ОСНОВИ ЗАГАЛЬНОГО ПРОЕКТУВАННЯ ЛІТАКІВ З ГАЗОТУРБІННИМИ ДВИГУНАМИ

2015

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського

"Харківський авіаційний інститут"

ОСНОВИ ЗАГАЛЬНОГО ПРОЕКТУВАННЯ ЛІТАКІВ З ГАЗОТУРБІННИМИ ДВИГУНАМИ

Навчальний посібник

Харків "ХАІ" 2015

УДК 629.735.33.01:621.452.3(075.8)
ББК 39.53:39.15Я73
0-75

Колектив авторів:
П. В. Балабуєв, С. А. Бичков, О. Г. Гребеніков, В. М. Желдоченко,
А. О. Кобилянський, А. К. М'ялиця, В. І. Рябков, Т. П. Цепляєва

Рецензенти: д-р техн. наук, проф. Д. С. Ківа,
д-р техн. наук, проф. Л. А. Малашенко

075 Основи загального проектування літаків з газотурбінними двигунами [Текст]: навч. посіб. / П. В. Балабуєв, С. А. Бичков, О. Г. Гребеніков та ін. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харк. авіац. ін-т", 2015. – 815 с.

ISBN 978-966-662-408-9

Викладено основи загального проектування літаків з газотурбінними двигунами. Розглянуто методи синтезу і аналізу проектних параметрів, схем, злітної маси, компонування і центрування пасажирських, транспортних і маневрених літаків. Подано основи методики інтегрованого проектування літаків за допомогою систем CAD/CAM/CAE/PDM.

Для студентів спеціальностей "Літаки і вертольоти", "Технологія літако- і гелікоптеробудування".

Іл. 508. Табл 43. Бібліогр.: 82 назви

УДК 629.735.33.01:621.452.3(075.8)
ББК 39.53:39.15Я73

© Колектив авторів, 2015
© Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського "Харківський авіаційний інститут", 2015

ISBN 978-966-662-408-9

Вступ

Особливості розвитку авіаційного промислового комплексу в країнах СНД

Досягнення країн СНД у створенні сучасної авіаційної техніки є загальновизнаними. Впродовж всієї історії розвитку авіації вони були в числі досягнень провідних авіаційних країн і продовжують зберігати передові позиції в світовому авіабудуванні. Країни СНД здатні розробляти і серійно випускати всі види цивільної і військової авіаційної техніки, всі її компоненти (двигуни, авіоніку, прилади, агрегати, конструкційні та функціональні матеріали, різні види авіаційної зброї).

Авіаційна промисловість України належить до найбільш високотехнологічних галузей народного господарства. 39 підприємств галузі проектують і виготовляють літаки, двигуни, авіаційне устаткування на рівні найвищих вимог. У виробництві авіаційної техніки беруть участь 28 вітчизняних підприємств-виробників окремих комплектуючих, декілька НДІ та інших наукових організацій.

Українське літакобудування є однією з галузей народного господарства, яка завдяки сформованій науково-технічній і виробничій кооперації з Росією може і має конкурувати на ринку авіаційної продукції з головними аерокосмічними фірмами світу.

АНТК ім. О. К. Антонова (генеральний конструктор – П.В. Балабуєв) – одне із самих передових підприємств авіаційної промисловості СНД, відоме буквально всій планеті. АНТК ім. О. К. Антонова – це могутній авіаційний комплекс, який об'єднує конструкторське бюро, дослідний завод, безліч випробних лабораторій і льотну дослідну базу. Це об'єднання дозволяє:

– значною мірою автоматизувати розрахунково–проектні й конструкторські роботи;

– виконувати аеродинамічні дослідження моделей літаків;

– випробовувати на міцність всі типи літаків, аж до гігантських "Мрії" і "Руслана" (рис. В.1, В.2), визначати їх ресурс;

– проводити льотні випробування літаків;

– підтверджувати відповідність літаків нормам льотної придатності й вимогам замовників.

За роки діяльності фірмою розроблено більше 100 типів і модифікацій літаків, 20 з яких – оригінальної конструкції; створено могутній творчий колектив фахівців світового рівня, школу розроблення транспортних літаків. Основні позитивні якості антонівських машин – відмінні злітно–посадкові характеристики, простота і надійність конструкції, здатність базуватися на грунтових аеродромах, висока рентабельність і невисока (за світовими стандартами) ціна.

Авіація в усі часи була предметом національної гордості і сприяла зміцненню авторитету держави на міжнародній арені. Тому створення високоефективної

авіаційної техніки – головний внесок АНТК ім. О. К. Антонова в економіку України. Адже в сучасному світі літакобудівна область приносить значні доходи і, крім того, сприяє розвитку національної науки, впровадженню передових технологій, створенню великої кількості робочих місць. Будівництвом літаків "Ан" зайняті Київський і Харківський авіазаводи, а комплектуючі деталі виготовляють на десятках інших підприємств України. Крім того, свої літаки "Антонов" створює в широкій кооперації з підприємствами країн ближнього і далекого зарубіжжя. У відносинах з ними він виступає в ролі рівноправного партнера, експортера "ноу–хау", передових технологій і наукових ідей. "Ани" випускають і в інших країнах, а Україна отримує дивіденди від кожного зробленого екземпляра, що є привілеєм високорозвинутих держав. Виробництво Ан-124, Ан-140, Ан-148, Ан-38, Ан-3, Ан-74 (рис. В.2, В.4 – В.7, В.9) розгорнено в Омську, Новосибірську, Самарі, Ульяновську.

До перспективних спільних проектів перш за все треба віднести програму середнього військово-транспортного літака короткого зльоту і посадки Ан-70 (рис. В.3), яка розвивається зусиллями українських і російських підприємств. Значний інтерес до цієї машини виявляють й інші держави. Реалізація такого проекту дасть Україні можливість ще більше зміцнити свій престиж на міжнародній арені.

Багато підприємств України, Росії і західноєвропейських держав активно допомагають АНТК ім. О. К. Антонова здійснювати програму пасажирського літака регіональних авіаліній Ан-140. Цей літак замінить ветерана Ан-24, але при цьому буде на 50 % економічніше, матиме велику швидкість і, що не менш важливо, буде значно тихіше. Від зарубіжних аналогів Ан-140 вигідно відрізняють невибагливість в експлуатації, можливість зльоту не тільки з бетонних злітно–посадкових смуг (ЗПС), але і з грунтових аеродромів і аеродромів із твердим покриттям.

Перспективна програма створення регіонального літака Ан-148 (рис. В.5), що є базовим у сім'ї, що включає варіанти із збільшеною дальністю, VIP–варіанти надвеликої дальності, з подовженим фюзеляжем і збільшеною пасажиромісткістю, вантажні варіанти літака.

Усесвітнє визнання отримав важкий транспортний літак Ан-124, який сьогодні перевозить вантажі практично по всій земній кулі. Завдяки унікальним технічним можливостям літака Ан-124-100 "Руслан" вітчизняні авіакомпанії в змозі надавати такий вид послуг, як міжнародні перевезення важких великогабаритних вантажів. Виявилось, що економічно доцільніше великі механізми, агрегати і устаткування збирати в заводських умовах і в зібраному вигляді транспортувати до місця установки, використовуючи повітряний транспорт. Тому до літака Ан-124-100 виявляють значний інтерес авіакомпанії, які спеціалізуються на вантажних перевезеннях. Багато фірм ведуть переговори з авіакомпаніями про те, щоб наперед закласти в технологію створення проведеного ними устаткування транспортування по повітрю.

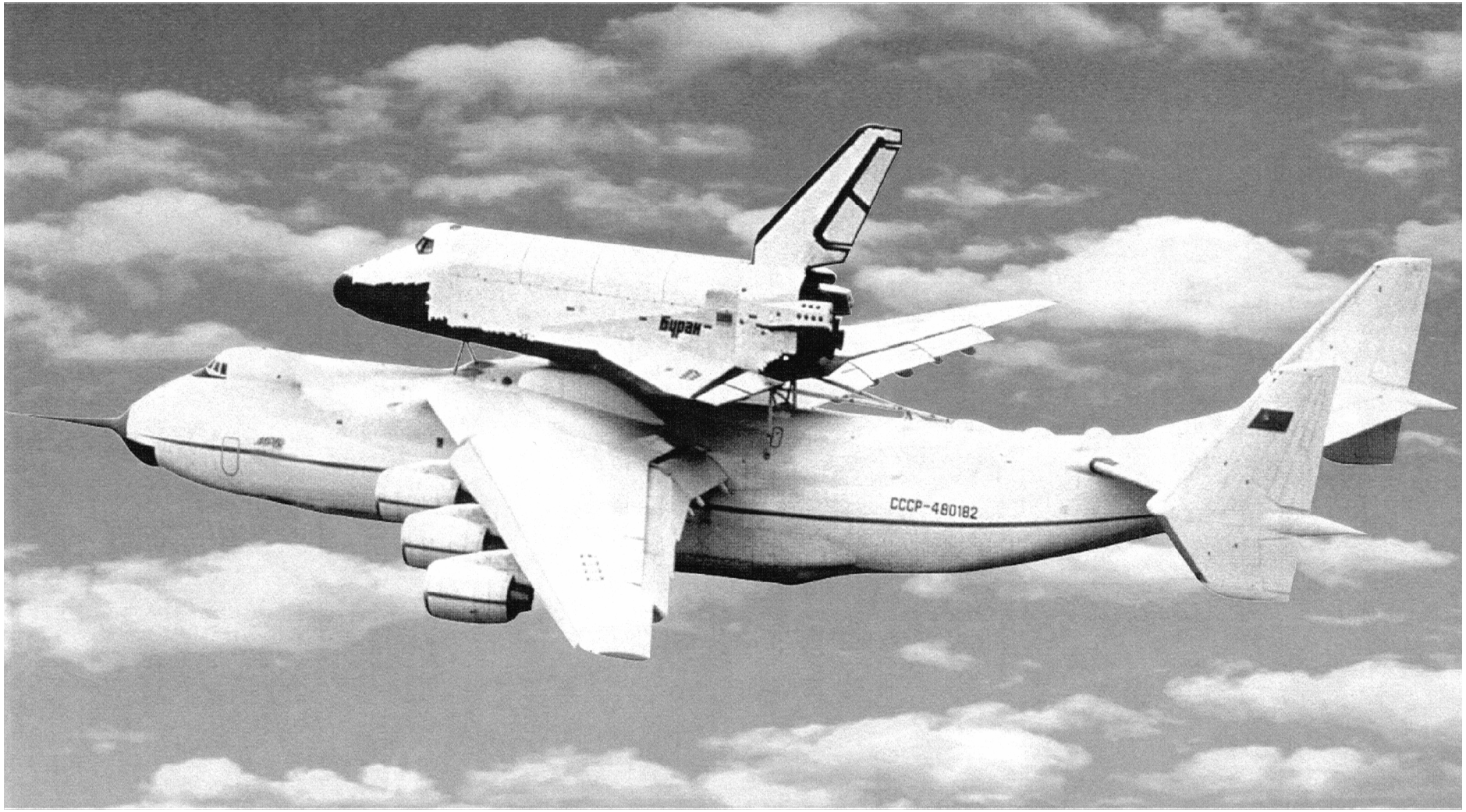
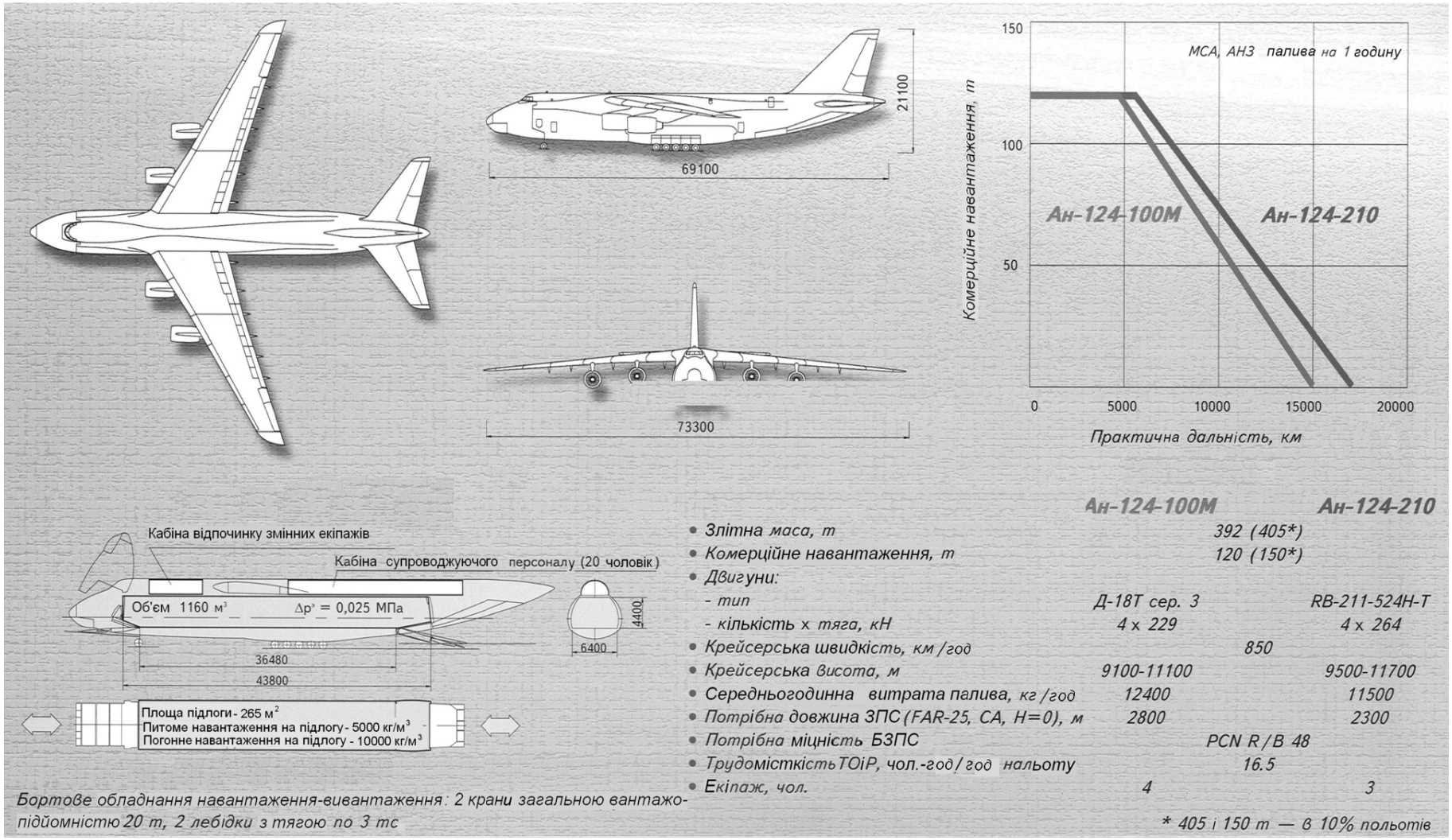


Рис. В.1. Літак Ан-225 "Мрія" з багатоцільовим космічним апаратом типу "Буран"



	Ан-124-100М	Ан-124-210
• Злітна маса, т	392 (405*)	
• Комерційне навантаження, т	120 (150*)	
• Двигуни:		
- тип	Д-18Т сер. 3	RB-211-524Н-Т
- кількість х тяга, кН	4 х 229	4 х 264
• Крейсерська швидкість, км/год	850	
• Крейсерська висота, м	9100-11100	9500-11700
• Середньогодинна витрата палива, кг/год	12400	11500
• Потрібна довжина ЗПС (FAR-25, СА, Н=0), м	2800	2300
• Потрібна міцність БЗПС	PCN R/B 48	
• Трудомісткість ТОіР, чол.-год/год нальоту	16.5	
• Екіпаж, чол.	4	3

Бортове обладнання навантаження-вивантаження: 2 крани загальною вантажопідйомністю 20 т, 2 лебідки з тягою по 3 тс

* 405 і 150 т — в 10% польотів

Рис. В.2. Ан-124-100М/210 “Руслан”. Важкий широкофюзеляжний вантажний літак великої далекості

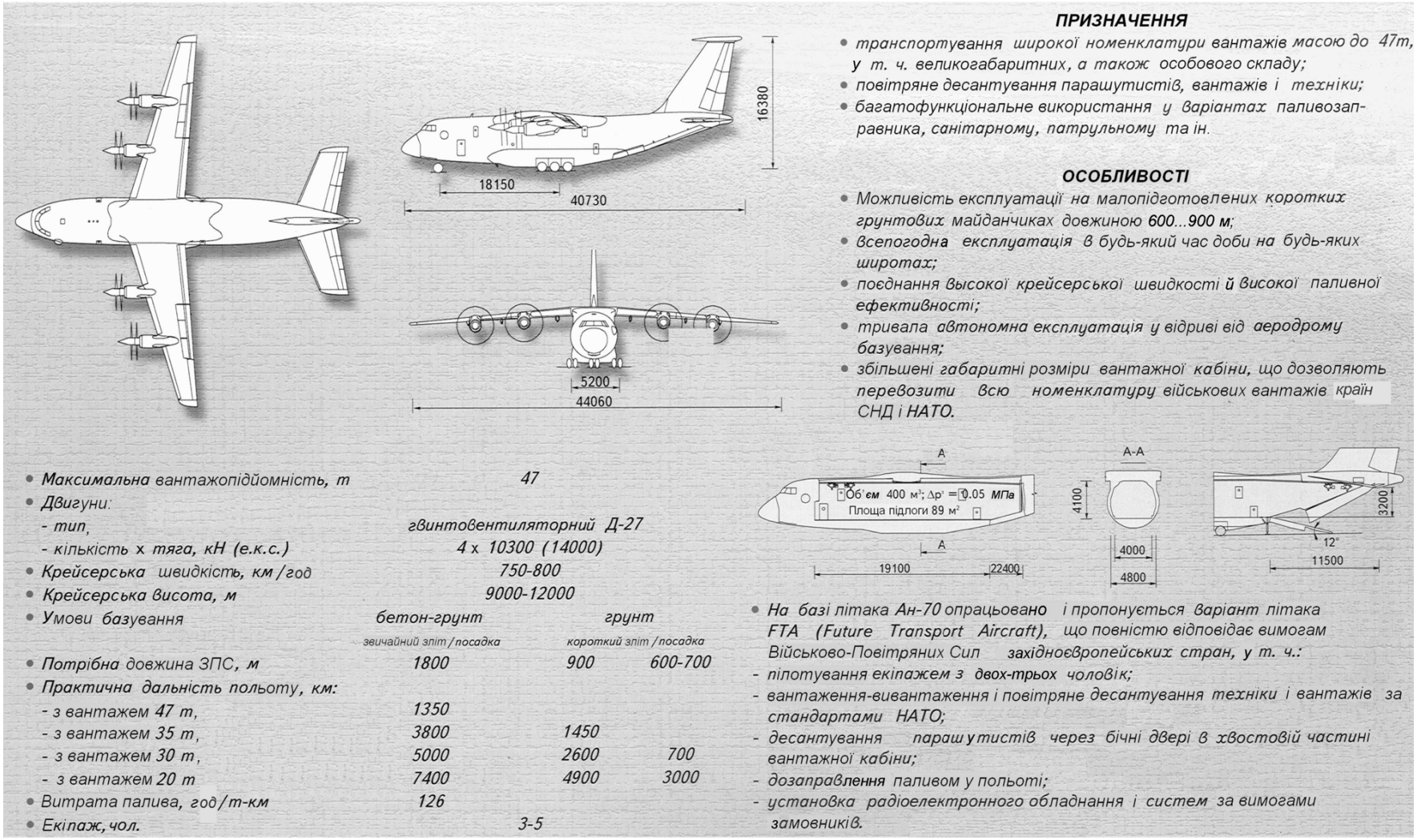


Рис. В.3. Ан-70. Транспортний широкофюзеляжний літак короткого зльоту та приземлення

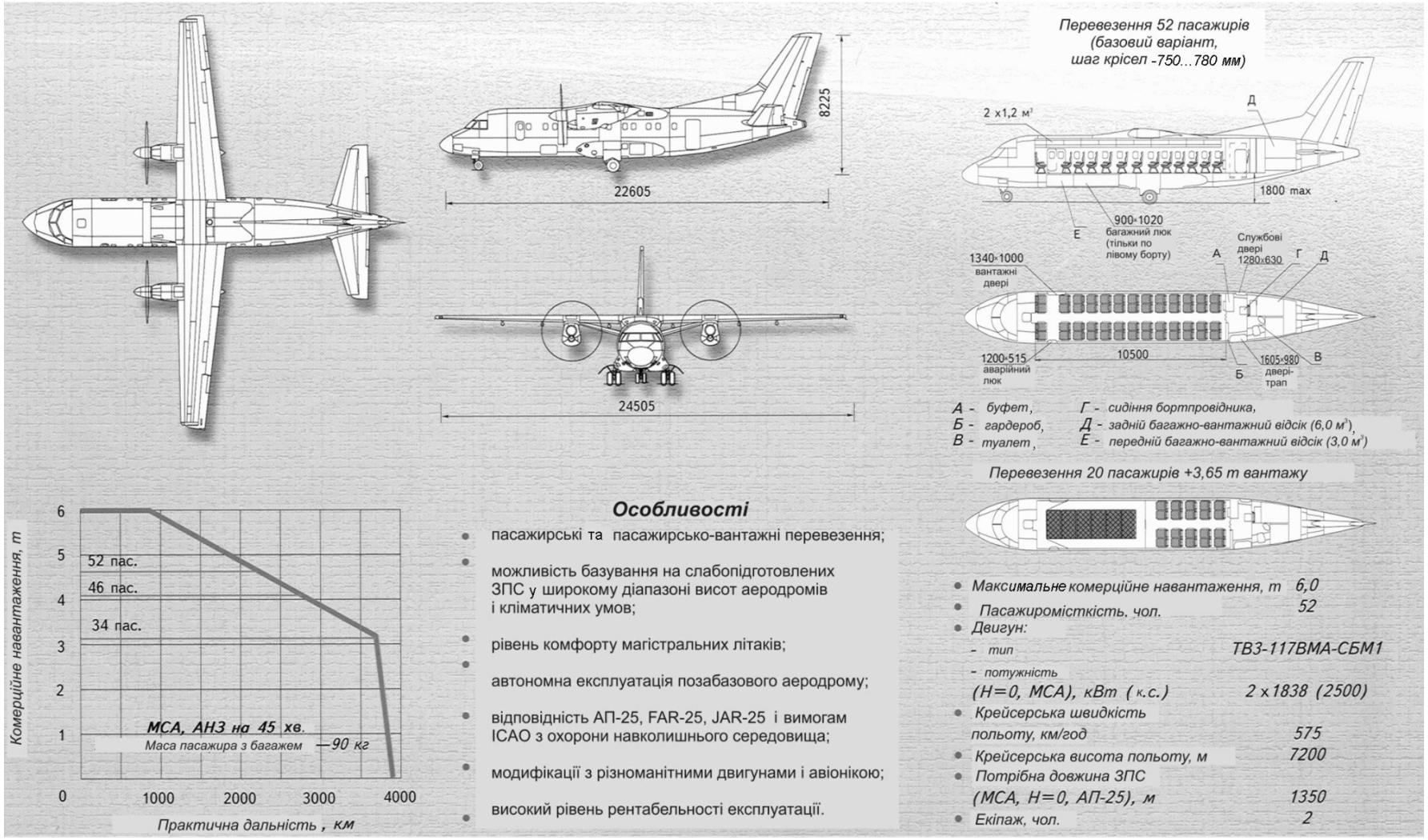


Рис. В.4. Ан-140. Регіональний перевізник

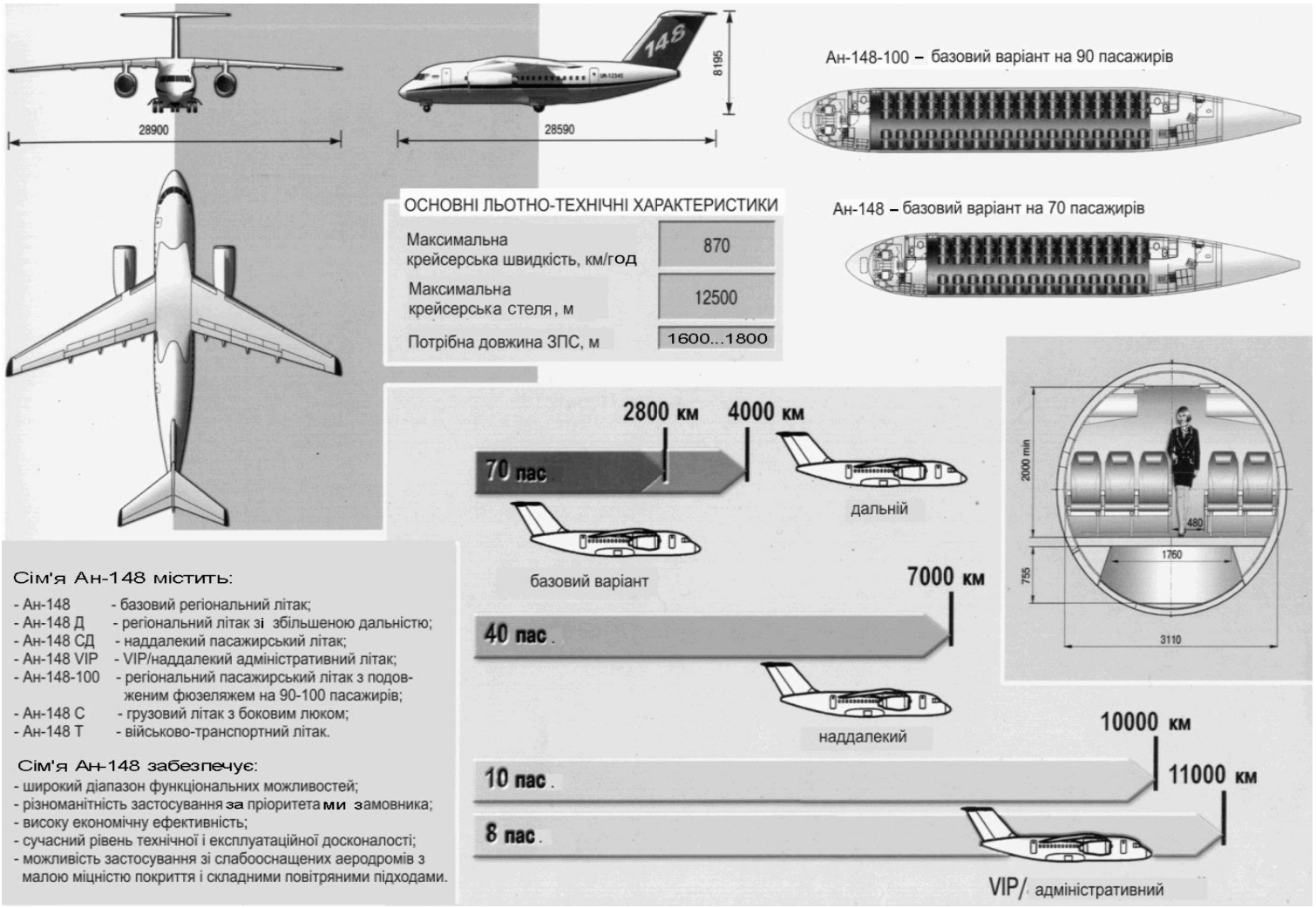


Рис. В.5. Сім’я нових регіональних літаків Ан-148

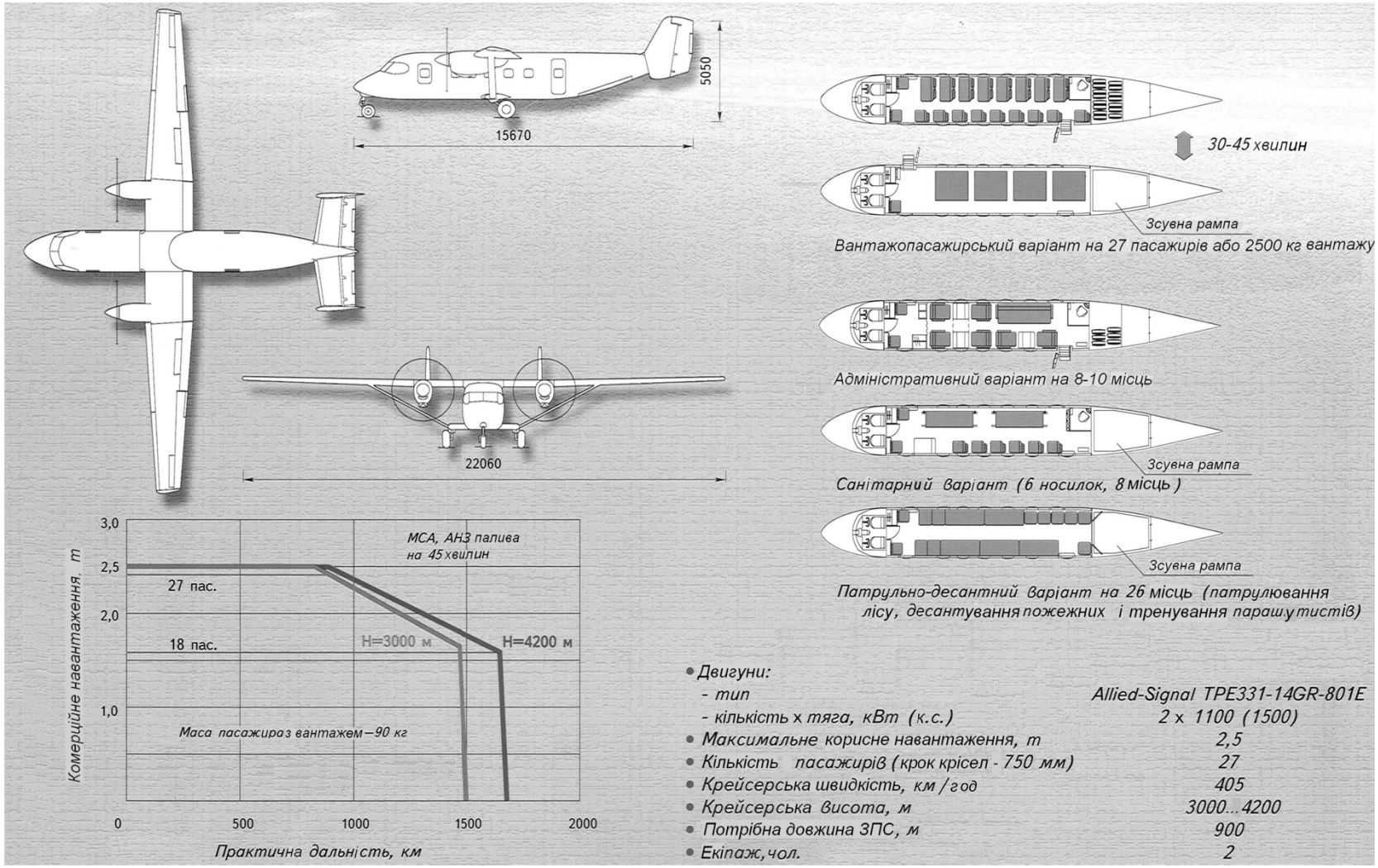


Рис. В.6. Ан-38. Легкий багатоцільовий літак

ОСОБЛИВОСТІ

Легкий багатоцільовий літак Ан-3, створений київським Авіаційно-технічним комплексом ім. О.К. Антонова, є подальшим розвитком і модернізацією широко відомого літака Ан-2, який експлуатується у багатьох країнах світу протягом 50 років.

Передбачені варіанти застосування літака: транспортний, конвертований вантажопасажирський, сільськогосподарський, лісопожежний, санітарний та ін.

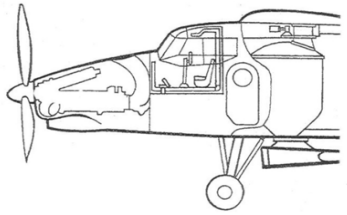
Модернізація полягає в заміні поршневого двигуна на турбогвинтовий двигун ТВД-20 з трилопатевим реверсивним гвинтом і регулятором обертів Р-17, зміні компонування кабіни екіпажу, установленні системи обігріву та вентиляції кабін, зміні електротехнічного і пілотажно-навігаційного обладнання, установленні централізованої системи сигналізації, нової протипожежної системи і поліпшенні навісного широкозахватного сільськогосподарського обладнання.

Модернізація дає можливість підвищення злітної маси літака, а, значить, і збільшення комерційного навантаження при збереженні тієї ж потрібної злітно-посадкової смуги, а також можливість використання гасу і масел, застосовуваних для усіх інших літаків (наприклад, Т-1, ТС-1), замість бензину.

Літак пройшов усі види заводських і державних випробувань з двигуном ТВД-20 на відповідність вимогам АП-23 (FAR-23) і АП-36 (FAR-36).

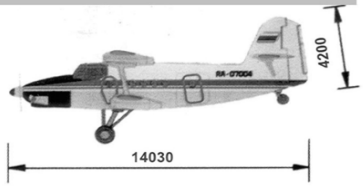
МОДЕРНІЗАЦІЯ ДОЗВОЛИЛА:

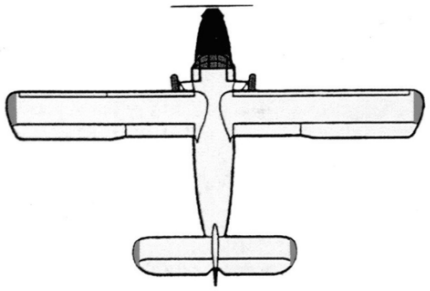
- підвищити надійність літака;
- забезпечити комфортні умови екіпажу, знизити рівень шуму й вібрації в кабіні екіпажу і зробити зручний вхід до неї;

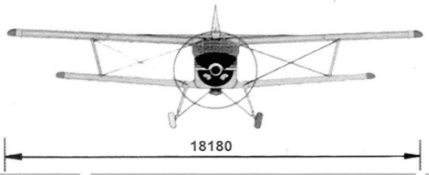


- збільшити у 1,9 раза швидкопідйомність і поліпшити злітно-посадкові характеристики;
- підвищити у 1,2 раза вантажопідйомність літака;
- зберегти можливість виконання польотів з грунтових майданчиків завдовжки 500 м;
- поліпшити економічні показники.

ЗАГАЛЬНИЙ ВИГЛЯД





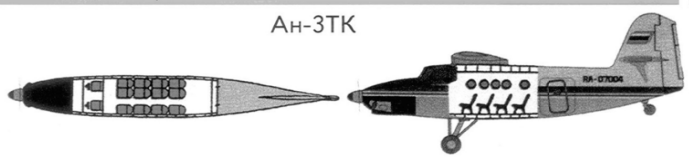


ОСНОВНІ ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

	Ан-3Т	Ан-2Т	Ан-3СХ	Ан-2СХ
● Двигун:				
- тип	турбогвинтовий ТВД-20 ..АШ-62ИР	поршневий ТВД-20	турбогвинтовий АШ-62ИР	поршневий
- потужність, кВт (к.с.)	1010(1375)	736(1000)	1010(1375)	736(1000)
- застосоване паливо	Т1, ТС2, РТ	Б91	Т1, ТС2, РТ	Б91
● Максимальна злітна і посадкова маса, кг	5800	5500	5800	5250
● Максимальне комерційне навантаження, кг	1800	1500	—	—
● Максимальна маса хімікатів, кг	—	—	1800	1250
● Обсяг бака хімікатів, л	—	—	2200	1400
● Крейсерська швидкість, км/год	220...260	190	—	—
● Практична стеля, м	4400	4400	—	—
● Найбільш вигідна висота польоту, м	2000	1000	—	—
● Практична дальність з вантажем 1500 кг, км	550	420	—	—
● Швидкість робоча на АХР, км/год	—	—	150..170	150..160
● Продуктивність, га/год				
-запилення(150 кг/га)	—	—	74	42
-обприскування(50 л/га)	—	—	132	81
-середньозважена	—	—	114	70
● Середньозважена витрата палива на АХР, кг/га	—	—	2,1	2,5
● Потрібна довжина ЗПС, м	500	500	500	500
● Швидкопідйомність, м/с	5	2,7	3,3-3,7	1,7-2,0
● Висота аеродрома, м	до 3000	до 1500	до 3000	до 1500
● Екіпаж, чол.	2	2	1	2

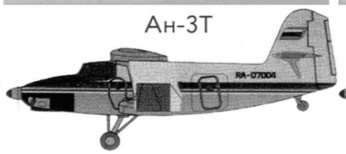
Конвертований вантажопасажирський варіант

Ан-3ТК



Транспортний варіант

Ан-3Т



Сільськогосподарський варіант

Ан-3СХ



Лісопожежний варіант

Ан-3П



Рис. В.7. Ан-3. Легкий багатоцільовий літак

Враховуючи величезний інтерес до літака, АНТК ім. О. К. Антонова працює над продовженням його життєвого циклу і модернізацією його бортового устаткування.

На базі літака Ан-124 планують розробити авіаційно-ракетний комплекс космічного призначення, оскільки інтенсивне освоєння ближнього космічного простору в мирних цілях приводить до необхідності пошуку шляхів зменшення вартості виведення на орбіту корисних вантажів. Для цього, як відомо, в світі розробляють різні авіаційно-ракетні космічні комплекси, в яких як перший ступінь використовують літак-носій, а ракету-носій (РН) виготовляють в одноразовому виконанні (у США – В-52 + РН "Пегас", у Росії – Ту-160 + РН "Діана-бурлак", в Україні – Ан-124 + РН "Оріль" (рис. В.8), спільно в Росії і Україні – Ан-124 + РН "Політ").

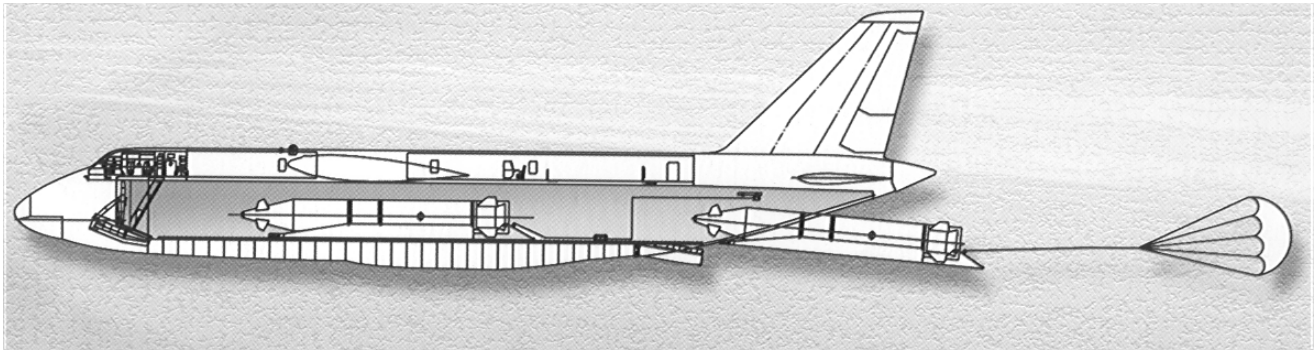


Рис. В.8. Авіаційно–ракетний космічний комплекс «Оріль»

Система горизонтального старту має такі основні особливості:

– істотне розширення можливості виведення корисного вантажу на орбіту за рахунок паралакса;

– скорочення часу фазування;

– ліквідація зон відчуження (особливо важлива для України, яка має розвинену авіаційно-ракетну промисловість і не має зон відчуження);

– використання авіаційних принципів експлуатації і відпрацювання;

– поліпшення екологічної безпеки при експлуатації авіаційно-космічних засобів виведення.

Широке визнання користувачів завоювали літаки сім'ї Ан-74. Їх відрізняють високі льотно-технічні характеристики, можливості базування на коротких грунтових аеродромах та експлуатації в різних кліматичних умовах.

Родоначальник сім'ї – літак Ан-74 – отримав сертифікат льотної придатності в 1991 році, а також доповнення до нього в 1993 році, яке забезпечує розширення умов експлуатації. На його базі створені такі варіанти (рис. В.9):

– Ан-74Т-200 – вантажний літак, який забезпечує перевезення 10 тонн платного навантаження на практичну дальність 1450 км;

– Ан-74ТК-100 і Ан-74ТК-200 – конвертовані вантажопасажирські літаки, що забезпечують перевезення в пасажирському варіанті 52 пасажирів на практичну дальність 2700 км і у вантажному – 10 тонн платного навантаження на дальність 950 км, які відрізняються між собою кількістю членів екіпажу.

АНТК ім. О. К. Антонова спільно з Харківським державним авіаційним виробничим об'єднанням (ХДАВП) активно займається розвитком сім'ї літаків Ан-74 шляхом створення продуктивніших модифікацій. Перша така модифікація – Ан-74ТК-300 (рис. В.10), основною відмінністю якого від базового літака Ан-74 є розміщення маршових двигунів на пілонах під крилом, що дозволить збільшити дальність польоту на 500 … 850 км.

На АНТК ім. О. К. Антонова можуть бути виконані всі необхідні роботи з обслуговування літаків, переобладнання їх у будь-які модифікації на вимоги замовника та їхню сертифікацію.

Займаючись вирішенням невідкладних поточних проблем, АНТК ім. О. К. Антонова ні на хвилину не забуває про необхідність технічного переозброєння підприємства, постійно вдосконалює процес проектування і виробництва літаків, переходить на нові комп'ютерні технології.

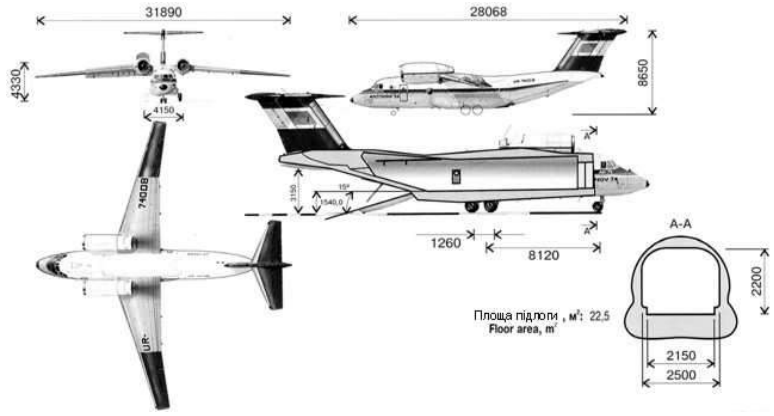
Для підтримки високого пріоритету авіаційної галузі України в світі на АНТК ім. О. К. Антонова реалізується програма використання сучасних комп'ютерних інформаційних технологій (КІТ), яка охоплює всі стадії життєвого циклу виробів підприємства – від розроблення і виробництва до випробувань і експлуатації.

Для досягнення максимально можливого кінцевого ефекту на АНТК ім. О. К. Антонова прийнято стратегію застосування КІТ, що передбачає розроблення та реалізацію використання КІТ всіма підприємствами–партнерами, які беруть участь у створенні і експлуатації літаків "Ан", технології повного електронного визначення виробу та паралельного інжинірингу, основаного на тривимірному моделюванні й створенні інтегрованої бази даних проекту.

На АНТК ім. О. К. Антонова проект виконано і створюється інформаційно-комп'ютерний комплекс, який охоплює всі структурні підрозділи підприємства. Здано в експлуатацію декілька конструкторських залів комп'ютерного моделювання, оснащених сучасними комп'ютерними станціями, впроваджено систему комп'ютерного проектування CADDS/OPTEGRA.

Організовано систему підготовки фахівців. Конструктори й технологи пройшли курс навчання роботі в системі CADDS/OPTEGRA, розроблено програми навчання КІТ для всіх категорій фахівців.

Створюються методики виконання робіт за технологією повного електронного визначення виробу при створенні літаків "Ан". Розробляється організаційна форма виконання цих робіт на базі комплексних робочих груп із фахівців різних відділів, проводяться роботи за реальними проектами – відсіку крила А320, Ан-7Х, тролейбуса і т. ін.



	Ан-74/-200 - легкий транспортний літак	Ан-74Т-100/-200А – вантажні літаки	Ан-74ТК-100/-200 – вантажо-пасажирські конвертовані літаки	Ан-74Д – діловий літак	Ан-74VIP – перспективний адміністративний літак	Ан-74Т-300/ТК300 – модифікації з двигунами під крилом на пілонах
	– вантажопідйомність 7,5 т; – виконання спеціальних польотів в Арктиці і Антарктиці; – сумісне перевезення вантажів і пасажирів	– вантажопідйомність 10 т; – збільшена за довжиною вантажна кабіна	– вантажопідйомність 10 т або 52 пасажири; – сумісне перевезення вантажів і пасажирів; – конвертація "вантажний/ пасажирський варіант" за 2 години	– перевезення до 12 пасажирів у комфортних умовах; – трьохсалонове компонування	– високий рівень комфорту; – можливість перевезення автомобіля або групи супроводжуючих	– вантажопідйомність 10 т або 52 пасажири; - зменшена питома витрата палива; – підвищена крейсерська швидкість і дальність; – скорочена довжина ЗПС
Двигуни: – тип, – тяга, кгс	Д-36-2А/-3А 2х6500	Д-36-3А 2х6500	Д-36-3А 2х6500	Д-36-2А 2х6500	Д-36-3А 2х6500	Д-36-4А 2х6500
Вантажопідйомність, т	7,5	10	10		(до 2300 кг у вантажному відсіку)	10
Пассажиромісткість, чол.	10		52	12 (або на вимогу замовника)	9-29	0/52
Крейсерська швидкість, км/год	580…700	580…700	580…700	580…700	580…700	600…725
Висота польоту, м	10100	10100	10100	10100	10100	10100
Дальність, км: – з максимальним навантаженням, – з пасажирами – з максимальним паливом (вантаж, т)	1650/2300 4400 (0,8/2,5)	1450 4370 (3,05)	950 2750 4250(1,8)	3950 (12 пас.) 4000 (0)	3300 (9 пас.+2,3 т) 4400 (8 пас.)	2130/1450 —/3600 5050(3,6) /5050(2,5)
Потрібна довжина ЗПС, м	1800/2050	2050	2050	1800	2050	1900
Екіпаж, чол.	5	4/2	4/2	2	2	2
Розміри вантажної кабіни, м: – ширина підлоги, – висота, – довжина	2,15 2,2 5–7	2,15 2,2 10,5	2,1 2,08 10,5	–	2,15 2,2 4…5	2,15 2,2 10,5

Рис. В.9. Сім'я Ан-74



Рис. В.10. Ан-74ТК-300. Регіональний літак

Впровадження технології КІТ забезпечує мінімізацію циклів і вартості, підвищення якості й оперативної реалізації запитів замовників при створенні та модифікації виробів. Крім того, це дозволить АНТК ім. О. К. Антонова брати участь у сумісних міжнародних проектах створення авіаційної техніки.

АНТК ім. О. К. Антонова займається також вирішенням проблем перевезень на землі. З використанням авіаційних технологій і застосуванням композиційних матеріалів тут створені єдиний в країнах СНД і Східної Європи трамвай з низькою підлогою, сім'я комфортабельних і надійних тролейбусів.

Окремо потрібно виділити такий напрям діяльності АНТК ім. О. К. Антонова, як здійснення міжнародних авіаперевезень. За 10 років літаки авіатранспортного підрозділу АНТК ім. О. К. Антонова, яке носить ім'я "Авіалінії Антонова", в різних регіонах світу перевезли більше 200 тисяч тонн вантажів цивільного і спеціального призначення. Так, в 1993 році було виконано перевезення електрогенератора масою 132,5 т фірми "Сіменс" з Дюссельдорфа в Делі. Це перевезення зареєстровано в книзі рекордів Гіннеса в розділі важкого моновантажу, який коли-небудь перевозився повітряним шляхом.

Створення такого підрозділу дозволило підприємству вижити в той важкий період і зберегти для України конструкторський колектив, якому позаздрить будь-яка авіаційна держава.

Значною мірою завдяки високим транспортним характеристикам літака Ан-124-100 і такому напряму діяльності АНТК ім. О. К. Антонова, як здійснення міжнародних вантажних авіаперевезень, виявилися величезні перспективи розвитку світового ринку авіаперевезень важких великогабаритних вантажів і збереження в ньому пріоритету України. А вантажний авіаційний комплекс на базі підрозділу АНТК ім. О. К. Антонова в Гостомелі має забезпечити розвиток могутньої транспортної і соціально-промислової інфраструктури. Розроблений бізнес-план "МАК Гостомель" отримав високу оцінку експертів Європейського банку реконструкції і розвитку. Для України будівництво аеропорту у Гостомелі може привернути інвестиції і стати тим важелем, який підніме економіку. Аеропорт "Гостомель" може стати повітряним мостом світового значення за обслуговуванням транспортних зв'язків Захід – Схід, Південь – Північ.

АНТК ім. О. К. Антонова завдяки з'єднанню безцінного інтелектуального потенціалу, високої корпоративної культури, традиційного творчого духу і розвиненої науково-технічної інфраструктури закріплює загальне визнання як одного з головних центрів новітніх технологій. Це дозволяє з оптимізмом дивитися в XXI століття – століття, яке подарує світові нові крилаті машини з логотипом "Ан", в яких упроваджені найвищі досягнення науки і техніки, а комплекс "Антонов" буде символом національної гордості України.

Харківське державне авіаційне виробниче підприємство (ХДАВП) (генеральний директор – А. К. М'ялиця) з повним правом займає одне з перших місць у списку авіабудівних підприємств.

75 років підприємство випускає літаки, багато хто з яких відомий у всьому світі. Серед них – первісток вітчизняного літакобудування К-5, який став наймасовішим пасажирським літаком СРСР у довоєнні роки, учбово-тренувальні Як-18 і МіГ-15УТІ, перший реактивний пасажирський літак Ту-104 і його "молодший брат" Ту-124. Пізніше у виробництві знаходилися невибагливі й надійні Ту-134.

Ту-134 і його збільшений варіант Ту-134А в 60-х роках XX століття увійшли до числа кращих у світі машин подібного класу. За створення, випуск та успішну експлуатацію Ту-134 група конструкторів і фахівців підприємства відмічена Державною премією. Як визнання заслуг колективу підприємства в міжнародній співпраці завод нагороджений преміями "Золотий Меркурій" і "Міжнародною Золотою Зіркою".

У 1976 році при відвіданні Харківського авіаційного заводу Генеральний конструктор О. К. Антонов сказав: "На Вашому літаку не тільки приємно літати – на нього приємно подивитися. Як генеральний конструктор я б хотів, щоб мої машини робилися на Вашому заводі".

Трапилося так, що слова Олега Костянтиновича виявилися пророчими. Перший практичний підсумок співпраці з його дослідно-конструкторським бюро – крилата вантажівка Ан-72. Серійний випуск цього легкого транспортного літака для потреб військової авіації почався в 1985 році. Ан-72 був призначений для перекидання по повітрю десантних груп із спорядженням і зброєю, міг доставляти в заданий район боєприпаси, транспортувати поранених.

Модифікація цього літака Ан-72П з винятковою ефективністю несе патрульну службу в авіації прикордонних військ, надійно охороняє двохсотмильні морські економічні зони. Головна позитивна якість всепогодного захисника меж – висока маневреність, надійність всіх систем та устаткування, ефективна вогняна потужність і широкий діапазон швидкостей. Крейсерська швидкість патрульного Ан-72 – понад 700 км/год, а в прикордонній зоні він може баражувати на малих висотах із швидкістю 300 км/год.

На початку 90-х років в умовах конверсії Харківське державне авіаційне виробниче підприємство і Авіаційний науково-технічний комплекс ім. О. К. Антонова з урахуванням кон'юнктури ринку і наявних напрацювань перспективних ідей зробили ставку на створення і випуск легких транспортних багатоцільових літаків для потреб комерційної авіації. Родоначальник нової авіаційної сім'ї – літак Ан-74.

Ця машина універсальна в найширшому розумінні цього слова: може використовуватися для комерційних перевезень вантажів, техніки, пасажирів, є незамінною при проведенні науково-дослідних і пошуково-рятівних робіт, ефективною при патрулюванні та розвідуванні шельфу, зручною для вахтового забезпечення геологів і розробників нафтових і газових родовищ. З самого кращого боку зарекомендувала себе ця авіатехніка при доставці гуманітарної допомоги в райони стихійних лих і медичної евакуації тих, що постраждали, з труднодоступних високогірних районів.

Для Ан-74 придатні не тільки бетонні, але і грунтові, галькові, сніжні, льодові

аеродроми. Зліт і посадка на їх укорочених смугах забезпечуються за допомогою ефективної механізації крила, тягооснащеності літака і застосування колісного шасі високої прохідності. Завдяки високому рівню механізації комплексу бортових транспортних засобів члени екіпажу навіть на необладнаному аеродромі можуть самостійно справитися з розвантаженням або вантаженням комерційного вантажу.

Літаки сім'ї Ан-74 ефективно працюють у складних умовах Арктики і Антарктиди з їх засніженими аеродромами, здійснюють польоти у важкодоступні високогірні райони Південної Америки, забезпечують транспортування вантажів і пасажирів у пустелі Сахара під час авторалі Париж–Дакар. Недаремно західні журналісти називають Ан-74 "літаком на всі випадки життя".

На базі Ан-74 створено і серійно виготовляється ціла сім'я багатоцільових літаків – легкі вантажні Ан-74Т-100 і Ан-74Т-200, ділові на базі Ан-74-200.

Конструкція базової моделі отримала свій подальший розвиток при створенні конвертованого вантажопасажирського літака Ан-74ТК-200. За висновками експертів ця машина в своєму класі – краща за всіма параметрами. Залежно від умов експлуатації Ан-74ТК-200 здатний перевозити і вантажі, і пасажирів. Пасажирський варіант літака конвертується у вантажний порівняно просто: до бортів відкидаються спарені крісла і багажники ручної поклажі. Комерційне навантаження – 10 т, кількість місць для пасажирів – 52. Літак здатний здійснювати і змішані перевезення.

ХДАВП докладає багато зусиль для пошуку найбільш прийнятних і раціональних шляхів інтеграції в світову систему виробників авіакосмічної техніки. Участь в авіаційних виставках світового масштабу – надійний спосіб довести свій технічний і творчий потенціал. Глибина конструкторської думки, рівень технології викликають інтерес безпосередньо до авіаційних фірм і служать основою для успішного просування нашої техніки на міжнародному ринку.

Довіра до авіаційної техніки України зміцнюється у потенційних іноземних покупців регулярною участю літака Ан-74ТК-200 в престижних авіаційних показах – таких, як салони в Ле-Бурже (Франція), Фарнборо (Англія) і Дубаї (Арабські Емірати). На даний час перед харківськими літакобудівниками стоїть задача уміло використовувати перспективи міжнародної співпраці, що відкриваються.

ХДАВП готове розвивати взаємовигідну співпрацю із зацікавленими зарубіжними фірмами у виробництві, збуті й експлуатації літаків і тому надає цим напрямам діяльності особливого значення. При цьому використовують великі технічні можливості, закладені в конструкцію літака Ан-74, для його подальшого вдосконалення, а також створення перспективних модифікацій, що мають комерційну привабливість для авіаперевізників.

На основі аналізу експлуатації Ан-74 було зроблено висновок про те, що для ефективного використання літака на регулярних авіалініях необхідно підвищити його паливну ефективність, вантажопідйомність, дальність польоту, які спочатку були принесені в жертву забезпеченню можливостей укороченого зльоту і посадки на грунтові аеродроми. Розрахунки показали, що перенесення двигунів на пілони під

крило дозволить значно поліпшити льотно-технічні характеристики.

Рішення про створення літака Ан-74ТК-300 (таку назву отримав модернізований літак) (див. рис. В.10) було прийнято в 1998 році керівниками чотирьох підприємств: генеральним конструктором АНТК ім. О. К. Антонова П. В. Балабуєвим, генеральним конструктором ЗМКБ "Прогрес" Ф. М. Муравченко, генеральним директором ВАТ "Мотор Січ" В. А. Богуслаєвим і генеральним директором ХДАВП А. К. М'ялицею.

Глибока модернізація істотним чином заощадить засоби і час, які знадобилися б для розроблення і випробувань нового літака. Крім того, експлуатаційники отримають не "сиру" машину, а машину з уже доведеною високою надійністю, високим ресурсом і налагодженим сервісним обслуговуванням. Виграш від такої модернізації є дуже відчутним.

За розрахунками фахівців АНТК ім. О. К. Антонова шляхом поліпшення аеродинаміки крила і зменшення втрат тяги в двигунах витрата палива знизиться на 20 %. Разом зі збільшенням максимальної злітної ваги на 1 т це дасть приріст дальності польоту до 800 км. Для конвертованого Ан-74ТК-300 дальність польоту з 10-тонним корисним навантаженням становитиме 1800 км, а для Ан-74Т-300 – 2300 км. Крейсерська швидкість також зросте до 725 км/год. Важливою якістю, особливо для пасажирського варіанта, стане зниження рівня шуму в салоні. У віддаленішій перспективі планується створення Ан-74ТК-400 з подовженим фюзеляжем і доведення максимального корисного навантаження до 12 т.

Долаючи бар'єри у власній свідомості, колектив ХДАВП сьогодні освоює закони ринку, які багато в чому визначають підхід до вирішення задач, що стоять перед підприємством, і дозволяють активно виходити на світові ринки збуту з новою технікою традиційно високої якості. У середині 90-х років підприємство приступило до підготовки серійного виробництва нового регіонального пасажирського літака Ан-140 на 52 місця (рис. В.4), який має замінити літак Ан-24, що відслужив свій термін. Проведений маркетинг показав високу ефективність проекту літака Ан-140. За прогнозами фахівців, ринок літаків Ан-140 може скласти не менше 600 одиниць.

Паралельно з проведенням у Києві випробувань експериментального літака Ан-140 на ХДАВП велася напружена робота, пов'язана із серійним виробництвом літака. У найкоротші терміни на підприємстві було проведено найбільш трудомістку роботу, яка потребує великих матеріальних витрат для підготовки виробництва.

23 вересня 1999 року перший серійний літак України Ан-140 піднявся в небо із заводського аеродрому. Цей день став новою віхою в історії української авіації – вона зробила крок в XXI сторіччя.

Літак призначений для пасажирських і вантажопасажирських перевезень і може експлуатуватися на коротких ЗПС і грунтових аеродромах. Перевозячи 52 пасажири на відстань до 2600 км, Ан-140 із двигунами ТВ3-117ВМА-СБМ1 порівняно з Ан-24 має у 1,4 раза більшу швидкість, витрачає в два рази менше палива, вимагає в 1,3 раза меншу смугу для зльоту і посадки.

Літак Ан-140 створено на базі новітніх технологій і розробок вітчизняної і західної

авіапромисловості з урахуванням вимог і побажань замовників. Разом із тим творці літака постаралися забезпечити максимально можливу спадкоємність конструкції з літаком Ан-74. На ньому встановлюються сертифіковане устаткування і комплекси, які добре зарекомендували себе в експлуатації.

Перший серійний екземпляр літака, що було виготовлено в Харкові, підключився до інтенсивних сертифікаційних польотів двох експериментальних Ан-140. Виконано великий обсяг випробувань, зокрема на російському узбережжі Північного Льодовитого океану і в умовах високих температур в Узбекистані. Проведено також комплекс польотів у високогір'ях Тянь-Шаня і Кавказу. Отримання сертифіката льотної придатності за нормами АП, відповідних західним FAR-25 і JAR-25, відбулося 25 квітня 2000 року.

Окрім Харкова серійне виробництво літака здійснюється в Росії на Самарському "Авіакорі". Відповідно до українсько-російських міжурядових угод у рамках паритетної кооперації ХДАВП виготовлятиме для "Авіакора" крила і центроплан російських Ан-140.

Високий рівень конкурентоспроможності Ан-140 було продемонстровано в грудні 1995 року виграшем тендера, оголошеного урядом Ірану щодо запуску у виробництво літака пасажиромісткістю п'ятдесят-вісімдесят місць, де з АНТК ім. О. К. Антонова змагалися фірми ATR (Франція-Італія), Fokker (Голландія), XIAN (Китай), De Havilland Canada (Канада), SAAB (Швеція) та IPTN (Індонезія). Угода з Тегераном передбачає щорічне поагрегатне складання на заводі "HESA" в Ісфахані дванадцяти літаків Ан-140, а також поступову передачу Україною технології виробництва. Всього в Ірані зі складниками, які поставляються Україною, буде зібрано близько ста літаків Ан-140.

Харківське державне авіаційне виробниче підприємство сьогодні – це могутнє високотехнологічне і мобільне виробництво, яке забезпечує повний цикл складання літаків. Бездоганна якість і надійність виробів, що випускаються на ХДАВП, забезпечуються конструкторсько-технологічним потенціалом, наявністю дослідних і випробувальних лабораторій.

Досвід підприємства показує, що завдяки впровадженню нових методів і способів контролю, систем управління якістю можна в умовах ринку випускати конкурентоспроможну продукцію, яка за показниками якості відповідала б міжнародним стандартам і вимогам замовників. У 1998 році це підтвердила авторитетна міжнародна комісія технічного суспільства "Бюро Верітас" (Франція), яка видала підприємству сертифікат відповідності системи якості ХДАВП міжнародному стандарту ISO 9002.

Сучасне літакобудування на підприємстві розвивається у напрямі автоматизації виробництва на базі комп'ютерних інформаційних технологій (КІТ). Основною тенденцією сучасного етапу автоматизації проектування на підприємстві є створення комплексних систем автоматизованого проектування і виробництва, яке містить конструювання деталей, вузлів, агрегатів літака, технологічне проектування, підготовку програм, що управляють, для устаткування з програмним управлінням, виготовлення деталей з використанням верстатів із ЧПК, складання вузлів і агрегатів із

застосуванням автоматизованих і механізованих пристроїв.

Якнайповніше цим вимогам відповідає адаптація в умовах ХДАВП комплексних систем проектування і виробництва типу CAD/CAM/PDM. Такі системи призначені для автоматизованого вирішення задач проектування деталей і вузлів літака, технологічних процесів їх виготовлення, підготовки програм, що управляють, для верстатів із ЧПК, проектування й виготовлення способів технологічного оснащення з використанням однієї і тієї ж самої графічної й технологічної інформації у вигляді комп'ютерного креслення (КК). Важливою передумовою для використання цих систем при створенні літаків є повнота й ідентичність опису деталі з конструкторської і технологічної точок зору. Це роблять для того, щоб при використанні окремих проектних моделей потрібно було доповнити тільки специфічні дані для вирішуваної задачі. Одним із шляхів впровадження комплексних систем є реалізація принципів групової технології, основаної на використанні однотипного устаткування, плануванні, організації і підготовці виробництва за принципом технологічної спільності деталей та їхньої класифікації за конструктивно-технологічними ознаками.

Реалізація цих принципів на ХДАВП дозволить забезпечити принципово нову можливість підвищення темпів та якості розроблення директивної документації і всієї технології підготовки виробництва на базі комп'ютерних інформаційних технологій.

Для успішної роботи в сучасних умовах підприємством реалізована програма сервісної підтримки літаків, яка містить навчання технічного й інженерного персоналу, організацію гарантійного та післягарантійного обслуговування, постачання запасними частинами експлуатантів у найкоротші терміни. У зв'язку із цим перспективним напрямом є можлива модернізація широко відомих у всьому світі пасажирських літаків Ту-134А.

Перш за все, цей літак має досить великий ресурс. Якщо оснастити його модернізованими двигунами Д-436 виробництва запорізького заводу "Мотор Січ", можна було б значно поліпшити характеристики Ту-134А відповідно до норм ІКАО за рівнем "шуму на місцевості" і емісії шкідливих речовин, що, у свою чергу, дозволить приймати літак в аеропортах Європи. При хорошому техніко-економічному обгрунтуванні на машинах такого типу можна було б літати ще 10–15 років. В експлуатації ще знаходяться близько 500 літаків Ту-134А. Якщо модернізувати хоча б 200 машин із цього парку, можна розраховувати на непоганий економічний ефект.

Як і багато інших областей економіки, авіаційна промисловість України стикається із серйозними труднощами. В першу чергу, це відсутність засобів на виробництво і на соціально-побутове забезпечення фахівців і робочих. Украй несприятлива ситуація склалася на ринку авіапослуг унаслідок різкого падіння платоспроможного попиту. Створені в СНД на базі колишнього Аерофлоту авіакомпанії (а їх більше 500) не мають в своєму розпорядженні достатнього капіталу для придбання нових літаків за повною вартістю. З іншого боку, авіазаводи зазнають труднощів через відсутність достатніх обсягів оборотних коштів для продовження виробничого циклу. Заміна ж літакового і вертолітного парків країн СНД оцінюється

фахівцями в 70…80 млрд доларів. Отже, боротьба за наш авіаційний ринок посилюється.

У цій обстановці ключового значення набуває лізинг вітчизняної авіатехніки нового покоління. Такі проекти з максимальним використанням позикових засобів комерційних банків і фінансових компаній, зокрема іноземних, уже знаходяться на розгляді в уряді України. З метою подальшого розвитку вітчизняної авіатехніки необхідним стає фінансування на зворотній основі авіалізингу за рахунок державного бюджету.

Попередній техніко-економічний аналіз показує, що гроші, які були заплановані на розвиток виробництва і реалізацію вітчизняної авіатехніки на умовах фінансового лізингу, будуть в основному компенсовані надходженнями в прибуткову частину бюджету в тому ж році, в якому вони виділені. Це забезпечить авіаційному комплексу України поступальний цілеспрямований розвиток.

ЗМКБ "Прогрес" ім. академіка О. Г. Івченка (генеральний конструктор – Ф. М. Муравченко) є єдиним в Україні дослідним конструкторським бюро (ДКБ), що розробляє авіаційні двигуни.

Створено підприємство в травні 1945 р. за ініціативою Олександра Георгійовича Івченка, що став його першим керівником і згодом генеральним конструктором. Після смерті О.Г. Івченка підприємство очолював генеральний конструктор Володимир Олексійович Лотарьов (випускник ХАІ 1939 р.). Традиційно двигуни, створені ЗМКБ "Прогрес", серійно випускаються всесвітньо відомим запорізьким підприємством ВАТ "Мотор Січ".

На всіх етапах діяльності підприємства основне творче ядро його колективу складали і складають випускники Харківського авіаційного інституту.

В історії ЗМКБ "Прогрес" є ряд яскравих сторінок, завдяки яким підприємство увійшло до еліти світового авіадвигунобудівництва і набуло популярності як фірма, що створює надійні, економічні й довговічні авіаційні двигуни для пасажирських, транспортних і навчально-тренувальних літальних апаратів. Літаки й вертольоти з двигунами ЗМКБ "Прогрес" успішно експлуатуються різними авіакомпаніями більш ніж в 80 країнах світу. Для завоювання такої репутації потрібно створювати двигуни з такою сукупністю якостей, яка дозволила б задовольнити вимоги замовника протягом тривалого періоду часу, оскільки розроблення авіаційного двигуна, особливо газотурбінного двигуна (ГТД), – це дуже дорогий процес, і потрібний тривалий період для виробництва достатньо великої кількості двигунів та їх експлуатації, щоб встигнути окупити витрати і отримати чистий прибуток. Тому одним із найважливіших критеріїв якості авіаційного ГТД є тривалість його життєвого циклу – часу від початку розроблення до зняття з експлуатації останнього двигуна.

Кращі зразки світового авіадвигунобудівництва мають тривалість життєвого циклу 40-50 і більше років. Це означає, що конструкторські колективи, що створили ці машини, зуміли при проектуванні наділити їх такими якостями, які були затребуваними більш ніж через півстоліття. Нинішньому поколінню молодих інженерів і уявити важко,

що в роки створення двигуна АІ-20 у країні не було телебачення і атомної енергетики, світ ще не знав, що таке штучний супутник землі, а самою довершеною технікою при проведенні розрахункових досліджень були ручний арифмометр і логарифмічна лінійка. За минулі роки в світі відбулися фантастичні зміни в техніці й технології, зроблено вражаючі відкриття, з'явилися раніше небачені машини, засоби комунікації і зв'язку. Чого варті тільки досягнення космонавтики, надзвукові пасажирські літаки, світова комп'ютерна мережа... А літаки з двигунами АІ-20 літають і сьогодні. Двигун набув нового життя як наземна енергетична установка і довго ще служитиме народному господарству. А після АІ-20 були АІ-24 і АІ-25, що зробили прорив газотурбінної техніки в авіацію місцевих повітряних ліній, перший в СРСР двигун з великим ступенем двоконтурності модульної конструкції Д-36, наймогутніший вертолітний ГТД у світі, – неперевершений вже більше чверті століття Д-136, наймогутніший в СРСР двигун легендарних "Руслана" і "Мрії", – Д-18Т. Всі ці машини живуть вже по 20–40 років і житимуть ще довгі роки. Наприклад, ТРДД із сім'ї АІ-25, двигун АІ-25ТЛК, зовсім недавно встановлено на новий китайський літак К-8J, а з двигунами сім'ї Д-36 – ТРДД Д-436Т1/ТП – піднялися в небо новітні Ту-334 і Бе-200.

Гордістю колективу є перший в світі турбоґвинтовентиляційний двигун Д-27, паливна ефективність якого на 25…30 % вища, ніж сучасних турбореактивних двоконтурних двигунів. Його встановлюють на військово-транспортному літаку Ан-70 короткого зльоту і посадки, на якому виконують інтенсивні льотні випробування. Аналіз, виконаний німецькою фірмою MTU-DASA, показав, що двигун Д-27 відповідає світовому рівню. На його базі розробляють перспективні модифікації Д-127 і Д-727. Саме такі досягнення ОКБ створили йому міцну репутацію одного з найбільш сильних конструкторських колективів у вітчизняному авіадвигунобудівництві, дозволили завоювати популярність і пошану у авіаторів всього світу.

У роки жорстокої економічної кризи багато було "ідей" про перепрофілювання підприємства на розроблення і навіть серійне виробництво різних товарів народного споживання – аж до пилососів і бетономішалок. Але ЗМКБ не піддалося панічним настроям окремих "доброзичливців", протиставивши їм роботу, цілеспрямовану на збереження того потенціалу, який був накопичений за півстоліття успішної діяльності в галузі авіаційного двигунобудівництва. У цьому є проста і очевидна логіка, що базується на двох основних положеннях: 1) прогрес зупинити не можна; людство не повернеться до возів і волів, а все більшою мірою використовуватиме авіаційний транспорт, незважаючи на тимчасовий економічний спад; 2) люди (і підприємства, на яких вони працюють) мають робити те, що вони уміють добре робити, особливо якщо це уміння формується і удосконалюється десятиліттями і вже визнано у всьому світі. Але сьогодні, коли життя підтвердило правильність вибраної стратегії, ці положення здаються простими і очевидними. А в 1993 – 1994 роках, коли відбувався катастрофічний обвал національної економіки, рвалися налагоджені протягом десятиліть економічні зв'язки, коли багато хто, у тому числі і на високому державному рівні, заявляли, що Україні не потрібні власні авіаційні двигуни, ЗМКБ не витримає

конкуренції із західними фірмами, була потрібна чимала мужність і уміння передбачати прийдешні події, щоб ухвалити рішення: сьогодення і майбутнє ЗМКБ “Прогрес” – авіадвигунобудівництво.

За роки діяльності у складі незалежної України очевидним стало ще одне положення: паливно-енергетичний комплекс країни – у важкому стані, але без енергетики країна жити не може, енергетику потрібно підтримувати і розвивати. Підсумком роботи колективу підприємства в цьому напрямі було отримання в 1999 році сертифікатів відповідності Держстандарту Російської Федерації відразу на чотири газотурбінні двигуни сім’ї Д-336. Авіаційні ГТД, конвертовані в наземні силові установки, через їх високу технічну досконалість мають можливість зайняти обширну нішу в системах транспортування газу і в енергетиці. Газотурбінні приводи сім’ї Д-336 вже зарекомендували себе на газоперекачуючих станціях України, Ірану, Туреччини.

Звідси висновок: наземні ГТД також мають складати один з головних напрямів діяльності ЗМКБ сьогодні і в осяжному майбутньому.

Отже, майбутнє – газотурбінні двигуни. Вже сьогодні потреби авіаційного транспорту і наземних галузей народного господарства в ГТД настільки різноманітні, що кількість типорозмірів необхідних двигунів набагато перевершує можливості будь-якої з тих, що існують у світі фірм-розробників. Тому існує розділення сфер діяльності. Наприклад, у складі Міністерства авіаційної промисловості колишнього СРСР діяло дев'ять авіадвигунних дослідно-конструкторських бюро, які забезпечували практично всі потреби авіації в двигунах. ЗМКБ "Прогрес" розробляло в основному двигуни для пасажирських і транспортних перевезень, а також для навчально-тренувальних літаків. У цій галузі накопичено великий досвід, і, природно, ЗМКБ намагається цей досвід використовувати в нових розробках. Наприклад, новий двигун Д-27 є спадкоємцем турбоґвинтових АІ-20 і АІ-24, а також демонстраційного турбоґвинтовентиляційного Д-236; у ТРДД АІ-22, що розробляється, використані вузли і досвід розробок двигунів ДВ-2, Д-18Т, Д-436Т1; ТРДД АІ-222 – прямий спадкоємець двигунів ДВ-2 і АІ-22. Спадкоємність конструкції, використання накопиченого досвіду в нових розробках є наріжним каменем такої складної, наукоємної справи, яким є авіаційне двигунобудівництво. Тому можна з упевненістю прогнозувати, що подальша діяльність ЗМКБ лежатиме в руслі створення двигунів для пасажирської і транспортної авіації та для навчально-тренувальних літаків.

Проте останніми роками все більшого впливу на вибір тематики набуває та найважливіша обставина, що тепер ЗМКБ "Прогрес" – єдиний в незалежній Україні розробник авіадвигунів. Сьогодні діяльність ОКБ практично визначає шляхи розвитку вітчизняного авіадвигунобудівництва. Причому абсолютно зрозуміло, що в Україні немає потреби в такій кількості авіаційних двигунів, які може створювати і виготовляти Запорізький авіамоторний комплекс, – ЗМКБ "Прогрес" і ВАТ "Мотор Січ". Таким чином, ЗМКБ "Прогрес" є розробником експортної продукції, що дозволяє Україні вийти на світовий ринок з високотехнологічним товаром. І якщо поки ЗМКБ "Прогрес" тільки пробивається на ринок високорозвинутих країн, то в таких країнах, як Китай, Індія, Іран,

Єгипет, його продукція успішно конкурує з продукцією західних фірм.

Саме виходячи з потреб, перш за все експортних, українська авіаційна промисловість ЗМКБ узялася за розроблення (і успішно його завершує) маршового турбоґвинтового двигуна ТВЗ-117ВМА-СБМ1 і допоміжної силової установки АІ9-ЗБ для пасажирського літака Ан-140. Цей літак будуватиметься в Ірані, Україні і Росії, передбачається також розроблення його важкої модифікації з двигуном АІ-30.

У розвинених західних країнах, що володіють технологіями створення літальних апаратів та авіаційних двигунів (таких країн всього п'ять), держава підтримує розробки нової авіаційної техніки – від 50 до 100 % фінансування цих розробок, що проводяться приватними фірмами, здійснюється з бюджету держави. Це здійснюють тому, що від реалізації продукції таких фірм (в основному на експорт, оскільки інші країни не володіють цими технологіями) держава отримує відрахування до бюджету у вигляді податків, що набагато перевершують витрачені засоби. Державне фінансування дозволяє фірмам освоювати нові технології, створювати випереджаюче науково-технічне напрацювання і тим самим підтримувати високу конкурентоспроможність своїх виробів, що вигідно і державі.

Що стосується майбутнього авіаційної промисловості, то можна сподіватися, що в незалежній Україні державні структури, незважаючи на важке фінансове становище країни, знайдуть засоби для підтримки творців високотехнологічної, конкурентоспроможної на світовому ринку продукції.

Та все ж основні перспективи діяльності ЗМКБ пов'язані з Росією. Росія – стратегічний партнер – як споживач продукції ЗМКБ, так і постачальник матеріалів і комплектуючих виробів для цієї продукції. Росія через свої географічні особливості та геополітичне положення є потенційно найбільшим авіаперевізником. Авіаційний ринок Росії дуже перспективний, і Україна, маючи на цьому ринку сильні позиції з часів Радянського Союзу, не має його втратити (у 60 – 80-ті роки більше половини всіх пасажирських авіаперевезень у СРСР проводилася на літаках з українськими двигунами).

Економічна криза в Росії дуже болісно вдарила по авіаційній промисловості: цілий ряд колись сильних конструкторських колективів розгубив свою головну силу – фахівців, що пішли працювати в інші галузі (часто – в комерційні структури). Об'єктивно це дозволило ЗМКБ "Прогрес" укріпити свої позиції: на загальну думку, зі всіх рухових ОКБ колишнього СРСР ЗМКБ зуміло найбільшою мірою зберегти потенціал фірми-розробника. Сьогодні основні нові розробки – ТГВД Д-27 – для транспортного літака ВПС Росії і України Ан-70, ТРДД Д-436Т1/ТП, АІ-22 – для російських літаків Ту-334, Бе-200, Ту-324, турбовальний ГТД АІ-450 – для вертольота Ка-226, ТРДД АІ-222 – для навчально-тренувального літака ВПС Росії Як-130; літак Ан-140 і його модифікації з двигунами ТВЗ-117ВМА-СБМ1, АІ9-ЗБ і АІ-30 також проводитимуться і експлуатуватимуться в Росії. При цьому двигуни Д-436Т1ЯП і АІ-22, починаючи з першого дослідного екземпляра, виготовляються в тісній кооперації підприємств ВАТ "Мотор Січ", ММПП "Салют" (м. Москва), ВАТ "УМПО" (м. Уфа), ВАТ "КМПО" і ВАТ КАПО ім. С. П. Горбунова (м. Казань); ведеться підготовка до серійного

виробництва двигуна Д-27 в кооперації між цими підприємствами.

У Росії зосереджені основні наукові авіаційні центри – ЦАГІ, ЦІАМ, ВІАМ, ЛДІ, НДІАТ, ДЕРЖНДІЦА. Ці організації – мозковий центр авіапромисловості, галузь просто не зможе розвиватися без того величезного обсягу науково-дослідних робіт, які виконують у цих інститутах. Тому одним із перспективних завдань ЗМКБ, як головного підприємства в авіадвигунобудівництві України, є зміцнення співпраці з авіаційними науковими інститутами Росії з метою створення умов для широкого використання в своїй діяльності результатів науково-дослідних розробок, що ведуться в цих центрах.

У програму розвитку авіації Росії до 2015 року увійшли і нові двигуни Д-436Т1/Т2, АІ-22, Д-27. Має шанси потрапити в цю програму вертолітний двигун АІ-450. Вперше за останні десять років у рамках цієї програми передбачається провести роботи, пов'язані зі створенням двигунів шостого покоління. Керує цією роботою ЦІАМ, як об'єкт для розроблення науково-технічного заділу вибрано двоконтурний турбореактивний двигун у класі тяги 12 тс. У зв'язку з нестачею бюджетних коштів пропонується об'єднати зусилля трьох – чотирьох двигунових ОКБ, декількох серійних заводів і науково-дослідних інститутів у галузі освоєння "критичних технологій" і протягом п’яти – шести років створити передумови для розроблення двигуна нового покоління для магістральних літаків 2012 – 2015 років. Таке об'єднання дуже важко здійснити організаційно, існує багато проблем правового, політичного і економічного характеру: адже в нових економічних умовах двигунобудівні фірми стали конкурентами на авіаційному ринку, а запорожці – взагалі "іноземці" у відношенні до інших учасників пропонованого об'єднання. Тому поки не ясна доля такого проекту, хоча керівництво ЦІАМ докладає чимало зусиль для його реалізації. Безперечно одне: якщо в галузі освоєння нових технологій ЦІАМ і ЗМКБ залишаться на сьогоднішньому рівні (а це рівень, досягнутий ще в 80-ті роки), то створення двигунів п'ятого, а тим більше шостого покоління буде для них непереборним завданням. У цьому випадку через 15 - 20 років нові двигуни ЗМКБ будуть неконкурентоспроможними і ОКБ втратить свої позиції не тільки на світовому авіаційному ринку, але і в Росії. Добитися ж прориву в освоєнні нових технологій можна, тільки об'єднавши знання і здібності фахівців (конструкторів, технологів, металургів) з фінансовими і виробничими можливостями серійних заводів, перш за все – ВАТ "Мотор Січ" і науковим потенціалом всесвітньо відомих науково-дослідних центрів Росії, перш за все – ЦІАМ і ВІАМ, із залученням наукових і навчальних інститутів України. Таким чином, пошук організаційних форм, які дозволили б здійснити таке об'єднання і розгортання робіт зі створення науково-технічного заділу для розроблення двигунів нового покоління із застосуванням міжнародних систем CAD/CAM/CAE, – найважливіше завдання в найближчому майбутньому.

Іншими перспективними напрямами у найближчому десятиріччі будуть розроблення базового газогенератора для сім’ї двигунів шостого покоління в діапазоні тяги 4…6 т, а також 40-тонного двигуна; дослідження з метою створення широкохордних лопаток вентиляторів, надзвукових високонавантажених турбін; удосконалення методів тривимірного аеродинамічного проектування лопатних машин.

Відносно матеріалів і технології це застосування керамічних і металокерамічних матеріалів, розширення використання композитних матеріалів, щіткових ущільнень, термозахисних покриттів, бездискових роторів. Зрештою це спричинить зменшення кількості деталей, зниження питомої витрати палива, розмірів і питомої маси, підвищення питомої потужності, зниження вартості життєвого циклу двигунів.

Пріоритетні напрями розробок ЗМКБ "Прогрес" – двигуни для пасажирських, транспортних і навчально-тренувальних літальних апаратів, газотурбінні установки для енергетики і транспортування газу. Підприємство працює над створенням науково-технічного заділу для розроблення перспективних двигунів, щоб зберегти конкурентоспроможність своєї продукції і зміцнити позиції на ринку авіадвигунів; стратегічним партнером ЗМКБ "Прогрес" і українського авіадвигунобудівництва в осяжному майбутньому залишається авіапромисловий комплекс Росії; Росія також залишається найбільшим споживачем розробок ЗМКБ “Прогрес”.

ВАТ "Мотор Січ" (генеральний директор – В. О. Богуслаєв) тривалий час виготовляє газотурбінні двигуни в співдружності із Запорізьким машинобудівним конструкторським бюро "Прогрес", серед них – двигуни АІ-20, АІ-24, АІ-25, Д-36, Д-136, Д-18Т (рис. В.11), які встановлюються на літаки Іл-18, Ан-24, Ан-12, Ан-26, Як-40, Л-39, Ан-124 та ін.

З 1970 р. підприємство успішно співробітничає з державним підприємством "Завод ім. В. Я. Клімова". Результатом сумісної праці стало серійне виробництво одного з найбільш масових двигунів у світі – Т-36-117, який встановлюється на вертольоти Мі-8, Мі-17, Мі-24, Мі-28, Ка-27, Ка-29, Ка-32, Ка-50 та ін.

Одним із пріоритетних напрямів діяльності підприємства продовжує залишатися виробництво двигунів сім’ї Д-436. Як і двигун Д-27, вони створені на основі міжурядової угоди між Російською Федерацією і Україною за технічним завданням розробників літаків – АНТК ім. А. М. Туполєва і АНТК ім. Г. М. Берієва.

Турбореактивний двоконтурний двигун Д-436Т1, повна тяга якого становить 7500 кгс, має високі експлуатаційні характеристики. За питомою витратою палива і питомою масою Д-436Т1 перевершує існуючі зарубіжні аналоги і знаходиться на рівні тих, що розробляються. Його встановили на близькомагістральному пасажирському літаку Ту-334, перший політ якого відбувся 8 лютого 1999 р.

Д-436ТП – морська модифікація двигуна Д-436Т1 – призначений для багатоцільового літака-амфібії Бе-200.

Одна з останніх розробок підприємства – турбоґвинтовий двовальний двигун ТВЗ-117ВМА-СБМ1 (потужність базового двигуна на злітному режимі – 2500 к.с.). Двигун використовують у маршовій силовій установці пасажирського літака Ан-140 і його модифікаціях.

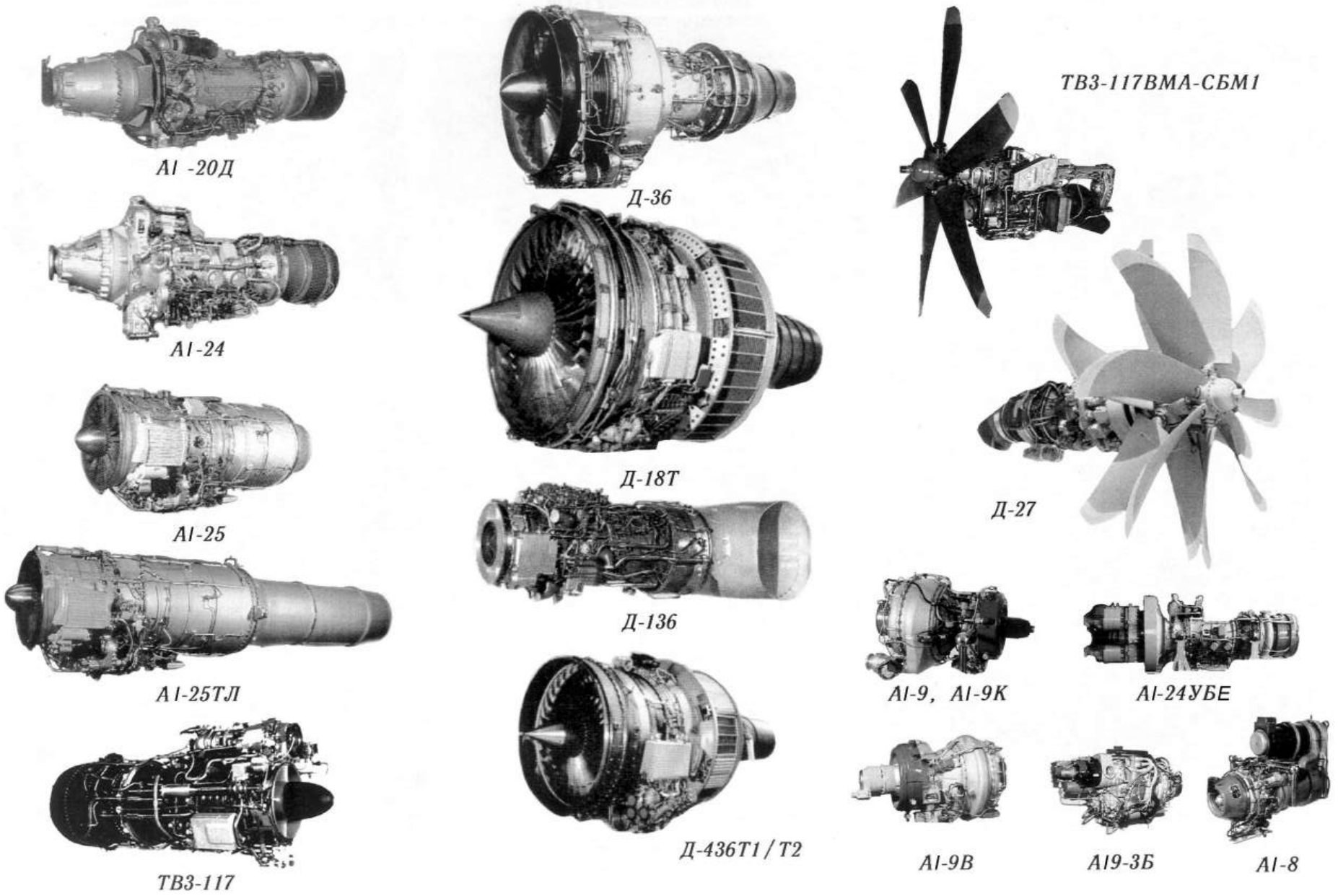


Рис. В.11. Авіаційні двигуни, що випускає АТ "Мотор Січ"

Його особливості:

– модульна конструкція;

– система автоматичного управління з повною відповідальністю і гідравлічним резервуванням;

– неспіввісна з двигуном трансмісія "вільна турбіна – ґвинт";

– ґвинт зі змінною частотою обертання і зворотним зв'язком по куту установки лопатей;

– неспіввісність ґвинта і повітрозабірника.

Конструкція двигуна забезпечує високу паливну економічність, відповідність сучасним міжнародним вимогам щодо шуму, рівня задимлення і емісії шкідливих речовин.

Двигун ТВЗ-117ВМА-СБМ1 забезпечує надійну і економічну експлуатацію літака в умовах Крайньої Півночі, помірного і жаркого клімату, а також високогір'я. Розвиваючи потужність до 2800 к.с., двигун має витрату палива на крейсерському режимі 0,118 кг/к.с.год.

Подальшим розвитком двигуна стало створення сумісно із ЗМКБ "Прогрес" турбоґвинтового двигуна АІ-30 потужністю до 3200 к.с.

Ураховуючи всезростаючу потребу в літаках бізнес-класу і літаках місцевих повітряних ліній з турбореактивними двигунами, ВАТ "Мотор Січ" спільно із ЗМКБ "Прогрес" почали розроблення і виробництво двигуна АІ-22, який встановлюватиметься на адміністративні літаки Ту-324 і Як-48, а також на їх пасажирські модифікації. В рамках подальшої тісної співпраці ВАТ "Мотор Січ" з ДП "Завод ім. В. Я. Клімова" передбачено створення і виробництво нового турбовального двигуна ТВЗ-117ВМА-СБ3, який розвиває потужність до 2800 к.с. Цей двигун використовуватиметься на новітніх вертольотах Мі-284 і Ка-52, а також для модернізації вже існуючих вертольотів.

Як допоміжна силова установка (ДСУ) для літака Ан-140, а також для інших літаків і вертольотів, які виготовляють авіаційні підприємства країн СНД, застосовано газотурбінний двигун АІ9-3Б. Використання допоміжної силової установки з двигуном АІ9-3Б дозволить:

– розширити діапазон застосування літального апарата;

– скоротити час роботи маршових двигунів;

– підвищити безпеку обслуговування літального апарата;

– зменшити витрати на допоміжне наземне устаткування і обслуговуючий апарат.

Запорізькі двигунобудівники пропонують на світовий ринок продукцію з високими функціональними характеристиками, яка випускається на сертифікованій виробничій базі. Система якості ВАТ "Мотор Січ" сертифікована фірмою "Бюро Верітас" – авіакосмічним відділом (Франція) і фірмою BVQI (Англія) на відповідність вимогам міжнародного стандарту ISO 9002.

ММПП "Салют" зберігає роль лідера російського авіаційного

двигунобудівництва і володіє сучасними високоефективними технологіями: точне виливання великогабаритних складнофасонних деталей із жароміцних і титанових сплавів у вакуумі; отримання монокристалічних робочих лопаток із жароміцних сплавів; ізотермічне штампування лопаток і дисків; швидкісне простягання, високошвидкісне різання, вібраційне свердлення і розгортання, глибинне шліфування; електрофізичні й електрохімічні методи оброблення; електронно-променеве, лазерне зварювання та інші види нерознімних з'єднань; процеси модифікації поверхні деталей для підвищення їх втомної міцності, зносостійкості, ерозійної стійкості, жаростійкості (іонне азотування, поверхнево-пластична деформація та ін.); швидкодіючі координатно-вимірювальні машини й комплекси із застосуванням обчислювальної техніки; комп'ютеризація підготовки виробництва, технологій, організація і управління виробництва на основі CALS-технологій.

Створено двоконтурний турбореактивний двигун АЛ-31ФП (рис. В.12), що не має аналогів у світі (генеральний конструктор – В. М. Чепкін) виробництва ММПП "Салют" (генеральний директор – Ю. С. Єлісєєв).

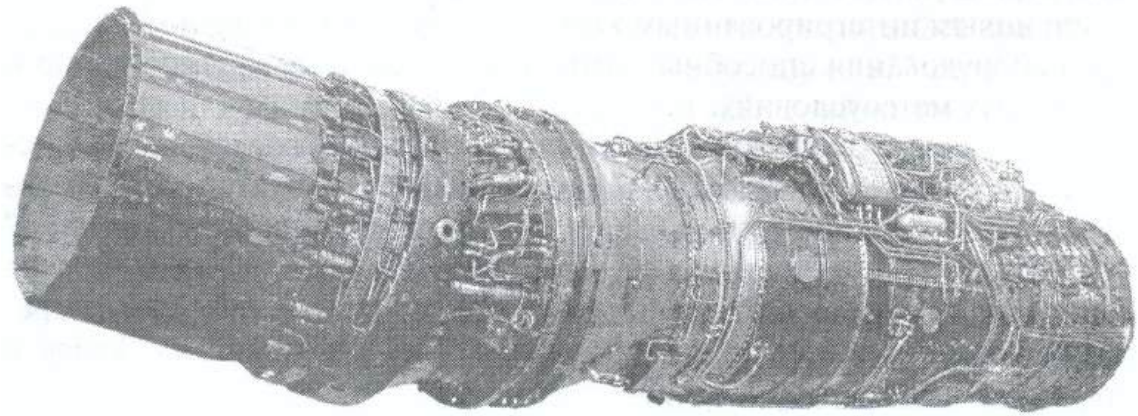


Рис. В.12. Двоконтурний турбореактивний двигун АЛ-31ФП

Це високоекономічний високотемпературний двоконтурний двигун з поворотним реактивним соплом модульної конструкції, що встановлюють на літаки Су-37, Су-30МК та інші модифікації. Су-37 експлуатується в широкому діапазоні висот і швидкостей польоту, успішно працює на режимах глибокого помпажу повітрозабірника при числі М польоту до двох, а також в умовах плоского, прямого і переверненого штопора, забезпечує унікальні маневрені характеристики літака, зокрема при виконанні фігур вищого пілотажу в динамічному режимі роботи на мінусових швидкостях до 200 км/год. Він має високу газодинамічну стійкість і міцність, що дозволяє йому надійно працювати в екстремальних умовах за рівнем нерівномірності й пульсації тиску повітря на вході. Двигун виготовляють у звичайному і тропічному виконанні.

На авіаційній техніці колишнього Радянського Союзу встановлено більше двох тисяч світових рекордів. Так, в 1975 р. на транспортному літаку Іл-76 встановлено 27 рекордів (у польотах з вантажем масою 70 т за замкнутим маршрутом – дальністю

1000 км, з вантажем масою 60 т – дальністю 2000 км, з вантажем масою 40 т – дальністю 5000 км за замкнутим маршрутом; встановлено також рекорди швидкості й ін.). У 1981 р. на літаку Іл-86 встановлено 18 світових рекордів перевезення вантажів масою від 35 до 80 т за замкнутим маршрутом зі швидкістю до 970 км/год. На літаках АК ім. С. В. Ільюшина встановлено більше 80 світових рекордів. На літаку МіГ-25 – одномісному дводвигунному високотному надзвуковому винищувачі, здатному виконувати політ на швидкості більше 3000 км/год і здійснювати широкомасштабні маневри в діапазоні швидкостей від 2500 до 3000 км/год, з 1965 по 1978 рр. було встановлено 25 світових рекордів швидкості, висоти і швидкопідйомності. На винищувачі Су-27 в 1986 – 1988 рр. встановлено 27 світових рекордів швидкопідйомності й висоти горизонтального польоту, на вертольотах марки "Мі" – більше 150, на літаках марки "Як" – більше 70, на літаках АНТК ім. А.М. Туполєва — більше 200 світових рекордів та інших світових досягнень.

Один із найзнаменитніших бойових літаків у світі – МіГ-21: жоден інший літак у світі з часів Другої світової війни не будувався в такій великій кількості (з 1958 року – більше 30 модифікацій), не перебував на озброєнні ВВС більшого числа країн (49 країн). МіГ-21 і сьогодні знаходиться на озброєнні багатьох країн. Модифікація МіГ-21-93, створена за технічним завданням ВВС Індії, за бойовою ефективністю наближається до американського винищувача четвертого покоління F-16.

Не має аналогів в історії світового ґвинтокрилобудування програма великомасштабного виробництва вертольотів Мі-8/Мі-17 – 11 тисяч машин більше 100 різних модифікацій (зокрема більше трьох тисяч вертольотів експортовано в десятки країн). За сумарним тоннажем вантажопідйомності й поширеністю в світі ця програма не має аналогів.

Багатофункціональний базовий винищувач Су-27 призначений для завоювання панування в повітрі і для вирішення задач створення безпеки повітряного простору (генеральний конструктор – М. П. Симонов). Завдяки довершеній аеродинаміці інтегрального компонування, виконаного за схемою триплана з переднім керованим горизонтальним оперенням, середньорозташованим трапецієподібним крилом, оптимальним розташуванням верхніх і нижніх кілів, суцільноповоротним диференціальним стабілізатором та іншим ефективним конструкторсько-технологічним рішенням із широким застосуванням титанових зварних силових конструкцій, великою тягооснащеністю внаслідок застосування двигунів АЛ-31Ф виробництва Московського машинобудівного виробничого об'єднання "Салют" літак здатний виконувати унікальні фігури вищого пілотажу: фігуру надманевреності "Кобра Пугачова" (динамічне гальмування з кабруванням до кута атаки в 90 градусів і подальшим поступовим вирівнюванням), "дзвін" (виконується у вертикальній площині: траєкторія польоту вгору з подальшим крутим набором висоти до повної втрати швидкості з подальшим переходом в пікірування) та інші, недоступні зарубіжним аналогам.

Високоефективний винищувач Су-37 (рис. В.13) з керованим вектором тяги унікальних двигунів АЛ-31ФП має переваги в керованості, маневреності, безпеці,

злітно-посадкових характеристиках порівняно з літаками традиційної схеми.



Рис. В.13. Су-37

Винищувач С-37 "Беркут" (рис. В.14) виконаний за схемою триплана з крилом зворотної стрілоподібності (КЗС); його конструкція складається на 90% із ПКМ, має високі маневрені характеристики, зокрема здатність зберігати стійкість і керованість на кутах атаки 90° і більше, тобто надманевреність. Це експериментальний літак-винищувач п'ятого покоління з двома ТРДДФ Д-30Ф6 з подальшим переходом на двигуни АЛ-41Ф із керованим вектором тяги.



Рис. В.14. С-37 "Беркут"

Фронтові винищувачі МіГ-29 (рис. В.15) і МіГ-29УБ (генеральний конструктор – Р. А. Бєляков), що завоювали перевагу в повітрі, є літаками інтегральної аеродинамічної схеми, коли піднімальну силу створює не тільки крило, але і фюзеляж, центроплан і напливи крила. Їх модифікації з двигунами РД-33 (генеральний

конструктор – О.О. Саркісов) – одні з найбільш поширених у світі високоманеврених винищувачів четвертого покоління і основні легкі винищувачі російських ВПС мають збільшену у декілька разів бойову ефективність і збільшену дальність дій.

МіГ-29 є фронтовим винищувачем, який може вести як ближній високоманеврений бій, так і дальній ракетний бій.

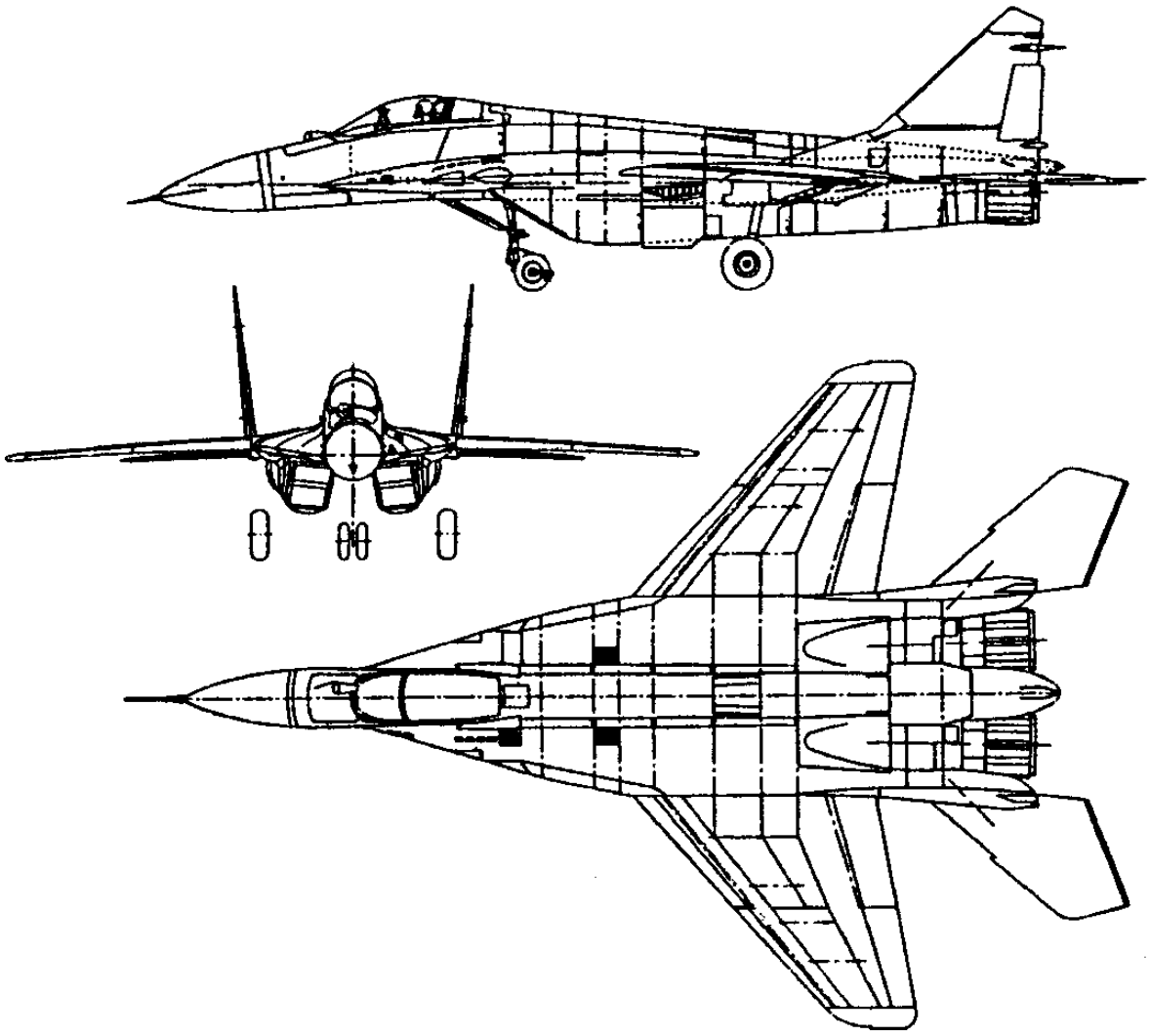


Рис. В.15. Фронтовий винищувач МіГ-29

Аеродинамічна схема літака – інтегральна, при якій вся поверхня планера літака, як і крило, є несучою. Крило літака має кут стрілоподібності 42° і подовження, яке дорівнює 3,5. Крило є високомеханізованим (має керовані носки й закрилки). Суцільноповоротні стабілізатори закріплені на хвостових балках, які несуть вертикальне оперення. Повітрозабірники мають передню і задню рухомі панелі, які дозволяють за допомогою автоматичної системи регулювання змінювати прохідний переріз каналів залежно від режимів польоту. Для виключення попадання сторонніх предметів у повітрозабірники зроблено систему захисту, яка при рулюванні, розгоні та

пробігу повертає передню рухому панель, повністю перекриваючи вхід у повітрозабірник. Повітря в двигуни потрапляє в цьому випадку через жалюзі верхнього входу. Шасі літака – висувне, трьохопорне. На літаку встановлено крісло, що катапультує, яке забезпечує покидання льотчиком літака з нульової висоти при нульовій швидкості. Система керування озброєнням літака складається з трьох підсистем (радіолокаційної, оптико-електронної й оптичної), кожна з яких підтримує інші і працює за алгоритмами, реалізованими в бортових цифрових обчислювальних машинах, забезпечуючи автоматичне застосування зброї з високою точністю. Озброєння складається з шести різних ракет ("повітря – повітря" малої дальності з інфрачервоними головками самонаведення, "повітря – повітря" середньої дальності з радіолокаційними головками самонаведення). На літаку також розміщують гармату калібру 30 мм з боєзапасом 150 снарядів, а замість ракет як бойове навантаження підвішені контейнери з некерованими реактивними снарядами калібру 57 мм, 80 мм і некеровані ракети калібру 240 мм. Перший політ експериментального літака було здійснено 6 жовтня 1977 року (льотчик – А. В. Федотов). Фронтовий винищувач МіГ-29 серійно виробляється з 1982 року. На базі МіГ-29 були створені: МіГ-29К для оснащення авіаносних крейсерів ВМФ, винищувач МіГ-29М, що вирішує істотно більше коло завдань і відрізняється від МіГ-29 конструкцією, складом устаткування і озброєння, навчально-бойовий літак МіГ-29УБ.

Літак корабельного базування МіГ-29К відрізняється складаним крилом, наявністю гака, підвищеним корозійним захистом. Перший виліт здійснив Т. О. Аубакіров 23 червня 1988 року. Літак МіГ-29М є глибокою модернізацією МіГ-29 з новим комплексом устаткування і озброєння, модернізованою силовою установкою, цифровою резервованою системою дистанційного керування, з конструкцією планера, що дозволяє розмістити в ньому більшу кількість палива, а також збільшити озброєння.

Не мають аналогів у світі висотні дальні двомісні винищувачі-перехоплювачі МіГ-31 (генеральний конструктор – Р. А. Біляков), здатні знищувати крилаті ракети на тлі землі, та їхні модифікації, оснащені двома двоконтурними двигунами Д-30Ф6 виробництва Пермського моторного заводу (генеральний директор – Ю. Є. Решетников). Це літаки суцільнометалевої зварної конструкції з високоміцних корозійностійких сталей, вибір яких було визначено кінетичним нагріванням конструкції на швидкостях польоту до 3000 км/год і освоєння серійного виробництва яких становило важливий етап у розвитку російського авіабудування.

Багатоцільовий високоманеврений вертоліт Ка-50 (генеральний конструктор – С. В. Михєєв) і модернізований Мі-28Н (генеральні конструктори – М. М. Тищенко і Г. О. Синельщиков) (рис. В.16, В.17) з принципово новим інтегрованим комплексом бортового радіоелектронного устаткування здатні вести бойові дії цілодобово і в складних метеоумовах.

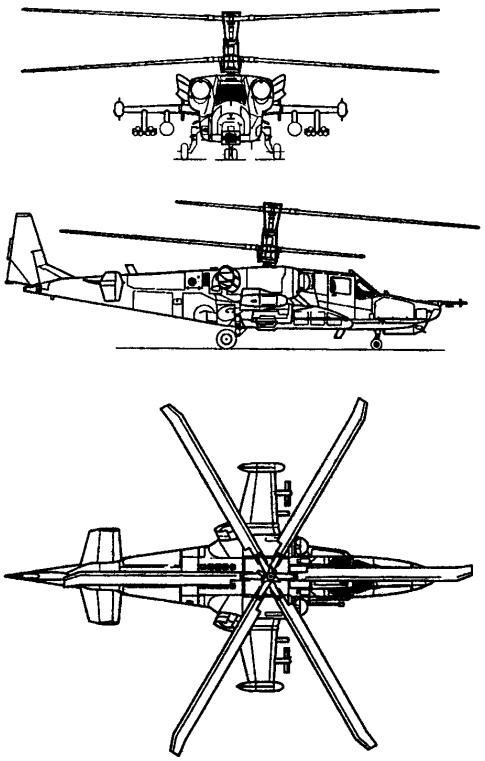


Рис. В.16. Ка-50

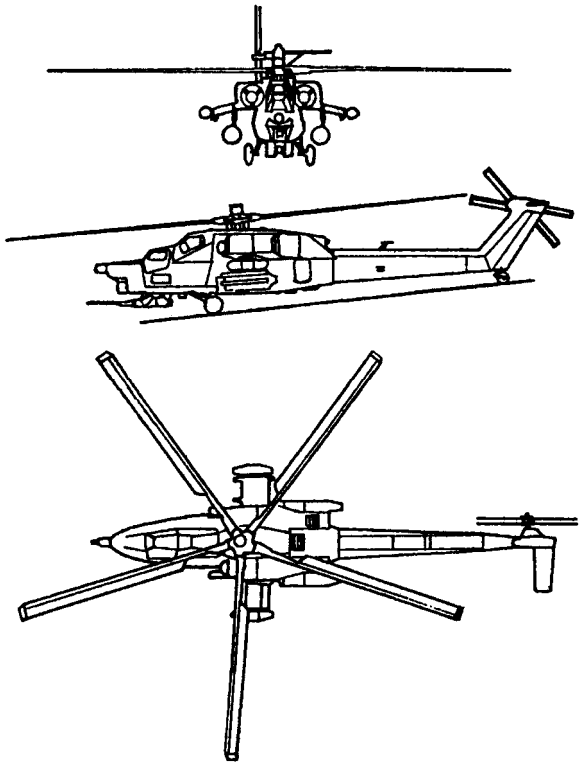


Рис. В.17. Мі-28Н

Мі-26 (генеральний конструктор – М. М. Тищенко, генеральний директор заводу "Росвертол" – М. В. Нагібін) – самий вантажопідйомний у світі транспортний вертоліт.

Навчально-тренувальні літаки МіГ-АТ (ВПК МАПО), оснащені французькими двигунами Larzac (SNECMA-TURBOMECA), авіонікою SEXSTANT AVIONIQUE і Як-130 (ОКБ ім. О. С. Яковлєва), розроблені спільно із словацькою двигунобудівною фірмою "Поважське Строярне", італійською "Аег Macchi", мають великі експортні можливості.

Практика військово-технічної співпраці показує, що іноземні замовники утримуються від імпорту військової техніки, якщо країна-експортер не має її на оснащенні власних озброєних сил. У ряді країн, традиційних партнерів країн СНД, це заборонено законодавчо. Необхідно враховувати, що в світовому авіабудуванні є надмірні потужності виробництва військової і цивільної авіаційної техніки, і конкурентна боротьба набуває все більш жорсткого і агресивного характеру.

Сучасна конкурентоспроможна цивільна авіаційна техніка оснащується вітчизняними або імпортними складниками (двигунами, авіонікою, інтер'єром, інерційною безплатформеною лазерною системою навігації фірми Litton, системою попередження про зіткнення в повітрі TCAS фірм Collins, приймачі супутникової системи навігації GPS, ряд устаткування зв'язку, рідкокристалічні екрани для кабінної індикації та ін.) залежно від вимог ринку.

Авіаційний промисловий комплекс Росії і України демонструє зразки авіаційної техніки, яка нічим не поступається зарубіжним аналогам або перевершує їх на найпрестижніших у світі авіакосмічних салонах, зокрема: на аеродромі Ле Бурже, що

організовано об'єднанням авіакосмічної промисловості GIFAS за підтримки уряду Франції; на аеродромі Королівського авіаційного інституту у Фарнборо (Англія); на аеродромі льотного дослідного інституту ім. М. М. Громова в м. Жуковський, що має три злітно-посадкові смуги (велика злітно-посадкова смуга – 5400 м, без обмежень злітної ваги літаків, з новітніми аеродромними засобами керування повітряним рухом); на салоні в аеропорту Чжухай (Китай), що має ЗПС довжиною більше 4000 м, який розташований у вільній економічній зоні поряд із Гонконгом, країнами Південно-Східної Азії і має в своєму розпорядженні виставкову площу в стаціонарних павільйонах більше 50000 м^2, що користується всебічною підтримкою уряду Китаю (необхідно враховувати, що китайський авіаринок має величезні потенційні можливості для цивільної і військової авіації).

Важливим етапом у розвитку наукоємної високотехнологічної авіаційної техніки стало розроблення космічного корабля багаторазового використання "Буран" (генеральний конструктор – Г. Є. Лозино-Лозинський, генеральний директор Тушинського машинобудівного заводу (ТМЗ) – С.Г. Арутюнов). У створенні "Бурану" брали участь більше 1000 підприємств. Запуск корабля було здійснено універсальною двоступінчастою ракетою-носієм надважкого класу "Енергія", політ проходив в автоматичному режимі й завершився точним приземленням на посадковому комплексі "Байконур".

Вже у 80-ті роки у російському авіаційно-космічному комплексі були теоретично розроблені й практично реалізовані принципи CALS-технології науковими і виробничими організаціями НВО "Молния", ТМЗ, НІАТ при виробництві одного з ключових елементів крилатого орбітального корабля "Буран" – його теплозахисту. Спроектовані в НВО "Молния" із застосуванням автоматизованої системи конструювання на основі нових методів безпаперової технології індивідуальні математичні моделі 38000 плиток передавалися на ТМЗ, де за допомогою локальної обчислювальної мережі понад 50 одиниць прецизійного технологічного устаткування з п'ятикоординатними системами ЧПК забезпечували оброблення індивідуальних плиток теплозахисту з ультратонкого кварцового волокна. Програми, що управляють, по каналах зв'язку з НВО "Молния" передавалися в систему керування технологічним устаткуванням, автоматично проводився розрахунок технологічного процесу, конструювання оснащення для базування плиток, автоматично здійснювався процес контролю плиток і т.д. (рис. В.18). У подальшому ТМЗ організував виробництво елементів теплозахисту "Бурану" в монтажно-випробувальному корпусі на Байконурі з передачею управляючих програм по каналах зв'язку з Москви на Байконур.

У 80-ті роки було створено виробництво на принципах віртуального підприємства, і сьогодні в НВО "Молния" ведуться роботи в галузі CALS-технологій створення, підтримки і застосування єдиної інформаційної системи на всіх етапах життєвого циклу МАКС – багаторазової авіаційно-космічної системи, що є двоступінчастою системою: як І ступінь – літак-носій Ан-225 "Мрія", ІІ ступінь – багаторазовий орбітальний літак із рідинним ракетним двигуном (РРД) і одноразовим

паливним баком із паливом для маршових РРД орбітального літака. Аеродинаміка, а також конструкційні й захисні матеріали для її створення були перевірені при випробуваннях "Бурану".

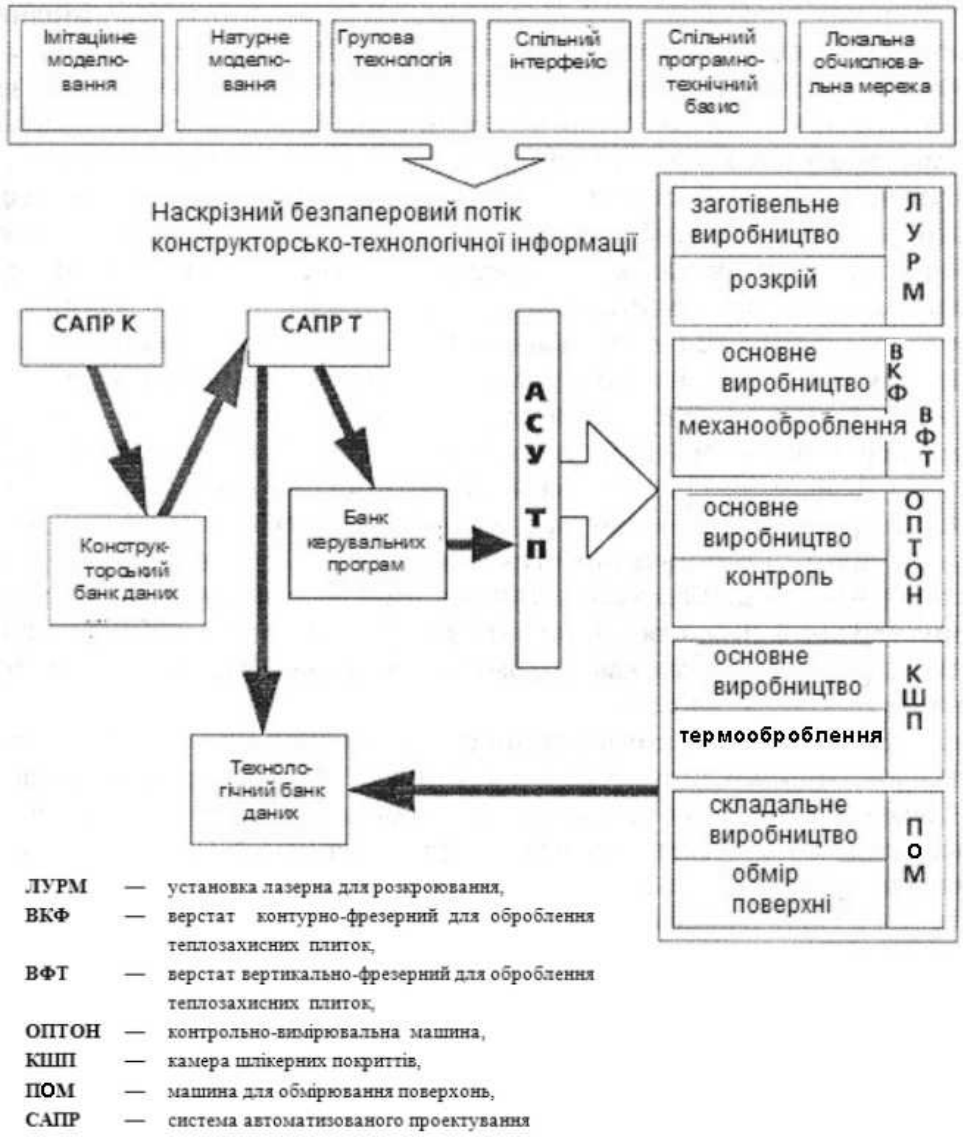


Рис. В.18. Комп'ютерні принципи створення теплозахисту орбітального корабля "Буран"

Державам вигідно розвивати авіацію, що вимагає створення наукоємних видів продукції з високою питомою вартістю і визначає багато в чому розвиток таких галузей, як радіопромисловість, хімія, спеціальна металургія, верстатобудування та інші, що забезпечують подальший розвиток промислово-технологічної бази, підвищення інтелектуального потенціалу країни. Так, вартість 1 кг магістрального літака Іл-96 становить більше 1000 дол, винищувача Су-27 – більше 2000 дол, тоді як побутової електронної техніки – 100 дол, автомобіля – 30 дол.

Авіаційна промисловість характеризується широкою внутрішньогалузевою та

міжгалузевою кооперацією; різноманітністю і складністю технологічних процесів, що потребують проведення великої кількості науково-дослідних, експериментальних і дослідно-конструкторських робіт; безперервним підвищенням вимог до якості, надійності, ресурсу виробів авіаційної техніки; застосуванням нових конструкційних і функціональних матеріалів. Основу для реалізації перерахованих вимог складають інтегрована комп'ютеризація на основі CALS-технологій і використання спеціального та спеціалізованого устаткування, в основному розробленого в унікальних галузевих технологічних центрах: "САВМА" (м. Савелово Тверської обл.) – генеральний директор О. В. Щеглов; НВО "Електромеханіка" (м. Ржев Тверської обл.) – генеральний директор В. В. Константинов; ВПО "Техніка" (м. Владимир) – генеральний директор Б. М. Кудачкін; НДПТІ "Мікрон" (м. Владимир) – генеральний директор В. І. Аксьонов. Більше 2000 верстатів із ЧПК і обробних центрів, гнучких виробничих комплексів, багатокоординатних вимірювальних машин, термовакуумного устаткування та інших новітніх досягнень науково-технічного прогресу застосовуються при виробництві авіаційної техніки.

Розроблення сучасних літаків і вертольотів потребує рішення цілого комплексу завдань, специфічних перш за все для авіаційної техніки:

1. Скорочення великої тривалості (сім-дев’ять років) і зниження високої вартості розроблення літаків і вертольотів (з урахуванням завершення сертифікації). Так, розроблення нового магістрального літака потребує до 5 млрд дол, не рахуючи вартості силової установки. Розроблення силової установки для магістральної авіації (двигун, повітрозабірники, засоби його регулювання, захисні пристрої, пристрої протизаморожувачів, пилозахисні засоби, форсажна камера згоряння; реактивні сопла, шумоглушіння, реверсивні пристрої і т.п.) має починатися на декілька років раніше літака, і її вартість становить більше 1 млрд дол, яку також необхідно враховувати при створенні літального апарата.

2. Скорочення тривалості відпрацювання конструкції планера і двигуна. Досягається застосуванням еквівалентно-циклічних випробувань, інтегрованої автоматизації їх випробувань та оптимального узгодження з аеродинамічною схемою літального апарата, що враховує їх геометричні й конструктивні особливості. Проведення сотень тисяч циклів утомних і ресурсних випробувань авіаційних конструкцій шляхом відтворення зовнішніх дій, відповідних умовам типової експлуатації планера ЛА, включаючи циклічні навантаження і функціонування елементів конструкції ЛА, визначає напрацювання конструкцією граничного стану, досягши якого її подальша експлуатація недопустима, для забезпечення високої надійності й безпеки та досягнення високої експлуатаційної живучості.

Експлуатаційна живучість авіаційних конструкцій – властивість конструкції ЛА створювати безпеку експлуатації за умовами міцності при частковому руйнуванні силових елементів із-за втомних, корозійних та інших пошкоджень. Ця конструкція називається такою, що безпечно ушкоджується. Особливістю її експлуатації є можливість періодичних оглядів силових елементів конструкції із застосуванням

методів об'єктивного контролю (методи вихрових струмів, ультразвукової акустичної емісії, голографії і т.п.). Залишкова міцність і жорсткість при розрахункових пошкодженнях і тривалість зростання втомних пошкоджень надають важливого значення вимогам, що розробляються, до швидкостей росту тріщин і в'язкості руйнування використовуваних конструкційних матеріалів.

Необхідність *постійного забезпечення високого технічного рівня авіаційної техніки* з урахуванням зростаючих вимог щодо безпеки польотів ставить високі вимоги, що стосуються підвищення ресурсу авіаційних конструкцій.

3. Підвищення тривалості функціонування (напрацювання) конструкції літального апарата, виражена в льотних годинах або числі польотів до настання граничного стану, при якому подальша експлуатація при дії такого чинника, як напрацювання ресурсу, у зв'язку з можливим неприпустимим зниженням міцності припиняється на вимоги безпеки або ефективної експлуатації.

4. Посилювання вимог до рівня дії авіації на навколишнє середовище, жорстко контрольованих авіаційним реєстром при сертифікації цивільної авіаційної техніки (шум, звуковий удар, дія на озоновий шар атмосфери, емісія шкідливих газоподібних речовин).

5. Високий рівень комфорту для пасажирів. Забезпечується за допомогою кондиціонування повітря, мінімального рівня внутрішньокабінного шуму, оформлення інтер'єру салону зручними кріслами, індивідуальними радіо- і телевізійними установками, створення умов для повноцінного відпочинку й роботи під час польоту і т.п.

6. Цілеспрямована робота щодо підвищення енергетичної ефективності польотів, тобто досягнення питомої витрати палива магістральних літаків всіх класів до рівня 15…20 г/пас·км.

У перспективі передбачається поступовий перехід на альтернативні види палива (рідкий водень, зріджений природний газ (ЗПГ)) на основі знань, придбаних при створенні першого в світі демонстратора – кріоплана Ту-155/Ту-156. Ця унікальна розробка на ЗПГ вперше за кордоном демонструвалася у Франції на Міжнародному конгресі щодо ЗПГ у 1989 р. генеральним конструктором А. М. Туполєвим і заступником міністра авіаційної промисловості СРСР А. Г. Братухіним і викликала великий інтерес до літака XXI століття. Широкі перспективи відкриваються при використанні рідкого водню, що має високі енергетичні характеристики, зокрема при створенні літаків з гіперзвуковими швидкостями польоту.

7. Вдосконалення всієї системи авіаційних операцій (авіаційних перевезень, їх організації, технічного обслуговування) шляхом не тільки підвищення якості авіаційної техніки, техніко-економічних і льотно-технічних характеристик літаків і вертольотів, їх льотних випробувань і досліджень, але й зниження вартості експлуатації на основі експлуатаційної технологічності ЛА – сукупності конструктивно-технологічних властивостей ЛА, що визначають високу ефективність технічного обслуговування в реальних умовах експлуатації.

8. Розроблення і впровадження передових технологій: підготовки льотного, диспетчерського, технічного складу, зокрема із застосуванням сучасних тренажерів, наземних імітаційних систем, які відтворюють з тим чи іншим ступенем адекватності внутрішньокабінну й зовнішню обстановку (за матеріалами ІКАО, за останні три десятиліття 74 % авіаційних подій зумовлено помилками екіпажів, 4 % – помилками авіадиспетчерів, 2 % – незадовільним технічним обслуговуванням авіаційної техніки); контролю над дотриманням вимог щодо створення безпеки польотів з урахуванням автоматизованих і неавтоматизованих систем керування повітряним рухом, наземних і супутникових систем навігації як вітчизняною GLONAS (глобальна навігаційна система зв'язку), так і американською NAVSTAR; радіотехнічних систем посадки (важливе значення має електромагнітна сумісність радіоелектронного устаткування ЛА); виключення основних порушень правил забезпечення та виконання польотів: перевищення польотної маси повітряних судів, порушення центрування, порушення метеомінімумів, безпечних висот, параметрів зниження, виконання польотів на непридатні аеродроми, порушення схем заходження на посадку.

9. Необхідність створення постійного заділу в авіаційній науці, техніці, технології, матеріалознавстві. Застосування нових конструкційних матеріалів може забезпечити різкий стрибок у поліпшенні характеристик міцності й жорсткості і значно понизити масу конструкції. Необхідно, щоб вживані матеріали зниженої горючості мали низьку схильність до димоутворення і невисоку токсичність продуктів горіння; високоефективні звукопоглинальні матеріали мають забезпечувати в літальних апаратах допустимі відповідно до нормативних вимог рівні шуму при акустичному навантаженні зовнішньої поверхні. Розроблення інтегрованих систем забезпечення високої якості, надійності, ресурсу, сертифікації авіаційної техніки і її виробництва, а також проектно-конструкторського напрацювання створює реальні передумови для вдосконалення авіатехніки наступних поколінь із використанням інтегрованої комп'ютеризації при проектуванні, конструюванні, технологічній підготовці виробництва, серійному виробництві, льотних випробуваннях на основі CALS-технологій.

При цьому необхідно враховувати, що як обов'язкова умова продажу авіаційної техніки деякі країни висувають вимогу до їх участі в розробленні та виробництві літаків і двигунів для цивільного й військового застосування, призначених до продажу в їхніх країнах.

Авіаційний транспорт є чинником нормального функціонування ринку товарів і послуг, розвитку регіонів, міжрегіональних, міжгалузевих і міжнародних зв'язків. Він найбільшою мірою відповідає національним інтересам країни і забезпечує внутрішні й зовнішні транспортні потреби. Повітряний простір відноситься до національного надбання країн разом з її надрами, земними, водними та іншими ресурсами.

Для цивільної авіації характерна висока змінюваність парку. Аналіз науково-технічного прогресу в галузі цивільної авіації свідчить про те, що середня тривалість життєвого циклу повітряного судна становить 30-35 років. Життєвий цикл виробу (ЖЦВ) авіаційної техніки складає сукупність взаємозв'язаних у часі процесів послідовної зміни

стану літальних апаратів: формування концепції виробу, техніко-економічне обгрунтування доцільності створення зразка літального апарата з відповідним бізнес-планом, організація керування проектом, науково-дослідні роботи, дослідно-конструкторські розробки, підготовка і організація серійного виробництва, сертифікація літального апарата Авіареєстром, навчання персоналу, експлуатація, а також модернізація, модифікація, капітальний ремонт, демонтаж й утилізація, тобто весь процес з моменту початку його виготовлення до моменту зняття з експлуатації.

Створення повітряних суден потребує широкого спектра сучасних конструкційних і функціональних матеріалів (високоміцні сталі, зокрема корозійностійкі; титанові сплави; алюмінієві сплави, зокрема зниженої щільності композиції Al-Li; жароміцні сплави на нікелевій основі; полімерні композиційні матеріали; матеріали скління; керамічні матеріали та ін.), сучасних технологій і устаткування (гранульна металургія з жароміцних сплавів для виробництва дисків турбін ГТД на основі комплексу унікального устаткування у ВІЛС; технологія і устаткування виробництва монокристалічних лопаток ГТД; комплекси електронно-променевого зварювання й подальшого вакуумного відпалу. Високий об'єм механічної обробки (при виробництві планера літака – близько 20 % (рис. В.19), а ГТД – більше 40 %) припускає застосування широкого спектра верстатів і оброблювальних центрів для багатокоординатної прецизійної обробки; пресового устаткування з високим питомим тиском для прецизійного листового штампування деталей з титанових сплавів і високоміцних сталей; різноманітного устаткування для поверхневого зміцнення деталей пластичною деформацією і хіміко-термічною обробкою, зокрема іонним азотуванням та ін.; пресового устаткування для високоресурсного клепання і т.п.

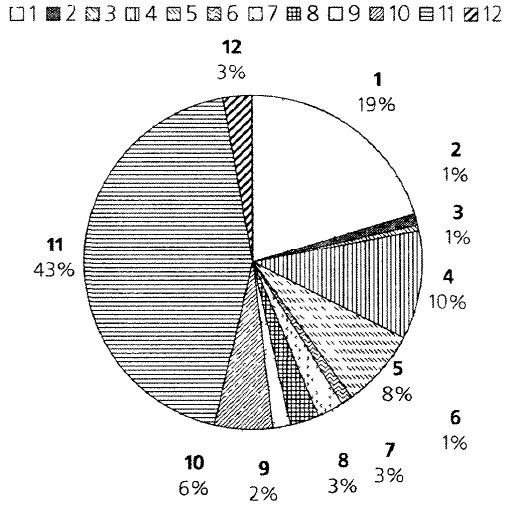


Рис. В.19. Питома вага трудомісткості по технологічних видах робіт при виготовленні пасажирських літаків:

1 – механічна обробка; 2 – ливарні роботи; 3 – ковальсько-штампувальні роботи; 4 – заготівельно-штампувальні і зварювальні роботи; 5 – слюсарсько-складальні роботи в механічних цехах; 6 – термічна обробка; 7 – гальванічні покриття; 8 – лакофарбові роботи; 9 – деревообробка; 10 – складально-монтажні роботи; 11 – випробування; 12 – інші роботи

У Росії та Україні розроблено програми розвитку авіаційної промисловості.

У рамках реалізації цих програм створюються літаки і вертольоти із застосуванням новітніх досягнень у галузі:

– аеродинаміки літальних апаратів;

– аеродинаміки силових установок;

– авіаційного двигунобудівництва (рис. В.20);

– динаміки польоту, що вивчає властивості руху літальних апаратів різного призначення;

– статичної і динамічної міцності;

– акустики (з використанням таких унікальних комплексів, як реверберaційна камера РК-1500 ЦАГІ для випробувань акустичної міцності конструкцій з об'ємом 1500 м^3, звуковим полем – до 167 дБ і діапазоном частот 50…200 Гц);

– термодинаміки (з використанням для випробувань унікальної тепломіцнісної вакуумної камери багатоканального навантаження діаметром 13,5 м, завдовжки 30 м, з прогнозованим нагріванням до 1750 К і охолоджуванням – від 1750 до 100 К);

– матеріалознавства;

– електроніки та інших галузей науки і техніки.

Двигун	**Злітна тяга (потужність)**	**Базовий варіант і модифікації**	**Літаки і вертольоти**
ПС-90	16 тс	Базовий. ПС-90АМ (18 тс) ПС-90А (2 тс)	Іл-96-300, Ту-204, Ту-214, Ту-330, Іл-96М, Як-242
НК-93 (розробка)	18…20 тс	Базовий, нового покоління	Перспективні модифікації Іл-96 і Ту-204
Д-18Т	23,4 тс	Базовий. Передбачена розробка модифікації до 35 тс	Ан-124, Ан-225
Д-436Т1	7,5 тс	На основі базового двигуна Д-36	Ту-334, Як-142, Бе-200
ТВ-7-117С	2500 к.с.	Базовий. ТВА-3000 (2500 к.с.)	Іл-114, Іл-114Т, Іл-112, МіГ-110, Мі-38
ТВД-1500 (розробка)	1300 к.с.	Базовий. РД–600 (1300 к.с.)	Ан-38, С-80, Ка-62
ТВ-0-100 (розробка)	720 к.с.	Базовий	Ка-126

Рис. В.20. Сучасні авіаційні двигуни

Відповідно до програм будують далекомагістральні широкофюзеляжні літаки Іл-96-300 з чотирма високоефективними російськими двигунами ТРДД ПС-90, експлуатовані на міжнародних трансатлантичних рейсах (Москва – Нью-Йорк, Москва – Сан-Франциско, Москва – Сіетл та ін.) більше 15 годин на добу; російсько-американські літаки нового покоління Іл-96М для перевезення до 386 пасажирів на максимальну дальність 13500 км і транспортний літак Іл-96Т з максимальною вантажопідйомністю 92 т для перевезення на дальність до 13500 км, оснащені чотирма двигунами PW2337 фірми Pratt/Whitney і авіонікою фірми Collins (рис. В.21). До складу авіоніки увійшли такі нові прилади останніх розробок, як автоматичний радіокомпас, навігаційний приймач, приймач забезпечення посадки по приладах, радіовисотомір, КХ і УКХ радіостанції, станція супутникового зв'язку, система попередження зіткнень літаків TCAS, метеоРЛС та ін. Фахівцями ГОСНИИАС і FMCS розроблено програмне забезпечення для автопілота FCS–9600. Для отримання навігаційних даних використовують багаторежимний комплекс фірми Litton. До його складу входять: інерціальна навігаційна платформа лазерних гіроскопів, приймач сигналів супутникової навігаційної системи NAVSTAR (США) і вітчизняний GLONAS – глобальна навігаційна система зв'язку. Кожен льотчик має в своєму розпорядженні пілотажно-навігаційну інформацію і інформацію про режими роботи двигунів.

У процесі підготовки виробництва широкофюзеляжних далекомагістральних літаків нового покоління Іл-96 Воронізьким літакобудівним об'єднанням (генеральний директор – В. О. Саліков) вироблені пріоритетні напрями з вдосконалення технології, що відповідає вимогам високої якості, надійності, економічної ефективності виробів. Упроваджено нові технологічні процеси, пов'язані з використанням сучасних матеріалів і видів з'єднань, зміцнюючих методів оброблення, підвищено вимоги до точності аеродинамічних обводів. У конструкціях виробів широко впроваджено полімерні композиційні матеріали. Так, високоміцні жорсткі конструкції носової частини мотогондоли виготовляють методом намотування з високоміцної вугільної стрічки з подальшим термообробленням. Автоклавним способом отримують панелі залізу крила з фюзеляжем із композиційних матеріалів на основі вуглепластика. Використання в авіаційних конструкціях композиційних матеріалів (КМ) з високими питомими міцнісними та жорсткісними характеристиками моношару при оптимальному армуванні, тобто визначенні кращого варіанта укладання залежно від обмежень (за міцністю, місцевою й загальною стійкістю), – один з дієвих способів підвищення вагової ефективності авіатехніки.



Рис. В.21. Літак Іл-96

Забезпечення високого ресурсу при зниженні маси літаків, скорочення матеріальних і часових витрат на обслуговування багато в чому вирішується застосуванням матеріалів з високою питомою міцністю і властивостями опору втомі. Відмічені характеристики матеріалів знаходяться в суперечності: здатність тривало чинити опір циклічним навантаженням і розвитку тріщини, як правило, знижується із зростанням питомої міцності.

Ефективними конструкторсько-технологічними рішеннями є: застосування високоресурсного клепання панелей крила на унікальному пресі виробництва Савелівського об'єднання "Прогрес", виконання комплексу робіт щодо дослідження і оптимізації процесів виготовлення тонкостінних зварних конструкцій з титанових сплавів, клеєзварних і клеєпальних нерознімних з'єднань, стикових болтів з високоміцної корозійностійкої сталі, алюмінієво-літієвих сплавів зниженої щільності та інші конструкторсько-технологічні і матеріалознавчо-технологічні удосконалення. У серійне виробництво впроваджено лазерні гнучкі автоматизовані переналагоджувальні системи вимірювання (ГАПСВ). За допомогою ГАПСВ на Воронізькому літакобудівному об'єднанні змонтовано все великогабаритне технологічне оснащення, ув'язано і відпрацьовано стики і рознімання літаків у стапелях, забезпечено контроль якості складального процесу. Безконтактні методи вимірювань на базі застосування лазерів дозволяють перейти до безперервного спостереження за технологічним процесом складання виробів, здійснити контроль його параметрів в автоматичному режимі.

У Воронізькому літакобудівному об'єднанні встановлено унікальний комплекс з дослідження міцності літального апарата, що забезпечує сертифікаційні, статичні, механічні, ресурсні, кліматичні випробування натурних конструкцій і окремих агрегатів.

На підприємстві проводять роботу щодо застосування комп'ютерних технологій, упроваджують елементи CALS-технологій для подальшої реалізації стратегії на основі єдиної інформаційної бази з АК ім. С. В. Ільюшина в рамках віртуального підприємства.

Завдяки високому науково-технічному рівню розроблення і виробництва магістральної авіації авіаційним комплексом ім. С. В. Ільюшина і Воронізьким літакобудівним об'єднанням державною транспортною компанією "Росія" для перевезення президента Росії та інших вищих посадовців країни вибрано сертифіковані літаки Іл-96-300 з максимальною дальністю польоту 13000 км, оснащені вітчизняними двигунами ПС-90А розроблення КБ "Авіадвигун", м. Перм (генеральний конструктор – О. О. Іноземцев) і виробництва Пермського моторного заводу (ПМЗ) (генеральний директор – Ю. Є. Решетников).

Високоефективний ГТД ПС-90А – єдиний в Росії газотурбінний двигун магістральної авіації XXI століття. Сертифікований уніфікований двигун ПС-90А для далекомагістральних і середньомагістральних пасажирських і транспортних літаків не поступається за технічним рівнем кращим світовим аналогам: RB-211-535RE, що було встановлено на середньомагістральний літак Ту-204, і RW2337, що було встановлено на далекомагістральний літак Іл-96М/Іл-96Т.

Сучасний авіаційний газотурбінний двигун ПС-90А відрізняють технічна

складність, широка гама газодинамічних, теплових, вібраційних та інших дій на вузли і агрегати, висока вартість двигуна. У цих умовах ефективність експлуатації одночасно з виконанням вимог безпеки польотів багато в чому забезпечується шляхом постійного й надійного діагностування їх стану, що і вирішено на авіадвигуні ПС-90А.

За характеристиками шуму на місцевості двигун ПС-90А повністю відповідає новим, жорсткішим міжнародним нормам ICAO. За цими нормами мірою оцінювання шуму служить рівень сприйманого шуму (EPNL - effective perceive noise level), що виражається в одиницях EPNL дБ і нормовано в трьох контрольних точках на місцевості, розташованих: при посадці – на відстані 2 км від торця ЗПС, при зльоті – збоку від осі ЗПС на відстані 450 м, при наборі висоти – під траєкторією польоту на відстані 6,5 км від місця старту і емісії, що оцінюється індексом емісії – відношенням маси речовин, які сприяють руйнуванню озонового шару атмосфери, в грамах до маси витраченого палива, тобто оцінюванням кількості продуктів неповного згоряння палива: окисли вуглецю, різних вуглецевовмісних з'єднань, оксидів азоту NO_2. Для зниження шуму вентилятора і турбіни двигуна встановлено резонансні стільникові звукопоглинальні конструкції загальною площею 15 $м^2$ у двигуні і 6 $м^2$ у повітрозабірники.

У ПС-90А використано новітні досягнення науки, техніки, технології, матеріалознавства, інтегрованих систем забезпечення високої якості, надійності, ресурсу авіаційної техніки на основі аналізу перспектив міжнародного і російського авіаційних ринків, критеріїв якості ГТД на принципах інтегральної характеристики економічності пасажирського літака як транспортного засобу з урахуванням концептуального проектування і корпоративної комп'ютеризованої інтеграції систем керування життєвим циклом такого наукоємного виробу, як авіаційний газотурбінний двигун ПС-90А. У розробленні та виробництві ПС-90А беруть участь більше 500 підприємств (КБ, НДІ, заводів). Потужності ПМЗ забезпечують виробництво більше 100 ГТД ПС-90А на рік.

Підвищенню технічного рівня, ресурсу, надійності, паливній ефективності двигуна сприяє спільна робота КБ "Авіадвигун" і ПМЗ не тільки з російськими підприємствами, але і з усесвітньо відомою фірмою Pratt/Whitney (США) стосовно деяких конструкторсько-технологічних рішень, а також використання електронних регуляторів фірми Hamilton Standart (США), бортової системи контролю стану двигуна фірми BGT (Німеччина), пневмомеханізмів керування механізацією двигуна фірми Allied Signal (США).

У рамках програм створено літаки місцевих повітряних ліній Іл-114, що оснащені турбогвинтовими двигунами ТВ7-117 (генеральний конструктор – О. О. Саркісов) з малошумними шестилопатевими повітряними гвинтами СВ-34 синхронізованого обертання за частотою і фазами, що дозволяє понизити рівень шуму в контрольних точках на місцевості (при розгоні і зльоті, наборі висоти і при посадці) і в пасажирському салоні літака.

Високі льотно-технічні характеристики транспортних літаків Іл-76МФ,

модифікованого варіанта транспортного літака Іл-76 з подовженою на 6,6 м вантажною кабіною для перевезення до 60 т вантажу і з максимальною дальністю польоту 8500 км з двигунами ТРДД ПС-90 і середньомагістральних літаків Ту-204 та їх модифікацій забезпечені цілим комплексом заходів: вибором оптимальної аеродинаміки та високоекономічних двигунів, використанням нових конструкційних матеріалів з високими міцнісними і експлуатаційними характеристиками, використанням у гідравлічній системі негорючої рідини і т.п. Застосування електродистанційної системи керування і цифрового пілотажно-навігаційного комплексу робить можливою повну автоматизацію літаководіння в складних метеоумовах і виконання автоматичної посадки за посадочними мінімумами III категорії ІКАО (висота нижньої межі хмар дорівнює нулю, дальність видимості на ЗПС – 200 м).

Близькомагістральні літаки Ту-334 (рис. В.22) з українсько-російськими двигунами Д-436Т1 (генеральний конструктор – Ф. М. Муравченко, генеральний директор Запорізького моторного заводу "Мотор Січ" – В. О. Богуслаєв, генеральний директор ММПП "Салют" – Ю. С. Елісєєв) забезпечують паливну ефективність на рівні світових аналогів. Здійснено повний комплекс випробувань літаків на рідкому водні – Ту-155 і зрідженому природному газі – Ту-156 (генеральний конструктор – А.М. Туполєв) з двигунами НК-88 і НК-89 (генеральний конструктор – М. Д. Кузнецов). Проведено модифікацію близькомагістральних літаків Як-42 Саратовського авіазаводу (генеральний директор – А. В. Єрмішин) з економічними ТРДД Д-36, що має великий ступінь двоконтурності.



Рис. В.22. Літак Ту-334

Передбачено виробництво літаків: місцевих повітряних ліній Ан-38 Новосибірського авіазаводу (генеральний директор – О. П. Бобришев) і транспортних літаків Ан-70 (генеральний конструктор – П. В. Балабуєв) у кооперації з Україною; багатоцільових літаків – амфібій Бе-200 (генеральний конструктор – Г. С. Панатов); адміністративних літаків "Гжель", "Молния" ("Блискавка") (генеральні конструктори – В. К. Новиков і Г. Є. Лозино-Лозинський); багатоцільових вертольотів Мі-38 і Ка-62

(генеральні конструктори – Г. О. Синельщиков і С. В. Міхєєв); літальних апаратів загального призначення (ділові, таксі, санітарні, сільськогосподарські, навчально-спортивні, патрульні, зокрема адміністративний літак Іл-103, що пройшов подвійну сертифікацію за правилами АП-23 РФ і FAR-23 США); Су-26М – спортивний літак, у крилі і оперенні якого конструкції з полімерних композиційних матеріалів за масою становлять більше 50 %. Відновлено спільні роботи ПО "Політ" (м. Омськ) і АНТК ім. О. К. Антонова (м. Київ) щодо літаків Ан-3 і Ан-3Т (глибока модернізація літака Ан-2) та ін.

З 1991 р. Міністерством науки, вищої школи і технічної політики Російської Федерації в державну науково-технічну програму включено проект "Створення комп'ютеризованого сертифікованого виробництва авіаційної техніки на базі Саратовського авіаційного заводу". В ході реалізації цього проекту широко використовують засоби обчислювальної техніки, нові форми організації виробництва, що базуються на акціонерній формі власності, реалізуються екологічно чисті, ресурсо- і енергозберігаючі технології, сучасні методи й засоби управління виробництвом.

Розроблено схему крізної комп'ютеризованої технології (рис. В.23, В.24) на принципах CALS-технологій, що охоплює всі етапи створення зразка авіаційної техніки – від створення математичної моделі електронного макета виробу, проектування агрегатів, деталей, оснащення, створення банку даних на основі "дерева проекту" до керування верстатами у виробництві. Цю схему було апробовано при створенні літака Як-54. Створено локальні обчислювальні комплекси. Як систему CAD/CAM верхнього рівня використовують систему CATIA (САПР конструктора), як систему середнього рівня для розроблення програм, що управляють, – систему DUCT (САПР технолога), як систему нижнього рівня на ПЕВМ – систему AUTOCAD AMEv12. Транслятор, що забезпечує передачу твердотільних моделей із системи AUTOCAD у систему CATIA для створення електронної моделі виробу, дає можливість компонувати вузли й деталі літака на етапах проектування для технологічної підготовки виробництва та виготовлення виробів.

Особливе місце в крізній комп'ютеризованій технології відводиться координатно-вимірювальним машинам (КВМ), що дозволяють на єдиній базі даних у вигляді математичної моделі виробу вести контроль точності виконання оснащення і деталей. У 1994 р. упроваджено КВМ ТСХ-8000 фірми POLI (Італія). У конструкцію машини входять колони з двома рухомими каретками і гранітний стіл із робочими розмірами 8000х2500х1500 мм. Точність вимірювання – 37 мкм на довжині 8000 мм. У комплект машини входить локальна обчислювальна мережа з виділеним сервером і п'ятьма робочими місцями.

Ця контрольно-вимірювальна машина використовується для вирішення таких завдань: контролю складної геометричної поверхні шляхом її порівняння з математичною моделлю даної поверхні; сканування перетинів поверхні, на базі яких у системі DUCT, що входить в обчислювальний комплекс машини, створюється математична модель поверхні; сканування складної геометричної поверхні для

створення програм оброблення поверхні, що управляють, на верстаті з ЧПК, сканування візуалізатором плазових кривих, викреслених уручну, і побудови на базі отриманих точок математичного опису кривих, ідентичних тим, що існують; викреслювання всіх видів трафаретів і конструктивних плазів на виріб.

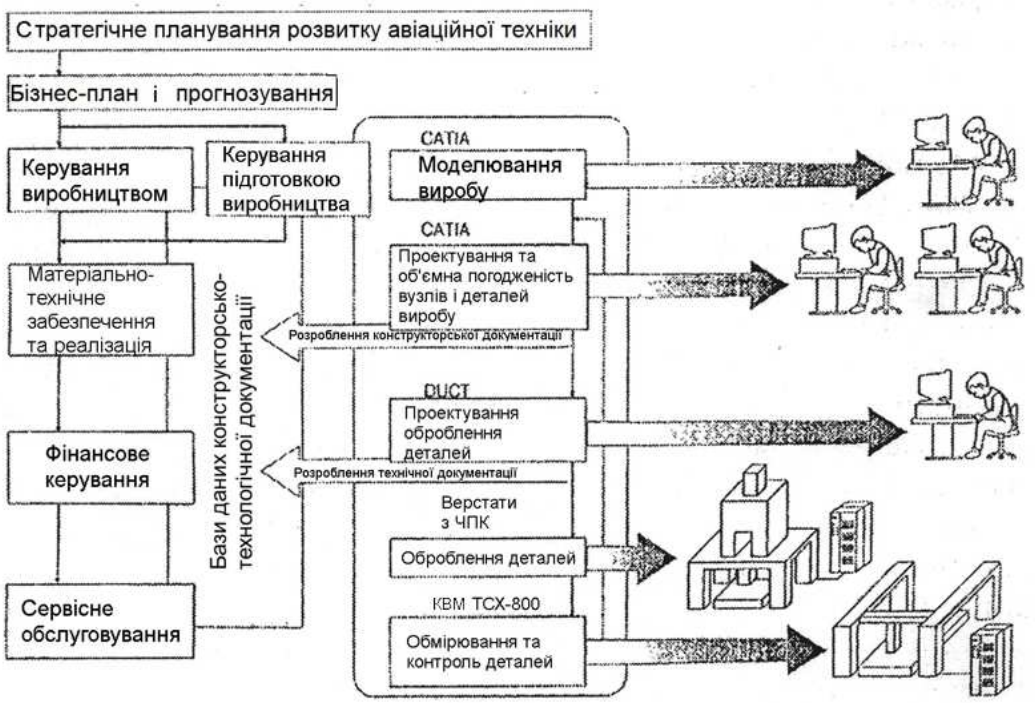


Рис. В.23. Крізна комп'ютеризована технологія проектування і виготовлення авіаційної техніки

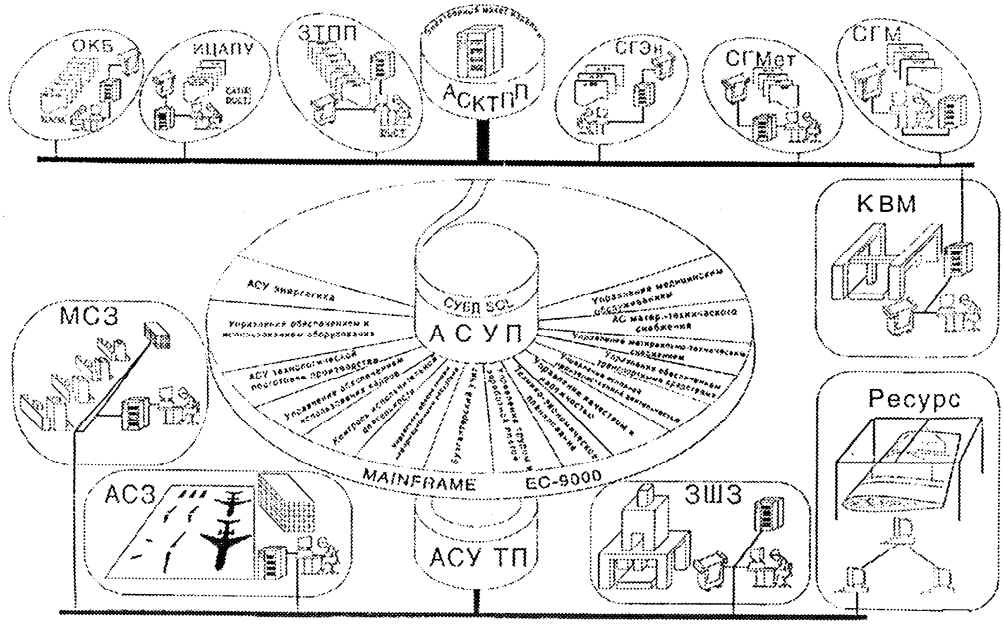


Рис. В.24. Схема комп'ютеризованого виробництва АТ "САЗ"

У рамках програми розроблено й виготовлено: технологічний модуль ТМ-750 (АТ "ЛАПИК" і ЗАТ "САЗ", Росія), що суміщає функції вимірювальних, оброблювальних,

розмічальних машин і дозволяє обробляти надскладні деталі; п'ятикоординатні фрезерні верстати для оброблення деталей складних форм ВФ-5Н, ФП-14МН, СМ 250-5 (СПО "Прогрес"); гнучку лінію ГПК-1 на базі югославських оброблювальних центрів АГП 630-800-1.3, АГП 630-800-2.3 та ін.

Розроблення проекту серійного виробництва виробу починається з технічного завдання постановки виробу на виробництво з уявленням повної інформації про виріб: математичної моделі конструкції; графіка освоєння виробів і груп випередження агрегатів; термінів виготовлення окремих деталей з урахуванням як групового, так і індивідуального технологічного процесу; розрахункових витрат на освоєння і серійне супроводження аж до утилізації. З появою локальної мережі ПЕОМ з'явилася можливість проведення таких робіт, як відстежування виконання подетального плану в агрегатно-складальних цехах, плану на основний виріб і плану на групові комплекти; формування оперативних даних про виробництво і підприємство в цілому; ведення бази здавальної документації; формування і реалізація плану по розсипу; оцінювання стану агрегатно-складальних робіт у цехах; формування інформації по запитах користувачів мережі.

Мета реалізації пілотного проекту створення комп'ютеризованого виробництва авіаційної техніки – досягнення запланованого річного випуску деталей і вузлів, не меншого 50 умовних комплектів літака Як-42Д і забезпечення 30%-ного запасу потужностей для інших видів продукції.

У рамках програми планомірно здійснюється також цілеспрямована робота щодо формування напрацювань у галузі авіаційної науки, технології, матеріалознавства.

Останніми роками авіаційна промисловість всіх країн має тенденцію до розширення міжнародної співпраці, що дозволяє ефективніше працювати над створенням нових зразків авіаційної техніки, об'єднуючи науково-технічний потенціал, виробничі можливості й ресурси, координуючи діяльність у галузі високих технологій в рамках міжнародних авіаційних організацій.

Істотна перешкода на шляху інтеграції підприємств авіабудування з американськими і європейськими авіабудівними фірмами – відмінність у підходах до процедур проведення виробничих, проектних і дослідних робіт, норм, стандартів, систем якості та ін.

Розпад СРСР привів до корінних змін в економічних взаєминах колишніх союзних республік і колишніх соціалістичних країн, поставивши їх перед лицем жорсткої конкурентної боротьби, в якій однією з основних умов виживання є постачання на ринок високоякісних товарів і послуг, що задовольняють міжнародним стандартам. Разом із тим не можна стверджувати, що Росія і Україна виявилися абсолютно не готовими до ситуації, що склалася, оскільки і в доперебудовний період СРСР продавав на міжнародному ринку наукоємну машинотехнічну продукцію, у тому числі й цивільну авіаційну техніку. За 40 років діяльності "Авіаекспорту" було продано більше 2800 літаків і 3900 вертольотів у 50 країн. Уже у той час купуюча сторона при здійсненні операції з придбання магістральних літаків висувала умову, пов’язану із відповідністю

продукції, що поставлялася, вимогам документів AR1NC (американська корпорація, що займається експлуатацією наземних засобів забезпечення польотів), технічного комітету з електронного устаткування авіакомпаній (AEEC), який займається розробленням стандартів на бортове радіоелектронне устаткування (БРЕУ).

Ці документи, задаючи загальну концепцію побудови авіаційного БРЕУ на певний період розвитку науки і техніки, нормують тільки питання взаємного сполучення окремих компонентів, які складають загальну структуру БРЕУ кожного конкретного типу літаків, не обмежуючи способи досягнення реалізації вирішуваних ними функцій. Такий підхід дозволяє авіакомпаніям звести до мінімуму витрати, пов'язані з експлуатацією парку літаків, що є у них, і підтримувати стан цього парку літаків відповідно до останніх досягнень у галузі авіоніки і авіаційного БРЕУ – сукупності апаратних засобів та їхнього програмно-математичного забезпечення, що надають екіпажу літака і літаковим системам необхідну інформацію для пілотування, навігації, радіозв'язку, безпеки польоту.

Роботи, спрямовані на використання документів AR1NC у Радянському Союзі, почалися з кінця 60-х років, коли з урахуванням значущості цих документів для виходу на міжнародний ринок була створена комісія, що постійно діяла, з вивчення та використання документів AR1NC при створенні вітчизняних виробів. Спочатку (1970-1985 рр.) це були спроби скоректувати вітчизняні стандарти для урахування в них вимог до окремих систем БРЕУ. Ці ініціативи зустріли опір з боку підприємств, генеральних і головних конструкторів, оскільки вони не відповідали прийнятій в Радянському Союзі концепції побудови БРЕУ вітчизняних літаків. Але з середини 80-х років було взято жорсткий курс на повне задоволення вимог документів AR1NC. Було створено спеціальну комісію з генеральних і головних конструкторів, що жорстко відстежує відповідність цим вимогам систем, що розроблялися у той час, і пристроїв БРЕУ перспективних вітчизняних літаків, зокрема Іл-96, Ту-204, Іл-114, Ан-70 та ін. Ці зусилля дозволили надалі успішно співробітничати із зарубіжними компаніями щодо сумісного створення комплексів БРЕУ для таких літаків.

Продовжуючи роботу з використання вимог документів AR1NC у вітчизняних розробках і враховуючи зміну відношення генеральних і головних конструкторів до цих документів, НІІСУ (директор А.В. Мітін) у 1993 р. вийшов з пропозицією про використання автентичних перекладів документів AR1NC при розроблення БРЕУ перспективних літаків як керівних технічних матеріалів разом з іншими нормативними документами. Ця пропозиція була підтримана провідними інститутами авіаційної промисловості, що привело до підготовки рішення про впровадження у вітчизняній авіаційній промисловості рекомендацій документів AR1NC. Рішення було затверджено технічним комітетом ISO (Міжнародної організації із стандартизації) ТК 323. Для виконання цього рішення в 1996 р. були розроблені "Методичні вказівки щодо створення автентичних перекладів зарубіжних і міжнародних стандартів, призначених для використання при проектуванні вітчизняних виробів" і "Положення про порядок реєстрації перекладів документів AR1NC". На підставі опиту підприємств

промисловості з урахуванням обмеженості засобів були визначені черговість придбання бракуючих документів AR1NC і пріоритетність виконання робіт зі створення автентичних перекладів і робіт з доведення наявних перекладів до стану автентичних. Перші два автентичні переклади документів AR1NC було підготовлено до видання в 1996 р. Надалі передбачається вести постійне відстежування всіх змін, AEEC, що вносяться, в документи, які діють, і підключення до активної участі в діяльності AEEC російських фахівців у галузі БРЕУ.

Таким чином, у даний час у галузі розроблена і діє методологія прямого впровадження документів AR1NC, тобто здійснюються офіційне придбання (з урахуванням всіх змін), переклад, редагування, видання, урахування, реєстрація і інформаційне забезпечення підприємств. Вказана методологія розповсюджується і на міжнародні стандарти ISO, МЕК та інші зарубіжні нормативні документи.

Пріоритетним напрямом робіт зі стандартизації є також визнання російських та українських стандартів як міжнародних стандартів або розроблення на їх основі міжнародних стандартів ISO.

Як пріоритетна в авіапромисловості виконується робота з гармонізації вимог до якості виробів авіатехніки, методів їх забезпечення, а також створення критеріїв і процедур сертифікації, гармонізованих із міжнародними нормами й правилами. Комплексне вирішення проблеми забезпечення якості авіатехніки відповідно до міжнародних стандартів ISO серії 9000 може бути досягнуто тільки на основі системного підходу до використання сучасних інформаційних технологій. Незважаючи на те, що стандарти ISO серії 9000 регламентують 20 стандартних елементів системи якості в кожному конкретному виробничому середовищі, вони мають свій конкретний зміст, характеризуються своїм набором інформаційних зв'язків між елементами і конкретним змістом ролей і завдань, що стоять перед виконавцями при їх реалізації. Необхідно, щоб система якості підприємства містила 20 елементів відповідно до ISO серії 9000, документованих і підтримуваних у вигляді процедур, інструкцій, методик, стандартів підприємств та ін. Природно, що модель системи якості підприємства має описувати ці стандартні елементи з потрібним ступенем деталізації.

У даний час у галузі створюється комплекс документів, який є нормативно-методичною основою, що гарантує якість і конкурентоспроможність авіатехніки. Розроблено ряд нормативно-технічних документів – міжнародних стандартів, що прийняті і діють в ISO (рис. В.25), зокрема елементи конструкції планера і систем управління, функціональні системи, електрогідравлічні та ін., з'єднання трубопроводів, перевірка герметичності кабіни та ін. У такій найважливішій роботі з міжнародної гармонізації російських нормативних документів активізувалася діяльність ЦІАМ (директор – В. О. Скібін) у галузі сучасних газотурбінних двигунів.

Метою авіаційного стандарту, що розробляється, "Системи якості авіаційних підприємств. Вимоги до системи якості" є вироблення єдиних вимог до систем якості організацій і підприємств (незалежно від організаційно-правових форм і форм власності), що здійснюють проектування, розроблення, виготовлення, випробування,

монтаж і технічне обслуговування виробів авіаційної техніки цивільного і військового призначення.

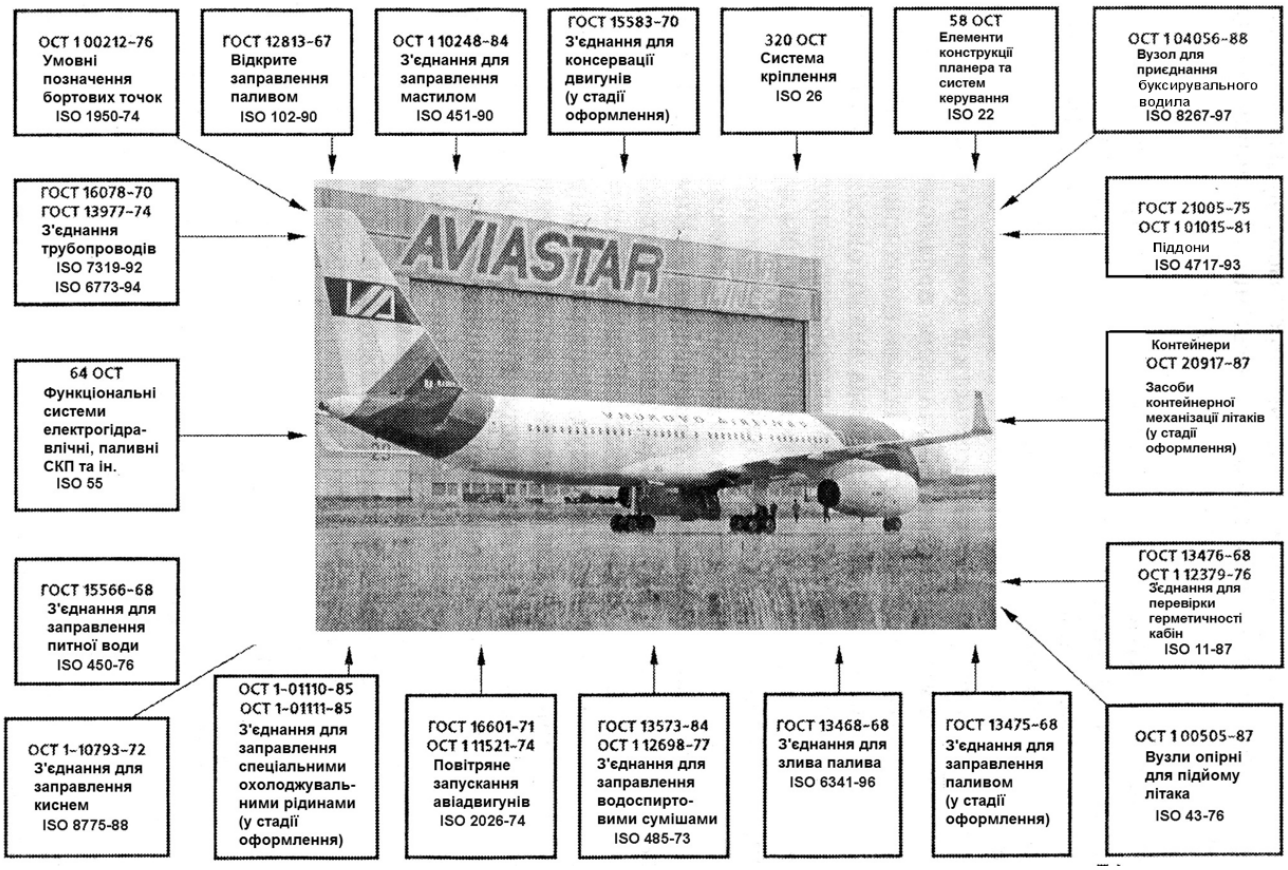


Рис. В.25. Стандартизація функціональних систем і конструктивних елементів ЛА

Основними завданнями розробки стандарту є такі:

– гармонізація вимог справжнього стандарту з вимогами міжнародних стандартів ISO серії 9000 і авіакосмічного стандарту AS 9000;
– урахування вітчизняної практики управління якістю виробів авіаційної техніки в рамках галузевих і міжгалузевих методичних нормативів за всіма стадіями життєвого циклу створення авіаційної техніки; розроблення нової авіаційної техніки, що складається з розроблення технічної пропозиції з використанням науково-технічного заділу, наукового прогнозу розвитку авіаційної техніки, результатів випробувань моделей в аеродинамічних трубах, розрахунків температурних полів у конструкціях літального апарата з перевіркою результатів на унікальному комплексі тепломіцнісних випробувань ТПВК ЦАГІ; ескізного проектування і створення макету в натуральну величину з повним компонуванням устаткування; робочого проектування – розробки робочих креслень планера, агрегатів і систем; створення зразків для льотних випробувань і зразків для проведення наземних міцнісних випробувань; льотних випробувань і досліджень;
– урахування галузевого досвіду сертифікації систем якості підприємств зі створення і серійного виробництва виробів авіаційної техніки цивільного призначення

(Авіаційні правила, ч. 21, розд. F і G).

Основними документами, що встановлюють вимоги до системи якості підприємств при проектуванні, розробленні, виробництві, монтажі й обслуговуванні, є стандарти ISO серії 9000. Ці вимоги багато в чому аналогічні тим, які задані в державних стандартах системи ЄСКД та ін., проте в них не відображена роль військових представництв у формуванні системи якості підприємств. У проекті стандарту запропоновано встановити функції військових представництв (незалежних інспекцій) у формуванні та контролі системи якості авіаційних підприємств. Крім того, сформульовано основні принципи системи якості авіаційних підприємств і запропоновано параметри для визначення і оцінювання якості виробів авіатехніки.

Так, спеціалізоване виробництво, створене в авіаційній промисловості на об'єднанні "Нормаль" у м. Нижній Новгород (генеральний директор – В. А. Володін), є постачальником кріпильних виробів для складання авіакосмічної техніки, що відрізняються високим рівнем вимог до якості й експлуатаційної надійності.

Об'єднання виготовляє кріпильні деталі діаметром від 4 до 10 мм із вуглецевих, легованих, неіржавіючих сталей, алюмінієвих сплавів, латуні і титанових сплавів, а також кріпильні вироби для виготовлення нероз'ємних з'єднань у конструкціях із металевих і композиційних матеріалів безударним методом, зокрема при односторонньому доступі до деталей (заклепки з осердям, заклепки високого опору зрізу, болт-заклепки, гайки-пістони, порожнисті заклепки), що сполучаються, діаметром від 2,6 до 8,0 мм з тих же матеріалів, окрім латуні.

Технологія забезпечує отримання деталей з допусками від 8 до 12 квалітету за ГОСТ 25346-89 на лінійні розміри і розміри діаметрів, від 4-го до 6-го ступеня точності на діаметри різьблення і ефективний захист від корозії цинкуванням, кадмієванням, анодним оксидуванням для алюмінієвих сплавів, хімічним пасивуванням для неіржавіючих сталей та інших видів покриттів. Технологія виготовлення ряду кріпильних виробів запатентована у Франції, США, Англії.

Якість продукції, що поставляється замовникові,гарантується діючою системою управління якістю, яка повністю відповідає моделям систем якості за міжнародними стандартами ISO 9001-94 – 9003-94. Технічний рівень кріпильної продукції за основними економічними показниками і критеріями експлуатаційної надійності відповідає вимогам міжнародних стандартів ISO.

У всіх країнах ведуться дослідження з розроблення спеціальних марок високоміцних титанових сплавів і створення економічних процесів виготовлення кріпильних виробів для авіакосмічних комплексів. Основою технологічних процесів до недавнього часу залишалися гаряча або тепла висадка, різання. В об'єднанні "Нормаль" вперше в світовій практиці розроблено і впроваджено принципово новий високоефективний спосіб виготовлення високоресурсних деформаційно-зміцнених кріпильних деталей масового застосування із титанових сплавів. Розроблені наукові основи технології, забезпечивши підвищення КВМ у п'ять разів, дозволили визначити

оптимальні температурно-швидкісні умови пластичної деформації і вплив ступеня заповнення контуру різьбонакатного інструменту на якість поверхневих шарів, точність, міцність різьбового з'єднання і т. ін. Новий спосіб захищено патентами в США, Франції, Англії.

Інтенсивний розвиток наукоємної промисловості індустріально розвинених країн світу останніми роками забезпечується розробленням і впровадженням високих технологій. Особливий пріоритет у цій галузі віддано CALS-технологіям (у 80-тих роках Computer Aided Logistic Support – комп'ютеризована підтримка логістичним системам, а з 1993 р. Continues Acquisition and Life cycle Support – безперервна підтримка постачань і життєвого циклу). Широке впровадження CALS-технологій з CIM системами (Computer Integrated Manufacturing – системи комп'ютеризованих інтегрованих виробництв) або системами ERP (Enterprise Resource Planing – планування ресурсів підприємства) дозволяє здійснити дійсно інтегровані єдині інформаційні системи створення сучасних наукоємних виробів сучасної авіаційної техніки, у розробленні, та виробництві якої беруть участь більше 1000 підприємств (КБ, НДІ, заводи, об'єднання). Основні цілі CALS-технологій в світовій практиці – це ефективне управління життєвим циклом виробів на всіх етапах (включаючи вироблення концепції, науково-дослідні роботи, проектування, виробництво, експлуатацію, модернізацію, сервіс, утилізацію) з безперервним техніко-економічним аналізом ризиків і витрат у виборі оптимального рішення, що досягається шляхом інтегрованої інформаційно-технологічної взаємодії на принципах віртуального підприємства (рис. В.26) у ланцюзі "Замовник – Постачальник – Споживач". Основу CALS-технологій складають: єдині способи уявлення і обміну електронних даних; системи CAD (Computer Aided Design), CAM (Computer Aided Manufacturing), CAE (Computer Aided Engineering), що забезпечують автоматизоване проектування, виробництво, інженерні розрахунки та дослідження; системи інтегрованої логістичної підтримки застосування виробів за призначенням, що формуються на міжнародних стандартах і програмно-інструментальних засобах їх підтримки.

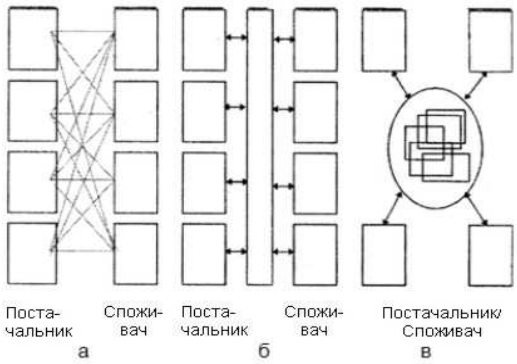


Рис. В.26. Принципи інтеграції інформації при створенні віртуального підприємства в ланцюзі "Постачальник – Споживач":

а - паперовий інформаційний потік (сьогодні), б - електронний інформаційний потік (найближча перспектива), в - сумісне використання даних (дальня перспектива)

Так, пріоритетними напрямами ЦІАМ спільно з КБ і підприємствами у галузі інформаційної інтеграції сучасного рівня безпаперового обміну інформацією на основі CALS-технологій у процесі створення високоефективних газотурбінних двигунів визначені:

– проведення розрахунків у процесі передпроектних досліджень і проектування;

– розроблення конструкторсько-технологічної документації;

– проведення випробувань із застосуванням автоматизованих систем збирання і оброблення результатів вимірювань;

– створення банків даних щодо конструкційних і функціональних характеристик матеріалів, паливно-мастильних матеріалів, типових конструкторсько-технологічних рішень і т.п.

На першому етапі впровадження CALS-технологій пропонується провести аналіз і сертифікацію використовуваних прикладних програм і систем на підприємствах галузі з технологічними пропозиціями за їхньою інформаційною інтеграцією; здійсніти аналіз стану технічних засобів підприємств з пропозиціями щодо мінімального оснащення підприємств сучасними засобами для забезпечення робіт, які стосуються CALS; створити відомчу захищену інтегровану мережу для обміну інформацією подвійного призначення в рамках віртуальних підприємств (рис. В.27).



Рис. В.27. Концептуальний проект віртуального підприємства

Лідером військового авіабудування Росії, що забезпечує розроблення і виробництво високоефективної авіаційної техніки, постачання ВВС Росії і на експорт модифікацій базового багатофункціонального винищувача четвертого покоління Су-27, є АВПК "Сухой".

Специфіка ОКБ ім. П. О. Сухого полягає в різноманітності методів проектування, конструювання, що випливають із різноманітності задач, складної кооперації з фінальними і комплектуючими заводами, що знаходяться на великих відстанях від КБ, використовують різне математичне забезпечення і мають різне технологічне устаткування, диверсифіковані виробництва.

Пріоритетом "комп'ютерних", або "електронних", технологій КБ є створення повного електронного макета виробу (без побудови фізичного аналога), що є взаємозв'язаною сукупністю тривимірних моделей деталей, агрегатів, систем літака. Електронний макет використовують і для конструкторського опрацювання технологічної підготовки виробництва, і для серійного виготовлення. Одне з найважливіших позитивних якостей конструювання полягає в можливості передачі інформації у виробництво у вигляді програм для верстатів з ЧПК, що сприяє подальшому бездефектному виготовленню продукції.

Наступним кроком у комп'ютерних технологіях стає створення віртуального підприємства на основі CALS-технологій у складі КБ, фінальних заводів і заводів кооперації на основі єдиної інформаційної бази, тобто взаємозв'язок систем автоматизованого проектування, конструювання з інтегрованими системами управління підприємством на основі єдиної концепції автоматизації всіх інформаційних процесів. У рамках віртуального підприємства здійснюється уніфікація програмного забезпечення, оптимальне співвідношення використання програмних продуктів і технічних засобів, обмін електронною конструкторською документацією, організація робіт зі створення і супроводження баз даних, організація проектно-конструкторських робіт з урахуванням технологічних можливостей заводів, централізоване навчання користувачів з урахуванням інтегрованого критерію оптимізації вартості розробки, експлуатації, логістичної підтримки протягом ЖЦІ, ефективності техніки.

Із середини 90-тих років в ОКБ ім. П. О. Сухого (генеральний конструктор – М. П. Симонов) упроваджується система тривимірного моделювання UNIGRAPHICS. Тривимірне моделювання відкриває можливості оптимізації конструкторсько-технологічного вигляду літального апарата, створення повного електронного макету виробів і використання його для підготовки і організації серійного виробництва.

Сьогодні в ОКБ вирішують такі задачі проектно-конструкторських робіт, як розроблення математичних моделей теоретичних обводів планера, оцінювання аеродинамічних характеристик, оброблення результатів продувань в аеродинамічних трубах, розрахунок навантажень та аналіз міцності конструкцій, розрахунок льотно-тактичних характеристик літака, оптимізація параметрів конструкції, теплові розрахунки, оброблення результатів випробувань, створення бази даних за

матеріалами, стандартами, комплектуючими виробами, документацією і т. ін.

Задача керування всіма даними електронної моделі, процесом її розроблення вирішується за допомогою системи керування проектом Info Manager. Стратегічне завдання – забезпечення інформаційної взаємодії ОКБ з підприємствами на всіх стадіях проектування і виготовлення виробів на принципах віртуального підприємства.

Так, ВАТ "Іркутське авіаційне виробниче об'єднання" (голова ради директорів – О. І. Федоров) має більш ніж 1000 персональних комп'ютерів, об'єднаних локальними системами, і в перспективі – корпоративною мережею; відбувається постійне підвищення потенціалу і обсягу автоматизації проектування, основаного на новітніх системах комп'ютеризації різного рівня. Функціональні можливості систем ЧПК більшої частини парку механообробного устаткування на великосерійних заводах авіабудування, в яких число верстатів, обробних центрів, гнучких виробничих модулів і комплексів перевищує 1000, є недостатніми для реалізації CAD/CAM технологій, носіями керуючих програм на яких були паперова або магнітна стрічка, обмежені за числом кадрів. Модернізоване устаткування з ЧПК типу CNE розробки Іркутського НІАТ має можливість використовувати практично не обмежені за обсягом програми. Такі ж можливості – у системи ЧПК "Альфа" (за європейською класифікацією - "відкрита система"), що використовується на програмному технологічному устаткуванні виробництва "САВМА" (м. Савелово Тверської обл., головний інженер – О. М. Алексєєнко). Систему ЧПК "Альфа" розроблено на базі персонального комп'ютера фахівцями "АВІАТЕК" НІІД за участю ВО "Контур" (м. Томськ).

Авіаційний завод у м. Комсомольську-на-Амурі (генеральний директор – В. І. Меркулов) здійснив за дев'ять місяців постановку на виробництво винищувача Су-30МК завдяки використанню електронного опису об'єкта виробництва у всьому спектрі виробничих процесів. На підприємстві експлуатується корпоративна мережа на базі оптоволоконного кабелю стандарту АТМ з пропускною здатністю 100 Мбіт/с, з можливістю розширення до 12 корпусних мережних центрів. Корпоративна мережа оснащена технічними засобами захисту інформації, єдиними системами архівації даних на базі магнітооптичних нагромаджувачів, можливістю передачі файлів графіки, відео, звуку.

В обробленні інформації, управлінні виробництвом, проектно-конструкторських і технологічних роботах беруть участь 1200 ПЕВМ і графічних станцій, з них 500 використовують у розробленні електронного опису об'єкта і проектуванні технологічного оснащення; 59 робочих місць системи UNIGRAPHICS з модулем управління інженерними даними "IMAN", більше 350 місць із програмними продуктами "AUTOCAD", "КРЕДО", "МАСТЕР", "Астра" і т. ін. використовуються в опрацьовуванні конструкції, розробленні оснащення, програм ЧПК.

Виробництво нових обсягів винищувача Су-30МК здійснено на основі формалізованого електронного послання за обсягами планового пов'язання і виконано без виготовлення фізичних плазів і макетів поверхні виробу: електронні плази виробу

виконані в системі "AUTOCAD"; ліхтар - у вигляді тривимірної електронної моделі UNIGRAPHICS.

При постачанні винищувача Су-35УБМ в основу закладається принцип майстер-моделі. Спільно з філіалом ОКБ побудовано тривимірну модель ГЧФ у середовищі UNIGRAPHICS з повною об'ємною ув'язкою в збиранні всіх вхідних компонентів, на підставі якої виконані: електронні креслення обсягом 1200 форматів А4; електронні моделі болванок, штампів; електронні плази й шаблони; програми ЧПК для деталей і оснащення. Стапельне складання ГКЧФ проведено з деталей, геометричних розмірів, що мають першоджерелом відповідні тривимірні моделі. Спільно з ОКБ ім. П.О. Сухого ведуться роботи з підготовки до запуску серійного варіанта палубного винищувача на основі комп'ютерної моделі.

Устаткування з ЧПК, оснащене ПЕВМ з розробленою Іркутським НІАТ системою керування "Атака", і використання німецької двопортальної вимірювальної машини фірми "Мора" з точністю 0,005 мм і робочим простором 2,5х8 м дозволили вийти на новий рівень виробництва засобів технологічного оснащення за безшаблонною методологією з видачею протоколів відхилень оснащення і деталей від електронних моделей. Освоєно виготовлення дерев'яних моделей на верстатах з ЧПК за електронними моделями і т. ін.

У цей час відпрацьовується схема створення електронних моделей виробів з виконанням робіт щодо комп'ютерного компонування комплектуючими виробами і трасування джгутів і трубопроводів, що дозволить надалі відмовитися від використання еталонів, монтажних плазів. Найважливіше значення надається забезпеченню серійного супроводу розроблених електронних макетів впродовж всього ЖЦВ.

Основною передумовою CALS було і є чітке визначення вимог до інформації про виріб впродовж всього його життєвого циклу та їх перетворення в стандартні електронні формати, які позитивно впливають на якість, собівартість виробів і пов'язані з ними плани виробництва, кооперовані постачання і т.д. Спочатку концепція CALS була пов'язана з діяльністю держустанов (військових відомств) і постачальників промислових виробів. Отримавши подальший розвиток, вона з'єднала в собі і вимоги приватного промислового сектору. CALS і пов'язана з нею концепція розширеного (віртуального) підприємства отримали загальне визнання як засіб розвитку традиційного уявлення про фізичне підприємство. Результатом стала концепція комп'ютеризованої організації, що значно відрізняється своєю ідеологією і функціонуванням від колишніх промислових підприємств. Такі поняття, як віртуальні мережі постачальників та їхнє 24-годинне функціонування, автоматизоване проектування, конструювання, організація підготовки виробництва і серійне виробництво, автоматизоване укладення контрактів є реальністю в сучасних ринкових відносинах. Для успішної реалізації цих концепцій і виживання в умовах ринку інтереси промисловості на всіх рівнях мають узгоджуватися з вимогами до електронного обміну даними і оброблення інформації про вироби і процеси. Для ефективного обміну даними

між замовниками і постачальниками або діловими партнерами, що знаходяться в будь-якій точці земної кулі, ця інформація базується на визнаних світовою спільнотою стандартах ISO з питань CALS.

Застосування міжнародних CALS-стандартів спрощує ділова співпраця в рамках віртуальних підприємств, підвищує гнучкість бізнес-процесів і конкурентоспроможність продукції, гарантує вихід на міжнародний ринок.

В архітектурі державних стандартів мають бути визначені єдине розуміння даних і взаємозв'язків, спільно використовуваних протягом ЖЦІ, включаючи процеси керування конфігурацією виробу і його логістичної підтримки; управління даними про виріб впродовж ЖЦІ; вимоги щодо управління бізнес-процесами і т.д. Архітектура державних стандартів щодо електронного обміну даними має містити засоби моделювання ISO 10303, ISO 13548 і т. ін.

Спеціалізація ISO 10303 (STEP) охоплює життєвий цикл, починаючи з етапів проектування і виробництва, до етапів експлуатації, технічної підтримки, утилізації. На підставі зарубіжних стандартів передбачається розробка російськомовного стандарту щодо інтегрованої логістичної підтримки виробів, включаючи матеріально-технічне забезпечення контрактів (кодування виробів та їхніх комплектуючих, планування закупівель, керування замовленнями, оплата поставок і т. ін.).

На світовому ринку, де глобальні інформаційні комунікації швидко стають реальністю, актуальною необхідністю є наявність єдиного міжнародного стандарту з електронного обміну комерційними даними (EOD), оскільки він спрощує передачу комерційної інформації між різними країнами і є єдиним довідковим керівництвом для різних організацій. Продовження використання галузевих і національних стандартів стане перешкодою для міжнародної торгівлі. Єдиним міжнародним стандартом по EOD визнано UN/EDIFACT. Передбачається створення російських каталогів, що характеризують комерційні дані впродовж життєвого циклу виробів на основі бази каталогів UN/EDIFACT.

Для узгодження різних робіт на національному і міжнародному рівнях у галузі інтерактивної електронної документації існує актуальна потреба в єдиних стандартах зі створення і розповсюдження ІЕТП/Д (інтерактивних електронних технічних посібників/документації). У зв'язку з цим у рамках розвитку CALS належить створити єдиний стандарт метафайлу ІЕТП/Д, що визначає структуру і взаємозв'язки інтерактивного електронного документа незалежно від інструментальних засобів, за допомогою яких він був створений і який може використовуватися в роботі ряду презентаційних пристроїв. Стандарт має бути незалежним від змісту файлів, що лежать в його основі для того, щоб уникнути необхідності повторного створення всього метафайлу у разі зміни одного з його елементів.

В умовах усесвітньої торгівлі ланцюг "Постачальник – Замовник" неминуче проходить через кордони різних держав і приводить до використання місцевих таблиць кодувань, оскільки існуючі міжнародні стандарти не відображають такі особливості. Належить розробити механізм розширення, який має використовуватися разом із стандартами ISO і бути сумісним з механізмами, вживаними в UNICODE.

Серед інформаційних технологій для керування на принципах віртуального підприємства найбільш важливі такі:

- технологія EDMS (Electronic Document Management System), що забезпечує збирання, індексування, зберігання, пошук і проглядання документів;

- технологія WorkFlow, що забезпечує призначення і координацію виконання операцій, складових структурованих бізнес-процесів і виробничих процесів, включаючи проектні роботи і технології.

Ключовим моментом є перехід найбільших компаній світу від дискретного опису виробів до електронного позначення виробу (ЕПВ). ЕПВ забезпечує безперервну інформаційну підтримку виробу протягом всього його життєвого циклу. Основа ЕПВ - безпаперове подання інформаційної моделі виробу, що містить всі дані про нього з урахуванням міжнародних стандартів. Особливо важливо, що при цьому створюється інформаційна інфраструктура керування базами даних, що дозволяє при включенні в неї міжнародних стандартів реалізувати CALS-технології – основу віртуального підприємства й міжнародної кооперації.

Основними компонентами ЕПВ є такі:

- інструментальний комплекс інтегрованих програмних засобів для автоматизованого проектування виробів CAD;

- технологія автоматизованого паралельного проектування в режимі групового використання даних ACE- Concurrent Engineering;

- система інженерного аналізу CAE;

- система автоматизації технологічної підготовки виробництва CAM;

- система керування проектними й інженерними даними PDM;

- система візуалізації і розроблення документації;

- системи керування базами даних.

Підприємства, що працюють із зовнішнім ринком, мають дотримуватися міжнародних вимог і стандартів щодо керування проектом за конкретним контрактом і поданням документації в електронній формі відповідно до міжнародних стандартів. Так, як система управління проектом і ведення виробничих даних можуть бути системи IMAN, WindChill, Optegra, а як система проектування – UNIGRAPHICS, CATIA, CADDS5 і т. ін.

Для підтримки і розвитку потенціалу галузі на користь національної безпеки

держав в умовах жорсткої конкуренції на світовому ринку в 1998 р. створено Авіаційну промислову раду з CALS (далі – Рада), що очолює професор А. Г. Братухін.

У роботі Ради беруть участь керівники і провідні фахівці більше 70 провідних авіаційних підприємств Росії і СНД, головних НДІ інших галузей.

За минулий час Радою визначено шляхи реалізації міжнародних стандартів CALS, формування методології і напрямів інтегрованої комп'ютеризації виробничої діяльності НДІ, ОКБ, заводів галузі, організації міжгалузевої комплексної взаємодії в ланцюзі "Замовник – Постачальник – Споживач" у вигляді віртуального підприємства (рис. В.28), принципи участі галузі в міжнародній співпраці з правом вирішального голосу у розробленні базових технологій, створенні російських стандартів і норм CALS.

На основі досвіду робіт зі створення орбітального корабля "Буран", концепції "МАКС" розглянуто конкретні проблеми виробництва літальних апаратів, сучасних авіаційних двигунів, гармонізації для цих цілей вітчизняних стандартів з міжнародними, професійної підготовки фахівців і т. ін.

Сформовані методологічні основи "Інтегрованого підходу до моделювання" на основі нової концепції "Єдиного словника понять" (рис. В.29, В.30).

Вироблені і узгоджені в масштабі Ради пропозиції про шляхи ефективного рішення розглянутих проблем докладалися федеральним міністерствам і відомствам.

Особливе місце в практичній діяльності Ради займає безпосередня участь у роботі Міжнародного CALS-конгресу (ICC), Міжнародної ради директорів CALS (IBOD) і в роботі конференцій з CALS. На основі цих заходів зроблено узагальнені доповіді про роботи російських фахівців у галузі системних технологій при реалізації авіаційно-космічного проекту "Буран", продовжених у Державній науково-технічній програмі "Машини, технології і виробництва майбутнього".

Визнанням виконаної роботи стало включення російської сторони в особі Ради в реєстр постійних учасників міжнародної неурядової організації – CALS-конгресу, створення в його структурі нової робочої групи – "Інтегрований підхід до моделювання" із співголовою від російської сторони (професор В. І. Дмитров – заступник голови Ради). Це вже дозволяє відстежувати світові розробки щодо CALS-технологій, надавати певну дію на програми і плани основних робочих груп ICC.

Високою оцінкою авторитету російської сторони є запрошення до роботи в створеному під егідою ICC міжнародному консорціумі функціонального стандарту "Інтегрована підтримка життєвого циклу виробів (PLCS)", де беруть активну участь міністерства оборони Великобританії, Японії, Швеції, Норвегії, США та інших країн, а також в створюваному під егідою ICC міжнародному консорціумі з розробки функціонального стандарту "Модель віртуального підприємства".

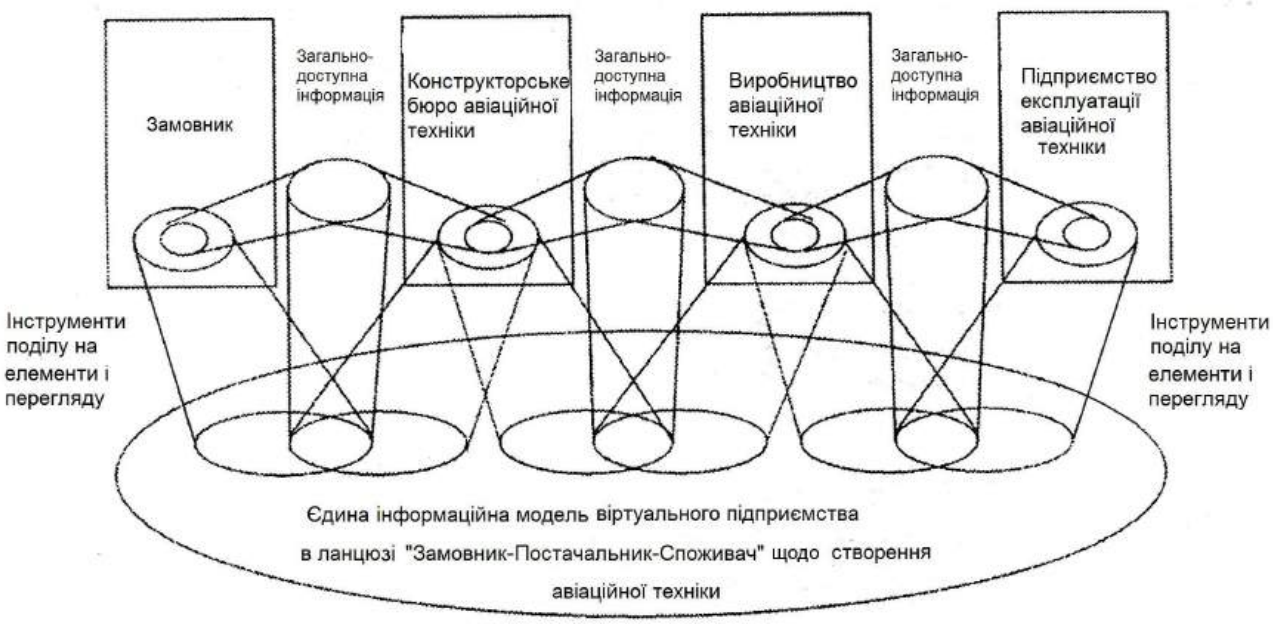


Рис. В.28. Схема віртуального підприємства в ланцюзі "Замовник - Постачальник - Споживач" щодо створення авіаційної техніки

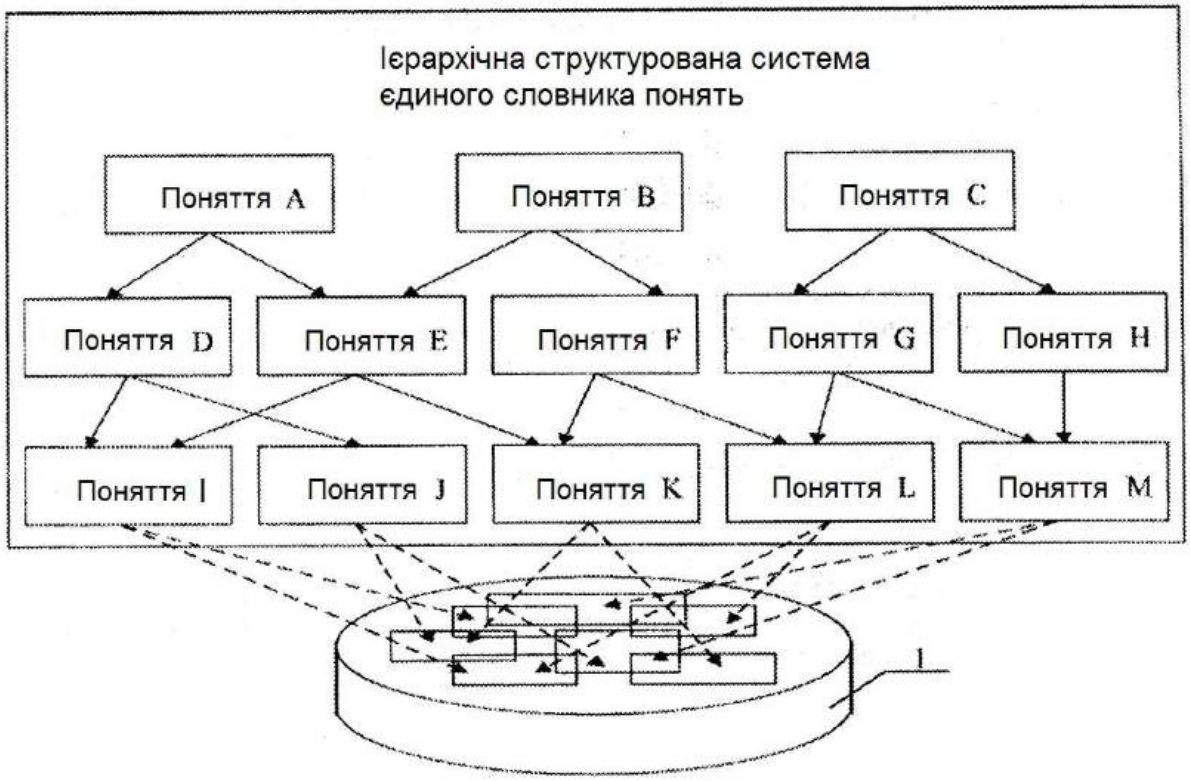


Рис. В.29. Схема інтеграції спільно використовуваних даних при створенні віртуального підприємства на базі єдиного словника понять:

1 – єдина інформаційна модель віртуального підприємства

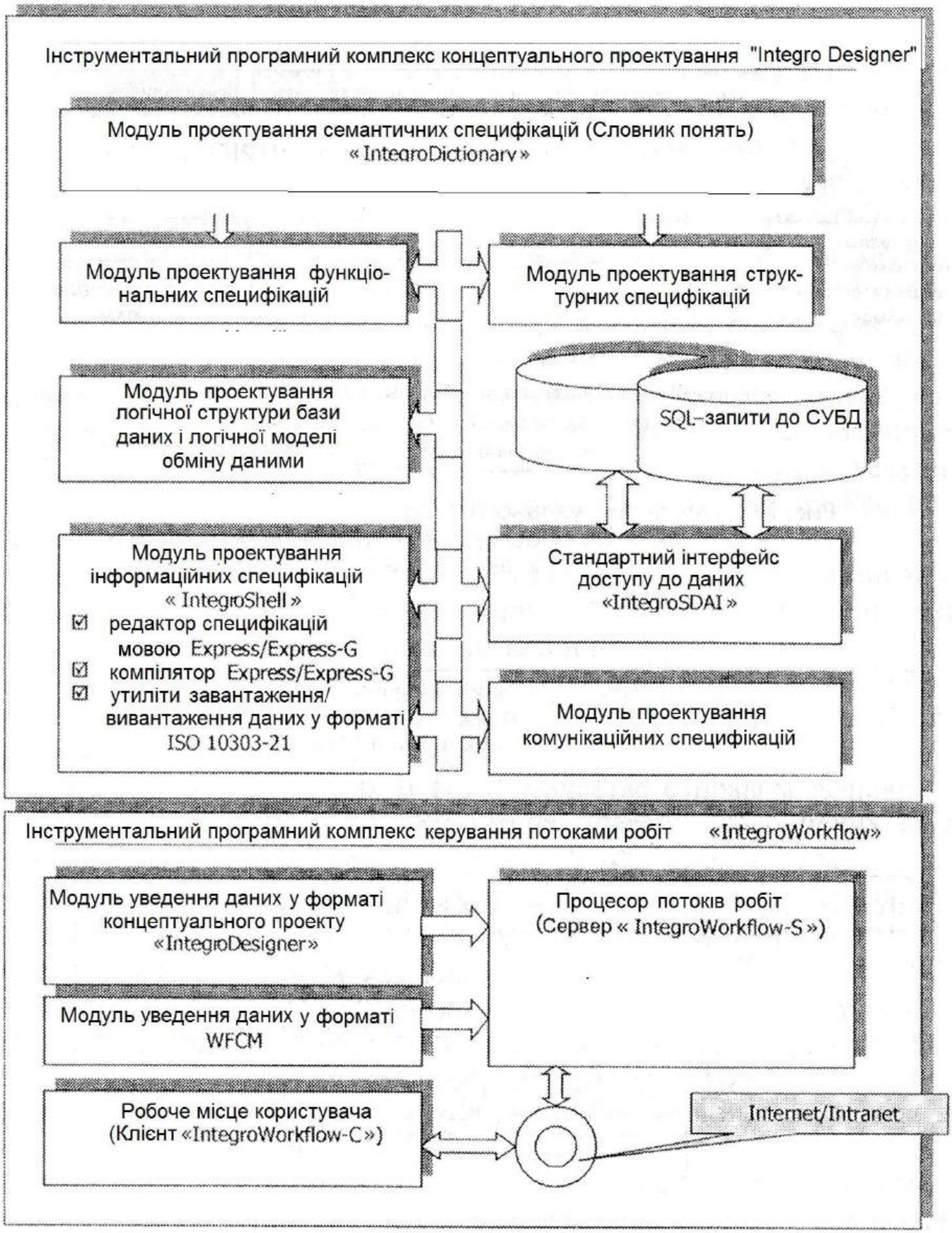


Рис. В.30. Програмно-методологічні засоби підтримки системного проектування віртуальних підприємств

Найбільш близькі до розуміння вирішення проблем формування віртуальних підприємств у російському і українському авіабудуванні керівники таких проектів:

- МАКС (багаторазова авіаційно-космічна система) – генеральний конструктор Г. Є. Лозино-Лозинський і генеральний директор НВО "Молния" О. С. Башилов, директор НІІСУ А. В. Мітін, директор НІЦ АСК Ю. Б. Павлов, заступник директора ЛІІ ім. М. М. Громова з науки К. К. Васильченко;
- кращий у світі базовий винищувач Су-27 – генеральний директор АВПК "Сухий" і Генеральний директор ВАТ "ОКБ Сухого" – М. А. Погосян, генеральний конструктор ВАТ "ОКБ Сухого" – М. П. Симонов, генеральний директор авіазаводу в м. Комсомольську-на-Амурі В. І. Меркулов, генеральний директор авіазаводу Іркутська – В. І. Ковальков, голова ради директорів авіазаводу Іркутська – О. І. Федоров;
- далекомагістральні літаки Іл-96 – генеральний конструктор АК ім. С. В. Ільюшина Г. В. Новожилов, генеральний директор Воронізького авіазаводу – В.О. Саліков;
- широкофюзеляжний літак короткого зльоту і посадки Ан-70 - генеральний конструктор АНТК ім. О. К. Антонова П. В. Балабуєв;
- українсько-російський двигун близькомагістральної авіації Д-436 – генеральний конструктор КБ "Прогрес" Ф. М. Муравченко, генеральний директор Запорізького моторного заводу "Мотор Січ" В. О. Богуслаєв, генеральний директор Московського моторобудівного виробничого підприємства "Салют" Ю. С. Елісєєв, директор ЦІАМ В. О. Скібін, Президент АССАД В. М. Чуйко;
- російсько-американський уніфікований двигун середньо- і далекомагістральної авіації ПС-90А-П – генеральний директор заводу "Пермські мотори" Ю. Є. Решетников, генеральний конструктор КБ "Авіадвигун" – О. О. Іноземцев (спільно з керівництвом американської фірми "Пратт-Уїтні");
- авіоніка магістральної авіації – директор НДІАО Б. М. Абрамов;
- кесон крила (вагою більше 50 т з великим обсягом механічної обробки) і агрегати шасі європейського магістрального аеробуса великої пасажиромісткості А-3ХХ – директор ЦАГІ В. Г. Дмитрієв, директор ВАТ НІАТ О. С. Сироткін, генеральний директор АНТК ім. А. М. Туполєва В. Є. Александров, генеральний директор Ульяновського авіаційного комплексу "Авіастар" Г. І. Коротнєв, генеральний директор об'єднання "Гідромаш" (м. Нижній Новгород) В. І. Лузянін;
- мотогондола літака Ан-74-ТК-300 – генеральний конструктор АНТК ім. О.К. Антонова П. В. Балабуєв, генеральний директор ХДАВП П. О. Науменко.

Для реалізації проектів необхідно постійне поповнення авіаційних підприємств сучасними фахівцями, перш за все – випускниками МАІ (ректор – А. М. Матвєєнко), МГАТУ (ректор – Б. С. Мітін), ХАІ (ректор – В. С. Кривцов).

Слід особливо відзначити, що до реалізації розробок, що проводять у рамках CALS-конгресу, виявляють підвищену цікавість промислові міністерства практично всіх розвинених країн світу.

Широкі можливості для використання науково-виробничого потенціалу

відкриваються в результаті міжнародної співпраці. Кілька років тому президент Європейського консорціуму "Ербас Індастрі" звернувся до уряду Росії з пропозицією про участь російських підприємств у сумісному розробленні та виробництві далекого магістрального пасажирського літака надвеликої пасажиромісткості (більше 500 пасажирів) А-3ХХ на принципах рівного комерційного ризику. Росії було запропоновано до 30 % робіт за проектом А-3ХХ.

Найважливіша умова інтеграції авіабудування – гармонізація технологічного середовища країн СНД зі світовим. У першу чергу йдеться про гармонізацію систем менеджменту, інтегрованих систем забезпечення високої якості виробництва і телекомунікації з відповідним технологічним переозброєнням КБ, НДІ і виробничих підприємств. Стратегія інтеграції має спиратися на співпрацю з кращими зарубіжними фірмами.

Так, для гармонізації відносин вітчизняної авіаційної промисловості з європейською в особі консорціуму Airbus Industrie (Aerospatial – Франція, DASA – Німеччина, British Aerospase – Англія, CASA – Іспанія) створено Авіаційний євро-російський консорціум (АЕРК), до складу якого від російської сторони увійшли ЦАГІ, НІАТ, АНТК ім. А. М. Туполєва, Ульяновський авіаційний комплекс "Авіастар" та ін. Розроблено сумісну концепцію гармонізації, що охоплює створення єдиних систем, менеджменту, інжинірингу, сертифікації, якості, телекомунікацій, кваліфікації кадрів, сумісності технологічного середовища. При виконанні програми "Концепції" АЕРК стає партнером Airbus Industry, що створив в 70-ті роки перший європейський аеробус А-300, в реалізації не тільки проекту магістрального літака великої пасажиромісткості з дозвуковою швидкістю А-3ХХ, але й інших європейських проектів. Для реалізації "Концепції" буде потрібно створення центру "Гармонізація й інтеграція" з відповідними телекомунікаційними мережами, комп'ютерним оснащенням, що потребуватиме 3-4 млн дол. з боку уряду для вирішення пріоритетної загальнодержавної проблеми.

Участь Російського авіаційного промислового комплексу в особі ЦАГІ, НІАТ, АНТК ім. А. М. Туполєва, Ульяновського комплексу "Авіастар" та ін. передбачається на всіх етапах життєвого циклу літака. Передбачено, що роботи за цим проектом здійснюватимуться на базі останніх досягнень науки і техніки, вже реалізованих прогресивних конструкторсько-технологічних рішень. У рамках А-3ХХ концепція забезпечення високої якості, сертифікації продукції та її виробництва, програмне забезпечення інформаційних технологій мають бути гармонізовані з міжнародними авіаційними нормами і стандартами, прийнятими в "Ербас Індастрі".

Проект А-3ХХ базується на найбільш конкурентоспроможних засобах інформаційних технологій, що використовуються в світовій практиці на базі міжнародних CALS-технологій стосовно розроблення авіаційної техніки, а також експлуатації літальних апаратів.

Міжнародне авіаційне співтовариство зацікавлене в багатогранній співпраці у галузі авіації. Так, завершені роботи НАСА (Національне управління з аеронавтики і дослідження космічного простору), Boeing, Pratt/Whitney та інших організацій і фірм

США спільно з ЦАГІ, АНТК ім. А. М. Туполєва, ЛІІ та ін. щодо вироблення концепції надзвукового пасажирського літака другого покоління. Їх проводили з урахуванням знань у галузі аеродинаміки, міцності, матеріалознавства, набутих у результаті досліджень на літаючій лабораторії Ту-144 (генеральний конструктор – А. М. Туполєв) з двигунами НК-321 (генеральний конструктор – М. Д. Кузнецов).

Експлуатація 14 літаків "Concorde", створених Aerospatial спільно з British Aerospace, – єдиних у світі надзвукових пасажирських літаків першого покоління (СПС І), що знаходилися в льотній експлуатації 30 років (перший політ СПС І Ту-144 здійснено в грудні 1968 р., через декілька місяців – перший політ СПС І Concord), виявила їх низьку комерційну ефективність через велику витрату палива й інтенсивну дію на озоновий шар атмосфери. Для створення СПС ІІ (швидкість – більше 2М, пасажиромісткість – більше 300 чоловік, дальність польоту – більш 10000 км) є всі передумови: сучасні досягнення аеродинаміки, акустики, аеропружності, авіаційного двигунобудівництва, матеріалознавства, авіоніки та ін.

Авіаційна промисловість країн СНД має необхідний потенціал для оновлення парку цивільної авіації України і Росії без придбання авіатехніки у конкурентів – американської корпорації Boeing, об'єднаної з McDonnell Douglas, і європейського консорціуму Airbus Industry. При цьому слід мати на увазі, що за відсутності російських авіабудівників на зовнішньому ринку фірма Boeing зі своїми 500 фірмами-постачальниками по кооперації агрегатів, вузлів, готових виробів довела випуск літаків магістральної авіації до 40 машин у місяць.

Виробництво авіаційної техніки проводиться на основі широкої кооперації з підприємствами країн СНД. Так, за конструкторською документацією КБ генерального конструктора П. В. Балабуєва (Україна) здійснюється серійне виробництво самого вантажопідйомного в світі транспортного широкофюзеляжного літака Ан-124 на Ульяновському авіакомплексі "Авіастар", виробництво літака для місцевих повітряних ліній Ан-38 – на Новосибірському авіазаводі; 80 % обсягу виробництва транспортних літаків Іл-76, Іл-76МД, Іл-76ТД, Іл-78, Іл-76ТП, Іл-76МФ, розроблених під керівництвом генерального конструктора Г. В. Новожилова, припадає на російські підприємства, а остаточне складання і льотні випробування літаків проводяться на Ташкентському авіаційному об'єднанні (Узбекистан); більше 80 % авіаційних двигунів, випущених на моторному заводі "Мотор Січ" у м. Запоріжжя (Україна), призначено для російських літаків і вертольотів.

Новим чинником, який істотно впливає на виробництво і збут цивільної авіатехніки, є активна експансія до Росії, України та інших країн СНД вироблюваної ними авіаційної техніки, як вживаної, так і нової, що останнім часом проводиться європейськими й американськими фірмами. З метою завоювання ринку фірми, що мають великий досвід у маркетингу своєї продукції, вживають різноманітних заходів: ефективне технічне обслуговування проданих літаків; створення технічних центрів, спільних підприємств, регіональних складських комплексів; технічне навчання персоналу на своїх фірмах; створення пільгових умов при організації лізингу своєї

продукції.

Більше 70 % російських авіапідприємств мають незадовільну структуру балансу через спад платоспроможного попиту, що продовжується, на авіаперевезення, зростання цін на паливо та інші ресурси. Багато авіакомпаній не здатні своєчасно набувати запасних частин, що комплектують вироби, проводити лізингові платежі. Об'єктивна необхідність визначає укрупнення авіакомпаній-перевізників для досягнення рентабельності перевезень пасажирів і вантажів, забезпечення можливості своєчасно проводити лізингові платежі. Авіалізинг і, перш за все – державний лізинг перетворився на найважливіший чинник підвищення ефективності програми розвитку цивільної авіації.

На основі виконаної до теперішнього часу роботи Радою визначені перспективні напрями розвитку потенціалу галузі із застосуванням CALS-технологій. Вітчизняна авіаційна програма першочергових робіт, що розробляється, у галузі CALS-технологій має охоплювати всі напрями інтеграції і комп'ютеризації розроблення, виробництва, експлуатації, сервісу авіаційних виробів, передбачати для цього створення спеціалізованої нормативно-правової системи галузевих, а згодом – федеральних норм (стандартів, РТМ, ТР та іншої науково-технічної документації), відповідних міжнародним стандартам.

Глава 1. МЕТОДОЛОГІЧНІ ОСНОВИ ЗАГАЛЬНОГО ПРОЕКТУВАННЯ

1.1. ОРГАНІЗАЦІЯ ПРОЦЕСУ ПРОЕКТУВАННЯ І ЙОГО ЕТАПИ

1.1.1. Визначення поняття проектування

Під проектуванням розуміють процес розроблення технічної документації, яка забезпечує можливість промислового виготовлення нового конкурентоспроможного літака, що відповідає заданим вимогам, і дозволяє здійснити його надійну експлуатацію в заданих умовах. Метою інженерного проектування є розроблення і створення нових, раніше не існуючих об'єктів, процесів або систем. Хоча цю мету можна досягнути на основі використання відомих елементів або принципів, завжди необхідним є творчий пошук такого сполучення цих елементів і процесів новим, оригінальним способом, який привів би до нових якісних або кількісних результатів.

Інженерне проектування, у свою чергу, можна розділити на три складові: винахідництво, інженерний аналіз та ухвалення рішень.

Винахідництво – це творчий процес, спрямований на розроблення нових корисних ідей і принципів для вирішення інженерних задач. Потреба у винахідництві тим вище, чим вище вимоги до характеристик об’єкта проектування. Відомо, наприклад, що подолання звукового бар'єра стало можливим лише після винаходу турбореактивного двигуна й стрілоподібного крила.

Винахідництво, яке грунтується на здатності людини до абстрактного мислення, вимагає від інженера широкої ерудиції, спроможність пов'язувати між собою різнобічні факти і явища і долати технологічну інерцію. Хоча існують деякі заходи і методи удосконалення винахідництва, воно все ж майже цілком відноситься до сфери евристики[1]. Тому природно, що цей компонент інженерного проектування важко формалізувати.

Винахідництво супроводжує весь процес проектування, але найяскравіше виявляється на його початкових етапах, коли формується головна ідея, задум майбутнього об'єкта (його концепція). При проектуванні літаків якраз на засадах винахідницьких ідей головного конструктора (або певної групи фахівців) часто визначають загальну концепцію майбутнього літака.

Після вибору концепції, що визначає можливий варіант вирішення поставленої задачі, її необхідно перевірити на відповідність фізичним законам і різним обмеженням. Така перевірка називається аналізом.

Інженерний аналіз – це отримання відповідей, що мають сенс, на питання інженерного характеру за прийнятний час і при допустимих витратах. Пронизуючи весь

1 Евристика – метод навчання, який допомагає розвивати винахідливість та активність.

процес проектування, він забезпечує на різних етапах розроблення проекту вибір шляху розв’язання задачі, вибір структури системи і технічних засобів її реалізації, розроблення схем, конструкцій. В основі інженерного аналізу лежать порівняння і вибір варіантів технічних рішень для досягнення поставленої мети проектування.

Загальну схему процесу інженерного аналізу показано на рис. 1.1. Особливе місце в процесі інженерного аналізу займає моделювання. Під моделлю розуміють таку умовно подану і формально описану (абстрактну) або матеріально реалізовану (фізичну) систему, яка, відображаючи або відтворюючи об'єкт дослідження, здатна заміщати його так, що її вивчення дає нам необхідну інформацію про цей об'єкт.

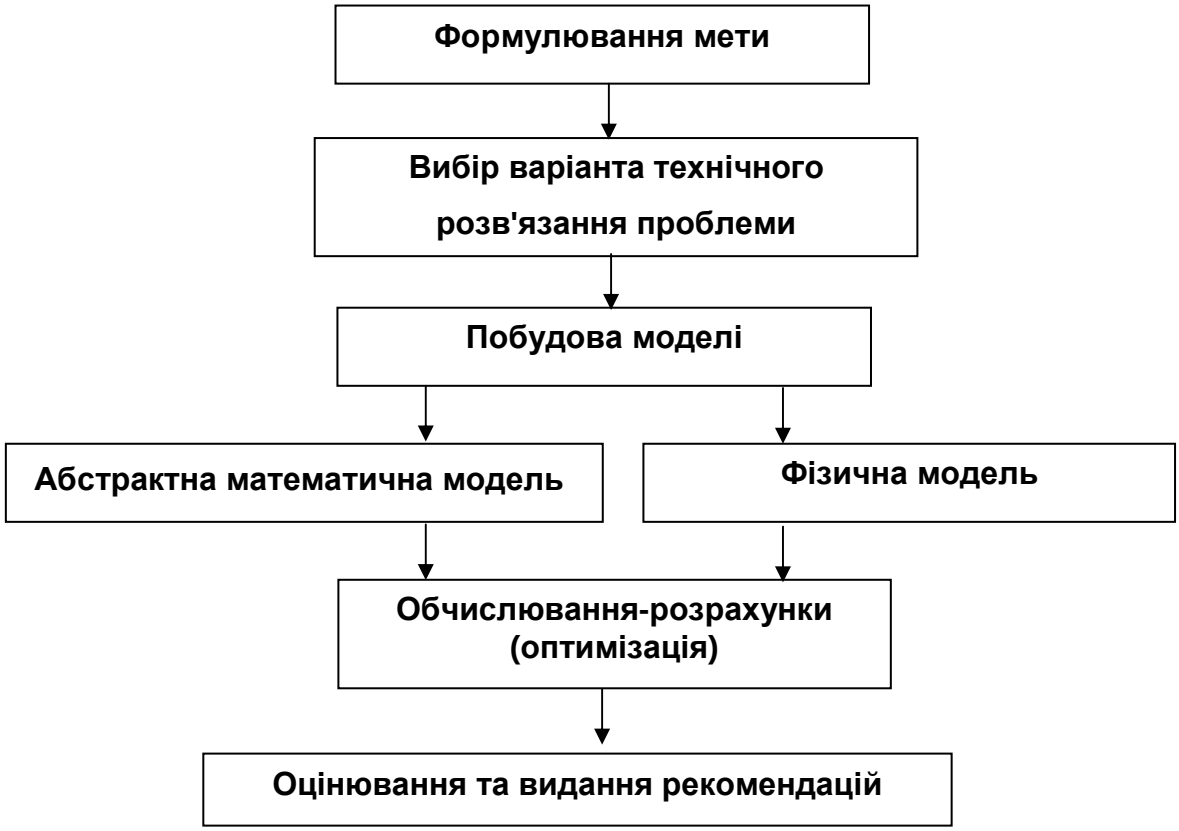


Рис. 1.1. Схема процесу інженерного аналізу

Існують два типи моделей – фізичні та математичні. Фізичні моделі мають таку ж фізичну природу, як і оригінал. Фізичне моделювання дає якнайповніше уявлення про досліджувані явища, але часто пов'язано із значними витратами часу і засобів. Математичні моделі грунтуються на ідентичності математичного опису процесів у моделі й оригіналі: їх ділять на аналітичні та числові моделі.

Аналітичні моделі дозволяють провести дослідження в загальному вигляді, але можливості їх побудови обмежені відомими труднощами, головним чином пов'язаними з необхідністю істотного спрощення даного явища. Як правило, аналітичне моделювання застосовують для аналізу порівняно не дуже складних явищ. Найбільш універсальний метод математичного моделювання – числовий, такий, що здійснюється за допомогою ЕОМ. Числове моделювання в даний час є головним засобом дослідження складних систем.

Хоча процесу інженерного аналізу і властиві творчі риси, але цей вид діяльності головним чином спирається на здоровий глузд і спеціальні знання. Він має вужчий характер, ніж винахідництво. Ці два процеси відрізняються тим, що винахідництво спрямовано на пошуки можливих рішень і метою його є створення якомога більшої кількості альтернатив[2]. Інженерний аналіз тим часом спрямований на вивчення цих рішень, і його метою є отримання фактичних результатів кожної з даних альтернатив.

Третя складова інженерного проектування – ухвалення рішень – є процес вибору однієї альтернативи з багатьох, найкращої з них. Для цього процесу характерні такі риси:

1. Наявність мети.

Якщо її немає, то необхідність в ухваленні рішення не виникає.

2. Наявність альтернативних ліній поведінки.

Це означає, що існує декілька способів досягнення мети. З різними альтернативами пов'язані різна вірогідність успіху та різні витрати, і додатково – не завжди достовірно відомі. Тому ухвалення рішення часто пов'язано з невизначеністю.

3. Необхідність урахування істотних чинників (обмежень) – геометричних (габаритні розміри та форма об'єкта), вагових, міцнісних, економічних і т.д.

Після того, як було чітко сформульовано мету (визначено цільову функцію), необхідно скласти повний перелік можливих рішень, оскільки від повноти і якості цього переліку залежить якість рішення. Потім складають перелік істотних обмежень, які мають бути враховані при ухваленні рішення. Процес ухвалення рішення – як правило, багатокроковий, в якому кожен наступний крок звужує зону пошуку, обмежуючи кількість як можливих варіантів розв’язання задачі, так і чинників, які слід ураховувати. Це трудомісткий процес, що поєднує в собі науку й мистецтво. Дуже важливо вміти приводити складний процес ухвалення рішення до задачі, яку можна вирішити за допомогою математичних методів з використанням ЕОМ. Це досягається, якщо ухвалення рішення грунтується на початкових кількісних чинниках, тобто коли такий процес вдається формалізувати. У цьому випадку ухвалення рішення базується на кількісних методах оптимізації. Зображуючи поставлену мету у вигляді цільової функції $y = y(x_1, x_2, ..., x_n)$, де $x_1, x_2, ..., x_n$ – незалежні параметри, що визначають характеристики об'єкта проектування, можна привести задачу ухвалення рішення до оптимізаційної задачі пошуку екстремуму цільової функції.

Під час підготовки і ухвалення рішення проектувальник стикається з необхідністю компромісного вибору або, іншими словами, з пошуком умовного екстремуму. І додатково дуже часто початкові чинники мають не кількісний, а якісний характер, який ускладнює пошук екстремуму (оптимуму). При цьому інженер вимушений ухвалювати рішення і рухатися далі, не будучи упевненим в тому, що ухвалене ним рішення є найкращим. Альтернатива, можливо, придатна тільки на одну

[2] Альтернатива – це необхідність вибору між двома взаємно неприйнятними можливостями.

подію, має бути прийнята до того, як її можна буде проаналізувати і оптимізувати. Тому серед якостей, необхідних інженеру–проектувальнику, не останню роль відіграє здатність ухвалювати рішення в складних ситуаціях.

Аналіз проектування як творчого процесу дозволяє класифікувати його як ітераційний процес (процес послідовних наближень), в якому три його складові нерозривно з'єднані.

Загальну схему цього процесу показано на рис.1.2.

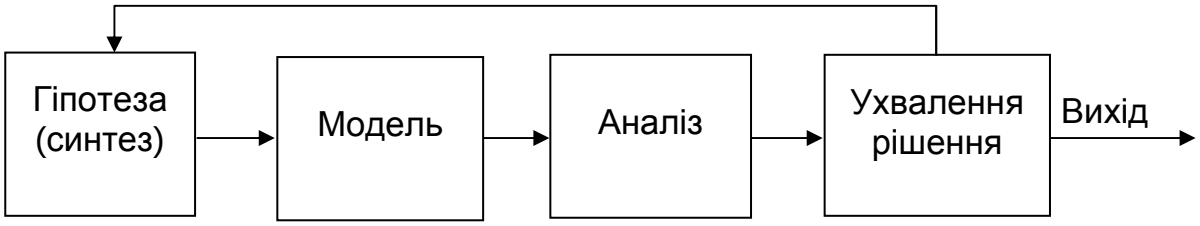


Рис. 1.2. Схема процесу проектування

Істотним у цій схемі є те, що синтез нових технічних об'єктів здійснюється на основі багатократного повторення аналізу для різних варіантів проектних альтернатив (наборів початкових параметрів).

Оптимізація в процесі проектування відіграє двояку роль, забезпечуючи, з одного боку, визначення у межах вибраної альтернативи найбільш корисного поєднання проектних параметрів, а з іншого – виявлення найкращої, у відомому сенсі, альтернативи серед тих, що розглядаються.

1.1.2. Літак як об'єкт проектування

Літаки належать до класу літальних апаратів, які використовують аеродинамічний принцип польоту. Вони витрачають енергію палива для створення рушійної, піднімальної і керувальної сил за допомогою повітряного середовища. Сьогодні це найпоширеніший тип літальних апаратів з величезним потенціалом подальшого розвитку, оскільки освоєний ряд швидкостей і висот польоту, в яких можлива реалізація аеродинамічного принципу польоту, дуже малий, а потреби суспільства в таких літальних апаратах постійно зростають.

Літак – складна технічна система. Це складне об'єднання різноманітних елементів, що мають різне функціональне призначення і спрямовані для успішного виконання головного завдання літака.

Як об'єкт проектування сучасний літак є складною технічною системою з розвиненою ієрархічною структурою, великою кількістю елементів і внутрішніх зв'язків, що зростають приблизно пропорційно квадрату числа елементів. Так, планер сучасного широкофюзеляжного літака складається більш ніж з мільйона деталей.

У кожному літаку можна виділити ряд функціональних підсистем, що визначають в сукупності його корисні властивості. Це підсистеми створення піднімальної сили, стійкості й керованості літака на визначеній траєкторії, забезпечення рушійної сили, підсистеми забезпечення цільової функції, життєзабезпечення, забезпечення

керування й навігації за різних умов польоту і т. ін. Кожна з таких підсистем може містити комплекс простих і складних систем та окремих елементів.

Розчленовування літака на підсистеми, зручні для вивчення і аналізу, зовсім не означає, що вони повністю автономні. Системи літака взаємозв'язані і взаємозумовлені. Наприклад, для маневрених надзвукових літаків широке застосування знаходять так звані інтегральні схеми, основані на об'єднанні крила, фюзеляжу, силової установки, систем керування і стійкості з метою досягнення максимальної ефективності.

З іншого боку, літак сам по собі – це технічний пристрій, мертвий за межами дії, за межами виробництва. І лише як елемент складнішої системи, що містить парки літаків, льотні екіпажі, технічні засоби і персонал для підготовки літака до польоту, технічні засоби і персонал для забезпечення польоту, літак здатний виконувати певні задача. Отже, літак – це підсистема складної системи вищого ієрархічного рівня – авіаційного комплексу. Авіаційний комплекс, у свою чергу, є елементом транспортної системи або системи оборони країни.

Підводячи підсумок, можна визначити: сучасний літак проектують, будують і експлуатують як складову частину складнішої системи – системи транспорту або системи зброї.

1.1.3. Задачі проектування і його етапи

Задачі інженерного проектування – це розроблення виробу, який забезпечує оптимальне виконання певних задач за деякими обмеженнями на дії такого виробу. У ширшому уявленні це може бути:

1) створення конкурентоспроможного виробу;

2) перевірка доцільності конструювання виробу;

3) визначення економічної ефективності використання виробу.

Якщо зупинитися на першому пункті, то задача проектування – це розроблення схеми, структури і конструкції майбутнього літака і складових його елементів, які мають забезпечити при певних обмеженнях найбільш ефективне виконання окреслених цілей. Вирішення цієї задачі потребує виразного визначення цілей проектування і установлення критеріїв оцінювання результатів проектування, оскільки досягнення мети проектування "за всяку ціну", звичайно, є неприйнятним.

Згадані при визначенні задач проектування обмеження окрім чисто фізичних можуть містити у собі обмеження, що накладаються термінами проектування, можливостями експериментальної бази, лабораторного оснащення і обчислювальної техніки, яка є у розпорядженні проектувальника. Не менш суттєві обмеження при проектуванні викликані виробничими і технологічними аспектами. Вони визначаються наявністю необхідних матеріалів і комплектуючих виробів, можливостями лабораторного та виробничого оснащення, а також рівнем виробничих навичок персоналу авіаційного підприємства. Досвід розроблення принципово нових літаків свідчить про те, що успіх їх створення часто залежить від докорінної реконструкції не тільки експериментальної і виробничо–технологічної бази авіаційного підприємства. Створення таких літаків іноді викликало реконструкції цілих галузей промисловості

країни, будучи міцним стимулом науково-технічного прогресу.

Складність літака як об'єкта проектування визначає специфіку процесу його розроблення. Для реалізації процесу проектування стало необхідним створення спеціалізованих проектувальних організацій – дослідних конструкторських бюро (ДКБ), які містять велику кількість фахівців з різних галузей знань, складні лабораторні й виробничі підрозділи. Зараз це великі науково-технічні об'єднання (наприклад, АНТК ім. О. К. Антонова – авіаційний науково-технічний комплекс, який містить і власне ДКБ). ДКБ і АНТК є великими організаційно-технічними системами, які розвиваються і удосконалюються разом з ускладненням об’єкта і способів проектування. Ці організації в своїй діяльності спираються на роботу галузевих науково-дослідних інститутів, які займаються розробленням перспектив розвитку авіації в різних її напрямах (ЦАГІ, ДЕРЖНДІ ЦА, ЦІАМ, ВІАМ та ін.), і на досвід виробництва і експлуатації літаків на серійних заводах і в льотних підрозділах. Авіабудування – дуже складна галузь індустрії, яка містить всі передові досягнення світової науки й техніки. Це певною мірою є барометр науково-технічного розвитку суспільства (разом з електронікою, атомною енергетикою, космонавтикою).

Проектування літака – складний процес, що потребує величезного обсягу обчислювальних і графічних робіт і різного роду досліджень. У ньому можна відокремити ряд етапів, які відображають створену технологію процесу проектування:

а) технічний проспект (або етап розроблення технічного завдання (ТЗ));

б) технічна пропозиція (або попередній проект – аванпроект);

в) ескізний проект;

г) робочий проект.

Розглянемо ці етапи і дамо характеристику задач, які розв’язують на кожному з них.

Безпосередньому проектуванню передує етап розроблення вимог до літака, який створюється разом із замовником і ДКБ. На цьому етапі головне – це переконатися в необхідності й доцільності створення і побудови нового літака, а саме:

а) вивчити потреби ринку і оборони країни;

б) вивчити і проаналізувати світовий рівень аналогічних зразків літаків, їх льотні дані, економічні й експлуатаційні характеристики;

в) проаналізувати тенденції розвитку конструкцій, аеродинаміки, технології, матеріалів, двигунів, устаткування і т.ін.

На цьому етапі (іноді його іменують "зовнішнім проектуванням") на основі параметричних досліджень перспективних літаків як елементів транспортної або бойової системи, аналізу їх взаємодії з компонентами комплексу, в якому вони функціонуватимуть, прогнозуються потрібні загальні характеристики майбутнього літака. При цьому здійснюються багатоваріантні розрахунки з метою визначення і оптимізації техніко-економічних показників експлуатації уявного літака на накресленій мережі авіамаршрутів. Як результат цієї роботи визначають необхідні техніко-економічні й тактико-технічні характеристики літака, які дозволяють сформулювати попередні вимоги до його проектування – технічне завдання (ТЗ). Слід підкреслити, що

обґрунтоване завдання вимог великою мірою визначає успіх програми створення нового літака.

Метою наступного етапу проектування, названого розробленням технічної пропозиції (попереднього проекту – аванпроекту), є вибір схеми і визначення найвигіднішої комбінації головних параметрів літака і його систем, що забезпечують як виконання визначених вимог, так і обґрунтування необхідності їх коректування. На цьому етапі на основі аналізу ТЗ, ідей головного конструктора (групи конструкторів), досвіду конструкторського бюро і рекомендацій НДІ формується концепція літака, розробляється його аванпроект (технічна пропозиція – попередній проект). При цьому визначаються в першому наближенні головні геометричні, вагові і енергетичні характеристики проектованого літака, а також формуються закони керування ним на різних ділянках траєкторії для різних, передбачених вимогами, профілів польоту. Це етап синтезу урахування та визначення основних розмірів літака, коли поєднуються воєдино різні аспекти проектування літака, що мають відношення до його геометричних, вагових, аеродинамічних характеристик, висотно-швидкісних і дросельних характеристик двигунів, структури устаткування і спорядження, льотно-тактичних даних і траєкторій польоту. Аванпроект повністю розробляється в ДКБ. Аванпроект і подальші етапи відносяться до так званого "внутрішнього проектування".

Декілька зауважень щодо "зовнішнього" і "внутрішнього" проектування.

Ініціатива розроблення і значна частина досліджень, спрямованих на створення технічного проспекту, – технічного завдання належать замовникові, його науково-дослідним підрозділам і відносяться більше до категорії бажаного. При цьому не завжди можна отримати відповідь на запитання, чи можна створити і виготовити такий літак при сучасному рівні розвитку науки, техніки і виробництва.

Технічну пропозицію – аванпроект, який можна зробити виходячи з можливостей сучасного рівня авіаційної науки, техніки і технології, можливостей (у тому числі і економічних) країни, розробляє ДКБ (виконавець), яке виходить з категорії можливого. Аванпроекти можуть розроблятися декількома виконавцями (декількома ДКБ) на конкурсних умовах, з подальшим вибором кращого варіанта.

Співпраця замовника і виконавця (ДКБ), а також узгодження технічного завдання і технічної пропозиції (аванпроекту) завершуються складанням розгорнених і детальних тактико-технічних вимог (ТТТ) до майбутнього літака. Склад і характеристика ТТТ будуть розглянуті нижче.

Підсумковою інформацією аванпроекту є також креслення загальних видів раціонального варіанта літака, а також документація з його льотно-технічними, економічними і експлуатаційними характеристиками. На підставі цих матеріалів ухвалюється рішення про доцільність подальшого розроблення проекту.

Протягом ескізного проектування отримані раніше геометричні, вагові, енергетичні параметри літака втілюються в конкретну конструктивну компоновку, відповідаючи різним, досить суперечливим вимогам, зокрема експлуатаційним і технологічним.

Протягом компонування уточнюється центрування літака, розрахунку якого передує складання вагової відомості на основі обчислювання міцності й маси агрегатів планера і силової установки, відомості устаткування, спорядження, вантажів і т.д.

Протягом ескізного проектування зазвичай здійснюють широкі теоретичні й експериментальні дослідження агрегатів і систем літака, виготовляють і продувають в аеродинамічних трубах моделі літака і його окремих агрегатів. Виходячи з результатів цих досліджень, уточнюють аеродинамічні розрахунки стійкості і керованості, а також характеристик аеропружності. На основі цих розрахунків вносять відповідні корективи до компонування літака, уточнюють вагові розрахунки.

Потім будують макет літака, який дозволяє провести взаємну просторову ув'язку агрегатів і систем літака, розміщення екіпажу і пасажирів. Макет літака виготовляють у натуральну величину з матеріалів, що легко оброблюються (дерево, фанера, пінопласт). Для великогабаритних літаків можливим є часткове макетування найбільш складних і життєво важливих вузлів, агрегатів і систем.

Макет виготовляється для докладного узгодження деталей, вузлів і агрегатів літака, для наочного зображення індивідуальних властивостей і характеристик літака і перевірки всіх рішень, ухвалених на етапі ескізного проектування.

Приймає макет макетна комісія у складі представників замовника, виконавця, організації, яка експлуатуватиме літак, і незалежних експертів. Підсумок цього етапу – ескізний проект. Він дає інформацію про уточнені характеристики літака, а також про форму, розміри і взаємне розміщення головних агрегатів і функціональних елементів літака. Макетна комісія здійснює комплексну оцінку проекту, необхідну для ухвалення рішення про розроблення робочого проекту та його реалізації.

Завершальний етап власне процесу проектування – робоче проектування. Він спрямований на практичну реалізацію визначених характеристик і параметрів літака. На цьому етапі видається вся технічна документація, необхідна для виготовлення, складання, монтажу як окремих агрегатів і систем, так і літака в цілому. Розробляються креслення загальних видів агрегатів літака, складальні креслення, креслення деталей всіх окремих його частин. Проводяться: експериментально–дослідні роботи, пов'язані з впровадженням нових матеріалів, типів конструкцій; статичні й динамічні випробування міцності й ресурсу конструкцій; стендові випробування систем устаткування, керування, життєзабезпечення. При цьому уточнюються вагові розрахунки і розрахунки міцності всіх елементів конструкції. Інформація, отримана на цьому етапі, дозволяє уточнювати дані проекту і вносити відповідні корективи до розрахунків, виконаних на попередніх етапах.

До процесу проектування слід також додати виготовлення дослідних зразків літаків і їх наземні і льотні випробування, оскільки впродовж цих випробувань визначаються фактичні характеристики літака і міра відповідності тактико-технічним вимогам. На основі цієї інформації ухвалюється рішення про внесення змін до проекту з метою удосконалення майбутнього літака.

Під час виготовлення дослідних зразків здійснюється опрацювання технічної документації і технології виготовлення літака.

За підсумками цього етапу ухвалюється рішення про запуск літака в серійне виробництво.

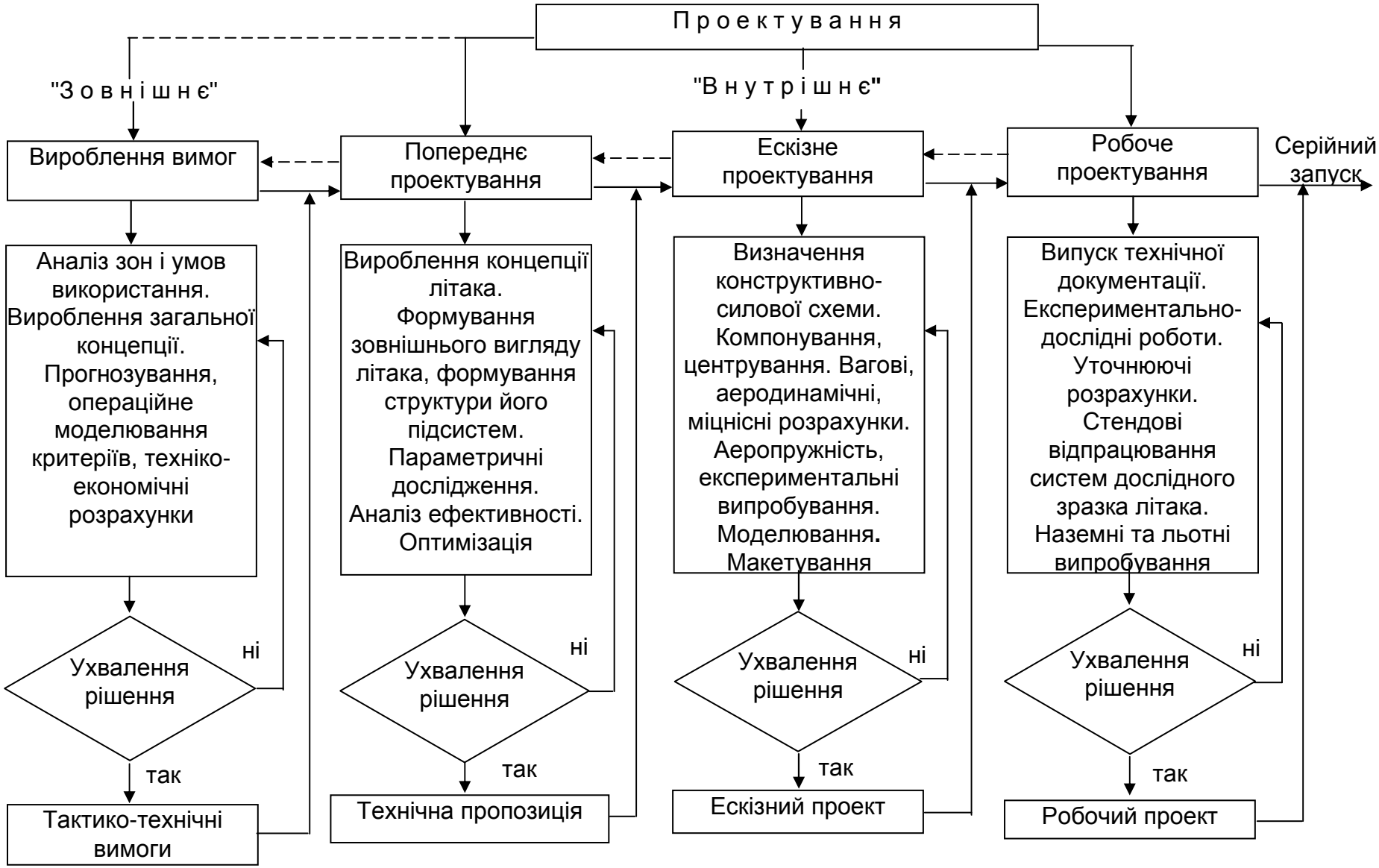


Рис. 1.3. Збільшена схема процесу розроблення проекту

Проектування – складний, багатоетапний процес, зазвичай ітераційний, Ітерації здійснюються не тільки між основними етапами проектування, але і всередині кожного з них. Збільшену схему процесу розроблення проекту зображено на рис. 1.3. На рис. 1.5 показано послідовність розроблення проекту літака.

Відзначимо місце і важливість різних етапів розроблення проекту літака. На рис. 1.4 показано тенденцію зміни витрат на розроблення літака і розподіл ухвалених рішень, %, по окремих етапах розроблення. Видно, що процес загального проектування, якій включає технічну пропозицію і ескізний проект, – відповідальніші етапи створення літака. На цих етапах при витраті максимально 20...25 % часу від всього обсягу робіт і не більше 5...10 % засобів ухвалюється 75...80 % головних рішень у проекті (технічних і організаційних).

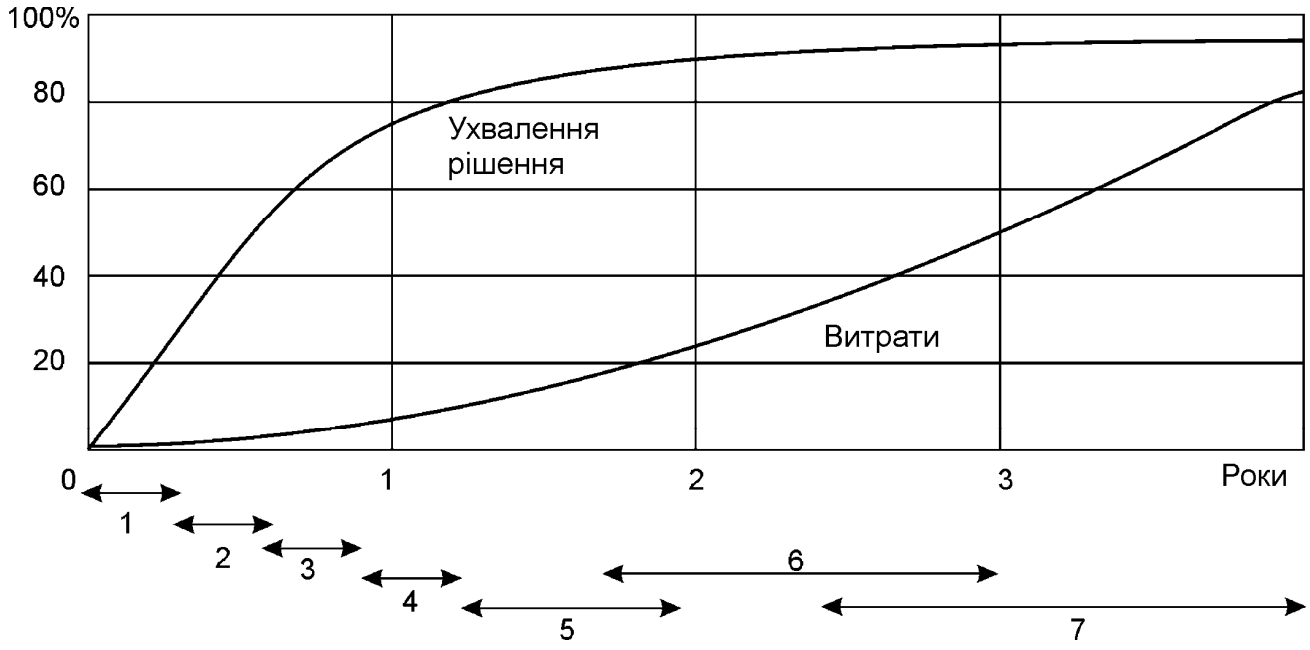


Рис. 1.4. Зміна витрат і розподіл ухвалених рішень, %,
на різних етапах розроблення літака:
1 – аналіз ТТТ, дослідження сфер застосування; 2 – вироблення концепції літака;
3 – розроблення аванпроекту; 4 – розроблення ескізного проекту;
5 – робоче проектування; 6 – побудова літака, стендові випробування;
7 – льотні випробування

Від того, наскільки правильні рішення ухвалюються на ранніх етапах, часто залежить майбутнє проекту. І не тільки тому, що помилки, зроблені на ранніх етапах розроблення проекту, мають наслідком дуже великі витрати засобів і часу на його доопрацювання в процесі робочого проектування і побудови, але і тому, що від них може взагалі залежати можливість реалізації проекту.

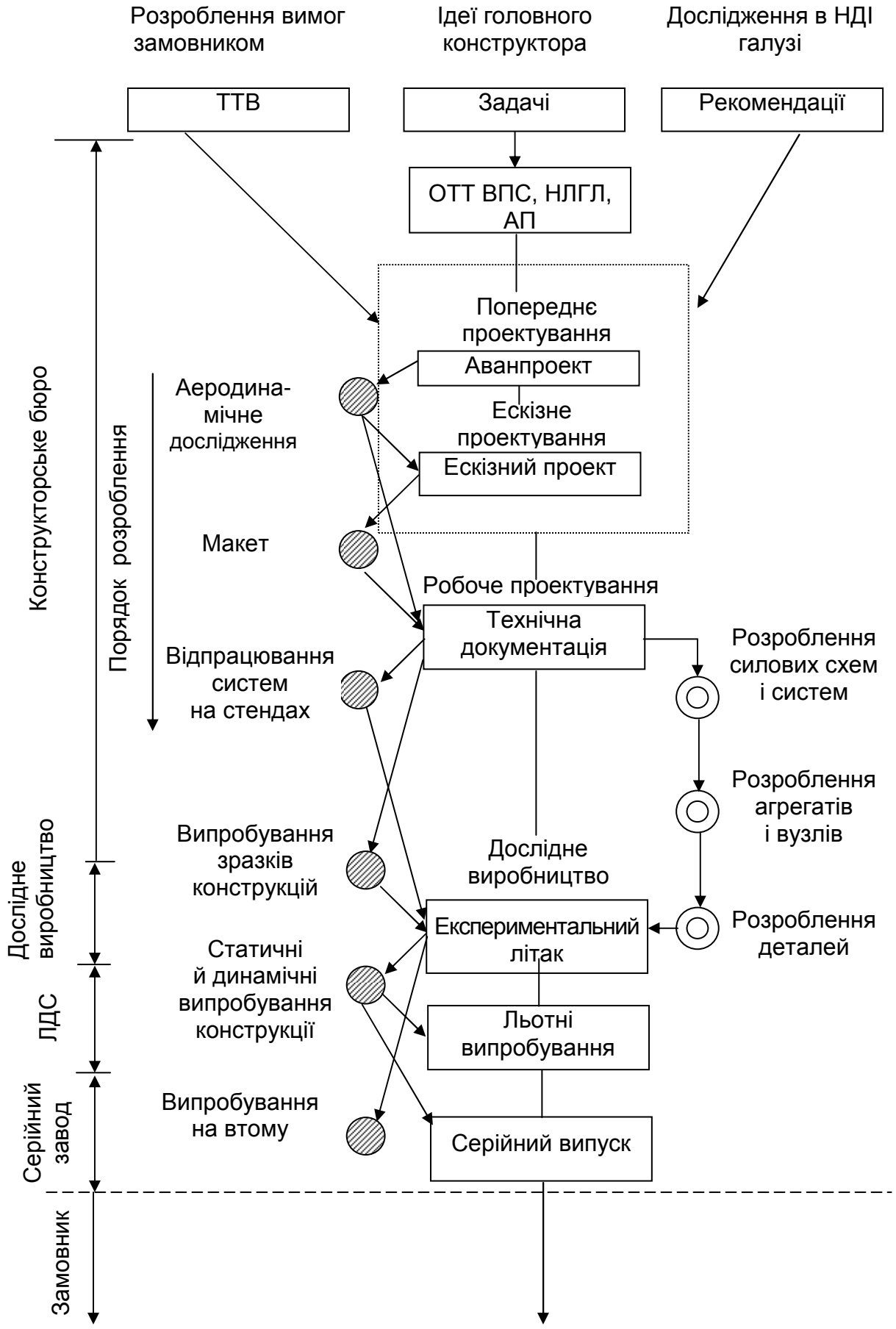


Рис. 1.5. Послідовність розроблення проекту літака

Випробування літака

Випробування прототипу здійснюються під час виконання робочого проектування і містять цілий комплекс досліджень: на відповідність дійсних льотних характеристик розрахунковим, на міцність, жорсткість, вібростійкість, ресурс, герметичність, рівень вібрацій, шумів і т. ін.

Методика льотних випробувань літака досягла всебічного розвитку і вже з 30–тих років XX століття стала окремим самостійним напрямком на стику різних авіаційних наук. Кожен новий прототип має проходити з моменту його створення і до впровадження в масову експлуатацію ряд випробувань:

– опрацювання на літаючих лабораторіях найбільш відповідальних систем, установок і агрегатів досліджуваного літака;

– заводські випробування прототипу;

– державні випробування прототипу; експлуатаційні випробування серії прототипів і випробування літаків-лідерів; випробування модифікованих і головних серійних літаків;

– випробування, які здійснюються за спеціальними програмами (ресурсні випробування, випробування різних видів устаткування, агрегатів, двигунів і т. ін.);

– контрольні випробування серійних літаків.

Умови проведення льотного експерименту, діапазон обстежених швидкостей, висот, кутів атаки і чисел М, кількість характеристик і обсяг інформації на цих випробуваннях неоднакові і визначаються зазвичай тими задачами, які безпосередньо розв'язуються в кожному виді випробувань літака.

Метою заводських випробувань зазвичай є доведення літака до стану, який створює безпеку виконання польотів, комплексне оцінювання і опрацювання систем його бортового і наземного устаткування, визначення льотно-тактичних і експлуатаційних характеристик і передавання на державні випробування. Заводські випробування здійснюються дуже часто за відсутності замовника і лише заводськими випробувачами.

Задачами державних випробувань є виявлення і регламентація умов, що забезпечують найбільшу безпеку і простоту пілотування літака, визначення відповідності технічному завданню реальних льотно-тактичних даних і основних експлуатаційних характеристик літака для розв'язання питання про його запуск у серійне виробництво. Державні випробування запроваджують під егідою і за програмою державних дослідних організацій і їх пілотами-випробувачами. Для прискорення випробувань, скорочення їх тривалості й зменшення витрат заводські та державні випробування можуть поєднуватися, проводяться комплексні державно-заводські випробування.

Головна мета експлуатаційних випробувань літака полягає в тому, щоб виявити всі найбільш характерні особливості його наземної і льотної експлуатації, придатності й досконалості допоміжного устаткування і технічних засобів, у виявленні та

регламентації умов, які забезпечують найбільшу регулярність й економічність польотів на новому літаку залежно від призначення останнього.

У ході випробувань перевіряють і уточнюють регламенти технічного обслуговування літака, настанови щодо його льотної експлуатації і техніки пілотування, різні інструкції. Уточнюють трудомісткість обслуговування літака, необхідну кількість технічного персоналу, способи його експлуатації, обслуговування і багато інших питань.

Експлуатаційні випробування проводяться самостійно замовником і часто без участі виконавця. Але необхідно, щоб виконавець мав повну докладну інформацію про експлуатаційні випробування.

Спеціальні випробування здійснюють з необхідності для вивчення окремих питань, які можуть виникнути в процесі державних або експлуатаційних випробувань літака, а також під час його льотної експлуатації.

Методика льотних випробувань літаків удосконалюється у міру появи нової авіаційної техніки і особливостей її застосування, а також у зв'язку з подальшим вдосконаленням як вимірювальної апаратури, так і методів реєстрації і оброблення результатів льотного експерименту.

Випробування літака в загальному обсязі робіт щодо літака можуть складати велику частину і зазвичай супроводжуються змінами, доповненнями, модифікаціями, удосконаленнями і чималими доопрацюваннями. Часто в процесі випробувань і доведення літак зазнає таких змін, що стає мало схожим на свій початковий варіант (наприклад, літаки F-102, YF-17, F/A-18). Результати випробувань:

1) акти заводських, державних та експлуатаційних випробувань;

2) доопрацювання (документи й зразки);

3) свідоцтво (посвідчення) льотної придатності літака в цілому і його агрегатів і систем (сертифікат льотної придатності);

4) технічні умови на постачання серійних зразків літаків;

5) інструкція експлуатації літака (настанови щодо льотної експлуатації (НЛЕ) і технічного обслуговування (ТО)).

1.1.4. Сертифікація літаків

У цьому підрозділі йдеться про сертифікацію цивільних літаків. Сертифікація літаків проводиться в Реєстрі Міждержавного авіаційного комітету відповідно до Авіаційних правил (АП), частина 21.

У правилах сертифікації викладено завдання, процедури і методику сертифікаційних випробувань цивільних літаків, основні принципи нормування цивільних літаків, основні принципи нормування льотної придатності й сертифікацію повітряних судів у вітчизняній і зарубіжній практиці. Особливу увагу приділяють методам оцінки показників льотної придатності для злітно-посадкових і крейсерських режимів польоту, а також специфіці комплексної оцінки цих показників при відмовах

функціональних систем літаків. Нижче скорочено наведені основні положення та правила сертифікації відповідно до НЛПЛ.

А. Терміни.

1. Державний авіаційний реєстр цивільної авіації – державний орган, уповноважений від імені держави видавати сертифікат (свідоцтво) про відповідність затвердженим нормам для експлуатації в країні і постачання на експорт цивільних повітряних суден.

2. Замовник – міністерство або відомство, яке замовляє і (або) експлуатує цивільні літаки.

3. Виконавець – міністерство (фірма, об'єднання), яке здійснює проектування, будування (виготовлення) прототипів і випуск серійних літаків, двигунів, устаткування.

4. Сертифікація – встановлення відповідності літака, його двигунів і устаткування діючим нормам льотної придатності літаків (НЛПЛ) і Авіаційним правилам для цивільних літаків (АП).

5. Сертифікат льотної придатності типу – документ, який засвідчує відповідність певного типу літака, його двигунів і устаткування діючим НЛПЛ.

6. Таблиця відповідності – документ, що підтверджує відповідність певного типу літака діючим НЛПЛ або АП.

7. Посвідчення про придатність до польотів – документ, який засвідчує, що даний екземпляр літака відповідає сертифікату льотної придатності типу і може бути допущений до експлуатації відповідно до установлених для нього обмежень.

8. Експортне посвідчення придатності до польотів – документ, який засвідчує відповідність експортного літака НЛПЛ і спеціальним вимогам страни-імпортера, наданим виготовлювачеві, і Державіареєстру країни постачальника.

Настанови з льотної експлуатації літака (НЛПЛ) – основний документ, що регламентує правила, умови і обмеження льотної експлуатації літака даного типу і визначає техніку його пілотування.

Б. Загальні вимоги до сертифікації літаків, двигунів і устаткування

1. Сертифікації підлягають:

– літак з двигунами і устаткуванням;

– двигун до встановлення на літак;

– устаткування до встановлення на літак;

– окремо агрегати і системи до встановлення на літак (наприклад, шасі, приводи закрилків, гидропідсилювачі і т.д.).

При сертифікації літака (разом з його двигунами і устаткуванням) установлюється відповідність літака вимогам НЛПЛ або АП.

При сертифікації двигунів установлюється їх відповідність вимогам певного розділу НЛПЛ або АП.

При сертифікації устаткування установлюється його відповідність вимогам певного розділу НЛПЛ або АП.

2. Сертифікація має проводитися з початку проектування і завершується

видачею сертифіката льотної придатності типу, посвідчення (свідоцтва) про придатність до польотів і має передбачати подальший контроль над відповідністю літака діючим НЛПЛ у процесі його експлуатації.

3. Необхідно, щоб відповідність літака (двигуна і устаткування) НЛПЛ або АП установлювалася на основі результатів розрахунків, моделювання, лабораторних, стендових, наземних і льотних випробувань, вимоги до яких регламентовані у відповідних розділах АП (НЛПЛ), а також на основі аналізу досвіду експлуатації.

4. Виготовлювач має направити Державіареєстру відомості (дані) про основні зміни конструкції і технології виготовлення літака, його двигунів й устаткування з документами, що доводять, що ці зміни не знижують рівня льотної придатності, передбаченої виконанням діючих НЛПЛ або АП.

5. Сертифікація літаків (двигунів і устаткування), а також контроль за відповідністю їх діючим АП у процесі експлуатації і ремонту здійснюється від імені держави Державіареєстром або за його дорученням.

В. Загальні правила сертифікації типу

Сертифікат льотної придатності типу

1. Заявка на видачу сертифіката льотної придатності типу має подаватися виготовлювачем в Державіареєстр країни за установленою формою з початку проектування літака (двигуна, устаткування).

Необхідно, щоб заявка на видачу сертифіката льотної придатності типу супроводжувалася загальним виглядом літака в трьох проекціях і основними льотно-технічними даними.

2. Виготовлювач має надати в Державіареєстр таблицю відповідності з додатком і документи, які підтверджують на даному етапі відповідність літака (двигуна, устаткування) діючим НЛПЛ або АП.

3. Літак, двигуни і устаткування мають пройти такі види випробувань:

– заводські;

– державні;

– експлуатаційні;

– додаткові (у разі потреби).

За підсумками цих випробувань слід уточнити таблицю відповідностей і РЛЕ.

4. На основі уточненої таблиці відповідності й інших документів, передбачених п.2, Державіареєстр видає сертифікат льотної придатності типу з доповненням до нього основних даних і обмежень, а також погоджує РЛЕ.

5. Термін дії сертифіката льотної придатності типу не обмежується, за винятком випадків, передбачених п.6.

6. При виявленні в експлуатації дефектів, загальних для літаків (двигунів, устаткування) даного типу, які призводять до невиконання НЛПЛ або АП і загрожують безпеці польотів, за рішенням Державіареєстра експлуатація даного типу літака (двигуна, устаткування) може бути призупинена. При цьому в сертифікат льотної придатності типу можуть бути внесені необхідні зміни або він може бути скасований.

7. Відновлення експлуатації даного типу літака (двигуна, устаткування) після її припинення з причин, указаних у п.6, допускається після відновлення дії сертифіката льотної придатності типу.

Г. Правила сертифікації екземпляра

Свідоцтво про придатність до польотів

1. Видача Свідоцтва про придатність до польотів екземпляра серійного або ремонтного літака, а також його продовження проводяться органами Міністерства (Комітету, Управління) цивільної авіації держави. Державіареєстр здійснює нагляд за правильністю реєстрації, видачі і продовження дії Свідоцтва про придатність повітряного цивільного судна до польотів.

2. Термін дії Свідоцтва про придатність до польотів установлюється і продовжується Державіареєстром або за його дорученням.

3. У разі припинення експлуатації літаків (двигунів, устаткування) даного типу з причин, указаних у п.6, одночасно призупиняється дія Свідоцтва про придатність до польотів всіх літаків (двигунів, устаткування) даного типу або вони можуть бути скасовані. Відновлення експлуатації літака (двигуна, устаткування) здійснюється після відновлення дії або видачі нового свідоцтва про придатність до польотів.

4. У Свідоцтві про придатність до польотів слід робити примітку про призупинення й відновлення експлуатації літака (двигуна, устаткування).

1.1.5. Особливості створення сучасних літаків

Еволюція розвитку основних параметрів і характеристик літаків супроводжувалася постійним ускладненням не тільки конструкції та загального компонування планера та силової установки, але й всіх його систем.

Літаки випуску 90-х років XX століття істотно складніше за літаки аналогічного призначення 70-х і особливо 50-х років. Відповідно зросли і трудомісткість їх виготовлення, і час, що витрачається на їх створення. Практикою доведено, що час, необхідний для досліджень в аеродинамічних трубах, витрати людської праці й потрібний обсяг обчислень для створення перспективних літаків зростають згідно з експоненціальним законом. Тривалість розроблення літака (до першого польоту дослідного зразка) становить в середньому три-п‘ять років, а при розробленні принципово нових літаків, які не мають прототипів (ХВ 70, "Concorde", "Харрієр"), цей час збільшується майже вдвічі, досягаючи 8–10 років. Час до першого польоту серійного зразка становить від трьох до восьми років, а у ряді випадків – ще більше ("Міраж" F–1, "Харрієр" – 8 – 10 років, "Concorde" – 14 років).

Унаслідок збільшення ресурсів людської праці і машинного часу, необхідного для розроблення конструкції, постійно зростає кількість фахівців, які беруть участь у створенні літаків. За міжнародними даними, трудовитрати в людино-годинах (люд·год) на розроблення 1 кг маси конструкції літака зросли з 4–5 люд·год/кг на початку 50-х років XX століття до 30–40 люд·год/кг у даний час.

Все це викликає збільшення витрат на створення літаків. Тенденцію до зміни

вартості розроблення і ціни одного літака за останні 50 років показано на рис.1.6.

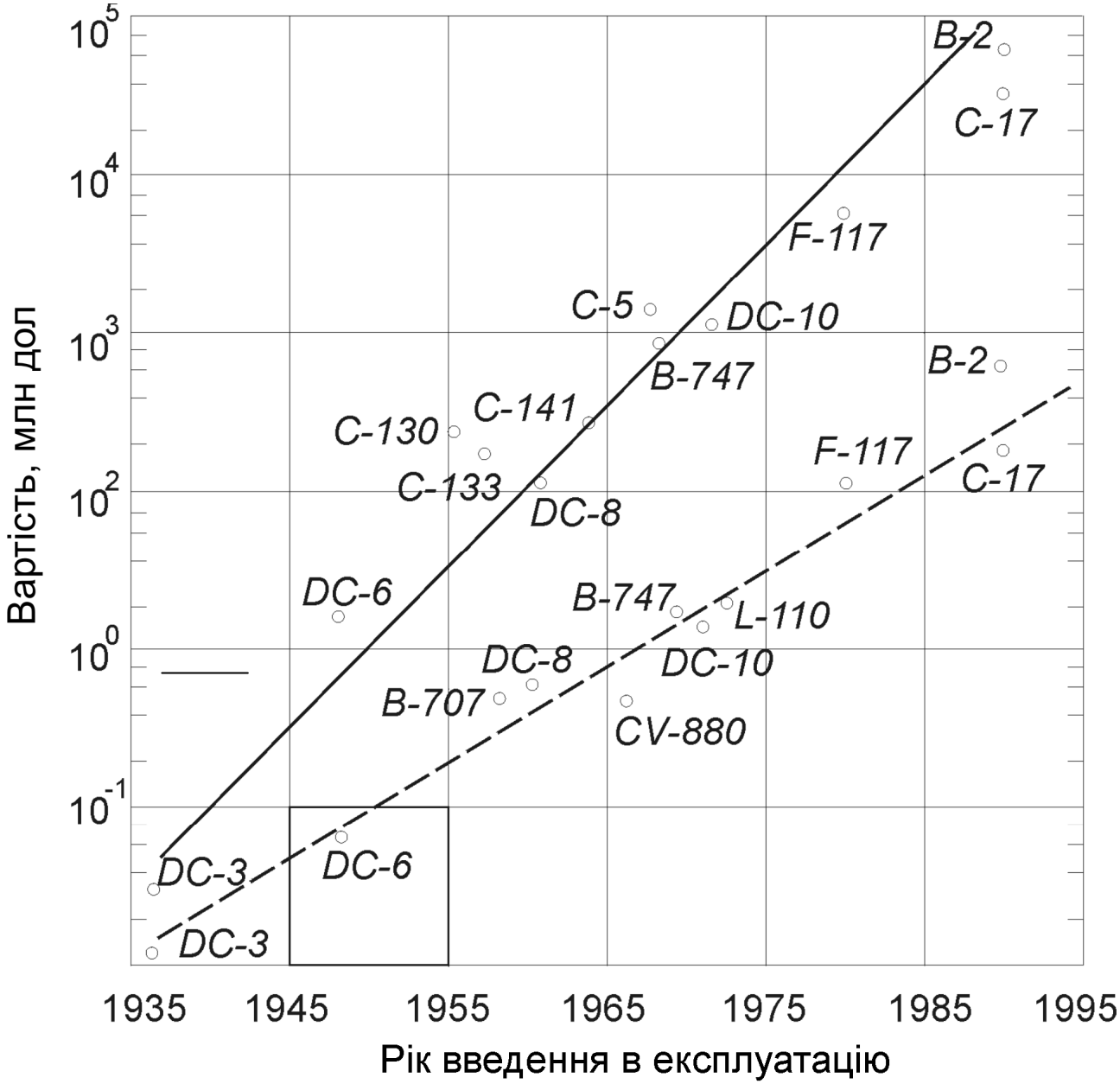


Рис. 1.6. Зміна вартості розроблення і ціни одного літака з роками:
——— – вартість розроблення літака; – – – ціна одного літака

Плановані й відповідні дійсності розміри вартості й часу проектування і виготовлення, як правило, істотно розрізняються. Це пояснюється обмеженими можливостями людини обробляти величезні потоки інформації, ухвалювати рішення в умовах великої невизначеності, викликаної неможливістю достатньо глибокого опрацьовування всіх питань, пов'язаних з проектуванням і виготовленням літака на різних етапах його розроблення.

Залучення до розроблення сучасного літака великої кількості людей, що спеціалізуються у вужчих галузях знань, перетворює організацію їх цілеспрямованої діяльності на складну проблему.

При сучасних прискорених темпах науково-технічного прогресу динаміка процесу проектування є однією з найважливіших його характеристик і всебічне скорочення термінів проектування стає однією з головних вимог. Дійсно, при збільшенні термінів проектування новизна і оригінальність рішень, що використовуються в проекті, втрачаються. Ще не реалізований проект може морально застаріти і втратити сенс.

Щоб забезпечити успіх програми створення сучасного літака в умовах обмежених ресурсів і часу розроблення, потрібний вищий ступінь точності прогнозування характеристик літака під час його проектування. Це одна з важко вирішуваних задач розроблення широких і складних авіаційних програм.

Сьогодні вже намітилися шляхи подолання відмічених вище складних проблем. Одним із шляхів підвищення точності прогнозування і, як наслідок, зниження ризику через ухвалення необґрунтованих рішень є ширше проведення науково-дослідних і дослідно-конструкторських робіт за перспективними напрямами авіабудування. Мета таких робіт – створення науково-технічних напрацювань. За міжнародними даними для створення конкурентоспроможного літака, щоб він не застарів до початку його експлуатації, необхідно використовувати при його розробленні від 50 до 150 нових технічних рішень. При цьому важливо, щоб не менше 2/3 з них були відпрацьовані й перевірені вже до початку проектування. У цих умовах зростає також роль моделювання, напівнатурних і натурних експериментів на найбільш ранніх етапах розроблення проекту. Наприклад, можна піддати випробуванню новий двигун або будь-яку іншу систему літака, встановивши їх на серійний літак або літальну лабораторію. Це тим важливіше, що цикли створення окремих підсистем літака, наприклад планера і двигуна, значно розрізняються.

Інший шлях пов'язаний з розробленням фундаментальних методів аналізу і ухвалення рішень на базі математичних моделей, які адекватно відображають характер і закономірності досліджуваних об'єктів і процесів. Реалізація цього напряму значною мірою пов'язана з подальшим розвитком теорії проектування літаків, а також з використанням ЕОМ в їх проектуванні.

У даний час з метою скорочення часу і вартості розроблення проекту з одночасним підвищенням якості проектування необхідно широко використовувати ЕОМ і способи машинної графіки при вирішенні всіх задач проектування, не пов'язаних з виявленням неповторних людських якостей (інтуїція, уявлення, дослідницькі здібності).

Відомо, що проектування складного технічного об’єкта – ітераційний процес послідовного наближення до заданих або оптимальних характеристик. Широке використання ЕОМ дозволяє істотно розширити варіантність проектування, ступінь наближення до самого кращого рішення за коротший час, тобто підвищити якість проектування і зменшити час розроблення проекту. Схематично це ілюструється графіком, що показано на рис. 1.7.

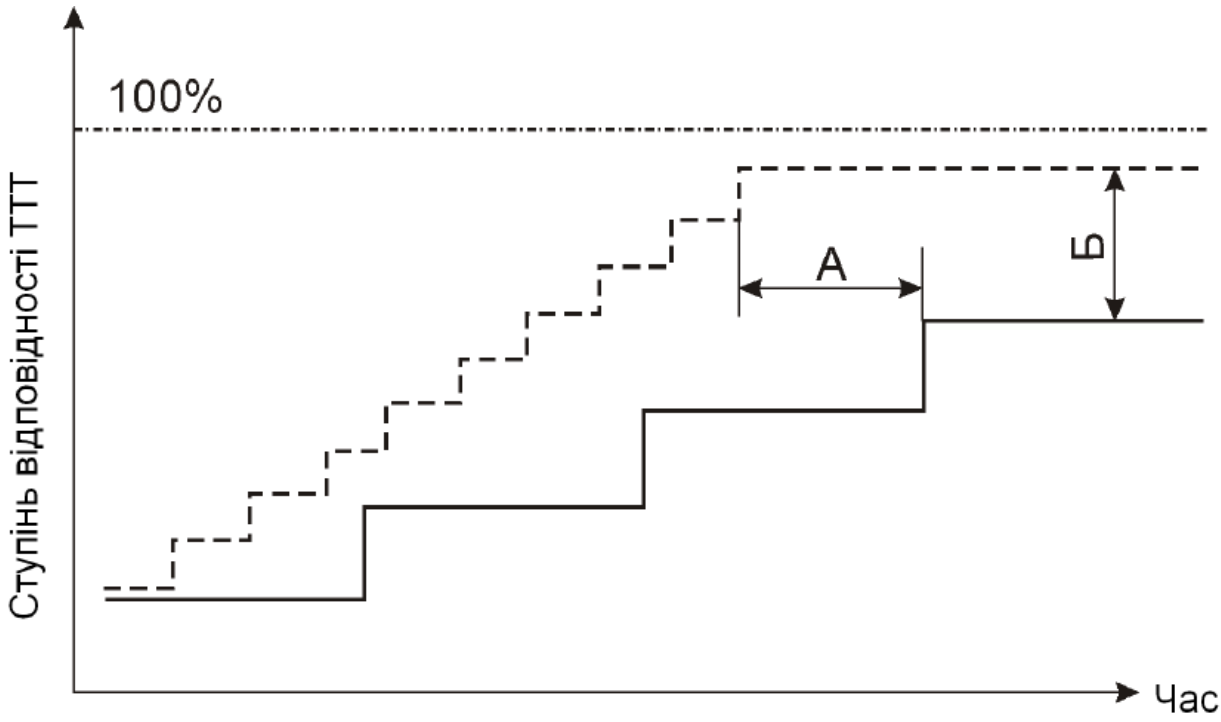


Рис. 1.7. Переваги автоматизованого проектування:
—— звичайні методи проектування; – – – автоматизоване проектування;
А – виграш часу; Б – виграш якості

Розроблення теоретичних основ проектування і значні успіхи в галузі обчислювальної техніки свідчать про можливість автоматизації більшості операцій процесу проектування, і це добре підтверджується сьогоднішнім станом проектування. Успіхи, досягнуті в розробленні методів, алгоритмів і програм розрахунків аеродинамічних, вагових, характеристик міцності, параметрів силових установок, оцінок льотно-технічних, економічних даних, даних ефективності, вже привели до створення цілої низки комплексних програм і автоматизованих систем проектування літаків, що використовуються на різних етапах розроблення проекту.

Застосування ЕОМ при розробленні проектів літаків впливає на організацію проектування, висуває нові вимоги до кваліфікації проектувальників. Від них зараз потрібний не тільки знання фізичних процесів, що зумовлюють створення літака, його експлуатацію, але і знання математичних прийомів, що дозволяють формалізувати ці процеси, тобто надати їх у вигляді, який дозволяє отримати необхідні рішення на ЕОМ.

Отже, використання комп'ютерних технологій є необхідним на всіх без виключення етапах створення літака.

1.1.6. Проектна документація

Завершальним етапом будь-якого проектувального процесу є створення комплекту проектної документації. Проектна документація має забезпечити можливість промислового виготовлення літака, що відповідає заданим вимогам і обмеженням, а також забезпечити здійснення його надійної експлуатації в окреслених умовах. Великий обсяг технічної документації визначається ЄСКД і складається з трьох груп:

Групи	Підгрупи документів	Характер документів
Конструкторські документи	Схемні Власне конструкторські (креслення) Монтажні Текстові	Ці документи складаються з відображення ідей і принципів, закладених у літак при його проектуванні, і відповідають питанню, що має бути спроектовано і з якими характеристиками
Технологічні документи	Схемні Конструкторські Монтажні Текстові	Ці документи регламентують методи і способи виготовлення предмета проектування літака
Експлуатаційні документи	Схемні Конструкторські Монтажні Текстові	Ці документи регламентують грамотну технічну експлуатацію спроектованого і виготовленого літака, забезпечують його ефективнішу і безпечнішу експлуатацію

Незалежно від групи, підгрупи або характеру документів найбільш бажаним і довершеним матеріальним втіленням документів є їхнє виготовлення на магнітних носіях. Такий спосіб виготовлення забезпечує економію засобів (час виготовлення скорочується, не потрібні папір і приміщення для зберігання креслень, скорочується час і засоби на їх копіювання). Підвищується точність документів, полегшується їх доопрацювання, спрощується безпосередня передача інформації для виготовлення деталей (на верстати з ЧПК).

1.1.7. Обмеження при проектуванні

Літак проектують, виготовляють і експлуатують за конкретних умов часу, засобів, рівня розвитку авіаційної науки і техніки. Тому існує багато різних обмежень його параметрів і характеристик при проектуванні. Перерахувати всі обмеження неможливо, тим більше що для різних літаків вони неоднакові і змінюються з часом. Перелічимо деякі умови, які викликають обмеження, і розглянемо декілька прикладів обмежень, пов'язаних зі злітно-посадковими характеристиками літаків:

А. Засоби і терміни створення і виготовлення нового літака

Б. Рівень сучасних досягнень у галузях науки і техніки – рівень розвитку аеродинаміки, конструкцій, двигунів, устаткування, матеріалів, технології виготовлення.

В. Обмеження параметрів і характеристик літака (питоме навантаження на крило, стартова тягоозброєність, величина посадкової швидкості).

Г. Сучасний рівень вимог до комфорту і безпеки пасажирів, рівень шуму і перевантажень.

Розглянемо приклади обмежень, що накладаються Нормами льотної придатності літаків (НЛПЛ) на цивільні літаки.

1.Вимоги до зльоту

У НЛПЛ розглянуто зліт з одним двигуном, що відмовив, і показано схему (рис. 1.8).

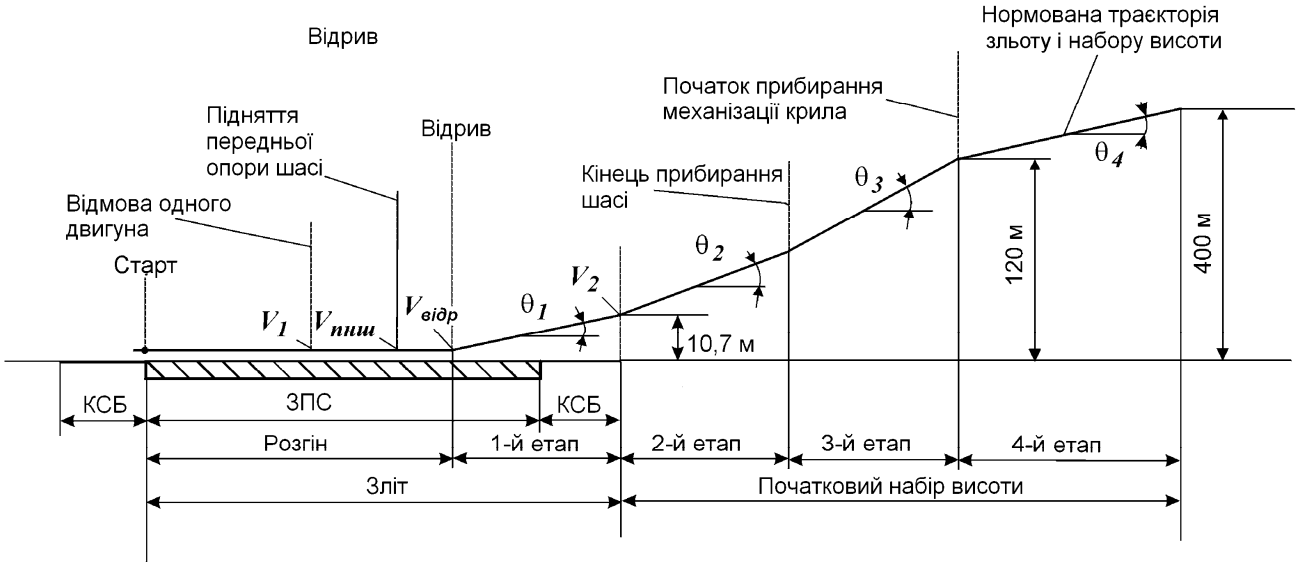


Рис. 1.8. Схема зльоту літака з одним двигуном
(продовжений зліт), що відмовив, за НЛПЛ:
КСБ – кінцева смуга безпеки; ЗПС – злітно-посадкова смуга

При цьому мають виконуватися такі умови:

– швидкість літака в момент підйому носової опори шасі під час розгону $V_{п.н.ш} \geq 1{,}05V_{\min зл}$;

– швидкість літака при відриві його від землі на зльоті $V_{відр} \geq 1{,}1V_{\min зл}$ – для літаків з двома і трьома двигунами, $V_{відр} \geq 1{,}07V_{\min зл}$ – для літаків з чотирма двигунами;

– швидкість V_2 у кінці першого етапу зльоту в першій злітній конфігурації літака (механізація крила – в злітному положенні, шасі випущено):

$V_2 \geq 1{,}2V_{\min зл}$ – для літаків з двома і трьома двигунами;

$V_2 \geq 1{,}15V_{\min зл}$ – для літаків з чотирма двигунами.

Вага літака $m_0 g = \rho \frac{V^2}{2} C_y S,$ Н.

В умовах МСА Н=0, ρ=1,225 кг/м^3, у розрахункових умовах (РУ) ρ=1,12 кг/м^3, тоді

$$V^2_{\min зл} = \frac{2 \cdot 10 \cdot m_0 g / 10S}{1{,}225 \cdot C_{y\max зл}} = 16{,}33 \frac{p}{C_{y\max зл}} \quad \text{– МСА;} \qquad (1.1)$$

$$V^2_{\min зл} = \frac{2 \cdot 10 \cdot m_0 g / 10S}{1{,}120 \cdot C_{y\max зл}} = 17{,}86 \frac{p}{C_{y\max зл}} \quad \text{– РУ.} \qquad (1.2)$$

Тут $C_{y\max зл}$ – значення $C_{y\max}$ при злітному положенні механізації крила; m_0 – злітна маса літака, кг; p – навантаження на один квадратний метр площі крила, даН/м^2.

З формул (1.1) і (1.2) і співвідношень $V_2 - V_{\min зл}$ отримаємо:

для літаків з $n_{дв}$ = 2...3

$$\left.\begin{aligned} V_2^2 &= (1{,}2V_{\min зл})^2 = 1{,}44V^2_{\min зл} = 23{,}5\frac{p}{C_{y\max зл}} \quad \text{– МСА;} \\ V_2^2 &= 25{,}7\frac{p}{C_{y\max зл}} \quad \text{– РУ.} \end{aligned}\right\} \qquad (1.3)$$

для літаків з $n_{дв}$ = 4:

$$\left.\begin{aligned} V_2^2 &= (1{,}15V_{\min зл})^2 = 1{,}3225V^2 = 21{,}6\frac{p}{C_{y\max зл}} \quad \text{– МСА;} \\ V_2^2 &= 23{,}6\frac{p}{C_{y\max зл}} \quad \text{– РУ.} \end{aligned}\right\} \qquad (1.4)$$

З формул (1.3) і (1.4) виходить:

для літаків з $n_{дв}$ = 2...3 $C_{y зл} = C_{y\max зл} / 1{,}44 = 0{,}694 C_{y\max зл}$;

для літаків з $n_{дв}$ = 4 $C_{y зл} = C_{y\max зл} / 1{,}3225 = 0{,}756 C_{y\max зл}$.

Формули (1.3) і (1.4) показують, що за однієї і тієї же величини швидкості V_2 чим більше величина $C_{y\max зл}$, тим більше питоме навантаження на крило p може бути допущено. На рис. 1.9 показано, яке велике значення для збільшення p (і, як наслідок, зменшення площі крила S) має встановлення на крилі передкрилків (зростає $C_{y\max}$).

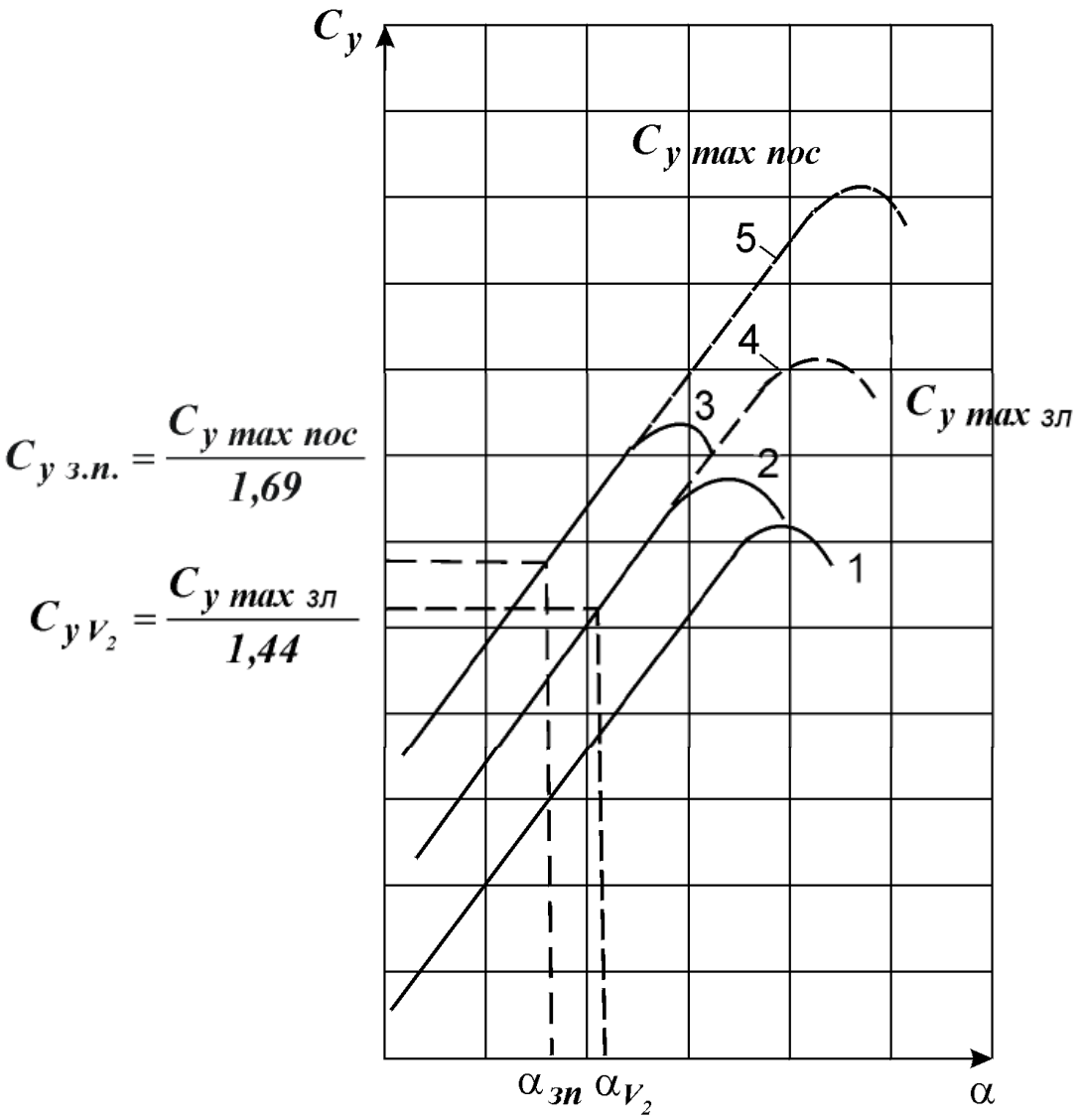


Рис. 1.9. Залежність $C_y = f(\alpha)$ при різних положеннях механізації крила:

1 – механізація крила прибрана; 2 – закрилки в злітному положенні; 3 – закрилки в посадковому положенні; 4 – закрилки і передкрилки в злітному положенні; 5 – закрилки і передкрилки в посадковому положенні

2. Умови забезпечення заданої довжини розгону

У тактико-технічних вимогах до літака зазвичай задається довжина розгону літака при зльоті. З достатньою точністю довжина розгону, м, може визначатися за допомогою такої формули:

$$L_{розг} = \frac{V_{відр}^2}{2g} \cdot \frac{1}{\left(\frac{10P}{m_0 g}\right)_{сер} - \frac{2}{3} f_{розг} - \frac{1}{3K_{розг}}}, \qquad (1.5)$$

де P – сумарна тяга двигунів; $\left(\frac{10P}{m_0 g}\right)_{сер}$ – середня тягоозброєність літака за час розгону; $t_{осер} \approx 0{,}95 t_0$;

$K_{розг}$ – аеродинамічна якість літака під час розгону;

$K_{розг}$ = 5...6 для надзвукових літаків;

$K_{розг}$ = 8...12 для дозвукових літаків;

$K_{розг}$ – коефіцієнт тертя коліс шасі під час розгону:

по укоченому снігу та льоду	– 0,02;
по сухому бетонному покриттю	– 0,02;
по вологому бетонному покриттю	– 0,03;
по твердому грунту	– 0,07;
по мокрому трав'яному покриттю	– 0,06;
по трав'яному покриттю	– 0,08 ... 0,1.

Якщо прийняти, що $V_{відр} \geq 1{,}15 V_{\min зл}$ і $V^2_{відр} \geq 23{,}6\, p / C_{y\max зл}$ (при РУ $n_{дв}$ = 4), то формулу (1.5) можна навести у вигляді

$$L_{розг} = \frac{1{,}2}{C_{y\max зл}} \cdot \frac{p}{t_{осер} - \frac{1}{3}\left(\frac{1}{K_{розг}} + 2 f_{розг}\right)},$$

або

$$L_{розг} = \frac{0{,}91 p}{C_{y зл}\left[t_{осер} - \frac{1}{3}\left(\frac{1}{K_{розг}} + 2 f_{розг}\right)\right]}. \qquad (1.6)$$

Легко побачити, що довжина розгону літака прямо пропорційна питомому навантаженню на крило p і обернено пропорційна величині $C_{y\max зл}(C_{y зл})$. Вплив зміни тягоозброєності t_0 і аеродинамічної якості літака під час розгону $K_{розг}$ тим більше, чим менше початкова (стартова) тягоозброєність (рис. 1.10).

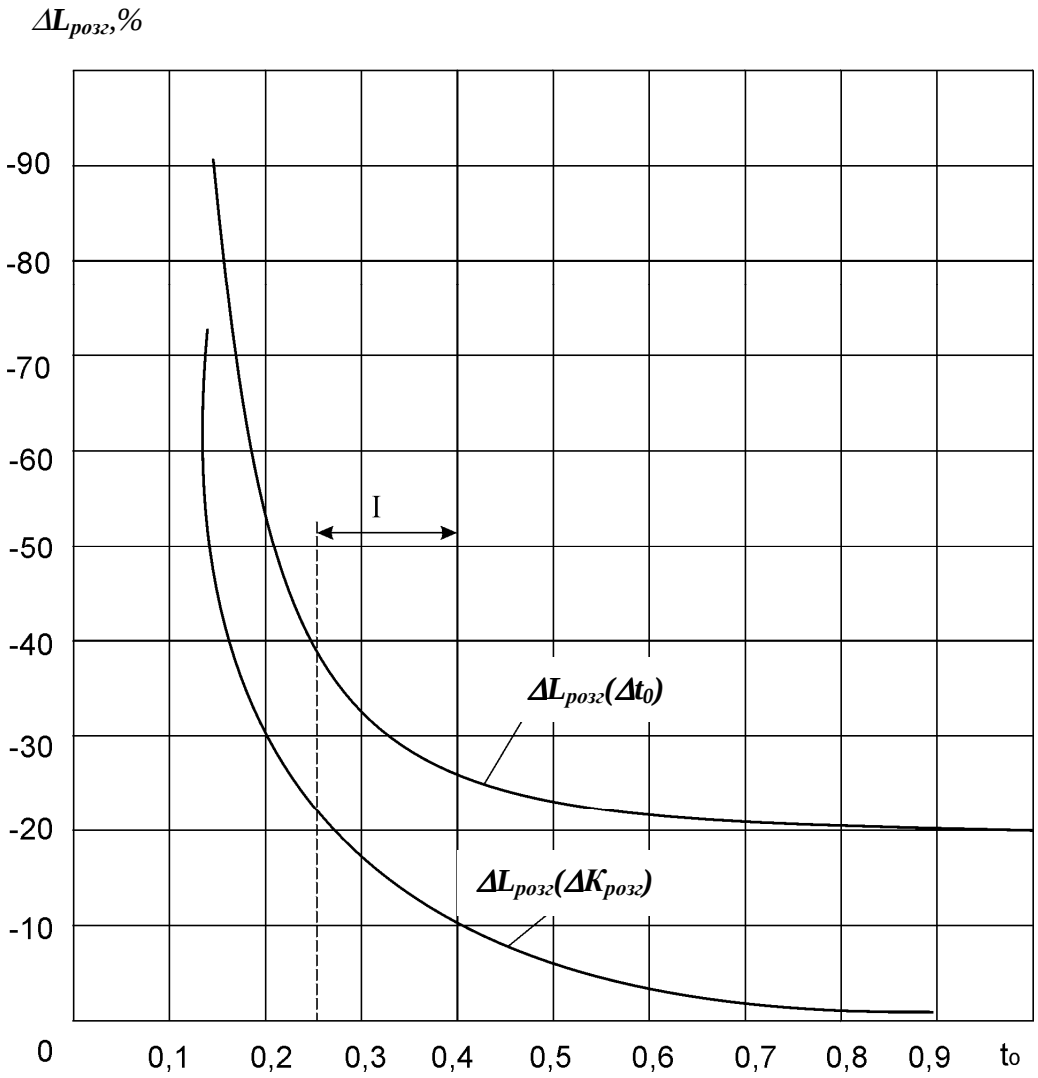


Рис. 1.10. Зміна довжини розгону літака через зміну на 20% аеродинамічної якості літака на розгоні $K_{розг}$ і через зміну на 20% стартової тягоозброєності t_0 залежно від початкової величини тягоозброєності:

I – зона тягоозброєності сучасних дозвукових пасажирських літаків

З рис. 1.10 видно, що в діапазоні значень t_0 у сучасних пасажирських літаків (t_0 = 0,25...0,40) збільшення тягоозброєності на 20% скорочує довжину розгону на 36...25%. А збільшення аеродинамічної якості літака під час розгону на 20% зменшує довжину розгону відповідно на 18...8%. Тому тягоозброєність літака – це найбільш істотний чинник, який визначає довжину розгону під час зльоту, і безперервне збільшення тягоозброєності сучасних літаків є характерною закономірністю, пов'язаною з проблемою зменшення розмірів аеродромів.

3. Вимоги до набору висоти

НЛПЛ визначають повні градієнти набору висоти для етапів 1-4 (див. рис. 1.8). Для третього розрахункового етапу залежно від кількості двигунів, установлених на літаку, регламентовані такі градієнти набору висоти (табл. 1.1): $\eta_{н.в} \geq tg\theta_3 \cdot 100\%$.

Таблиця 1.1

Значення $tg\theta_3$ при наборі висоти з одним двигуном, що відмовив

$n_{дв}$	$tg\theta_3$	θ_3, градус
2	0,024	1,375
3	0,027	1,547
4	0,030	1,718

Якщо працюють всі двигуни, то повний градієнт набору висоти на третьому етапі має бути

$\eta_{н.в} \geq 5\%$ або $tg\theta_3 \geq 0{,}05$ ($\theta_з$ = 2,86°).

З рис. 1.11 видно, що

$$\xi P_0 \frac{n_{дв}-1}{n_{дв}} = m_0 g \sin\theta_3 + \rho \frac{V^2}{2} C_x S\,, \tag{1.7}$$

$$m_0 g \cos\theta_3 = Y = \rho \frac{V^2}{2} C_y S\,. \tag{1.8}$$

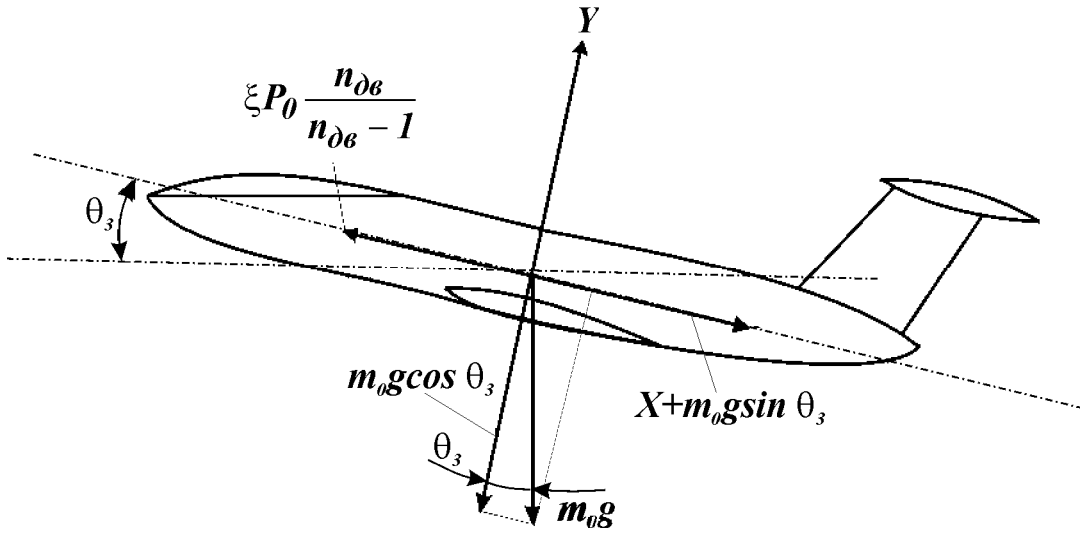


Рис. 1.11. Схема сил, що діють на літак при наборі висоти

Ураховуючи, що значення при наборі висоти малі, можна прийняти θ_3 = 1, тоді з (1.7) і (1.8), поділивши перше на $m_0 g \cos\theta_3$, отримаємо

$$\frac{\xi P_0 \dfrac{n_{дв}-1}{n_{дв}}}{m_0 g \cos\theta_3} = \frac{m_0 g \sin\theta_3}{m_0 g \cos\theta_3} + \frac{\rho \dfrac{V^2}{2} C_x S}{\rho \dfrac{V^2}{2} C_y S},$$

$$t_0 = \frac{n_{дв}}{\xi(n_{дв}-1)}\left(tg\theta_3 + \frac{1}{K_{наб}}\right), \qquad (1.9)$$

де $\xi = \xi_v \xi_н \xi_{пз} \xi_{др}$,

ξ_v – коефіцієнт, який враховує зміну тяги двигуна залежно від швидкості польоту;

$\xi_н$ – коефіцієнт, який враховує зміну тяги двигуна від висоти польоту (тобто t_H і p_H);

$\xi_{пз}$ – коефіцієнт, який враховує втрати тяги за рахунок втрат швидкісного напору у повітрозабірниках двигунів;

$\xi_{др}$ – коефіцієнт, який враховує режим роботи двигуна, його дроселювання.

Розрахунковими умовами в цьому випадку для ξ_v і $\xi_н$ беруться $t_{н.в}$=+30°С; $p_{н.в}$=730 мм рт.ст.; $M_{н.в}$ = 0,3...0,4.

На основі рис. 1.9 і табл. 1.1 необхідно, щоб тягоозброєність літака мала такі значення:

– літак з двома двигунами

$$t_0 = \frac{2}{\xi}\left(0{,}024 + \frac{1}{K_{наб}}\right); \qquad (1.10)$$

– літак з трьома двигунами

$$t_0 = \frac{1{,}5}{\xi}\left(0{,}027 + \frac{1}{K_{наб}}\right); \qquad (1.11)$$

– літак з чотирма двигунами

$$t_0 = \frac{1{,}33}{\xi}\left(0{,}030 + \frac{1}{K_{наб}}\right). \qquad (1.12)$$

Порівнюючи (1.6), (1.10), (1.11) і (1.12), можна зробити такі висновки:

1. Літаки з двома двигунами, які мають найбільші значення t_0, доцільно створювати у разі, коли задаються малі довжини розгону літака при зльоті.

2. При однаковій тягоозброєності для забезпечення нормованої безпеки набору висоти пасажирським літакам з великою кількістю двигунів дозволяють мати меншу аеродинамічну якість набору висоти і, отже, застосовувати ефективнішу механізацію крила, яка, значно збільшуючи $\Delta C_{y\max}$, одночасно зменшує величину $K_{наб}$. Так, наприклад, при стартовій тягоозброєності t_0 = 0,346...0,349 літак з двома двигунами має мати $K_{наб} \geq 11$, з трьома двигунами $K_{наб} \geq 7{,}8$ і з чотирма двигунами $K_{наб} \geq 7$.

4. Вимоги до посадки

Схему траєкторії руху літака при виконанні посадки показано на рис. 1.12. НЛПЛ визначають швидкість заходу на посадку, м/с:

$$V_{з.п} \geq 1{,}3V_{\min пос}, \tag{1.13}$$

де $V_{\min пос}$ – мінімальна посадкова швидкість літака, якщо механізація крила відхилена в посадкове положення і шасі випущено.

Тоді за нормальних умов

$$V^2_{\min пос} = 16{,}33\, p_{пос} / C_{y\max пос} \tag{1.14}$$

і $$V^2_{з.п} = 1{,}69V^2_{\min пос} = 27{,}6\, p_{пос} / C_{y\max пос}\ . \tag{1.15}$$

У розрахункових умовах

$$V^2_{з.п} = 30{,}2\, p_{пос} / C_{y\max пос}, \tag{1.16}$$

Тут $p_{пос}$ – питоме навантаження на крило під час посадки, даН/м^2:

$$p_{пос} = \frac{m_0 g(1 - \overline{m}_T - \overline{m}_{вант})}{10S}\ ,$$

де $\overline{m}_T$ – відносна маса палива;

$\overline{m}_{вант}$ – відносна маса вантажів, витрачених у польоті (для бойових літаків).

Оскільки швидкість заходу на посадку зазвичай задається в ТТВ до літака та її величина 210...240 км/год визначає умови автоматизованого заходу на посадку, то з (1.16) виходить, що

$$p_{пос} = C_{y\max пос} V^2_{з.п} / 30{,}2, \tag{1.17}$$

або $$S = \frac{3{,}02 m_{пос} g}{C_{y\max пос} V^2_{з.п}}. \tag{1.18}$$

Для переходу від $p_{пос}$ до p (питоме навантаження на крило при зльоті) приймаємо, що

$m_{пос} = m_0 - m_T = m_0(1 - \overline{m}_T)$, тоді

$$p = \frac{C_{y\max пос} V^2_{з.п}}{30{,}2(1 - \overline{m}_T)} \quad \text{– пасажирські літаки,} \tag{1.19}$$

$$p = \frac{C_{y\max пос} V^2_{з.п}}{30{,}2(1 - \overline{m}_T - \overline{m}_{вант})} \text{ – бойові літаки.} \tag{1.20}$$

Якщо задана величина посадкової швидкості $V_{пос}$, то, приймаючи, що $V_{пос} = 0{,}9V_{з.п} = 1{,}17V_{\min пос}$ і що в розрахункових умовах $V_{пос} = 24{,}5\, p_{пос} / C_{y\max пос}$, отримуємо

$$p = \frac{C_{y\max пос} V_{з.п}^2}{24{,}5(1 - \overline{m}_T - \overline{m}_{вант})}. \qquad (1.21)$$

Аналізуючи (1.17) – (1.21), можна зробити висновки:

1. Величина максимально допустимого питомого навантаження на крило під час зльоту і посадки визначається величиною швидкості заходу на посадку (або величиною посадкової швидкості) і максимальною величиною коефіцієнта піднімальної сили $C_{y\max пос}$ при повністю відхиленій механізації передньої і задньої кромок крила.

2. Чим більше величина $C_{y\max пос}$, тим меншою може бути площа крила S (і решта всіх геометричних параметрів літака).

Згідно з НЛПЛ потрібна довжина ЗПС у суху погоду має бути

$$L_{ЗПС\,сух} = 1{,}67 L_{пос} = 1{,}67(L_{пов} + L_{проб}), \qquad (1.22)$$

а у вологу погоду

$$L_{ЗПС\,волог} = 1{,}15 L_{ЗПС\,сух} = 1{,}92(L_{пов} + L_{проб}). \qquad (1.23)$$

Злітно-посадкова смуга (ЗПС) – це бетонна конструкція із системою дренажу підстилкового грунту. Дуже необхідно, щоб нові літаки мали мінімально можливу необхідну величину довжини ЗПС.

Коефіцієнти 1,67 і 1,92 в (1.22) і (1.23) враховують можливість або обмерзання поверхні ЗПС, або утворення на ній настільки великого шару води, що колеса шасі під час руху по ЗПС виходять на режим глісування.

Гальмування літака (зменшення швидкості польоту) на повітряному відрізку визначається перевантаженням

$$n_{x\,пов} = -\frac{C_{x\,пос} Sq - P_{x.x}}{m_{пос} \cdot g / 10} = -\left(\frac{C_{x\,пос}}{C_{y\,пос}} - \frac{10 P_{x.x}}{m_{пос} \cdot g}\right) = \\ = -\left(\frac{1}{K_{пос}} - \frac{10 P_{x.x}}{m_{пос} g}\right), \qquad (1.24)$$

де $P_{x.x}$ – тяга двигунів на холостому ході;

$K_{пос}$ – аеродинамічна якість літака в посадковій конфігурації.

У реальних умовах величина $n_{x\,пов}$ = (0,12...0,15). Довжина повітряного відрізка $L_{пов} = \frac{H}{tg\theta_{пл}}$. Мінімально можлива величина $L_{пов}$ у разі, коли літак підходить до ЗПС без вирівнювання, дорівнює $(L_{пов})_{\min} = 15 / tg 2^\circ 50' = 15 / 0{,}05 = 300\,м$.

У цьому випадку $V_y = V_{з.п} \sin\theta_{пл} = 0{,}05 V_{з.п}$. Тут $2^\circ 50'$ – середній кут нормованої траєкторії підходу пасажирського літака до ЗПС (рис.1.12).

Якщо $V_{з.п}$ = 250 км/год = 69,4 м/с, то V_y = 3,5 м/с.

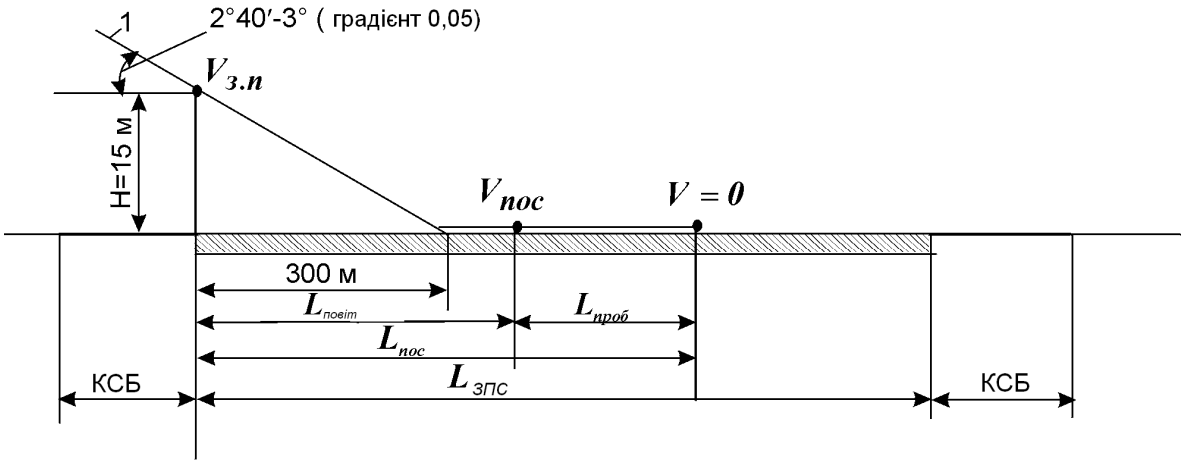


Рис. 1.12. Схема посадки літака за вимогами НЛПЛ:
1 – нормована траєкторія посадки

Зазвичай перед приземленням льотчик вирівнює літак у майже горизонтальний політ і знижує швидкість до $V_{пос} \geq 1{,}1V_{\min пос}$ при V_y = 0,1...0,3 м/с. Довжина повітряного відрізка при цьому збільшується до 500...700 м залежно від висоти вирівнювання.

Гальмування літака під час пробігу після посадки визначається перевантаженням

$$n_{x\,проб} = -\left[\frac{(P_{рев} - P_{х.х})\cdot 10}{m_{пос}\,g} + \frac{1}{3}\left(\frac{1}{K_{проб}} + 2\,f_{проб}\right)\right], \qquad (1.25)$$

де $P_{рев}$ – зворотна тяга двигунів з включеним реверсом тяги, даН;

$P_{х.х}$ – пряма тяга двигунів, які не мають реверсу тяги, даН;

$f_{проб} = f_{прив}$ – коефіцієнт тертя коліс об поверхню ЗПС під час пробігу.

Величина $f_{проб}$ залежить від стану поверхні ЗПС і від роботи автоматів гальмування. Зазвичай величина $f_{проб}$ = 0,15...0,25, але при удосконаленні гальмівної системи та її автоматів величина $f_{проб}$ може бути доведена до 0,4...0,5. Величина $f_{проб}$ також залежить від наявності на літаку интерцепторів, які відкриваються (відхиляються) у момент приземлення літака. На рис. 1.13 показано, що при пробігу (1) відхилення интерцепторів зменшує аеродинамічну якість приблизно в 10 разів. Відхилення интерцепторів, зменшуючи приблизно в чотири рази величину C_y, забезпечує значне збільшення гальмуючої сили F (1.26):

$$F = f_{проб}\left(m_{пос}\,g - C_y S\rho\frac{V^2}{2}\right). \qquad (1.26)$$

У реальних умовах величина $n_{x\,проб}$ = –(0,50...0,65).

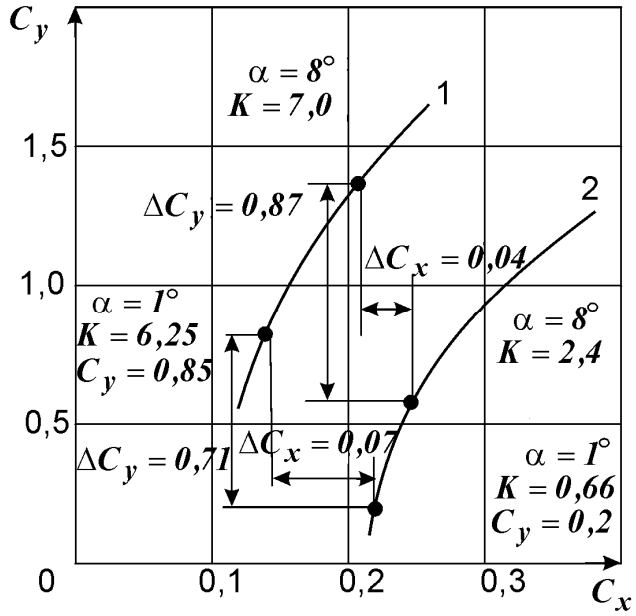


Рис. 1.13. Посадкові поляри літака
(закрилки і передкрилки в посадковому положенні):
1 – інтерцептори прибрані; 2 – інтерцептори випущені

Порівняння (1.24) і (1.25) показує, що зменшення $L_{пос}$ ефективніше вести за допомогою $L_{проб}$. Довжина пробігу після посадки $L_{проб}$ на основі (1.25) може бути визначена за формулою

$$L_{проб} = \frac{0,94}{C_{y\max пос}} \frac{p_{пос}}{\frac{10(P_{рев} - P_{x.x})}{m_{пос} \cdot g} + \frac{1}{3}\left(\frac{1}{K_{пос}} + 2 f_{проб}\right)}. \qquad (1.27)$$

З (1.27) виходить, що для зменшення величини $L_{проб}$ необхідно:

– збільшувати $C_{y\max пос}$ введенням механізації крила і особливо установленням передкрилків (для зменшення $V_{пос}$);

– збільшувати коефіцієнт тертя під час посадки $f_{проб}$ підвищенням ефективності системи гальмування коліс;

– збільшувати величину зворотної тяги двигунів з використанням реверсивних пристроїв (рис. 1.14, 1.15);

– зменшувати питоме навантаження на крило під час посадки $p_{пос}$;

– зменшувати аеродинамічну якість і величину C_y під час пробігу застосуванням интерцепторів.

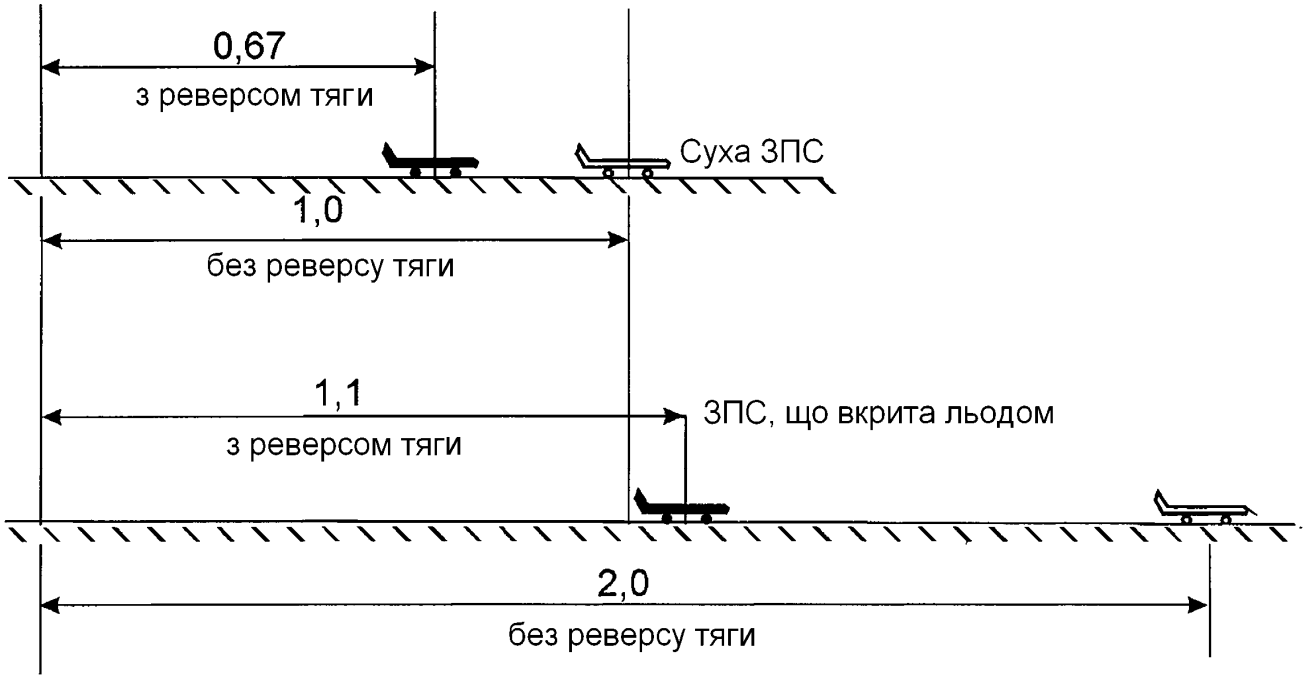


Рис. 1.14. Вплив реверсу тяги на довжину пробігу після посадки

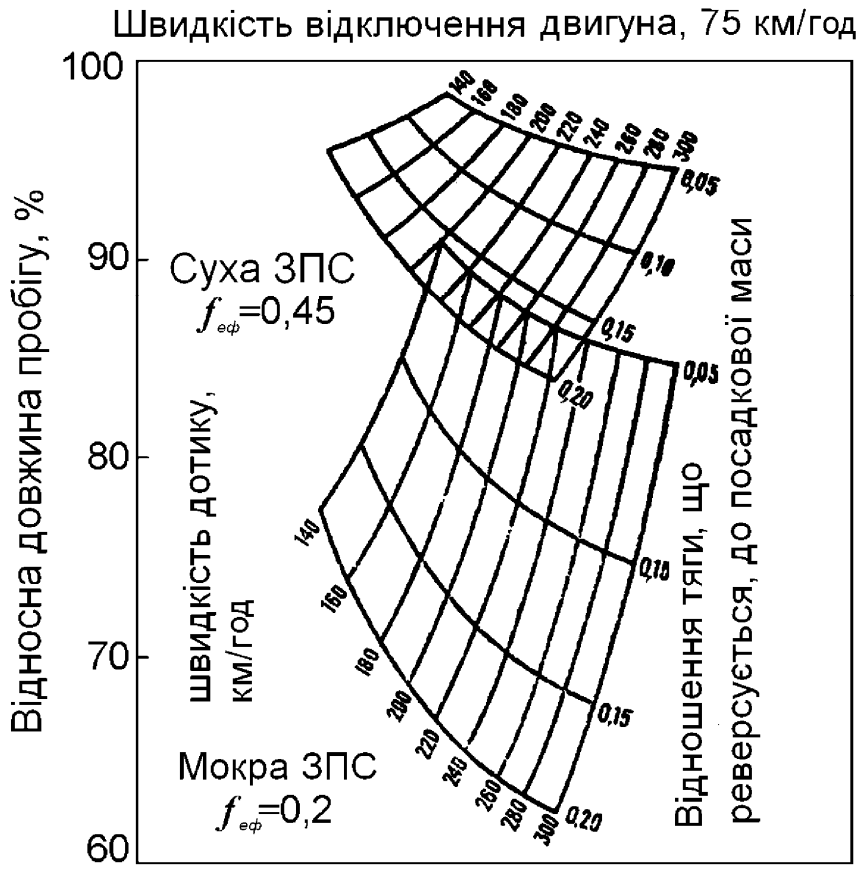


Рис. 1.15. Ефективність використання реверсу тяги для скорочення довжини пробігу

1.2. ТЕОРЕТИЧНІ ОСНОВИ ПРОЕКТУВАННЯ

1.2.1. Методи проектування та їх характеристика

При проектуванні можна спиратися на два принципи: еволюційні зміни й створення нового. У першому випадку виріб удосконалюється впродовж певного часу шляхом внесення незначних поліпшень. При цьому ризик допустити значні помилки є невеликим. Бурхливе зростання науково-технічних відкриттів, увесь хід суспільного розвитку висунули на перший план задачі створення виробів, які спираються на нові технічні рішення. Такий шлях проектування пов'язаний з великим ризиком. На практиці відповідно до діалектики проектування еволюційні зміни і поява нового проходять одночасно, тобто конструктор одночасно створює нове і здійснює еволюційні зміни. Для реалізації такого підходу до проектування літаків виявився необхідним певний етап розвитку авіації, етап накопичення досвіду і фактів, узагальнення їх в систему знань – науку про проектування нового виду техніки.

Цей період характеризувався становленням методології проектування літаків. Під методологією проектування розуміють сукупність принципів і методів, а також математичний апарат, за допомогою якого вирішують проектно-конструкторські задачі. Розглянемо, як розвивалися методи проектування на прикладі вирішення задачі про вибір проектних параметрів, які визначають форму та розміри літака.

Перш за все, слід зазначити, що всі методи проектування об'єднані одним принципом вирішення задач – принципом послідовних наближень (метод ітерацій). Цей принцип характеризує загальний підхід (незалежно від методу проектування) до вирішення проектних задач, і суть його полягає в тому, що комплекс задач проекту вирішується послідовно, за допомогою уточнюючих і розвиваючих один одного кроків (ітерацій).

Схематично методи проектування можна звести в табл. 1.2.

Таблиця 1.2

Методи проектування

Принцип послідовних наближень (ітерацій)			
Непрямі методи		Прямі методи	
Метод копіювання	Статистичний метод	Аналітичні методи	
			Методи оптимального проектування
			Автоматизоване проектування
			Інтегровані технології проектування

В основі проектування перших літаків лежав метод копіювання (метод схожості), який спирається в основному на закони схожості. Не маючи досвіду проектування, не знаючи законів аеродинамічного польоту, конструктори створювали літаки, копіюючи

вид птахів, кажанів. Були розроблені численні проекти літальних апаратів важче за повітря.

У 20–ті роки XX сторіччя, коли вже був накопичений значний досвід розроблення і побудови перших літаків і планерів, коли авіаційні науки (в основному – бурхливий розвиток аеродинаміки) дозволили встановити основні зв'язки між формою і розмірами літака і його льотними характеристиками, метод копіювання був витиснений так званим статистичним методом. У його основі вже лежить деякий науковий підхід, оснований на обробленні минулого досвіду, встановленні емпіричних закономірностей, що відображають об'єктивні закони проектування. За цим методом параметри нового літака визначаються на основі екстраполяції статистично оброблених даних раніше створених літаків аналогічного призначення (літаків-прототипів). Цей метод базується на припущенні про безперервну, плавну зміну з часом параметрів і характеристик літаків певного типу. Але екстраполяція параметрів і характеристик через великий час створення сучасного літака (шість – десять років) в умовах науково-технічної революції може призвести до істотних, принципових помилок. Недолік такого методу проектування полягає і в тому, що він не дозволяє враховувати різноманітність зв'язків між параметрами і характеристиками літака, а отже, визначити шляхи зміни даних прототипів. Природно, що використання цього методу виправдано лише при застосуванні еволюційного принципу проектування. Коли проектується принципово новий літак, можливості такого методу обмежені. Разом із тим досвід авіабудування свідчить про те, що тільки дуже небагато проектів можуть бути визнані зовсім новими, і навіть при їх розробленні значну кількість технічних рішень приймають на основі минулого досвіду. З цієї причини статистичний метод у цілому або в окремих частинах, як і раніше, знаходиться на озброєнні проектувальників, і він трансформувався в так званий метод проектування від прототипу.

Подальший розвиток методів розрахунку вагових, аеродинамічних характеристик, розрахунків стійкості і керованості, показників ефективності літака поставив на реальну основу розвиток аналітичних методів визначення його основних проектних параметрів. Ці методи спираються на сумісне вирішення системи рівнянь, які враховують найважливіші зв'язки між параметрами і характеристиками літака, а також різного роду обмеження. У результаті такого рішення йде пошук допустимого (щодо задоволення рівняння існування літака) варіанта проекту. Застосування аналітичних методів відкрило широку можливість для проведення параметричних досліджень за визначенням впливу зміни проектних параметрів і обмежень на техніко-економічні характеристики літака. Звідси – один крок до вирішення задач пошуку найвигідніших (оптимальних) параметрів літака, які задовольняють вибраному критерію оцінювання досконалості проектних рішень. Це дало поштовх до розвитку так званих методів оптимального проектування літаків. Перші роботи з викладенням методу оптимального проектування виникли в кінці 30–х років XX століття. Практична реалізація методів оптимального проектування довгий час ускладнювалася чисто обчислювальними труднощами, особливо при вирішенні багатопараметричних задач. Застосування послідовної оптимізації окремих параметрів не давало відчутних результатів.

Приблизно до 60-х років XX століття склалися об'єктивні передумови для подальшого розвитку теорії проектування літаків. Найважливіші з них:

– розвиток загальної теорії складних технічних систем (системотехніка);

– розвиток прикладних авіаційних наук, які розкривають суть явищ, визначають закони формування літака і його підсистем;

– успіхи в галузі математики, в першу чергу – теорії оптимізації і числових методів;

– поява і розвиток ЕОМ.

З накопиченням досвіду рішення різних задач оптимізації окремих елементів літака, ширшого використання ЕОМ для вирішення таких задач поступово збільшувалося число параметрів, залучених до процесу одночасної оптимізації. Удосконалювалися критерії оцінювання проектно-конструкторських рішень у напрямі урахування багатоцільового характеру застосування літака і динаміки зміни вимог до нього за період експлуатації.

Разом із цим розвивалася загальна теорія проектування великих систем, на базі якої теорія і практика проектування літаків поступово набувають логічної завершеності, забезпечуючи дійсно науковий підхід до прогнозування параметрів і характеристик майбутнього літака. Ідеї системного проектування інтуїтивно використовувалися при проектуванні літаків раніше. Вони знайшли відображення в розчленовуванні процесу проектування на етапи, а літака – на підсистеми і агрегати. Системне проектування спирається на строго впорядкований комплексний підхід, який враховує складні зв'язки і взаємний вплив елементів системи, включаючи як складову частину метод оптимального проектування. Воно відрізняється від поширених процедур оптимізації окремих пристроїв і характеристик систем застосуванням системних, зокрема комплексних (узагальнених), критеріїв оптимальності, використанням математичних моделей, які описують істотні риси системи в цілому, математичним апаратом, широким застосуванням ЕОМ.

Друга половина XX століття характеризується корінними змінами і у сфері трудової діяльності людини. Подібно до того, як промислова революція була пов'язана з переходом від ручної праці до механізованої, так і науково-технічна революція пов'язана з переходом до автоматизованої праці у виробництві. Ширше впровадження автоматизованих виробничих процесів на базі електронно-обчислювальних пристроїв, мікроелектроніки і робототехніки є важливим напрямом науково-технічної революції.

Значні результати досягнуті у вирішенні такої складної комплексної задачі, як автоматизація проектно-конструкторських робіт. У науково-дослідних інститутах і конструкторських бюро створюються, розвиваються і все ширше використовуються системи автоматизованого проектування (САПР). Їх поява стала можливою завдяки розробленню теоретичних основ проектування, успіхам у галузі обчислювальної математики, програмування і власне обчислювальної техніки.

Саме в САПР удається якнайповніше реалізувати такі найважливіші для проектування можливості ЕОМ:

– швидке і ефективне виконання великої кількості математичних операцій;

– збереження і передача великого обсягу інформації;

– візуалізація результатів проектування (як кінцевих, так і проміжних) за допомогою способів комп'ютерної графіки;

– спілкування проектанта з ЕОМ у діалоговому режимі, що забезпечує власне проектуванню безперервність творчого процесу;

– зручність і економічність передачі результатів проектування безпосередньо у виробництво (для виготовлення предмета проектування).

У таких системах ЕОМ з чудового способу автоматизації розрахунків перетворюється на спосіб об'єднання для досягнення єдиної мети зусиль фахівців у різних галузях проектування. Ця інтеграція на основі узагальнення методологічного, інформаційного й технічного забезпечення на базі колективного діалогу користувачів ЕОМ дозволяє подолати бар'єр вужчої спеціалізації інженерів, які беруть участь у розробленні сучасних складних систем, зокрема авіаційних.

За опублікованими даними, застосування САПР дозволяє в два–три рази скоротити час проектування і доведення літаків, в три – п'ять разів – час підготовки їхнього виробництва. При цьому витрати на розроблення скорочуються на 50...80 %.

Таким чином, застосування САПР забезпечує підвищення якості проектованих виробів, скорочує цикл проектування, тобто підвищує продуктивність праці, є істотним чинником прискорення науково-технічного прогресу.

Чим складніше інструмент проектувальника, тим вище має бути його кваліфікація. САПР пред'являє нові, підвищені вимоги до якості й змісту підготовки інженерів-механіків у галузі літакобудування як щодо оволодіння методами автоматизованого проектування, що дозволяє коректно ставити, формально описувати і вирішувати проектно-конструкторські задачі, так і щодо вивчення можливостей і особливостей роботи сучасних технічних засобів проектування і програмного забезпечення.

1.2.2. Формалізація процесу проектування

Аналітичні методи проектування, власне сам аналітичний метод, метод оптимального проектування, системне проектування і САПР спираються на зв'язки між параметрами і характеристиками літака, що наведені у вигляді аналітичних формул. Як уже наголошувалося вище, формули є аналітичними моделями і дозволяють провести дослідження або вирішення задачі в найбільш загальному вигляді. Відомо також, що однією з складових частин проектування є ухвалення рішення. Важливо вміти приводити складний процес ухвалення рішення до задачі, яку можна вирішити за допомогою математичних методів з використанням ЕОМ. Це досягається, якщо ухвалення рішення спирається на вхідні кількісні чинники, тобто коли такий процес вдається формалізувати. У цьому випадку ухвалення рішення базується на кількісних методах оптимізації. Поставлену мету подають у вигляді цільової функції $y = y(x_1, x_2, x_3, ..., x_n)$, де $x_1, ..., x_n$ – незалежні параметри, які визначають характеристики проектованого об'єкта, і тоді задачу ухвалення рішення можна звести до оптимізаційної задачі пошуку екстремуму цільової функції.

Аналітична модель (формула) є математичною моделлю – математичним описом об'єкта проектування. Для математичного опису літака зазвичай використовують скінченні алгебричні й трансцендентні рівняння, звичайні диференціальні рівняння і рівняння з частинними похідними. Алгебричні й трансцендентні рівняння зазвичай застосовують для опису геометричних, масових, аеродинамічних і частково енергетичних відношень між параметрами і характеристиками літака. Звичайними диференціальними рівняннями описуються траєкторні параметри і динамічні характеристики. Для опису динамічних характеристик і деяких характеристик міцності використовують диференціальні рівняння з частинними похідними.

Наведемо простий приклад математичного формалізованого опису однієї з характеристик літака – швидкості польоту залежно від його параметрів:

$$V = \sqrt{t \cdot p / (C_x \cdot \rho_H)}\,. \qquad (1.28)$$

З формули видно, що швидкість польоту V прямо пропорційна $t^{0.5}$ і $p^{0.5}$ і обернено пропорційна $C_x^{-0,5}$ і $\rho_H^{-0,5}$. Тут t – тягоозброєність літака; p – питоме навантаження на крило; C_x – коефіцієнт лобового опору літака; ρ_H – щільність повітря на висоті польоту.

Аналітичні моделі (формули) дозволяють провести розрахунки або дослідження в найбільш загальному вигляді і отримати результати в наочному, зручному вигляді. Формалізація процесу ухвалення рішень добре ув'язується з математичним програмуванням, що дає можливість кінцевий найвигідніший варіант рішення пов'язати з вхідними параметрами.

1.2.3. Основні поняття системного підходу в проектуванні

Теоретичною базою проектування великих технічних систем (до яких належить літак) є порівняно молода наука – системотехніка, яка ставить своєю метою створення і вивчення найбільш загальних способів опису законів функціонування і методів аналізу й синтезу великих систем. На відміну від проектно–технічних дисциплін (аеродинаміки, динаміки, будівельної механіки і т.д.), які вивчають окремі процеси, об'єкти, елементи і окремі механізми, системотехніка вивчає поведінку великих сукупностей певним чином взаємозв'язаних процесів, об'єктів і пристроїв.

Системотехніка тісно переплітається з теорією дослідження операцій (ТДО). У ТДО висловлюються критерії оптимальності й оцінки ефективності різних рішень, операцій, проектів, розглядається теорія моделювання операцій і проектів, а також наводяться математичні методи оптимізації різних рішень. Таким чином, ТДО разом із концепціями системного підходу є методологічною основою проектування оптимальних технічних систем.

Після формалізації на основі математичного моделювання задача проектування системи може бути зведена до задачі знаходження глобального екстремуму функції багатьох параметрів при обмеженнях на ці параметри у вигляді функціональних рівностей і нерівностей.

Галузь обчислювальної математики, яка займається вирішенням таких задач (математичне програмування), – це математична основа проектування оптимальних систем.

Звернемося тепер до конкретніших визначень щодо системного підходу при створенні літаків.

Сучасний літак проектують, виготовляють і експлуатують як складову частину системи транспорту або системи зброї. Якщо це пасажирський літак, то він належить до системи вищого ієрархічного рівня, тобто до системи повітряного транспорту, яка має в своєму складі літаки різних типів. У свою чергу, повітряний транспорт входить у систему ще вищого ієрархічного порядку (глобальну систему транспорту держави), куди окрім повітряного транспорту входять залізничний, автомобільний і водний транспорт.

Цілком природно, що створення літака певного типу має починатися з дослідження і аналізу вантажопотоків, які йому слід обслуговувати. Ясно, що це може бути пов'язано з характеристиками інших літаків. Створення нового літака має бути узгоджено з можливостями його виготовлення, а отже, із засобами і спроможністю авіаційної промисловості. Новий літак у найкоротший час і з малими витратами має адаптуватися до існуючої системи управління польотами, обслуговування і ремонту, тобто він має бути добре пристосований до існуючої інфраструктури, яка забезпечує надійну і регулярну експлуатацію літаків.

Перейдемо до визначення таких понять: система, авіаційний комплекс, підсистеми літака.

Система – регулярна або впорядкована структура, яка складається з взаємозв'язаних і взаємозалежних частин, що діють як одне ціле, і призначена для досягнення обумовленої мети.

Авіаційний комплекс – органічне об'єднання людей і матеріальних засобів, діями яких досягається обумовлений результат, виконується функція заданого змісту. Авіаційний комплекс є підсистемою складної системи вищого порядку – системи повітряного транспорту. До складу авіаційного комплексу входять підсистеми нижчого ієрархічного порядку:

– льотні екіпажі;

– сім'ї однотипних літаків;

– наземний керівний і обслуговуючий персонал;

– наземний авіаційно-технічний комплекс (підготовка до польоту, літаководіння, ремонт...).

Літак як складова частина авіаційного комплексу – це складна система нижчого ієрархічного порядку і складається з таких підсистем ще нижчого порядку:

– системи створення піднімальної сили;

– системи створення рушійної сили;

– забезпечення стійкості й керованості польоту літака на заданій траєкторії;

– забезпечення цільового навантаження;

– життєзабезпечення екіпажу і пасажирів;

– навігації літака в різних умовах польоту і т.п.

Функціонально-структурну схему літака як елемента авіаційного комплексу показано на рис. 1.16.

Системні дослідження вивчають систему та її поведінку в цілому як єдиного об'єкта, що виконує певні функції в конкретних умовах. Системний підхід – це урахування всього, що впливає на виконання системою поставлених перед нею задач і досягнення певної мети.

Системне проектування завжди спрямовано на пошук параметрів системи, оптимальної в розумінні виконання нею свого функціонального призначення з урахуванням можливої багатофункціональності й взаємозв'язку з іншими підсистемами. При цьому визначення взаємозв'язаного комплексу критеріїв, що дозволяють на кожному рівні розчленовування системи знаходити за допомогою формальних методів її оптимальні параметри, а також мати можливість об'єктивно оцінювати результати проектування, також є одним із найважливіших задач системного проектування.

Оскільки системне проектування спирається на широке використання математичних методів досліджень і ЕОМ для вирішення проектних задач, не менш важливим є розроблення прийнятних математичних моделей досліджуваних систем і процесів. Такі моделі мають дозволяти застосування формальної логіки і елементарних арифметичних операцій для вирішення дуже складних задач. Подальші задачі системного проектування спрямовані на розроблення алгоритму та програми для вирішення задачі на ЕОМ, аналізу результатів і підготовки матеріалів для ухвалення рішення.

Розглянемо ієрархію і зміст задач, пов'язаних з проектуванням літака. Будучи елементом великої авіаційної системи, літак своїми техніко-економічними характеристиками (ТЕХ) впливає на показники ефективності системи, а отже, і на економіку галузі (якщо йдеться, наприклад, про транспортні системи) і всього народного господарства. ТЕХ, у свою чергу, є функціями параметрів літака, які вибирають у процесі його проектування. Внаслідок цього виникає проблема встановлення зв'язку між вибором проектних параметрів і характеристик літаків і оцінкою їх з погляду всього народного господарства.

Спроби безпосереднього вирішення цієї проблеми шляхом вибору параметрів конкретного літака на основі досліджень їх впливу на економіку всього народного господарства практично не здійснені. Пояснюється це як громіздкістю моделі вирішення такої задачі, так і слабким впливом параметрів літака на відповідний критерій оцінювання. Для аналізу економічної ефективності літаків у комплексній транспортній системі народного господарства цілком достатньо характеризувати їх та інші види транспорту середніми вартісними показниками, які формуються у сфері експлуатації літаків на основі їх ТЕХ, визначених проектними і конструктивно–технологічними рішеннями в процесі проектування літака.

Відповідно до цього можна виділити п'ять основних рівнів вирішення задач розроблення нового літака, наведених у табл. 1.3.

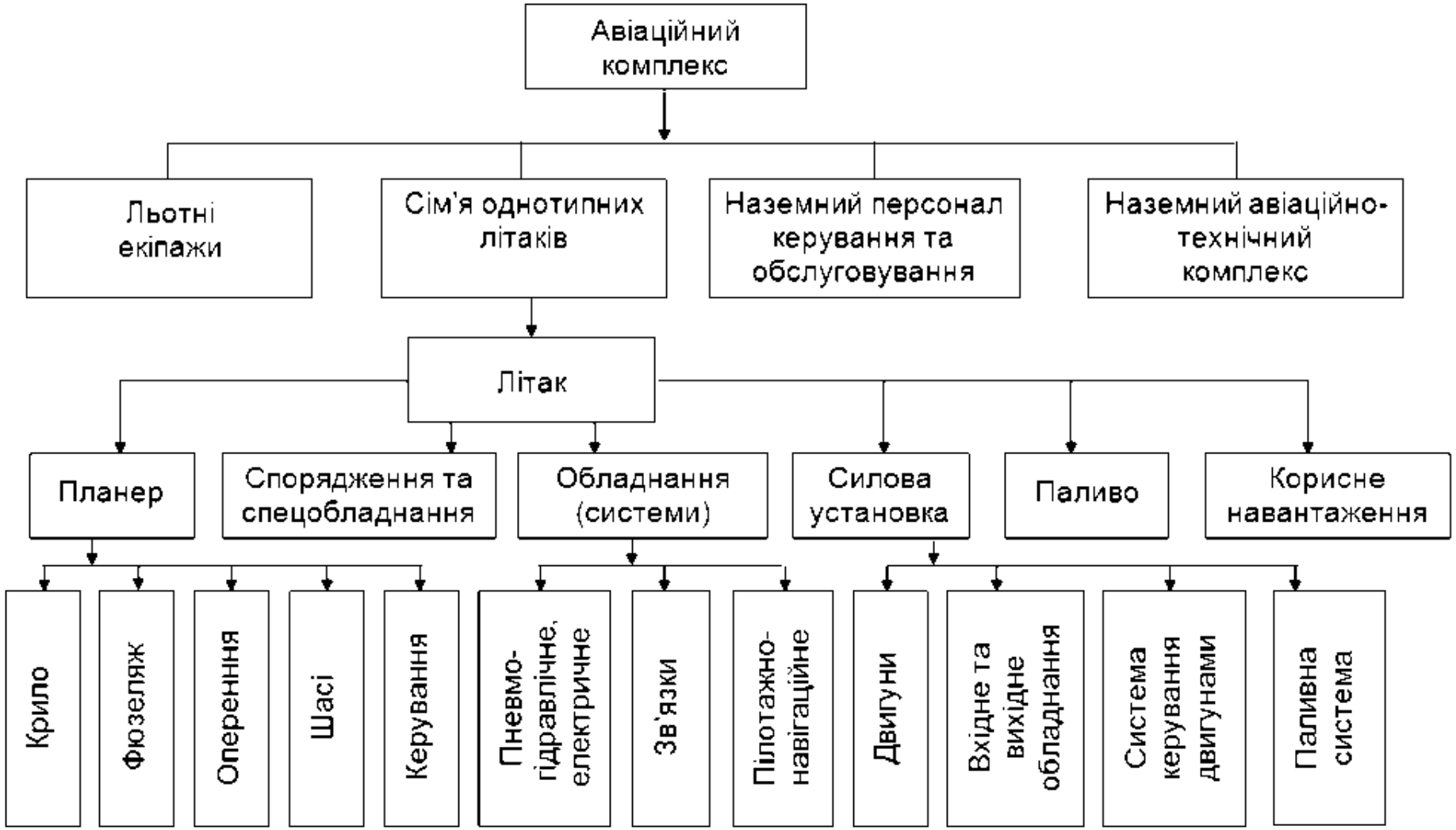


Рис. 1.16. Функціонально-структурна схема літака в авіаційному комплексі

Таблиця 1.3

Рівні вирішення задач розроблення нового літака

Стадії проектування	Ієрар-хічний рівень	Зміст задач	Організації, відповідальні за вирішення задач
"Зовнішнє" проектування	I	Визначення необхідних обсягів вантажопасажирських перевезень авіаційним транспортом	Інститут комплексних транспортних проблем
	II	Необхідні типи й бажані техніко-економічні характеристики літаків, кількість (парк) літаків кожного типу та їх розподіл по авіалініях	Міністерство або комітет цивільної авіації, ДЕРЖНДУ
"Внутрішнє" проектування	III	Визначення вигляду й проектних параметрів літака, що задовольняють заданим вимогам	НДІ, ДКБ
	IV	Проектно-конструкторські задачі уточнення вигляду літака, його конструктивно-силової та загально-компонувальної схеми, визначення структури й параметрів підсистем	Відділи ДКБ
	V	Конструкторські задачі розроблення вузлів і деталей для виробництва і експлуатації літака	Бригади ДКБ

З таблиці видно, що рівень II відповідає етапу розроблення технічної задачі на проектування, а рівні III, IV, V – етапам розроблення аванпроекту, ескізного і робочого проектів відповідно.

Інформацію, яка відповідає прямим міжрівневим зв'язкам, одержують на основі вирішення задач даного рівня. Причому для вищого рівня вона являє собою зміни, які одержують (параметри, які оптимізують), а для нижнього – дисциплінуючі умови, які є основою для формулювання критеріїв та обмежень вирішення задач даного рівня.

Зворотні зв'язки відображають: для I рівня – прогнозовану собівартість авіаперевезень на авіалініях або середню собівартість перевезень тонно-кілометра повітряним транспортом, для II рівня – прогнозовані льотно-технічні характеристики літаків, для III рівня –

прогнозовані фізико-механічні властивості матеріалів і комплектуючих виробів (елементна база), технологічні процеси, результати НДР і ДКР і т.д.

Аналіз структури літака й ієрархії задач проектування дозволяють підійти до проблеми декомпозиції літака на підсистеми, а процесу його проектування – на ряд взаємозв'язаних задач. Методологія системного проектування базується на таких основних положеннях, які можна назвати властивостями систем.

1. У загальному випадку система, яка складається з оптимальних елементів (підсистем), не обов'язково буде оптимальною. Вона має оптимізуватися в цілому як єдиний об'єкт із заданим цільовим призначенням. Але це зовсім не означає, що оптимізація по частинах взагалі не має сенсу.

2. Незначні зміни в навколишньому оточенні здатні викликати в системі процеси, які за своїми масштабами будуть несумірними із змінами, які їх породжують (наслідок паливної кризи кінця 70-х років XX століття).

3. Система має оптимізуватися за кількісно визначеним і єдиним критерієм, який відображає в математичній формі мету оптимізації. Відсутність такого критерію, як правило, свідчить про нечітке розуміння розробником поставленої перед ним задачі.

4. Оскільки система оптимізується в умовах кількісних певних обмежень на параметри, що оптимізуються, то її оптимальність є завжди відносною, умовною.

За цих умов дуже важливою проблемою є вибір системи критеріїв, що дозволяють для кожного даного рівня проектних задач, для кожного елемента підсистеми вибирати такі параметри і характеристики, які забезпечили б високу ефективність системи в цілому. При цьому необхідно керуватися принципом оптимальності, який підкреслює: якщо елементи об'єктів і підсистем всіх рівнів оптимальні за критеріями, відповідними системам вищого рівня, то вся система є оптимальною. Це означає, що якщо кожній стадії проектування і кожній підсистемі авіаційного комплексу або літака може відповідати свій критерій оцінювання, всі вони мають бути несуперечливими, відповідаючи загальним цілям авіаційного комплексу.

Наведемо основні правила вибору критеріїв з урахуванням особливостей зв'язків.

Правило 1. При виборі оптимальних параметрів певного об'єкта з фіксованими функціональними зв'язками необхідно, щоб критерії, які використовуються у разі оптимізації його елементів і підсистем, були показниками якості відповідних систем вищого рівня.

Правило 2. У разі оптимізації параметрів об'єктів, які мають прямі функціональні зв'язки, необхідно, щоб ці об'єкти були оптимальними за критерієм оцінювання системи, функції якої вони виконують.

Правило 3. При виборі оптимальних параметрів об'єкта, що визначають ієрархічні функціональні зв'язки, критерієм слід приймати показник якості системи вищого рівня, що обмежує рамки впливу цих параметрів.

Під функціональними зв'язками тут розуміють такі, які визначають можливість виконання системою своїх функцій.

1.2.4. Математичне моделювання і типи проектних моделей

Математичне моделювання проектних задач із використанням ЕОМ є найважливішою складовою частиною методології системного проектування.

Моделювання припускає побудову моделі та її дослідження, яке містить пошук допустимих рішень, аналіз чутливості моделі й оптимізацію. Побудувати модель системи – це означає дати її кількісний опис за допомогою рівнянь, що пов'язують параметри і характеристики системи. Під параметрами системи розуміють незалежні змінні та їхні числові значення. Синонімом слова "параметр" є слово "аргумент". "Характеристики" – це змінні та їх числові значення, які залежать від значень параметрів, а також від значень параметрів і самих характеристик. Наприклад, геометричні параметри літака, такі, як подовження, відносна товщина, стрілоподібність крила і т.д., визначають важливу аеродинамічну характеристику – коефіцієнт лобового опору. Він, у свою чергу, залежить від швидкості польоту літака, яка служить його характеристикою. Синонімом слова "характеристика" є слово "функція". Відзначимо, що в ієрархічних системах поняття "параметр" і "характеристика" мають відносний характер, оскільки параметри верхнього рівня при переході до нижчого рівня зазвичай перетворюються на характеристики.

Побудова математичної моделі починається з формалізованого опису проектованого об'єкта, що в загальному випадку є смисловим виразом його моделі. Для цього спочатку доцільно виявити параметри, здатні зробити істотний вплив на результати моделювання. Це дуже відповідальний етап діяльності проектувальника, який має творчий характер, оскільки визначення істотно залежить від стадії проектування, типу вирішуваних задач (їх постановки), а також (не у меншій мірі) від досвіду проектувальника і наявності апріорних відомостей про об'єкт, який проектується.

Наступним етапом побудови моделі є її математичний опис. Для математичного опису літака зазвичай використовують кінцеві алгебричні і трансцендентні рівняння, звичайні диференціальні рівняння і рівняння з частинними похідними.

Завершальний етап побудови моделі – розроблення обчислювального алгоритму, тобто певної послідовності розрахунків і логічних процедур для вирішення поставленої задачі, які проводять на основі певних методів і математичної моделі системи.

Здійснивши програмну реалізацію алгоритму, математичну модель необхідно перевірити на відповідність модельованому об'єкту шляхом вирішення тестової задачі. У процесі випробувань моделі усувають можливі помилки, уточнюють і по можливості спрощують математичний опис, скорочують кількість незалежних (керівних) параметрів.

Відповідно на основі методології системного проектування немає сенсу прагнути розробити універсальну модель проектування літака, яка охоплює всі типи задач, пов'язаних з розробленням проекту. Типи моделей, їх повнота і вірогідність залежать

як від етапу розроблення проекту, постановки задачі проектування, так і від типу літака, що розробляється.

При розробленні проектних моделей використовують блоковий принцип моделювання. Суть його полягає в тому, що окремі групи зв'язків, які характеризують геометричні, вагові, аеродинамічні, економічні, компонувальні та інші властивості літака, об'єднуються в окремі системи рівнянь – блоки. Позитивними якостями такого підходу є можливість паралельного розроблення моделі фахівцями, компетентними в певних галузях, велика гнучкість у побудові розрахункових моделей при різних постановках задачі проектування, а також певні переваги програмної реалізації моделей для вирішення задач на ЕОМ.

На етапі "зовнішнього" проектування, де роль математичного моделювання є особливо великою, в основному використовують моделі ефективності й економічні моделі, які описують функціонування великої кількості різних систем і елементів, – від системи адміністративного управління до окремих технічних пристроїв.

Так, наприклад, на етапі "зовнішнього" проектування транспортного літака розглядають модель всієї системи повітряних перевезень, яка містить: субмоделі існуючого і прогнозованого вантажного обороту (розподіл вантажів за масою, габаритними розмірами, за шкалою часу і простору); субмоделі, які імітують пропускну здатність аеропортів і можливості аеродромних служб, служб управління повітряним рухом, ремонтно-експлуатаційної бази; субмоделі, які описують програму серійного виробництва новостворюваного літака з урахуванням можливості її реалізації промисловістю і т.д. Літак у таких моделях подається набором техніко-економічних характеристик (див. рис. 1.17).

Економічні характеристики літака моделюються залежністю собівартості авіаперевезень від дальності польоту $a(L), \frac{коп}{Т \cdot км}$. Технічне функціонування літака на авіалінії моделюється залежностями маси комерційного навантаження і рейсової швидкості від дальності. У задачах "зовнішнього" проектування незалежними змінними параметрами є льотно-технічні характеристики літака, а критерії оптимальності формуються за характеристиками системи в цілому (міра ефективності виконання поставленої задачі за наявності обмежених ресурсів). У даному прикладі транспортної системи визначаються такі характеристики, як загальна кількість літаків (необхідний парк), діапазон дальностей польоту, крейсерська швидкість, вантажопідйомність, довжина злітно-посадкової смуги і деякі інші, які дозволяють сформулювати ТЗ на проектування.

Як правило, на цьому рівні вагові характеристики літака моделюються відносною величиною маси порожнього спорядженого літака, аеродинамічні – польотною аеродинамічною якістю, характеристики силової установки – питомою витратою палива. Всі ці характеристики визначаються на основі статистичної обробки даних прототипів з урахуванням прогнозу розвитку до певного терміну.

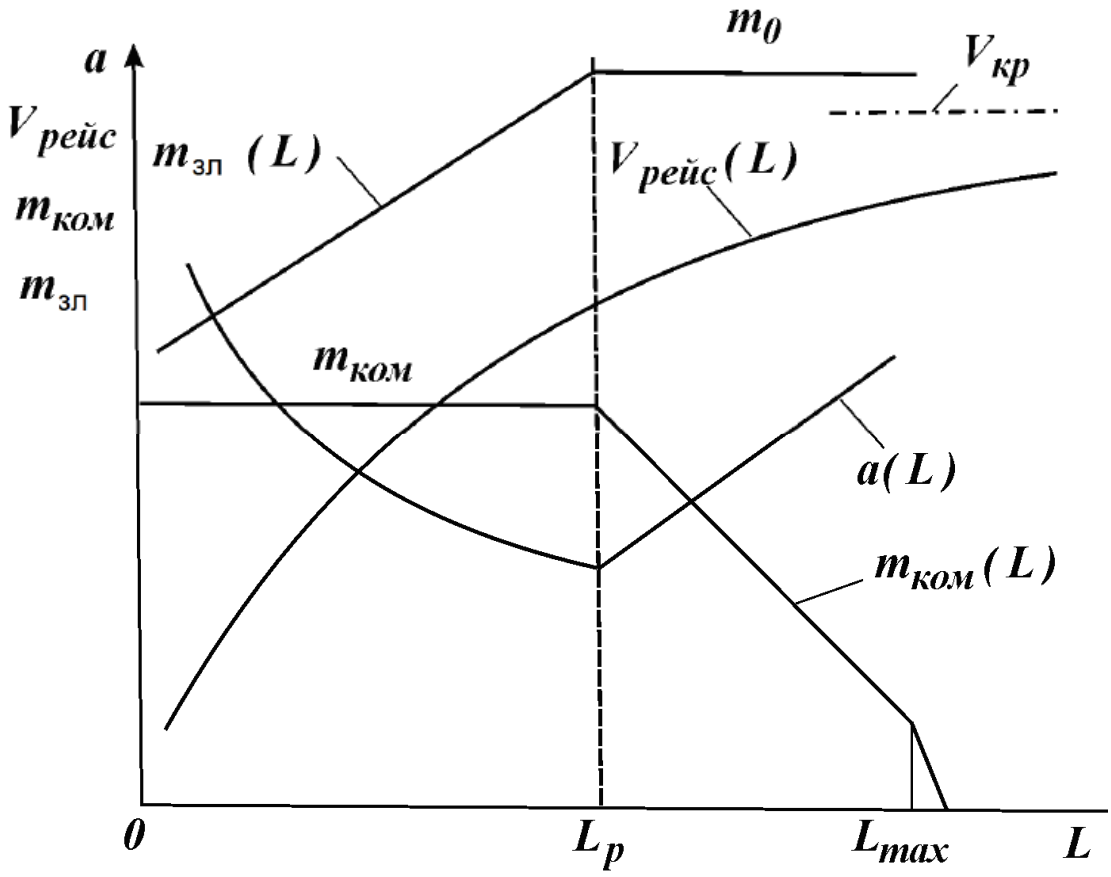


Рис. 1.17. Техніко-економічні характеристики пасажирського літака

Моделі літака, які використовують на етапах "внутрішнього" проектування, відрізняються значно більшою мірою деталізації і повнотою урахування різноманітних чинників, що впливають на вибір проектно-конструкторських рішень.

Відповідно до блокового принципу моделювання окремі групи зв'язків між параметрами і характеристиками літака відображають різні сторони його структури і функціонування, спираються на різні науково-технічні дисципліни і об'єднуються в ряд субмоделей.

Геометричні моделі описують відношення між параметрами літака й характеристиками його форми та розмірів. З їх допомогою за вибраною компонувальною схемою й деякими узагальненими параметрами визначають геометрію літака – його обводи, площі, об'єми, перетини крила, оперення і фюзеляжу. Дані цієї моделі використовують для вагових, аеродинамічних і міцнісних розрахунків, компонування літаків, графічного відображення результатів проектування, а також для розроблення технологічного оснащення і програм для верстатів з числовим програмним керуванням.

Вагові моделі об'єднують систему відношень між геометрією літака і особливостями його конструктивно-силової схеми, структурою і розміщенням

устаткування і спорядження, умовами навантаження і масою всього літака і окремих його елементів.

Аеродинамічні моделі пов'язують геометрію літака і його аеродинамічні характеристики (коефіцієнти аеродинамічного опору, піднімальної сили, моментів і величини сил і моментів для різних умов польоту).

Моделі силової установки описують відношення між габаритними розмірами, робочими параметрами двигуна і його тягою і витратою палива для різних умов польоту.

Динамічна модель літака описує його льотні і маневрені характеристики (діапазон швидкостей, дальність, швидкість підйому, максимальну висоту польоту і т.д.) як функції його аеродинамічних, вагових характеристик і характеристик силової установки.

Моделі стійкості й керованості пов'язують характеристики статичної і динамічної стійкості і керованості літака відносно трьох осей з його аеродинамічними, ваговими (інерційними) та геометричними характеристиками.

Моделі міцності дозволяють виявити зв'язки між аеродинамічними, ваговими та геометричними характеристиками літака і характером навантаження силових елементів конструкції, рівнем напруження в них і величинами деформації.

Моделі компонування і центрування дозволяють провести взаємну просторову ув'язку основних компонентів літака. Вони відображають складні зв'язки характеристик стійкості й керованості, аеродинамічних і вагових, з характеристиками, які продиктовані експлуатаційними та іншими вимогами.

Економічні моделі відображають зв'язки технічних параметрів літака з витратами на його проектування, виготовлення і експлуатацію.

Перераховані моделі базуються на різних методах вагового, аеродинамічного розрахунку літака, розрахунках міцності, стійкості й керованості, розрахунках силової установки і т.д. Застосування тих чи інших методів, які відрізняються мірою точності, залежить від стадії розроблення проекту і типу вирішуваної задачі. При цьому вирішальним чинником, що визначає вибір того або іншого методу, є, з одного боку, наявність початкової інформації, яка дозволяє використовувати для вирішення даної задачі той чи інший метод, і, з іншого – доцільні масштаби моделі. При цьому враховують витрати машинного часу при реалізації задач на ЕОМ і трудомісткість оброблення і аналізу результатів розрахунків за прийнятний час. Оскільки інформація про проектований об'єкт виникає в процесі проектування у міру поглиблення деталізації опрацьовування проекту, то моделі проектування літака розвиваються і уточнюються як на різних етапах проектування, так і всередині кожного етапу.

На початковому етапі проектування, коли інформація про проектований літак в основному обмежена його необхідними характеристиками і минулим досвідом проектування літаків аналогічного призначення, застосовують напівемпіричні методи розрахунків літака, які спираються на спрощені теоретичні формули і апроксимації, що відображають найважливіші параметричні зв'язки. У деяких випадках у ці формули

вводять поправкові коефіцієнти, отримані на основі оброблення статистичного і експериментального матеріалу.

Так, в основі методів вагового розрахунку лежить обчислення за допомогою наближених параметричних рівнянь маси матеріалу силових конструкцій, які сприймають згинальний момент і перерізувальну силу. Маса решти елементів (стикові вузли, вирізи, механізація і т.п.) визначається за допомогою статистичних залежностей і емпіричних коефіцієнтів, прийнятих за характеристиками реальних конструкцій.

Попередні методи аеродинамічного розрахунку спираються на спрощені теоретичні формули, які пов'язують аеродинамічні характеристики найбільших частин літака (крила, фюзеляжу, гондол двигунів, оперення) з основними параметрами цих агрегатів (λ, $\bar{c}$, χ, η, $\lambda_{ф}$, $S_{мід}$), а також числом M польоту. Інтерференцію враховують приблизно за допомогою емпіричних співвідношень, отриманих за результатами експериментів.

Спрощений підхід до визначення характеристик силової установки полягає в апроксимації тяги і питомих витрат палива, визначених достатньо строгими теоретичними методами для сім'ї однотипних двигунів, які мають однаковий рівень технічної досконалості. Отримані унаслідок апроксимації прості параметричні співвідношення потім коректують відповідно до характеристик силових установок реальних літаків.

Інженерні методи розрахунків характеристик літака і оцінок ефективності досить добре розроблені.

Менш вивченими є математичні методи опису компонування літака, особливо його внутрішнього компонування. Це пояснюється складнощами формалізації урахування дуже великої кількості чинників у процесі компонування літака.

Застосування перерахованих вище методів у рамках однієї моделі дозволяє здійснити пошук комбінацій параметрів, що формують зовнішній вигляд літака. Коли визначені параметри літака в першому наближенні, виникає можливість уточнити розрахункову модель шляхом використання строгіших математичних залежностей, які відображають фізику моделюючих процесів, а також можливість урахування додаткових чинників, інформація про яких з'явилася в процесі розроблення проекту.

Відзначимо, що при розробленні принципово нових літаків, тобто в умовах відсутності минулого досвіду або результатів попередніх дослідів, без фізичного моделювання задача формування зовнішнього вигляду літака стає іноді нерозв'язною. Маючи модель, яка адекватно відображає реальний об'єкт, можна перейти до вирішення задач, пов'язаних з пошуком допустимих або оптимальних параметрів проектованого літака.

Як випливає з наведеного вище короткого опису методології системного проектування, практична реалізація її неможлива без широкого застосування ЕОМ. Ця методологія стимулювала розвиток методів автоматизованого проектування і конструювання.

1.2.5. Оцінювання ефективності проектних і конструкторських рішень

Найважливішою складовою частиною оптимального проектування є вибір критеріїв оцінювання ефективності рішень. Він виникає кожного разу, коли необхідно зробити оцінювання варіантів і вибрати один із них. Від вибору критеріїв залежить не тільки числове значення параметрів і характеристик, але і доля проектованого і побудованого літака взагалі. Невдало вибрані критерії можуть призвести до неправильного оцінювання літака.

Перші літаки оцінювалися за окремими характеристиками. Літак вважався кращим, якщо мав порівняно з прототипом велику швидкість, кращу вагову віддачу при однаковій дальності і т.д. Поширеними в 30-ті роки XX століття були числа Еверлінга, а потім коефіцієнти Пишнова.

Числа Еверлінга, як і коефіцієнти Пишнова, використовували при проектуванні літаків на основі статистичного вибору їх параметрів і характеристик і свого часу відігравали прогресивну роль.

Числа Еверлінга і коефіцієнти Пишнова дозволяли оцінювати і порівнювати літаки за різними критеріями (окрім економічних), але не давали можливості оцінити літак у цілому.

Найважливішим елементом теорії проектування є теорія ефективності, від розвитку якої великою мірою залежить розвиток самих проектних методів. Вибір критеріїв ефективності визначає практичну цінність результатів проектування. На велику увагу заслуговує питання про кількість критеріїв, які одночасно використовують при проектуванні. За час існування авіації методи оцінювання ефективності зазнали великих змін. На зміну першим абстрактним способам прийшли способи кількісні, замість частинних критеріїв (чисел Еверлінга, коефіцієнтів Пишнова), придатних для вирішення вузького кола задач, були розроблені загальні критерії. Як відомо, ефективність оцінюється шляхом зіставлення корисного ефекту із зумовлюючими його витратами. Таким загальним критерієм є критерій, запропонований Д. Л. Томашевичем. Він має вигляд $\eta = P / B$, де P – величина, яка визначає суспільну корисність або цільову віддачу літака; B – витрати на виготовлення літака й підтримку його працездатності в період експлуатації. Залежно від конкретного змісту і точності визначення цих двох категорій можна розрізняти загальні (тобто найбільш об'єктивні, універсальні) та частинні критерії ефективності, незважаючи вже на правильність їх по суті.

На рис. 1.18 показано можливу класифікацію основних показників (критеріїв) ефективності, вироблених практикою літакобудування.

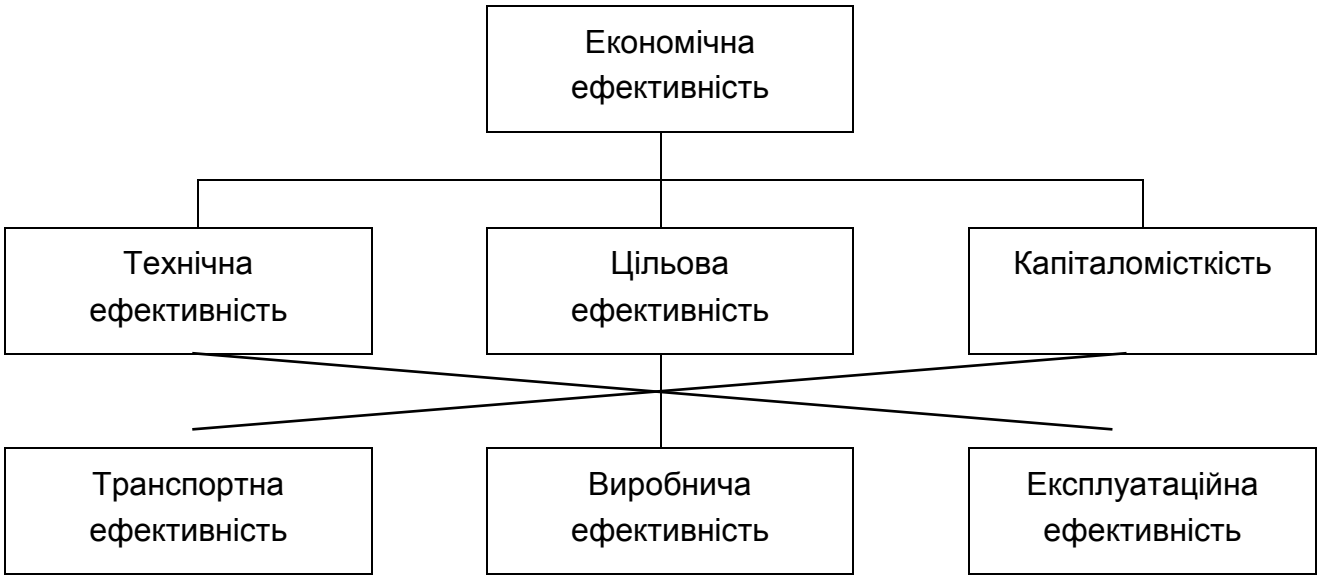


Рис. 1.18. Класифікація критеріїв ефективності

Транспортна, виробнича і експлуатаційна ефективність утворюють групу видів ефективності першого рівня, які мають обмежену галузь застосування. Ці види ефективності (види критеріїв) у сукупності виявляються в групі складніших видів критеріїв ефективності другого рівня. І, нарешті, найбільш об'єктивним видом ефективності пасажирського або транспортного літака є економічна.

Транспортна ефективність $q_{трансп}$ відображає тільки ту сторону досконалості літака, яка залежить від його технічних показників, таких, як вагова віддача, аеродинамічна якість, питома витрата палива. Для її оцінювання використовують як самі ці показники, так і похідні від них. Позитивною якістю цього критерію є простота і наочність. Він оснований на співвідношенні продуктивності, яка знаходиться у розпорядженні літака, з витратами маси літака $m_{п.сп}$ і паливної енергії $m_{П}$:

$$q_{трансп} = \frac{m_{ком.н} L V_p}{m_{п.сп} m_{П}}, \qquad (1.29)$$

де $m_{ком.н}$ – комерційне навантаження літака, кг;

L – дальність польоту, км;

V_p – рейсова швидкість польоту, км/год;

$m_{п.сп}$ – маса порожнього спорядженого літака, кг;

$m_{П}$ – маса палива, кг.

Ідея подібного підходу надалі була розвинена в роботах О. К. Антонова, де детально показано вплив швидкості на зростання маси конструкції і витрати палива.

Виробнича ефективність літака відображає його досконалість як об'єкта промислового виробництва. Вона залежить від таких його властивостей, як технологічність, взаємозамінність, рівень нормалізації і т.п. Про цей вид ефективності літака можна судити за собівартістю його виробництва.

Експлуатаційна ефективність літака відображає його досконаліть як об'єкта технічної експлуатації. Вона залежить від таких властивостей, як довговічність, надійність, експлуатаційна технологічність літака і т.п. Про цей вид ефективності можна судити по групі таких показників, як трудомісткість і собівартість технічного обслуговування літака, можливий годинний наліт за рік, що забезпечується його конструкцією, і т. ін.

Технічна ефективність літака є його узагальненою характеристикою і, по суті, оцінюється за допомогою такого добре відомого показника, як собівартість тонно-кілометра (т·км). Розрахунок величини цього показника здійснюється за відомими методиками, суть яких може бути виражена формулою

$$a_{тех} = \frac{A}{K_з m_{ком.н} V_р}, \qquad (1.30)$$

де A – вартість години експлуатації літака з урахуванням накладних витрат, грн або коп;

$K_з$ – коефіцієнт завантаження літака.

У показнику собівартості за допомогою економічних категорій враховуються і правильно зіставляються всі ознаки транспортної, виробничої, експлуатаційної ефективності. Тому показник собівартості можна розглядати як показник технічної ефективності літака.

Цільова ефективність літака є таким же комплексним поняттям, як і технічна ефективність, і оцінює одні і ті ж ознаки, але в іншому аспекті. Цей вид ефективності відображає ступінь задоволення тих потреб, для яких він створений, тобто такі його властивості, як швидкість, дальність, вантажопідйомність, ступінь комфорту і т.д. Цей вид ефективності знаходить своє відображення у величині науково обгрунтованих тарифів перевезень.

Капіталомісткість – третій комплексний показник ефективності літака. Вона вимірюється вартістю літака і пов'язаних з ним інших засобів, необхідних для виконання в певний час заданого обсягу перевезень за інших рівних умов.

Суть економічного оцінювання ефективності літака, як відомо, полягає в зіставленні повних витрат праці на його створення з подальшою економією поточних витрат праці від його застосування (відзначимо, що собівартість є тільки вимірником витрат праці). Умова економічної ефективності при цьому полягає в тому, щоб витрати праці на створення літака були меншими, ніж економія праці в процесі його експлуатації. При цьому, оскільки всі трудові процеси проходять впродовж часу, є ще додаткова умова, щоб літак забезпечував певну продуктивність праці або, інакше, – певний темп "самоокупності". Абсолютно очевидно, що з господарської точки зору таке оцінювання ефективності літака – найбільш важливе. Вказаним вище вимогам відповідає критерій норми прибутку, або коефіцієнт рентабельності, строге обґрунтування якого наведено в спеціальних теоретичних роботах з економіки. У розгорненому вигляді щодо літака критерій має вигляд

$$E_н \le \frac{(S - a_{пр}) m_{ком.н} V_р W K_з}{K_л}, \quad (1.31)$$

де S – тариф за т·км, грн/т·км;

$a_{пр}$ – приведена собівартість, грн/т·км;

W – кількість льотних годин за рік одним літаком, год.;

$K_л$ – вартість літака (включаючи безпосередньо пов'язані з його експлуатацією оборотні та інші основні фонди).

З цього короткого огляду критеріїв ефективності неважко зробити висновок, що вони мають ієрархічний характер і відповідають етапам розроблення проекту літака. Так, критерії першого, найнижчого, рівня (транспортна, виробнича ефективність) придатніші для оцінок на ранніх стадіях проектування (технічне завдання, аванпроект). Економічний критерій (найвищого, третього, рівня) придатний для оцінювання літака в цілому і його оточення. Слід також відзначити, що для повної економічної оцінки літака необхідно дуже багато вхідних даних, яких може не бути на початку і в середині процесу проектування. Тому дуже зручним і часто використовуваним критерієм оцінювання є критерій приведених витрат, в основі якого лежать собівартість тонно–кілометра і капітальні вкладення:

$$a_{пр} = a_{тех} + a_{кап.вкл}, \quad (1.32)$$

де $a_{тех}$ – собівартість перевезень, грн/т·км;

$a_{кап.вкл}$ – приведені капіталовкладення, грн/т·км.

В авіаційній практиці інтерес являє собою також критерій $m_0 \to \min$. Його слід розуміти так, що у разі оптимального варіанта проекту літака за інших рівних умов злітна маса має бути мінімальною.

У разі порівняння літаків при постійних значеннях дальності, крейсерської швидкості, корисного навантаження, вартості й ресурсу частин, а також при заданій довжині злітно-посадкової смуги економічні критерії трансформуються в більш простий критерій – злітну масу літака. Самий кращий варіант відповідає мінімуму злітної маси літака за інших рівних умов. У багатьох випадках ваговий критерій істотно спрощує вирішення задач оптимізації параметрів і проектно-конструкторські рішення.

Наведемо деякі загальні вимоги до критеріїв оцінювання літаків:

- бажано, щоб на всіх стадіях проектування критерій був єдиним і загальним;
- критерій має якісно й кількісно відображати головну мету, заради якої створюється об'єкт (літак), а також ураховувати умови і обмеження експлуатації;
- необхідно, щоб критерій містив ті параметри й характеристики об'єкта (літака), вплив яких потрібно оцінити або оптимізувати;

– критерій має бути кількісною величиною (величиною, що можна розрахувати), спосіб розрахунку якої відомий, а також показувати абсолютний і відносний екстремуми;
– необхідно, щоб на кожному рівні ухвалення рішення (на кожній стадії проектування) критерії не були суперечливими.

1.2.6. Формулювання задачі оптимального проектування

Математична задача оптимального проектування літака на етапі розроблення технічної пропозиції формулюється таким чином: знайти вектор параметрів, що характеризує форму, структуру, розміри і масу літака, який забезпечить задоволення вимог і обмежень, пред'явлених до створюваного літака, і досягнення екстремального (найбільшого або найменшого) значення цільової функції.

У проектуванні літаків використовують символьне (числове) уявлення їх зовнішнього вигляду набором (вектором) параметрів. Кількість параметрів, які з достатнім ступенем докладності характеризують структуру, архітектуру і розміри літака, які визначаються в процесі формування зовнішнього вигляду, є досить великою. Разом із тим, як показують практика і теоретичні дослідження, разом із такими показниками, як схема літака, схема силової установки та ін., основними розмірними параметрами, що визначають зовнішній вигляд літака, є проектні величини злітної маси літака, площі крила, стартової тяги двигунів P_0.

Набір цих параметрів можна звести до двох відносних параметрів – питомого навантаження на крило $p = m_0 g / S$ і стартової тягоозброєності $t_0 = P_0 / m_0 g$.

У процесі проектування маса літака видіграє подвійну роль. З одного боку, маса – це розмірний параметр літака, з визначення якого дуже часто починається процес вибору і узгодження інших параметрів літака. З іншого боку, вона є важливою узагальненою характеристикою літака, що виступає як результат проектування.

Аналіз зв'язків між параметрами і льотними характеристиками літака показує:

1. Значення льотних характеристик залежить тільки від його відносних (питомих) параметрів $p, t_0, C_x, C_y, K, C_p, \overline{m}_T, ...$

2. Необхідно, щоб незалежно від розмірів літака, щоб задовольнити вимогам ТЗ за льотними характеристиками, літак мав певний набір необхідних відносних параметрів.

При цьому такі параметри, як p, C_x, C_y, K, в узагальненому вигляді відображають зовнішні форми і розміри літака, а параметри $t_0, C_p, \overline{m}_T$ виражають питомі тягові сили, які мають розвивати двигуни (перетворювачі енергії), і питомий запас енергії.

Це визначає особливе значення параметрів p і t_0, званих іноді параметрами "зав'язування" літака. Аеродинамічні й енергетичні параметри $C_x, C_y, K, C_p, \overline{m}_T$

одночасно є функціями геометричних параметрів планера і газодинамічних параметрів двигуна, найважливіші з яких:

– подовження крила, оперення, фюзеляжу $\lambda, \lambda_{г.о}, \lambda_{в.о}, \lambda_{ф}, \lambda_{н.ч.ф}, \lambda_{хв.ч.ф}, \lambda_{г.д}$;

– відносні товщини крила, оперення $\overline{C}, \overline{C}_{г.о}, \overline{C}_{в.о}$;

– кути стрілоподібності крила і оперення $\chi, \chi_{г.о}, \chi_{в.о}$;

– звуження крила і оперення $\eta, \eta_{г.о}, \eta_{в.о}$;

– відносні площі горизонтального і вертикального оперень $\overline{S}_{г.о}, \overline{S}_{в.о}$ та їх відстань від центру мас літака $\overline{L}_{г.о}, \overline{L}_{в.о}$;

– міделі фюзеляжу і гондол двигунів $S_{м.ф}, S_{м.д}$;

– ступінь двоконтурності двигунів y;

– ступінь стиснення повітря в компресорі двигуна $\pi_к^*$;

– температура газів перед турбіною двигуна $T_з$.

Відмічені вище схемні ознаки і параметри дають тільки узагальнене уявлення про зовнішній вигляд літака. Для кожного з агрегатів літака є цілий ряд додаткових параметрів (чинників), від раціонального вибору яких значною мірою залежить досконаліть зовнішнього вигляду проектованого літака. Для крила це можуть бути форма і розміри кореневих напливів, закінцівки крила, закони деформації серединної поверхні та її скручування, тип і розміри механізації і т.п.; для фюзеляжу – форма поперечних перерізів, форма повітрозабірників і т.д. Не менш важливий вплив на характеристики літака і, перш за все – на опір інтерференції і балансування роблять взаємне розташування крила, фюзеляжу, оперення, повітрозабірників, компонування шасі.

Число параметрів, в найбільшій мірі тих, що характеризують риси літака, які слід визначати і оптимізувати, становить 15-20 залежно від схеми літака. Сукупність цих параметрів складає вектор

$$X = (x_1, x_2, ..., x_m). \qquad (1.33)$$

З погляду замовника літак визначається набором характеристик, які задаються в ТЗ на проектування. Такими характеристиками для пасажирського літака є:

– маса комерційного вантажу або число пасажирів $m^*_{ком}, n^*_{пас}$;

– розрахункова дальність польоту $L^*_{розр}$;

– клас аеродрому базування $L^*_{ЗПС}, \sigma^*_{вант}$;

– крейсерська швидкість польоту $V^*_{крейс}$ і т.п.

Сукупність характеристик літака, які залежать від його параметрів, позначимо вектором

$$Y = (y_1, y_2, ..., y_m). \qquad (1.34)$$

Параметри і характеристики пов'язані між собою певними залежностями:

$$\left.\begin{aligned} y_1 &= y_1(x_1, x_2, ..., x_m), \\ y_2 &= y_2(x_1, x_2, ..., x_m), \\ &\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots, \\ y_n &= y_n(x_1, x_2, ..., x_m). \end{aligned}\right\} \qquad (1.35)$$

Ці рівняння називають рівняннями зв'язку. Вони відображають структуру літака і алгоритм його функціонування і є математичним описом об'єкта проектування. Тоді математичною моделлю літака буде вектор параметрів літака і рівняння зв'язку (1.33) – (1.35).

Таким чином, характеристики задаються ТЗ (або виходять із них), а значення параметрів з математичної точки зору є незалежними змінними величинами, що підлягають визначенню в процесі проектування. При цьому числові значення параметрів намагаються вибрати так, щоб задовольнити різноманітним вимогам, які диктуються основними чинниками:

– технічним завданням характеристик ($m_{ком} \geq m^*_{ком}$, $L_{розр} \geq L^*_{розр}$, $V_{кр} \geq V^*_{кр}$ ...),

а іноді і параметрів літака ($m_0 \leq m^*_0$, $l < l^*$) і т.д.;

– нормами міцності, льотної придатності й інструкцією щодо льотної експлуатації;

– умовами фізичної можливості реалізації літака.

Норми міцності враховують при визначенні проектної маси агрегатів планера і силової установки. Основні вимоги норм льотної придатності можна записати у вигляді системи нерівностей:

$$\left.\begin{aligned} &t_{0\,зл} - \left(tg\theta_з + \frac{1}{K_{зл}}\right)\frac{n_{дв}}{n_{дв}-1} \geq 0; \\ &L_{зл} - \max\left\{\left(L_{розб.зб} + \frac{1}{3}L_{пов}\right); 1{,}67L_{пос}\right\} \geq 0; \\ &L_{ЗПС+КСБ} - \max\{L_{зл}; 2{,}5L_{пос}\} \geq 0; \\ &C_{у\,пос.доп}\rho_0 V^2_{пос} - 2p(1-\overline{m}_{П.р}) \geq 0, \end{aligned}\right\} \qquad (1.36)$$

де $t_{0\,зл}$ – тягоозброєність, яку має літак на зльоті з одним двигуном, що відмовив;

$L_{розб.зб}, L_{зл}$ – збалансована довжина розгону літака і злітної дистанції, м;

$L_{пов}$ – довжина повітряної частини злітної дистанції, м;

$L_{пос}$ – довжина посадкової дистанції, м;

$V_{пос} = 1{,}3V_{з.п} - (20...30)$ – посадкова швидкість, км/год;

$V_{з.п}$ – швидкість заходу на посадку, км/год;

$\overline{m}_{П.р}$ – відносна маса витраченого палива;

$C_{у\ пос.доп}$ – коефіцієнт піднімальної сили, який допускається під час посадки літака.

Умови фізичної реалізації літака вимагають задоволення фундаментальних співвідношень, які характеризують будь-який проектований літак як літальний апарат, важчий за повітря, здатний літати в обумовленому діапазоні швидкостей і висот, виконувати маневри, злітати і сідати на аеродроми заданого класу. Основні співвідношення можна записати у такому вигляді:

$$\left.\begin{aligned} &\Sigma\overline{m}_i - 1 = 0; \\ &n_y mg - Y = 0; \\ &P - X - m\frac{dV}{dt} = 0; \\ &\overline{X}_T - \overline{X}_F + m_z^{C_y} = 0; \\ &m_z = 0. \end{aligned}\right\} \qquad (1.37)$$

Перше з цих рівнянь – рівняння вагового балансу, друге – рівняння гравітаційного балансу; третє – рівняння енергетичного балансу. Два останні рівняння враховують умови поздовжньої сталості і балансування (рівноваги) літака. Назвемо рівняння системи (1.37) основними рівняннями існування літака.

При математичному формулюванні задачі проектування задоволення перерахованих вище вимог забезпечується виконанням системи обмежень, що накладаються на параметри літака X і його характеристики Y. У загальному вигляді ці обмеження записують як систему нерівностей

$$\left.\begin{aligned} &x_i^н \le x_i \le x_i^в,\ i = 1,2,...,m, \\ &y_j^н \le y_j(X) \le y_j^в,\ j = 1,2,...n. \end{aligned}\right\} \qquad (1.38)$$

Індекси "н" і "в" позначають нижню і верхню допустимі межі зміни параметрів характеристик. Обмеження (1.38) визначають допустиму галузь зміни параметрів X. Ця галузь у скороченому записі визначається таким співвідношенням:

$$X_{доп} = \{X / g(X) \ge 0\}. \qquad (1.39)$$

Будь-який вектор, який належить допустимій галузі, визначає допустимий варіант проекту літака. Слід підкреслити, що визначення допустимої галузі зміни проектних параметрів в умовах різносторонніх і суперечливих вимог і обмежень, які пред'являються до літака, являє собою одну з надзвичайно складних і відповідальних задач проектування.

1.2.7. Методи оптимізації

Глибокий аналіз методів оптимізації належить до спеціальних галузей математики. Нижче буде наведений тільки дуже скорочений огляд найбільш відомих методів оптимізації (в порядку постановки питання).

Припустимо, що ефективність проекту, що розробляється, можна виразити скалярною величиною, яка виступає у функції проектних параметрів $\gamma = \gamma(X)$. Ця функція називається критерієм оптимальності, або цільовою функцією оптимального проектування. Так, наприклад, критерієм оптимальності пасажирського літака може бути приведена собівартість перевезення тонно-кілометра. Тоді серед допустимих варіантів проекту літака може існувати проект, параметри якого відповідають екстремуму величини критерію оптимальності. Залежно від вибраного критерію знаходиться або мінімум, або максимум цього критерію. Припустимо, що проводиться пошук мінімуму цільової функції. Тоді задача оптимізації проекту може бути сформульована таким чином: знайти оптимальний вектор проектних параметрів, який відповідає мінімуму величини критерію оптимальності $\gamma = \gamma(x_1, x_2, ..., x_m)$ при виконанні системи нерівностей (1.39). У короткому записі ця задача формулюється у такому вигляді:

$$\min_{X \in X_{доп}} \gamma(X). \tag{1.40}$$

У такій постановці задача оптимального проектування є задачею математичного програмування. Докладний аналіз методів вирішення таких задач можливий тільки в спеціальних самостійних курсах. Тут слід зазначити тільки те, що процес вибору оптимальних параметрів практично важко, а іноді і неможливо здійснити формальними методами пошуку екстремуму цільової функції на допустимій безлічі зміни параметрів. При дослідженні параметричних моделей дуже часто слід використовувати неформальний аналіз, пошук компромісних рішень.

Запишемо задачі оптимального проектування (1.40) у такому вигляді:

$$\left.\begin{aligned} &\min_{X \in X_{доп}} \gamma(X); \\ &X_{доп} = \{X / g_i(X) \le 0; i = 1,2,...,m\}; \\ &\gamma(X) - цільова\ функція; \\ &g_i(X) - обмеження. \end{aligned}\right\} \tag{1.41}$$

Цей запис означає, що підмножина проектних параметрів n-мірного евклідова простору R^n складається зі всіх тих векторів $X = (x_1, x_2, ..., x_m)$, для яких виконуються задані обмеження. Як підкреслювалося, у такій постановці задача оптимізації проектних параметрів є задачею математичного програмування.

Коли поставлено оптимізаційну задачу, перед конструктором виникає проблема вибору методу, що однозначно визначає порядок операцій, які приводять до рішення.

Якщо цільова функція і обмеження в (1.41) – лінійні функції параметра, то задача називається задачею лінійного програмування. Числові методи вирішення задач такого типу досить добре розроблені. Задачу вирішують стандартним або модифікованим симплекс-алгоритмом, що дозволяє знайти оптимальне рішення за скінченне число ітерацій.

Якщо $\gamma(X)$ – квадратична функція, а обмеження $g_i(X)$ – лінійні функції, то задача (1.41) називається задачею квадратичного програмування. Для більшості таких задач розроблено універсальні алгоритми, які забезпечують отримання оптимального рішення за скінченну кількість кроків ітераційного процесу.

Розроблені також методи оптимізації для інших класів окремих задач нелінійного програмування, в яких цільова функція і обмежуючі рівняння є поліноми щодо ненегативних змінних $x_1, x_2, ..., x_m$ з позитивними коефіцієнтами вигляду

$$f(X) = \sum_{i=1}^{k} p_i(X),$$

де $p_i(X) = C_1 x_1^{a_{i1}} x_2^{a_{i2}} ... x_n^{a_{in}} > 0;\ x_j > 0;\ j = 1,...,n$, а показники ступеня $a_{i1}, a_{i2}, ..., a_{in}$ – будь-які відповідні дійсності числа. Тоді задачі називаються задачами геометричного програмування, які досить часто зустрічаються в практиці технічного проектування.

У загальному випадку задачі нелінійного програмування – задачі, в яких цільова функція і обмеження є нелінійними залежностями від X, не мають єдиного алгоритму або навіть класу алгоритмів, що мають універсальну придатність. Складність вирішення задач нелінійного програмування пояснюється тим, що при нелінійних обмеженнях допустима галузь зміни параметрів $X_{доп}$ може не бути опуклою множиною (чисельністю) або складатися з ряду незв'язаних галузей. Для опуклої функції $\gamma(X)$ і опуклої численності $X_{доп}$ локальний мінімум у той же час є і глобальним. Для неопуклої галузі $X_{доп}$ навіть при опуклій функції $\gamma(X)$ задача нелінійного програмування може бути багатоекстремальною, що істотно ускладнює її вирішення. Ці, а також ряд інших причин призводять до того, що великий клас задач нелінійного програмування, які практично зустрічаються при проектуванні складних технічних об'єктів, не мають строгого рішення. Для вирішення задач нелінійного програмування використовують ряд фундаментальних підходів. Один із них полягає в зведенні нелінійної задачі до лінійної шляхом заміни нелінійної цільової функції і обмежуючих рівнянь послідовністю апроксимуючих лінійних функцій.

Другий підхід оснований на узагальненні методу множників Лагранжа для знаходження умовного екстремуму.

Найбільш загальний підхід до вирішення задач нелінійної оптимізації оснований на спробах перетворення задач з обмеженнями в простіші задачі без обмежень. Цієї мети можна досягти заміною змінних або видозміною цільової функції за допомогою деяких функцій обмежуючих рівнянь. Найбільш поширеним є метод штрафних функцій, основна ідея якого полягає в зведенні задачі на умовний екстремум до послідовності задач на безумовний екстремум, вирішення яких зводиться до вирішення початкової задачі. Це досягається збільшенням до цільової функції спеціально складених з обмежуючих умов штрафних функцій таким чином, що мінімізація знов отриманої функції перешкоджає будь-якому порушенню обмежень.

У більшості практичних задач опуклість або не має місця, або не піддається перевірці. У цьому випадку для вирішення задачі рекомендується вибирати декілька початкових точок пошуку і потім брати найнижчу зі всіх кінцевих точок. Така стратегія рекомендується для будь-якого алгоритму оптимізації з обмеженнями і без них, коли умови, які гарантують мінімум, або не виконуються, або перевіряються дуже важко. Ці методи отримали назву методів спуску або методів можливих напрямів. Ці методи підрозділяють на методи нульового, першого і другого порядку.

Особливу групу серед прямих методів складають методи випадкового пошуку.

Досвід показує, що не існує універсального методу, який можна успішно застосовувати до широкого кола практичних задач оптимізації зовнішнього вигляду літака і його конструктивно-силової схеми. У зв'язку з цим при розробленні оптимізаційних програм проектування літаків пішли шляхом використання комбінацій в таких програмах різних методів.

Назвемо деякі інші методи математичного програмування, які можуть знайти застосування при вирішенні проектних задач на різних етапах проектування.

Оптимізація багатокрокових процесів, що описуються скінченними і диференціальними рівняннями, здійснюється методом динамічного програмування. Він є алгоритмом визначення оптимальної стратегії управління на всіх кроках процесу. Оптимальне рішення на кожному кроці встановлюють за допомогою методів диференціального числення і лінійного програмування.

Сюди відносяться також дискретний принцип максимуму, який є розповсюдженням принципу максимуму Понтрягіна на дискретні процеси. Цей метод знаходить застосування в деяких задачах оптимізації траєкторії польоту, а також у розрахунках систем управління.

На закінчення відзначимо, що в практиці проектування літаків можуть виникати задачі багатоекстремальної оптимізації. Припустимо, що необхідно одержати найкращі значення декількох характеристик літака, наприклад, максимальну дальність польоту, мінімальну потрібну довжину ЗПС і мінімальну злітну масу літака. Як правило, ці характеристики вибирають як критерії оцінювання і знаходяться в суперечності, і оптимізація за кожним із них привела б до різних значень проектних параметрів $\boldsymbol{X}$. У багатокритерійній задачі в загальному випадку рішення не оптимальне ні для одного з окремих випадків. Одночасно воно є компромісним для векторного критерію

$$\bar{\gamma}(\boldsymbol{X}) = \left[\gamma_1(\boldsymbol{X}),\ldots,\gamma_m(\boldsymbol{X})\right] .$$

Це рішення називається областю компромісів, або областю рішень, оптимальних за Парето. Така оптимальність означає, що неможливо далі поліпшити значення одного з окремих критеріїв, не погіршуючи значення хоч би одного з інших. Для визначення мінімуму за Парето необхідно перейти від задачі векторної оптимізації до задачі нелінійної оптимізації спеціально реконструйованої скалярної цільової функції, тобто вирішити задачу згортання векторного критерію оптимальності. Способи згортання векторного критерію оптимальності залежать від інформації про ступінь порівняння окремих критеріїв оптимальності.

1.3. ОСНОВНІ ПОЛОЖЕННЯ МЕТОДОЛОГІЇ АВТОМАТИЗОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ

1.3.1. Етапи і процедури проектування. Можливості їх автоматизації

За порівняно короткий історичний період, що налічує небагато більше, ніж 80 років, літак з експериментального літального апарата, що демонстрував перед здивованою публікою свої досить скромні за сучасним уявленням можливості, перетворився на надійний і незамінний елемент багатьох галузей народного господарства. За цей період змінилося багато поколінь літаків, невимірно зріс їх техніко-економічний рівень. Цей рівень відображає не тільки збільшені технічні можливості, але і, в не меншому ступені, багатий досвід, накопичений в процесі створення літаків. Проте, незважаючи на досвід, задача створення нового літака не стала тривіальною, оскільки для її вирішення завжди потрібно зробити крок вперед за межі минулого досвіду. Необхідність у розробленні нового літака виникає з двох причин.

По-перше, відбувається поступове моральне старіння існуючих типів літаків, а також з'являються нові технічні можливості, реалізація яких обіцяє підвищення техніко-економічних показників літака і транспортної системи в цілому.

По-друге, суспільство ставить перед авіацією задачі, рішення яких за допомогою існуючих типів літаків є неможливим або економічно недоцільним. Так, наприклад, може статися, що існуючі типи літаків не задовольняють новим вимогам за розмірами вантажів, що перевозяться, або за умовами базування на передбачуваних злітно-посадкових смугах і т.д.

В обох випадках для досягнення мети потрібний пошук нових шляхів і можливостей.

Ключовим елементом процесу створення літака є розроблення його проекту – процес проектування. Спроектувати літак – означає розробити комплект технічної документації, що дозволяє здійснити його спорудження і експлуатацію. Технічна документація є знаковою моделлю літака, наведеною в графічному, числовому або іншому вигляді. Але технічна документація – це лише кінцевий результат складного й тривалого процесу людської діяльності, спрямованого на розроблення проекту раніше не існуючого об'єкта, системи, процесу і т.д. Хоча ця мета іноді може бути досягнута шляхом використання відомих елементів або принципів, проте у будь-якому випадку потрібний творчий пошук поєднання цих елементів і процесів новим, оригінальним способом, який би приводив до досягнення кількісних або якісних результатів, що реабілітують витрати на розроблення нових зразків техніки. Таким чином, можна констатувати, що проектування – творчий процес. Зрозуміло, що ступінь його автоматизації багато в чому визначатиметься не стільки можливостями обчислювальної і іншої техніки, скільки можливістю формалізації тієї чи іншої проектної

задачі, тобто умінням проектувальника дати достатньо строгу постановку задачі проектування і завершений алгоритм її вирішення. У зв'язку з цим виникає питання, якою мірою окремі складові процесу проектування можуть бути формалізовані. В даний час невідомі алгоритми прямого синтезу складних технічних об'єктів. Їх проектування здійснюється багатократним повторенням аналізу різних варіантів проектних альтернатив. Схема алгоритму процесу проектування складного технічного об'єкта показана на рис. 1.19.

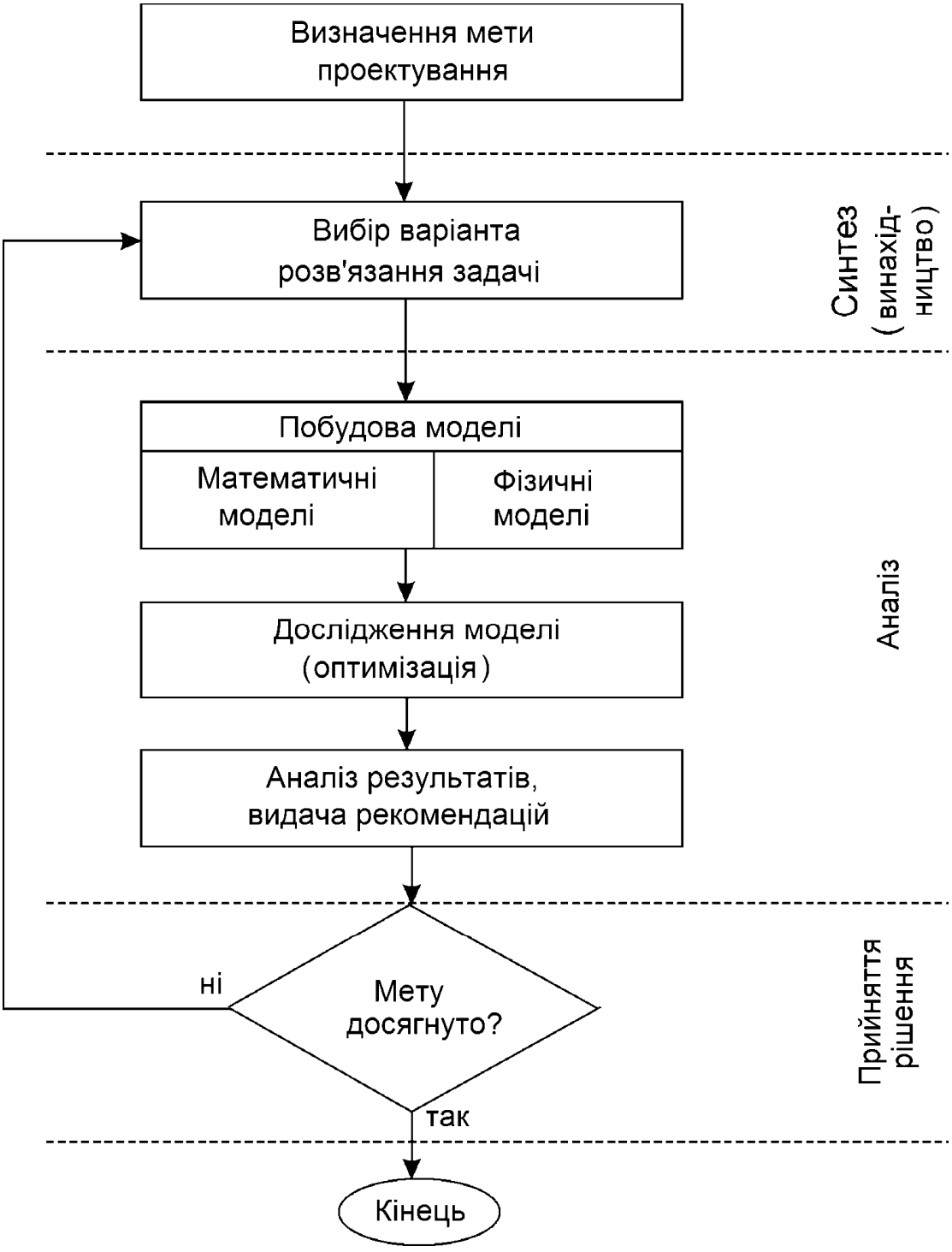


Рис. 1.19. Схема алгоритму процесу проектування складного технічного об'єкта

Після визначення мети проектування проектувальник, спираючись на свої творчі здібності, формує основну ідею, задум (концепцію) майбутнього об'єкта, накреслюючи можливі варіанти (альтернативи) вирішення проектної задачі. Часто в основі цього процесу лежить винахідництво, тобто здатність людини синтезувати нові, корисні ідеї і принципи для вирішення інженерних задач. Саме завдяки винахідництву вдається знаходити принципово нові технічні рішення, які стрибкоподібно поліпшують характеристики проектованого об'єкта. Разом із тим досвід авіабудування свідчить про те, що тільки дуже небагато проектів літаків можуть бути визнані абсолютно новими. При цьому навіть у них значне число технічних рішень приймають на основі минулого досвіду. Іншими словами, прогрес авіації здійснюється як на основі її еволюційного розвитку, так і на базі принципових нових технічних рішень, що були використані в проектах нових літаків. З метою зменшення ступеня технічного ризику від впровадження нових технічних рішень, що отримуються в результаті винахідницької діяльності або з науково-технічного заділу, кожне таке вирішення піддається ретельній апробації на стендах, макетах, експериментальних зразках і т.д.

Наступний етап процесу проектування – інженерний аналіз – спрямований на деталізацію намічених варіантів вирішення задачі (визначення структури й розмірних параметрів проектованого об'єкта) і перевірку його відповідності фізичним законам і іншим обмеженням, що виходять із специфічних вимог до проектованого об’єкта.

В основі інженерного аналізу лежить моделювання, тобто дослідження об’єкта проектування за допомогою моделі, яка, відображаючи або відтворюючи об'єкт дослідження, здатна дати необхідну інформацію про нього. При проектуванні літаків широко використовують як фізичні (матеріально реалізовані), так і математичні (абстрактні) моделі. Фізичними моделями є макет літака, його продувальні моделі, різні стенди і т.д. Фізичне моделювання дає якнайповніше і достовірніше уявлення про досліджувані явища, проте воно часто пов'язано із значними витратами часу і матеріальних ресурсів. Проте фізичне моделювання є практично єдино можливим при дослідженні нових закономірностей, що або не передбачені теоретично, або вимагають експериментальної перевірки і підтвердження якихось гіпотез. Зрозуміло, що роль фізичного моделювання зростає при створенні принципово нових літаків, що грунтуються на нових технічних концепціях.

Математичне моделювання базується на відомих закономірностях прикладних авіаційних наук, що використовують при проектуванні та розрахунку літака. Математичне моделювання, у свою чергу, можна розділити на аналітичне й числове. Аналітичне моделювання дозволяє провести дослідження в найбільш загальному вигляді і отримати результати в наочному, зручному для аналізу вигляді. Проте побудова аналітичних моделей часто пов'язана з необхідністю істотно спрощувати дане явище, що знижує достовірність отримуваних результатів. Прикладом вдалої аналітичної моделі може служити балкова модель крила.

Числове моделювання за допомогою ЕОМ у даний час стає одним з основних методів дослідження складних об'єктів і процесів, забезпечуючи високу точність і

достовірність отримуваних результатів. Так, на основі скінченноелементних моделей розроблені високоефективні числові методи розрахунку аеродинамічних характеристик літака, а також методи аналізу напружено-деформованого стану конструкції літака і синтезу раціональних конструктивно-силових схем.

Інформація, отримана в результаті аналізу, дозволяє перейти до третього етапу процесу проектування — ухвалення рішення. Це дуже відповідальний етап, метою якого є вибір єдиного серед можливих варіанта рішення задачі. Такий вибір, як правило, має компромісний характер, оскільки кожному варіанту властиві певні позитивні якості й недоліки. Іншими словами, проектувальник стикається з необхідністю пошуку умовного оптимуму. Ухвалення рішення – це багатокроковий процес, в якому кожен подальший крок звужує галузь пошуку, обмежує кількість як альтернатив, так і чинників, які слід при цьому враховувати.

Короткий аналіз процесу проектування дозволяє виявити можливості формалізації окремих складових цього процесу. У найменшій мірі піддається формалізації перший етап проектування – генерація варіантів вирішення задачі. В даний час робляться спроби вирішити цю проблему за допомогою спеціальних евристичних методів пошуку раціональних технічних рішень. Проте можливості застосування таких методів при проектуванні складних технічних об'єктів дуже обмежені. Разом із тим, якщо рішення базується на відомих елементах і принципах, то задачі пошуку раціонального поєднання цих елементів (комбінаторна задача) може бути формалізованою. Так, за допомогою матриці ознак компонувальних схем можна формалізувати процес генерації варіантів схем літака, що дозволяє автоматизувати цей процес і на цій основі значно збільшити галузь пошуку раціонального варіанта. Поповнення ж матриці ознак компонувальних схем завдяки принципово новим технічним вирішенням на базі винахідництва – це процес, який поки не формалізується.

Співвідношення математичного та фізичного моделювання визначає значною мірою можливості формалізації етапу аналізу. При розробленні принципово нового літака, що базується на нових технічних концепціях, роль і обсяг фізичного моделювання зростають, а отже, зменшується можливість формалізації і, як наслідок, автоматизації цього етапу.

Формалізація процесу ухвалення вирішення базується на апараті технічної дисципліни "Теорія ухвалення рішень", що розвивається, в основі якої лежать методи математичного програмування. Так, наприклад, якщо мету проектування вдається кількісно виразити через певний показник–критерій, що є функцією проектних параметрів, то задачу ухвалення рішення про конкретні значення цих параметрів можна звести до задачі відшукання такого поєднання параметрів, при якому критерій досягає екстремального значення.

Таким чином, у загальному процесі проектування є значна частка проектних процедур, які можуть бути формалізовані, а, отже, процес їх виконання – автоматизований.

1.3.2. Розвиток методів проектування. Особливості автоматизованого проектування

Автоматизація проектування літаків стимулювала розвиток теоретичних основ і вдосконалення методології проектування, під якою розуміють сукупність принципів і методів, а також математичний апарат, за допомогою якого вирішують проектно-конструкторські задачі.

За період розвитку авіації зазнали істотних змін і принципи, і методи, і математичний апарат проектування. Так, до кінця 50-х років XX століття метою проектування було створення літака, здатного літати якомога вище і далі, нести велике цільове навантаження, маневренішого і т.д. Проте вже у 60-ті роки стало ясно, що в умовах надзвичайного дорожчання авіаційних систем принцип "роби те, що дозволяє сучасний науково-технічний рівень" має бути замінений принципом "роби те, що потрібно зробити" або "те, що можна собі дозволити". Це істотно змінило цілі і задачі проектування, а отже, і його критерії.

Методи проектування пройшли еволюційний шлях розвитку від методу "проб і помилок" до статистичного методу і далі – до аналітичного методу, на базі якого став можливим перехід до методу оптимального проектування.

Практичне застосування методу оптимального проектування в літакобудуванні почалося з вирішення частинних задач оптимізації окремих агрегатів літака і ділянок траєкторії його польоту. З накопиченням досвіду вирішення таких порівняно простих задач стали робитися спроби вирішення складніших задач багатопараметричної оптимізації. Проте при практичній реалізації таких задач проектувальники стикалися з чисто обчислювальними труднощами. Застосування ж послідовної оптимізації за окремими параметрами не давало відчутних результатів. Лише з появою ЕОМ і числових методів оптимальне проектування стає на реальну основу. До цього ж періоду відноситься розвиток загальної теорії технічних систем (системотехніки). Названі вище передумови, а також подальший розвиток прикладних авіаційних наук, успіхи в галузі обчислювальної математики, вдосконалення ЕОМ створили умови для становлення методології і методів автоматизованого проектування. Включаючи метод оптимального проектування як складову частину, метод автоматизованого проектування відрізняється від поширених процедур оптимізації окремих пристроїв і характеристик об'єктів застосуванням узагальнених критеріїв оптимальності, використанням математичних моделей, що описують істотні риси системи в цілому, математичним апаратом оптимізації і широким застосуванням ЕОМ.

Методологія автоматизованого проектування органічно сполучає досягнення в розвитку загальної теорії проектування систем з можливостями сучасних технічних засобів проектування. В основі цієї методології лежать принципи системного підходу, методи математичного моделювання проектно-конструкторських задач і математичний апарат теорії оптимізації складних систем. Практична реалізація її можлива лише в

рамках САПР.

Системний підхід припускає вивчення системи як єдиного об’єкта, що виконує певні функції в конкретних умовах. У той же час при системному підході можливе розчленовування складних систем і процесів на складові їх відносно самостійні підсистеми (підпроцеси) з метою полегшення їх вивчення. Кожна з цих підсистем також може бути розчленована на підсистеми нижчого порядку. Підсистемами найнижчого порядку є елементи, внутрішня структура яких не становить інтересу для вирішення задач певного рівня, проте властивості яких впливають на властивості інших підсистем і властивості системи. Так, наприклад, при проектуванні літака елементами є крило, оперення і т.д. При проектуванні крила такими елементами є елементи силового поздовжнього і поперечного набору.

Отже, обгрунтоване розчленовування (декомпозиція) системи на підсистеми, а процесу проектування на підпроцеси (етапи) і визначення істотних структурно–функціональних зв'язків – одна з головних задач методології автоматизованого проектування. При виборі об’єкта системного дослідження необхідно керуватися такими положеннями:

– необхідно, щоб об'єкт мав достатню масштабність, а результати його дослідження давали значний ефект порівняно з розглядом системи по частинах;

– об'єкт має допускати опис (хоч би наближений) його структури і функціонування математичними методами;

– ступінь деталізації досліджуваного об’єкта має відповідати обчислювальним можливостям сучасних ЕОМ.

Відзначимо як позитивну тенденцію збільшення об'єктів системного дослідження при проектуванні літаків. Вона грунтується на досягненнях прикладних авіаційних наук, що все глибше розкривають багатобічні зв'язки між параметрами і характеристиками авіаційних систем, а також на постійному вдосконаленні обчислювальних комплексів.

Формування зовнішнього вигляду літака з урахуванням параметрів системи керування є наочним прикладом позитивного ефекту від використання цієї тенденції.

Оскільки автоматизоване проектування основане на економіко-математичному моделюванні на ЕОМ, наступною важливою задачею методології автоматизованого проектування є розроблення прийнятних математичних моделей досліджуваних систем і процесів.

Побудувати модель системи – це означає дати її кількісний опис за допомогою системи рівнянь, що пов'язують параметри (аргументи) і характеристики (функції) системи. При цьому слід пам‘ятати, що в ієрархічних системах поняття "параметр" і "характеристика" мають відносний характер, оскільки параметри верхнього рівня при переході до нижчого рівня перетворюються на характеристики. Наприклад, такі параметри, як вантажопідйомність літака, дальність його польоту, визначувані при дослідженні перспективної транспортної системи, на етапі формування зовнішнього вигляду літака – елемента цієї системи, перетворюються на характеристики.

Побудова моделі починається з визначення переліку параметрів, які можуть зробити помітний вплив на результати моделювання. При цьому число параметрів на кожному етапі проектування має бути таким, щоб набір їх конкретних значень давав достатню інформацію для ухвалення необхідних на даному рівні розроблення проекту рішень.

Наступний етап побудови моделі – встановлення відношень (зв'язків) між параметрами, а також між параметрами й характеристиками. При цьому зі всієї різноманітності таких відношень необхідно виділити найбільш істотні. Визначення "істотності" залежить від стадії проектування, типу вирішуваної задачі, а також від досвіду проектувальника й наявності апріорних відомостей про проектований об'єкт.

Якщо на даному етапі деякі параметри не вдається пов'язати з характеристиками та іншими параметрами, їх виключають з формалізованого опису моделі, залишаючи для розгляду на подальших етапах. Маючи модель, що відображає реальний процес або об'єкт з певною мірою достовірності, можна приступати до вирішення проектної задачі. З цією метою необхідно розробити метод (алгоритм) вирішення, специфічний для кожної конкретної постановки задачі проектування. При цьому слід мати на увазі, що проектування завжди спрямовано на пошук найвигідніших (оптимальних) параметрів системи.

Визначення взаємозв'язаного комплексу критеріїв, що дозволяють на кожному ієрархічному рівні розчленовування системи об'єктивно оцінити результати проектування, знаходити для кожного елемента підсистеми такі параметри, які б забезпечували високу ефективність системи в цілому, є також важливою задачею методології автоматизованого проектування. Вибраний критерій і його зв'язки з параметрами об’єкта є складовою частиною моделі.

Подальші етапи вирішення проектної задачі містять розроблення програми для ЕОМ, її налагодження; проведення тестових розрахунків, що дозволяють перевірити працездатність програми; виконання програми; аналіз результатів розрахунку і підготовку матеріалів для ухвалення вирішення.

Розглянемо перераховані вище задачі методології автоматизованого проектування стосовно літака.

1.3.3. Проблеми декомпозиції літака і процесу його проектування

Літак як об'єкт проектування є складною технічною системою, що має розвинену ієрархічну структуру. Відповідно до системного підходу при вирішенні задач певного ієрархічного рівня немає необхідності будувати всю ієрархію системи. Зазвичай буває досить розглянути системи й підсистеми, що на два порядки вище і нижче того, що розглядається. Тоді при проектуванні літака необхідно розглядати вищі ієрархічні рівні, наприклад транспортну систему та її підсистему – авіаційний комплекс. У свою чергу,

якщо розглядати літак як початкову підсистему, то в ньому можна виділити такі підсистеми, як планер, силова установка, спорядження, устаткування і т.д. Кожна з цих підсистем при проектуванні також розчленовується на ряд підсистем, елементів, агрегатів і вузлів. Графічно ієрархічну структуру літака з вказівкою можливих ієрархічних рівнів показано на рис. 1.20 у вигляді орієнтованого графа.

Ієрархічні рівні пов'язані між собою двома типами відношень. Перший тип характеризує структуру системи, що впорядковує склад її елементів, блоків, агрегатів і зв'язок частин між собою. На графі ці відношення подані суцільними лініями.

Разом із тим всяка структура створюється для виконання певних корисних функцій. Так, наприклад, певна конструкція крила виконує такі функції, як передача навантажень, створення піднімальної сили, розміщення палива і т.д. Таким чином, елементи підсистеми та її окремі ієрархічні рівні пов'язані між собою функціональними відношеннями, які на рис. 1.20 зображені пунктирними лініями. Кожному ієрархічному рівню відповідає свій перелік задач, вирішення яких є необхідним для ухвалення відповідних цьому рівню проектних рішень. Так, на ієрархічних рівнях 1 і 2 необхідно ухвалити вирішення про необхідні типи й бажані техніко-економічні характеристики літаків даної транспортної системи; число (парк) кожного типу літаків та їх розподілі по авіалініях; характеристики аеродромів базування та їх устаткування, способи обслуговування літаків і склад екіпажів і т.д. Вирішення цих задач дозволяє відповісти на найважливіше запитання: "що проектувати?", тобто в яких умовах експлуатуватиметься новостворюваний літак і якими техніко-економічними характеристиками він має володіти, щоб його розроблення виправдовувала засоби, що витрачалися на це. Відповіді на ці запитання оформляють у вигляді документів, що називаються технічними задачами (ТЗ) на нові літаки. Розроблення ТЗ завершує один з етапів процесу проектування, який відносно подальших є зовнішнім.

На наступних трьох рівнях визначають форму, розміри літака, структуру і склад основних його агрегатів і систем, що задовольняють заданим вимогам. Ці задачі вирішують у конструкторському бюро і оформляють у вигляді технічної пропозиції і ескізного проекту.

Подальші ієрархічні рівні містять проектно-конструкторські задачі розроблення вузлів і деталей всіх агрегатів і систем літака. Результати цієї роботи, відповідної етапу робочого проектування, оформляють у вигляді технічної документації для виробництва і експлуатації літака. Вирішення перерахованих вище задач дозволяє ухвалювати проектні рішення, забезпечуючи все більший ступінь деталізації проектованого об’єкта при переході на нижчі ієрархічні рівні. При порівнянні ієрархічних рівнів і етапів проектування видно, що ускладнення літака як об’єкта проектування ще до формування концепцій системного підходу привело до розчленовування літака на певні елементи, а процесу його проектування – на окремі етапи.

Отже, важливим з погляду формалізації аспектом проектування літака є його ієрархічна структура і багатоетапність проектування, що випливає з неї.

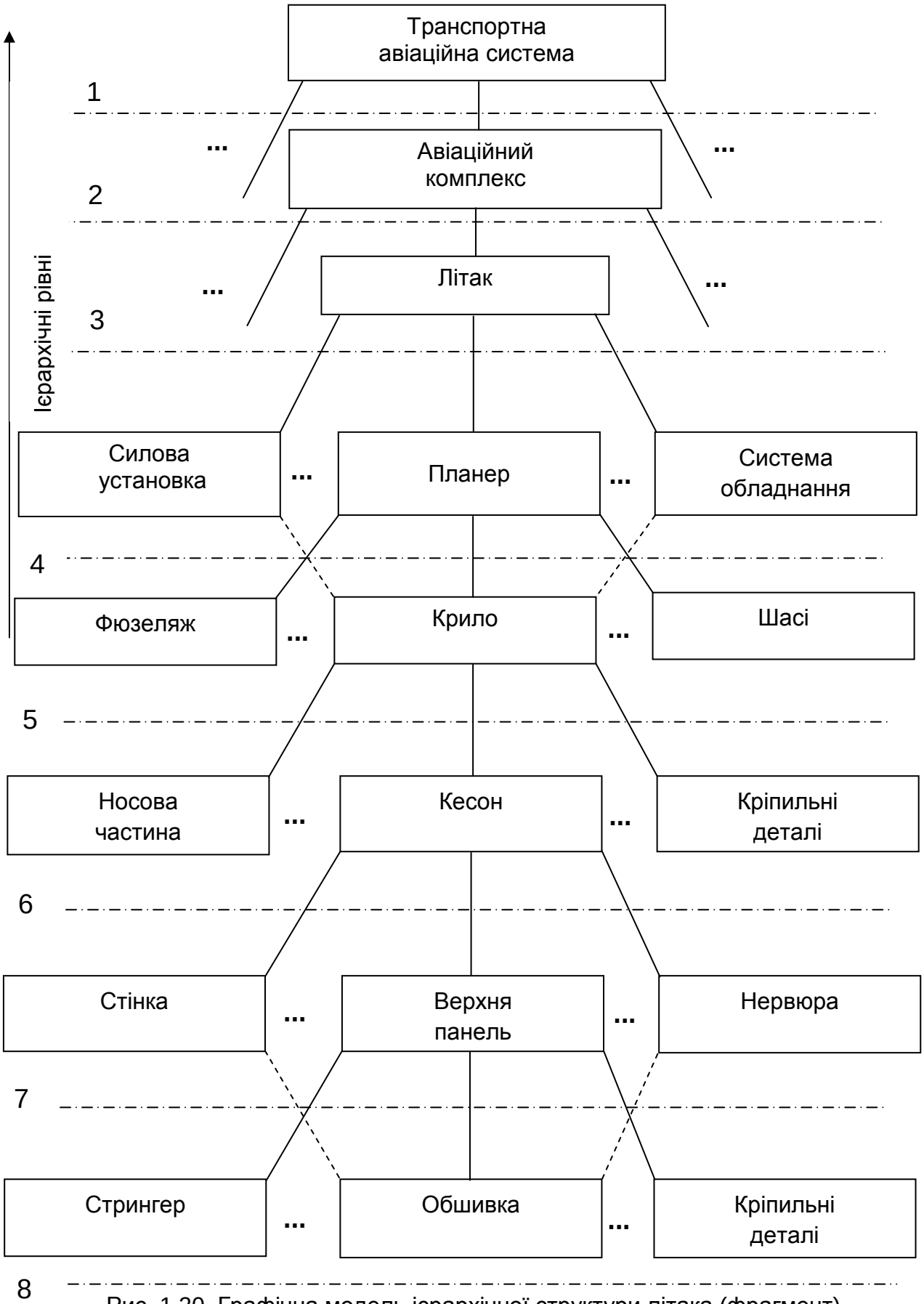


Рис. 1.20. Графічна модель ієрархічної структури літака (фрагмент)

1.3.4. Проблеми моделювання. Типи проектних моделей

Поняття формалізації проектування містить опис об’єкта і процесу його проектування за допомогою графічної мови, чисел, букв та інших символів. Природно, що кожному ієрархічному рівню відповідають свій ступінь деталізації опису і свій набір символів, знаків, за допомогою якого здійснюють цей опис. Структуру літака, його форму, розміри можна описати за допомогою скінченного числа таких символів, які називаються параметрами. Властивості ж літака (або будь-якої його підсистеми) можна описати за допомогою іншого набору символів, який називається характеристиками. Характеристики є функцією параметрів, а в загальному випадку – й інших характеристик. Наприклад, коефіцієнт лобового опору крила C_x є функцією його геометричних параметрів, проте для одних і тих же параметрів крила він змінюватиметься із зростанням такої характеристики літака, як швидкість польоту. Вже відзначалося, що в ієрархічних системах поняття "параметр" і "характеристика" є відносними.

Розчленовування системи на ієрархічні рівні полегшує вирішення окремої задачі, але в той же час вимагає урахування всіх істотних зв'язків між розчленованими рівнями. Ці зв'язки ділять на прямі та зворотні. Розглянемо характер зв'язків для етапів розроблення ТЗ, розроблення технічної пропозиції і ескізного проекту (рис. 1.21). Прямі зв'язки (вони позначені суцільними лініями) є вихідною інформацією (результатом проектування) для верхнього рівня і вхідною інформацією — для нижнього рівня, зворотні зв'язки (пунктирні лінії) – навпаки. Для верхнього рівня прямі зв'язки є шукані змінні (параметри, що оптимізуються), для нижнього – дисциплінуючі умови. Вони є основою для формулювання критеріїв та обмежень при вирішенні задачі даного рівня. Так, прямі зв'язки між рівнями розроблення ТЗ і технічної пропозиції – це змінні, що характеризують потрібні льотно-технічні та інші характеристики, ТЗ, що регламентуються. Прямі зв'язки між рівнем розроблення технічної пропозиції і рівнем розроблення ескізного проекту відображають ті вирішення за проектом, які слід прийняти, перш ніж приступити до ескізного проекту. Вони містять числовий, графічний і словесний опис проекту, що підтверджує можливість або ступінь виконання технічного завдання. Цей опис, наприклад для пасажирського літака, має включати загальний вигляд літака в трьох проекціях, компонування пасажирської кабіни, розміри, площі й об'єми багажно–вантажних приміщень; масові та центрувальні характеристики, включаючи повне вагове зведення літака, діапазон експлуатаційних центрувань; аеродинамічні характеристики і характеристики стійкості й керованості, результати попередніх розрахунків на міцність, аеропружність і акустичну витривалість; льотно-технічні характеристики; загальні відомості про конструкцію, системи і агрегати літака, силову установку і устаткування літака та ін.

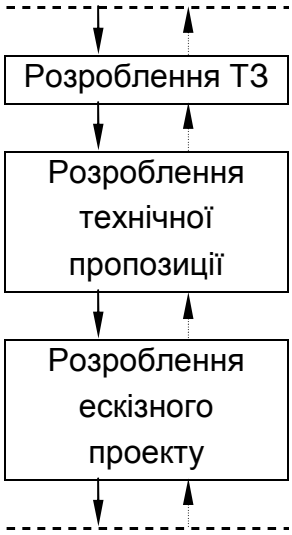


Рис. 1.21. Прямі та зворотні зв'язки між етапами проектування (фрагмент)

Зворотні зв'язки для рівня розроблення ТЗ відображають прогнозовані техніко-економічні характеристики перспективних літаків, що виражаються через узагальнені показники, наприклад, масу порожнього спорядженого літака (вагова досконалість), польотну аеродинамічну якість (аеродинамічна досконалість), питому витрату палива (досконалість силової установки). Для рівня розроблення технічної пропозиції — аеродинамічні характеристики різних схем літака, характеристики двигунів, устаткування та систем, фізико-механічні властивості конструкційних матеріалів, напівфабрикатів та ін.

Оскільки проектування, як правило, ведеться зверху вниз, то природно, що інформація, відповідна зворотним зв'язкам, має прогнозний характер. Проектування ж на кожному рівні спрямовано на підтвердження заявлених на більш високому рівні характеристик. Прогнозний характер інформації вимагає наявність ітераційних циклів між різними рівнями. Це визначає другий важливий з погляду формалізації аспект процесу проектування – його ітераційний характер. Такий характер проектування пов'язаний з небезпекою ухвалення не цілком обгрунтованих і навіть помилкових рішень у разі ігнорування деяких структурних або функціональних зв'язків. Це ігнорування може бути слідством як суб'єктивних причин, коли, наприклад, проектувальник вважає даний зв'язок неістотним, так і об'єктивних причин, пов'язаних з неможливістю урахування тих чи інших чинників через відсутність достовірної інформації на даному етапі проектування. Так, у процесі формування зовнішнього вигляду літака на етапі розроблення технічних пропозицій доводиться ухвалювати вирішення про форму, розміри та взаємне розташування основних елементів планера літака і його силової установки виходячи із заданих льотно-технічних характеристик. Ці характеристики є функцією вагових характеристик, характеристик силової установки і аеродинамічних характеристик, які визначають на даному етапі з досить невисокою точністю. Наприклад, маса корисного навантаження літака визначається як різниця злітної маси і маси порожнього спорядженого літака. Унаслідок того, що вказані маси визначені з невисокою точністю, виникає небезпека серйозних прорахунків в оцінюванні можливостей проектованого

літака. Ці прорахунки зазвичай з'ясовують на етапах робочого проектування або навіть випробувань, коли внесення змін до проекту пов'язано із значними труднощами.

До чого можуть привести такі помилки, видно на таких прикладах.

Для надзвукового літака з розрахунковою злітною масою 272 т при середньостатистичному значенні відносної маси конструкції $\overline{m_к}$ = 0,25 її абсолютна величина становитиме 68 т. Можлива помилка у визначенні цієї величини може досягати 30 %, тобто приблизно 20 т, що відповідає розрахунковому значенню всього платного навантаження.

Навіть якщо помилка становитиме всього 3 %, що вважається цілком допустимим на початкових етапах проектування, то це означає зменшення платного навантаження на 10 %. Зрозуміло, що таке зменшення призведе до істотного погіршення економічних показників літака. Досвід розроблення в США надзвукового пасажирського літака "Боїнг-2707" є переконливим підтвердженням наведеного вище прикладу.

Значні помилки можуть бути допущені при визначенні характеристик силової установки, навіть при використанні готового двигуна. Це пояснюється тим, що втрати, обумовлені особливостями конструкції повітрозабірників і сопел, а також відбором повітря і потужності від двигунів для потреб різних систем літака, на даному етапі зазвичай визначаються приблизно. А оскільки льотні характеристики значною мірою є функціями різниці тяги і лобового опору, то стає очевидним ціна помилок у визначенні потрібної P_n і наявної тяги P_p (рис. 1.22). Не менш складною є проблема достатньо точного визначення на ранніх стадіях розроблення проекту літака його аеродинамічних характеристик. При цьому ціна помилок тут також є достатньо великою. Розрахунки показують, що, наприклад, для пасажирського літака з розрахунковою злітною масою m_0 = 180 т помилка у визначенні $C_{y\max}$ всього на10 % при збереженні платного навантаження і дальності польоту приводить до збільшення потрібної довжини злітно-посадкової смуги (ЗПС) на 10 %. При збереженні ж довжини ЗПС без змін дальність польоту зменшується на 25 %, що, зрозуміло, істотно змінює можливості літака.

Суб'єктивні причини помилок можна виключити шляхом підвищення кваліфікації проектувальника. Усуненню об'єктивних причин сприяють дві тенденції, що намітилися в даний час у розробленні нових літаків.

Перша з них пов'язана з розширенням ролі й обсягу науково-дослідних і експериментальних досліджень, спрямованих на створення науково-технічного заділу за перспективними напрямами авіабудування. Такий заділ дозволяє відпрацювати і перевірити шляхом натурного і напівнатурного моделювання нові технічні вирішення, передбачувані до використання на перспективних літаках, що істотно знижує ризик через ухвалення необгрунтованих рішень.

Друга тенденція, що доповнює першу, пов'язана з появою і використанням ЕОМ, а також розвитком числових методів аналізу і ухвалення рішень. Вона спрямована на застосування в проектуванні числових моделей, тих, що адекватно відображають досліджувані об'єкти або процеси. До таких моделей, наприклад, відносяться

скінченноелементні моделі, що використовуються при розрахунку аеродинамічних характеристик літака і аналізі напружено-деформованого стану його конструкції.

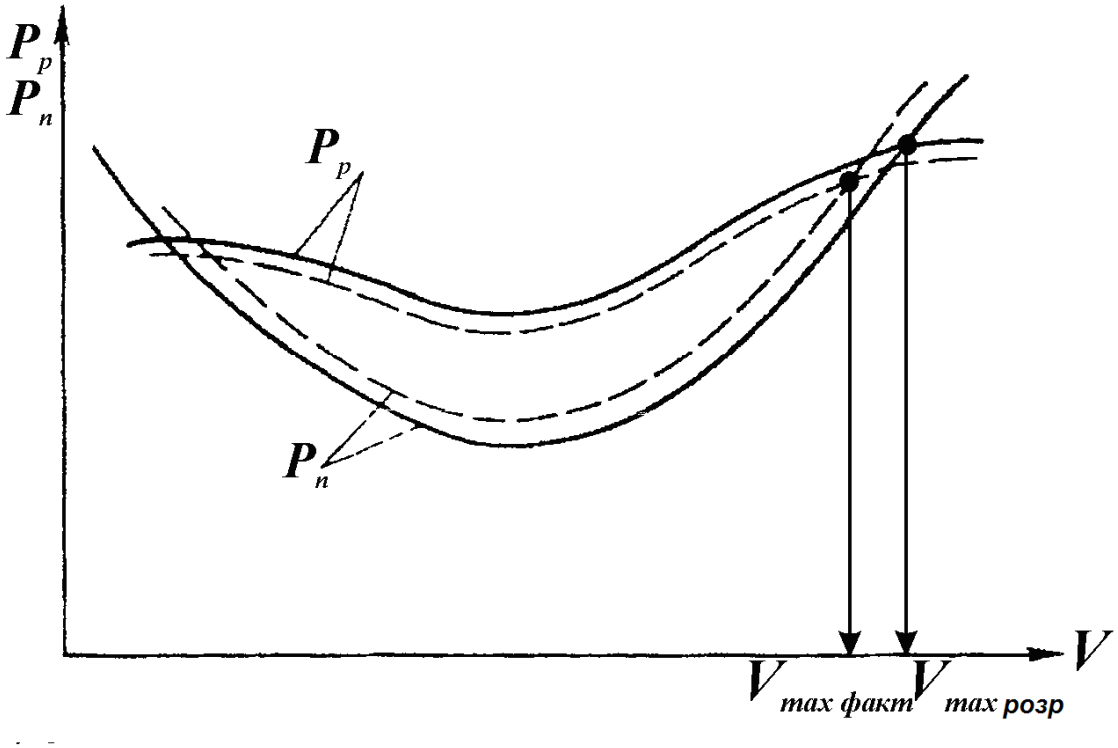


Рис. 1.22. Графіки розрахункового і фактичного надлишку тяги

Ітераційний характер проектування призводить до збільшення термінів розроблення проекту і його вартості. У зв'язку із цим скорочення ітераційних циклів є однією із задач методології проектування. У методології автоматизованого проектування передбачено можливість вирішення цієї задачі. Вона полягає у використанні при проектуванні літаків складніших математичних моделей, що відрізняються вищим ступенем адекватності. Можна припустити, що розвиток методології автоматизованого проектування приведе до зміни технології розроблення проекту, зокрема до об'єднання деяких етапів проектування.

Ускладнення моделей пов'язано із збільшенням витрат машинного часу, проте воно не завжди приводить до підвищення якості ухвалюваних проектних рішень, тобто додаткові витрати на проектування не окупаються якістю проектних розробок. Тому необхідним є розумний компроміс між точністю, часом і вартістю проведення розрахунку.

Відповідно до принципів системного підходу кожному етапу проектування властиві свої моделі, що відрізняються ступенем деталізації, тобто числом чинників, що враховуються у моделі, і зв'язків між ними. Іншими словами, моделі, які використовують при проектуванні літака, є ієрархічними. З іншого боку, не можна говорити про деяку універсальну модель, придатну для вирішення всіх типів задач, пов'язаних з розробленням проекту літака. На кожному ієрархічному рівні модель є набір субмоделей, що відображає ті чи інші сторони структури і функціонування літака і його підсистем. Кожна субмодель є блоком, що містить групи зв'язків (рівнянь), які

описують, наприклад, геометрію літака, його аеродинамічні та вагові характеристики, показники вартості й ефективності. Такий підхід до побудови моделі має ряд переваг. Зокрема, виникає можливість розроблення і вдосконалення субмоделі фахівцями, компетентними в певній галузі знань. Досягаються певна гнучкість при побудові розрахункових моделей при різних постановках задач проектування, а також деякі переваги при програмній реалізації цих моделей.

Склад і структура субмоделей, що використовують на різних етапах проектування, є різними. Так, наприклад, на етапах зовнішнього проектування транспортного літака досліджуються економіко-математичні моделі повітряної транспортної системи. Вони містять ряд субмоделей. Одні з них – це субмоделі існуючого і прогнозованого вантажообігу, що враховують розподіл вантажів по окремих авіалініях, номенклатуру вантажів, сезонні зміни обсягу перевезень та інші чинники. Інші – це субмоделі існуючої й перспективної мереж аеродромів, які враховують технічні характеристики аеродромів (число, розміри та параметри ЗПС), можливості служб керування повітряним рухом і ремонтно-експлуатаційної бази і т.д.

Літак як елемент транспортної системи поданий своєю субмоделлю. Вона відображає зв'язки техніко-економічних характеристик літака з його узагальненими параметрами, що характеризують рівень технічної досконалості літака. Так, функціонування літака на авіалінії моделюється залежностями величини комерційного навантаження і рейсової швидкості від дальності польоту. Економічні характеристики літака моделюються залежністю собівартості тонно-кілометра від дальності польоту, паливна ефективність – витратою палива на пасажиро-кілометр (тонно-кілометр) залежно від дальності.

Щоб ухвалити обумовлені вище рішення за проектом на етапі розроблення технічної пропозиції, потрібна модель літака, що відрізняється набагато більшою мірою деталізації і повнотою урахування чинників. Її основне призначення – отримання надійної інформації про можливість реалізації тих чи інших проектно-конструкторських рішень для досягнення поставленої мети проектування, а також оцінювання порівняльної ефективності цих рішень. В основі моделі літака лежать різні методи вагового і аеродинамічного розрахунку, міцнісних розрахунків і розрахунків стійкості і керованості, визначення висотно-швидкісних і дросельних характеристик двигуна і т.ін. Ці методи, що відрізняються для різних етапів розроблення проекту, відповідно до блокового принципу моделювання при розробленні моделі об'єднуються в окремі блоки. Вони є субмоделями моделі літака. Досвід проектування дозволяє встановити зразковий склад моделі літака для ранніх етапів розроблення проекту. Назвемо основні субмоделі, деякі з них потім детальніше будуть розглянуті в подальших розділах.

Однією з найважливіших є *геометрична модель.* Важливість її визначається тим, що з її допомогою формується зримий образ проектованого об’єкта, і тим, що для літака зовнішні форми та розміри багато в чому визначають його льотні властивості, тим, що ця модель є містком між проектом і його конкретною реалізацією. Ця модель описує відношення між параметрами літака і характеристиками його форми та розмірів. З її

допомогою визначають обводи, площі, об'єми, поперечні перерізи літака і його агрегатів. Дані цієї моделі використовують для вагових, аеродинамічних і міцнісних розрахунків, компонування літака, графічного відображення результатів проектування, а також розроблення технологічного оснащення і програм для верстатів із числовим програмним керуванням.

Вагова модель забезпечує розрахунок маси літака та її складових відповідно до вагового зведення, ступінь деталізації якої визначається етапом розроблення проекту. В її основу покладено зв'язки між геометрією літака, навантаженнями, що діють на нього, особливостями конструктивно-силової схеми, величиною цільового навантаження, складом і розміщенням устаткування і спорядження, з одного боку, і масою літака та його складових, з іншого.

Аеродинамічна модель служить для розрахунку аеродинамічних характеристик літака в польотній і злітно-посадкових конфігураціях. В основі її – зв'язки між параметрами форми та розмірів літака, а також режимом польоту і характером сил, що діють на літак, і моментів (їх величиною й законами зміни).

Модель силової установки уможливлює розрахунок висотно-швидкісних і витратних характеристик двигунів. Вона основана на зв'язках між геометричними та газодинамічними параметрами двигунів різного типу та їхньою тягою і витратою палива на різних режимах польоту.

Вагова, аеродинамічна моделі і модель силової установки забезпечують розрахунок силових чинників, що діють на літак. Це дозволяє вирішувати важливі при проектуванні літака задачі за визначенням загальних показників маневреності літака, траєкторій польоту, злітно-посадкових характеристик, а також характеристик його стійкості й керованості. Ці задачі вирішують за допомогою *динамічної моделі.* Вона описує складний комплекс зв'язків між названими вище характеристиками та силовими чинниками.

При формуванні зовнішнього вигляду літака важливу роль відіграє *модель компонування і центрування,* що забезпечує взаємну просторову ув'язку основних компонентів літака з урахуванням задоволення суперечливих вимог аеродинаміки та міцності, стійкості й керованості, експлуатаційної і виробничої технологічності і т.ін. Слід зазначити, що задачі компонування, особливо внутрішнього, поки формалізовані малою мірою, і тому їх рішення вимагає активної участі проектувальника.

Для оцінювання варіантів проектно-конструкторських рішень застосовують різні показники техніко-економічної досконалості. Для їх розрахунку використовують *ефективнісні моделі.* Вони дозволяють розраховувати показники ефективності (вагової, паливної, економічної) літака (або його окремих підсистем) залежно від його параметрів. Так, *економічні моделі* транспортного літака відображають зв'язки між транспортною продуктивністю літака, що визначається рівнем його технічної досконалості, і витратами на проектування, виготовлення і експлуатацію літака.

Збільшену структурну схему моделі "літак" зображено на рис. 1.23. Показані на ній блоки – це описані вище субмоделі. Кожний з блоків, у свою чергу, складається з ряду розрахункових модулів. Розчленовування блока на модулі визначається

переліком задач даного етапу. Залежно від стадії розроблення проекту і типу проектованого літака склад і структура моделі можуть змінюватися.

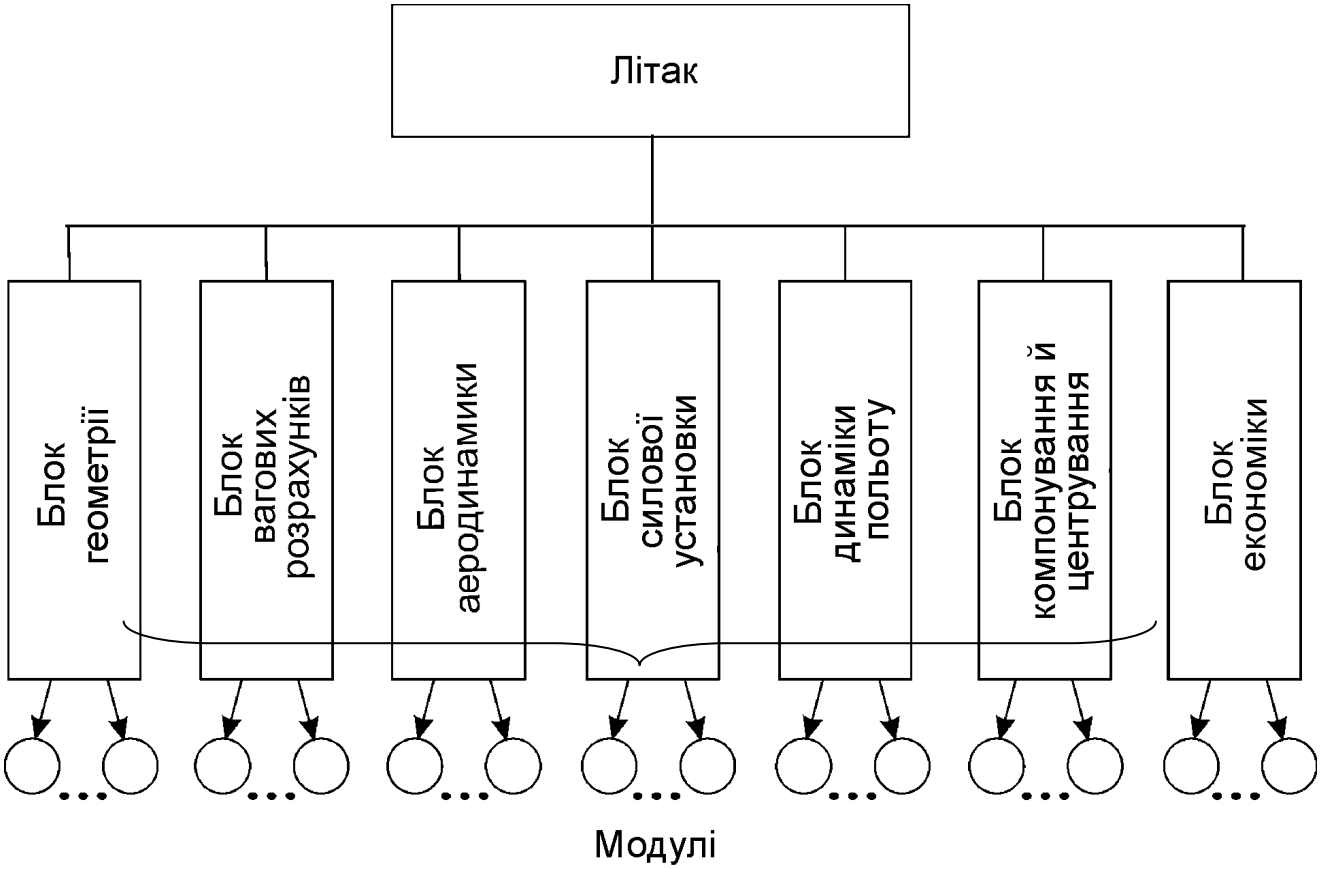


Рис. 1.23. Структурна схема моделі "літак"

1.3.5. Розроблення алгоритму вирішення задачі

Наступна стадія вирішення задачі – її алгоритмізація – є розкладання обчислювального процесу на складові частини, визначення послідовності їх виконання, складання опису змісту кожної з виділеної частин в певній формі і перевірку відповідності алгоритму вибраному методу. Призначення алгоритмізації — точний і детальний опис процесу оброблення початкових даних для отримання необхідного результату відповідно до вибраного методу вирішення задачі.

Різноманітність задач, способів їх вирішення не дозволяють формалізувати процес розроблення алгоритмів. Проте за способом організації керування порядком виконання дій всі алгоритми можна розділити на три групи: лінійні, розгалужувані та циклічні. У *лінійних* алгоритмах отримання результату досягається шляхом одноразового виконання однієї і тієї ж послідовності дій при будь-яких значеннях початкових даних. У *розгалужуваних* алгоритмах залежно від значень початкових даних або проміжних результатів передбачається вибір однієї з декількох можливих послідовностей дій (гілок алгоритму). Такі алгоритми на відміну від лінійних містять, принаймні, по одному логічному блоку. У *циклічних* алгоритмах, найбільш складних за структурою, результат отримують шляхом багатократного повторення деякої

послідовності дій. Розрізняють циклічні алгоритми із заданим числом повторень і ітераційні, в яких вихід із циклу залежить від виконання певної умови, пов'язаної з перевіркою значення величини, що монотонно змінюється в циклі.

Найбільш поширеною при вирішенні задач загального проектування літака є циклічна структура алгоритму.

Загальну схему алгоритму вирішення проектних задач показано на рис. 1.24, де вектор шуканих параметрів позначений X, вектор характеристик – $F(X)$ – цільова функція, X_0 – параметри початкового наближення. Змінюючи входи в модель, проектувальник, який виконує функції зворотного зв'язку в моделі, добивається отримання необхідних характеристик об’єкта проектування. Якщо при цьому додатково ставиться задача досягнення екстремуму цільової функції $F(X)$, то вирішується оптимізаційна задача. У даному випадку оптимальний проект шукають шляхом перебору параметрів за логікою, яка визначається проектувальником. У літературі методи рішень проектних задач за описаною схемою називаються методами прямого перебору, сканування, "сліпого" пошуку і т.ін.

Інша схема реалізації процесу, зображеного на рис. 1.24, характеризується включенням в зворотний зв'язок моделі спеціальної формалізованої стратегії керування, що здійснює пошук "кращого" проекту. Логічний процес формування послідовності поліпшених проектів здійснюється автоматично на основі інформації про результати попередніх ітерацій. Це, проте, не означає, що проектувальник не бере участі в інтерпретації результатів розрахунків. Такий підхід реалізується за допомогою впорядкованих методів пошуку екстремуму. Його покладено в основу автоматизованого проектування.

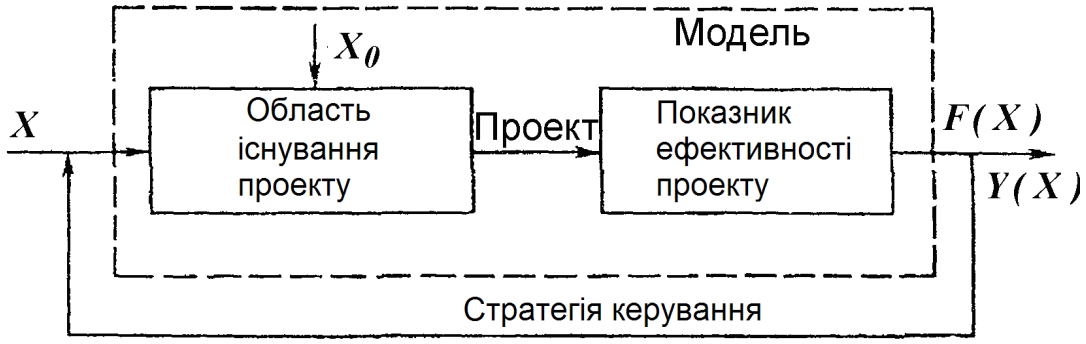


Рис. 1.24. Загальна схема алгоритму вирішення проектних задач

Названі підходи до вирішення задач оптимального проектування мають багато загального. Обидва вони мають загальну мету – пошук "кращого" проекту, обидва використовують інтуїцію проектувальника для вибору початкового варіанта. В основі обох підходів лежить ітераційний процес поліпшення початкового варіанта. Кожному з цих підходів властиві певні достоїнства й недоліки. Так, методи прямого перебору (параметричного аналізу) мають такі позитивні якості: не вимагають попереднього завдання цільової функції і обмежень; чутливість проекту до зміни змінних очевидна з

результатів аналізу. До того ж, вирішуючи задачу, проектувальник весь час знаходиться в центрі подій, контролює обчислювальний процес. Проте такий підхід є малоефективним при дослідженні багатовимірних галузей. Унаслідок природних обмежень на число варійованих параметрів, неадитивності параметрів він не забезпечує отримання дійсно оптимальних рішень. Підхід вимагає вибору хорошої номінальної точки (початкового наближення проектних параметрів).

Позитивною якістю впорядкованих методів оптимізації є те, що вони потенційно ефективніші у відшуканні оптимуму, особливо при великій розмірності задачі. Вони застосовні для вирішення широкого класу задач, включаючи такі, в яких людська інтуїція недостатньо розроблена. Більше того, вони мінімізують людські упередження. Основний недолік цих методів полягає в тому, що вони вимагають строгого кількісного визначення галузі досліджень. Цей процес принижує роль досвіду і інтуїції проектувальника, а також часто пов'язаний із спотвореннями реальної проблеми.

Слід підкреслити, що в основі обох підходів лежить кількісна абстракція реальної дійсності (математична модель), яка лише приблизно відображає цю дійсність. Ця обставина вимагає часто коректування моделі в процесі проектування, наприклад, на основі фізичного моделювання. До того ж при другому підході завжди є небезпека відшукати точку локального оптимуму, тому завжди потрібна експертиза оптимального вирішення досвідченим спеціалістом-проектувальником.

1.3.6. Автоматизоване формування зовнішнього вигляду пасажирського літака

Як ілюстрація застосування методів математичного програмування в проектуванні розглянемо задачу автоматизованого формування зовнішнього вигляду пасажирського літака на етапі розроблення технічних пропозицій. Цей етап відіграє особливу роль у загальному процесі проектування літака. Займаючи проміжне положення між етапами розроблення ТЗ та ескізного проектування, він значною мірою визначає правильність вибору як цілей проектування, так і шляхів їх досягнення. Відомо, що на цьому етапі приймається більше 70 % рішень за проектом, і від якості цих рішень величезною мірою залежить можливість подальшої реалізації проекту літака з бажаними характеристиками в задані терміни при обмеженнях на фінансування програми створення нового літака.

Застосування математичного моделювання в рамках САПР дозволяє істотно підняти рівень проектних досліджень на цьому етапі й підвищити тим самим якість ухвалюваних рішень. Проектувальник отримує можливість оцінювати перспективність тих чи інших проектних концепцій. Особливо важливе значення при цьому має можливість здійснення багатопараметричної оптимізації, що дозволяє відшукувати якнайкраще поєднання проектних параметрів. При цьому задачу оптимізації проектних параметрів літака, як правило, вдається звести до однокритерійної, що істотно спрощує її вирішення. Як критерії зазвичай використовують узагальнені показники, що характеризують техніко-економічну досконалість літака. До таких показників належать:

злітна маса літака m_0, прямі експлуатаційні витрати (ПЕВ), собівартість тонно-кілометра, зведена собівартість, паливна ефективність і деякі інші. Критерій "паливна ефективність" у даний час є одним із найважливіших. Вибір того чи іншого показника як єдиний критерій визначається конкретною постановкою задачі.

У даний час досягнуто певних успіхів в автоматизації проектування на етапі розроблення технічних пропозицій. Створено і функціонує ряд підсистем САПР, що реалізовують процес розроблення аванпроекта. Основні риси і особливості автоматизованого формування зовнішнього вигляду літака розглянемо на прикладі навчально-дослідницької САПР МАІ.

1.3.7. Постановка задачі проектування

Склад і структура технічної пропозиції визначають перелік задач, які необхідно вирішувати на цьому етапі проектування. Назвемо найважливіші з них:

1. Попереднє формування зовнішнього вигляду літака, який задовольняє ТЗ на проект, що містить:

– визначення основних проектних параметрів;

– компонування і центрування в рамках вибраної схеми.

2. Оптимізація проектних параметрів літака за вибраним критерієм з урахуванням обмежень, що накладаються на проект рівнем необхідних ТЗ льотно-технічних характеристик, Нормами льотної придатності літаків та іншими директивними документами. Дослідження околу оптимуму (квазіоптимальних рішень).

3. Дослідження зміни техніко-економічних характеристик проектованого літака при застосуванні технічних рішень на основі сучасних досягнень авіаційної науки, зокрема:

– удосконалень у галузі аеродинаміки та двигунів літаків;

– прогресу щодо авіаційних матеріалів;

– використання нових концепцій схемного проектування і т.д.

4. Проведення розрахунків льотно-технічних і техніко-економічних характеристик літака з вибраними параметрами.

Відзначимо, що в термінах методології оптимального проектування перша задача є задачею формування допустимої області існування проекту і знаходження в ній допустимого проекту, що описується параметрами початкового наближення. Друга задача — власне задача оптимального проектування. Третя задача – це задача параметричного аналізу, спрямована на дослідження чутливості проекту до зміни проектних альтернатив (варіантів схемних рішень), проектних параметрів і проектних обмежень.

Уточнені розрахунки характеристик літака з вибраними параметрами — зміст четвертої задачі, метою якої є документування результатів проектування.

Ясно, що для того, щоб проводити аналіз, необхідно сформулювати проектну альтернативу (синтезувати гіпотезу). Відбір (селекція) плідних гіпотез здійснюється на основі багатократного повторення аналізу для різних варіантів проектних альтернатив.

Впорядкований процес пошуку якнайкращої в певному значенні проектної альтернативи здійснюється методами оптимізації.

Крім перерахованих вище задач, які можна віднести до класу задач "проектування від ТЗ", у практиці експериментальних КБ дуже часто зустрічаються задачі "проектування від прототипу". Ці задачі пов'язані з проектуванням різних варіантів модифікацій літака на базі наявного прототипу (базового літака). У таких задачах, на відміну від попередніх, значна частина схемних рішень і параметрів у процесі проектування залишається незмінною (фіксованою).

Так, наприклад, може виникнути задачі розроблення модифікації літака з новими, більш довершеними двигунами (менша питома витрата, велика статична тяга, менші розміри і т.д.). При цьому потрібно визначити мінімально необхідне доопрацювання прототипу, пов'язане із зміною маси складових, його перекомпоновуванням, а також визначити техніко-економічні характеристики літака.

Можуть також виникнути задачі доопрацювання проекту, пов'язані із заміною матеріалів (наприклад, композиційними) в деяких агрегатах літака; застосуванням нового профілю та конфігурації крила або нового типу механізації на ньому; використанням системи активного керування аеродинамічними силами для зниження вітрових і маневрених навантажень, запасів стійкості завдяки використанню автоматичних систем керування; заміною устаткування і т.д.

Окрему групу задач складають задачі розроблення різних модифікацій літака (сім'ї) для різних варіантів його застосування (різні варіанти завантаження, різні дальності польоту, різні умови базування) з максимальним використанням агрегатів, систем, відсіків прототипу (принцип модульної в проектуванні) .

Абсолютно очевидно, що конкретні алгоритми вирішення перерахованих задач, навіть у рамках одного класу, а тим більше задач різних класів, можуть мати істотну відмінність. Ця відмінність пояснюється тим, що в кожному завданні існують свої початкові дані, шукані параметри, обмеження і критерії. Різними є ступінь і джерела інформаційної забезпеченості задач. Проте, незважаючи на різноманітність алгоритмів, у них можна виділити систему інваріантів (модулів), які використовуватимуться для вирішення різних задач. Ці модулі мають складати основу узагальненої моделі літака, що забезпечує під керуванням моніторної системи реалізацію довільних стратегій проектування. Структурна схема моделі зображена на рис. 1.23. В основі моделі лежать різні методи вагового, аеродинамічного, міцнісного розрахунків, а також розрахунків стійкості й керованості, силової установки і ефективності літака. На даному етапі проектування інформація про створюваний літак в основному обмежена знаннями його потрібних характеристик, відомостями, перейнятими з минулого досвіду проектування літаків аналогічного призначення, і деякими даними наукових досліджень

щодо нових технічних рішень. Це зумовлює застосування в моделі напівемпіричних методів розрахунку літака, що базуються на спрощених теоретичних формулах і апроксимаціях, які відображають найважливіші параметричні зв'язки. У ряді випадків у ці формули вводять поправкові коефіцієнти, що отримують на основі оброблення статистичного і експериментального матеріалу.

Схема потоків інформації при формуванні зовнішнього вигляду літака показана на рис. 1.25.

Дамо узагальнену постановку задачі формування зовнішнього вигляду літака, що включає перші три задачі з класу задач "проектування від ТЗ". Вона формулюється таким чином: *знайти вектор параметрів, що характеризують форму, структуру і розміри літака, який би відповідав вимогам, що пред'являються до проектованого літака, і забезпечував досягнення мінімуму (максимуму) цільової функції.*

У такій постановці вона є задачею нелінійного математичного програмування.

Розкриємо зміст понять "параметри" і "обмеження" стосовно пасажирського літака.

Вектор шуканих параметрів $X = (x_1, x_2, ...x_n)$ є набір незалежних змінних, які однозначно визначають решту всіх параметрів і характеристик літака, а також значення цільової функції. Число параметрів, що з достатнім ступенем подробиць характеризують структуру, архітектуру і розміри літака (його зовнішній вигляд), навіть на етапі розроблення технічних пропозицій достатньо велике. Зовнішній вигляд, перш за все, характеризується *схемними ознаками.* Ці ознаки визначають спосіб балансування літака (нормальна схема, "качка", "безхвістка" або їх комбінації), схему крила (моноплан, низькоплан ...), схему силової установки (тип двигунів, повітрозбірників та їх розміщення на літаку) і т.д. Схемні ознаки є дискретними. При автоматизованому проектуванні їх можна закодувати певними числами, що виступають у ролі констант для одного варіанта розрахунку. Основними схемними ознаками є такі:

– схема розташування крила (низькоплан, високоплан, середньоплан);

– схема механізації крила (тип механізації по передній і задній кромках, наявність інтерцепторів);

– схема оперення (нормальне, Т-подібне, хрестоподібне);

– схема силової установки (тип і розташування двигунів на літаку, тип повітрозабірників);

– схема шасі (схема прибирання, число основних стояків, число коліс на передньому і основному стояках, число гальмівних коліс);

– тип керування літаком (ручне, бустерне, електродистанційне);

– особливості конструкції (тип панелей, спосіб герметизації паливних баків, ступінь використання композиційних матеріалів у конструкції літака);

– схема фюзеляжу (вузькофюзеляжний, широкофюзеляжний, число палуб).

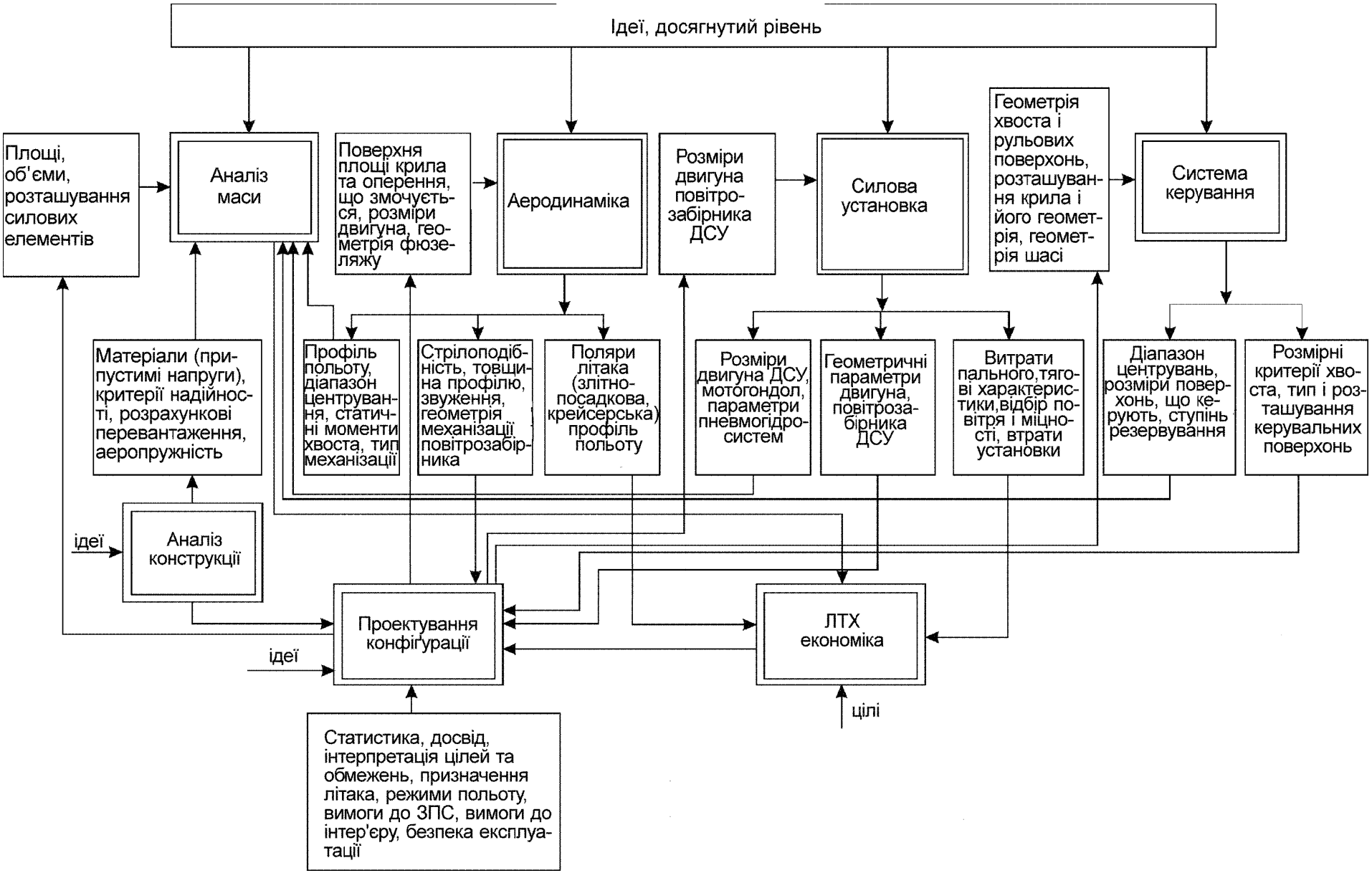


Рис. 1.25. Схема потоків інформації в процесі формування зовнішнього вигляду літака

У рамках заданої схеми форма і розміри літака і його частин характеризуються такими параметрами. Це перш за все розмірні параметри: площа крила S і стартова тяга двигунів P_0. У практиці проектування іноді зручно користуватися похідними цих параметрів: питомим навантаженням на крило $p_0 = m_0 g / S$ і стартовою тягоозброєністю , де m_0 – проектне значення злітної маси літака. Ці й узагальнені параметри, що характеризують аеродинамічну досконалість схеми літака (C_{ya}, C_{xa}, K) і ефективність його силової установки (C_p, $m_П$), однозначно визначають льотні характеристики літака. Названі аеродинамічні й енергетичні параметри є функціями геометричних параметрів планера і газодинамічних параметрів двигуна, а також параметрів, що характеризують взаємне розташування агрегатів літака. Основні з них наведені в табл. 1.4.

Варіюючи ці параметри, а також схемні вирішення, проектувальник досягає цілей проектування. Зрозуміло, вказані параметри і схемні ознаки не дозволяють отримати повне уявлення про проект. Можна назвати цілий ряд додаткових параметрів, від вибору яких залежить досконалість літака. Наприклад, для крила такими параметрами є параметри, що характеризують форму і розміри напливів і закінцівок крила, закони деформації його серединної поверхні, скрученість і т.д.

Збільшення числа шуканих параметрів у процесі пошуку оптимального зовнішнього вигляду літака внаслідок урахування їх взаємовпливу може привести до поліпшення характеристик проекту. Проте це пов'язано з ускладненням обчислювального алгоритму і труднощами його реалізації на ЕОМ. До того ж у даний час немає достатньо точних і надійних алгоритмів, що описують всю різноманітність зв'язків між параметрами і характеристиками літака, особливо на ранніх етапах його розроблення. У цих умовах задачу доводиться вирішувати поетапно, залишаючи ухвалення рішень по цілому ряду параметрів на пізніші етапи розроблення або приймаючи їх апріорі на підставі минулого досвіду. З розвитком уявлень про такі зв'язки, а також вдосконалення ЕОМ і обчислювальних методів аналізу і оптимізації багатопараметричних моделей число шуканих параметрів постійно збільшується.

Розглянемо тепер основні чинники, які формують галузь існування проекту, тобто виступають як обмеження при виборі проектних параметрів або однозначно їх визначають. Перш за все, це обмеження, що диктуються умовами фізичної реалізовності літака. Ці умови є обов'язковими для будь-якого літака незалежно від його призначення. Зв'язки між параметрами і характеристиками літака, визначувані умовами фізичної реалізації, називають рівняннями існування.

Таблиця 1.4

Параметри літака

Параметр	Позначення
Площа крила, м^2	S
Подовження крила	$\lambda кр$
Стрілоподібність крила, град	$\chi_{кр}$
Відносна товщина крила	$\overline{C}_{кр}$
Звуження крила	$\eta_{кр}$
Площа горизонтального оперення (ГО), м^2	$S_{го}$
Подовження ГО	$\lambda_{го}$
Площа вертикального оперення (ВО), м^2	$S_{во}$
Подовження ВО	$\lambda_{во}$
Подовження фюзеляжу	$\lambda_{ф}$
Діаметр фюзеляжу, м	$D_{ф}$
Плече горизонтального і вертикального оперень, м	$L_{го}, L_{во}$
Статична тяга двигунів, даН	P_0
Ступінь двоконтурності двигунів	y
Ступінь стиснення компресора	$\pi_к$
Ступінь стиснення вентилятора	$\pi_в$
Температура газів перед турбіною, К	$T_З$
Кут установлення крила, град	$\alpha_{уст}$
Геометрична скрученість крила, град	$\varphi_{кр}$
Відносна товщина ГО	$\overline{C}_{го}$
Звуження ГО	$\eta_{го}$
Стрілоподібність ВО, град	$\chi_{во}$
Відносна площа вертикального оперення	$\overline{S}_{во}$
Відносна площа горизонтального оперення	$\overline{S}_{го}$
Відносний розмах закрилків	$l_{закр} / l_{кр}$
Відносні координати двигунів впродовж розмаху крила	$\bar{l}_{дв\,i}$

Наступна група обмежень виходить з необхідності виконувати при проектуванні літака ряд вимог директивного характеру, що диктуються, наприклад, Нормами льотної придатності, Нормами міцності і т.д. Вони є однаковими для всіх літаків певного призначення.

І, нарешті, завершальну групу обмежень, що визначають вибір проектних параметрів, формують вимоги ТЗ до характеристик проектованого літака, специфічні для кожного літака. ТЗ регламентує, наприклад, масу комерційного навантаження для розрахункових дальностей польоту, діапазони швидкостей і висот польоту, вимоги до аеродромів базування і т.д. Ці обмеження доцільно задавати у вигляді нерівностей. У табл. 1.5 наведені найважливіші характеристики літака, ТЗ, що задаються.

Таблиця 1.5

Найважливіші характеристики літака.

Характеристика	**Позначення**
Число пасажирів, чол.	$n_{пас}$
Крок крісел, мм	$t_{кр}$
Максимальне комерційне навантаження, кг	$m_{ком}$
Розрахункова дальність польоту, км	$L_{р}$
Максимальна дальність польоту, км	$L_{\max}$
Потрібна посадкова дистанція при максимальній посадковій масі, м	$L_{пос}$
Потрібна довжина ЗПС при максимальній злітній масі в розрахункових умовах (Т= 30 °С, *p* = 730 мм рт.ст.), м	$L_{ЗПС}$
Крейсерська швидкість, км/год (або $M_{кр}$*)	$V_{кр}$
Швидкість заходу на посадку з максимальною посадковою масою, км/год	$V_{з.п}$
Число членів екіпажу та бортпровідників, чол.	$n_{ек}$
Ресурс до списання планера літака, основних літакових агрегатів, елементів незнімного устаткування, годин (число посадок)	$T_{р}(N)$
Термін служби, років	$T_{с}$

* Може виступати як параметр

Числові значення, що характеризують схему літака, а також величини його потрібних характеристик, є початковими даними для проектування. Проте перерахованих даних зазвичай недостатньо, щоб однозначно визначити параметри літака і розрахувати його техніко-економічні характеристики.

Деякі додаткові вхідні дані наведені в табл. 1.6.

Таблиця 1.6

Додаткові вхідні дані

Додаткові вхідні дані	**Позначення**
Експлуатаційно-економічні дані	
Ціна палива	c_T
Коефіцієнт завантаження	φ
Річний час використання, ч/год	$T_Г$
Термін амортизації, років	T_a
Залишкова вартість, %	$T_{зал}$
Число літаків у серії, шт.	N_c
Відношення числа пасажирів у салонах 1-го класу до загального числа пасажирів	$n^1_{пас} / n_{пас}$
Інші дані	
Максимальний швидкісний напір, даПа	$q_{\max}$
Маса постійного бортового устаткування, кг:	
радіотехнічного	$m_{р.о}$
Пілотажно-навігаційного	$m_{п.н}$
Контрольно-випробного	$m_{к.в}$
Відносна потужність ДСУ	$N_{ДСУ} / N_{дв}$

Рішення про числові значення наведених даних мають бути прийняті до моменту початку проектування.

До додаткових вихідних даних можна також віднести характеристики двигуна (якщо літак проектується під готовий двигун) і деякі інші.

1.3.8. Опис алгоритму формування зовнішнього вигляду літака

У САПР описану вище задачу можна реалізувати на основі алгоритму, схема якого показана на рис. 1.26. Операції, що виконуються проектувальником, на схемі позначені окружністю, а машинні операції – прямокутником.

Вхідними даними алгоритму є, перш за все, числові величини, що визначають значення льотно-технічних характеристик літака, які диктуються ТЗ на проект. Друга

група вхідних даних формується зі схемних рішень, що призначаються проектувальником. На основі аналізу вимог до літака, досвіду розроблення літаків аналогічного призначення, вивчення результатів наукових досліджень щодо перспективних напрямів авіабудування, особистих творчих здібностей проектувальник намічає ряд ознак, що характеризують схему літака.

Кожній ознаці в алгоритмі відповідає певне число – "ключ". Числові значення вхідних даних виступають як константи моделі для одного варіанта розрахунку.

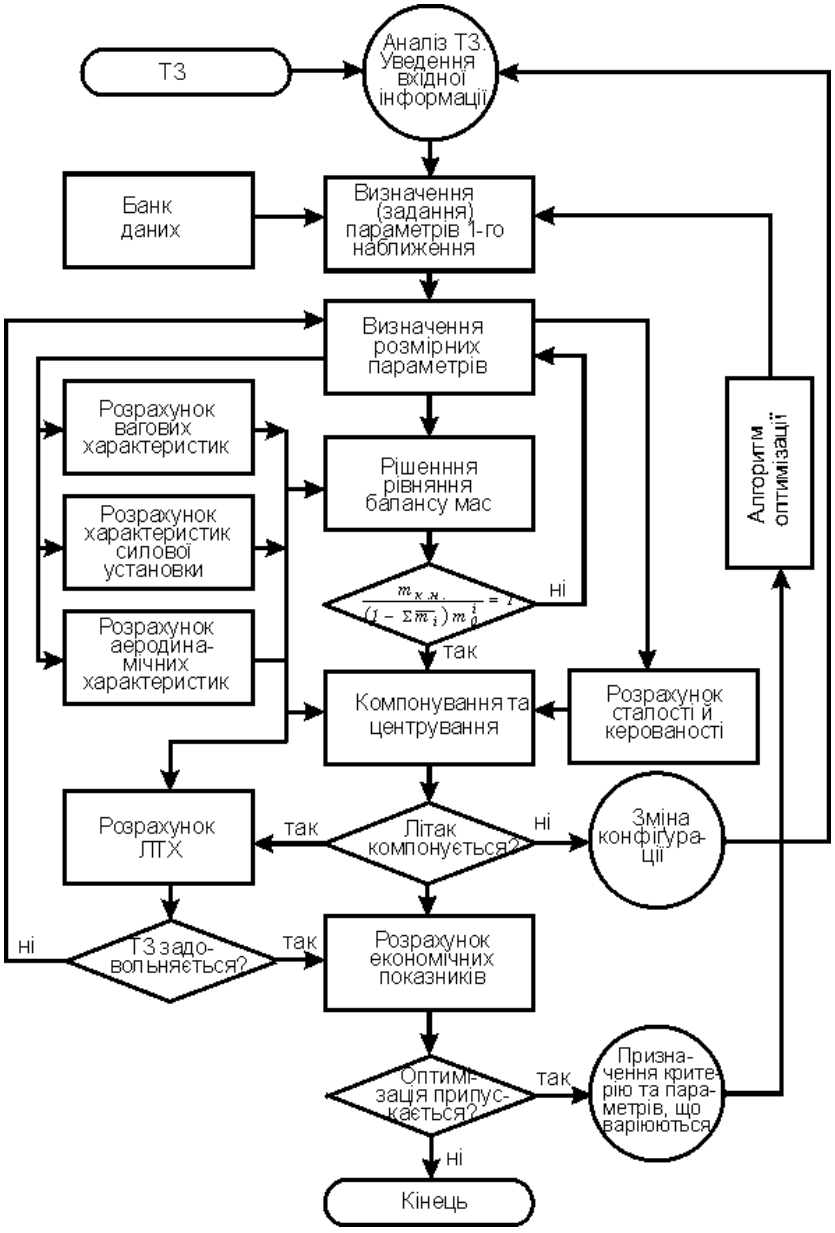


Рис. 1.26. Схема алгоритму формування зовнішнього вигляду літака

На основі вхідних даних, а також інформації, що зберігається в банку даних, обчислюють або задають:

– параметри стандартної атмосфери на розрахункових висотах польоту і розрахункове число M польоту;

– параметри аеродромів зльоту і посадки ($L_{ЗПС}$, $B_{ЗПС}$, $\sigma_{гр}$, ...);

– надмірний тиск у пасажирському салоні;

– прогнозовані значення аеродинамічних характеристик літака ($C_{y\,від}$, $C_{y\,з.п}$, $K_{кр}$, $K_{зл}$, $C_{x\,0}$, ...);

– коефіцієнти, що характеризують зміну тяги двигуна за швидкістю і висотою, а також деякі інші статистичні коефіцієнти, необхідні для визначення проектних параметрів початкового наближення;

– початкові значення шуканих параметрів (S, P_0, λ, χ, η, $\overline{C}$, T_3,...).

Визначення основних параметрів починають із знаходження параметрів "зав'язки" проекту — питомого навантаження на крило p_0 і стартової тягоозброєності літака t_0. Передбачено також можливість завдання p_0 проектувальником.

Далі визначають складові рівняння балансу мас. Для цього спочатку проводять розрахунки, пов'язані з визначенням маси, геометричних параметрів і робочих характеристик силової установки. Якщо літак проектують під заданий двигун, його характеристики можуть бути безпосередньо введені користувачем. Потім послідовно визначають масу палива, масу крила, оперення, фюзеляжу, шасі, устаткування, спорядження і керування. В алгоритмі передбачено можливість задання користувачем маси готових виробів, що входять у комплектацію проектованого літака. Рівняння балансу мас записують у такому вигляді:

$$A = \frac{m_{ком}}{(1-\overline{m}_{\Sigma})m_0}, \qquad (1.42)$$

де $m_{ком}$ – маса комерційного навантаження; $\overline{m}_{\Sigma}$ – сума відносних мас конструкції, палива, силової установки, устаткування, спорядження, керування; m_0 – злітна маса літака; A – результат вирішення.

Рівняння (1.42) вважається вирішеним, якщо A=1±0,001. Вирішення його здійснюється ітераційним способом.

Набуте значення злітної маси дозволяє визначити розміри літака і перейти до реалізації ітераційних циклів, пов'язаних з дотриманням умови рівності потрібної і наявної тяг. Для цього уточнюють геометричні параметри літака, відповідні певному значенню злітної маси, розрахунковим значенням навантаження на крило і стартової тягоозброєності. Потім розраховують аеродинамічні характеристики літака. Ці розрахунки дозволяють при заміні статистичних даних за аеродинамікою на розрахункові повторити цикли розрахунків за визначенням основних параметрів літака, починаючи з визначення питомого навантаження на крило. Число ітерацій залежить від того, наскільки правильно були вибрані аеродинамічні характеристики літака на етапі формування початкової інформації. У даному алгоритмі умовою виходу з ітерації є задоволення нерівності

$$\left|\frac{m_{0(i-1)} - m_{0i}}{m_{0i}}\right| \leq 0{,}001, \qquad (1.43)$$

де m_{0i} – значення злітної маси літака, визначене на *і–му* кроці ітерації.

Наступний цикл розрахунків пов'язаний з корекцією параметрів літака, виходячи з основних вимог компонування та центрування. Тут вирішується задача визначення раціонального взаємного розташування крила, фюзеляжу, оперення й шасі, а також розміщення вантажів у літаку. З метою спрощення формалізації процесу компонування літак розчленований на три компонувальні групи: групу крила, групу шасі і групу фюзеляжу. Останню прийнято як базову. Задача компонування зводиться до визначення місцеположення початку координат компонувальних груп, заздалегідь сформованих відповідно до директив за схемою літака відносно початку координат базової групи. Мета досягається шляхом вирішення системи рівнянь компонування, що відображають такі умови і обмеження:

– умова подовжньої статичної стійкості на крейсерському режимі;

– умова балансування літака на злітно-посадкових режимах;

– умова підйому переднього колеса шасі на швидкості 0,95 $V_{від}$ при зльоті;

– умова незвалювання на хвіст порожнього спорядженого літака при стоянці на землі;

– умова незачіпання ЗПС хвостовою частиною фюзеляжу при відриві або посадці;

– умова незачіпання ЗПС кінцем крила при посадці з максимально допустимим креном;

– умова неперекидання на крило при рулінні по землі із заданим радіусом розвороту;

– умова незачіпання ЗПС носом фюзеляжу при різкому гальмуванні;

– умова незачіпання ЗПС гондолами двигунів (при їх розміщенні під крилом);

– умова мінімального розбігу центрувань у льотному діапазоні:

– конструктивні обмеження на базу і колію шасі.

Розрахунки, пов'язані з визначенням характеристик стійкості й керованості літака, дають можливість здійснити корекцію таких конструктивних параметрів літака, як кут поперечного V крила, кут установки двигунів, кут установки стабілізатора, кути балансувань відхилення поверхонь керування і т.д. У разі потреби після цього уточнюють аеродинамічні та вагові характеристики літака і потім погоджують його параметри.

Для того, щоб переконатися, що фактичні (розрахункові) льотно-технічні характеристики літака повністю задовольняють ТЗ на проект, а його економічні показники є прийнятними, необхідно провести перевірочні розрахунки за визначенням льотно-технічних характеристик літака і його економічних даних за

загальноприйнятими методиками. Оцінюючи результати цих розрахунків, проектант у разі потреби змінює "входи", перш за все пов'язані з проектними альтернативами, що задаються, добиваючись відповідності розрахункових характеристик потрібним або їх коректування за узгодженням із замовником.

Сенс описаного вище алгоритму формування зовнішнього вигляду літака зводиться до визначення допустимого варіанта проекту літака, що відповідає заданим вимогам і обмеженням при вибраній схемі літака і заданому наборі незалежних параметрів, що характеризують його планер і силову установку. Кінцева ж мета проектування – знаходження оптимального за вибраним критерієм проекту літака. Ця мета досягається підключенням алгоритму оптимізації, що реалізовує спеціальну процедуру керування, яка дозволяє на основі оцінки результатів розрахунків ітеративно змінювати незалежні змінні, добиваючись досягнення екстремуму цільової функції.

Комбінація наявних у бібліотеці числових методів оптимізації дозволяє достатньо надійно відшукати глобальний екстремум цільової функції для прийнятої номенклатури варійованих параметрів.

Для реалізації описаного вище алгоритму формування зовнішнього вигляду літака розроблено програмний комплекс, структурно-функціональна схема якого показана на рис. 1.27. Крім загальносистемних засобів комплекс містить керуючі програми режимів роботи і пакети прикладних програм.

Відповідно до блокового принципу моделювання пакети об'єднані у функціональні блоки, відповідні структурі моделі літака (див. рис. 1.27). Комплекс складається із семи функціональних блоків, що є набором модулів простої і складної структури, що вирішують окремі задачі проектування. Модульний принцип програмування робить комплекс відкритим для подальшого розвитку, дозволяє проводити заміну окремих модулів або розширення їх складу залежно від типу вирішуваної задачі і використовуваних методів розрахунку.

Комплекс функціонує за допомогою керуючих програм режимів розрахунку. Відповідно до переліку задач даного етапу передбачено три режими роботи комплексу: власне режим формування зовнішнього вигляду, режим параметричного аналізу й режим оптимізації.

Керуючі програми визначають послідовність звернень до блоків або їх модулів, обмін даними між ними, організовують необхідні ітераційні цикли залежно від режиму роботи комплексу. Керуюча програма складається із звернень до модулів, а також логічних операторів. Обмін інформацією між програмою, що керує, і модулями здійснюється через формальні параметри.

1.3.9. Оптимізація параметрів ближнього магістрального пасажирського літака

Розглянемо приклад використання описаного вище програмного комплексу для вирішення задачі оптимізації параметрів ближнього магістрального літака. Як

формальна стратегія пошуку найвигіднішого поєднання параметрів літаків використовують алгоритм мінімізації цільової функції Джівса і Хука. Для роботи комплексу в режимі оптимізації користувач має вказати цільову функцію (критерій), призначити параметри, що оптимізуються, вибрати базову точку (задати початкові значення параметрів), крок зміни параметрів, а також верхні та нижні межі їх зміни.

Задача формулюється таким чином. При заданих тактико-технічних вимогах і ухвалених схемних вирішеннях за проектом визначити:

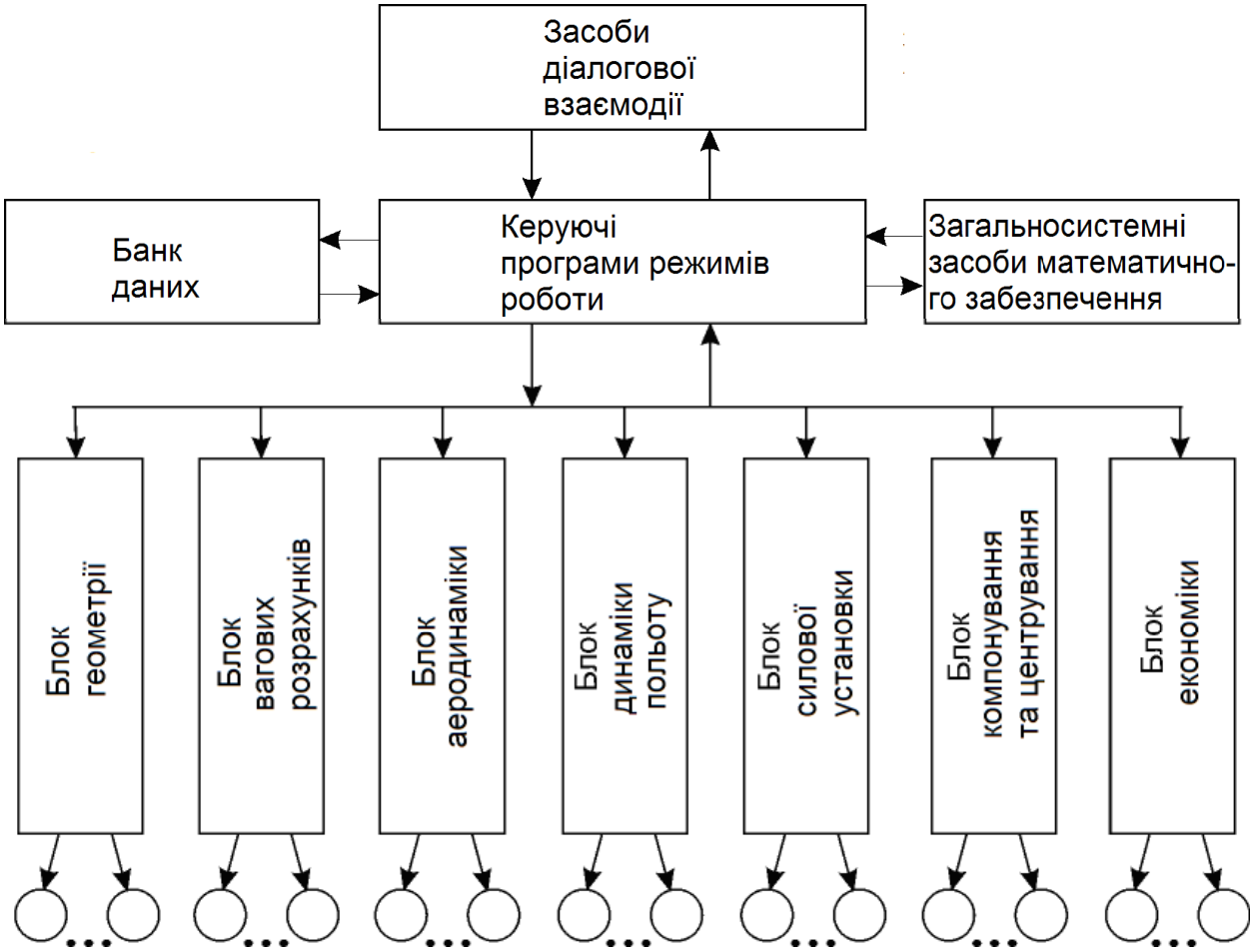


Рис. 1.27. Структурно–функціональна схема програмного комплексу формування зовнішнього вигляду літака

– оптимальне значення швидкості крейсерського польоту і відповідні йому параметри літака: питоме навантаження на крило, його подовження, стрілоподібність вздовж 1/4 хорди, а також відносну товщину;

– вплив вартості палива на величину оптимального значення крейсерської швидкості;

– поведінка оптимуму за $V_{крейс}$ при зміні дальності польоту.

Як критерій оптимальності (цільовій функції) прийняті приведені витрати на тонно-кілометр, визначувані за формулою

$$a_{пр} = a + a_{кап.вкл},$$

де a – собівартість перевезень, коп/т·км;

$a_{кап.вкл}$ – приведені капіталовкладення, коп/т·км.

До проектованого літака пред'являють такі основні вимоги:

– комерційне навантаження – 14,5 т;

– число пасажирів – 120 чол.;

– висота крейсерського польоту – 7800 м;

– розрахункова дальність польоту – 1750 км;

– довжина ЗПС – 2150 м.

Як вихідну прийнято схему низькоплана з трьома турбореактивними двоконтурними двигунами, два з яких розміщені під крилом, а один — на фюзеляжі. Оперення – Т-подібне, шасі – трьохопорне з переднім стояком, основні стояки на крилі забираються у фюзеляж. Крило забезпечено двохщілинними закрилками і передкрилками.

Прийнято, що питомі параметри двигунів $(y, c_p, \gamma_{дв})$ відомі і не змінюються в процесі вирішення задачі.

Якісний аналіз зв'язків параметрів літака, що оптимізуються, з цільовою функцією указує на наявність оптимуму. Дійсно, збільшення $V_{крейс}$ збільшує годинну продуктивність літака і, отже, приводить до зниження собівартості перевезень. Проте перевищення швидкості, відповідної $M_{крейс}$, пов'язано із зростанням маси конструкції, збільшенням потрібної тяги двигунів. Це призводить до зростання експлуатаційних витрат і підвищення собівартості перевезень. З іншого боку, зниження швидкості дозволяє зменшити стрілоподібність крила і збільшити його відносну товщину, що приводить до зниження маси конструкції або при фіксованій масі дозволяє збільшити подовження крила. Останнє веде до підвищення аеродинамічної якості, а отже, до зменшення потрібної тяги двигунів і зниження витрати палива, тобто експлуатаційних витрат.

При зміні ціни на паливо перерозподіляється структура експлуатаційних витрат, а отже, оптимальне значення $V_{крейс}$ також змінить свою величину. Моделювання на ЕОМ за допомогою розробленого програмного комплексу дозволяє дати кількісну оцінку відмічених вище чинників.

Задача вирішувалася в такій послідовності.

Спочатку був вибраний діапазон зміни швидкості крейсерського польоту. З досвіду і статистики було прийнято $V_{крейс}$ = 620...780 км/год. При виборі приймалися

до уваги дальність і робоча висота польоту. Проте при збільшенні ціни на паливо потрібно було змінити нижню межу $V_{крейс} = 550$ км/год. У всьому діапазоні в першому випадку було прораховано п'ять точок, відповідних оптимальним значенням функції, в другому випадку (при збільшенні ціни палива) — сім.

Були прийняті верхні й нижні межі значень чотирьох параметрів оптимізації та їх відстань.

Параметр	Межі зміни	Відстань
p_0	390 ... 490	50
λ	6,5 ... 9,5	1
χ	5 ... 29	8
$\overline{C}$	0,11 ... 0,15	0,02

Для дослідження впливу ціни палива на оптимальні параметри приймемо два значення ціни, наприклад, 40 од. за тонну (рис. 1.28, а; 1.29, а) і 68 од. за тонну (рис. 1.28, б; 1.29, б).

Ціна палива – 40 од. за тонну

$V_{крейс}$, км/год	620	660	700	740	780
$a_{пр}$, коп/т·км	11,5	11,21	10,85	11,34	11,84
$\lambda_{опт}$	9,25	9,1	8	7,75	7,25
$\chi_{опт}$, град	5	5	5	17	23
$\overline{C}_{опт}$	0,1175	0,115	0,11	0,11	0,11
p_0, даН/м^2	390	390	390	390	390

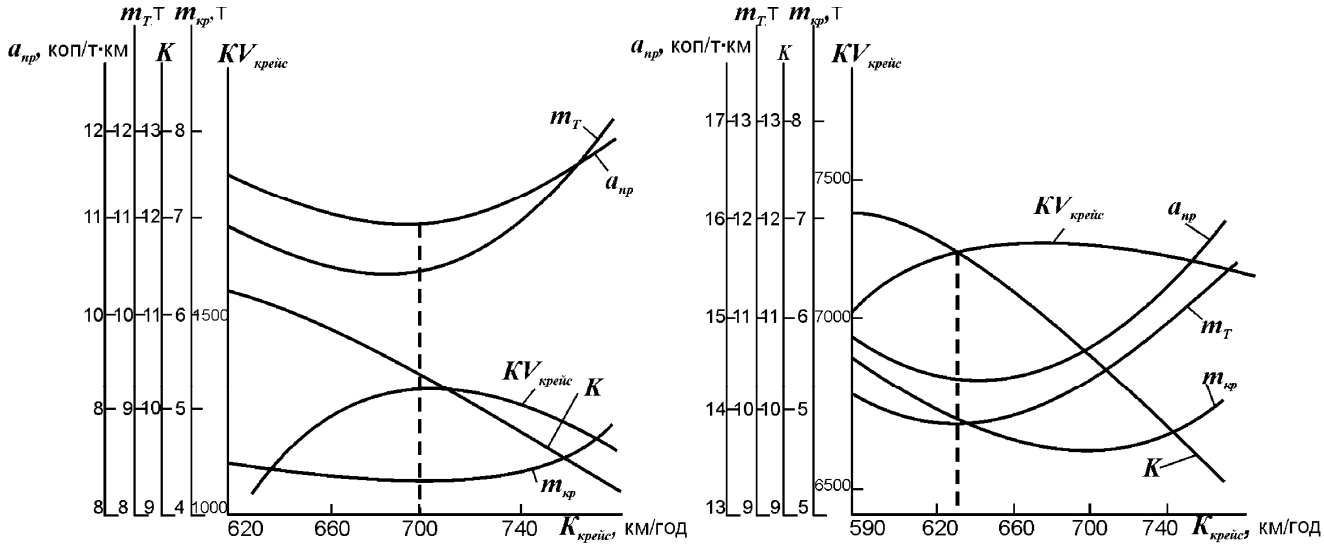
Ціна палива – 68 од. за тонну

$V_{крейс}$, км/год	550	590	610	620	660	700	740	780
$a_{пр}$, коп/т·км	15,7	14,9	14,62	14,44	14,6	14,7	15,4	16,01
$\lambda_{опт}$	9,5	8,5	8,5	9	8,5	8,25	8,25	8,5
$\chi_{опт}$, град	0	0	5	1	1	1	17	29
$\overline{C}_{опт}$	0,1175	0,115	0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,11
p_0, даН/м^2	–	440	420	390	400	400	440	490

Видно, що в першому випадку оптимальне значення швидкості становить приблизно 700 км/год, а в другому – 630 км/год. Цей результат цілком узгоджується з тенденцією деякого зниження крейсерської швидкості, що намітилася, у зв'язку зі

зростанням ціни на паливо.

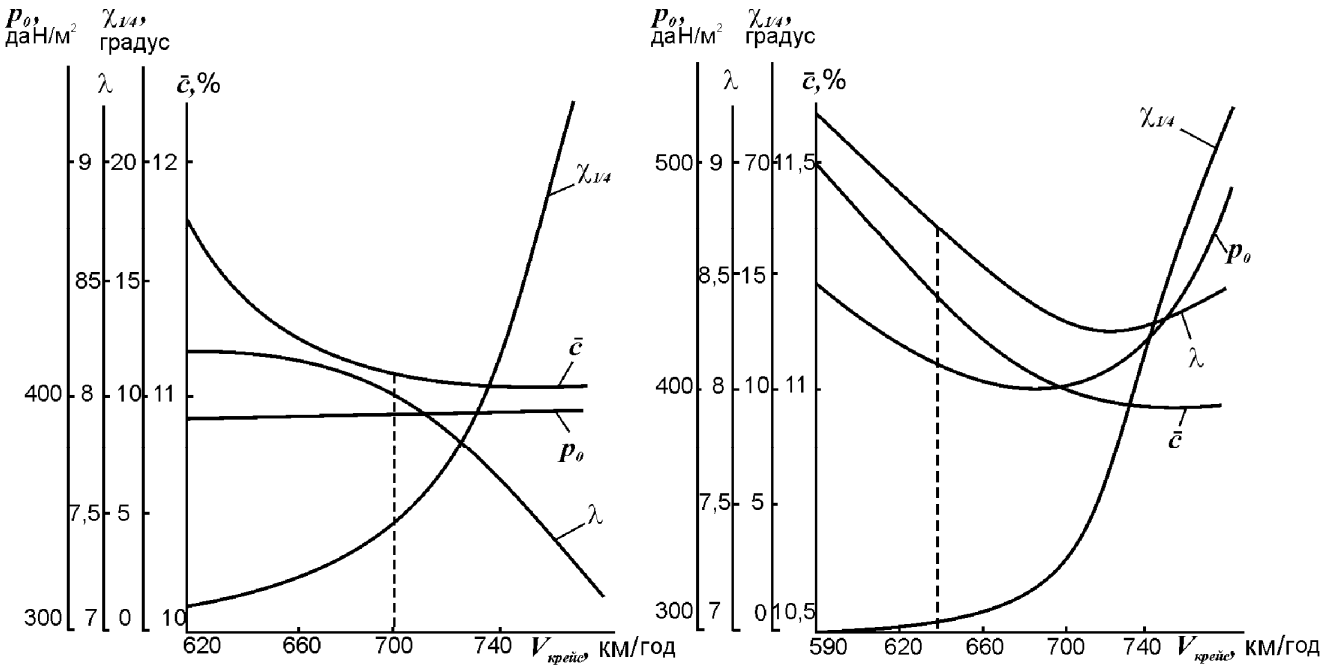
На рис. 1.30 показано вплив дальності польоту на оптимальне (за мінімумом собівартості перевезень) значення крейсерської швидкості. Розрахунки проводили для випадку ціни на паливо 68 од. за тонну.



а б

Рис. 1.28. Зміна цільової функції та її складових за $V_{крейс}$:

а – при старій ціні на паливо; *б* – при новій ціні на паливо



а б

–

Рис. 1.29. Зміна варійованих параметрів при мінімізації цільової функції:

а – при старій ціні на паливо; б – при новій ціні на паливо

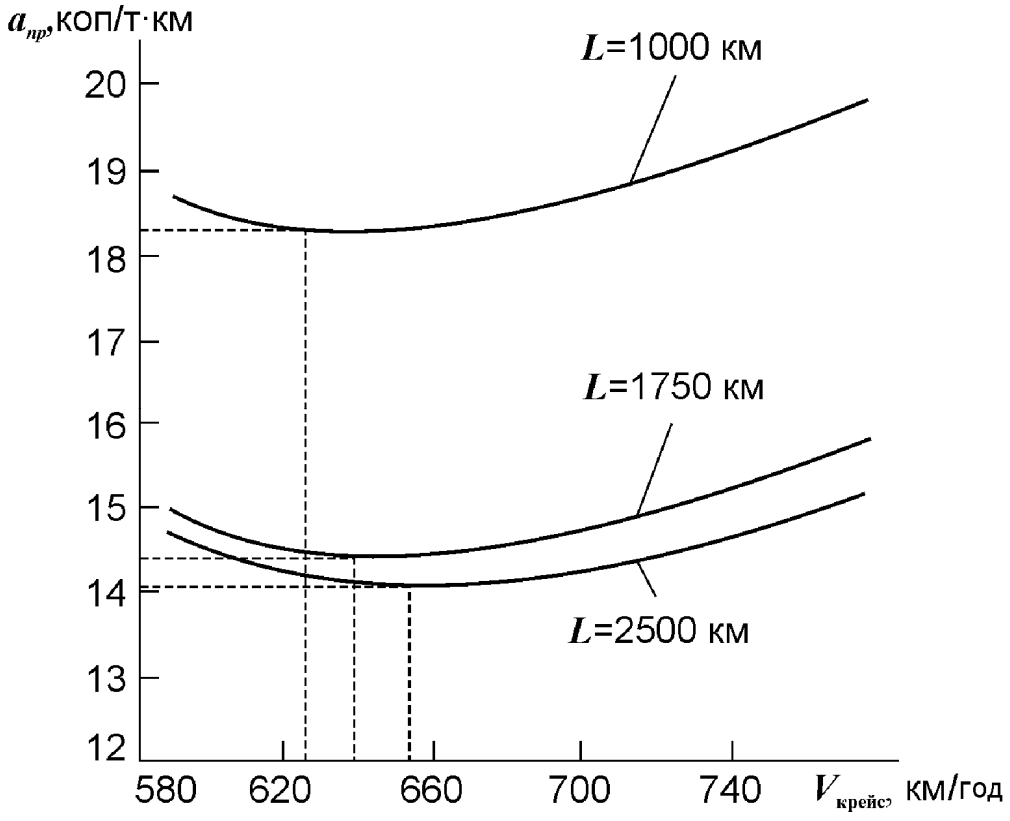


Рис. 1.30. Вплив дальності польоту на оптимальне значення $V_{крейс}$

Як випливає з графіків, зі збільшенням дальності польоту оптимальне значення $V_{крейс}$ росте через випереджаюче зростання рейсової швидкості. Видно також, що при вибраних значеннях параметрів політ на малі дальності (L = 1000 км) економічно невигідний, оскільки при цьому різко зростає собівартість перевезення. Проведений аналіз дозволяє зробити деякі практичні висновки, що стосуються проектування ближніх магістральних літаків в умовах зростання цін на паливо:

1. Із зростанням цін на паливо для даних літаків економічно вигідні швидкості крейсерського польоту близько 660 км/год.

2. Повернення до прямого крила або крила малої стрілоподібності для таких літаків значно підвищує їх паливну ефективність.

3. Для заданих вимог оптимальними за критерієм $a_{пр}$ з урахуванням нових цін на паливо є такі величини параметрів крила: λ = 8,8; p_0 = 420 даН/м^2; χ = 0; $\overline{C}$ = 0,1125.

4. Вказане зростання ціни на паливо призвело до зростання приведених витрат на тонно-кілометр приблизно на 5 коп/т·км.

5. Оптимізація параметрів крила (λ, $\chi_{1/4}$, p_0, $\overline{C}$) за критерієм $a_{пр}$ дозволяє понизити собівартість тонно-кілометра на 9,5 ... 10 % порівняно з проектом, параметри якого вибрані за досвідом, статистикою й інтуїцією.

Спосіб вибору параметрів	$a_{пр}$, коп/тк·м	m_0, кг
За статистикою	11,86	48 300
Оптимальних за критерієм $a_{пр}$	10,85	46 840

Якщо ж ураховувати можливу неточність моделі (помилка у тестах досягала 5 %), то і в цьому випадку виграш за собівартістю становить більше 5 %.

На рис. 1.31 зображено креслення загального вигляду ближнього магістрального літака, параметри якого оптимізовані за допомогою описаної підсистеми. Креслення виконано на графічному пристрої.

Наведений приклад демонструє деякі можливості автоматизованого формування зовнішнього вигляду літака і, зокрема, роль оптимізації при виборі проектних параметрів літака.

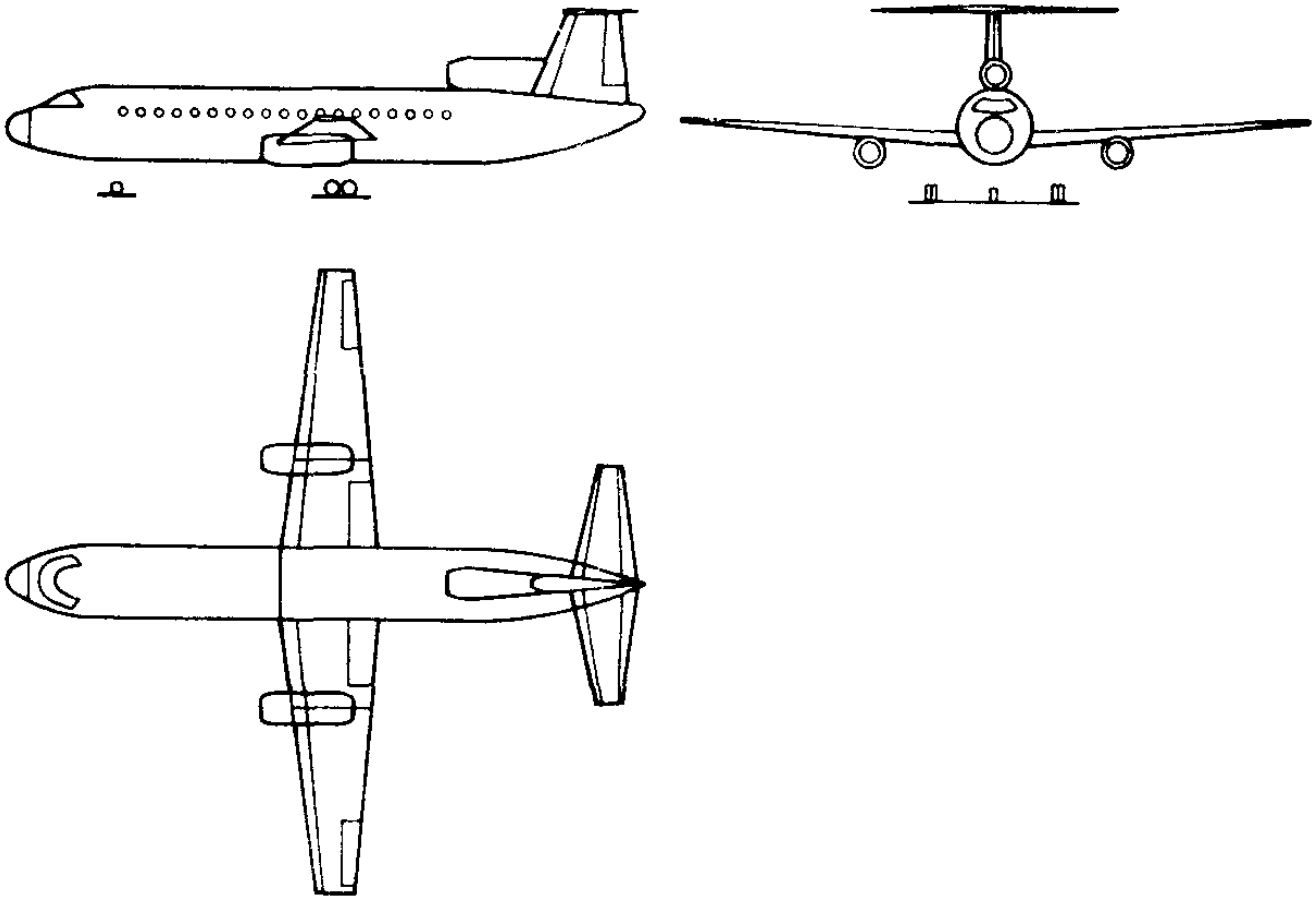


Рис. 1.31. Загальний вигляд оптимізованого літака,
викреслений на графічному пристрої

Глава 2. ПОПЕРЕДНІЙ ПРОЕКТНИЙ АНАЛІЗ ЛІТАКА

2.1. ВИХІДНІ ДАНІ ДЛЯ ПРОЕКТУВАННЯ ЛІТАКА І РОЗРОБЛЕННЯ ВИМОГ ДО ЛІТАКІВ

При проектуванні літака існує дві стадії: "зовнішнє" та "внутрішнє" проектування. Далі розглянуто проблеми "внутрішнього" проектування.

Вищий ієрархічний рівень "внутрішнього" проектування, відповідний етапу розроблення технічної пропозиції (етапу попереднього проектування), має своєю задачею формування зовнішнього вигляду літака: вибір схеми літака й визначення найвигіднішого поєднання основних параметрів літака і його систем, які відповідають заданим тактико-технічним вимогам.

Вихідними даними для проектування літака можуть бути:

– тактико-технічні вимоги замовника до даного літака (ТТВ);

– ідеї головного конструктора;

– рекомендації НДІ промисловості.

Крім того, вихідними даними для проектування є і обмеження на умови експлуатації і на особливості застосування літака (обмеження на результати проектування), та обмеження, що зумовлюються методами проектування.

Обмеження на результати проектування разом із ТТВ до даного літака є, по суті, зв'язками із "зовнішнім" проектуванням, оскільки визначають умови функціонування літака у вищій щодо ієрархії системі (у разі пасажирського літака – в системі цивільної авіації) і умови виготовлення літака в серійному виробництві. До цих обмежень відносяться:

– обмеження загальних тактико-технічних вимог (для літаків цивільної авіації – "Норми льотної придатності літаків транспортної та пасажирської категорії", FAR-25, JAR-25);

– фізичні обмеження;

– наявність і технічний рівень устаткування;

– рівень виробничих навичок або виробничої технології.

Обмеження, зумовлені методами проектування, містять:

– рівень знань;

– терміни проектування;

– можливості наявного лабораторного обладнання;

– можливості наявної обчислювальної техніки.

Розглянемо як приклад фізичні обмеження.

Атмосфера. Існує таблиця міжнародної стандартної атмосфери (МСА), в якій наведено дані про температуру $t_{H.B}$, тиск $p_{H.B}$, питому вагу γ, щільність ρ повітря, про відношення щільності повітря на даній висоті до щільності повітря на рівні океану Δ, про швидкість звуку в повітрі a і про інші фізичні характеристики повітря залежно від висоти над рівнем океану.

При проектуванні літаків зазвичай використовують три характерні умови атмосфери (табл. 2.1):

– нормальні умови (НУ);
– розрахункові умови (РУ), які застосовують при розрахунках злітно-посадкових характеристик;
– умови в стратосфері.

Таблиця 2.1

Основні дані про характерні умови атмосфери

Параметри атмосфери	Позначення	Розмірність	Нормальні умови	Розрахункові умови	Умови в стратосфері
Висота	H	м	0	0	$H \geq 11000$
Температура	$t_{\text{н.в}}$	^{0}C	+15	+30	-56,5
Тиск	$p_{\text{н.в}}$ $p_{\text{н.в}}$	мм рт. ст. Па	760 101325	730 973,35	– –
Щільність повітря	ρ	кг/м^3	1,225	1,120	–
Швидкість звуку	a	м/с	340,294	350	295,069

Кліматичні умови (граничні). При проектуванні літаків необхідно враховувати таке (табл. 2.2):

Таблиця 2.2

Основні дані про кліматичні умови

Тип клімату	Умови	Температура, ^{0}C		Відносна вологість, %
		max	min	
Пустельний	Суха спека, інтенсивна сонячна радіація, піщаний пил	повітря – до +60^0, земля – до +75^0	вночі – до -10^0	5
Тропічний	Волога спека, висока відносна вологість, зростання плісняви, руйнуюча дія комах	повітря – до +40^0, земля – до +70^0	вночі – до +25^0	100
Морський	Вологий солоний пил	+50^0	-40^0	100
Арктичний	Низька температура, крижаний пил	-25^0	до -70^0	–
Великі висоти	Низька температура, низький тиск, конденсація водяної пари, зумовлена швидкою зміною температури	–	до -90^0	–

– у тропічних умовах неметалеві матеріали уражаються пліснявою і комахами (термітами, личинками), що особливо слід ураховувати при ізоляції електропроводки, оскільки ураження цієї ізоляції призводить до коротких замикань і виходу обладнання та керування з ладу;

– у тропічних умовах задається 10 %-на вологість при високій температурі зовнішнього повітря (+40 ^{0}C), що визначає розрахункову умову для всіх систем охолодження.

Вітер. Для розрахунку злітно-посадкових характеристик приймають швидкість бокового вітру W_z = ± 15 м/с.

Навантаження при бовтанці розраховують при індикаторній швидкості вертикального пориву вітру: W_{yi} = ± 15 м/с ($W_{yi} = \frac{W_{io}}{\sqrt{\Delta}}$).

2.1.1. Використання статистичних матеріалів у проектуванні

Сьогодні у зв'язку з широким розвитком аналітичних методів проектування, методів оптимального проектування і автоматизованого проектування використання статистичних даних втратило своє першорядне значення при виборі параметрів нового літака. Але етап розроблення технічного завдання, оцінювання конкурентоспроможності й порівняння ефективності не можуть обійтися без використання статистичних даних кращих зразків існуючої авіаційної техніки.

Статистичні матеріали (СМ) дають уявлення про сучасний рівень розвитку авіаційної техніки:

а) типи літаків і виконувані ними завдання;

б) льотні характеристики літаків;

в) експлуатаційні дані;

г) обладнання літаків, конструкційні матеріали, двигуни;

д) типи конструкцій;

е) вартість літаків та їх бойова та транспортна ефективність.

Перш ніж скласти технічне завдання для проектування нового літака, потрібно знати, що вже створено, яким чином, якими шляхами йде розвиток, що необхідно для практичного використання і з якою ефективністю. Ці знання служать основою для складання ТТВ. Таким чином, можна обмежити області (напрямки) використання СМ:

– аналіз СМ показує напрямки розвитку аеродинамічних і конструктивних схем, конструкційних матеріалів, технологій, обладнання, двигунів, льотних характеристик і т.д.;

– на основі вивчення статистики аналогічних за призначенням літаків складається технічне завдання, яке разом із СМ потім служить для основної розробки технічної пропозиції (аванпроекту, попереднього проекту);

– СМ дають можливість оцінити конкурентоспроможність проектованого літака на внутрішньому і зовнішньому ринках (проектований літак порівнюють з існуючими);

– СМ дають основу для вибору схеми літака, типу та кількості двигунів, служать вхідним (початковим) матеріалом визначення злітної маси літака і його основних параметрів, допоміжним матеріалом – для розроблення компонування літака, конструктивно-силової схеми і загального вигляду літака;

– СМ служать також для перевірки правильності прийнятих рішень і вибраних параметрів.

СМ накопичуються у вигляді таблиць льотних, вагових, геометричних та інших даних, у вигляді альбомів конструктивних рішень окремих вузлів, конструктивно-силових схем, у вигляді окремих описів літаків. Крім того, для іноземних літаків складають досьє на кожний літак окремо, в яке збираються всі відомості про літак. На основі перерахованих матеріалів створюють таблиці та графіки, що показують залежність характеристик від параметрів, тенденції розвитку характеристик і параметрів, шляхи і методи досягнення тих чи інших характеристик, які цікавлять конструкторів.

У СМ необхідно включати кращі вітчизняні та зарубіжні зразки літаків, які добре зарекомендували себе в експлуатації і мають високу бойову чи економічну ефективність.

У СМ під час проектування конкретного літака необхідно включати літаки тільки одного типу і однакового призначення. Для отримання правильних залежностей бажано включати літаки схожих схем, з однаковими двигунами і близькими конструктивними рішеннями або створювати окремі групи і проводити обробку та аналіз даних по групах.

Статистичні матеріали беруть із технічних описів літаків, технічної інформації, вітчизняних, іноземних і реферативних журналів, довідників щодо літаків і т.ін.

Збираючи статистичні дані, особливу увагу слід приділити їх достовірності й повноті. Необхідно також ураховувати, якому зразку літака – серійного, дослідного проекту – або якій модифікації літака належать дані.

Для кожного літака, який заноситься в статистичну таблицю, треба зробити копію загального вигляду в трьох проекціях. При цьому перевага віддається великомасштабним копіям.

СМ слід користуватися обдумано й обмежено. Необхідно брати до уваги:

– на якій висоті і на якому режимі роботи двигуна вказані V_{max}, $V_{y\,max}$, $V_{крейс}$, $H_{пот}$; яка максимальна висота польоту $H_{пот}$ – статична чи динамічна;

– на якій висоті і в якому варіанті завантаження вказана дальність і тривалість польоту;

– умови отримання $V_{зл}$, $V_{пос}$, $L_{зл}$, $L_{пос}$;

– що входить до повного навантаження $m_{повн.н}$, корисного навантаження $m_{повн.н}$.

На основі зібраних статистичних матеріалів для заданого типу літака потрібно провести якісний і кількісний аналіз його характеристик: вагових, льотних,

енергетичних, геометричних та економічних. На основі цього аналізу необхідно зробити висновок про схеми літаків, яким віддається перевага.

2.1.2. Технічне завдання на проектування

У результаті аналізу статистичних даних слід дати відповідь на запитання: які льотно-технічні якості мають літаки розглянутого типу, якими засобами досягаються ці якості (і в першу чергу – економічні) – схемою літака, геометричними, енергетичними чи ваговими параметрами, конструкційними схемами або матеріалами і т.д. Цей аналіз також має дати повне уявлення про тенденції та перспективи розвитку тих чи інших характеристик і параметрів майбутніх літаків даного типу. На основі цих досліджень необхідно синтезувати технічне завдання (ТЗ) для виконавця – дослідного конструкторського бюро (ДКБ). На основі такого ж аналізу ДКБ формулює вихідні (вхідні) дані для технічної пропозиції (попереднього проекту, аванпроекту). Для пасажирського літака це можуть бути: кількість пасажирів $n_{пас}$; дальність польоту (з указаною кількістю пасажирів) L, км; умови базування (довжина розбігу літака перед зльотом) $L_{роз}$, м. Іншими вихідними даними можуть бути швидкість відриву літака при зльоті $V_{від}$, діапазони швидкостей і висот крейсерського польоту $V_{кр}$, $H_{кр}$, які в процесі удосконалення проекту можуть оптимізуватися.

Таким чином, повний і досконалий аналіз сучасного стану розвитку літаків певного типу, а також отриманий на основі цього аналізу прогноз перспектив розвитку є базою для розроблення технічного завдання для створення нового літака. Сюди також мають бути залучені дані досліджень науково-дослідних інститутів, які мають відношення до літакобудування.

2.1.3. Тактико-технічні вимоги

Розроблення тактико-технічних вимог (ТТВ) до літака, який передбачається створити, – дуже важливий і відповідальний етап.

По-перше, слід зазначити, що складанню ТТВ передує ряд досить великих і серйозних робіт, пов'язаних з дослідженнями сучасного стану розвитку літаків аналогічного типу, аналізом тематичних науково-дослідних робіт та розробленням технічного завдання ТЗ. Розроблення ТТВ вимагає виконання випереджальних робіт і навіть розроблення проекту нульового наближення (або аванпроекту – попереднього проекту).

По-друге, самі ТТВ вимагають оптимізації. Від того, наскільки абсолютно і обґрунтовано складені ТТВ, залежать успіх проекту майбутнього літака, його виготовлення і ефективна експлуатація. Потрібно з'ясувати, яка комбінація льотних (швидкість, висота, дальність), вагових (комерційне навантаження, злітна маса), енергетичних (тягоозброєність, витрата палива), конструктивно-силових, технологічних,

експлуатаційних характеристик забезпечує найбільш високу ефективність літака, тобто від оптимізації ТТВ залежить конкурентоспроможність, тривалий життєвий цикл, економічна ефективність майбутнього літака. Цілком природно, що такий підхід до складання ТТВ вимагає попереднього великого інформаційного і математичного забезпечення, солідної науково-технічної бази.

З іншого боку, комплекс ТТВ має забезпечувати найбільш високу безпеку експлуатації літака протягом усього життєвого циклу. Все завдання може бути виконано, якщо детальні ТТВ до конкретного літака цілком і повністю забезпечують виконання загальних законодавчих вимог, які регламентуються національними Нормами льотної придатності літаків (НЛПЛ), Авіаційними правилами (АП), FAR та міжнародними нормами, проголошеними ІСАО. Таким чином, законодавчою базою для складання ТТВ, які створюють безпеку експлуатації літака, є НЛПЛ, АП, FAR, норми ІСАО.

Вимоги до літака діляться на тактичні та технічні. Цей розподіл є декілька умовним, але дає можливість чіткіше сформулювати кожну вимогу і більш диференційовано й обґрунтовано потім підійти до процесу розроблення проекту, виготовлення і експлуатації літака, систематизувати методи та засоби забезпечення виконання тих чи інших вимог.

Склад і характеристика вимог

До складу тактичних вимог входять:

– діапазон швидкостей польоту $V_{min} - V_{max}$;

– діапазон висот польоту $H_{min} - H_{max}$;

– діапазон дальностей польоту:

– дальність польоту з максимальним комерційним або бойовим навантаженням $L_{ком\ max}$, $L_{б.н.\ max}$;

– дальність польоту з максимальним запасом палива $L_{T\ max}$;

– перегінна дальність польоту (це – частіше для бойових літаків) $L_{перег}$;

– швидкопідйомність (швидкість набору висоти) $V_{у\ max}$;

– мінімальний радіус віражу r_{min};

– маса комерційного навантаження для цивільних літаків або кількість пасажирів $m_{ком.н}$, $n_{пас}$; маса бойового навантаження для військових літаків;

– обладнання, озброєння, рівень помітності для бойових літаків;

– злітно-посадкові характеристики $V_{зл}$, $V_{з.п}$, $V_{пос}$, $L_{роз}$, $L_{пос}$, $L_{зл}$.

До складу технічних вимог зазвичай входять:

– вимоги аеродинаміки;

– вимоги міцності, жорсткості, маси (ваги);

– вимоги надійності, ресурсу;

– вимоги живучості;

– вимоги виробничої технологічності;

– вимоги експлуатаційної технологічності;

– здатність літака і його систем до модифікації.

А. Швидкість польоту. Для літака зазвичай за мінімальну швидкість V_{min} приймають ту найменшу швидкість польоту, на якій ще забезпечується надійний, стійкий і керований політ. Чим менше значення V_{min} для того чи іншого літака, тим вище безпека його експлуатації, особливо на злітно-посадкових режимах польоту, тим менших довжин злітно-посадкових смуг вимагає такий літак для своєї експлуатації. Величина V_{min} зумовлює безпеку і економічність експлуатації.

Величина максимальної швидкості V_{max} більш характерна для військових літаків і особливо для літаків-винищувачів. V_{max} забезпечує винищувачу ініціативу в повітряному бою, тактичну перевагу перед літаком противника, можливість наздогнати противника, меншу вразливість засобами протиповітряної оборони (ППО) противника. Для бомбардувальників швидкість забезпечує більшу раптовість атаки, меншу вразливість, менший час перебування в зоні ППО супротивника.

Для пасажирських і транспортних літаків збільшення швидкості польоту частіше пов'язують з крейсерською швидкістю, величина якої надає безпосередній вплив на економічність експлуатації.

Так, величина собівартості перевезень обернено пропорційна величині рейсової швидкості польоту V_p, що має вигляд

$$V_p = \frac{LV_{крейс}}{L + \Delta t \cdot V_{крейс}}. \qquad (2.1)$$

Тут L – відстань між аеропортами зльоту і посадки, км;

$V_{крейс}$ – крейсерська швидкість польоту, км/год;

Δt – витрати часу на запуск і прогрівання двигунів, руління по ЗПС перед зльотом і після посадки, зліт і набір висоти, маневрування в повітрі після зльоту і перед посадкою, зниження і посадку.

З рис.2.1 видно, що збільшення крейсерської швидкості польоту сприяє зростанню рейсової швидкості. Але при цьому завжди слід пам'ятати, що збільшення швидкості польоту вимагає більшої величини тяги двигунів і супроводжується зростанням питомих витрат палива. Тому величини $V_{крейс}$ і V_p підлягають оптимізації.

Б. Дальність польоту. Для пасажирських і транспортних літаків збільшення дальності польоту з максимальним комерційним навантаженням і максимальним запасом палива приводить до зростання рейсової швидкості польоту, про що наочно

свідчать формула (2.1) і рис.2.1.

Величина ж L обумовлює величину собівартості перевезень, а тим самим і економічність експлуатації літака, оскільки собівартість є однією з найважливіших складових величин, які визначають економічність.

Для бойових літаків дальність польоту визначає радіус їх дії і тим самим – їх бойову ефективність.

Перегінна дальність польоту забезпечує більш оперативне (за менший час) розташування і концентрацію літаків на необхідних місцях їх базування.

В. Швидкопідйомність (швидкість набору висоти). Швидкопідйомність $V_{y\,max}$ є найбільш важливою для винищувачів-перехоплювачів ППО, тому що її збільшення скорочує час набору висоти й виходу на ціль, підвищує ймовірність перехоплення літаків противника.

Для цивільних літаків збільшення $V_{y\,max}$ (особливо при відмові в роботі одного з двигунів) сприяє підвищенню безпеки експлуатації, зокрема на злітних режимах.

Г. Мінімальний радіус віражу r_{min} характеризує маневреність бойових літаків. Для винищувачів r_{min} забезпечує ініціативу в повітряному бою, тактичну перевагу перед літаками противника, а для інших літаків – мобільність: скорочує час виконання маневрів у повітрі, робить літак більш надійним і безпечним в експлуатації, поліпшує можливість виходу на ціль або задану траєкторію польоту, підвищує безпеку експлуатації на злітно-посадкових режимах.

Д. Маса комерційного $m_{ком.н}$ або бойового $m_{б.н}$ навантаження.

Масу комерційного навантаження для цивільних транспортних літаків або масу навантаження для військово-транспортних літаків указують в абсолютному вигляді (у кілограмах або тоннах). Разом із величиною маси комерційного або військового навантаження для таких літаків дуже важливим є розмір вантажів (габаритні розміри) та їх характер (окремі вантажі, у контейнерах, самохідні, чи вимагають кондиціонування повітря у вантажних відсіках).

Для пасажирських літаків зазначають кількість пасажирів $n_{пас}$ і додатковий комерційний вантаж $m_{д.в}$, нормативна маса одного пасажира з багажем, часто – загальна маса комерційного навантаження: маса пасажирів + додаткова маса.

Для бойових літаків часто вказують загальну масу бойового навантаження $m_{б.н}$ без конкретизації її складу. Склад навантаження в цьому випадку може змінюватися залежно від завдань, які доведеться виконувати.

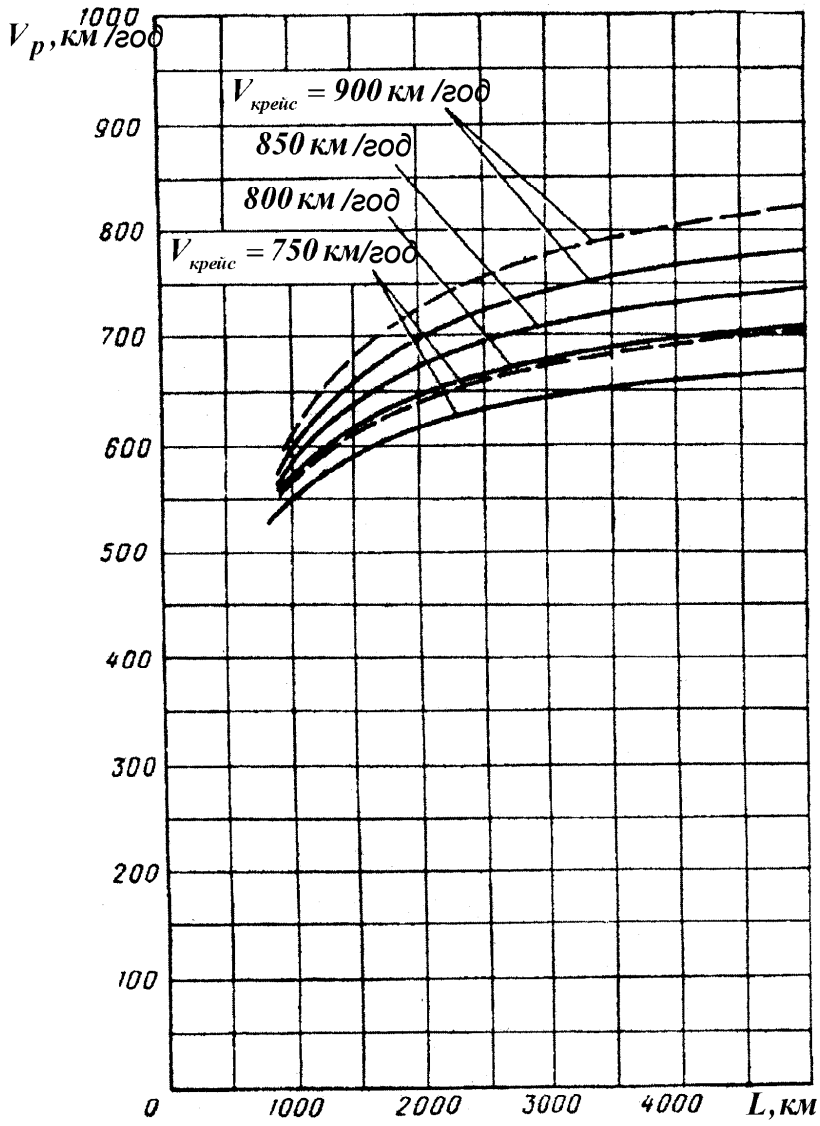


Рис. 2.1. Залежність рейсової швидкості V_p від дальності польоту L і від крейсерської швидкості $V_{крейс}$ (швидкість зустрічного вітру – 50 км/год; пунктиром показані рейсові швидкості польоту без урахування зустрічного вітру для крейсерських швидкостей 750 і 900 км/год)

Незалежно від призначення літака, чим більше комерційне чи бойове навантаження за інших однакових умов, тим більше корисна віддача такого літака, тим більше його господарська або бойова ефективність.

Е. Обладнання, озброєння. Оснащення літака сучасним комплексом обладнання забезпечує політ по курсу, вихід на ціль або в задану точку (заданий район), прицілювання і бомбометання, виявлення, перехоплення цілі й автоматичне прицілювання, підказує льотчику найбільш раціональну схему дій, бере на себе керування літаком у разі втрати свідомості льотчиком (через надмірні перевантаження); забезпечує політ за приладами в складних метеорологічних умовах і вночі, виконання

автоматичної посадки, підвищує економічність, безпеку і регулярність польотів.

Озброєння, наступальне і оборонне, забезпечує ефективність атаки та захисту, ініціативу, підвищує надійність літака, безпеку екіпажу, живучість і збереження літака.

Малопомітність бойового літака забезпечує надійне подолання зони ППО ворога, безперешкодне проникнення до зони цілі, безпеку літака та екіпажу, надійність і точність виконання бойового завдання, велику свободу та ініціативу польоту.

Сучасне обладнання пасажирського літака забезпечує регулярність його польотів, безпеку і комфорт пасажирів, а тим самим і високу економічність експлуатації.

Ж. Злітно-посадкові характеристики: $V_{зл}$ – швидкість зльоту; $V_{з.п}$ – швидкість заходу на посадку; $V_{пос}$ – посадкова швидкість; $L_{роз}$ – довжина розбігу літака перед зльотом; $L_{проб}$ – довжина пробігу літака після посадки; $L_{зл}$ – довжина злітної дистанції; $L_{пос}$ – довжина посадкової дистанції; $L_{ЗПС}$ – довжина злітно-посадкової смуги. Зменшення всіх цих характеристик літака забезпечує зручність, надійність і безпеку зльоту та посадки літака. Зменшення $L_{зл}, L_{пос}, L_{ЗПС}$ забезпечує можливість базування літака на обмежених і малопідготовлених смугах, дає можливість наблизити аеропорти до адміністративних і промислових центрів, скоротити витрати на будівництво ЗПС і цим підвищити економічність експлуатації і регулярність польотів, знизити погодний мінімум.

З. Вимоги аеродинаміки. Необхідно, щоб літак мав такі зовнішні форми частин та їх взаємне розташування, якість поверхні і розміри частин, які могли б забезпечити:

– високі льотні характеристики $V_{max}, H_{max}, L_{max}, V_{y\,max}$, ... при мінімальних енергетичних витратах, тобто літак повинен мати мінімальне значення C_x, максимальні значення C_y, K і, як наслідок, мінімально можливі значення $m_{c.y}, m_T, m_0$;

– необхідну стійкість і керованість польоту;

– необхідний запас поздовжньої статичної стійкості $m_z^{c_y}$;

– задані (необхідні) злітно-посадкові характеристики $V_{зл}, V_{пос}$, ...;

– мінімальне підвищення температури конструкції за рахунок аеродинамічного нагрівання (особливо під час тривалих польотів із великою надзвуковою швидкістю).

І. Вимоги міцності, жорсткості й маси (ваги) пов'язані дуже тісно. Задані міцність і жорсткість мають бути забезпечені мінімальними витратами маси, тобто необхідно, щоб маса конструкції літака була найменшою з можливих. Під міцністю розуміють здатність конструкції літака сприймати без руйнування (або залишкових деформацій) навантаження, що діють на нього в процесі експлуатації. Жорсткість конструкції

характеризується її здатністю деформуватися під дією експлуатаційних навантажень із відомими (або заданими) пружними деформаціями і надійно протистояти динамічним навантаженням.

Вимоги міцності й жорсткості передбачають виконання таких умов:

– відсутність руйнівних напружень у конструкції при дії навантажень, які менше руйнують;

– відсутність утомних пошкоджень і руйнувань при дії повторних і динамічних навантажень;

– відсутність неприпустимих деформацій при дії експлуатаційних навантажень і високих температур;

– достатні загальна та місцева жорсткості елементів конструкції, які виключають порушення аеродинаміки, стійкості польоту, забезпечують відсутність вібрацій.

Вимоги достатньої міцності й жорсткості (повне задоволення норм міцності) є безумовними, в іншому випадку конструкція не зможе виконувати свої функції на всіх розрахункових режимах польоту.

Вагові вимоги (вимоги мінімальної маси): необхідно, щоб конструкція літака при заданій міцності і жорсткості мала мінімальну вагу (масу) і відповідала всім тактичним вимогам. Необхідно також, щоб обладнання, системи, двигуни мали мінімальну вагу (масу) при виконанні всіх функціональних вимог, вимог міцності, надійності, ресурсу та мінімальної вартості.

Отримання мінімальної ваги (маси) конструкції забезпечується:

– правильним визначенням навантажень на всіх режимах польоту;

– вибором раціональних конструктивно-силових схем агрегатів, вузлів, деталей;

– вибором конструкційних матеріалів;

– технологією виготовлення деталей і складання вузлів і агрегатів;

– ретельним, грамотним відпрацьовуванням деталей, вузлів та агрегатів, культурою проектування та виготовлення.

К. Надійність і ресурс літака. Одна з характерних особливостей науково-технічної революції – створення і використання складних систем. Ефективність таких систем, тобто здатність виконувати поставлені перед ними завдання, у багатьох випадках визначається їх надійністю – здатністю виробу працювати без відмов протягом необхідного часу при заданих умовах.

Відмови в техніці викликають великі втрати коштів, сил і часу через руйнування виробів, необхідності відновлювальних робіт і пов'язаних з ними простоями устаткування, а також витрат від невиконаних завдань. Недостатня надійність технічних приладів впливає на безпеку їх експлуатації.

Умовно в проблемі надійності можна виділити два напрямки: забезпечення надійності та її розрахунок. Перший напрямок базується на рішенні конструкторських і технологічних задач створення високоякісних виробів та їх правильної експлуатації, другий – пов'язаний з використанням математичних методів розрахунків.

Завжди бажано забезпечувати високу надійність виробів, по можливості – на більш ранніх етапах їх створення. Так, усунення тих чи інших конструкторських прорахунків, які знижують надійність виробу, на етапі дослідного пророблення зазвичай вимагає на порядок більших витрат, ніж при проектуванні, а при доопрацюванні серійних зразків в умовах експлуатації витрати зростають на два порядки.

Як було зазначено вище, одним із чинників, який визначає ефективність літака, є надійність. Необхідно, щоб саме поняття надійності не допускало різного тлумачення, тому слід користуватися тільки стандартизованим визначенням, яке дано в ГОСТ 27.002-89 "Надійність у техніці. Основні поняття. Терміни та визначення". Нижче наведено визначення понять відповідно до цього ГОСТу.

Надійність – властивість виробу виконувати задані функції, зберігаючи свої експлуатаційні показники в заданих межах протягом необхідного проміжку часу або необхідного напрацювання. Надійність виробу обумовлюється його безвідмовністю, ремонтопридатністю, збереженням, а також довговічністю його частин.

Надійність – категорія тимчасова і з часом зменшується.

Ресурс можна визначити як тривалість (у годинах польотів або допустимій кількості посадок) експлуатації літака з попередньо встановленим рівнем надійності в обумовлених умовах польотів та обслуговування.

Працездатність – це стан виробу, при якому воно здатне виконувати задані функції з параметрами, встановленими вимогами технічної документації.

Відмова – це подія, яка полягає в порушенні працездатності виробу. Ознаки (критерії) відмов рекомендується обумовлювати в технічній документації на виріб даного типу. Під усуненням відмов розуміють відновлення працездатності виробу.

Несправність – це стан виробу, при якому він не відповідає хоча б одній з вимог технічної документації. Слід зазначити несправності, які не приводять до відмов, і несправності й їх набір, які служать причиною відмов.

Безвідмовність – це властивість виробу зберігати працездатність протягом певного часу без вимушених перерв.

Довговічність – властивість виробу зберігати працездатність до граничного стану з необхідними перервами для технічного обслуговування і ремонтів.

Довговічність не передбачає фізичного зносу: це може бути і моральний знос або кон'юнктура. Довговічність може обмежуватися вольовим рішенням.

Граничний стан – стан виробу, який визначається неможливістю подальшої експлуатації, або зумовленим зниженням ефективності, або вимогами безпеки і відзначається в технічній документації.

Ремонтопридатність – це властивість виробу, яке полягає в пристосованості до попередження, усунення відмов і несправностей шляхом проведення технічного

обслуговування і ремонту.

Збереження – властивість виробу зберігати обумовлені експлуатаційні показники протягом і після терміну зберігання і транспортування, обумовлених у технічній документації.

Надійність як властивість, що характеризує якісні сторони літака, виявляється в процесі його експлуатації. Але великий вплив на експлуатаційну надійність надають основи надійності, які закладаються в процесі створення літака і забезпечуються в процесі його серійного виробництва.

Надійність конструкції, механізмів і систем при правильній експлуатації залежить від міцності і жорсткості елементів і всього літака в цілому; від складності конструкції, якості матеріалів, якості виготовлення і умов експлуатації; від ступеня досконалості й доведеності конструкції, резервування механізмів, систем.

Надійність може бути підвищена:

– безумовним виконанням установлених режимів експлуатації;

– проведенням періодичних оглядів і регламентних робіт;

– своєчасним проведенням робіт з поточного та капітального ремонту.

Таким чином, аналіз забезпечення надійності літака в процесі його створення, виготовлення і експлуатації показує, що проблема підвищення надійності пов'язана з необхідністю врахування багатьох чинників. Всі чинники з достатнім ступенем достовірності об'єднуються в три групи: технологічні, організаційні й експлуатаційні. На рис. 2.2 у вигляді схеми показано чинники, які визначають надійність авіаційної техніки.

Необхідно звернути увагу ще на одну сторону питання надійності. У даний час надійність – це регульована категорія. Теорія надійності, засоби і методи проектування, рівень виробництва і експлуатації дозволяють сьогодні виготовити літак із заданою надійністю. При цьому слід пам'ятати, що мова має йтися не про абсолютну надійність, а про надійність обґрунтовану та доцільну, тобто необхідний економічно доцільний рівень надійності.

Існує принцип, згідно з яким надійність закладається під час проектування, реалізується при виготовленні, досягається при випробуваннях і підтримується під час експлуатації.

І ще одне важливе зауваження: з усього сказаного вище добре видно, що надійність передбачає правильну експлуатацію згідно з посібником щодо льотної експлуатації.

Л. Вимоги живучості. Під живучістю розуміється здатність літака за наявності ушкоджень (навіть навмисних) продовжувати політ, виконувати поставлене завдання або повернутися на базу для збереження пасажирів, екіпажу і літака.



Рис. 2.2. Чинники, що визначають надійність авіаційної техніки

Живучість забезпечується:

а) раціональною конструктивно-силовою схемою (багаторазово статично невизначені схеми – кесони, оболонки...);

б) малою вразливістю, яка забезпечується бронюванням, відповідним компонуванням, розміщенням екіпажу і життєво важливих систем та елементів обладнання, підвищенням міцності силових елементів;

в) надійним протипожежним захистом (своєчасне виявлення пожежонебезпечних місць, ситуацій, ефективне гасіння), наповненням баків із паливом і нейтральними газами, використанням негорючих матеріалів, надійною теплоізоляцією й пристроєм протипожежних перегородок;

г) дублюванням, багаторазовим резервуванням, автономією, кільцюванням, наявністю аварійних засобів і сигналізації аварійної ситуації.

Слід зазначити, що поняття живучості часто ототожнюється з надійністю. Живучість має на увазі властивість літака за наявності пошкоджень, а для бойових літаків – навмисних і навіть руйнувань – виконувати завдання. Надійність – властивість літака виконувати завдання при деяких непередбачених пошкодженнях, але при дотриманні всіх передбачених правил експлуатації.

М. Вимоги технологічності. Ці вимоги формулюють таким чином: мінімальні трудомісткість, витрати матеріалів і енергії; скорочення часу підготовки виробництва та випуск виробів при мінімальних витратах засобів. Технологічність забезпечується:

– простотою конструкції, раціональним, з точки зору виробництва, членуванням конструкції, мінімальною кількістю деталей і вузлів, максимальною їх уніфікацією;

– уніфікацією матеріалів, деталей і вузлів, наступністю конструкції і оснащення виробництва;

– розмірами, формою деталей і вузлів; матеріалами, які дозволяють використовувати сучасні найбільш продуктивні технологічні процеси оброблення і складання (прокат, штампування, хімічне фрезерування, точне лиття), новітні методи зварювання, склеювання і надпластичне формування;

– можливістю масового потокового виробництва деталей і потокового складання з використанням автоматичних ліній, робототехніки;

– економічно доцільною взаємозамінюваністю деталей і вузлів;

– мінімальними витратами матеріалів та енергії, використанням досить поширених матеріалів і, можливо, меншою вартістю;

– високою якістю продукції і раціональними методами контролю;

– максимальним використанням нормалей.

Слід підкреслити, що вимоги технологічності мають виконуватися з урахуванням їх впливу на ефективність літака в цілому.

Технологічною слід вважати ту конструкцію, що відповідає експлуатаційним вимогам, а її освоєння та випуск у заданому масштабі проходитиме з мінімальними виробничими витратами, і в першу чергу – з найменшою трудомісткістю, матеріаломісткістю, енерговитратами та найкоротшим виробничим циклом.

Як видно, тут ніяк не обумовлено, скільки зайвої ваги (маси) на літаку передбачається залишити і цим збільшити матеріальні витрати в експлуатації. У даному випадку виявляється турбота тільки про виробничі витрати, в тому числі про матеріали і про енергію як матеріальну цінність.

Експлуатант висуває свої вимоги до літака, зазвичай не знаючи шляхів реалізації цих вимог. В результаті у літака буде багато зайвої маси і опору, зумовлених

виготовленням та обслуговуванням, і конструктор змушений буде збільшити потужність силової установки, площу крила і т.д., щоб літак зміг нести протягом всього часу служби ці надлишки ваги і не вийти за льотними властивостями за межі технічних вимог технолога і експлуатаційника. При такому вирішенні задачі літак збільшується в розмірах, масі, запасах енергії і стає з точки зору експлуатанта "поганим" – таким, що дорого коштує в експлуатації.

Таким чином, всі експлуатаційні та технологічні вимоги мають задовольнятися при найбільш суворому дотриманні вимог вагової та аеродинамічної досконалості. При цьому кінцевим критерієм задоволення сукупності вимог має бути найвища економічна або бойова ефективність літака.

Н. Експлуатаційні вимоги. Експлуатаційні вимоги ділять на вимоги до літака як об'єкта експлуатації та вимоги як об'єкта обслуговування.

Експлуатаційні вимоги до літака як об'єкта експлуатації в основному складаються з комплексу ергономічних та естетичних вимог. Обмежимося тільки їх переліком. Зручність експлуатації літака льотним складом і комфорт пасажирів залежать від температури, тиску, вологості повітря і процентного вмісту кисню в кабіні екіпажу і пасажирських салонах, від об'єму і висоти салонів, відстані між кріслами, ширини крісел, ширини проходів, зручності крісел, освітлення в салонах, колірного клімату, рівня шуму і вібрацій, перевантажень. Ця група чинників може бути об'єднана одним терміном "вимоги комфорту" і віднесена до групи тактичних вимог для пасажирських літаків. Зручність експлуатації льотним складом залежить також від кількості, форми, розмірів, типу, розміщення приладів, обладнання та командних важелів у кабіні екіпажу, від величини зусиль, кутів повороту командних важелів, рівня шуму і вібрацій, перевантажень, стійкості й керованості літака, наявності автоматичного обладнання і т.д. Як видно, тут переплітаються вимоги експлуатації та аеродинаміки, тактичні й технічні вимоги.

Вимоги до літака як до об'єкта обслуговування містять цілий комплекс питань, об'єднаних терміном "експлуатаційна технологічність".

Експлуатаційною технологічністю називається сукупність властивостей літака, що визначають пристосованість його для технічного обслуговування і ремонту в процесі експлуатації при найменших виробничих циклах, затратах праці, енергії та матеріалів на одну годину польоту.

Експлуатаційна технологічність (ЕТ) – одна з основних характеристик конструкції літака і його систем, від якої значною мірою залежить ефективність використання літака і його економічність.

ЕТ визначають такі чинники:

1. Контролепридатність агрегатів, блоків, вузлів і систем літака.

Наявність бортових і наземних систем автоматичного контролю за станом конструкції, силової установки, обладнання та систем; системи виявлення та прогнозування несправностей або пошкоджень також відносяться до контролепри-датності.

Під контролепридатністю розуміється попередньо задана і конструктивно реалізована властивість конструкції, що забезпечує можливість профілактичного прямого і непрямого контролю параметрів агрегатів, блоків і вузлів літака різними об'єктивними засобами й методами (насамперед – методами автоматичного контролю та фізичними методами контролю).

2. Зручність доступу до об'єктів обслуговування. Завдяки цьому скорочуються час і трудові витрати на технічне обслуговування і усунення дефектів. У поняття доступу входить зручність роботи виконавця, яка характеризується такими умовами:

– виконавець може дістати рукою будь-яку потрібну точку в зоні робочого місця, не змінюючи зручної пози;

– вся зона робочого місця чітко помітна;

– робоче місце нічим не захаращено, робота навпомацки виключається;

– можна правильно і надійно захопити і тримати інструментом потрібну (необхідну) деталь.

Від пози робочого залежать продуктивність його роботи і надійність виконання операцій.

Збільшення швидкості польоту і зменшення лобового опору, удосконалення аеродинамічних форм літака викликають зазвичай негативний вплив на зручність доступу до вузлів для їх обслуговування і ремонту. Цей вплив можна зменшити шляхом групування агрегатів і систем літака на спеціальних (бажано, щоб вони знімалися) панелях, розміщення агрегатів та їх комунікацій у відсіках поза планера та забезпечення доступу до кожної групи агрегатів через досить великі люки, які легко відкриваються. В умовах експлуатації також необхідний зручний доступ до відповідальних вузлів планера і деталей, які труться, що вимагає частих оглядів, змащування та регулювання.

Панелі люків мають відкриватися без застосування спеціального інструмента і забезпечувати багаторазове відкривання – закривання.

Необхідно правильно розміщувати на літаку штуцери і рознімання для підключення до наземного обладнання для уникнення надмірного зосередження цього обладнання на одному місці. Рознімання слід розміщувати якомога далі від вхідних дверей і вантажних люків.

В міру ускладнення конструкції літака вимога зручного доступу все більше суперечить тенденції скорочення абсолютних об’ємів відсіків для розміщення приладів та обладнання. Зростання кількості приладів та обладнання, як правило, проходить при деякому збільшенні об’ємів.

3. Легке зняття агрегатів, вузлів і блоків. Цей чинник не слід змішувати зі зручністю доступу. На літаках іноді зустрічаються такі деталі і блоки, доступ до яких зручний, а заміна їх в умовах експлуатації ускладнена (незручне кріплення: для зняття або заміни одного блока або агрегата треба знімати кілька інших).

Легке зняття означає придатність вузла, агрегата, блока до заміни з мінімальними витратами часу і зусиль. Оскільки звичайним засобом усунення відмов є

заміна агрегату, який відмовив, то вимога легкого зняття має важливе значення для скорочення простоїв літака.

Легке зняття в багатьох випадках визначається використаною системою кріплення агрегатів і вузлів, замінних в експлуатації, конструкцією рознімань, вагою і габаритними розмірами елементів, що знімаються.

Необхідно, щоб деталі, які піддаються найбільшому зносу і старінню, а також мають велику частоту відмов, могли бути легко зняті. У ряді місць слід ширше застосовувати швидкорознімні з'єднання замість звичайних болтів і гайок.

4. Взаємозамінність агрегатів, вузлів і деталей – властивість агрегата, при якій з багатьох однойменних агрегатів (деталей) можна взяти будь-яку і без підгонки (допускається регулювання вузлів за допомогою технологічних компенсаторів) встановити на літаку. Чим менше обсяг підгінних робіт при заміні агрегатів, вузлів і деталей, тим вище їх ступінь взаємозамінності. Взаємозамінність має велике значення для скорочення витрат праці, матеріалів і простоїв літаків під час ремонтів і технічного обслуговування.

5. Спадкоємність наземного контрольно-перевірочного устаткування і устаткування для технічного обслуговування.

Під спадкоємністю наземного обладнання розуміють можливість використання вже існуючого в аеропортах контрольно-перевірного устаткування, засобів механізації і обладнання для технічного обслуговування нового типу літака, який впроваджується в експлуатацію. Цей чинник має великий вплив на організацію робочого місця персоналу, час і собівартість технічного обслуговування. Бажано, щоб по можливості більшу кількість зразків високопродуктивного обладнання, яке вже є в цивільній авіації, відповідало вимогам технічного обслуговування літаків нових типів.

6. Уніфікація систем, вузлів і агрегатів. Цей чинник є дуже важливим не тільки для підвищення експлуатаційної технологічності, але й для вирішення проблеми раціональної експлуатації літаків у цілому. Скорочення кількості типів застосовуваних на літаках агрегатів, вузлів і блоків одного і того ж призначення набагато спрощує і знижує вартість технічного обслуговування та ремонту, зменшує номенклатуру запасних частин на складах експлуатаційних і ремонтних підприємств.

7. Уніфікація кріпильних деталей. Значний вплив на експлуатаційну технологічність робить кількість типорозмірів кріпильних деталей, використовуваних на літаках (вона має бути мінімальною). Це дозволить скоротити кількість потрібного інструмента і зменшити трудомісткість технічного обслуговування.

Всі перераховані вище чинники визначають ремонтопридатність, яка також є однією з ознак експлуатаційної технологічності. Вимога ремонтопридатності полягає у забезпеченні швидкого й дешевого відновлення пошкоджених і зношених агрегатів, вузлів і деталей.

Експлуатаційні вимоги до літака мають ще одну сторону, пов'язану з природно-кліматичними умовами експлуатації. До основних чинників, що визначають особливості експлуатації літаків і характеризують природно-кліматичні умови району базування,

належать:

– температура і вологість повітря;

– сонячна активність й інсоляція;

– атмосферна електрика;

– атмосферні опади, їх вид і кількість;

– міцність і склад грунту;

– запорошеність;

– засоленість грунту й води;

– біологічні чинники;

– вітер.

Експлуатаційні труднощі складних природних умов можна суттєво зменшити, якщо при проектуванні літака враховувати деякі вимоги. Ці вимоги можуть бути об'єднані у дві групи:

– обов'язкові для реалізації на всіх літаках;

– обов'язкові для реалізації на літаках, призначених для експлуатації тільки в умовах Заполяр'я, пустель або тропіків.

Будь-який літак, застосування якого в складних умовах не виключено, має бути запроектований з урахуванням:

– використання особливо стійких матеріалів і покриттів;

– забезпечення хороших злітно-посадкових характеристик при високих температурах повітря й низькому атмосферному тиску;

– забезпечення високої прохідності;

– забезпечення зручних підходів до агрегатів у процесі експлуатації, легкозмінності й взаємозамінності агрегатів та обладнання;

– комплектації наземного обладнання, що забезпечує можливість підготовки літака до вильоту в будь-яких природно-кліматичних умовах.

О. Здатність літака і його систем до модифікації.

З появою нових задач, які мають виконувати літаки, з підвищенням вимог до бойової та економічної ефективності літаків, а також, як наслідок, зростання технічних можливостей промисловості виникає необхідність створення принципово нових або модернізації старих зразків літаків.

У зв'язку з можливістю швидкої реалізації досягнень науково-технічної революції істотно зростають вимоги, що пред'являють до літаків розглянутого класу, а це, в свою чергу, призводить до морального старіння зразків ще до досягнення ними їх фізичного зносу. Ось чому при проектуванні літаків слід ураховувати можливість їх швидкого морального старіння. У проектований літак має бути закладено можливість модернізації, а ресурс не має істотно перевищувати період морального старіння, який становить приблизно десять років.

Удосконалення літаків йде двома шляхами:

– створенням нових оригінальних літаків;

– модифікацією.

Таким чином, для кожного типу літака приблизно один раз на десять років виникає необхідність у розробленні нового зразка. Але його створення і використання пов'язані зі зміною великої кількості обладнання, споруд, засобів управління та інших елементів, які складають разом з усіма літаками даного типу складну систему. У складі такої системи літаки можуть бути навіть не найскладнішою і дорогою частиною.

Перехід до принципово нової конструкції літака пов'язаний зі зміною всієї структури системи, а також технології його експлуатації, яка вимагає великих витрат коштів і часу. У зв'язку з цим при створенні системи, здатної виконувати нові завдання, намагаються модифікувати основну частину системи – літак при збереженні по можливості без зміни допоміжного обладнання, споруд і технології експлуатації. Такий підхід дозволяє в короткий час при порівняно малих витратах створювати системи з літаками, здатними виконувати більш складні завдання.

Літак зазвичай модифікують через кілька років, при цьому знову створюваний, так званий базовий зразок має забезпечити чотири-шість модифікацій. У зв'язку з цим важливою вимогою до створюваного літаку є його здатність до модифікації. Обґрунтованість цієї вимоги стане зрозумілою з таких міркувань.

Одна з найбільш важливих задач народного господарства останнім часом – задача підвищення ефективності суспільного виробництва на базі прискорення науково-технічного прогресу. Для авіаційної промисловості на сучасному етапі розвитку найбільш рухливими й активними елементами науково-технічного прогресу є параметри та характеристики кінцевого продукту галузі, тобто параметри та характеристики літаків. Темпи зміни параметрів і зростання характеристик літаків (швидкість, дальність, вантажопідйомність, комфортабельність, надійність...) одночасно з ускладненням їх конструкції настільки великі, що випереджають темпи розвитку засобів праці, технологічних методів і форм організації виробництва. Це призводить до безперервного росту трудомісткості і вартості створення і промислового виготовлення літаків.

Удосконалення характеристик літака здійснюється двома шляхами. Перший шлях передбачає створення літаків принципово нових типів і класів, з новими конструкційними матеріалами, новими силовими установками і т.д. Поява таких літаків зазвичай означає новий стрибок у розвитку авіаційної техніки. Сюди входять створення: суцільнометалевих літаків на зміну дерев'яним літакам; сталевих конструкцій і конструкцій з композитів на зміну конструкціям з алюмінієвих сплавів; літаків з газотурбінними двигунами на зміну літакам з поршневими двигунами і, як наслідок, подолання звукового бар'єра. Сюди ж відноситься створення оригінальних літаків з новими аеродинамічними і конструктивними рішеннями і більш високими льотними характеристиками, ніж у літаків, що знаходяться в експлуатації.

Другий шлях – це шлях модифікації. Під модифікацією розуміється заміна цільового призначення (розширення сфери застосування) або підвищення бойової та економічної ефективності раніше створеного (спроектованого) літака шляхом часткової зміни конструкції планера, комплектації бортового обладнання або заміни силової

установки відповідно до виникаючих нових потреб народного господарства і оборони країни. При цьому принципова конструктивна, аеродинамічна і компонувальна схеми літака не змінюються. Модифікація частково віддаляє моральний знос, дозволяє збільшити ресурс літака.

Розглянуті напрямки удосконалення літаків тісно взаємозв'язані і взаємозумовлені й відображають об'єктивно існуючий діалектичний процес їх розвитку, який полягає в переході кількісних змін у якісні з притаманними будь-якому розвитку еволюційними періодами і якісними стрибками і характеризуються певною циклічністю. Поступове накопичення нової якості шляхом численних кількісних змін виражається в послідовному поліпшенні характеристик існуючого літака за допомогою їх модифікації. Літак, на основі якого створюється модифікація і у якого запозичуються принципові конструктивна, аеродинамічна і компонувальна схеми, зазвичай називають базовим літаком, або літаком-прототипом. При цьому базовим може бути як оригінальний літак, так і попередня модифікація (випадок багаторазової модифікації). Кращі зразки оригінальних літаків піддаються багаторазовій модифікації, і на їх базі створюються цілі сім'ї літаків. Наприклад, американський бомбардувальник В-47 фірми Boeing Aircraft Company мав 12 модифікацій, бомбардувальник В-52 тієї ж фірми – 8 модифікацій (до 1980 року). Пасажирський літак Boeing-707 мав 9 модифікацій. Сім'ї літаків В-52 і В-707 показані на рис. 2.4 і 2.5.

Загальна кількість модифікацій і число рівнів у кожній сім'ї значною мірою залежать від технічного потенціалу базового літака.

Всю різноманітність робіт з модифікації літаків, які зустрічаються в практиці вітчизняного та зарубіжного літакобудування, можна розділити на два напрямки:

1) зміна цільового призначення літака (або розширення сфери його застосування);

2) підвищення експлуатаційної та економічної ефективності літака.

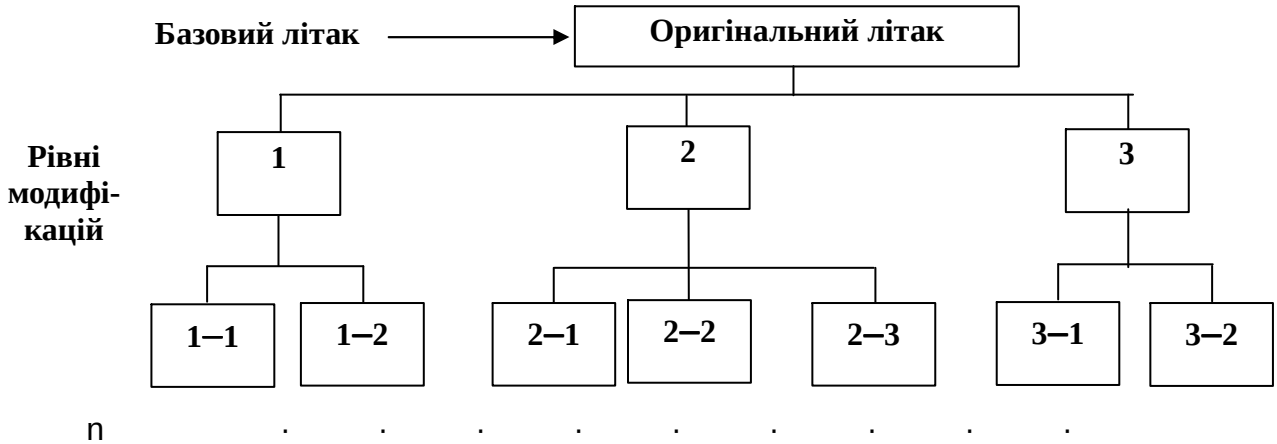


Рис. 2.3. Рівні багаторазової модифікації

Зміна цільового призначення пов'язана з великою кількістю бойових і народногосподарських задач, що виконуються сучасної авіацією, безперервним розширенням її функцій. Залежно від характеру зміни призначення літака модифікації

можуть бути однорідними і змішаними. На практиці зустрічаються два випадки однорідної модифікації: військового літака – в літак військового призначення та цивільного літака – в літак цивільного призначення, а також два випадки змішаних модифікацій: військового літака – в літак цивільного призначення та цивільного літака – в літак військового призначення.

Прикладами однорідних модифікацій можуть бути багатоцільові літаки B-52B і B-52C, побудовані на базі стратегічного бомбардувальника B-52A (рис.2.4), а також літак-носій снарядів У-52С і балістичних ракет B-52H з тієї ж сім'ї. Як правило, подібні модифікації потребують в основному переоснащення літака іншим комплексом спеціального обладнання, призначеного для виконання відповідної функції. Однорідними модифікаціями є також вантажні варіанти пасажирських літаків, що вимагають зміни конструкції гермокабіни і вантажних відсіків.

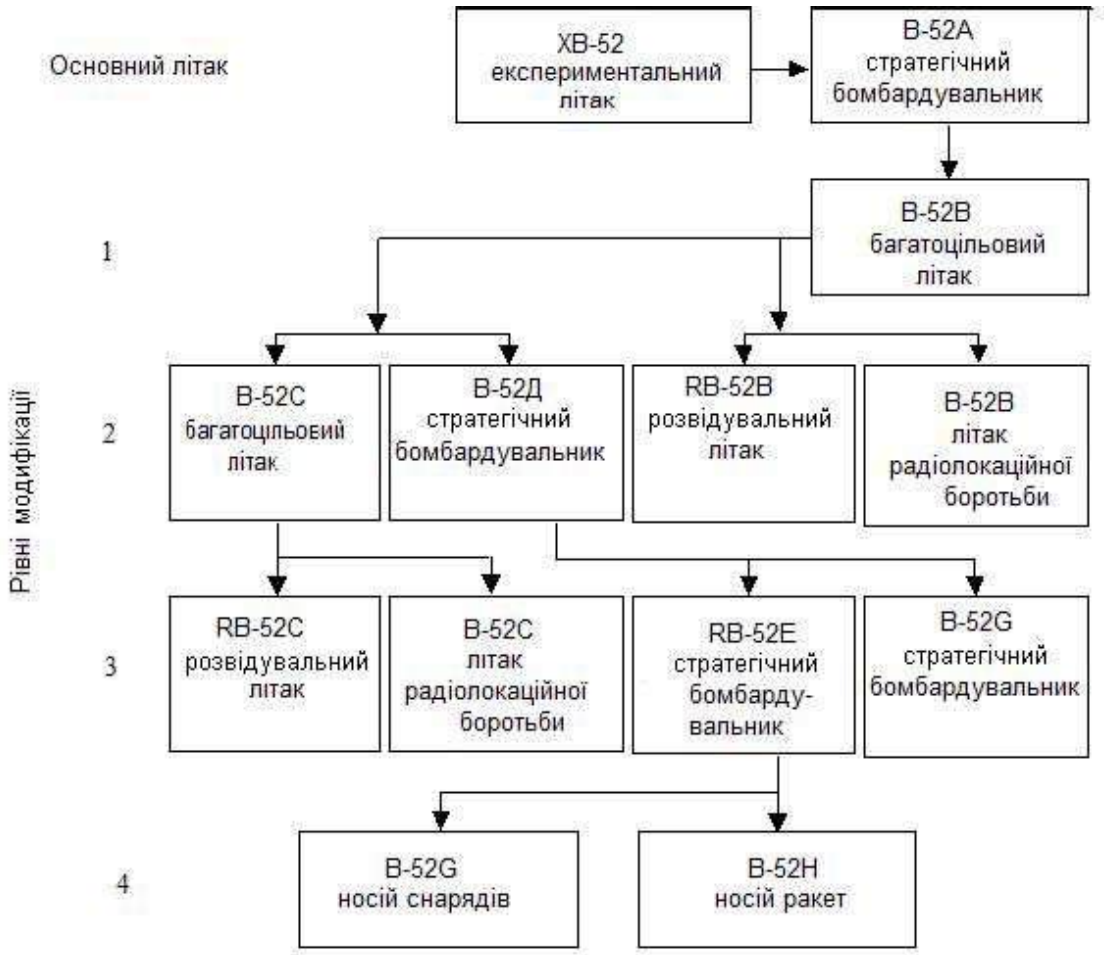


Рис. 2.4. Модифікації літака B-52A

Прикладами змішаних модифікацій можуть бути пасажирські та вантажні літаки, переобладнані в транспортно-десантні варіанти, а також літаки-бомбардувальники, переобладнані у вантажні та транспортно-пасажирські літаки. Змішані модифікації потребують, як правило, зміни конструкції фюзеляжу або заміни пасажирського

обладнання в герметичній кабіні на транспортно-десантне і в зв'язку з цим – зміни окремих конструктивних елементів фюзеляжу; або зняття броньового захисту, додаткової герметизації кабіни, підсилення підлоги, встановлення пасажирського обладнання.

Підвищення економічної ефективності літаків пов'язано зі збільшенням їх основних льотних характеристик – вантажопідйомності, швидкості, дальності польоту, злітно-посадкових характеристик, надійності й т.д. Модифікації цього напрямку можуть бути частковими, здійснюваними підвищенням одних параметрів за рахунок зниження інших (наприклад, вантажопідйомності за рахунок дальності польоту й комфортабельності і т.д.), або комплексними, здійснюваними одночасним підвищенням ряду параметрів літака.

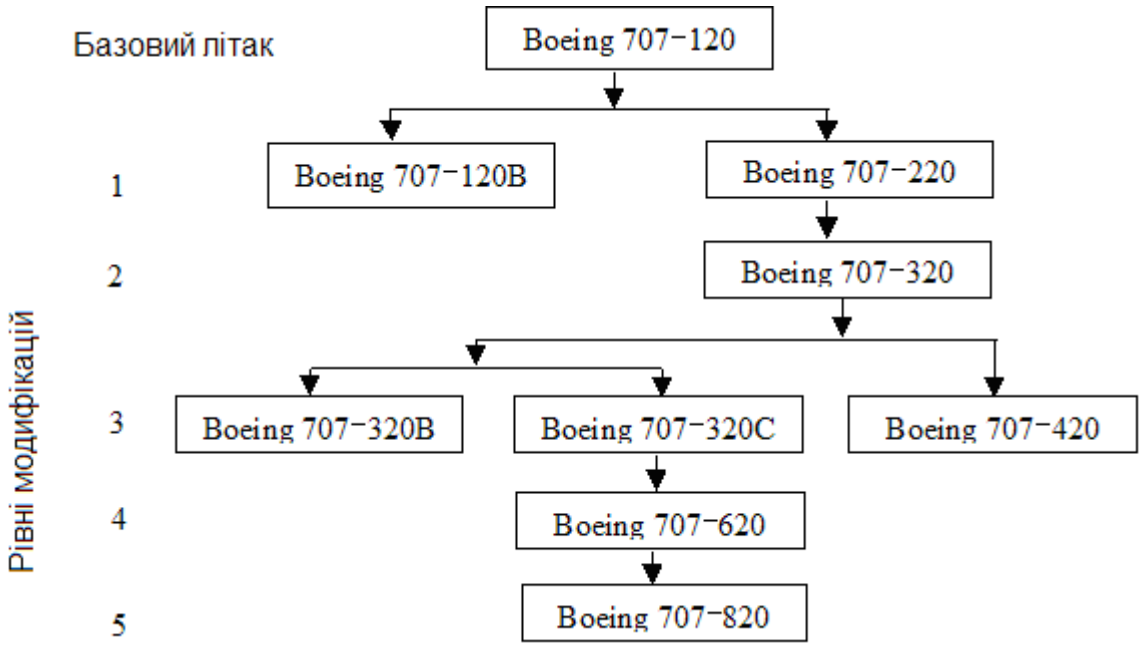


Рис. 2.5. Модифікації літака Boeing 707

До часткової модифікації можна віднести пасажирські літаки Ту-104А і Ан-10А. Збільшення пасажиромісткості цих літаків порівняно з базовими літаками Ту-104 і Ан-10 досягнуто за рахунок збільшення розмірів герметичної частини фюзеляжу, її внутрішнього перекомпонування і ущільнення. Інші характеристики літаків – геометричні розміри, вагові дані, льотні характеристики – залишилися без змін.

До комплексної модифікації відноситься пасажирський літак Boeing 707-820. Цей літак мав велике комерційне навантаження – більшу кількість пасажирів і велику злітну масу літака. На літаку встановлено двигуни більшої потужності, підвищені швидкість і дальність польоту.

Яскравим прикладом різнобічної модифікації може бути базовий літак Ан-24: Ан-24РД – встановлено додатковий реактивний двигун для зменшення злітної дистанції; Ан-24Т – вантажний люк у нижній кормовій частині фюзеляжу (вантажний літак); Ан-26 – збільшено вантажний люк-рампа – літак універсального призначення –

вантажний, вантажопасажирський; Ан-30 – аерофотознімальний – нова конструкція носової частини фюзеляжу + унікальний комплекс обладнання для навігації і аерофотозйомок; Ан-32 – нові двигуни (замість двигунів Аі-24 потужністю 2500 к.с. встановлені двигуни Аі-20 потужністю 4500 к.с.) і, як наслідок, унікальні злітно-посадкові характеристики...

Здійснення модифікацій різних видів потребує різних витрат ресурсів і часу. Як правило, змішані модифікації є найбільшими і потребують найбільших витрат часу і коштів. Із модифікацій другого напрямку найбільшими, що припускають значні конструктивні зміни та потребують великих витрат часу і коштів, є комплексні модифікації. Слід підкреслити, що на практиці зміна призначення літака найчастіше супроводжується і зміною його основних параметрів.

Розглянута класифікація має велике значення для прогнозування оцінки економічних показників модифікацій літаків, оскільки дозволяє обґрунтовано підійти до аналізу й оцінювання рівня і структури витрат на розроблення, промислове виготовлення і експлуатацію модифікацій.

Через те, що в процесі модифікації отримання нового якісного стану досягається не створенням нового виробу, а частковими змінами, удосконаленнями, перетворенням раніше створеного (спроектованого), то на відміну від аналогічного оригінального літака на здійснення модифікації, як правило, необхідні менший обсяг поточних витрат й одноразових вкладень, коротший час для її розроблення, виготовлення і освоєння в експлуатації. Сама експлуатація сім'ї літаків із модифікацій простіше і дешевше, ніж експлуатація різних літаків, навіть і однакових за призначенням і параметрами. Водночас конструкція модифікації певною мірою зберігає елемент старої якості, запозиченого з прототипу. Вплив цієї обставини необхідно враховувати при розгляді питання про темпи науково-технічного прогресу в галузі і можливості модифікування оригінального базового літака.

Економічна оцінка доцільності модифікації літака полягає в комплексному техніко-економічному обґрунтуванні варіанта модифікації порівняно з літаком оригінальної конструкції того ж призначення, або з іншими варіантами модифікації. В обох випадках завдання зводиться до порівняння матеріальних, трудових, фінансових витрат і часу, необхідних для створення, виготовлення і експлуатації порівнюваних варіантів із тим обсягом корисної роботи, яку можуть виконати порівнювані вироби за розрахунковий термін служби з урахуванням різного часу вкладень коштів і отримання ефекту (результату) в експлуатації.

У зв'язку з цим виникає необхідність вирішення таких проблем: прогнозування цінових (вартісних) показників модифікованого літака на всіх стадіях життєвого циклу (НДДКР, виробництво, експлуатація); прогнозування показників за часом модифікованого літака на всіх стадіях його життєвого циклу; прогнозування експлуатаційної ефективності та морального ресурсу модифікованого літака.

Оскільки календарний термін служби сучасного базового літака і його модифікацій (сім'ї літаків) досягає 15-20 і навіть 30 років, то абсолютно очевидно, що

успіх впровадження та практичної експлуатації залежить від того, наскільки усвідомлено, глибоко і правильно здійснено закладання оригінального літака з урахуванням вимог модифікації вже на ранніх етапах його створення, тобто чи передбачена в оригінальному літаку можливість його модифікації. А оскільки модифікації економічно вигідні, то їх можливість і необхідність мають обумовлюватися вже в технічному завданні і тактико-технічних вимогах і здійснюватися опрацюванням на етапах попереднього і ескізного проектів.

2.1.4. Властивості тактико-технічних вимог

За ступенем важливості між тактичними і технічними вимогами існує така залежність. Тактичні вимоги безпосередньо випливають із призначення літака, є головними і майже повністю визначають його зовнішній вигляд , його характеристики як складової частини системи озброєння або системи транспорту. Технічні вимоги можуть не бути пов’язаними безпосередньо з призначенням і відносно тактичних вимог займають підлегле становище. Технічні вимоги – це комплекс заходів, за допомогою яких найкращим чином задовольняються тактичні вимоги. Але цей поділ є досить умовним. Так, наприклад , експлуатаційна технологічність (ЕТ), особливо для бойових літаків , стає дуже важливим тактичним показником, оскільки від неї безпосередньо залежить частота бойових вильотів літаків. І для цивільних літаків, якщо розглядати літак з позиції кінцевої ефективності – економічності, ЕТ доцільно віднести до тактичного показника.

Тактико-технічні вимоги діалектичні за своєю природою. Діалектичність вимог виявляється насамперед у тому, що тактичні й технічні вимоги – єдині. Незважаючи на деяку умовність поділу вимог на тактичні та технічні, вони дуже тісно пов'язані, важко провести чітку межу між ними, встановити, куди віднести вимоги надійності, безпеки, комфорту пасажирів, стійкості і керованості польоту – до тактичних або до технічних вимог. Розглянуті раніше в колі технічних вимог вимоги експлуатаційної технологічності для військових літаків швидше за все краще було б віднести до найважливіших тактичних вимог. Про це свідчать і дані, пов'язані з введенням в серійне виробництво американського винищувача F-22. Винищувач F-22 не пройшов за конкурсом через велику трудомісткість обслуговування і більш тривалий часу для підготовки до повторного вильоту. Експлуатаційна технологічність разом із надійністю і живучістю є одним із найбільш важливих показників боєготовності і, як наслідок, бойової ефективності.

Діалектичність вимог полягає також у їх суперечливості, а також у тому, що вимоги змінюються з часом кількісно і якісно, при цьому кількісні зміни переходять у якісні зміни або викликають їх.

Суперечності між вимогами випливають із законів збереження маси, енергії (збереження матерії), тобто є своєрідним каменем спотикання в конструкції літака при його створенні. Неможливо виготовити літак оптимальним в усіх відношеннях. Як правило, поліпшення одних показників літака викличе погіршення інших. Звернемося

до прикладів.

А. Вимоги збільшення V_{max} та зменшення $V_{пос}$ суперечливі:

$$V_{max} = 4\sqrt{\frac{\xi t_o p}{C_x}}; \quad V_{пос} = 4\sqrt{\frac{p}{C_y}}.$$

Збільшення V_{max} разом з іншими змінами потребує збільшення питомого навантаження на крило p, але в тій же мірі (пропорційно $\sqrt{p}$) збільшиться посадкова швидкість, яка суперечить виконанню вимоги зменшення $V_{пос}$, тобто зменшення p і $\sqrt{p}$.

Б. Збільшення V_{max} на надзвукових швидкостях польоту за рахунок зниження C_x вимагає зменшення λ, $\overline{C}$ і збільшення χ крила і оперення, яке викличе погіршення несучих властивостей крила, зниження C_y і збільшення посадкової швидкості. Ці приклади показують взаємне протиріччя між тактичними вимогами V_{max} і $V_{пос}$.

В. Поліпшення аеродинамічних форм, якості поверхні сприяє зростанню швидкості польоту літака (за рахунок зменшення C_x), але одночасно приводить до зростання вартості виробництва і літака в цілому. Це приклад суперечності між тактичною вимогою збільшення швидкості польоту і технічною вимогою технологічності виготовлення літака. Прагнення поліпшити технологічність часто призводить до прагнення спростити конструкцію і при цьому збільшити вагу і опір, тобто погіршити вагову і аеродинамічну досконалість літака. З іншого боку, прагнення до підвищення льотно-тактичних властивостей (характеристик) або підтримання їх на необхідному рівні приводить до прагнення зменшити лобовий опір і вагу, тобто підвищити вагову і аеродинамічну досконалість літака, а це ускладнює технологію і збільшує вартість літака. У результаті конструктор під час розроблення літака змушений вирішувати протиріччя між вимогами технологічності й вимогами вагової та аеродинамічної досконалості літака.

З наведених прикладів видно, що практично неможливо створити літак, який би рівною мірою задовольняв всім вимогам. Але нехтувати якоюсь вимогою неприпустимо. Талант конструктора полягає в найбільш ефективному вирішенні цих протиріч, в умінні приймати найбільш доцільні компромісні рішення.

Якими ж принципами слід керуватися під час розроблення літака? Очевидно, що рішення повинні мати компромісний характер. Указати будь-які якісні або кількісні співвідношення без ретельного і всебічного аналізу специфіки використання літака зазвичай неможливо. Рецептів проектування не існує. Але є певні фізичні закономірності, знання яких дозволяє найкращим способом реалізувати викладені вимоги, іншими словами, розробити основи оптимального проектування літаків на

основі найбільш загального критерію ефективності літака.

Кількісні та якісні зміни у вимогах, а отже, і в характеристиках можна спостерігати з появою кожного нового літака. Новий літак, як правило, відрізняється від свого попередника, перевершує його за будь-яким одним або за групою показників: швидкості, швидкопідйомності, дальності польоту, маневреності, живучості, озброєння, економічності. Прикладів кількісних змін і переходу їх потім у якісні можна навести багато. Зупинимося лише на одному з них.

Наприкінці Другої світової війни стало зрозуміло, що просте збільшення потужності поршневих двигунів нездатне збільшити швидкість літаків вище 650…700 км/год. Потрібен був якісно новий двигун, і таким став турбореактивний двигун. Слідом за цим з'ясувалося, що просте збільшення тяги ТРД також нездатне істотно збільшити швидкість польоту літака. Якісні зміни схеми літака – стрілоподібне, тонке крило з М-стійким профілем, вісесиметричний фюзеляж та ін. – дали можливість отримати великі дозвукові, навколозвукові й надзвукові швидкості польоту.

Характерними є й сучасні вимоги до літаків військового призначення. Швидкість польоту винищувачів стабілізувалася на рівні M = 1,8 ... 2,5, але особлива увага приділяється збільшенню маневреності, зниженню помітності й витрат на обслуговування, підвищенню ефективності обладнання, озброєння, надійності.

2.1.5. Особливості тактико-технічних вимог до пасажирських літаків

Весь комплекс тактичних і технічних вимог, перерахований і охарактеризований у підрозділі 2.1.3 щодо пасажирських літаків, має формуватися таким чином, щоб у першу чергу забезпечити:

– максимальну надійність літака та безпеку перевезення пасажирів;

– високу економічність перевезень;

– певні життєві умови пасажирів під час польоту і максимальний комфорт;

– можливість виконувати рейси в складних метеорологічних умовах для досягнення високої регулярності польотів (при одночасному забезпеченні безпеки та економічності);

– мінімальний вплив на навколишнє середовище (екологічні вимоги).

Це досягається, в першу чергу, малим рівнем шумів під час зльоту і посадки літаків і мінімальними викидами продуктів згоряння працюючими двигунами. Короткі злітно-посадкові смуги також сприяють зменшенню зайнятих площ природного ландшафту.

Всі льотні, технічні та експлуатаційні характеристики пасажирських літаків мають бути підпорядковані цим вимогам. Характеристики надійності та безпеки повністю регламентовані Нормами льотної придатності цивільних літаків, які прийняті Міжнародною організацією цивільної авіації ІСАО.

2.1.6. Формулювання основних ідей і вимог Норм льотної придатності АП-25, FAR-25

Разом із Нормами льотної придатності цивільних літаків (НЛПЛ), прийнятими Міжнародною організацією цивільної авіації ІСАО (міжнародних стандартів), в окремих державах, що мають у своєму розпорядженні власну авіаційну промисловість і експлуатуючі організації, існують свої національні Норми льотної придатності (національні стандарти), в яких відповідні вимоги до цивільних літаків викладені в більш повному і детальному вигляді і з урахуванням національних особливостей виготовлення та експлуатації літаків. Всі національні норми мають повністю відповідати міжнародним. В Україні такими діючими нормами льотної придатності літаків транспортної категорії є частина 25 Авіаційних правил – АП-25, у Сполучених Штатах Америки – Федеральні авіаційні правила США, частина 25 – FAR-25.

Для літаків держав – членів ІСАО, а також для літаків, що експлуатуються на міжнародних авіалініях (незалежно від того, чи входить у ІСАО держава, якій вони належать, чи ні), має бути доведено, що якщо ці літаки відповідають національним нормам держави, в якій вони були виготовлені, то дані норми достатні для задоволення вимог ІСАО.

У цьому підрозділі не ставиться завдання переказати зміст діючих норм льотної придатності цивільних літаків. Кілька прикладів мають лише показати суть цих норм (правил), які не містять ті чи інші конкретні конструктивні рішення або методики пілотування, але обумовлюють властивості пасажирського літака, наявність яких забезпечує належну безпеку польоту.

З оснащенням літаків двома і більше двигунами виникає принципова можливість продовження польоту з неповною тягою, тобто політ після відмови одного або декількох двигунів. Одностороння відмова двигунів справедливо вважається в льотній практиці одним із найскладніших, особливих випадків. Але відмова бокового двигуна не тягне за собою фатальної неминучості важких наслідків. Щоб забезпечити сприятливі наслідки односторонніх відмов двигунів, необхідно виконання двох основних умов: по-перше, використання в компонуванні та конструкції літака відомих сучасній авіаційній техніці засобів забезпечення прийнятних характеристик керованості в польоті з несиметричною тягою і, по-друге, раціональні свідомі дії з боку екіпажу.

Найчастіше вихід з ладу одного або декількох двигунів багатомоторного літака рівнозначний переходу до польоту з тягою, одночасно і неповною, і несиметричною.

Останнім часом багатомоторна схема набула широкого розповсюдження і у військовій, і в цивільній авіації. Це було викликано не тільки неможливістю отримання потрібної величини тяги в одному силовому агрегаті. У сучасній авіації вже існують двигуни, які розвивають тягу 15…25 тонн і навіть більше. Друга, не менш важлива причина відноситься до області безпеки польотів, яка істотно залежить від складу силової установки – кількості двигунів незалежно від величини їх тяги.

На вибір кількості двигунів, що входять до складу силової установки літака

певного типу, впливають і інші вимоги, такі, як їх сумарна вартість, зручність експлуатації, необхідний час наземного обслуговування і т.д. Але ці міркування менш значущі порівняно з наведеними двома основними. Сьогодні, у зв'язку із зростанням тяги двигунів і підвищенням їх надійності, силові установки, які складаються з шести, восьми і більше двигунів, майже не використовуються. Останній приклад: Ан-225 "Мрія" має шість двигунів.

За сучасними поглядами, відображеними у вимогах ICAO, пасажирські літаки, призначені для польотів через океани, в Арктику, в обширні безлюдні або малолюдні пустельні райони, райони, малозабезпечені засобами літаководіння, повинні мати не менше чотирьох двигунів.

Наприкінці 60-х років XX століття знову набула великого поширення зникла було тримоторна схема пасажирських літаків. За цією схемою побудовані російські літаки Ту-154, Як-40, Як-42, англійські – ВАС-111, Трайдент, американські – Boeing-727, ДС-10, L-1011.

Таким чином, сьогодні можна вважати трьох– і чотиримоторну силову установку найбільш поширеною в пасажирському літакобудуванні (особливо якщо літак призначений для польотів на великі відстані).

Як свідчить статистика, відмова двигунів та їх систем все ще є одним із видів відмови матеріальної частини, що часто виникають. Тому не випадково майже у всіх довідниках (настановах) щодо виконання польотів у переліках "особливих випадків" відмова двигунів незмінно стоїть на першому місці.

За даними ICAO, більшість перерваних трансатлантичних рейсів, вимушених повернень на аеродром вильоту або посадки на островах мали місце через різного роду неполадки в двигунах та їх системах. Але особливих льотних випадків, викликаних відмовами силової установки, практика світової авіації налічує в останні роки все менше. Причина цього полягає в тому, що сучасний літак має можливість продовжувати політ з неповною і несиметричною тягою після виходу з ладу частини його двигунів.

При відмові перед льотчиком (пілотом) стоїть завдання реагувати не стільки на саму відмову двигуна як таку, скільки на наслідки цього факту, тобто збурений рух літака, і в першу чергу – крен. Тому зараз прийнято визначати момент відмови двигуна як момент помітного з поведінки літака або за датчиками зменшення його тяги. Від льотчика потрібно перш за все парирування даного руху незалежно від аналізу причин, які його викликали. Оскільки реакція льотчика не може бути моментальною, то прийнято розглядати збурений рух літака протягом декількох (зазвичай п'яти) секунд після відмови бокового двигуна як рух некерований, що відбувається без втручання льотчика. Ці п'ять секунд аеродинаміка літака і його автоматика мають утримати літак у межах норм. Це допущення добре узгоджується з практикою, а розгляд характеристик некерованого збуреного руху літака протягом заданого проміжку часу після відмови бокового двигуна дає можливість об'єктивно оцінити його поведінку в даному важливому випадку польоту і визначити відповідність (або невідповідність) цієї

поведінки встановленим нормам.

На практиці аеродинамічні характеристики літака не завжди достатньо ефективні, щоб забезпечити в подібному випадку повну послідовність параметрів його некерованого руху. Найбільш дієвим засобом подолання цього недоліку є застосування в системах управління сучасних літаків автоматичного обладнання, що забезпечує різке підвищення демпфірування збуреного руху або навіть активне парирування останнього (автопілотування). Включення елементів автоматики в системи управління літаків практикується в сучасному літакобудуванні настільки широко, що немає причин пов'язувати його тільки з динамікою літака з несиметричною відмовою двигунів. Але в цьому самому складному випадку ефект дії автоматичних стабілізуючих приладів виявляється в очевидному вигляді. Подібні прилади, маючи порівняно з людиною істотно більш високу швидкість спрацьовування, забезпечують відповідно більш своєчасне втручання в керування при відмові бокового двигуна. Можливий час запізнювання тут не п'ять секунд, а щонайменше на порядок менше. У результаті й амплітуда збуреного руху, особливо крен, виходить значно менше і вимагає для свого парирування менш енергійних дій льотчика. На більшості сучасних літаків встановлюють діючі незалежно один від одного демпфери за всіма трьома основними каналами: тангажу, рискання та крену. Останні два особливо необхідні на літаках, двигуни яких дуже рознесені відносно площини симетрії.

Як основний розрахунковий випадок при дослідженні збуреного руху під дією несиметричної тяги звичайно приймають відмову одного двигуна незалежно від їх кількості на даному літаку. Це допущення також слід визнати досить обґрунтованим. Достовірність відмови сучасного двигуна взагалі не дуже велика (надзвичайно мала), і навіть якщо допустити можливість відмови в тому ж польоті незалежно від першого, другого або більшого числа двигунів, то в усякому разі подібна відмова може виникнути лише тоді, якщо збурений рух літака, викликаний відмовою першого двигуна, буде вже погашено. Одночасну відмову двох взаємно незалежних двигунів на літаках сучасних схем слід вважати практично неможливою.

Звернемося тепер безпосередньо до короткого розгляду деяких положень Норм льотної придатності, які випливають з вимог ІСАО. Одним із центральних положень норм у разі польоту з неповною і несиметричною тягою є вимога, щоб "реалізація встановлення для літака льотних характеристик не вимагала від льотчика виняткової (надзвичайної) майстерності або надмірного напруження уваги" (п. 2.2.1.2).

По суті ця вимога повторюється щодо випадку несиметричної тяги: "...зміни режимів не мають вимагати надзвичайної (виключної) техніки пілотування, підвищеної уваги або надмірних зусиль навіть у разі відмови в роботі будь-якого двигуна (розділ "Керованість", п. 2.3.1); "...літак повинен мати таке балансування ..., щоб вимоги, пред'явлені до уваги з боку екіпажу при виконанні польоту і до можливості витримувати потрібний режим, не були надмірними ... Це має відноситися як до умов нормальної експлуатації, так і до умов, пов'язаних з відмовою одного або більше двигунів, і для яких встановлені льотні характеристики (розділ "Балансування", п. 2.3.2)

Сенс наведених вимог зводиться до того, що об'єктивно закладені в літаку технічні можливості, дозволяючи уникнути попадання в небезпечне становище при виникненні тієї чи іншої надзвичайної ситуації (відмова двигуна, обмерзання, зустріч з потужним висхідним потоком і т.д.), мають практичну цінність і дійсно забезпечують належний рівень безпеки польоту лише за тієї обов'язкової умови, що їх реалізація доступна льотчикові звичайної, масової кваліфікації та з нормальними (не винятковими, не надзвичайними) природними психічними та фізичними якостями. При цьому слід враховувати й ті обставини, що вказані фізичні, особливо психічні властивості людини можуть зазнавати певних змін під дією усвідомлених нею надзвичайних обставин. Важливе значення для безпечного продовження польоту мають й інші технічні характеристики літака. Перш за все необхідно, щоб вихід з ладу двигуна не викликав припинення функціонування таких життєво важливих для літака систем, як система керування, паливна, електрична, гідравлічна і т.д. З урахуванням цього до норм ICAO введено вимогу, щоб на кожному літаку були передбачені "...достатні прийнятні заходи для того, щоб у разі відмови двигуна була забезпечена можливість функціонування основних обслуговуючих систем" (гл. 4 "Розрахунок і конструювання", п. 4.1.6). І далі: "…силова установка має бути розміщена і змонтована таким чином, щоб кожен двигун з відповідними системами міг контролюватися і працювати незалежно від інших груп і щоб відмова в роботі будь-якого з агрегатів і систем ... не змогла привести до більшої втрати потужності, ніж при повній відмові критичного двигуна" (гл. 7 "Силова установка", п. 7.2.1).

Міжнародні стандарти ICAO потребують виконання певних умов при частковій відмові силової установки на різних етапах польоту. У польоті за маршрутом регламентуються характеристики набору висоти, виражені вертикальною швидкістю або кутом нахилу траєкторії, з одним або двома непрацюючими двигунами (залежно від загальної кількості двигунів, установлених на даному літаку), і роботи інших двигунів на номінальному режимі (п. 2.2.3.2). У даному випадку здатність до набору висоти розглядається як своєрідний критерій, який свідчить про наявність у літака певного діапазону можливих швидкостей горизонтального польоту і його здатності до маневрування, мінімально необхідного під час проходження від місця відмови двигуна до місця посадки.

Для посадки з не повністю працюючою силовою установкою за нормами також необхідна здатність літака до набору висоти з одним непрацюючим двигуном, але, на відміну від попереднього випадку, з максимальною посадковою масою (за нормами, які стосуються польоту за маршрутом, йшлося про максимальну злітну масу). Міркування, які диктують подібні вимоги, аналогічні позначеним вище з доповненням необхідності забезпечення виходу літака з неповною тягою на друге коло: "У разі невдалого заходу на посадку з непрацюючим критичним двигуном і з відповідною конфігурацією літак має бути в змозі продовжувати політ до такої точки, з якій він зможе виконати повторний захід на посадку" (п. 2.2.2.2).

На зльоті Норми льотної придатності передбачають визначення розрахункової

точки відмови (відповідної прийнятому поняттю критичної швидкості зльоту – розглядається окремо і досконаліше в розділі "Злітно–посадкові характеристики"), від якої розраховують траєкторію продовження зльоту з одним критичним двигуном, що відмовив. При цьому решта двигунів працюють "...у межах допустимої їх злітної потужності, а після закінчення періоду, протягом якого може бути використана злітна потужність, літак має бути в змозі продовжувати набір висоти з непрацюючим критичним двигуном і роботою інших двигунів у межах їх максимальної тривалої потужності на висоті, яку літак може витримувати і на якій зможе виконати коло над аеродромом" (п. 2.2.2.1). Відповідні пункти Норм льотної придатності регламентують необхідну в даному випадку вертикальну швидкість для різних класів літаків кількісно. Спеціально обумовлюється, що "...літак має зберігати керованість у разі відмови критичного двигуна в будь-який момент зльоту при методі пілотування, зазначеному в настанові для відрізка траєкторії зльоту і перерваного зльоту" (п. 2.3.1.2).

Обумовлюється також необхідність забезпечення льотчика "...швидкодіючими і надійними засобами визначення досягнення критичної точки".

Слід зазначити, що характеристики польоту з неповною і несиметричною тягою розглядаються в Нормах льотної придатності ICAO не тільки з точки зору їх власного значення як одного з можливих складних випадків польоту, але і як критерій, який визначає деякі властивості літака в нормальному польоті з повністю працюючою силовою установкою. Так, наприклад, безпечна швидкість зльоту при визначенні льотних характеристик літака після відриву від землі або води відповідає, за визначенням (п. 2.3.1.3), такій швидкості, при якій "...забезпечується достатній запас відносно швидкості зриву і тієї мінімальної еволютивної швидкості польоту, при якій літак зберігає керованість після відмови критичного двигуна". Це загальне визначення конкретизується в розділі "Прийнятні методи встановлення відповідності вимогам льотних характеристик літаків", де рекомендується така методика визначення мінімальної еволютивної швидкості: "Мінімальна еволютивна швидкість така, що після зупинки будь-якого одного двигуна на цій швидкості можна відновити керованість літака з одним непрацюючим двигуном і підтримувати літак у прямолінійному польоті на цій швидкості з нульовим кутом рискання або з кутом крену не більш 5°. З моменту зупинки двигуна до моменту відновлення керованості з боку льотчика не мають вимагатися виняткова майстерність, напруга уваги або фізичної сили для запобігання будь-якої втраті висоти, крім неминучої, при погіршенні льотних характеристик або будь-якої зміни курсу на кут більше 20°; при цьому літак не має приймати будь-якого ризикованого положення... Для підтримки літака на цій швидкості в сталому прямолінійному польоті після відновлення керованості і перед повторним балансуванням не має вимагатися зусилля на педалі руля напряму понад 200 фунтів (81,5 кгс)[1], і екіпаж літака не має бути змушений зменшувати потужність, яку розвивають інші двигуни" (п. 4.2.1).

---

1 За Нормами СРСР – не більш 70 кгс на педалях керування рулем напрямку і не більше 20 кгс на штурвали при керуванні по крену.

2.2. СИЛОВІ УСТАНОВКИ ЛІТАКІВ І ВИМОГИ ДО НИХ

2.2.1. Склад силової установки

Система створення тяги, або, простіше, силова установка літака являє собою органічно пов'язаний комплекс різних систем, які забезпечують надійну й безвідмовну роботу його двигунів з оптимальним використанням їх тягових характеристик і витрати палива на всіх режимах польоту, властивих даному типу літака, з урахуванням висоти і швидкості польоту, а також перевантажень що витримуються літаком. До силової установки відносяться двигуни (основні та допоміжні) і такі агрегати й системи, які обслуговують двигуни, але не входять в їх конструкцію:

1. Повітряні гвинти з коками та кріпленням (для літаків із ПД і ТВД).

2. Засоби установки двигунів:

а) гондоли двигунів з повітрозабірниками, повітряними каналами та реактивними соплами (якщо двигун конструктивно не пов'язаний з фюзеляжем);

б) пілони;

в) вузли кріплення двигунів;

г) механізми повороту двигунів (для літаків вертикального зльоту і посадки).

3. Системи двигунів:

а) система регулювання повітрозабірників;

б) система виходу (вихлопу);

в) система реверсування тяги;

г) система шумоглушіння;

д) маслосистема;

е) система охолодження;

ж) протипожежна система (система індикаторів і протипожежних засобів);

з) система запуску, керування та блокування двигунів;

і) система контролю роботи двигунів;

к) протиобліднювальна система силової установки;

л) система відбору повітря.

4. Паливна система:

а) паливні баки (з протекторами);

б) арматура установки баків;

в) система подачі палива (паливні трубопроводи і насоси);

г) система наддуву інертними газами;

д) система автоматичного керування витратою палива;

е) система заправки;

ж) дренажна система і система аварійного зливу палива;

з) система дозаправки в польоті.

2.2.2. Вимоги до силових установок

Двигуни і планер на сучасному літаку органічно пов'язані між собою, і високої ефективності літака досягають тільки в тому випадку, коли ретельно враховують їх взаємний вплив, коли кожен із суб'єктів створений на найвищому рівні досконалості.

Теорію і проектування окремих систем силової установки докладно розглянуто в спеціальній літературі. У цьому підрозділі описані в основному питання проектування силової установки, які безпосередньо пов'язані із загальним проектуванням сучасного літака.

Для проектування силової установки необхідні такі основні початкові дані: призначення літака, льотні характеристики і злітна маса літака. При проектуванні силової установки необхідно в першу чергу враховувати основне призначення літака (маневрений літак або пасажирський і т.д.). І двигунобудівники, і літакобудівники мають найбільшою мірою пристосовувати двигун і силову установку до заданого основного призначення літака, іноді навіть шляхом погіршення його характеристик на режимах польоту, які не є основними.

Очевидно, що в цьому випадку доводиться приймати компромісне рішення, враховуючи необхідність збереження основних характеристик літака в допустимих межах. Так, для транспортного або пасажирського літака основними є економічні показники і безпека (вартість і безпеку перевезення людей і вантажів), і в той же час значну роль відіграють безпосадкова дальність польоту і швидкість польоту, необхідна довжина злітно-посадкової смуги.

Загальні вимоги до силової установки літака:

– забезпечення льотних, технічних та економічних даних літака;

– надійність, безпека, живучість;

– забезпечення найменшої питомої витрати палива (особливо для літаків великої дальності польоту);

– простота конструкції і зручність експлуатації;

– великий ресурс;

– невеликі габаритні розміри і маса (особливо для літаків з великою тягоозброєністю);

– невелика вартість;

– мінімальний аеродинамічний і гідравлічний опір.

Сприятливий результат проектування сучасного літака з високими характеристиками значною мірою залежить від вдалого об'єднання планера і силової установки. Тепер недостатньо спроектувати планер з високою аеродинамічною якістю і поставити на нього двигун із малою питомою витратою палива і малою питомою вагою. Необхідно узгодити характеристики планера і силової установки, тобто щодо того чи іншого критерію, який визначає досконалість літаків даного типу, вибрати оптимальні режими польоту літака і роботи силової установки. Іншими словами, разом із оптимізацією характеристик планера необхідно вибрати оптимальну схему двигуна і такі головні параметри (визначальні висотно-швидкісні характеристики двигуна), як

y - ступінь двоконтурності, T_3^* – температура газів перед турбіною, $\pi_к$ – ступінь стиснення в компресорі та ін.

Узгоджені характеристики планера та силової установки забезпечують отримання максимуму (або мінімуму) цільової функції, а також більш повне виконання ТТТ, пред'явлених до проектованого літака.

На рис. 2.6 показано приклад послідовності проектування силової установки літака.

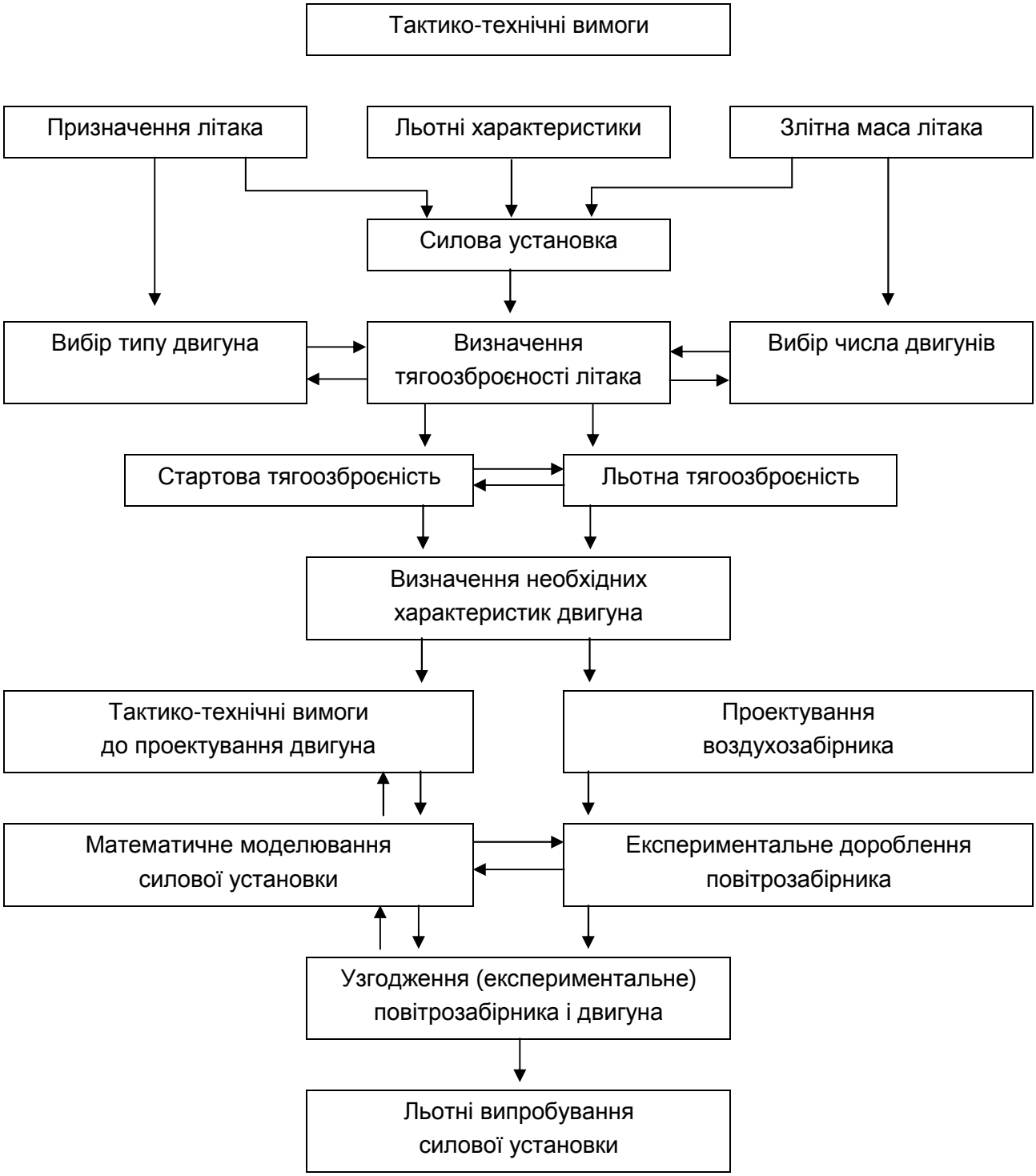


Рис. 2.6. Логічна схема проектування силової установки

При проектуванні сучасного літака може бути два випадки:

1) двигун уже розроблений до початку проектування літака (літак проектується під готовий двигун);

2) потрібно розробити новий двигун, спеціально призначений для створюваного літака.

Якщо проектування літака ведеться під готовий двигун, то питання про вибір типу двигуна і його параметрів, природно, не ставиться. В даному випадку спочатку потрібні тягоозброєність літака, необхідне число двигунів і т.д.

Якщо для проектованого літака розробляють новий двигун, то в процесі ескізного проектування літака уточнюють всі необхідні характеристики майбутнього двигуна (виконують узгодження характеристик планера й силової установки). За результатами проведеної роботи конструктори літака разом із конструкторами двигуна складають ТТТ на проектування двигуна.

2.2.3. Класифікація двигунів

Класифікація двигунів передусім пов'язана з видом застосовуваного хімічного палива, методами його отримання та використання. На рис. 2.7 показано класифікацію двигунів за видом застосованого палива і за принципом дії.

Відомо, що теплова енергія, яку використовують на створення роботи двигуна, звільняється в результаті термохімічної реакції згоряння або окислення. Здійснення цієї реакції можливо, як правило, за наявності двох компонентів – палива і окислювача.

Для забезпечення безперервної роботи двигуна в польоті необхідно мати на літаку запас палива. Окислювач можна також заздалегідь заготовити у вигляді різних кисневмісних твердих і рідких речовин. Як окислювач зручно використовувати атмосферне повітря: аж до дуже великих висот (30 ... 50 км) в атмосфері міститься близько 20 % (за масою) кисню.

Поршневі двигуни (ПД) для окислення палива використовують атмосферне повітря. Реактивні двигуни (РД) залежно від способу отримання та використання окислювача ділять на два великі класи – ракетні двигуни (РаД) і повітряно-реактивні двигуни (ПРД).

Ракетні двигуни, в свою чергу, поділяють відповідно до фазового стану застосовуваного палива на ракетні двигуни твердого палива (РДТП) і на рідинно-ракетні двигуни (РРД). Паливо і окислювач для ракетних двигунів розміщують на борту літального апарата.

Для літаків на сьогодні найбільш широко використовують повітряно-реактивні двигуни, що як паливо використовують звичайний гас, а поршневі двигуни – бензин.

Відомо, що з підняттям на висоту зменшується щільність повітря, а на дуже великих висотах – і вміст кисню в повітрі. Таким чином, вагова витрата окислювача, а значить, і пального, у міру збільшення висоти польоту літака зменшується, оскільки процентне відношення пального і окислювача в паливно-повітряній суміші має зберігатися постійним. Таким чином, тяга ПРД зі збільшенням висоти постійно падає, і ефективність його роботи обмежена висотами польоту до 30 ... 50 км.

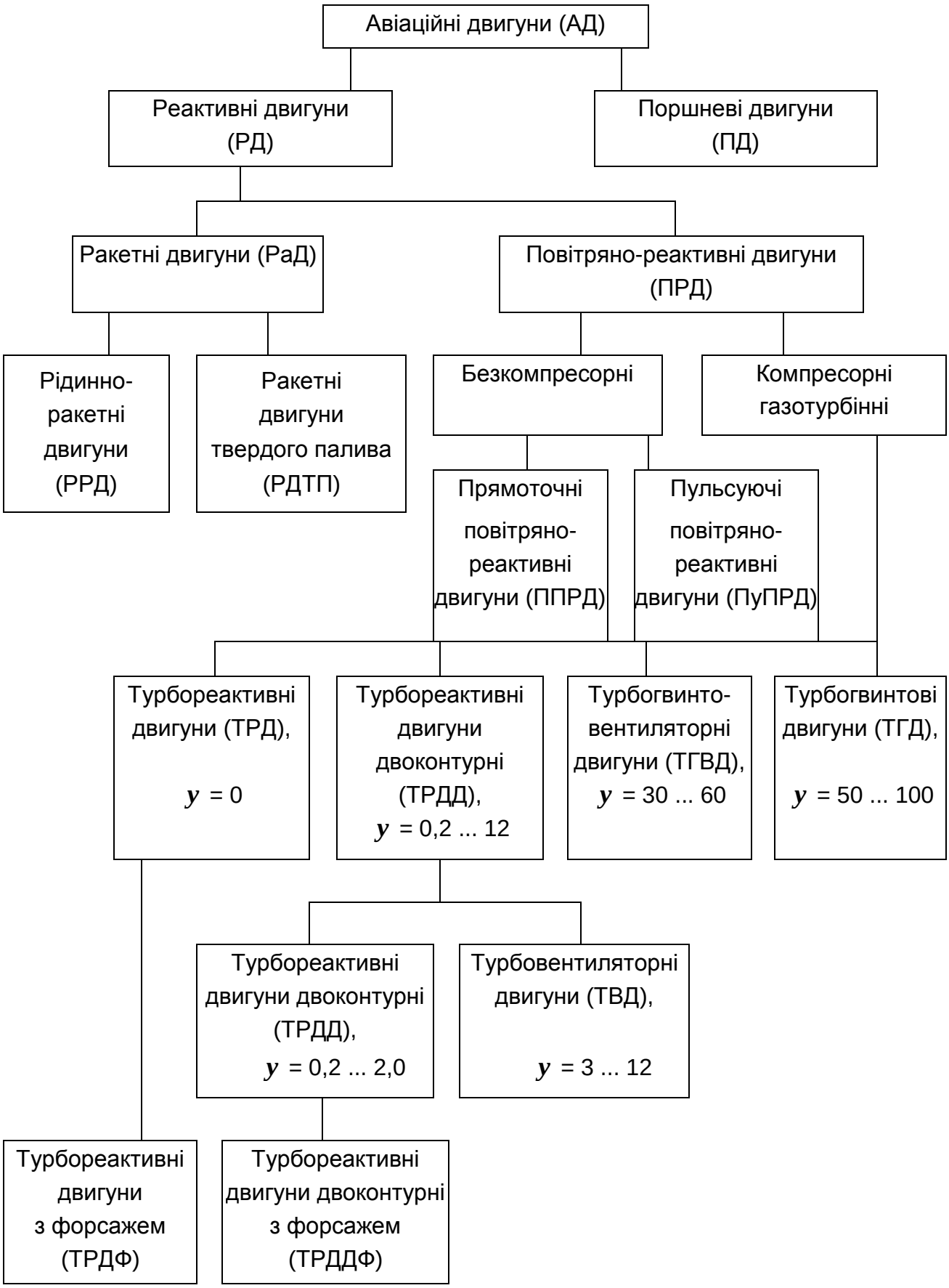


Рис. 2.7. Класифікація авіаційних двигунів за видом палива і принципом дії:
y – ступінь двоконтурності

З іншого боку, тяга ПРД значною мірою залежить від швидкості польоту. Чим більше швидкість польоту, тим більше вхідний імпульс двигуна і тим важче збільшити вихідний імпульс двигуна. Тяга ПРД визначається різницею вихідного й вхідного імпульсів, тобто

$$P = \left(M_{СЕК} \cdot C\right)_{ВИХІД} - \left(M_{СЕК} \cdot C\right)_{ВХІД}.$$

Це призводить до того, що на великих швидкостях польоту тяга, яка розвивається будь-яким ПРД, неухильно починає падати аж до нуля. Таким чином, ПРД – це двигун обмеженого діапазону швидкостей польоту. Максимальне число M для ПРД різних типів не перевищує M = 4 ... 6.

Повітряно-реактивні двигуни дуже різноманітні за своєю конструкцією, схемою і принципом дії. Залежно від способу стиснення повітря їх поділяють на безкомпресорні й компресорні ПРД.

У безкомпресорних ПРД стиснення повітря здійснюють за допомогою швидкісного напору, тобто кінетичної енергії набігаючого потоку повітря. До таких двигунів відносяться прямоточні повітряно-реактивні двигуни (ППРД) і пульсуючі повітряно-реактивні двигуни (ПуПРД).

Прямоточні двигуни призначені для великих надзвукових швидкостей польоту, пульсуючі двигуни подальшого розвитку не отримали.

У компресорних ПРД стиснення повітря здійснюється механічним шляхом за допомогою компресорів осьового і відцентрового типу. Ці компресори обертаються газовими турбінами. Такі двигуни мають назву газотурбінних двигунів (ГТД), оскільки в них основним конструктивним елементом, джерелом механічної енергії обертання служить газова турбіна.

Авіаційні газотурбінні двигуни, в свою чергу, ділять на турбореактивні (ТРД), турбореактивні двоконтурні (ТРДД), турбогвинтові (ТГД), і останнім часом починають застосовувати турбогвинтовентиляторні двигуни (ТГВД).

У разі, коли потужність газової турбіни дорівнює потужності компресора, авіаційний ГТД має назву турбореактивного двигуна. У ТРД вся корисна робота циклу витрачається на збільшення кінетичної енергії робочого тіла, на розгін потоку всередині двигуна, на створення тягової роботи.

У разі, коли потужність газової турбіни використовують також і для обертання гвинта, вентилятора або додаткового компресора у другому контурі двигуна, авіаційний ГТД мають відповідно назву турбогвинтового, турбовентиляторного або двоконтурного ТРД. У цих двигунів реактивна тяга виходить у двох контурах, тобто вони мають два рушія.

Авіаційні газотурбінні двигуни надзвичайно широко розповсюджені на повітряному транспорті завдяки їх високій економічності, порівняно низькій питомій вазі, великому ресурсу, який забезпечує можливість надійно працювати протягом тривалого часу. Авіаційні ГТД – двигуни широкого діапазону, призначені для дозвукових і надзвукових швидкостей польоту. Вони складають технічну основу сучасного транспортного авіадвигунобудування. Техніко-економічні досягнення

сучасної цивільної авіації пов'язані саме з успішним розвитком авіаційних ГТД і з високим рівнем їх технічної досконалості.

На рис. 2.8 показано класифікацію реактивних двигунів, які застосовують у цивільній авіації (за призначенням і тривалістю роботи).

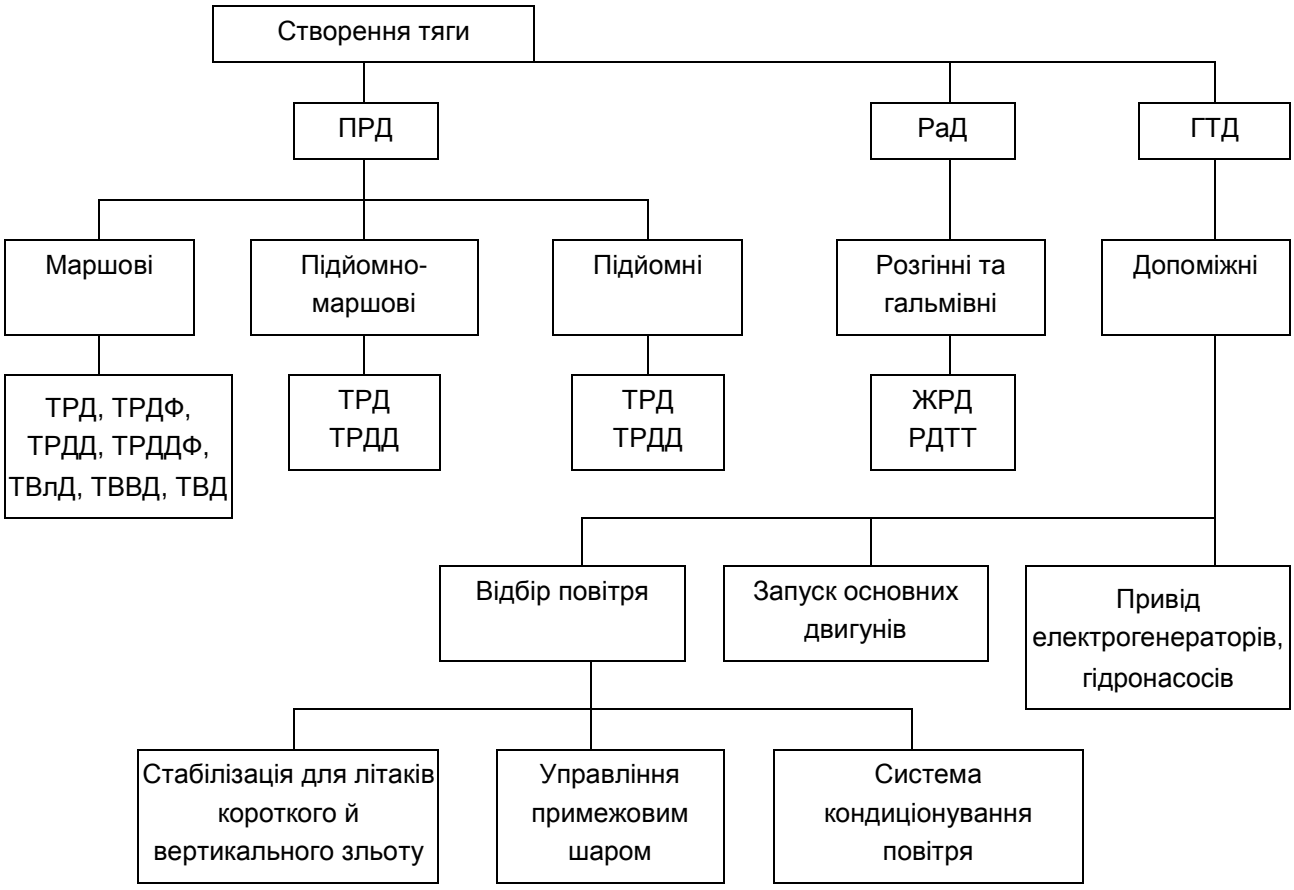


Рис. 2.8. Класифікація двигунів за призначенням і тривалістю дії

На рис. 2.9 – 2.17 показані схеми двигунів різних типів.

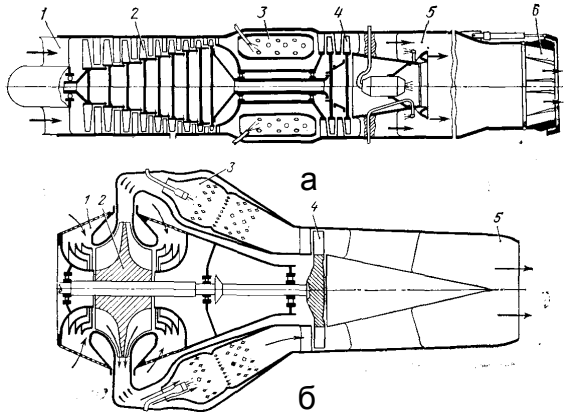


Рис. 2.9. Схеми ТРД: а – з осьовим компресором і форсажною камерою:
1 – вхідна частина; 2 – осьовий компресор; 3 – камера згоряння;
4 – турбіна; 5 – форсажна камера; 6 – реактивне сопло;
б – з відцентровим компресором: 1 – вхідний пристрій;
2 – відцентровий компресор, 3 – камера згоряння; 4 – турбіна;
5 – реактивне сопло

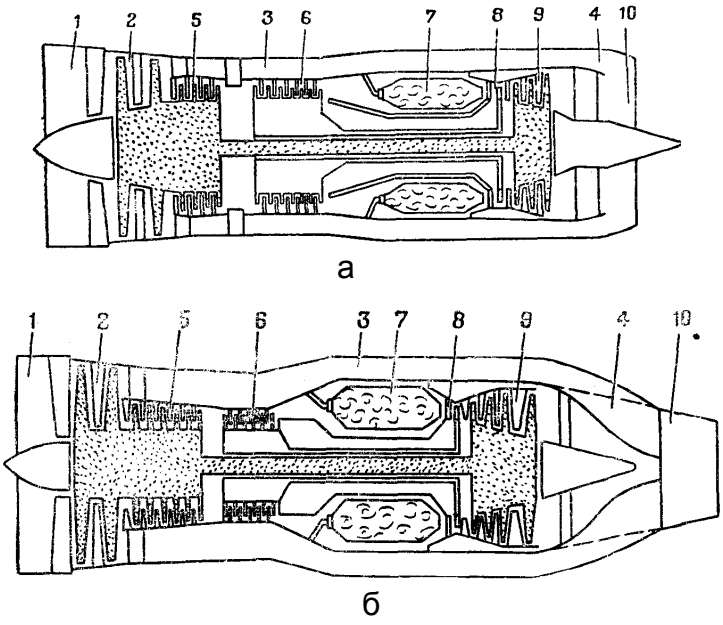


Рис. 2.10. Принципові схеми двоконтурних двигунів: з роздільними реактивними соплами (а) і зі змішанням потоків і загальним реактивним соплом (б): 1 – вхідний пристрій; 2 – вентилятор; 3 – канал зовнішнього контуру; 4 – реактивне сопло зовнішнього контуру у схемі "а", змішувач у схемі "б"; 5 – компресор низького тиску; 6 –- компресор високого тиску; 7 – камера згоряння; 8 – турбіна високого тиску; 9 – турбіна низького тиску; 10 – реактивне сопло внутрішнього контуру в схемі "а", загальне реактивне сопло у схемі "б"

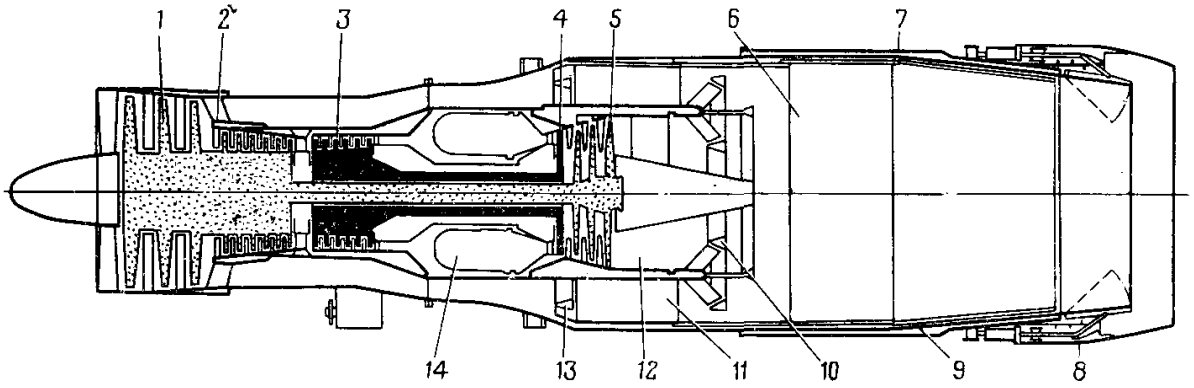


Рис. 2.11. Схема двоконтурного двигуна з форсажем: 1 – вентилятор; 2 – компресор низького тиску; 3 – компресор високого тиску; 4 – турбіна високого тиску; 5 – турбіна низького тиску; 6 – форсажна камера; 7 – охолоджуваний захисний кожух; 8 – багатостулкове регульоване сопло; 9 – внутрішній захисний кожух; 10 – паливні форсунки форсажної камери; 11 – зовнішній контур;12 – внутрішній контур; 13 – паливні форсунки зовнішнього контуру; 14 – камера згоряння

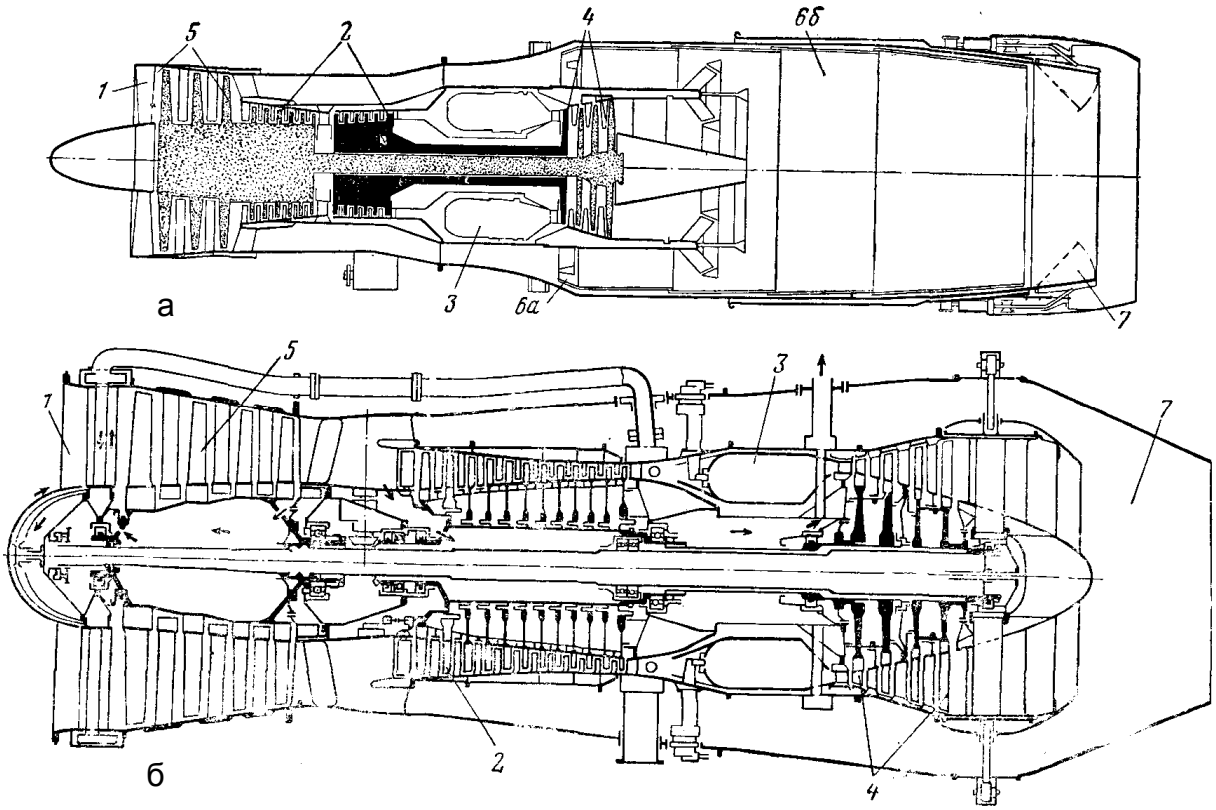


Рис. 2.12. Схеми двоконтурних двигунів (ТРДД): 1 – вхідний пристрій; 2 –компресор першого контуру; 3 – камера згоряння першого контуру; 4 – багатоступенева турбіна; 5 – компресор (вентилятор) другого контуру; 6а – форсажна камера другого контуру; 6б – загальна форсажна камера; 7 – вихідне сопло

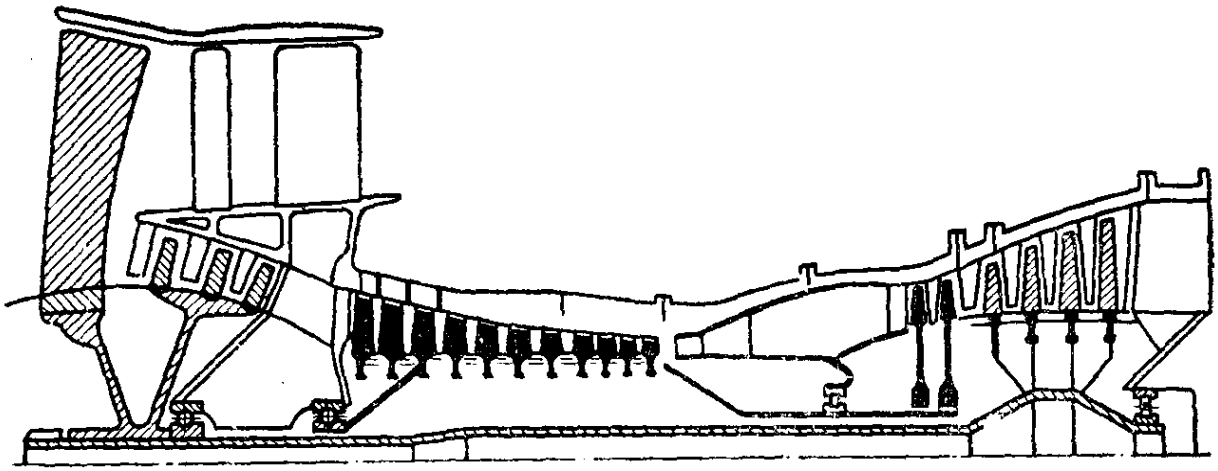
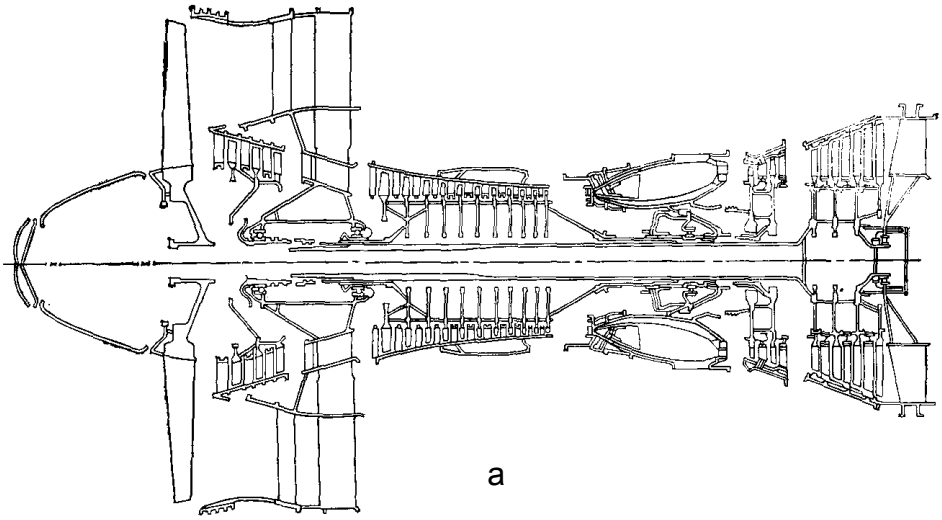
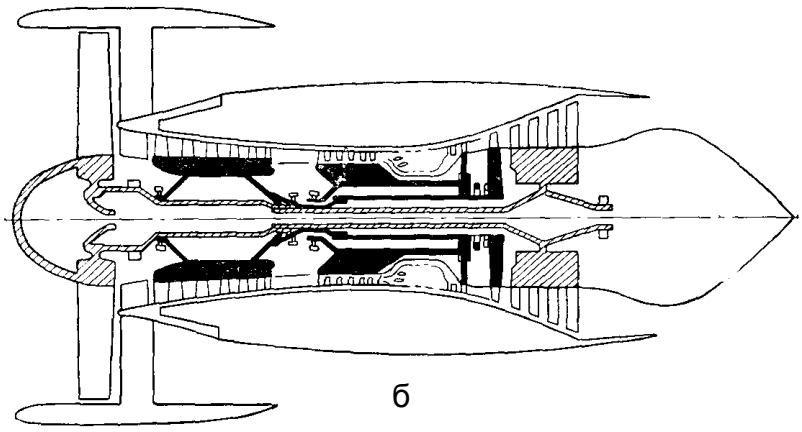


Рис. 2.13. Схема двигуна JT9D



а



б

Рис. 2.14. Схеми ТВлД із переднім розташуванням вентилятора другого контуру:

а – двоконтурний двовальний двигун, розчленований на вузли (тяга R≈18600 даН, діаметр вентилятора – приблизно 2430 мм, довжина – приблизно 3175 мм, ступінь підвищення повного тиску повітря в компресорі $\pi_к \approx 25$; ступінь двоконтурності $y = 5$; маса – 2538 кг), б – трьохвальний двоконтурний двигун (R≈20000 даН, діаметр вентилятора – приблизно 2435 мм, довжина – приблизно 3650 мм, у = 5,21, маса – приблизно 3500 кг)

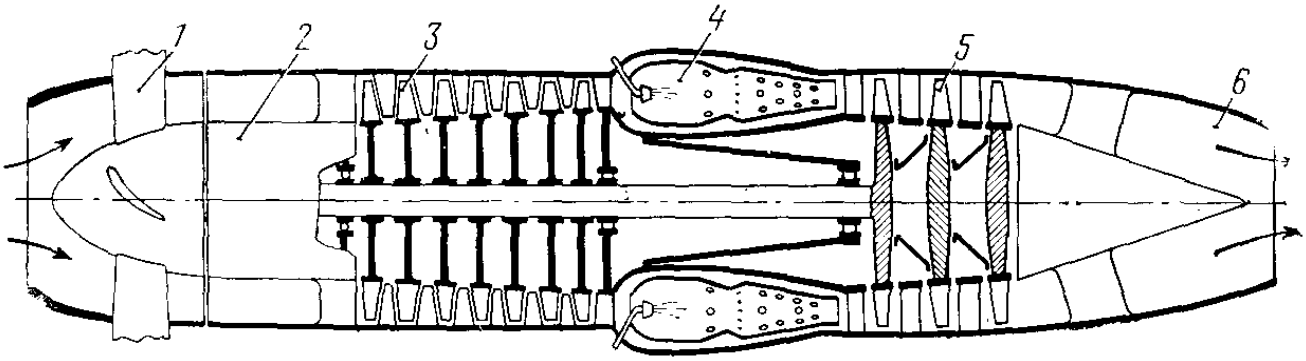


Рис. 2.15. Схеми ТГД: 1 – повітряний гвинт; 2 – редуктор частоти обертання; 3 – компресор; 4 – камера згоряння; 5 – турбіна; 6 – реактивне сопло

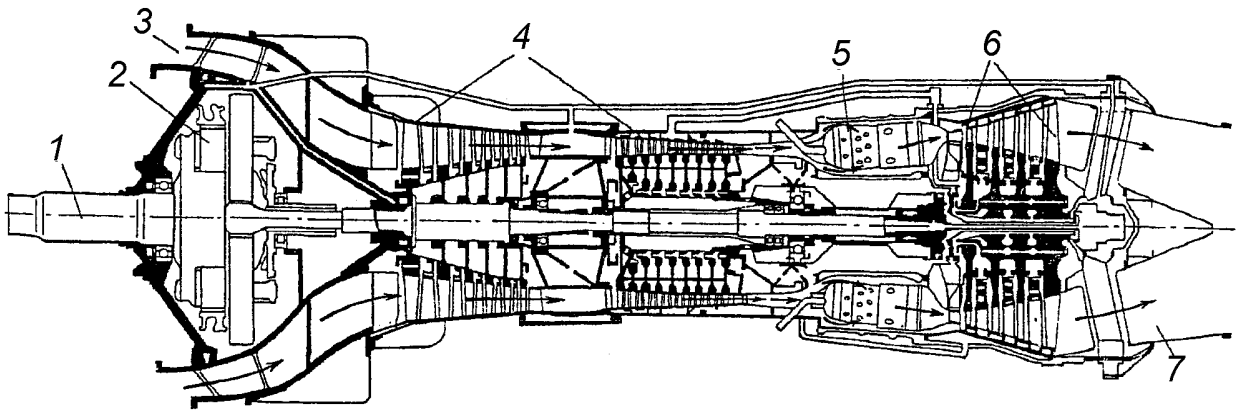


Рис. 2.16. Схема турбогвинтового двигуна (ТГД): 1 – вал повітряного гвинта; 2 – редуктор, 3 – вхідний пристрій; 4 – компресор; 5 – камера згоряння; 6 – багатоступенева турбіна; 7 – вихідний пристрій

2.2.4. Вимоги до двигунів

Основним елементом системи створення тяги силової установки є двигун, інші елементи цієї системи служать для забезпечення надійної та безперебійної роботи всієї системи із заданими параметрами. Від досконалості двигунів головним чином залежать ефективність літака, його льотні характеристики, масові, експлуатаційні, економічні та ін.

Для забезпечення високої ефективності двигунів літака необхідно, щоб вони мали певні якості, тобто задовольняли ряду вимог.

Вимоги до авіаційних двигунів:

1) забезпечення необхідної величини тяги (потужності) на різних швидкостях і висотах польоту;

2) надійність і безвідмовність роботи на заданих швидкостях і висотах, у різних атмосферно-кліматичних умовах експлуатації літака (температура, тиск, вологість повітря і т.д.);

3) забезпечення стійкості роботи на всіх режимах польоту літака і режимах роботи двигуна: малі та великі висоти польоту; малі та великі швидкості польоту; швидкий, легкий запуск на землі й в польоті; стійкість роботи при великих перевантаженнях; надійна й стійка робота на форсажі (особливо на великих висотах);

4) великий ресурс деталей, агрегатів і двигуна в цілому;

5) малі габаритні розміри і маса двигуна; велике відношення тяги до маси й тяги та до площі поперечного перерізу двигуна (мала питома вага двигуна, велика лобова тяга);

6) висока прийомистість;

7) гарне адаптування двигуна до конструкції літака; зручне розміщення вузлів кріплення двигуна на літаку, зручне для експлуатації розміщення агрегатів двигуна

(насосів, фільтрів, регуляторів генераторів і т.д.). Можливість установки двигуна на різні літаки;

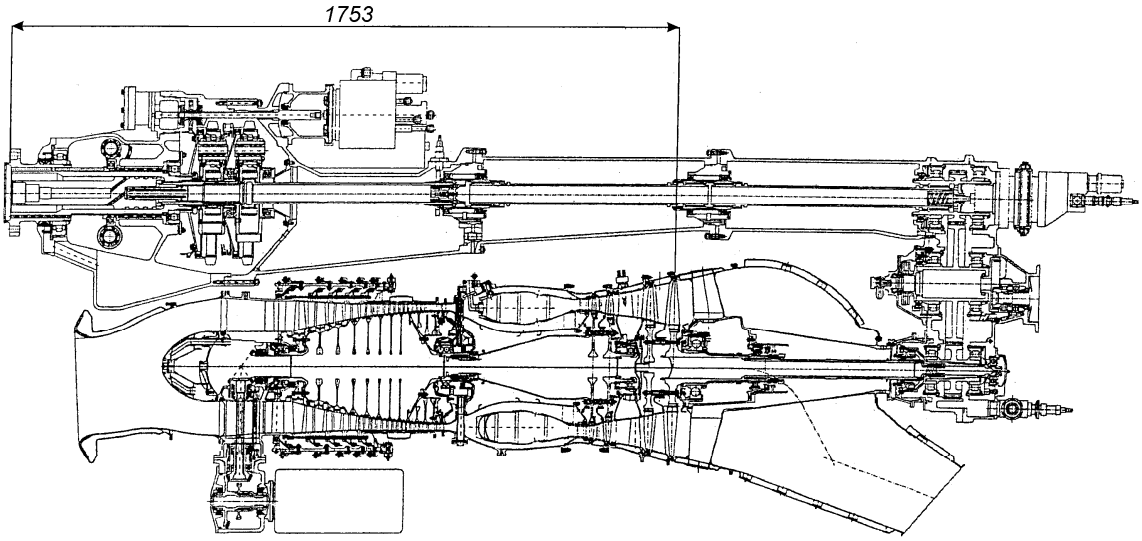


Рис. 2.17. Поздовжній розріз двигуна ТВ3-117ВМА-СБМ з трансмісією типу ТВ3-117ВМА-СБ2

8) мінімальний рівень вібрацій при роботі двигуна (хороша врівноваженість агрегатів, що працюють з великими числами оборотів);

9) низький рівень шуму;

10) мала чутливість до відбору повітря для роботи агрегатів літака;

11) низька питома витрата палива при роботі на всіх режимах (особливо на розрахункових режимах);

12) можливість використання поширених видів палива, низька вартість палива;

13) низька трудомісткість обслуговування і ремонту, великий міжремонтний термін служби, можливість ремонту й заміни деталей і вузлів у польових умовах (для бойових літаків); модульна конструкція, мала кількість унікальних вузлів і деталей;

14) невисока вартість двигуна;

15) невелика витрата повітря;

16) мінімальне забруднення навколишнього середовища продуктами згоряння;

17) для малопомітних літаків – відсутність довгого інверсійного сліду, можливо менша температура струменя, мінімальне теплове і радіолокаційне випромінювання вхідного отвору двигуна;

18) можливість модернізації та удосконалення двигуна без великих витрат часу і коштів – базовий двигун як надійна основа для створення сім'ї двигунів різного призначення (для різних літаків) та удосконалення характеристик з метою продовження життєвого циклу та підвищення ефективності.

У попередніх розділах неодноразово підкреслювалося, що надійність і безпека експлуатації літаків безпосередньо залежать від надійності роботи двигунів. Тому наведемо ще ряд зауважень щодо надійності двигунів.

Заявлені виробником основні параметри двигуна і необхідний рівень його надійності мають підтверджуватися встановленими спеціальними тривалими стендовими і льотними випробуваннями, а також результатами розрахунків, основаних на матеріалах випробувань.

Необхідний рівень надійності й льотної придатності двигуна досягається:

– належним рівнем міцності конструкції;

– забезпеченням газодинамічної стійкості роботи двигуна в компонуванні літака;

– застосуванням, де це необхідно, дублюючих і резервних систем та агрегатів;

– наявністю засобів сигналізації про можливі несправності, які вимагають від членів екіпажу негайного втручання для запобігання виникненню небезпечної ситуації;

– належним рівнем контролепридатності двигуна, що забезпечує своєчасне виявлення можливих небезпечних для подальшої його експлуатації несправностей;

– можливістю повторного запуску працездатного двигуна після його вимкнення;

– наявністю бортових систем протипожежного захисту та системи протиобледеніння двигуна;

– системою поточного обслуговування, яка передбачається в технічній документації на двигун і забезпечує своєчасне виявлення можливих несправностей і підтримку двигуна в працездатному стані;

– можливістю повторного включення форсажної камери двигуна після її вимкнення;

– наявністю системи захисту двигуна від помпажу;

– наявністю системи захисту двигуна від перегрівання турбіни.

2.2.5. Основні термодинамічні характеристики двигунів

У цьому підрозділі стисло наведено матеріал про основні термодинамічні характеристики двигунів з метою загального розуміння їх впливу на експлуатаційні характеристики. Детальний розгляд термодинамічних характеристик є предметом вивчення спеціальних курсів теорії та конструкції газотурбінних двигунів.

Характеристикою робочих процесів, які відбуваються у ГТД, є зміни (починаючи з входу в двигун і закінчуючи його виходом): температури робочого тіла – T, K; тиску робочого тіла – p^*, кгс/см^2; швидкості робочого тіла – C, м/с.

На рис. 2.18 зображено характерні розрізи ТРД і лінії зміни параметрів робочого тіла уздовж повітряно-газового тракту двигуна. Видно, що підвищення температури йде в компресорі 1–2, потім – у камері згоряння 2–3, падіння температури проходить на турбіні 3–4. Аналогічно проходить зміна тиску робочого тіла. Найбільша зміна швидкості відбувається в реактивному соплі 4–5.

На рис. 2.19 показані зміни параметрів робочого тіла уздовж повітряно-газового тракту ТРДД. Видно, що принципових відмінностей у зміні параметрів ТРДД і ТРД немає.

На практиці, якщо йде вибір двигуна або його порівняльна оцінка, літакобудівника більше цікавлять такі дані двигуна:

– залежність величини тяги (потужності) від швидкості, висоти польоту, ступеня стиснення повітря в компресорі – π_K^*, ступеня двоконтурності – y, температури газів перед турбіною – T_3^*;

– залежність питомої витрати палива від швидкості й висоти польоту, від ступеня стиснення повітря в компресорі – π_K^*, ступеня двоконтурності –- y, температури газів перед турбіною – T_3^*;

– залежність габаритних розмірів і маси двигуна від π_K^*, y і P_0.

Від ступеня стиснення повітря в компресорі, ступеня двоконтурності і температури газів перед турбіною дуже залежить характер зміни величини тяги (потужності) і витрати палива при зміні числа M польоту; при зміні висоти польоту ця залежність помітна менше.

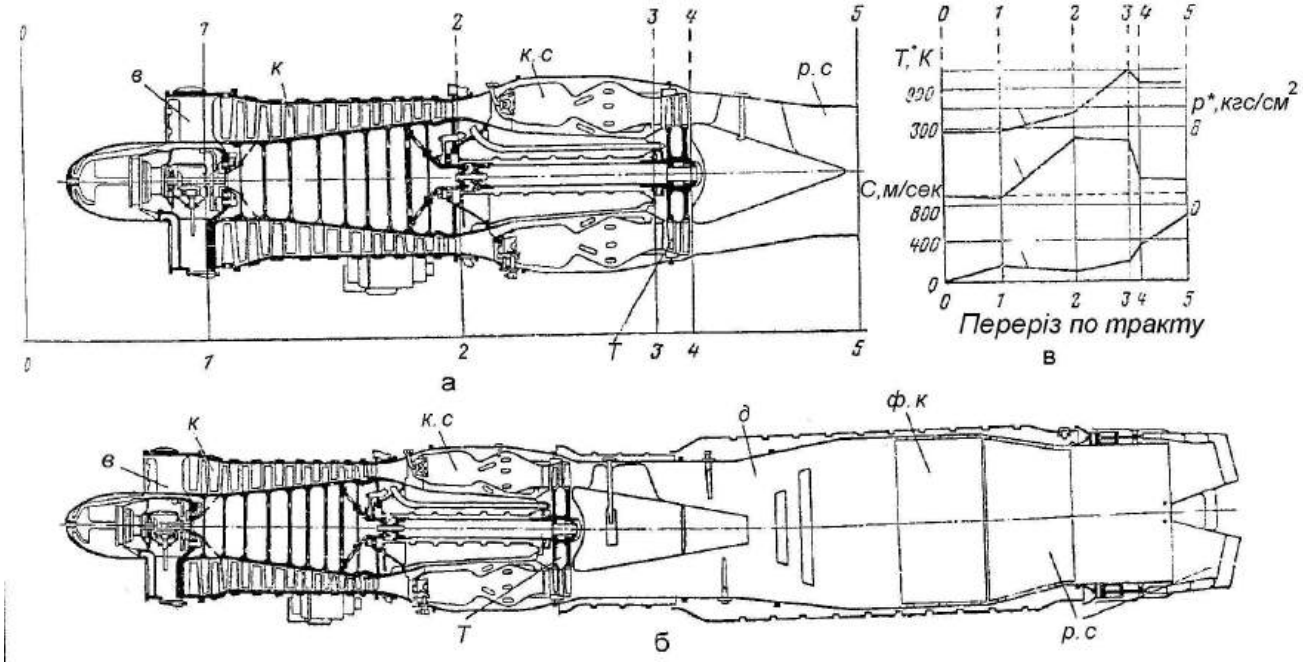


Рис. 2.18. Схеми турбореактивних двигунів: а – ТРД; б – ТРДФ; в –- криві зміни параметрів газу уздовж газоповітряного тракту двигуна

На рис. 2.20 показані зміни параметрів робочого тіла уздовж повітряно-газового тракту для ТПД.

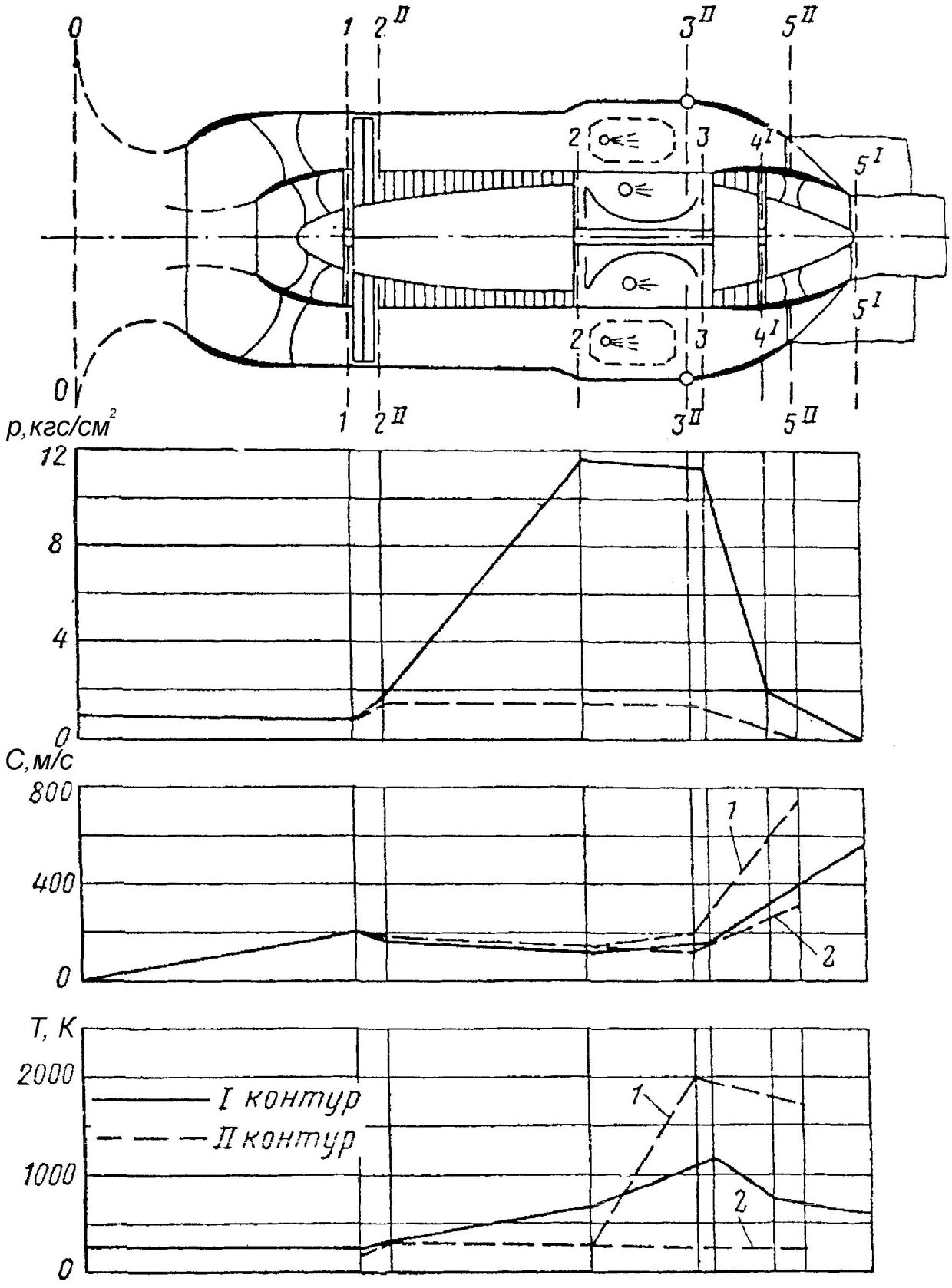


Рис. 2.19. Схема ТРДД і зміна параметрів газу в обох контурах двигуна: 1 – з додатковим спалюванням палива; 2 – за відсутності додаткового спалювання палива

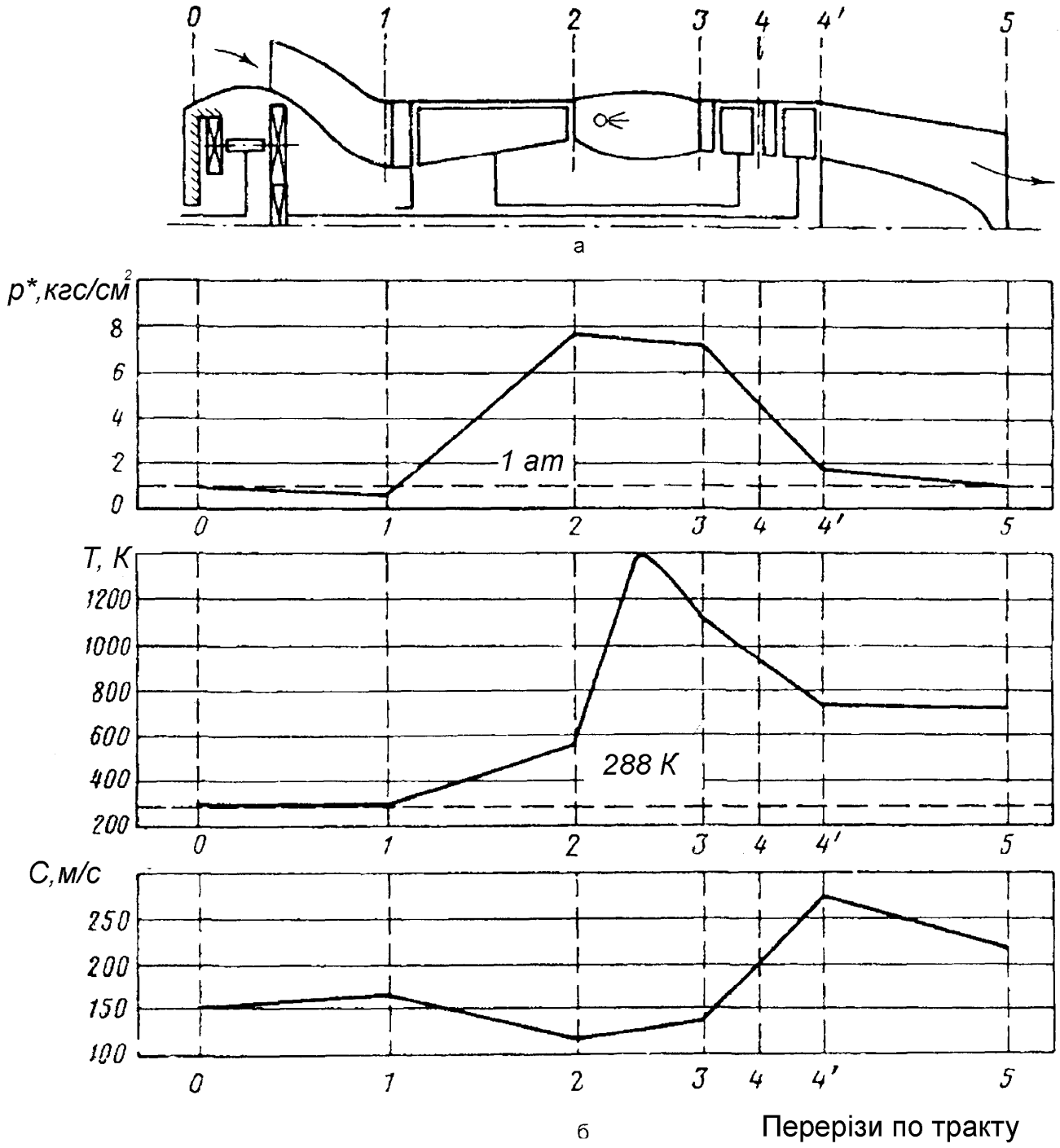


Рис. 2.20. Схема турбогвинтового двигуна (а)
і зміна параметрів потоку газу по тракту (б)

2.2.6. Висотно-швидкісні характеристики газотурбінних двигунів

Відомо, що тяга (потужність) газотурбінного двигуна змінюється по висоті й швидкості польоту (рис. 2.21 – 2.32) залежно від режиму його роботи і ступеня форсування. Необхідно також врахувати зменшення тяги внаслідок втрат швидкісного

напору в повітрозабірнику двигуна. Ці втрати будуть залежати від типу повітрозабірника (лобовий, боковий, довгий або короткий і т.д.), а на надзвукових швидкостях – від чисел M і числа косих стрибків ущільнення на вході $n_{стр}$.

З урахуванням цих зауважень дійсна тяга двигуна, встановленого на літаку і працюючого на розрахунковій висоті і швидкості, може бути наведена як

$$P(H, M) = \xi P_0, \qquad (2.2)$$

тобто мова йде про тягу (потужності) встановленого двигуна.

У формулі (2.2) позначено:

P_0 – паспортна тяга двигуна на старті в умовах МСА (760 мм рт.ст., 15°С);

$$\xi = \xi_V \ \xi_H \ \xi_{в.з} \ \xi_{др} \ \xi_ф, \qquad (2.3)$$

де ξ_V – коефіцієнт, що враховує зміну тяги двигуна за швидкістю; ξ_H – коефіцієнт, що враховує зміну тяги двигуна по висоті; $\xi_{в.з}$ – коефіцієнт, що враховує зменшення тяги двигуна внаслідок втрат швидкісного напору у вхідних пристроях, відбору повітря від компресора, забезпечення реверсу тяги і шумоглушення; $\xi_{др}$ – коефіцієнт, що враховує зміну тяги двигуна залежно від режиму його роботи (ступеня дроселювання); $\xi_ф$ – коефіцієнт, що враховує збільшення тяги двигуна внаслідок його форсування (для двигунів бойових літаків).

Нижче будуть наведені аналітичні залежності коефіцієнтів $\xi_V, \xi_H, \xi_{в.з}, \xi_ф$ від швидкості M, висоти польоту H і параметрів двигуна: ступеня стиснення повітря в компресорі – $\pi_к^*$, ступеня двоконтурності – y, температури газів перед турбіною – $T_З^*$ і температури газів у форсажній камері – $T_Ф^*$. Дано також формули для розрахунків питомої витрати палива (ТРД, ТРДД, ТВлД) – c_p; для ТВД – c_e, питомої ваги двигунів – $\gamma_{дв}$.

Наведені формули побудовані на основі оброблення статистичних даних сучасних вітчизняних і зарубіжних двигунів. Ці формули та інші наведені дані придатні для розрахунків і проектування літака в першому наближенні. Для розрахунків третього наближення вже необхідно використовувати дані конкретних реальних двигунів.

2.2.6.1. Турбореактивні двигуни – ТРД (ступінь двоконтурності $y = 0$)

На рис. 2.21 – 2.31 показано типові залежності тяги P і питомої витрати палива c_p від чисел M, висоти польоту H, ступеня стиснення повітря в компресорі $\pi_к^*$, температури газів перед турбіною $T_З^*$ і температури газів у форсажній камері $T_ф^*$.

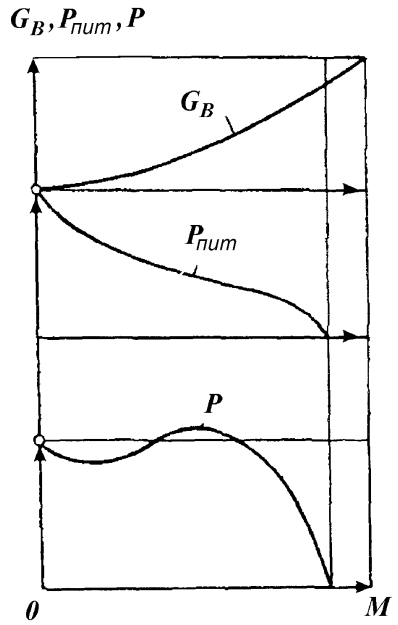


Рис. 2.21. Вплив швидкості польоту на витрату повітря, питому тягу і повну тягу ТРД

На основі наведених залежностей, а також з аналізу висотно-швидкісних характеристик реальних двигунів на рис. 2.22 показано рекомендовані значення ступеня стиснення в компресорі залежно від передбачуваного числа M польоту проектованого літака.

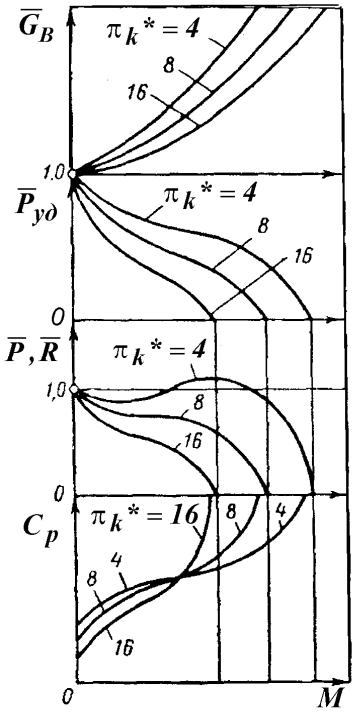


Рис. 2.22. Вплив розрахункових значень $\pi_к^*$ на швидкісні характеристики ТРД

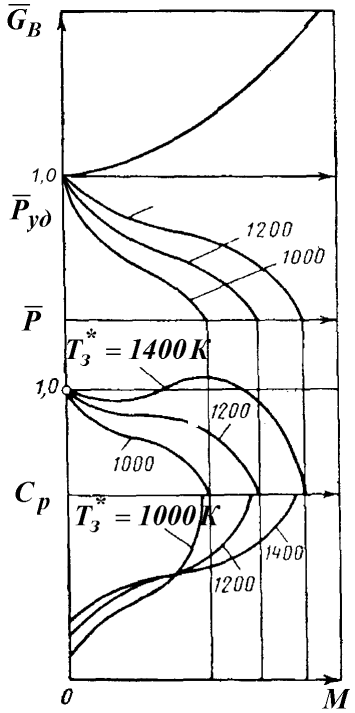


Рис. 2.23. Вплив розрахункових значень $T_З^*$ на швидкісні характеристики ТРД

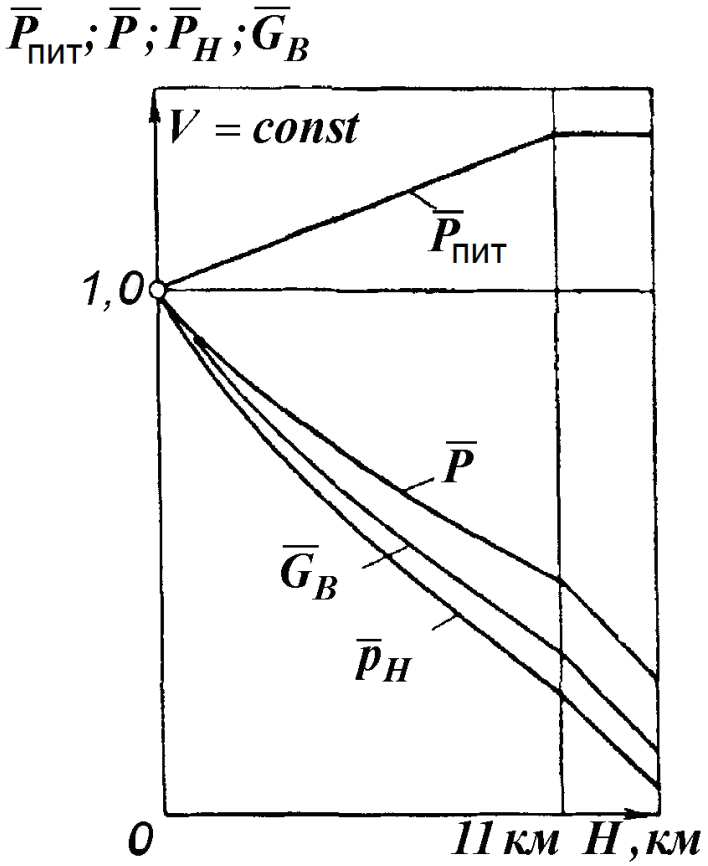


Рис. 2.24. Вплив висоти польоту на питому тягу, повну тягу і вагову витрату повітря через ТРД

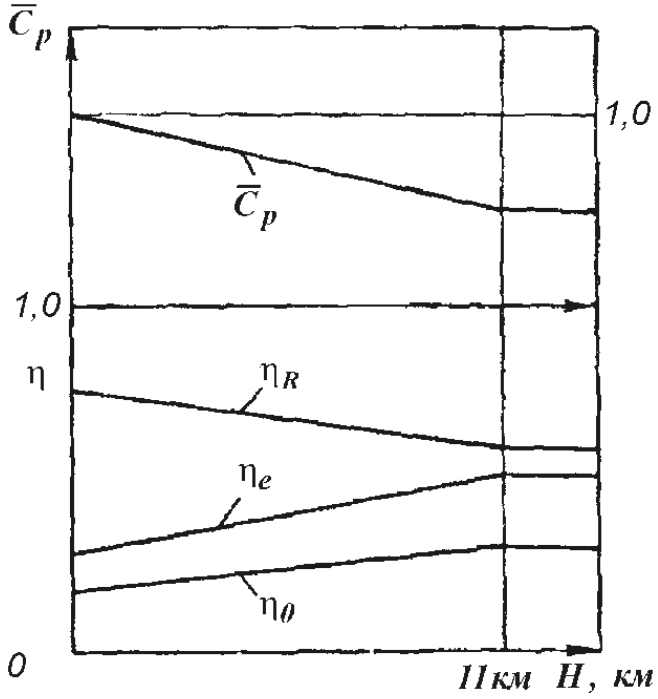


Рис. 2.25. Вплив висоти польоту на ККД і питома витрата палива ТРД

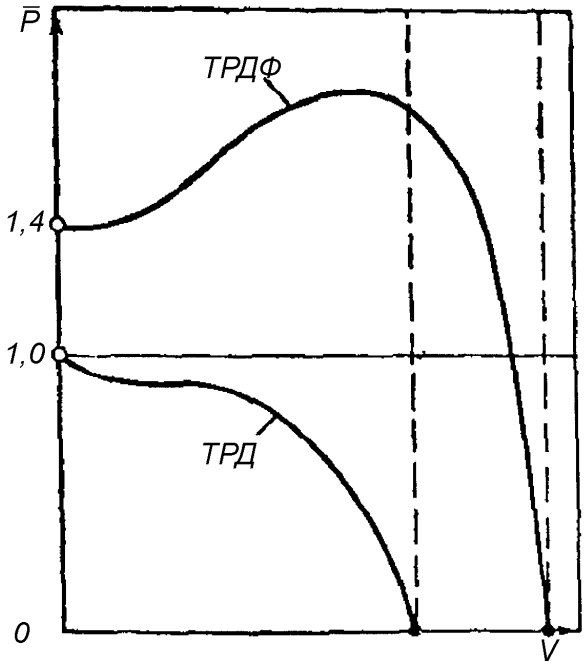


Рис. 2.26. Швидкісні характеристики тяги при вимкненій (ТРД) і увімкненій (ТРДФ) форсажній камері

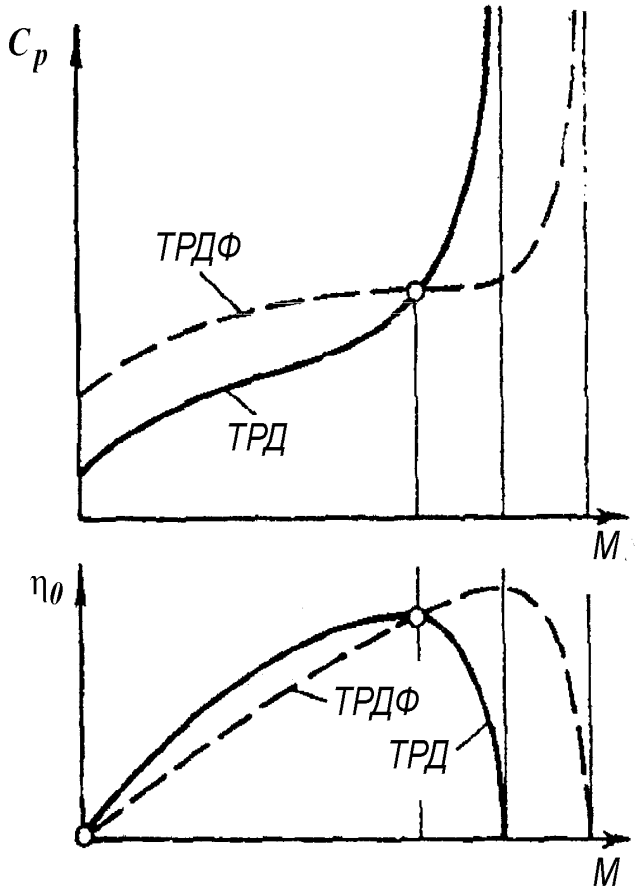


Рис. 2.27. Вплив швидкості польоту на загальний ККД і питома витрата палива ТРД і ТРДФ

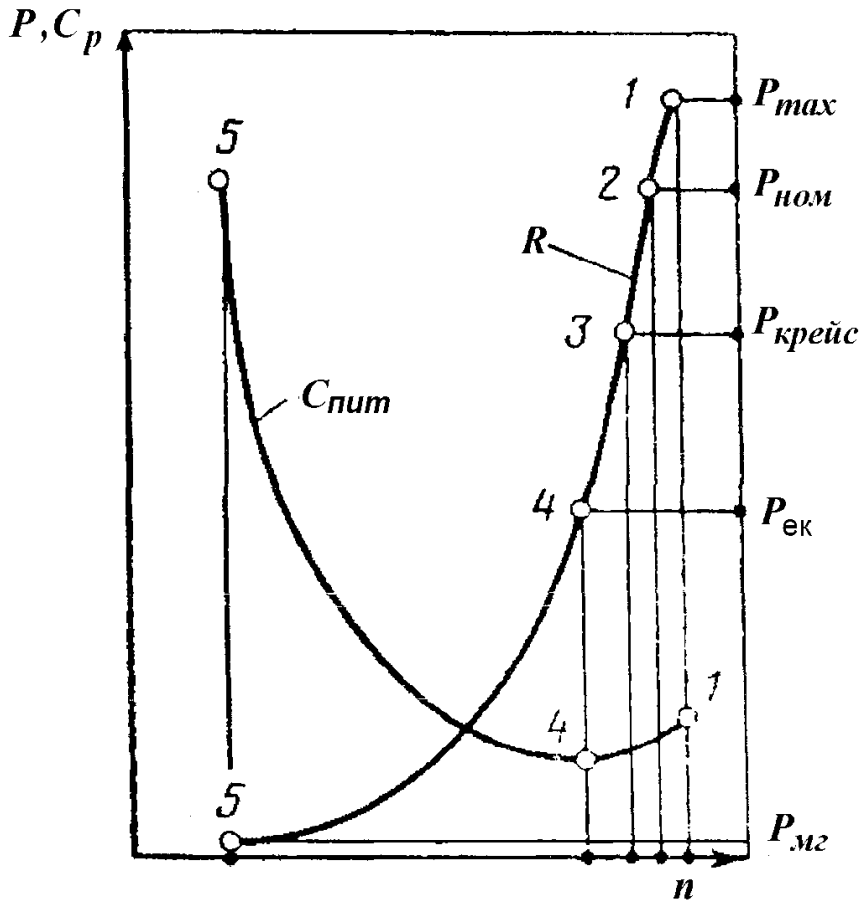


Рис. 2.28. Зміна повної тяги і питомої витрати палива ТРД по числу обертів

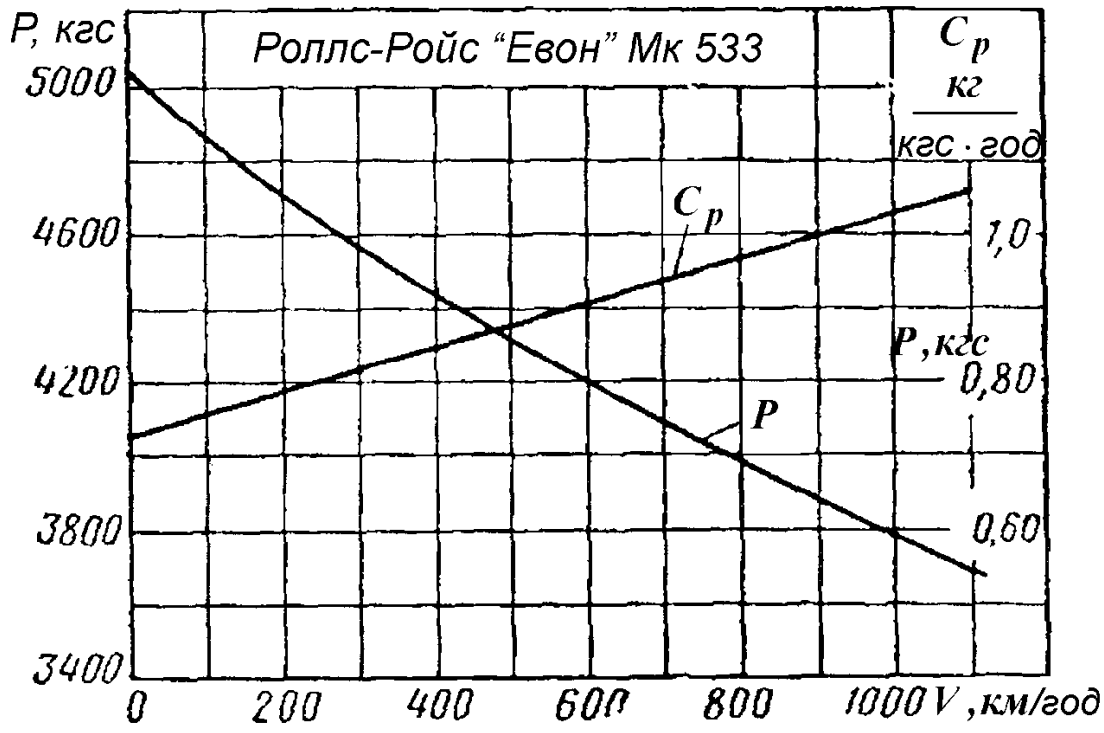


Рис. 2.29. Швидкісна характеристика ТРД Роллс-Ройс "Евон"

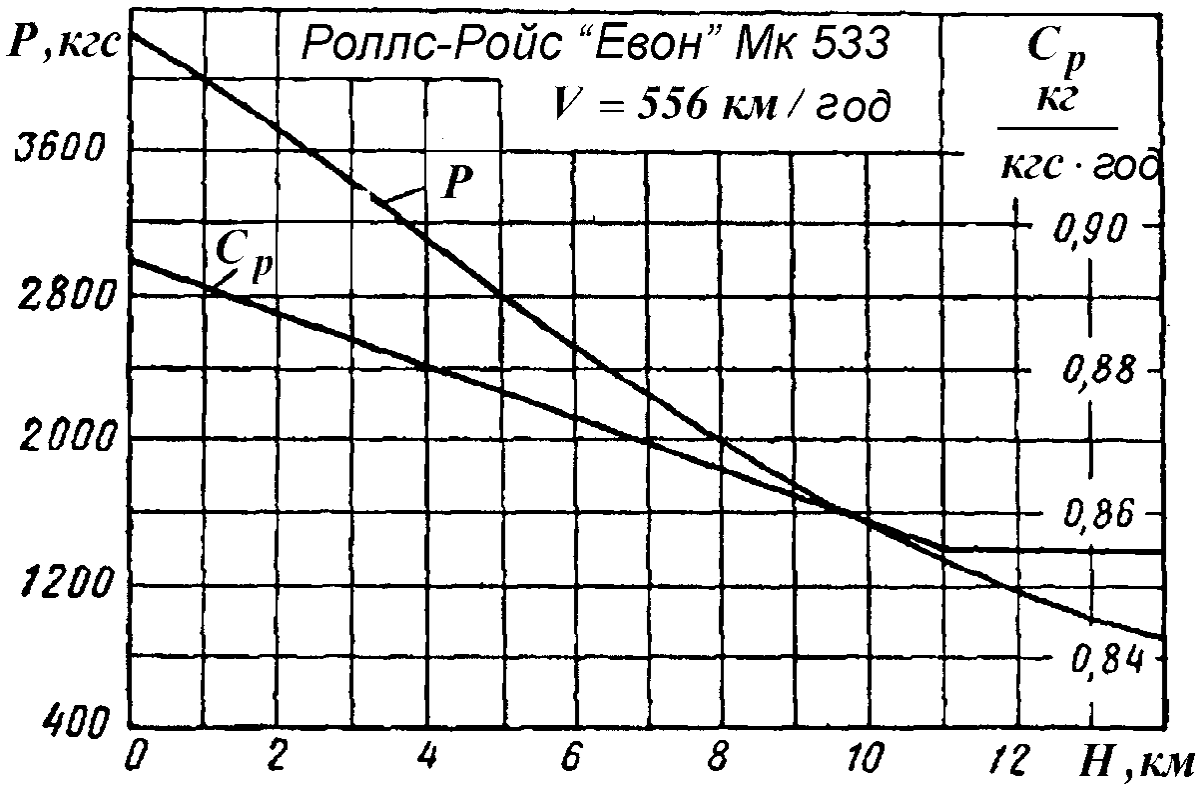


Рис. 2.30. Висотна характеристика ТРД Роллс-Ройс "Евон"

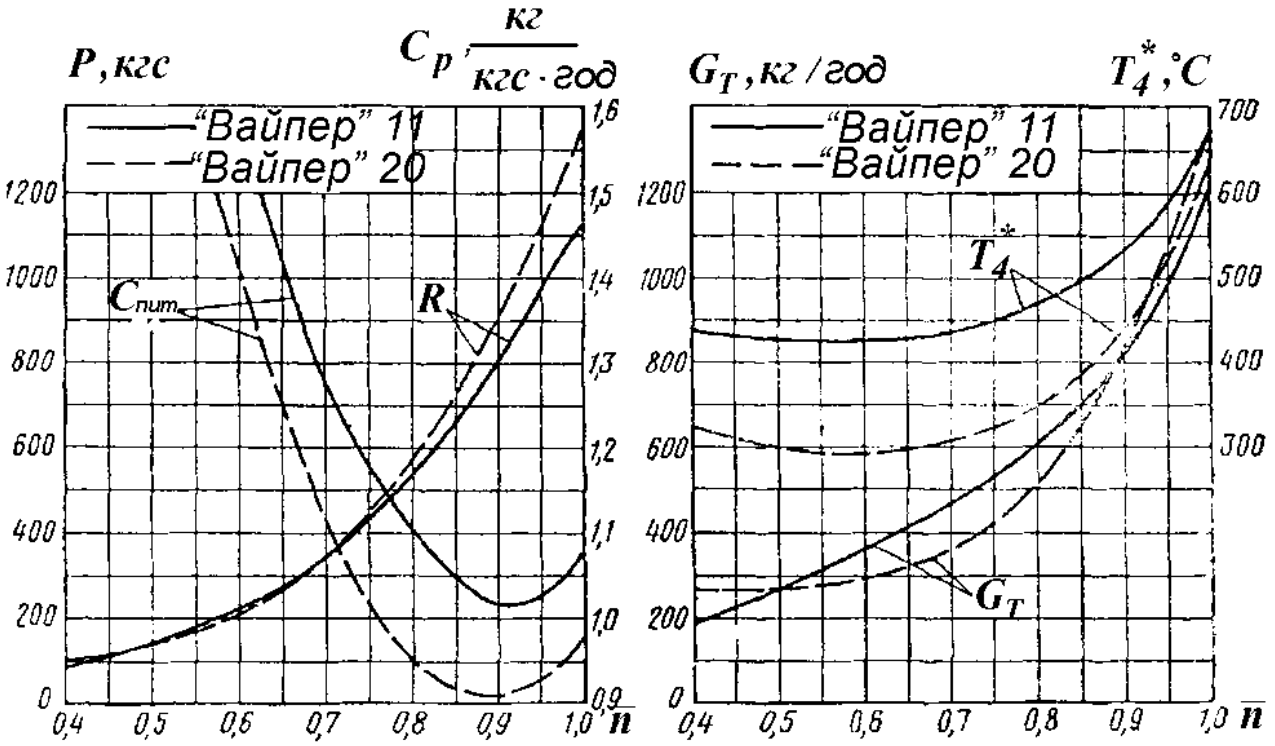


Рис. 2.31. Дросельні характеристики ТРД Брістоль-Сіддлі "Вайпер" 11 і "Вайпер" 20

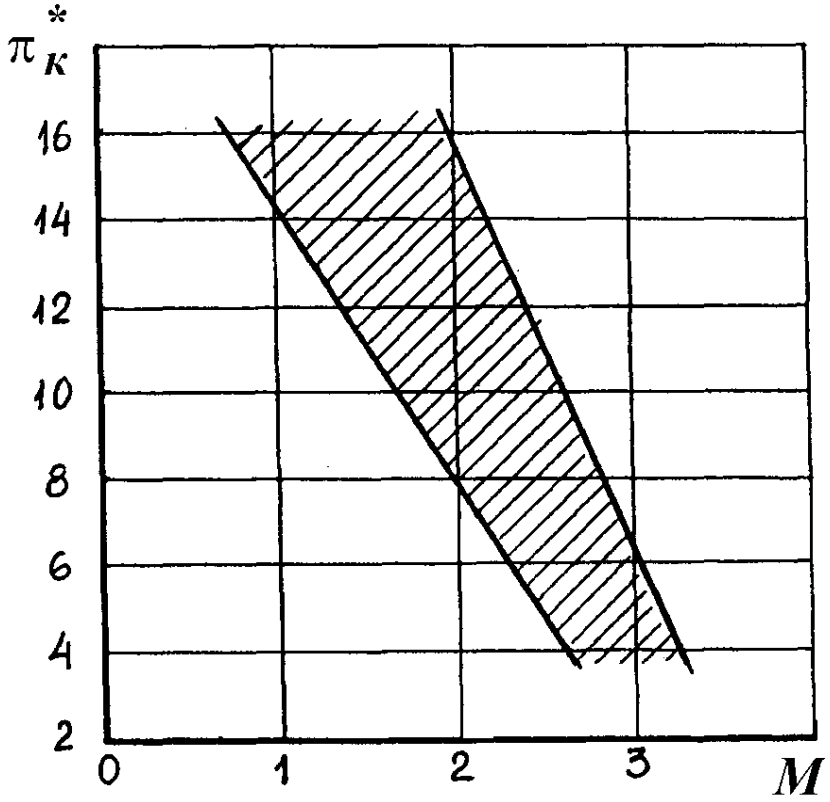


Рис. 2.32. Рекомендовані значення ступеня стиснення в компресорі для ТРД

Для розрахунків коефіцієнтів ξ_V, ξ_H, ξ_ϕ, а також питомої витрати палива рекомендуються наближені формули:

$$\xi_V = 1 - (0{,}3 + 0{,}03\pi_к^*)M + (0{,}65 + 0{,}035\pi_к^*)M^2 - 0{,}02\pi_к^* M^3, \qquad (2.4)$$

де $\pi_к^*$ – ступінь стиснення повітря в компресорі двигуна;

$$\xi_H = \frac{p_H}{p_0}\left(\frac{T_0}{T_H}\right)^{2{,}5+0{,}06\pi_к^*} \quad \text{для висот H ≤ 11км;} \qquad (2.5)$$

$$\xi_H = \frac{p_H}{p_0}\left(\frac{T_0}{T_{11}}\right)^{2{,}5+0{,}06\pi_к^*} \quad \text{для висот H> 11км,} \qquad (2.6)$$

де p_0 – атмосферний тиск біля землі;

p_H – атмосферний тиск на розрахунковій висоті польоту;

T_0 – температура повітря біля землі;

T_H – температура повітря на розрахунковій висоті польоту;

T_{11} – температура повітря на висоті 11 км;

$$\xi_{\Phi} = 0{,}85 + 0{,}15\left(\frac{T_{\phi}^{*}}{400}\right) + 0{,}118M + 0{,}15M^{2}. \qquad (2.7)$$

Температура газів у форсажній камері T_{ϕ}^{*} = 1400 ... 2000 К.

Питома витрата палива, кг/даН·год, на неформованих режимах роботи двигуна:
для висот Н = 0 ... 11 км

$$C_P = \left[1{,}3 - 0{,}07\pi_к^{*} + 0{,}002\left(\pi_к^{*}\right)^2\right] \times \left\{1 + \left[0{,}27 + 5\cdot 10^{-4}\left(\pi_к^{*}\right)^2 \cdot M^2\right]\sqrt{M} - 0{,}02H\right\}; \qquad (2.8)$$

для висот Н> 11 км

$$C_P = \left[1{,}3 - 0{,}07\pi_к^{*} + 0{,}002\left(\pi_к^{*}\right)^2\right] \times \left\{0{,}78 + \left[0{,}27 + 5\cdot 10^{-4}\left(\pi_к^{*}\right)^2 \cdot M^2\right]\sqrt{M}\right\}. \qquad (2.9)$$

На форсованих режимах роботи двигуна питому витрату палива можна подати так:

$$C_p^{\phi} = C_{p_0}^{\phi} * k_{\phi}, \qquad (2.10)$$

де $C_{p_0}^{\phi}$ – стартова питома витрата палива на форсажному режимі роботи двигуна, кг/даН·год; k_{ϕ} – коефіцієнт, що враховує зміну витрати палива залежно від висоти і швидкості польоту;

$$C_{p_0}^{\phi} = 2{,}1 - 0{,}04\pi_к^{*} \text{ – повний форсаж;} \qquad (2.11)$$

$$C_{p_0}^{\phi} = 1{,}88 - 0{,}036\pi_к^{*} \text{ – 80\%-ний форсаж;} \qquad (2.12)$$

$$C_{P0}^{\Phi} = 1{,}55 - 0{,}03\pi_К^{*} \text{ – малий форсаж.} \qquad (2.13)$$

$$k_{\phi} = 1 + 0{,}008H - 0{,}17M + 0{,}017M^{2}. \qquad (2.14)$$

У формулах (2.8) – (2.14) висота польоту H – у кілометрах.

Питома вага турбореактивних двигунів, даН/даН, даний в першому наближенні, можна визначити за формулами:

$$\gamma_{дв} = 0{,}06 + 0{,}012\pi_к^{*}; \qquad (2.15)$$

$$\gamma_{дв} = 0{,}1 + 0{,}04P_0 - 0{,}0025P_0^{2}. \qquad (2.16)$$

У формулі (2.16) стартова тяга двигуна P_0 – в даН/1000.

2.2.6.2. Двоконтурні турбореактивні двигуни (ТРДД) (ступінь двоконтурності y = 0,2 ... 2,0).

На рис. 2.33 – 2.45 показані типові залежності тяги P і питомої витрати палива c_p від чисел M польоту, висоти польоту H, ступеня двоконтурності двигуна y, температури в форсажній камері $T_ф^*$.

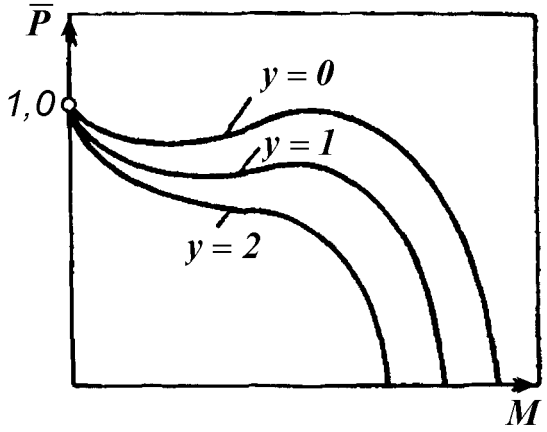


Рис. 2.33. Вплив ступеня двоконтурності на тягові характеристики ТРДД за числом M польоту

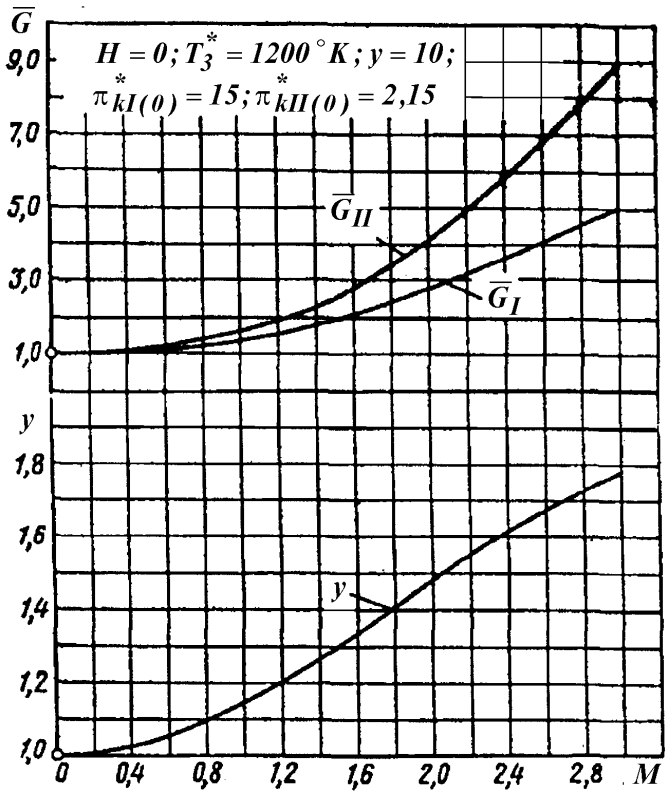


Рис. 2.34. Зміна витрати повітря в контурах ТРДД і ступеня двоконтурності за числом M польоту

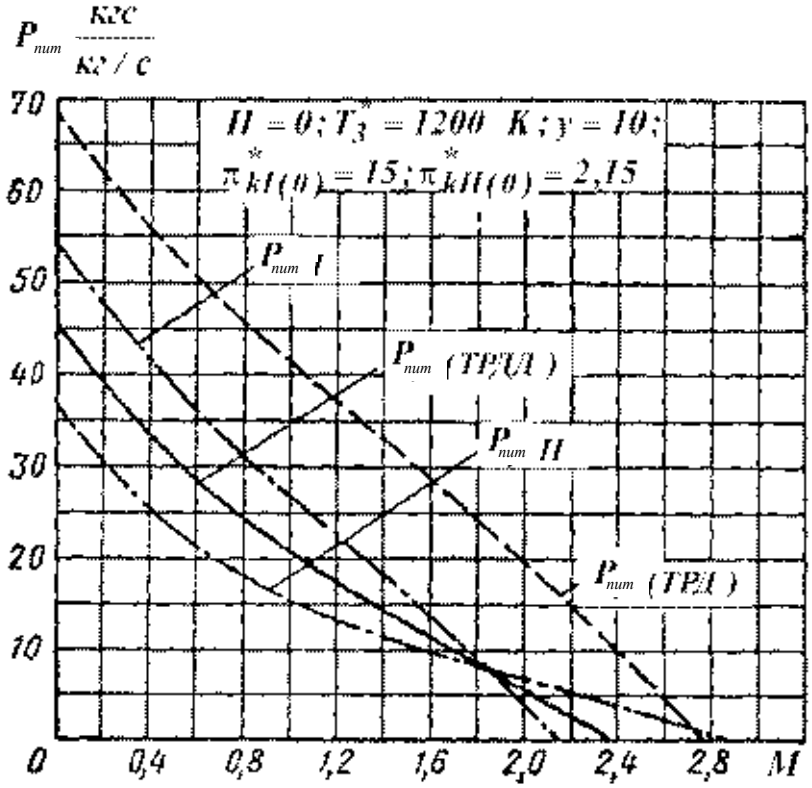


Рис. 2.35. Зміна питомої тяги першого та другого контурів ТРДД за числом M польоту

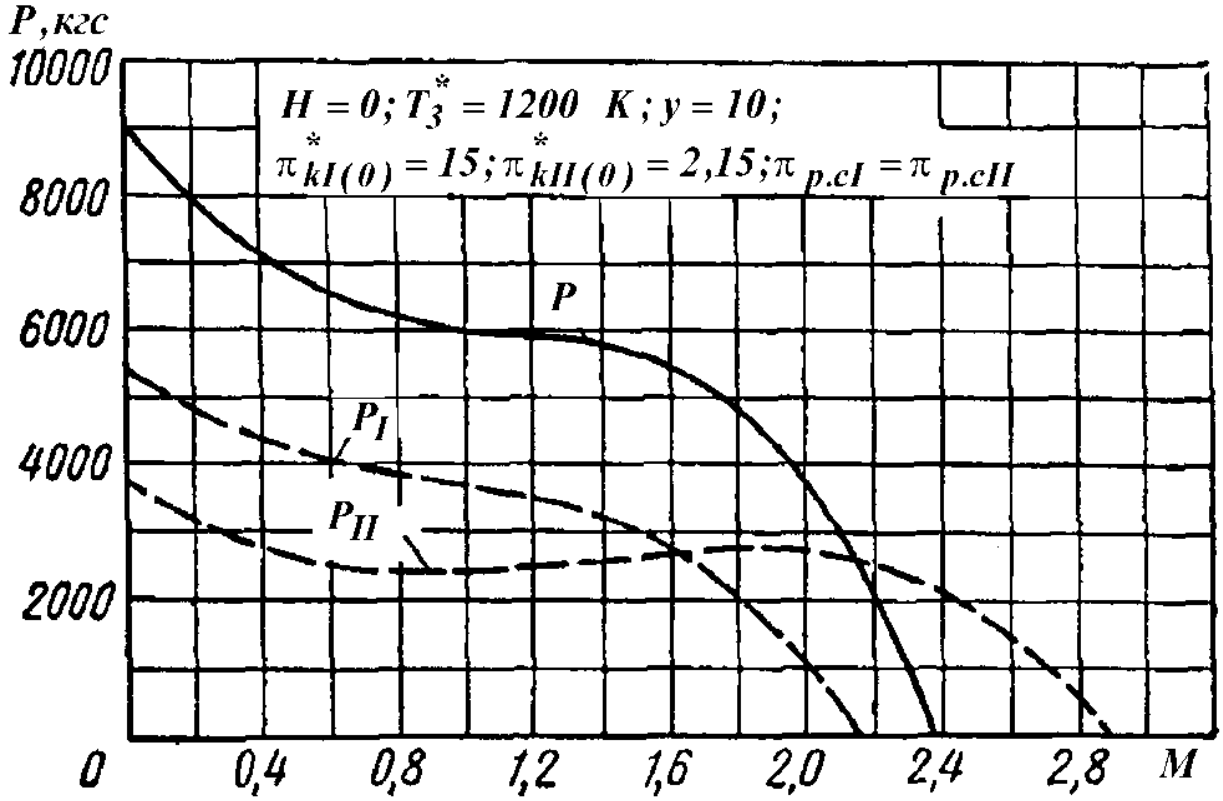


Рис. 2.36. Зміна тяги першого та другого контурів ТРДД за числом M польоту

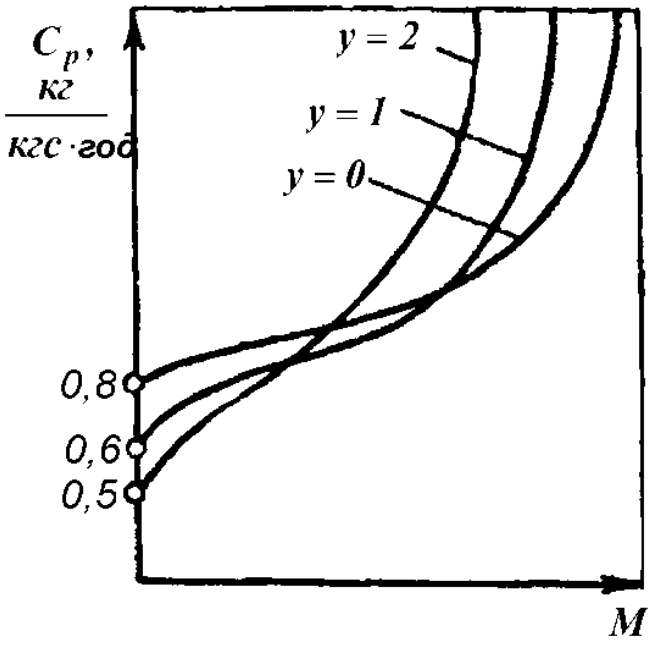


Рис. 2.37. Вплив ступеня двоконтурності на зміну питомої витрати палива ТРДД за числом M польоту

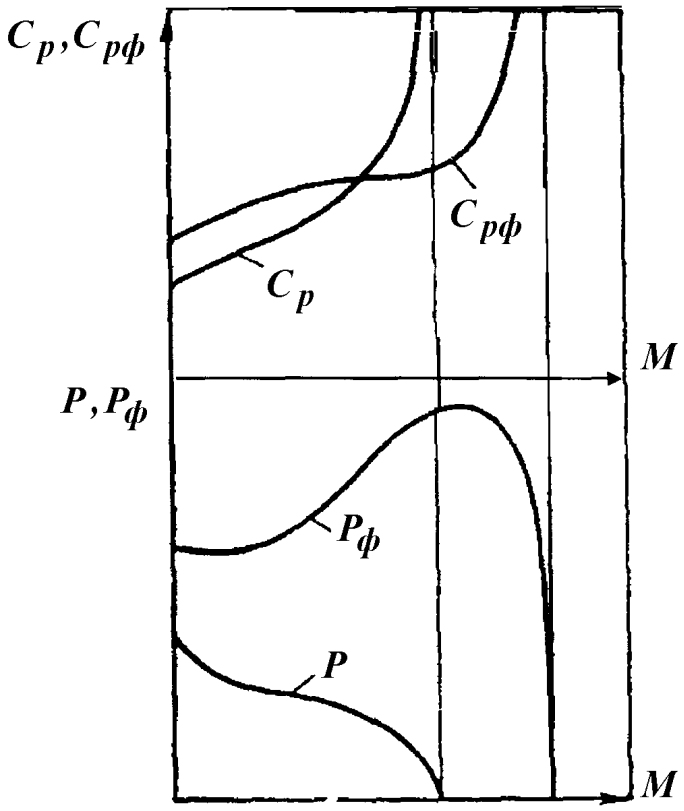


Рис. 2.38. Порівняння швидкісних характеристик ТРДД і ТРДДФ

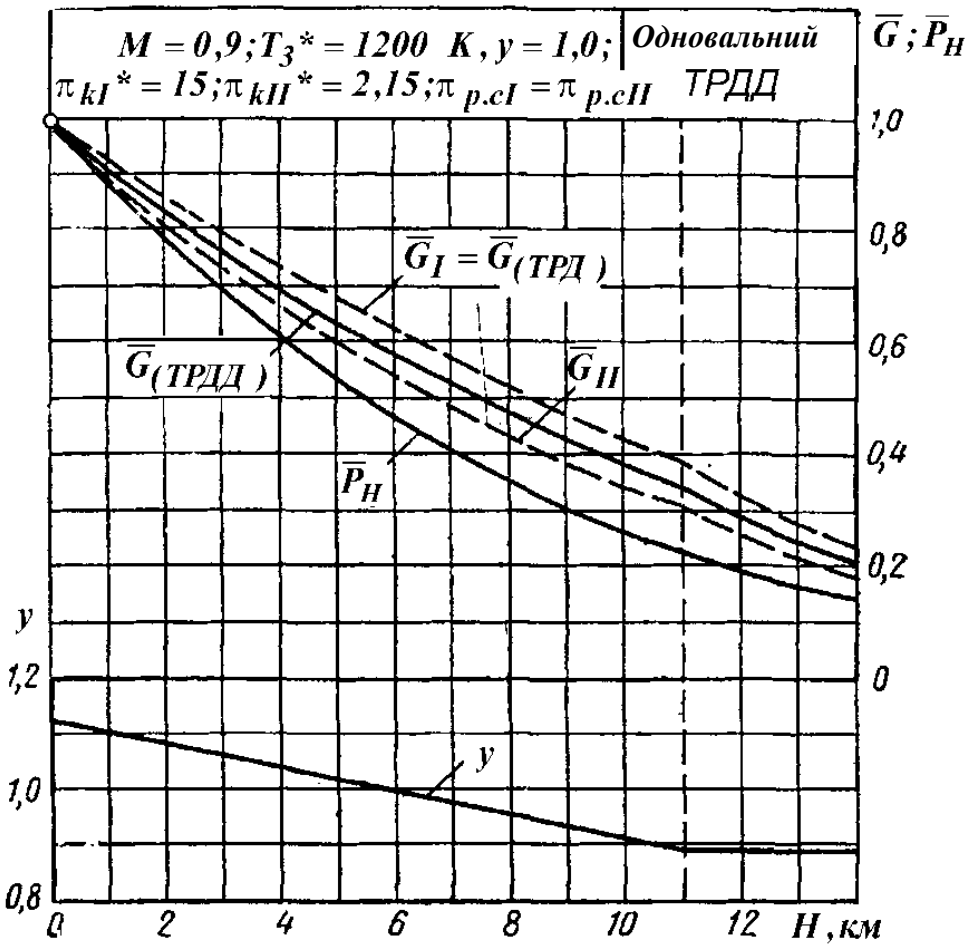


Рис. 2.39. Зміна витрати повітря в першому та другому контурах і ступеня двоконтурності ТРДД при збільшенні висоти польоту

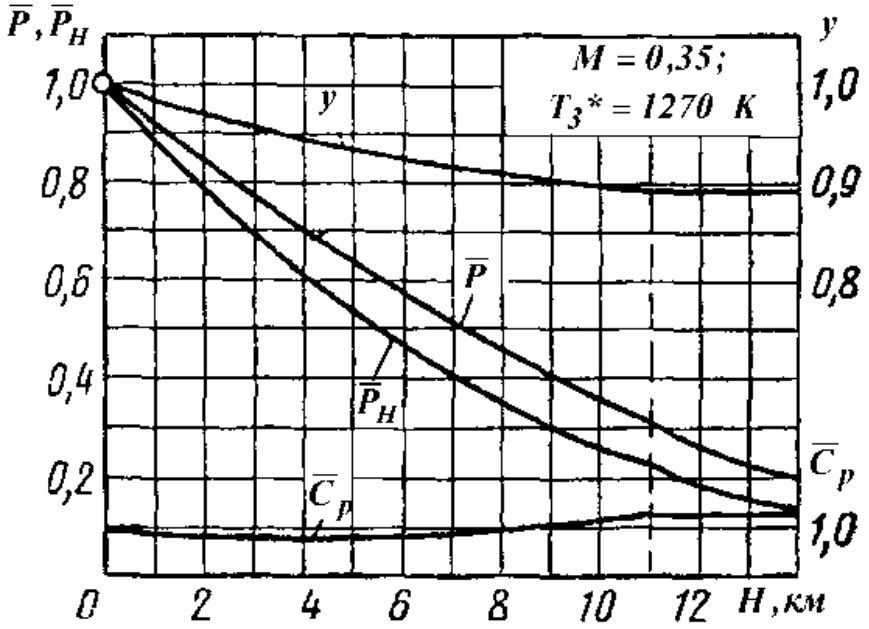


Рис. 2.40. Висотна характеристика двовального ТРДД (y = 1)

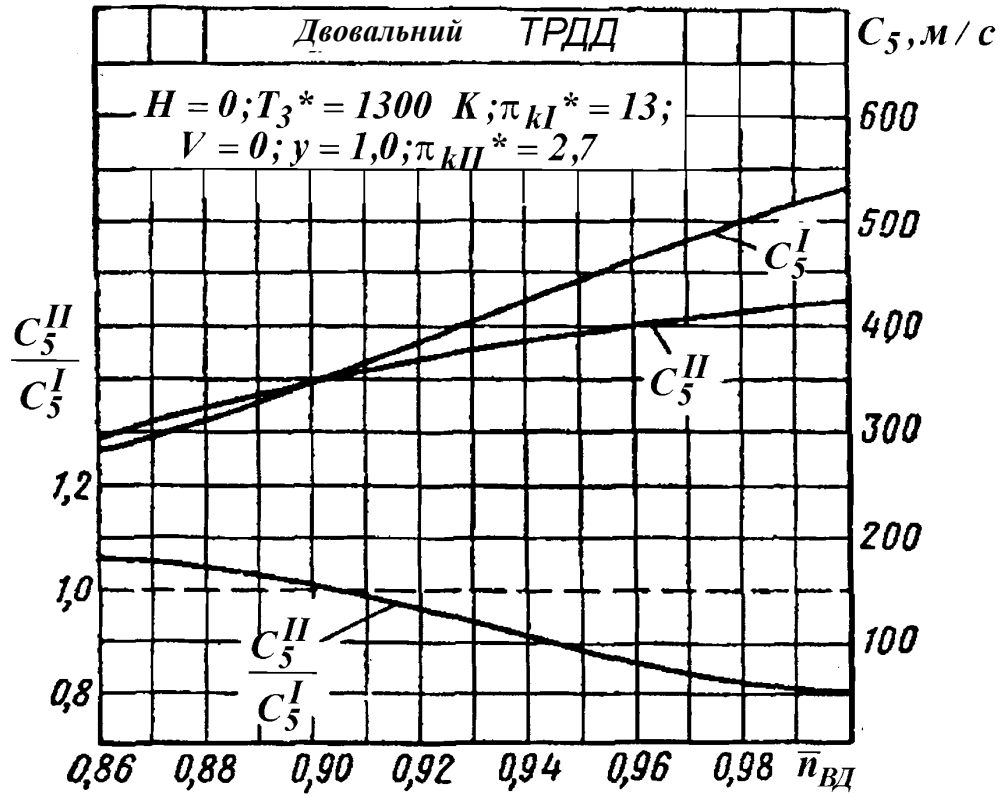


Рис. 2.41. Зміна швидкостей витікання газу з реактивних сопел ТРДД при дроселюванні двигуна

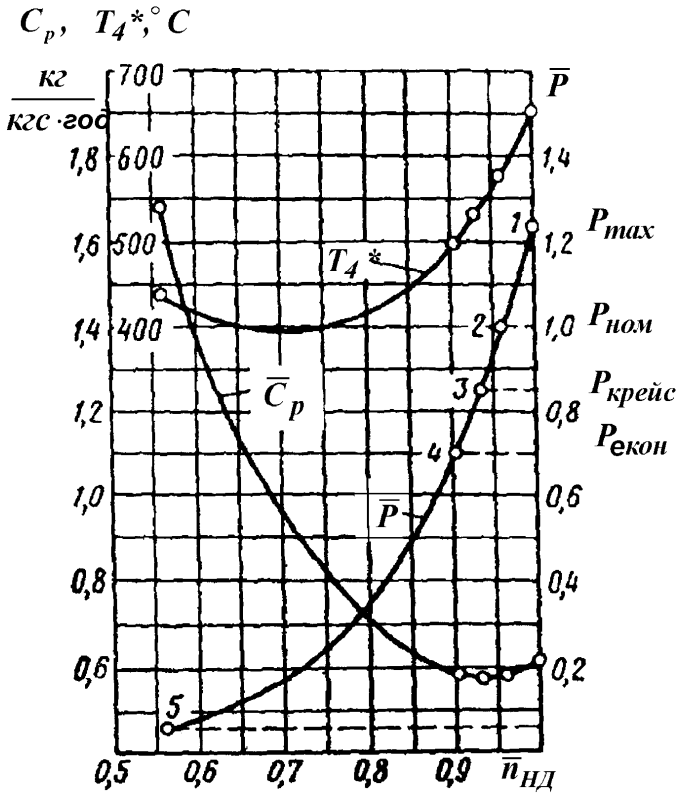


Рис. 2.42. Дросельна характеристика і основні режими роботи двовального ТРДД

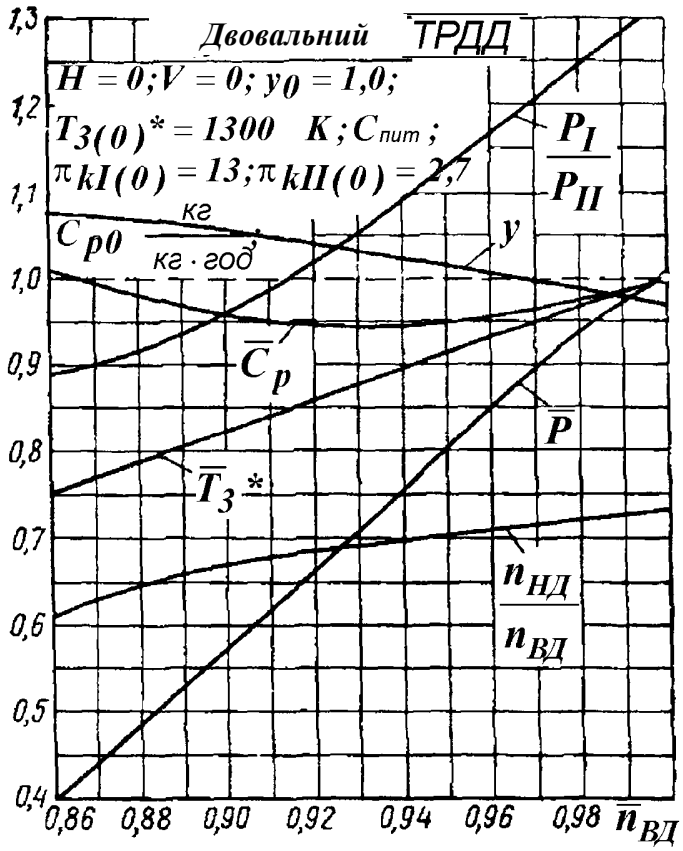


Рис. 2.43. Дросельна характеристика двовального ТРДД

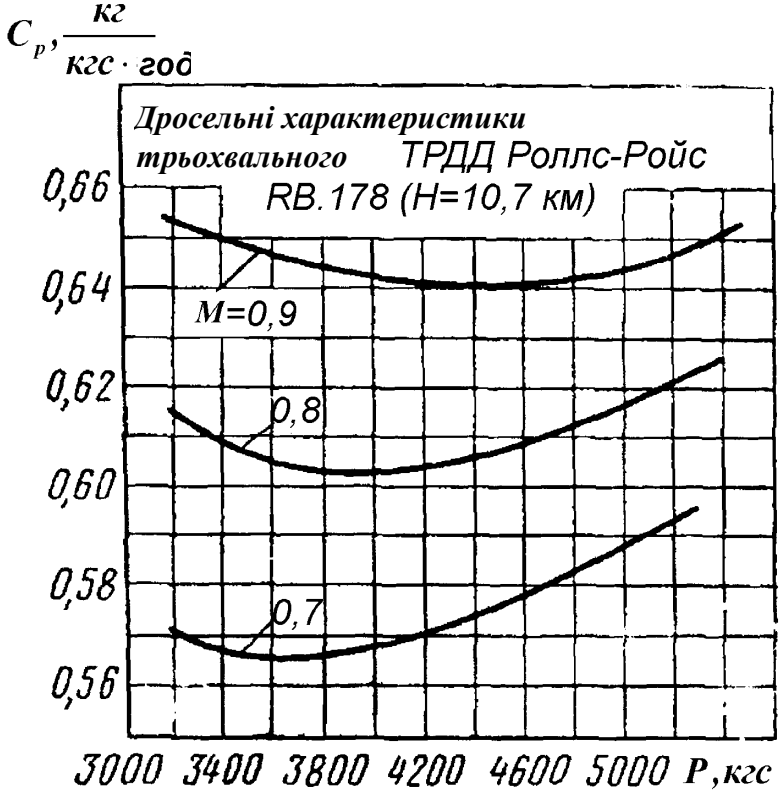
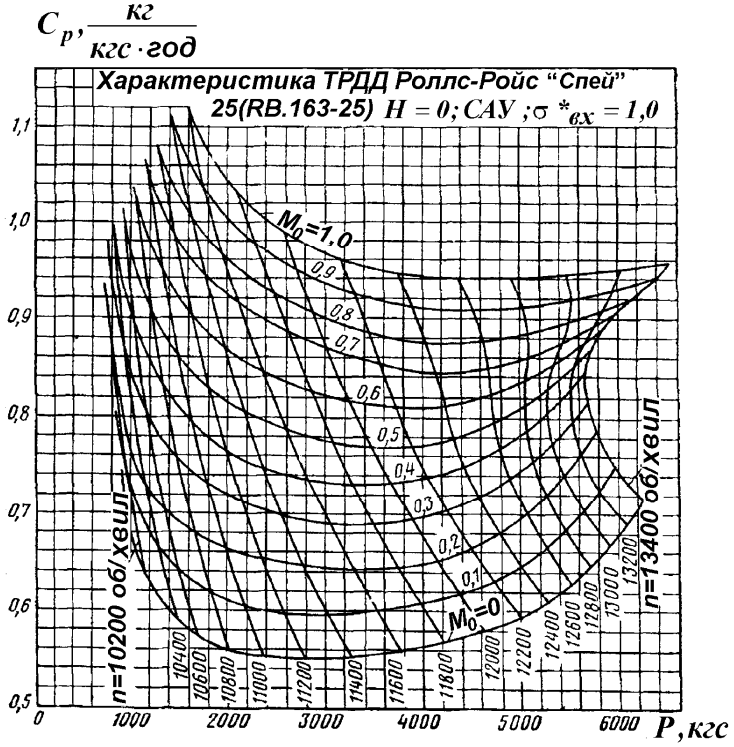
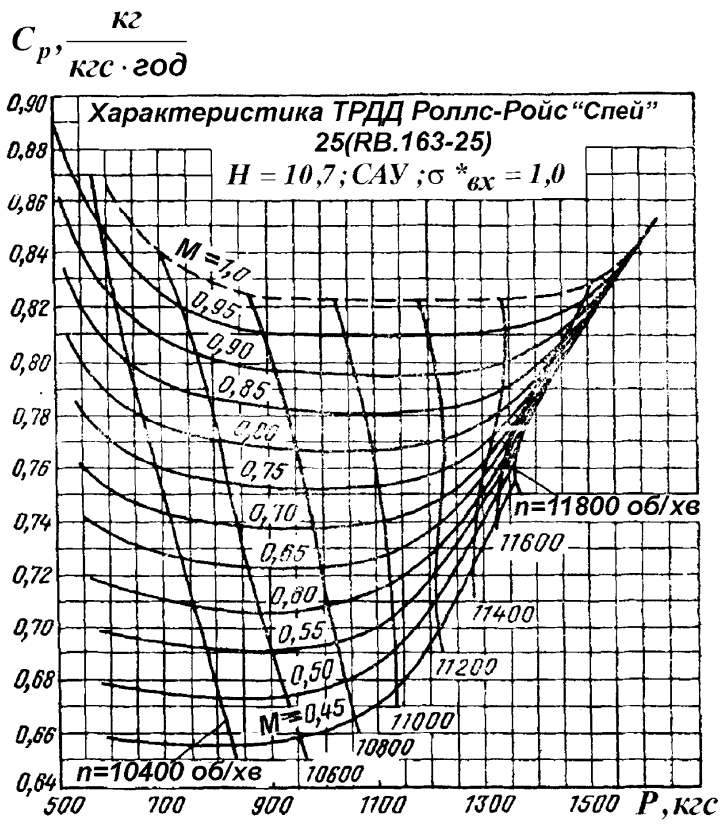


Рис. 2.44. Дросельні характеристики трьохвального ТРДД Роллс-Ройс RB.178 на крейсерському режимі польоту



а



б

Рис. 2.45. Висотно-швидкісні характеристики ТРДД Роллс-Ройс "Спей" 25 (RB.163-25): а – H = 0; б – H = 10,7 км

Рекомендовані значення ступеня двоконтурності двигуна y залежно від числа M польоту літака показані на рис. 2.46.

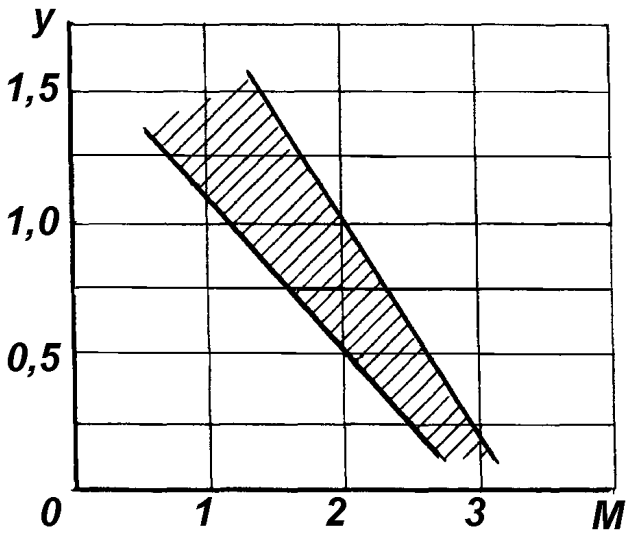


Рис. 2.46. Рекомендовані значення ступеня двоконтурності ТРДД

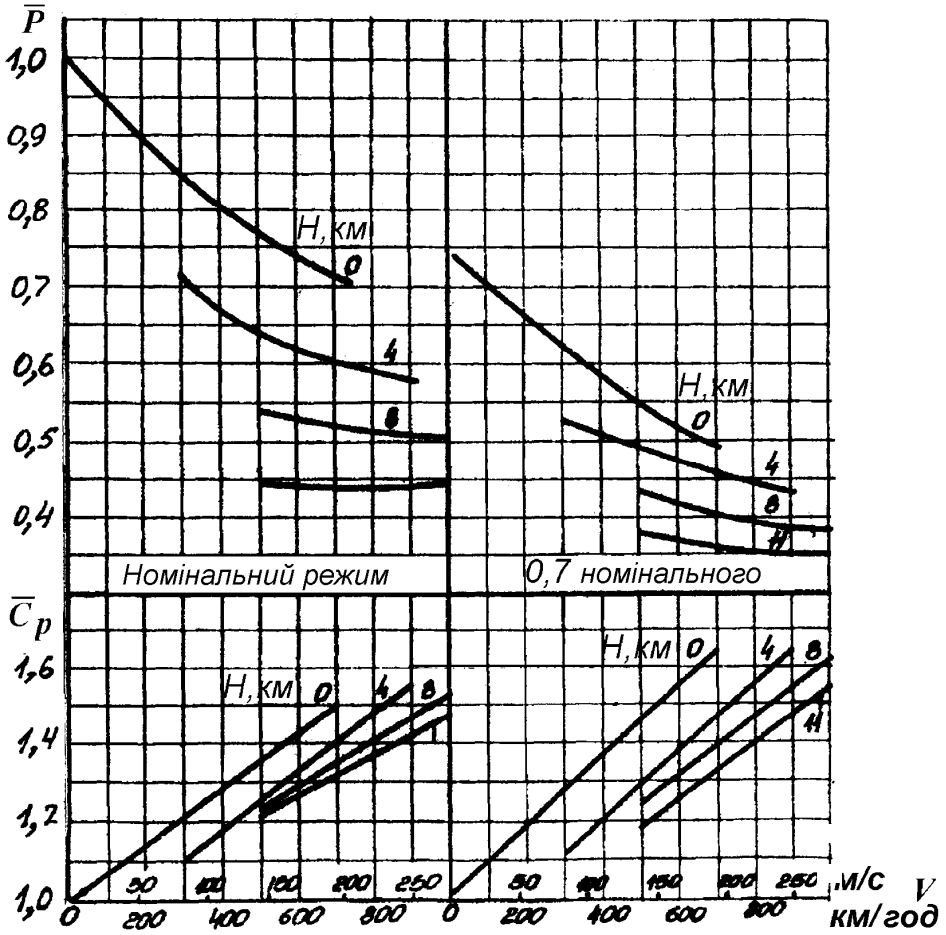


Рис. 2.47. Залежність тяги і питомої витрати палива ТВлД (двоконтурного двигуна ТРДД із великим ступенем двоконтурності $y \cong 4 \ldots 6$) від швидкості й висоти польоту

Для розрахунків коефіцієнтів ξ_V, ξ_H, ξ_ϕ, а також питомої витрати палива рекомендуються наближені формули:

$$\xi_V = 1 - (0{,}453 + 0{,}133y)M + (0{,}811 + 0{,}156y)M^2 - (0{,}145 + 0{,}156y)M^3, \quad (2.17)$$

де y - ступінь двоконтурності двигуна;

$$\xi_H = \frac{p_H}{p_0}\left(\frac{T_0}{T_H}\right)^{2{,}89+0{,}306\cdot y} \quad \text{для висот H = 0 ... 11 км;} \quad (2.18)$$

$$\xi_H = \frac{p_H}{p_0}\left(\frac{T_0}{T_{11}}\right)^{2{,}89+0{,}306\cdot y} \quad \text{для висот H> 11 км;} \quad (2.19)$$

$$\xi_\Phi = 0{,}85 + 0{,}18\left(T_\phi^* / 400\right) + 0{,}12M + 0{,}16M^2. \quad (2.20)$$

Питома витрата палива, кг/даН год, на нефорсованих режимах роботи двигуна:

для висот H = 0 ... 11 км

$$C_P = \frac{0{,}85}{1 + 0{,}37y^{0{,}75}}\left[1 + \left(0{,}27 + 0{,}2yM^2\right)\sqrt{M} - 0{,}02H\right]; \quad (2.21)$$

для висот H>11 км

$$C_P = \frac{0{,}85}{1 + 0{,}37y^{0{,}75}}\left[0{,}78 + \left(0{,}27 + 0{,}2yM^2\right)\sqrt{M}\right]. \quad (2.22)$$

Питома витрата палива на форсажних режимах визначається формулами для ТРД.

Питома вага двоконтурних двигунів (відношення ваги двигуна до стартової нефорсованої тяги), даН/даН, може бути розрахована так:

$$\gamma_{дв} = 0{,}22 - 0{,}029 \cdot y + 0{,}0077 \cdot y^{1{,}5}. \quad (2.23)$$

2.2.6.3. Турбовентиляторні двигуни ТВлД (двоконтурні двигуни з великим ступенем двоконтурності, y = 3 ... 10)

На рис. 2.47 показана типова залежність тяги P і питомої витрати палива c_p від висоти H і швидкості польоту V для ТВлД зі ступенем двоконтурності y = 4 ... 6, на рис. 2.48 – вплив тільки ступеня двоконтурності на величину тяги і питомої витрати палива.

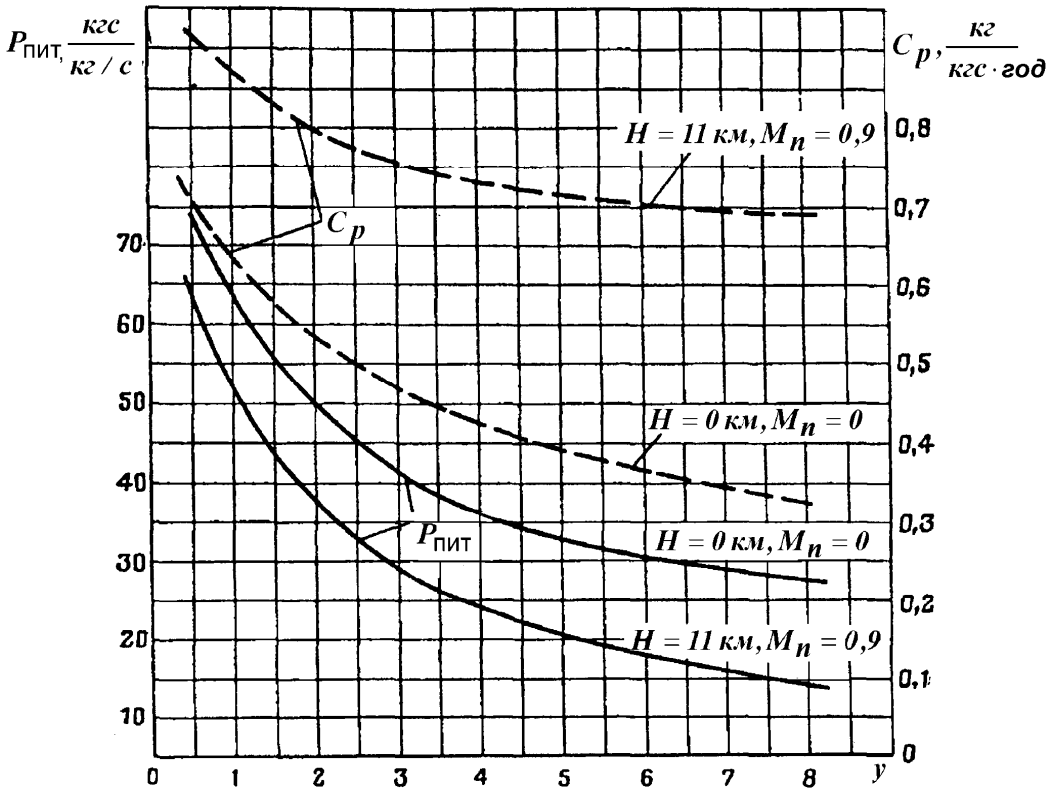


Рис. 2.48. Зміна питомої тяги й питомої витрати палива ТВлД залежно від ступеня двоконтурності для злітного і дозвукового крейсерського режимів польоту

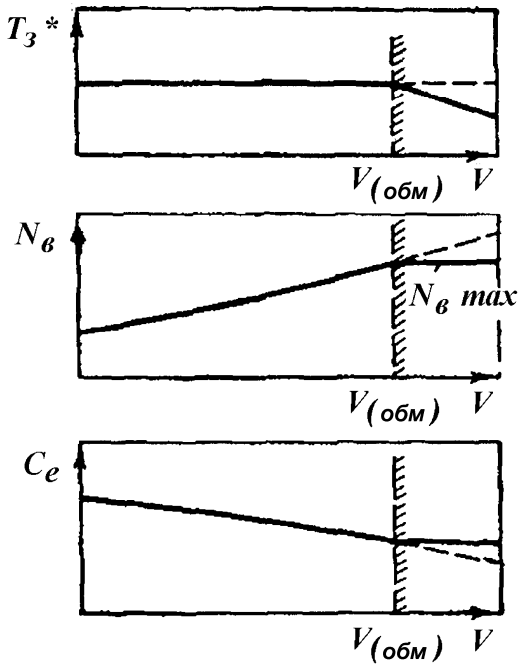


Рис. 2.49. Зміна гвинтової потужності ТВД, температури $T_З^*$ і ефективної витрати палива ТВД залежно від швидкості польоту

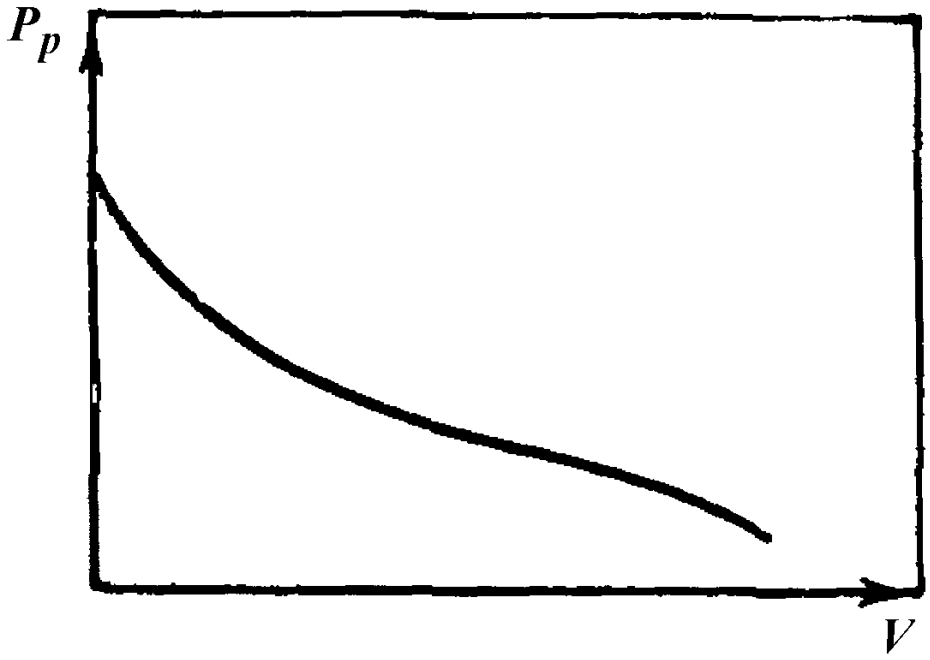


Рис. 2.50. Зміна реактивної тяги ТВД залежно від швидкості польоту

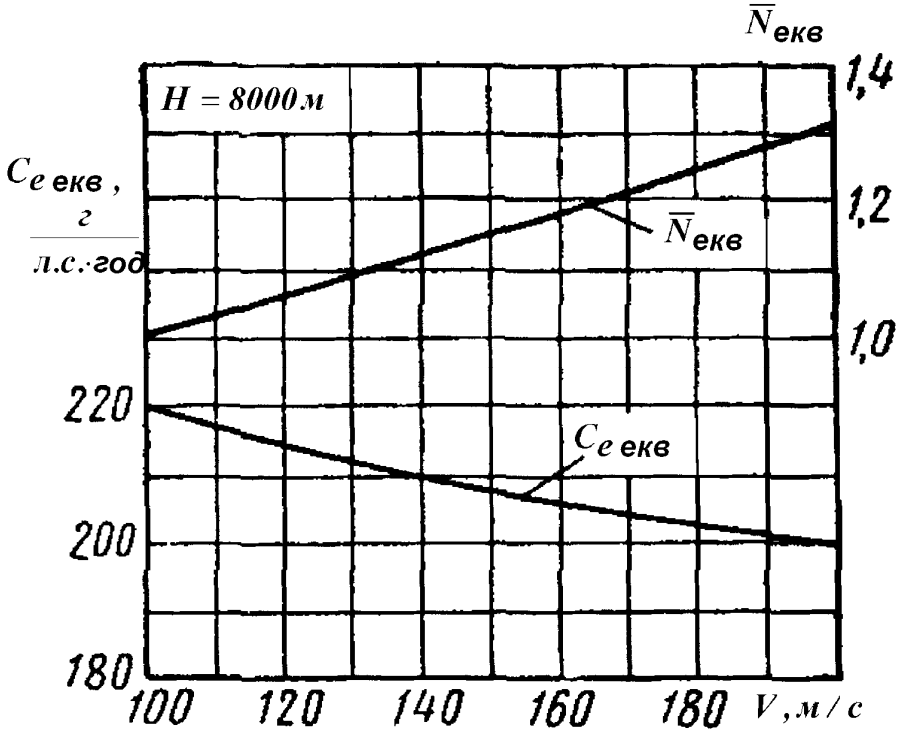


Рис. 2.51. Швидкісна характеристика одновального ТВД

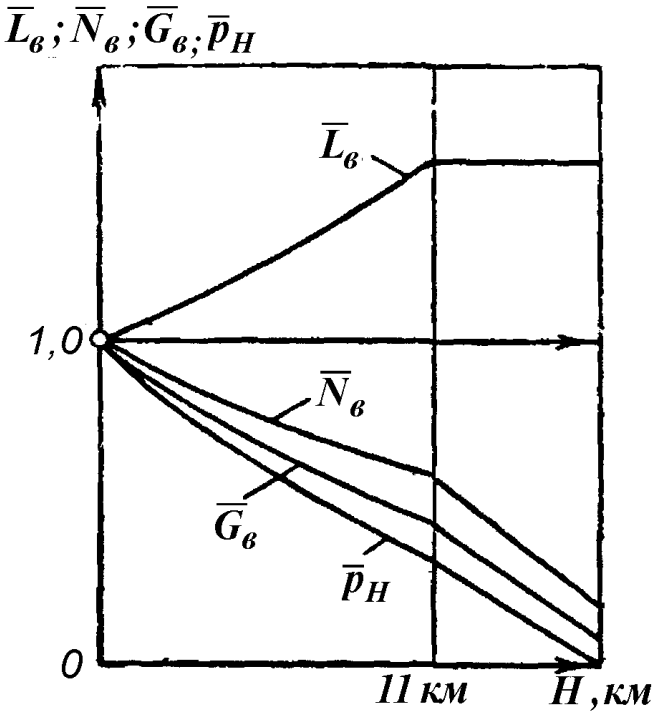


Рис. 2.52. Зміна гвинтової потужності ТВД із збільшенням висоти польоту

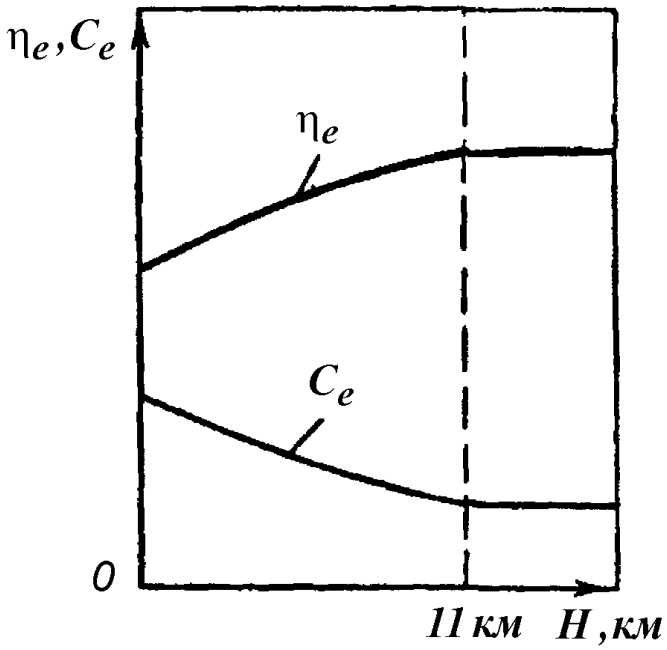


Рис. 2.53. Зміна ефективної витрати палива і ККД ТВД зі збільшенням висоти польоту

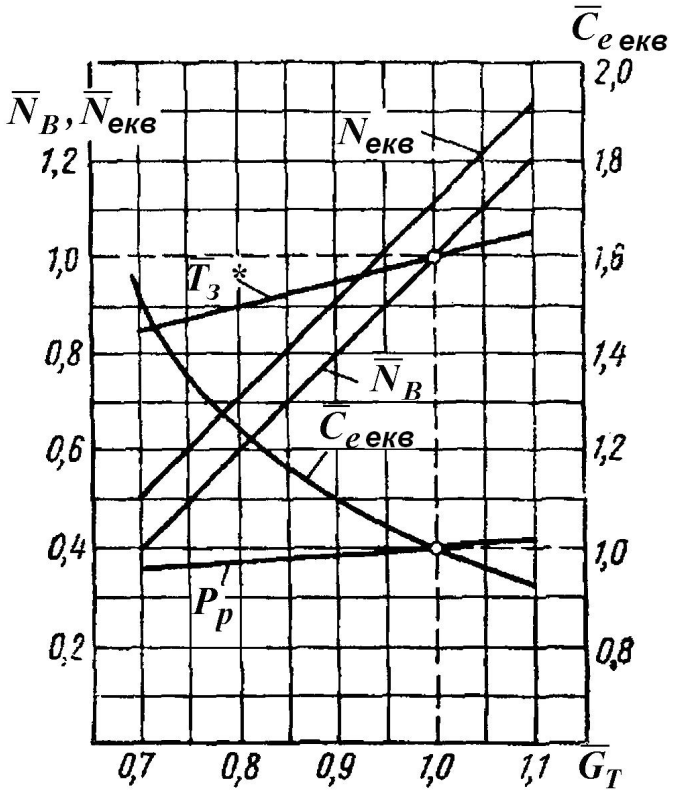


Рис. 2.54. Дросельна характеристика одновального ТВД, побудована у відносних параметрах

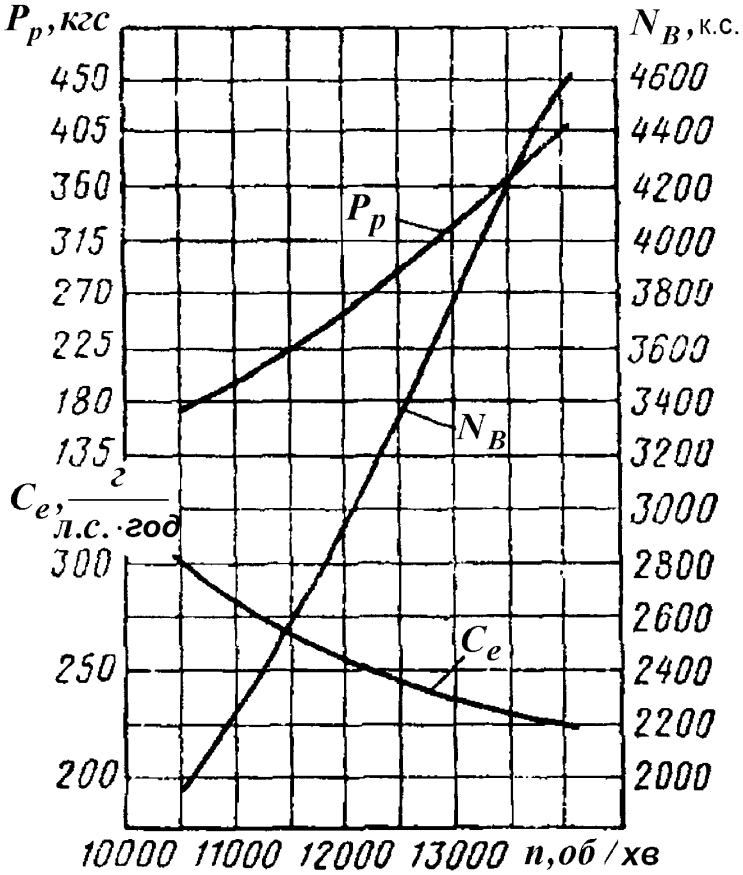


Рис. 2.55. Дросельна характеристика ТВД Роллс-Ройс "Тайн" RTy.12

Двигуни з великим ступенем двоконтурності – це двигуни для дозвукових швидкостей польоту, які застосовують для чисел M = 0,75 ... 0,9 і висот не більше 12 ... 13 км.

Для розрахунків коефіцієнтів ξ_V, ξ_H, питомої витрати палива і питомої ваги двигуна рекомендуються формули:

$$\xi_V = 1 - (0{,}86 + 0{,}031 \cdot y)M + 0{,}6M^2; \quad (2.24)$$

$$\xi_H = \frac{p_H}{p_0}\left(\frac{T_0}{T_H}\right)^{2+0{,}2\cdot y} \quad \text{для висот H = 0 ... 11 км;} \quad (2.25)$$

$$\xi_H = \frac{p_H}{p_0}\left(\frac{T_0}{T_{11}}\right)^{2+0{,}2\cdot y} \quad \text{для висот H> 11 км;}$$

$$C_0 = \frac{0{,}8}{1 + 0{,}38 \cdot y^{0{,}75}}; \quad (2.26)$$

$$C_P = C_{P0}\left[1 + (0{,}27 + 0{,}2yM^2)\sqrt{M} - 0{,}02H\right] \quad \text{для висот } H = 0 \text{ ... 11 км;} \quad (2.27)$$

$$C_P = C_{P0}\left[0{,}78 + (0{,}27 + 0{,}2yM^2)\sqrt{M}\right] \quad \text{для висот H> 11 км;} \quad (2.28)$$

$$\gamma_{дв} = 0{,}214 - 0{,}017 \cdot y + 0{,}00133 \cdot y^2. \quad (2.29)$$

2.2.6.4. Втрати в повітрозабірниках

На дозвукових швидкостях втрати в повітрозабірниках приймають незалежними від швидкості польоту і такими, що дорівнюють:

$\xi_{в.з}$ = 0,93 ... 0,95 – лобові повітрозабірники великої довжини з дуже викривленими каналами;

$\xi_{в.з}$ = 0,95 ... 0,97 – крилові повітрозабірники, лобові та бічні невеликої довжини і кривизни;

$\xi_{в.з}$ = 0,98 ... 0,99 – повітрозабірники двигунів, розміщених на пілонах.

Великі значення $\xi_{в.з}$ відповідають двигунам без відбору повітря, пристосувань шумоглушіння і реверсу тяги.

Втрати в повітрозабірниках на надзвукових швидкостях залежать від швидкості польоту і числа косих стрибків ущільнення на вході:

$$\xi_{в.з} = 1 - (1 - \delta_{вх}) \cdot C_к, \quad (2.30)$$

де $$C_к = 1{,}57 - 0{,}24M + 0{,}033M^2; \quad (2.31)$$

$$\delta_{вх} = 0{,}97 - 0{,}11(M - 1)^{1{,}5} + 0{,}0984\left(\sqrt[4]{n_{ск}} - 1{,}19\right)M^2. \quad (2.32)$$

2.2.6.5. Основні режими роботи двигунів ТРД, ТРДД і ТВлД

Величина коефіцієнта $\xi_{др}$ визначається режимом роботи двигуна. Основні режими роботи газотурбінних двигунів, величини $\xi_{др}$, відносної тяги й тривалості роботи наведено в табл. 2.3.

Таблиця 2.3

Режими роботи ГТД

Режим роботи двигуна	Тяга, % від P_0	$\xi_{др}$	Тривалість роботи, хв
Надзвичайний	110 ... 115	1,1 ... 1,15	1 ... 2, не більше 30 на ресурс
Максимальний (злітний)	100	1,0	5 ... 10, до 90 на ресурс
Номінальний	85 ... 90	0.85 ... 0,9	30 ... 60
Крейсерський	70 ... 75	0,7 ... 0,75	не обмежена
Економічний	50 ... 60	0,5 ... 0,6	не обмежена
Малий газ	3 ... 5	0,03 ... 0,05	10 ... 15

2.2.6.6. Турбогвинтові двигуни – ТВД (ступінь двоконтурності y = 50 ... 100)

На рис. 2.56 показана типова залежність еквівалентної потужності $N_{екв}$, гвинтової потужності $N_{гв}$, реактивної тяги P_P і питомої витрати палива c_e висотного турбогвинтового двигуна від швидкості і висоти польоту. Для розрахунків першого наближення можна користуватися формулами:

для розрахунку еквівалентної потужності на старті, кВт:

$$N_{екв} = N_{гв} + 0{,}66P_P, \qquad (2.33)$$

де $N_{гв}$ - гвинтова потужність, кВт; P_P - реактивна тяга, даН;

для розрахунку залежності потужності двигуна від висоти і швидкості польоту

$$N_{екв}(H, V) = \xi_V \xi_H \xi_{др} N_{екв.\,о}, \qquad (2.34)$$

де $$\xi_V \xi_H = 1{,}2 + 0{,}002V - 0{,}087H. \qquad (2.35)$$

У разі, якщо розрахунок за формулою (2.35) дає результат більше одиниці, слід приймати $\xi_V \xi_H$ = 1.

Питома витрата палива

$$c_e(H, V) = \frac{0{,}744}{\left(N_{екв.\,о}\right)^{0{,}132}} - \left(0{,}272V + 1{,}822H\right) \cdot 10^{-3}. \qquad (2.36)$$

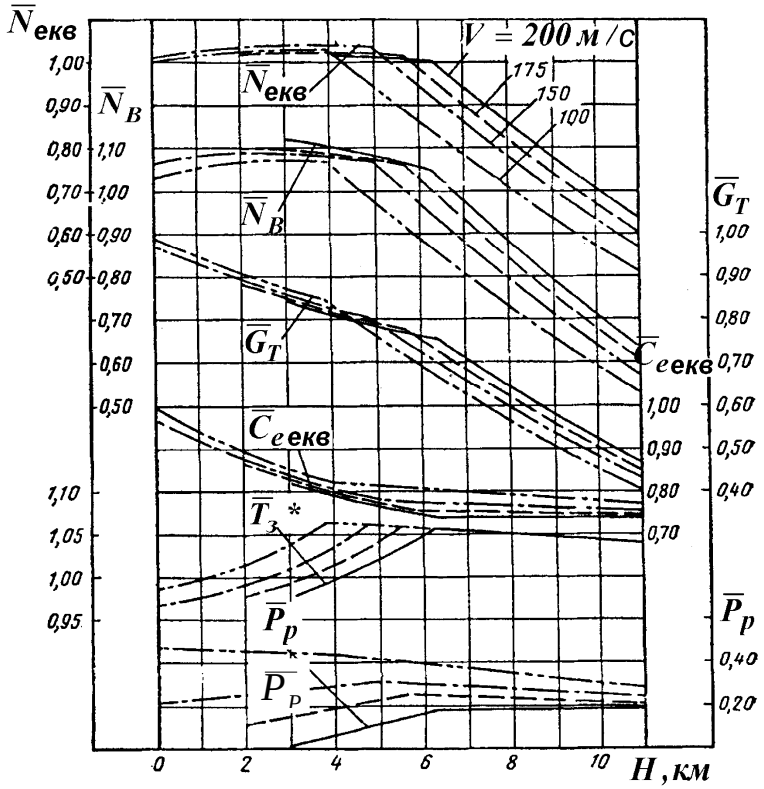


Рис. 2.56. Висотно-швидкісні характеристики "висотного" одновального ТВД

Питома вага двигуна

$$\gamma_{дв} = \frac{0{,}55}{\left(N_{екв.\,о}\right)^{0{,}1}}. \qquad (2.37)$$

У формулах (2.34) – (2.37):

V – швидкість польоту, м / с;

H – висота польоту, км;

$N_{екв.\,о}$ – еквівалентна потужність, кВт;

c_e – питома витрата палива, кг/кВт·год.

Для розрахунків повної тяги двигуна при роботі на місці, яка складається з тяги повітряного гвинта і реактивної тяги, можна скористатися формулою

$$P_{\Sigma} = 1{,}5N_{гв} + 0{,}104G_n C_5 \cos\varphi, \qquad (2.38)$$

де $N_{гв}$ – гвинтова потужність, кВт;

G_n – вагова секундна витрата повітря, даН/с;

C_5 – швидкість витікання газів, м/с;

φ – кут між поздовжньою віссю літака і напрямом реактивного струменя;

P_{Σ} – повна тяга, даН.

У табл. 2.4 наведені основні режими роботи турбогвинтових двигунів.

Таблиця 2.4

Режими роботи ТВД

Режим роботи двигуна	Потужність, % від $N_{екв.\,о}$	$\xi_{др}$	Час безперервної роботи двигуна, хв
Злітний (максимальний)	100	1,0	На землі – 5, у повітрі – 15
Номінальний	85	0.85	60
0,85 номінального	70	0.70	Не обмежений
0,70 номінального	58	0,58	Не обмежений
0,60 номінального	50	0,50	Не обмежений
0,40 номінального	33	0,33	Не обмежений
0,20 номінального	17	0,17	Не обмежений
Малий газ	3 ... 5	0.03 ... 0.05	30

При розрахунку можна прийняти такі початкові дані:

$$G_п = (0.0045 \ldots 0{,}0055)\ N_{гв}, \text{ даН / с;} \qquad (2.39)$$

$$C_5 = 200 \ldots 220 \text{ м / с.}$$

У формулі (2.39) великі значення числових коефіцієнтів відповідають менш потужним двигунам $N_{гв}$ = 500 ... 1500 кВт, менші значення коефіцієнтів відповідають двигунам $N_{гв}$ = 3000 ... 6000 кВт і більше.

Для більш точних розрахунків тяги турбогвинтових двигунів при роботі на місці і в польоті необхідно мати характеристики конкретної серії гвинтів: коефіцієнти корисної дії, коефіцієнти потужності і тяги, а також хода гвинта.

2.2.7. Порівняльні характеристики авіаційних двигунів

Основними характеристиками авіаційних двигунів, за якими здійснюється їх порівняльна оцінка, є висотно-швидкісні характеристики $P = f(M, H)$ і $C_p = f(M, H)$, секундна витрата повітря $G_п$, питома тяга $P_{пит}$, питома вага двигуна $\gamma_{дв}$ і його габаритні розміри (довжина і максимальний діаметр). Ці характеристики визначаються головним чином такими параметрами двигуна, як температура газу перед турбіною, ступінь підвищення тиску в компресорі і ступінь двоконтурності.

Питома тяга двигуна (тяга, яка припадає на 1 кг витрати повітря) є не тільки мірою економічності силової установки, але й одним із головних параметрів, що визначають шум двигуна, а також хорошим критерієм для порівняння аеродинамічного опору (і маси) силової установки (рис. 2.57). Лобовий опір силової установки на дозвукових швидкостях польоту слабо залежить від питомої тяги двигуна, тому для

дозвукових літаків можна приймати невеликі значення питомої тяги (іншими словами, великий ступінь двоконтурності двигуна).

Завдання, що виконуються сучасною авіацією, вимагають від авіаційного двигуна високої економічності в широкому діапазоні швидкостей і висот польоту. Проте найбільша економічність забезпечується саме в тому випадку, якщо двигун розрахований на порівняно невеликий висотно-швидкісний діапазон (цим і пояснюється поділ авіаційних двигунів на дозвукові, надзвукові та гіперзвукові). Конкретні значення тих чи інших характеристик, природно, залежать від типу двигуна.

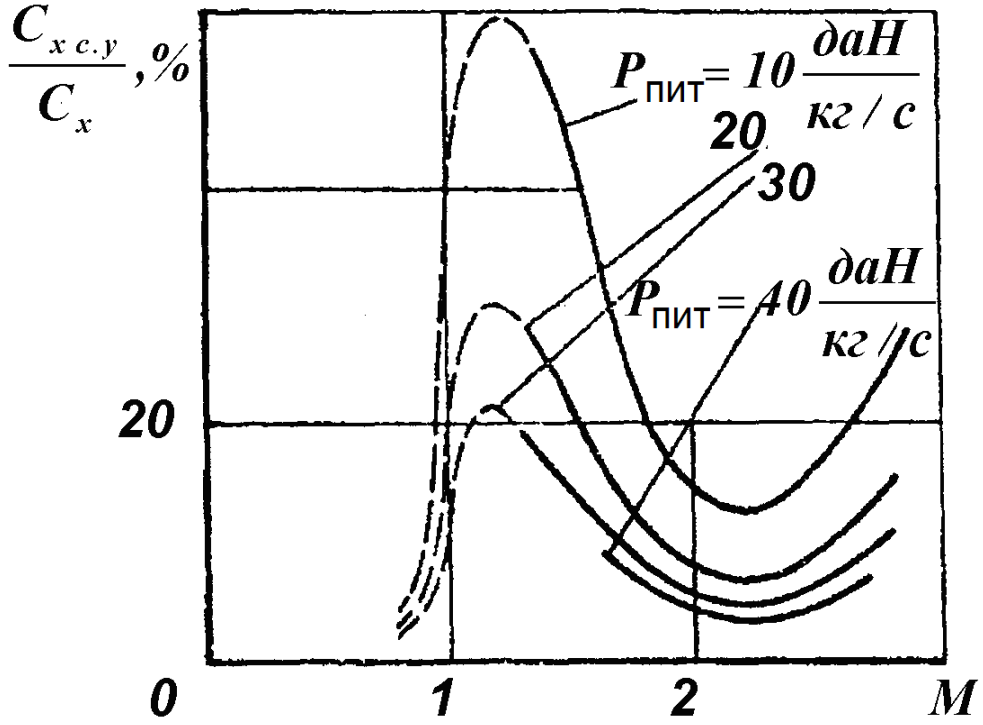


Рис. 2.57. Вплив питомої тяги двигуна на лобовий опір силової установки зі зміною M польоту

Сучасні ТРДД для дозвукових літаків залежно від ступеня двоконтурності двигуна y мають такі значення стартової питомої витрати палива C_{p0} і питомої витрати палива в крейсерському польоті $C_{p\,крейс}$:

y	Висока	Низька
C_{p0}	0,3 ... 0,4	0,5 ... 0,6
$C_{p\,крейс}$	0,57 ... 0,65	0,7 ... 0,8

У період попередніх розрахунків (а також при дипломному проектуванні) питому витрату палива для дозвукових літаків можна визначити за формулами (2.21), (2.22), (2.27), (2.28).

Разом зі ступенем двоконтурності на питому витрату палива істотно впливають і

такі параметри двигуна, як ступінь підвищення тиску в компресорі і температура газу перед турбіною (рис. 2.58).

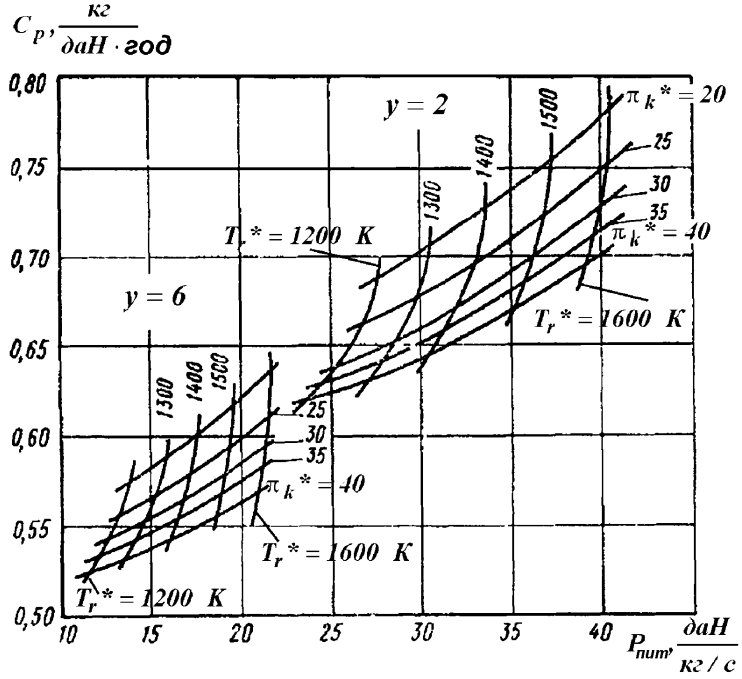


Рис. 2.58. Крейсерські характеристики ТРДД при M = 0,85, H =11 км

Питома витрата палива, кг/(даН·год), для надзвукових ТРДФ і ТРДДФ на різних режимах польоту в першому наближенні можна визначити за такою формулою:

$$c_p = c_{p0} k_\phi \times$$

$$\times \left[0{,}3 + \left[\frac{T_r^*}{1000} + 0{,}2 \right] \frac{0{,}9}{\sqrt{\pi_к^* + 1{,}85}} + \frac{0{,}7}{1{,}5 + 0{,}03y} + \left(0{,}27 + 0{,}01M^2\right)\sqrt{M} - 0{,}02H \right]. \quad (2.40)$$

Тут C_{p0} – стартова питома витрата палива; k_ϕ = 1 при безфорсажному режимі, $k_\phi = 1 + 0{,}008H + 0{,}017M^2 - 0{,}17M$ при режимі повного форсажу; T_r^* – в К; M – число М польоту; H – висота польоту, км (див. також формули (2.8) – (2.14)).

Слід зауважити, що на надзвукових крейсерських швидкостях польоту, відповідних числах M = 2,0 ... 2,5, економічність одноконтурного і двоконтурного двигунів з невеликим ступенем двоконтурності є приблизно однаковою, причому необхідно, щоб обидва типи двигунів мали невисокий (порівняно з дозвуковими двигунами) ступінь підвищення тиску компресора.

Важливою характеристикою, що визначає конструктивну досконалість авіаційного двигуна, є його питома вага (за стартовою тягою), тобто відношення сухої ваги двигуна до максимальної стартової тяги $\gamma_{дв} = m_{дв} g / P_0$. Перші ТРД з відцентровим компресором мали $\gamma_{дв}$ = 0,5. Сучасні ТРДД для дозвукових літаків мають питому вагу $\gamma_{дв}$ = 0,16 ... 0,19, а ТРДДФ для надзвукових літаків $\gamma_{дв}$ = 0,1 ... 0,17.

Слід зазначити, що питома вага двигуна практично не залежить від ступеня двоконтурності і величини стартової тяги. Наприклад, ТРДД CF 700-2D-2 (y = 1,93; P_0 = 2020 даН) має $\gamma_{дв}$ = 0,166, ТРДД CF6-55 (y = 4,2; P_0 = 25400 даН) – $\gamma_{дв}$ = 0,161; ТРДД TF-39 (y = 8; P_0 = 18640 даН) – $\gamma_{дв}$ = 0,177 (всі двигуни розроблені фірмою "Дженерал Електрик").

Така важлива геометрична характеристика двигуна, як максимальний діаметр, навпаки, залежить головним чином від ступеня двоконтурності й стартової тяги.

У першому наближенні діаметр ТРДД, м, можна визначити за такою залежністю:

$$D_{дв} = \left(0{,}4 + 0{,}04 y^{0{,}75}\right)\sqrt{P_0 \cdot 10^{-3}}\,. \qquad (2.41)$$

2.2.8. Повітрозабірники сучасних літаків

2.2.8.1. Робота повітрозабірника

Функції повітрозабірника в системі силової установки сучасного літака зводяться до того, щоб забезпечити:

- стійку роботу двигуна на всіх режимах польоту;

- стиснення повітря, яке надходить до повітрозбірника, перетворюючи кінетичну енергію набігаючого потоку в тиск.

При дозвукових швидкостях польоту підвищення тиску повітря в рушійному тракті відбувається в основному в компресорі газотурбінного двигуна (приблизно в п'ять разів більше, ніж у повітрозабірнику). У міру збільшення швидкості польоту функції компресора поступово переходять до повітрозабірника.

При числі M = 1,2 ... 1,4 повітрозабірник і компресор однаковою мірою стискають потік. При великих надзвукових швидкостях польоту (M > 3) роль компресора стає вже несуттєвою, а ступінь стиснення у вхідному пристрої досягає близько 40:1, тобто більш доцільним стає повітряно-реактивний двигун без компресора (ПВРД).

Ступенем стиснення повітря в турбореактивних двигунах прийнято називати відношення тиску повітря в кінці процесу стиснення, тобто за компресором, до атмосферного тиску:

$$\pi^* = \frac{P_к^*}{P_Н} = \frac{P_в^*}{P_Н}\frac{P_к^*}{P_в^*} = \pi_{вх}^*\pi_к^*,$$

де $P_к^*$ – повний тиск за компресором (перед камерою згоряння); $P_Н$ – атмосферний тиск; $P_в^*$ – повний тиск на вході в компресор; – ступінь стиснення у повітрозабірнику; $\pi_К^*$ – ступінь стиснення в компресорі.

При гальмуванні потоку завжди спостерігаються втрати тиску, зумовлені тертям, вихороутворенням (відрив потоку при нерівномірному полі швидкостей), теплообміном, а при гальмуванні надзвукового потоку з'являються і хвильові втрати, зумовлені виникненням стрибків ущільнення. У результаті втрат у повітрозабірнику реально

досяжні величини $\pi^*_{вх}$ виявляються менше теоретично можливих. Наприклад, при числі M = 3 можна отримати $\pi^*_{вх} \approx$ 30 замість $\pi^*_{вх\ ід} \approx$ 38, яке було б в ідеальному випадку (без втрат).

Втрати тиску, що виникають при стисненні повітря у вхідному пристрої, прийнято оцінювати величиною коефіцієнта відновлення повного тиску (в теорії двигунів для зручності розрахунків часто користуються не статичними, а повними тисками). *Коефіцієнт відновлення повного тиску*

$$\sigma_{вх} = \pi^*_{вх} / \pi^*_{вх\ ід} = p^*_в / p^*_Н ,$$

де $p^*_Н$ – повний тиск набігаючого потоку повітря.

Для того, щоб повітрозабірник сучасного літака ефективно виконував свої функції, він має забезпечувати:

- якомога вищі значення коефіцієнта відновлення повного тиску;
- досить рівномірне поле швидкостей на вході в компресор;
- стійку (без сильних зривів потоку і пульсацій тиску) роботу на всіх режимах експлуатації;
- якомога менший зовнішній опір.

2.2.8.2. Дозвукові повітрозабірники

Накопичений досвід проектування і експлуатації дозвукових повітрозабірників дозволяє отримувати достатньо високі значення коефіцієнта відновлення повного тиску в подібних вхідних пристроях: $\sigma_{вх}$ = 0,97 ... 0,98.

При проектуванні дозвукових повітрозабірників їх параметри вибирають для основного режиму польоту.

Розміри вхідного отвору дифузора визначаються витратою маси повітря через площу входу. Відповідно до закону збереження маси секундна витрата повітря в перетинах *Н-Н* і *вх-вх* (рис. 2.59) буде однаковою:

$$m_в = F_Н V \rho_Н = F_{вх} V_{вх} \rho_{вх} ,$$

де V – розрахункова швидкість польоту на висоті H .

Площу входу, отже, можна виразити так:

$$F_{вх} = \frac{m_в}{V_{вх} \rho_{вх}} ,$$

де $m_в$ – секундна витрата повітря через двигун, під який проектується повітрозабірник (заданий у характеристиках двигуна); $V_{вх}$ – швидкість повітря на вході в повітрозабірник; $\rho_{вх}$ – щільність повітря на вході.

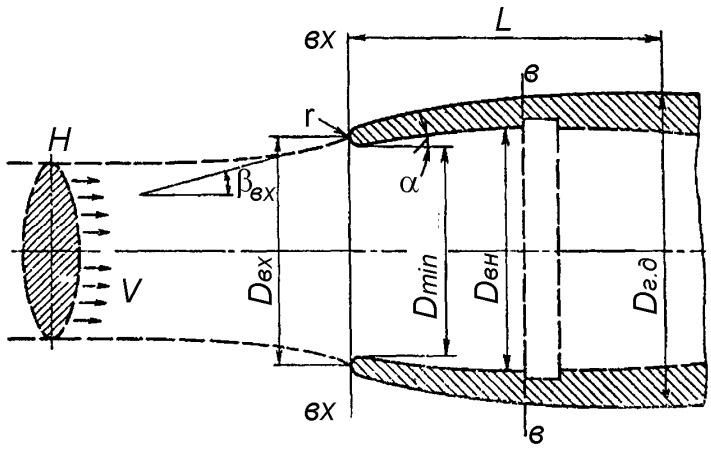


Рис. 2.59. Схема дозвукового повітрозабірника

Величину $V_{вх}$ у першому наближенні можна записати як добуток $V_{вх} = V \cdot \overline{V}_{вх}$, де $\overline{V}_{вх}$ = 0,3 ... 0,7 – відносна швидкість повітря на вході в повітрозабірник. Менші значення величини $\overline{V}_{вх}$ приймають для довгих і викривлених каналів (щоб мати невеликі гідравлічні втрати), великі – для коротких каналів і ВМД з великими швидкостями на вході в компресор.

Збільшення щільності повітря $\rho_{вх}$ при гальмуванні від V до $\overline{V}_{вх}$ визначається за спеціальними газодинамічними таблицями.

У період попередніх розрахунків (а також при дипломному проектуванні) розміри вхідного отвору можна визначити через відносний діаметр входу

$$\overline{D}_{вх} = 1{,}1\sqrt{\frac{1}{\frac{1-\overline{V}_{вх}^2}{1-M^2}}+1}\,. \qquad (2.42)$$

Тут $\overline{D}_{вх} = D_{вх} / D_{г.д}$; $D_{вх}$ – діаметр входу повітрозабірника;

$D_{г.д}$ – максимальний зовнішній діаметр гондоли двигуна, причому

$D_{г.д} \approx (1{,}2 \ldots 1{,}3) D_{вн}$,

де $D_{вн}$ – максимальний внутрішній діаметр гондоли. Можна приймати $D_{вн} \approx D_{дв}$ ($D_{дв}$ – діаметр двигуна по компресору).

Профілювання вхідної кромки здійснюється для того, щоб отримати плавне обтікання гондоли і уникнути зривів потоку на вході.

Кут притікання зовнішнього контуру потоку до входу в повітрозабірник щодо його осі $\beta_{вх}$, град, у першому наближенні можна визначити через відносну швидкість входу

$$\beta_{вх} = 22\sqrt{1/\overline{V}_{вх} - 1}\,. \qquad (2.43)$$

Радіус кривизни вхідної кромки (губи обичайки) повітрозабірника, що забезпечує плавне обтікання, можна приймати як

$$r_{min} = (0{,}04...0{,}05)\sqrt{F_{вх}}\,. \qquad (2.44)$$

Профілювання повітряного каналу передбачається для отримання найбільшого значення величини $\sigma_{вх}$ і рівномірного поля швидкостей на вході в компресор (пер. *в* - *в*), що досягається при безвідривному перебігу в каналі.

Забезпечити безвідривність течії можна, вибравши такий профіль, щоб ступінь підвищення тиску по довжині каналу мав постійне значення. У цьому випадку півкут розчинення каналу $\alpha \le 4 \ldots 5$ °.

Якщо канал має повороти і вигини, то зміна площі поперечних перерізів каналу має бути плавною, а на останній ділянці (перед двигуном) необхідно, щоб вісь каналу збігалася з віссю компресора. Ця циліндрична частина каналу виконується довжиною не менше (0,5 ... 1,0) $D_{дв}$.

Профілювання зовнішніх обводів повітрозабірника має забезпечити йому мінімальний лобовий опір. Тому зовнішні обводи повітрозабірника профілюються незалежно від внутрішніх.

Відносна зовнішня довжина входу, доцільна з умови мінімізації лобового опору гондоли двигуна, може бути виражена як функція числа M польоту:

$$\bar{L} = L / D_{г.д} \approx 1{,}5M^2\,, \qquad (2.45)$$

де L – відстань від носка гондоли до циліндричної частини.

Слід зауважити, що наведені вище залежності, які визначають основні параметри повітрозабірника, є наближеними. Теоретично дуже складно врахувати всі особливості реальної течії, тому остаточні рекомендації щодо профілізації повітрозабірника встановлюються експериментально.

2.2.8.3. Надзвукові повітрозабірники

При обтіканні надзвуковим потоком просторових тіл, як відомо, утворюються *стрибки ущільнення.* При переході потоку через стрибок параметри потоку (швидкість, тиск, щільність, температура) різко (стрибком) змінюються з тією чи іншою інтенсивністю залежно від кута нахилу стрибка. Це явище, яке використовують у надзвукових повітрозабірниках.

Підвищення тиску і температури в стрибках ущільнення, що утворилися на вході в повітрозабірник, є частиною циклу стиснення в силовій установці надзвукового літака. Втрати, що виникають при стисненні повітря, складаються з хвильових втрат (у системі стрибків), вихрових втрат і втрат від тертя. Однак основну величину складають хвильові втрати:

$$\sigma_{вх} = (0{,}9...0{,}95)\sigma_{ск}\,,$$

де $\sigma_{ск} = \sigma_1 \cdot \sigma_2 \cdot ... \cdot \sigma_n = \prod_{i=1}^{n} \sigma_i$ – коефіцієнт відновлення повного тиску в системі стрибків; σ_i – коефіцієнт відновлення повного тиску в одному стрибку.

Залежно від форми поперечного перерізу входу надзвукові повітрозабірники можуть бути розділені на два типи: двовимірні (плоскі) і тривимірні (круглі, напівкруглі та ін.).

Залежно від положення косих стрибків повітрозабірники ділять на повітрозабірники зовнішнього, внутрішнього і змішаного стиснення; всі три типи можуть бути і двовимірними, і тривимірними (рис. 2.60).

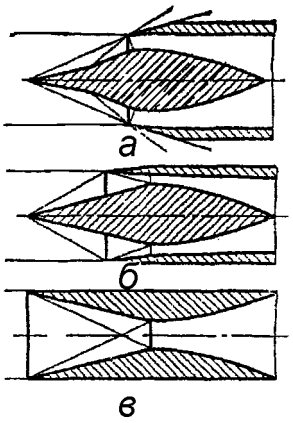


Рис. 2.60. Способи утворення стрибків ущільнення:

а – повітрозабірник із зовнішнім стисненням (всі косі стрибки розташовані зовні);

б – повітрозабірник змішаного стиснення (косі стрибки розташовані і зовні, і всередині повітрозабірника);

в – повітрозабірник із внутрішнім стисненням (всі косі стрибки розташовані всередині)

Повітрозабірники зовнішнього стиснення порівняно із забірником внутрішнього стиснення мають декілька більший аеродинамічний опір і менший ККД; наприклад, при швидкості польоту, що відповідає числу M = 2,2, можна отримати:

Стиснення	Зовнішнє	Внутрішнє	Змішане
$\sigma_{вх}$	0,91	0,95	0,93

Однак повітрозабірники зовнішнього стиснення досить прості в регулюванні, не вимагають складної системи запуску, мають вагові переваги, тому вони знайшли широке застосування в надзвуковій авіації.

Повітрозабірники із внутрішнім стисненням вимагають дуже складної системи регулювання, важко запускаються (виходять на розрахунковий режим) і т. д. Тому, незважаючи на більш високі значення коефіцієнта $\sigma_{вх}$, вони поки не отримали практичного використання.

Повітрозабірники змішаного стиснення також дуже чутливі до зміни режиму роботи й різного роду збурень, які можуть бути викликані, наприклад, значною зміною кута атаки при маневрі літака або включенням (виключенням) форсажної камери двигуна і т.д. Цей тип повітрозабірника доцільно використовувати на однорежимних надзвукових літаках.

Параметри та розміри надзвукового повітрозабірника вибирають з умови забезпечення безперебійної роботи двигуна у всьому діапазоні швидкостей польоту, на який розраховано даний літак.

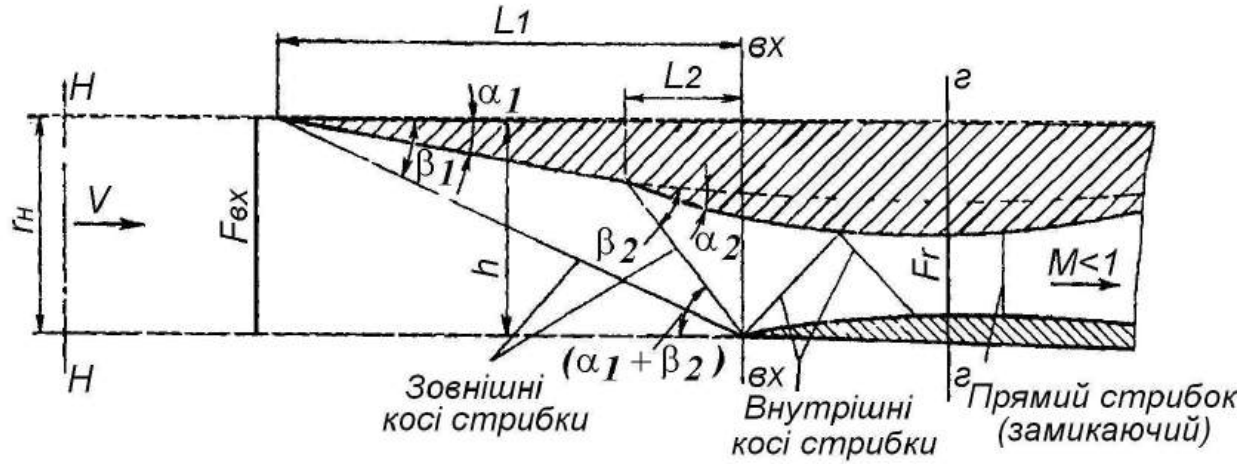


Рис. 2.61. Схема надзвукового повітрозабірника змішаного стиснення (розрахунковий режим роботи)

Площа входу. Пропускна здатність повітрозабірника оцінюється коефіцієнтом витрати φ, що є відношенням дійсної витрати повітря до максимально можливої, тобто

$$\varphi = m_в / m_{в\ max}.$$

Коефіцієнт витрати φ у числовому вираженні дорівнює відношенню площі струменя повітря в незбуреному потоці (рис. 2.61, пер. *Н-Н)* до площі входу в повітрозабірник:

$\varphi = F_H / F_{вх}$, причому площею входу надзвукового повітрозабірника вважається повна площа пер. *вх-вх.* Площа безпосередньо вхідної щілини:

$$F_{щ} = F_{вх} - F_T,$$

де F_T – площа перерізу тіла, що створює систему стрибків ущільнення.

Для створення системи стрибків у повітрозабірниках можуть застосовуватися як плоскі тіла (клин) – для плоских повітрозабірників, так і круглі тіла (конус, напівконус, чверть конуса) – для тривимірних повітрозабірників відповідної форми. Однак геометричні параметри всіх повітрозабірників аналогічні, тому поздовжній переріз, наприклад, напівкруглих і плоских повітрозабірників буде практично однаковим (див. рис. 2.61), а поздовжній переріз круглого повітрозабірника буде відрізнятися тільки симетричністю нижньої і верхньої частин перерізу.

На розрахунковому режимі роботи повітрозабірника зовнішні косі стрибки ущільнення фокусуються на передній кромці обичайки, тобто

$$\varphi = \frac{m_в}{m_{в\ max}} = \frac{F_H V \rho_H}{F_{вх} V \rho_H} = 1,$$

звідки

$$F_{вх} = \frac{m_в}{V\rho_{\text{Н}}}, \qquad (2.46)$$

де $m_в$ – секундна витрата повітря; V – швидкість польоту літака; ρ_H – щільність повітря на висоті польоту. Повна витрата повітря через повітрозабірник

$$m_{в\Sigma} = m_в + m_{п.п.ш} + m_{п.пер},$$

де $m_в$ – витрата повітря через двигун; $m_{п.п.ш}$ – маса повітря примежового шару, що зливаться з поверхонь стиснення (клина, конуса і т. д.); $m_{п.пер}$ – маса повітря, що перепускається з дифузора в атмосферу через перепускні (протипомпажні) стулки. Однак із достатньою для ескізного проектування точністю можна приймати $m_{в\Sigma} \approx m_в$.

Витрата повітря через двигун

$$m_п = m_{п.пр}\frac{\text{P}_в^*}{\text{P}_0}\sqrt{\frac{\text{T}_0}{\text{T}_{\text{Н}}^*}}, \qquad (2.47)$$

де $m_{п.пр}$ – приведена витрата повітря; $P_п^* = P_{\text{Н}}^*\sigma_{вх}$; P_0, T_0 – відповідно тиск і температура навколишнього повітря при H = 0; V = 0.

Виразимо тиск і температуру повного гальмування через число M польоту:

$$P_H^* = P_H\left(1+0{,}2M^2\right)^{3{,}5}; T_H^* = T_H\left(1+0{,}2M^2\right),$$

де P_H^*, T_H^* – відповідно тиск і температура повного гальмування потоку, що набігає на висоті польоту; P_H, T_H^* – відповідно тиск (статичний) і температура навколишнього повітря на висоті польоту. Звідси

$$m_п = m_{п.пр}\frac{\sigma_{вх}\text{P}_{\text{Н}}\left(1+0{,}2M^2\right)^3}{1{,}033}\sqrt{\frac{288}{\text{T}_{\text{Н}}}}. \qquad (2.48)$$

Остаточно вираз для визначення площі входу надзвукового повітрозабірника матиме вигляд

$$F_{вх} = m_{в.\,пр}\frac{\sigma_{вх}P_H\left(1+0{,}2M^2\right)^3}{10{,}14V\rho_H}\sqrt{\frac{288}{T_H}},$$

де $F_{вх}$ – у м^2; $m_{п.пр}$ – у кг/с; P_H – у даН/см^2; V – у м/с; T_H – у *K*.

Число поверхонь стиснення на клині (конусі), тобто число косих стрибків ущільнення в повітрозабірнику, має забезпечувати отримання максимального коефіцієнта відновлення повного тиску в системі стрибків (значення $\sigma_{ск}$ тим більше, чим більше число косих стрибків, рис. 2.62).

Кути ступеневого клина (конуса) α_1, α_2, α_3 і т. д. (див. рис. 2.61) вибирають таким чином, щоб на розрахунковому режимі роботи повітрозабірника зовнішні

косі стрибки фокусувалися на передній кромці обичайки. Найбільше значення коефіцієнта $\sigma_{ск}$ виходить тільки при однаковій інтенсивності стрибків, яка визначається як відношення швидкості потоку перед стрибком до швидкості потоку за стрибком.

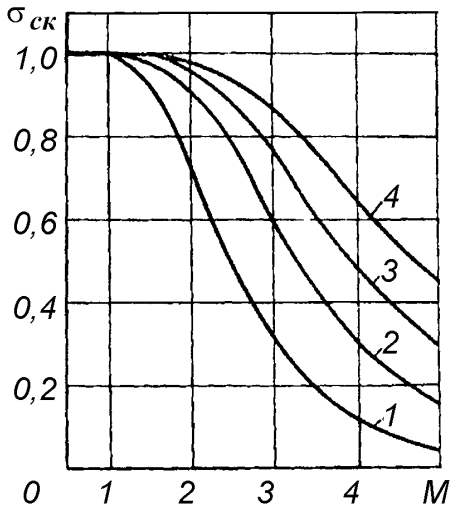


Рис. 2.62. Залежність коефіцієнта $\sigma_{ск}$ від числа M польоту:

1 – прямий стрибок; 2 – косий стрибок + прямий; 3 – два косих стрибка + прямий; 4 – три косих стрибка + прямий

Тому кути α_1, α_2, α_3 і т. д. мають забезпечити рівність

$$V / V_1 = V_1 / V_2 = V_2 / V_3 = \cdots,$$

де V – швидкість незбуреного потоку (швидкість польоту); V_1 – швидкість потоку за першим косим стрибком; V_2 – швидкість потоку за другим косим стрибком і т. д.

Щоб коефіцієнт відновлення повного тиску в системі стрибків мав велике значення, швидкість потоку перед прямим (замикаючим) стрибком не має перевищувати швидкість, відповідну числу M = 1,20 ... 1,25.

Швидкість потоку за *і-м* косим стрибком V_i пов'язана зі швидкістю потоку перед ним такою залежністю:

$$V_i = V_{i-1} \frac{\cos \beta_i}{\cos(\beta_i - \alpha_i)}, \qquad (2.49)$$

де V_{i-1} – швидкість потоку перед *і-м* косим стрибком.

Для першого косого стрибка, отже, матимемо

$$V_1 = V \frac{\cos \beta_1}{\cos(\beta_1 - \alpha_1)}, \qquad (2.50)$$

де V – швидкість польоту.

Число M потоку за *і-м* косим стрибком визначається так:

$$M_i^2 = \frac{5 + M_{i-1}^2}{7M_{i-1}^2 \sin^2 \beta_{i-1}} + \frac{5M_{i-1}^2 \cos^2 \beta_i}{5 + M_{i-1}^2 \sin^2 \beta_i}, \qquad (2.51)$$

де M_{i-1} – число M потоку перед *і-м* косим стрибком (для першого косого стрибка – число M польоту).

Співвідношення між кутом повороту потоку (кутом клина, конуса) і кутом нахилу стрибка виражається формулою

$$tg\alpha_i = ctg\beta_i \frac{M_{i-1}^2 \sin^2 \beta_{i-1}}{1 + M_{i-1}^2 \left(1{,}2 - \sin^2 \beta_i\right)}. \qquad (2.52)$$

Знаючи число косих стрибків, з рівнянь (2.50) – (2.52) можна визначити необхідні значення кутів ступеневого клина (конуса), що забезпечують однакову інтенсивність у стрибках.

Особливу увагу слід звернути на кут нахилу першої поверхні стиснення α_1, оскільки він фактично визначає винесення конуса (клина) – відстань від вершини клина до площини входу.

Для сучасних надзвукових повітрозабірників (залежно від розрахункового числа M польоту) кут α_1 набирає таких значень:

M	<2,5	2,5 ... 3,5
Клин	~9°	~7°
Конус	~15°	~11°

Довжина ступенів конуса (клина) легко визначається, якщо відомі кути α і β і розмір h.

Відстань по осі від площини входу до вершини конуса (клина):

$$l_1 = h / tg\beta_1. \qquad (2.53)$$

Відстань від площини входу до початку другого ступеня (на рис. 2.61 – розмір l_2) знайдемо, провівши з точки фокусування другого стрибка промінь під кутом ($\alpha_1 + \beta_2$) до набігаючого потоку. Аналогічно визначають розміри l_3, l_4 і т.д.

Площа горла повітрозабірника $F_Г$ (у пер. *г-г)* має зменшуватися при збільшенні швидкості польоту. Фізично це цілком очевидно: зі збільшенням числа M польоту зростає ступінь підвищення тиску повітря в системі стрибків, а отже, підвищуються тиск і щільність повітря в горлі, що і приводить до необхідності зменшення його площі (в іншому випадку повітря в горлі розшириться і $\pi_{вх}$ знизиться).

Зазвичай розраховують потрібну відносну площу горла:

$$\overline{F}_Г = F_Г / F_{вх}.$$

Значення величини $\overline{F}_Г$ залежно від числа M польоту в першому наближенні можна приймати:

M	1,5	2,0	2,5	3,0	3,5
$\overline{F}_{\Gamma}$	0,5	0,42	0,35	0,32	0,3

Знайдені в результаті ескізного проектування параметри надзвукового повітрозабірника обов'язково перевіряються і коригуються в процесі експериментальних випробувань.

2.2.8.4. Сумісність повітрозабірника і двигуна

Важливим завданням в узгодженні характеристик планера й силової установки є забезпечення сумісності повітрозабірника й двигуна. Сумісність у даному випадку означає стійку роботу двигуна із заданими характеристиками на сталих і перехідних режимах за наявності всіляких дестабілізуючих чинників.

Зміни частоти обертання двигуна, кутів атаки і ковзання, включення (виключення) форсажної камери і т. д. викликають зміну пропускної здатності повітрозабірника і двигуна, а також призводять до порушення рівномірності поля швидкостей потоку на вході в двигун, що, природно, порушує його стійку роботу. Істотна нерівномірність поля швидкостей потоку, наприклад, може викликати вібрацію лопаток компресора і їх поломку. При порушенні узгодженості пропускної здатності повітрозабірника і двигуна виникає нестійка пульсуюча робота силової установки (помпаж, "свербіж" повітрозабірника). При цьому значно зменшується коефіцієнт відновлення повного тиску $\sigma_{вх}$, тобто знижується тяга двигуна і збільшується питома витрата палива.

Характерною особливістю в роботі дозвукових повітрозабірників є автоматичне узгодження витрати повітря, що проходить через двигун і вхідний пристрій. Тому дозвукові повітрозабірники не потребують системи регулювання витрати повітря. Іноді для кращої рівномірності поля швидкостей на режимах максимальної тяги, по периферійній окружності обичайки забірника встановлюються додаткові впускні стулки (літаки Боїнг 747, Ту-154 та ін.). Схема роботи впускних стулок показана нижче (див. рис. 2.81).

Необхідно, щоб повітрозабірники літаків, розрахованих на великі надзвукові швидкості польоту, щоб уникнути шкідливого впливу зазначених вище дестабілізуючих чинників на роботу силової установки і зберегти високе значення $\sigma_{вх}$ у великому діапазоні швидкостей, мали спеціальну систему регулювання (незважаючи на збільшення складності, маси і вартості повітрозабірника).

Задача системи регулювання щодо забезпечення узгодженої роботи повітрозабірника і двигуна зводиться до того , щоб на надзвукових швидкостях утримати систему стрибків (особливо прямий стрибок, що замикає за горлом) у заданому положенні. Це можна зробити зміною площі горла і перепуском зайвого повітря в навколишню атмосферу. Перепуск повітря в атмосферу здійснюється відкриттям спеціальних стулок , встановлених на поверхні каналу (за горлом) повітрозабірника. Ці стулки отримали назву протипомпажних, або перепускних. При надзвуковому крейсерському польоті стулки перепуску повітря безперервно трохи

відчинені і частина повітря стравлюється в атмосферу, запобігаючи тим самим виникненню "помпажа" повітрозабірника.

При зльоті і невеликих дозвукових швидкостях польоту потрібна площа горла виявляється більше величини $F_{Г\,max}$, яка визначається конструктивними можливостями (це пояснюється відносно малою щільністю повітря в горлі). Тому, незважаючи на повністю розкрите горло, двигуну для нормальної роботи не вистачає повітря. Щоб не порушувати режим роботи двигуна, при зльоті й при малих дозвукових швидкостях польоту відкриваються додатково допоміжні (злітні) стулки і додаткове повітря надходить до двигуна, минаючи горло.

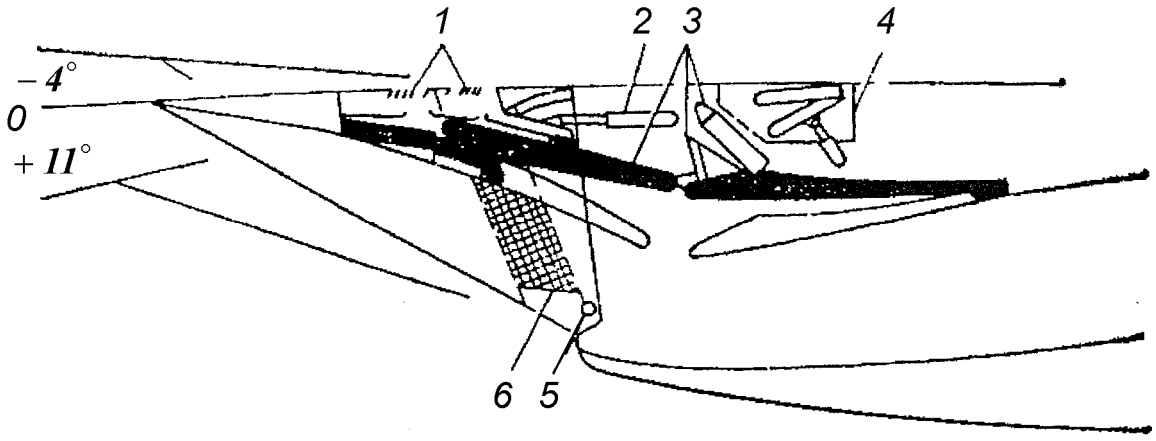


Рис. 2.63 Схема регулювання повітрозабірника винищувача "Макдоннелл-Дуглас" F-15: 1 – отвори для відведення примежового шару; 2 – силовий циліндр відхилення передньої частини повітрозабірника; 3 – шарнірно-пов'язані рампи, регульовані за допомогою одного гідроприводу; 4 – стулки перепуску повітря; 5 – вісь повороту передньої частини повітрозабірника; 6 – отвори відсмоктування повітря з бічних поверхонь каналу повітрозабірника

Для зміни площі горла конструкцією може бути передбачено переміщення конуса вперед – назад (круглі повітрозабірники) або переміщення рухомих рамп (плоскі повітрозабірники). Для додаткового всмоктування або перепуску повітря відкриваються додаткові отвори в каналі за горлом (допоміжні та перепускні стулки на надзвукових повітрозабірниках).

Регулювання роботи повітрозабірника здійснюється автоматичною системою.

На надзвукових високоманеврених літаках (для яких характерна значна зміна кутів атаки) передня частина повітрозабірника може повертатися на 13 ... 15° як єдине ціле (рис. 2.63). Такий повітрозабірник дозволяє ефективно змінювати площу перетину захоплюваного потоку.

2.2.8.5. Компонування повітрозабірників на літаку

Вибір місця установлення повітрозабірника на літаку відіграє важливу роль у вирішенні питань сумісності повітрозабірника й двигуна (в остаточному підсумку – в узгодженні характеристик планера і силової установки), оскільки характеристики ізольованого вхідного пристрою можуть істотно змінитися при установлення його на літаку.

Компонування повітрозабірника значною мірою визначається загальною аеродинамічною схемою літака і вимогами до його льотних характеристик (маневрений або неманеврений літак, робочий діапазон висот і швидкостей польоту, граничні кути атаки і ковзання, грунтова ВП або бетонована і т.д.). При невдалому компонуванні повітрозабірника взаємовплив крила і фюзеляжа може стати однією з головних причин викривлення поля течії, особливо при зміні кутів атаки і ковзання.

Іншим джерелом нерівномірності поля швидкостей в повітрозабірнику є тертя (зумовлене в'язкістю повітря). Наявність тертя, як відомо, викликає появу примежового шару на обтічній поверхні, швидкість в якому різко падає залежно від швидкості незбуреного потоку до нуля.

При надзвуковому обтіканні примежовий шар, взаємодіючи зі стрибками ущільнення, порушує їх чіткість: виникають місцеві відриви потоку від стінок; примежовий шар, проходячи через стрибки, ще збільшує свою товщину; в місцях здуття примежового шару утворюються нові слабкі косі стрибки (λ-стрибки) і т.д.

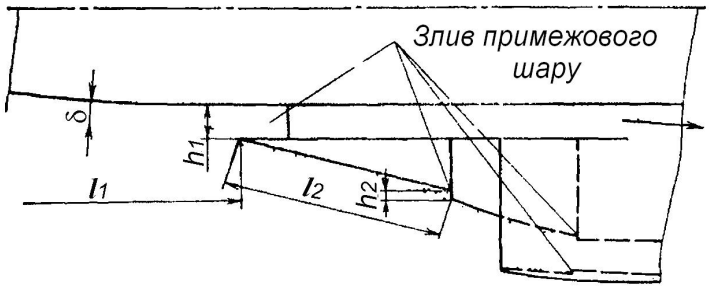


Рис. 2.64. Схема відведення примежового шару

Відхилення від розрахункової схеми течії, викликане в'язкістю повітря, в остаточному підсумку і призводить до нерівномірності поля швидкостей і зниження $\sigma_{вх}$. Тому необхідно, щоб повітрозабірники всіх сучасних літаків мали систему відведення (зливу) примежового шару. Віддаляється як примежовий шар, що утворився на поверхні фюзеляжу (або крила), так і примежовий шар, що виник на поверхнях стиснення – конусі (клині) і внутрішній поверхні обичайки (рис. 2.64).

Товщина примежового шару залежить від швидкості потоку, від коефіцієнта в'язкості повітря і довжини зони контакту потоку з омиваною поверхнею. При компонуванні повітрозабірника для видалення примежового шару висоту зливних щілин (h_1, h_2, ...) у першому наближенні можна приймати за співвідношенням $h \approx 0.01l$, де l – довжина поверхні, на якій утворюється примежовий шар. Якщо повітрозабірник буде впритул прилягати до поверхні фюзеляжу (тобто $h_1 = 0$), то, наприклад, при M = 2 коефіцієнт відновлення повного тиску зменшиться на 25 ... 30 %, що призведе, в остаточному підсумку, до зниження тяги двигуна приблизно на 45 % і до збільшення питомої витрати палива на 15 %.

При виборі місця для установлення повітрозабірника на літаку необхідно враховувати і позитивний вплив поверхонь літака на роботу вхідного пристрою. Крило і фюзеляж на деяких режимах польоту можуть бути використані для істотного

згладжування течії і зменшення неоднорідності поля швидкостей потоку перед повітрозабірником. Повітрозабірник на достатньому видаленні від передньої кромки знаходиться в потоці, кут скосу якого через вплив крила (фюзеляжу) значно менше кута атаки літака, що і приводить до згладжування потоку перед повітрозабірником. Цей ефект має велике значення для високоманеврених літаків, кути атаки яких можуть перевищувати 40 °. На рис. 2.65 для подібного компонування повітрозабірника показано вплив крила на зменшення скосу потоку при дозвукових швидкостях (аналогічний ефект має місце і при надзвукових швидкостях).

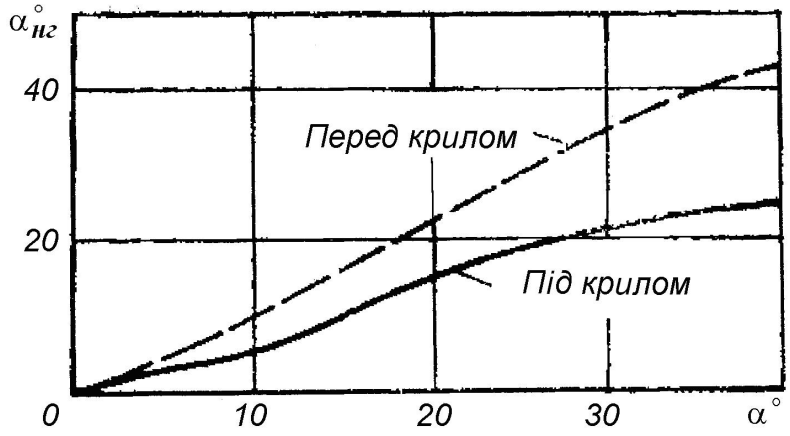


Рис. 2.65. Залежність кута атаки нижньої губи повітрозабірника $\alpha_{н.г}$ від кута атаки літака α (M = 0,8)

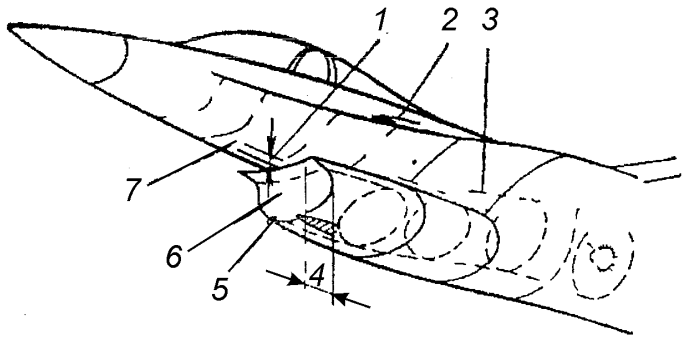


Рис. 2.66. Основні особливості компонування нерегульованого повітрозабірника винищувача F-16 (повітрозабірник виконаний у вигляді окремого модуля і може бути замінений іншим повітрозабірником):
1 – зазор між фюзеляжем і повітрозабірником для зливу примежового шару; *2* – дульний зріз гармати, віддалений від вхідного перерізу повітрозабірника; 3 – плавне збільшення площ повітряного каналу (забезпечує майже лінійну зміну числа M); 4 – виступаюча вперед пластина для запобігання попаданню примежового шару в повітрозабірник; *5* – тупа губа обичайки (виконана у вигляді окремого компонента і може бути замінена, якщо буде потрібно поліпшити характеристики повітрозабірника); *6* – положення прямого стрибка ущільнення; 7 – нижня поверхня фюзеляжу, що відіграє роль поверхні попереднього стиснення

При надзвукових швидкостях крило (фюзеляж) загальмовує потік, працюючи фактично як перший ступінь стиснення надзвукового потоку. У результаті такого попереднього стиснення коефіцієнт відновлення повного тиску $\sigma_{вх}$ у повітрозабірнику підвищується. Цей ефект особливо значний при числах M > 1,2, що і дозволяє з успіхом використовувати нерегульований повітрозабірник з дозвуковою геометрією до чисел M = 1,5 ... 1,7 (рис. 2.66).

Залежно від місця їх розміщення на літаку повітрозабірники можна розділити на такі основні типи: лобові (головним чином круглі), бічні і підкрилові (або підфюзеляжні).

Лобові повітрозабірники розміщують або в носовій частині фюзеляжу на легких літаках, або в носовій частині гондоли двигунів, встановленій на крилі важких літаків.

Основна перевага лобових повітрозабірників полягає в тому, що вони, зустрічаючись із незбуреним потоком, забезпечують високу рівномірність поля швидкостей, а при надзвуковому крейсерському польоті на розрахунковому режимі, крім того, дозволяють строго витримувати задане положення системи стрибків ущільнення.

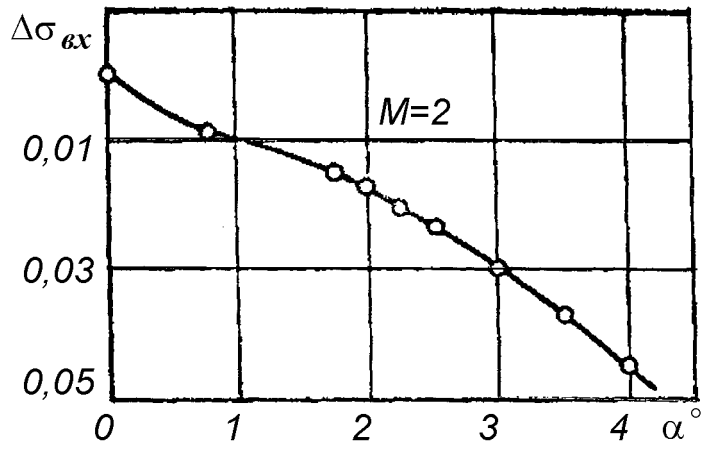


Рис. 2.67. Вплив кута атаки на коефіцієнт відновлення повного тиску в лобовому вісесиметричному повітрозабірнику

Однак лобові повітрозабірники мають і ряд недоліків. Якщо на важких неманеврених літаках протягом усього крейсерського польоту кут атаки практично не змінюється, а отже, система стрибків на вході в повітрозабірник зберігає задане положення, то на легких літаках при виконанні маневру з великим перевантаженням, коли кут атаки значно збільшується, фокусування стрибків порушується , що призводить до нерівномірності поля швидкостей і до зниження коефіцієнта відновлення повного тиску. Внаслідок цього лобові повітрозабірники на великих кутах атаки працюють недостатньо ефективно (рис. 2.67).

Другий недолік: розміщуючи повітрозабірник в носовій частині фюзеляжу, доводиться займати великі внутрішні обсяги у фюзеляжі під повітряний канал (фактично весь фюзеляж від носа до хвоста прорізаний повітряним і руховим трактом), що, природно, ускладнює компонування літака. Крім того, лобовий повітрозабірник не

дозволяє розміщувати в носі фюзеляжу антену радіолокатора великого діаметра (антена обмежується розмірами конуса повітрозабірника).

Бічні повітрозабірники за формою входу відрізняються великою різноманітністю – круглі, напівкруглі, прямокутні та ін. На дозвукових літаках в основному застосовують круглі повітрозабірники.

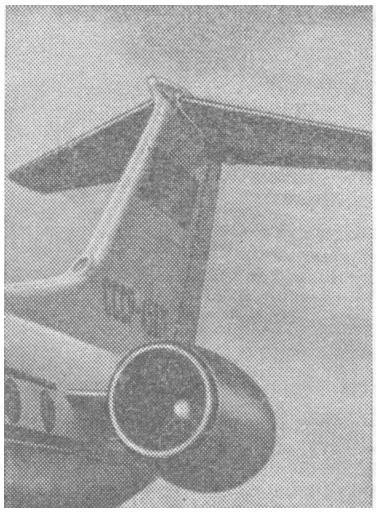


Рис. 2.68. Гондола двигуна літака Ту-134

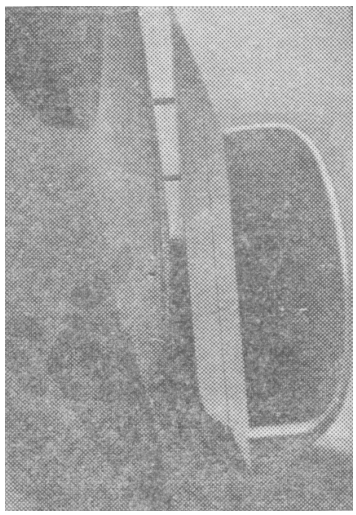


Рис. 2.69. Повітрозабірник винищувача-бомбардувальника "Фантом II"

Наявність примежового шару на поверхні фюзеляжу, як було зазначено вище, потребує створення зливних щілин при компонуванні повітрозабірників на літаку, а у разі розміщення двигунів на хвостовій частині фюзеляжу вся гондола двигуна відсувається і кріпиться до фюзеляжу на пілоні (рис. 2.68).

Слід зауважити, що пілон у даному випадку дозволяє лише організувати злив примежового шару, не забезпечуючи, однак, умов роботи лобового повітрозабірника.

На надзвукових літаках в основному застосовують бічні повітрозабірники прямокутної форми або близькі до цієї форми (рис. 2.69) (хоча трапляються й інші форми входу).

Розміщення повітрозабірників з боків фюзеляжу не тільки значно скоротило довжину повітряного каналу, але і повністю звільнило ніс фюзеляжу для установки радіолокаційної станції. При чіткій організації зливу примежового шару бічні повітрозабірники працюють досить ефективно.

Підкрилові (підфюзеляжні) повітрозабірники на існуючих літаках мають плоский або овальний вхід (див. рис. 2.66). На важких надзвукових літаках повітрозабірники, як правило, є передньою частиною гондол двигунів, установлених під крилом. На рис. 2.70 показано поздовжній переріз гондоли літака "Конкорд".

Недоліком підкрилових повітрозабірників є погана робота на великих від’ємних кутах атаки.

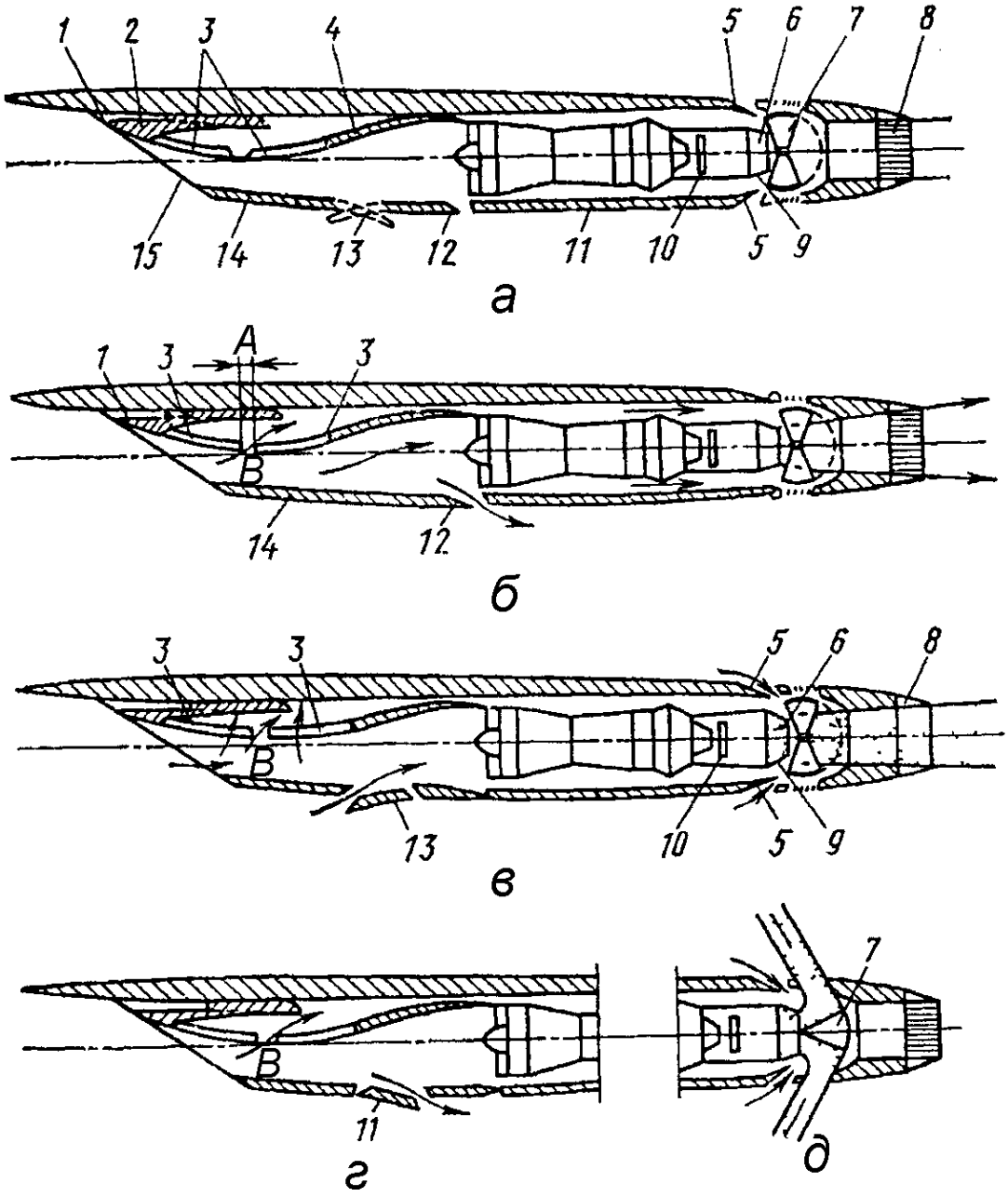


Рис. 2.70. Основні параметри гондоли двигунів важкого надзвукового літака: а – загальний пристрій; б – крейсерський політ; в – зліт; г – зупинка двигуна; д – реверсер тяги; *1* – щілина для зливу примежового шару з поверхні крила; *2* – нерухома площина клина; *3* – рухомі рампи; *4* – дозвуковий канал повітрозабірника; 5 – додаткові забірники повітря; *6* – первинне сопло; *7* – реверсер тяги; *8* – регульоване вторинне сопло; *9* – глушник; *10* – форсунки форсажної камери; *11* – стінка під двигуном; *12* – пропускна (протипомпажна) стулка; *13* – допоміжна (злітна) стулка; *14* – обичайка; *15* – вертикальна перегородка, що розділяє забірники двох двигунів; *A* – щілина для зливу примежового шару з площини клина; *B* – повітря примежового шару

2.2.9. Система вихлопу

2.2.9.1. Мінімізація донного опору

Хвостова частина фюзеляжу (або гондоли двигуна) має так профілюватися, щоб опір на дозвуковій швидкості був мінімальним і при цьому задовольнялися вимоги надзвукового польоту.

Якщо об'єднання сопла з хвостовою частиною фюзеляжу виконано невдало (особливо при установленні декількох двигунів, розташованих поруч), то велика площа донного зрізу призведе до появи значного донного опору. На деяких режимах польоту (при максимальному звуженні сопла) донний опір може досягати 30 % повного опору літака, що значно погіршує льотні характеристики.

Донний опір визначається головним чином формою зовнішніх обводів хвостової частини літака. Чим плавніше обводи хвостової поверхні, тим більш рівномірним буде поле тисків на неї, і зовнішній потік залишиться приєднаним до обтічної поверхні, тобто донний опір буде невеликим.

На рис. 2.71 показано вплив подовження хвостової частини фюзеляжу (або гондоли двигунів) на розподіл коефіцієнта тиску, вираженого як відношення

$$C_P = \frac{P - P_H}{\rho_H V^2 / 2}, \qquad (2.54)$$

де P – тиск на хвостовій поверхні; P_H – статичний тиск на висоті польоту; $\rho_H V^2 / 2$ – динамічний тиск на висоті польоту.

Координати твірної лінії добре обтічної хвостової поверхні можна визначити за такою залежністю:

$$r = 0{,}5 \left[D_{мід} - \left(D_{мід} - D_{зр} \right) x^2 / l_{хв}^2 \right], \qquad (2.55)$$

де r – радіус змінного перерізу хвостової частини; $D_{мід}$ – діаметр міделева перерізу хвостової частини; $D_{зр}$ – діаметр хвостового зрізу; x – відстань від поточного перерізу до міделя (рис. 2.71); $l_{хв}$ – довжина хвостової частини.

При швидкостях польоту, відповідних числах M <0,7, газова струмина, що випливає із сопла реактивного двигуна, практично не впливає на розподіл тиску по зовнішній поверхні хвостової частини фюзеляжу (або гондоли двигуна). При числі $M \approx 0{,}8$ і малій довжині профільованої хвостової частини виникає відрив потоку, в зоні якого спостерігається істотне розрідження. Донний опір у даному випадку значно збільшується.

Нерегульовані сопла двигунів дозвукових літаків не викликають великих проблем при мінімізації донного опору. Однак сучасні надзвукові літаки потребують ефективніших вихлопних систем. На таких літаках встановлюють вихлопні сопла з регульованою геометрією, які відповідають циклам роботи двигунів з форсажною камерою і високим ступенем стиснення, розробленим для швидкого розгону і польоту з великими числами M.

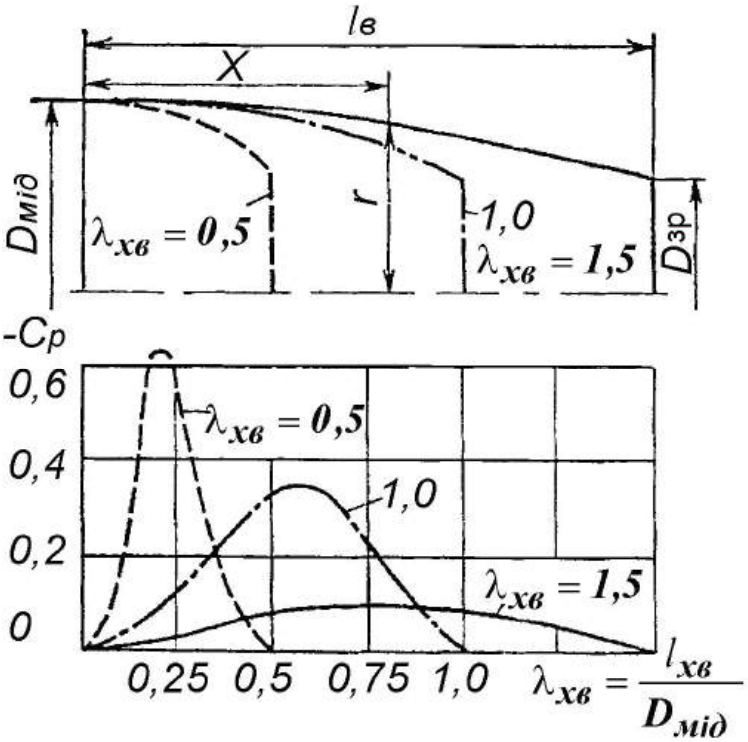


Рис. 2.71. Розподіл коефіцієнта тиску уздовж твірних тіл обертання при швидкості польоту, що відповідає числу M = 0,9

Щоб сопло реактивного двигуна мало невеликий донний опір на безфорсажному режимі, необхідно забезпечити наявність на соплі вторинних стулок якомога більшої довжини (рис. 2.72). Зовнішній потік, обтікаючий хвостову частину фюзеляжу (гондоли), при невеликому куті нахилу вторинних стулок (10 ... 15 °) залишається приєднаним до них, що і знижує донний опір. Проте практично всі типи надзвукових регульованих сопел у дозвуковому польоті характеризуються підвищеним опором порівняно з регульованим соплом, що звужується і розраховується лише на дозвуковий політ.

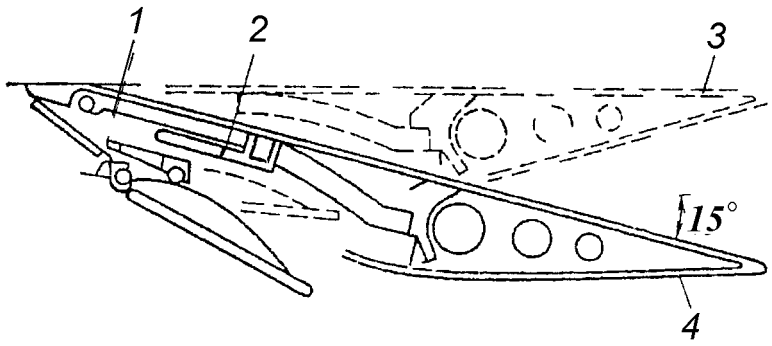


Рис. 2.72. Переріз сопла з малим донним опором:

1 – привідне кільце первинного сопла; *2* – привідне кільце вторинного сопла; *3* – положення при форсажі; *4* – положення при безфорсажному режимі

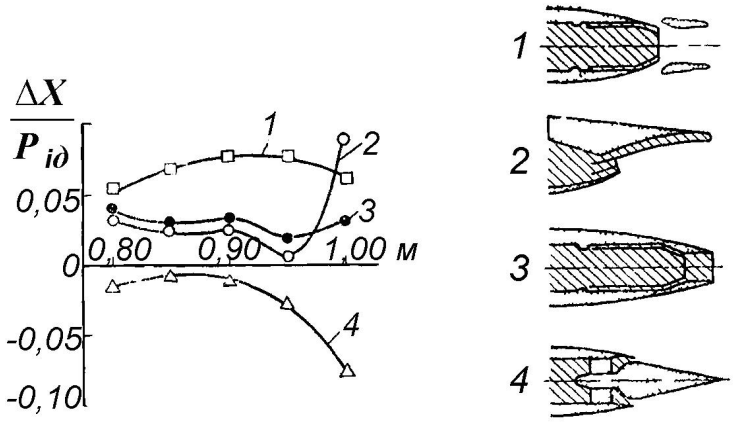


Рис. 2.73. Додатковий опір можливих надзвукових сопел:
1 – аеродинамічний ежектор; 2 – ізоентропійна рампа; 3 – звужуюче розширне сопло з довгими стулками; *4* – центральне тіло

На рис. 2.73 показано додатковий опір можливих типів сопел сучасного надзвукового літака, виражене у вигляді відношення

$$\Delta X / P_{iд} = X / P_{iд} - \left(X / P_{iд}\right)_{н.з.с},$$

де X – опір надзвукового регульованого сопла; $P_{iд}$ – ідеальна тяга ізоентропійного сопла; $X_{н.з.с}$ – опір нерегульованого звужуючого сопла.

На величину донного опору значно впливає також взаємне розташування декількох двигунів на літаку: опір всіх типів сопел зменшується при збільшенні відносної відстані між ними.

2.2.9.2. Реверс тяги ВРД

Вихлопні системи багатьох сучасних літаків обладнані пристроєм для реверсування тяги двигуна. Необхідність у негативній тязі виникла у зв'язку зі збільшенням довжини пробігу при посадці сучасних реактивних літаків (на літаках із ТВД негативну тягу отримують за допомогою реверсивних гвинтів; на військових реактивних літаках для цієї мети застосовують, як правило, гальмівний парашут).

Особливо ефективним є реверс тяги при посадці на мокрий або зледенілий аеродром, коли коефіцієнт тертя малий і довжина пробігу значно зростає.

Залежно від ступеня двоконтурності ТРДД і конструкції реверсивного пристрою для створення реверсу тяги струмінь реактивного двигуна використовують повністю або частково (при великому ступені двоконтурності ТРДД для реверсу тяги може використовуватися тільки контур вентилятора).

Ефективність застосування реверсу тяги визначається не тільки величиною негативної тяги двигуна, але й такими чинниками, як t_H – час початку дії максимальної негативної тяги; $\overline{P}$ – тягоозброєність літака; $V_{пос}$ – швидкість посадки літака, f_m – коефіцієнт тертя коліс об поверхню ЗПС при пробігу.

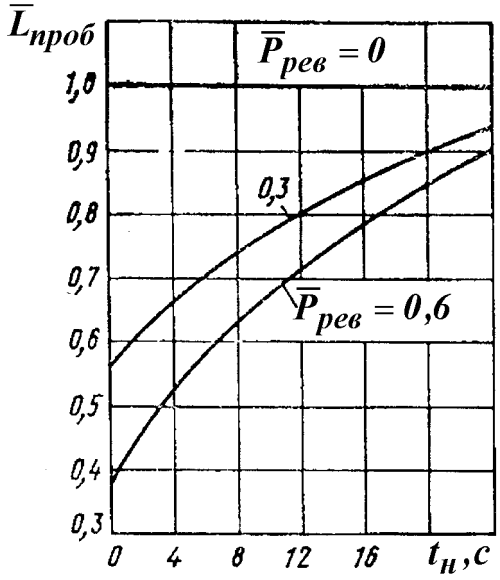


Рис. 2.74. Вплив часу отримання максимальної негативної тяги при включенні реверсивного пристрою на довжину пробігу ($V_{пос}$ = 250 км/год, $\overline{P}_0$ = 0,25 ... 0,30, f_m = 0,2)

У загальному випадку негативна тяга при включенні реверсивного пристрою може бути виражена таким чином:

$$\mathbf{P}_{рев} = n_{дв}\left[m_{рев}W_{рев}\cos\varphi - (m_г - m_{рев})W_c\right], \qquad (2.56)$$

де $n_{дв}$ – число двигунів на літаку, обладнаних пристроєм для реверсування тяги; $m_{рев}$ – витрата маси газу на виході з реверсивного пристрою; $W_{рев}$ – швидкість витікання газу на виході з реверсивного пристрою; φ – кут між вектором швидкості газу і віссю двигуна; $m_г$ – повна масова витрата газу; W_c – швидкість витікання газу на виході із сопла.

Ефективність конструкції реверсивного пристрою оцінюється величиною відносної тяги реверса $\overline{P}_{рев} = P_{рев} / P_0$, де P_0 – максимальна злітна тяга двигуна (без форсажу).

Для сучасних ТРДД $\overline{P}_{рев}$ = 0,3 ... 0,6. Отримати величину $\overline{P}_{рев}$ > 0,6 практично неможливо.

Час початку дії максимальної негативної тяги t_H визначається такими чинниками, як час прийняття рішення на включення реверсу тяги (реакція льотчика), час спрацьовування механізму реверсивного пристрою і час переходу двигуна з режиму малого газу на максимальну тягу (прийомистість двигуна). В ідеальному випадку t_H = 0, тобто максимальна негативна тяга двигуна утворюється в момент дотику коліс шасі при посадці літака, проте в реальних умовах t_H = 5 ... 10 с (наприклад, для двигуна НК-8-2, встановленого на літаку Ту-154, час отримання

максимальної негативної тяги дорівнює 6 с).

Як видно з рис. 2.74, особливо ефективно на довжину пробігу реверс тяги впливає при малих значеннях t_H (навіть при $\overline{P}_{рев}$ = 0,3). При великому значенні t_H вплив величини $\overline{P}_{рев}$ на довжину пробігу знижується.

Іншими словами, підвищити ефективність реверсивного пристрою можна головним чином за рахунок зниження величини t_H (за рахунок збільшення прийомистості двигуна, яка робить визначальний вплив на величину t_H, зменшується t_H).

За конструктивними особливостями всі реверсивні пристрої можна розділити на два типи: реверсивні пристрої, які здійснюють поворот газової струмини до зрізу основного сопла, і реверсивні пристрої, що відхиляють струмінь за зрізом основного сопла. У реверсивних пристроях першого типу на режимі реверсу тяги спеціальні стулки перекривають шлях газу до основного сопла, спрямовуючи його до відхильної решітки (див. рис. 2.70). Замість відхильної решітки можливі й інші конструктивні рішення для повороту струменя газу (рис. 2.75).

У реверсивних пристроях другого типу стулки реверсера на режимі прямої тяги розташовуються над соплом, утворюючи зовнішні обводи гондоли двигуна (рис. 2.76).

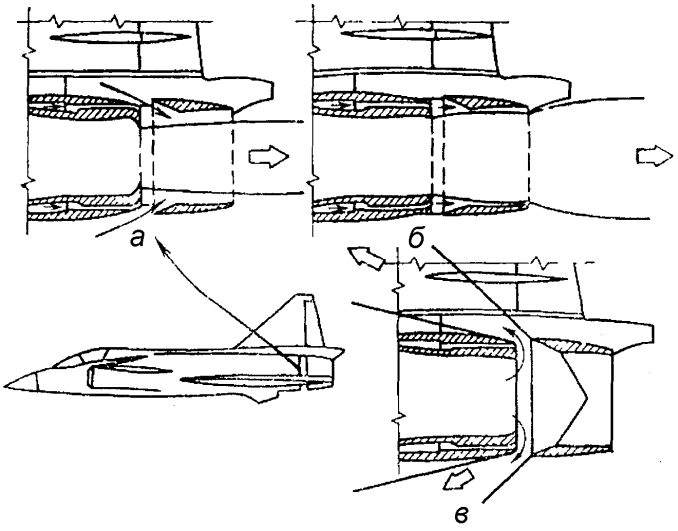


Рис. 2.75. Аеродинамічний ежектор, об'єднаний з реверсером тяги двигуна RM-8A, встановленого на багатоцільовий винищувач "Вігген" (Швеція):
а – вхідний канал відкритий; б – вхідний канал закритий; в – реверсер включений

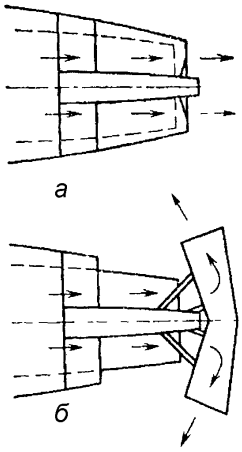


Рис. 2.76. Реверсер тяги літака "Гольфстрім-П":
а – стулки прибрані;
б – стулки в робочому положенні

2.2.10. Установлення двигунів на сучасних літаках

Установлення двигунів на сучасних літаках має відповідати таким основним

вимогам:

- забезпечувати мінімальне прирощення маси і аеродинамічного опору літака;
- створювати зручність монтажу і демонтажу двигунів, а також легкий доступ до всіх агрегатів у процесі технічного огляду і обслуговування;
- забезпечувати можливість локалізації та швидкого гасіння пожежі, що виникла в двигуні.

Конструкція кріплення двигуна має забезпечувати компенсацію температурних деформацій і поглинання вібрацій двигуна (і гвинта). Необхідно, щоб віброперевантаження у всіх вузлах кріплення не перевищували нормованих значень. Зниження вібрацій особливо необхідно при установці двигунів на фюзеляжі (або усередині фюзеляжу) літака, коли резонансна вібрація недостатньо збалансованих двигунів може передаватися по опорах двигунів до обшивки кабіни, де вона внаслідок "ефекту мембрани" може перетворитися на посилені звукові коливання (такий випадок спостерігався на деяких серійних літаках Дуглас ДС-9).

Конструкції кріплення авіаційних двигунів дуже різноманітні і залежать як від типу двигунів, так і від їх розташування на літаку.

Турбогвинтові двигуни зазвичай встановлюють на крилі і кріплять до конструкції крила за допомогою просторової стрижневої системи (ферми) через демпфери (рис. 2.77 - 2.80).

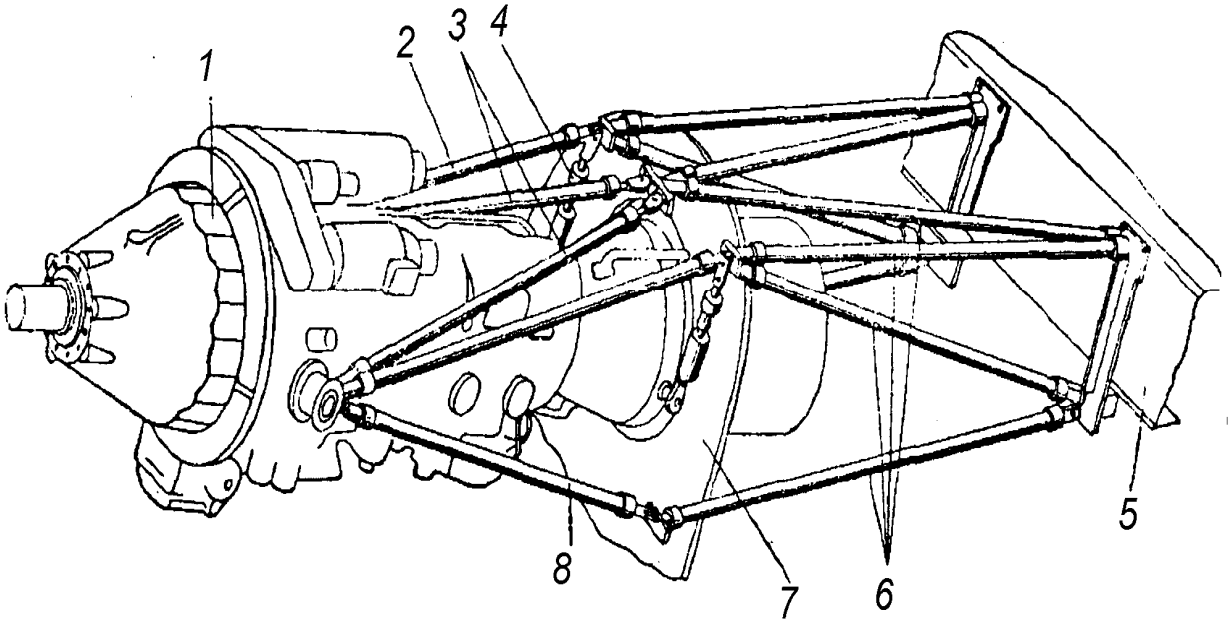


Рис. 2.77. Фермова конструкція кріплення ТВД:
1 – двигун; 2, 3, 8 – бічний, верхні і нижній підкоси;
4 – підкіс-демпфер; 5 – лонжерон центроплана крила;
6 – силова ферма; 7 – протипожежна перегородка

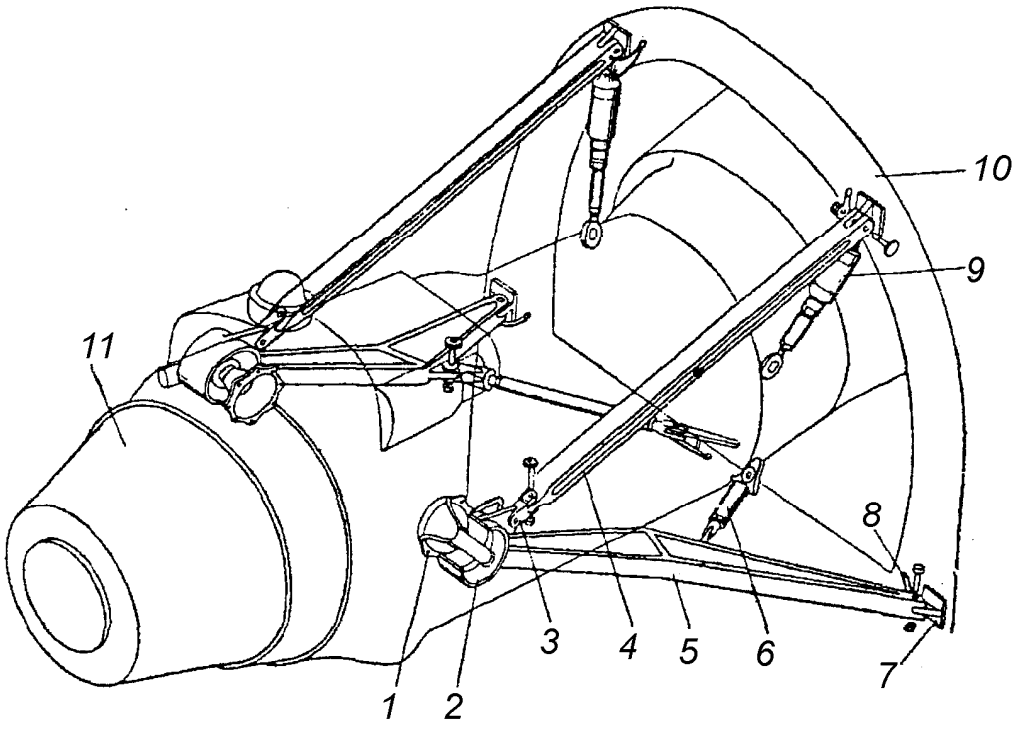


Рис. 2.78. Фермово-балкова конструкція кріплення ТВД:
1 – передня цапфа; 2 – місце переднього амортизатора, 3 – серга; 4 – верхній підкіс; 5 – балка; 6 – внутрішній підкіс; 7 – кронштейн; 8 – перемичка металізації; 9 – підкіс-демпфер; 10 – шпангоут гондоли; 11 – двигун

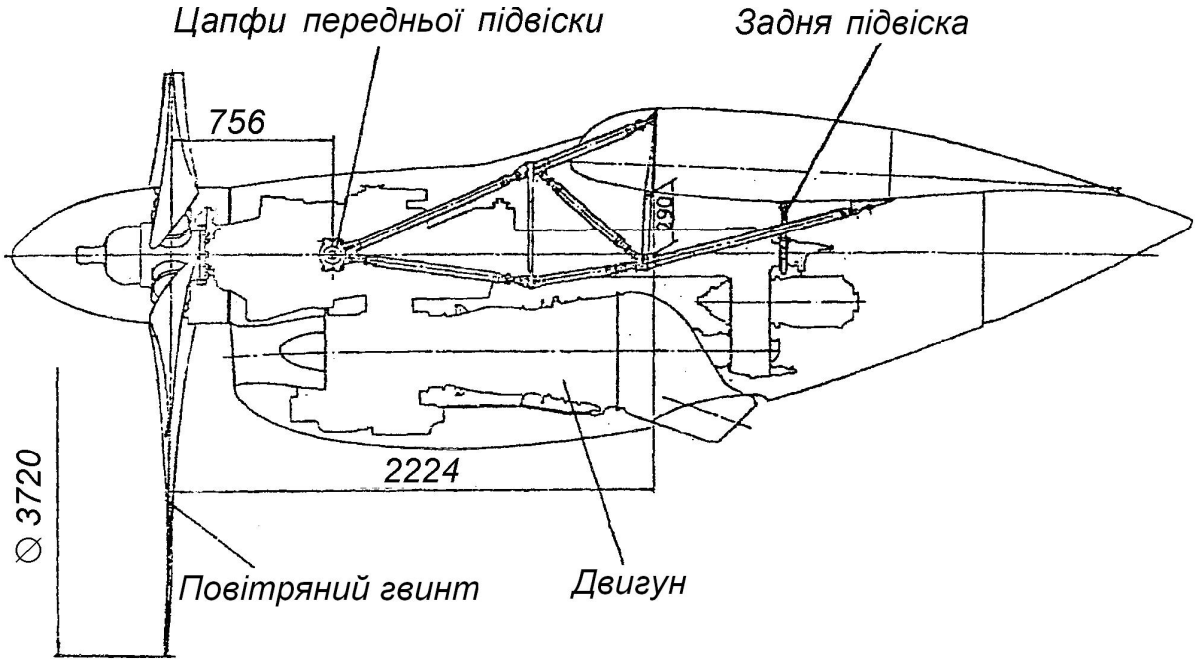


Рис. 2.79. Схема установки двигуна на літаку Ан-140

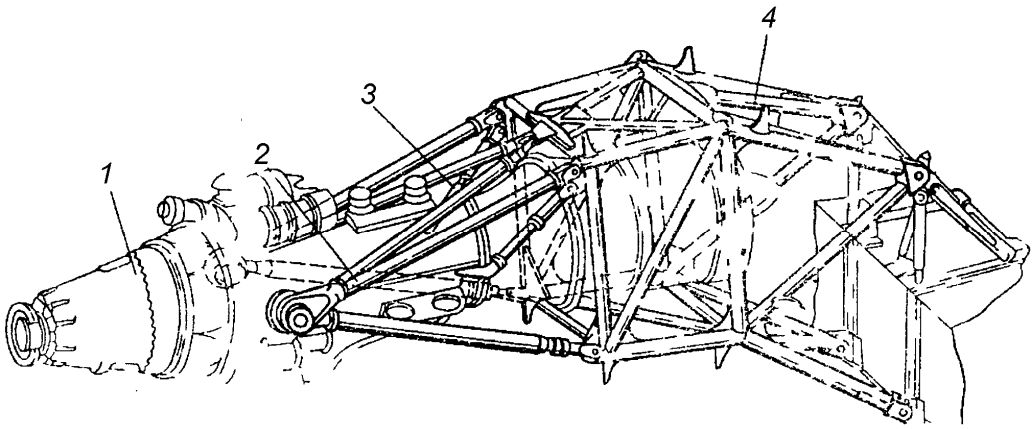


Рис. 2.80. Конструкція кріплення ТВД до крила літака:
1 – двигун; *2* – підкоси; *3* – демпфер; *4* – ферма кріплення двигуна

На сучасних літаках турбореактивні двигуни часто розміщують у спеціальних гондолах, що являють собою тонкостінні конструкції (з поздовжнім і поперечним силовим набором), аналогічні конструкціям фюзеляжу.

Встановлюють рушійні гондоли на крилі або фюзеляжі за допомогою пілонів. Всі комунікації в площині пілона виконують рознімними. У пілоні розміщують протипожежну перегородку, що ізолює конструкцію крила (або фюзеляжу) від зон паливної та масляної систем.

Основні розміри і маса гондоли визначаються розмірами двигуна, повітрозабірника і вихлопного сопла; деякий вплив на розміри і масу гондоли робить також конструкція звукопоглинального облицювання.

На рис. 2.81 показано установку гондоли ТРДД з великим ступенем двоконтурності на крилі сучасного літака.

Можливу конструкцію кріплення двигуна при пілонній підвісці під крилом зображено на рис. 2.82.

Якщо необхідна тягоозброєність літака забезпечується трьома двигунами, то зовнішні двигуни встановлюють або на пілонах під крилом, або на горизонтальних пілонах на хвостовій частині фюзеляжу, а середній двигун – всередині хвостової частини фюзеляжу. Установлення середнього двигуна з S-подібним каналом потребує його ретельного об'єднання з фюзеляжем.

На рис. 2.83 показано загальні вимоги для проектування S-подібного каналу і установлення двигуна всередині хвостової частини фюзеляжу. Положення двигуна і його вихлопного сопла по вертикалі визначається величиною кута тангажа, необхідного для виконання зльоту і посадки літака.

Монтаж і демонтаж двигуна, встановленого усередині фюзеляжу, проводять звичайно простим підйомом (спуском) двигуна через великий несиловий люк, який використовують також для підходу до агрегатів двигуна при технічному обслуговуванні в процесі експлуатації літака.

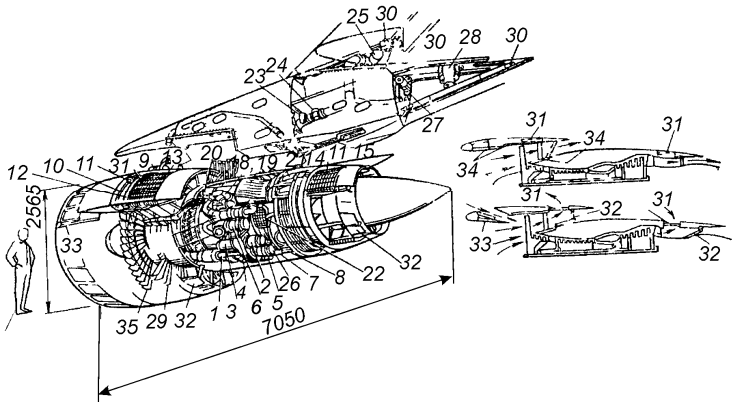


Рис. 2.81. Установка ТРДД Пратт-Уїтні JT9D і схема роботи реверсера тяги і впускних стулок (Боїнг 747):

1 – вал приводу допоміжних агрегатів; 2 – співвісний привід постійної швидкості; *3* – генератор потужністю 60 кВ-А; *4* – насос і блок керування; 5 – центрифуга; *6* – масляний бак; 7 – привід реверсера тяги газогенератора; *8* – тросова проводка до реверсера; *9* – пневмомотор приводу реверсера тяги вентилятора; *10* – гнучкий привідний вал; *11* – решітка реверсера; *12* – рухоме кільце; *13* – роликові напрямні; *14* – вузол кріплення двигуна; *15* – ланка, що сприймає тягу; *16* – перепуск повітря; *17* – зворотний клапан відбору від 15-го ступеня; *19* – первинний теплообмінник; *20* – повітря від вентилятора до теплообмінника; *21* – випускний клапан повітря від вентилятора; *22* – клапан скидання тиску; *23* – блок регулювання температури перепускного повітря; *24* – відсічний і регулюючий клапан; 25 – магістраль повітряної системи; *26* – пневмостартер; 27 – гідронасос, що приводиться пневмомотором; *28* – гідробак; *29* – статор; *30* – болти; *31* – решітка реверсера; 32 – стулки реверсера; *33* – впускні стулки; *34* – акустичні (звукопоглинаючі) панелі; *35* – одноступінчатий вентилятор

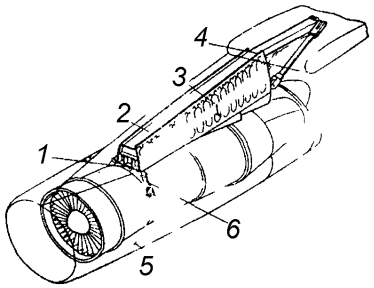


Рис. 2.82. Пілонна підвіска двигуна під крилом:

1 – передній вузол кріплення двигуна; *2* – кесон пілона; *3* – задній вузол кріплення двигуна; 4 – вузли кріплення пілона до крила; 5 – гондола двигуна; *6* – підкіс

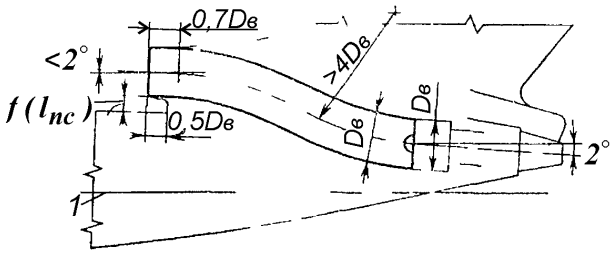


Рис. 2.83. Установка ТРДД всередині хвостової частини фюзеляжу:

$D_в$ – зовнішній діаметр кожуха вентилятора;

$f(l_{пс})$ – розмір, який залежить від довжини поверхні утворення промежового шару;

1 – лінія підлоги в пасажирській кабіні

Можлива конструкція кріплення двигунів при установленні на хвостовій частині фюзеляжу показана на рис. 2.84.

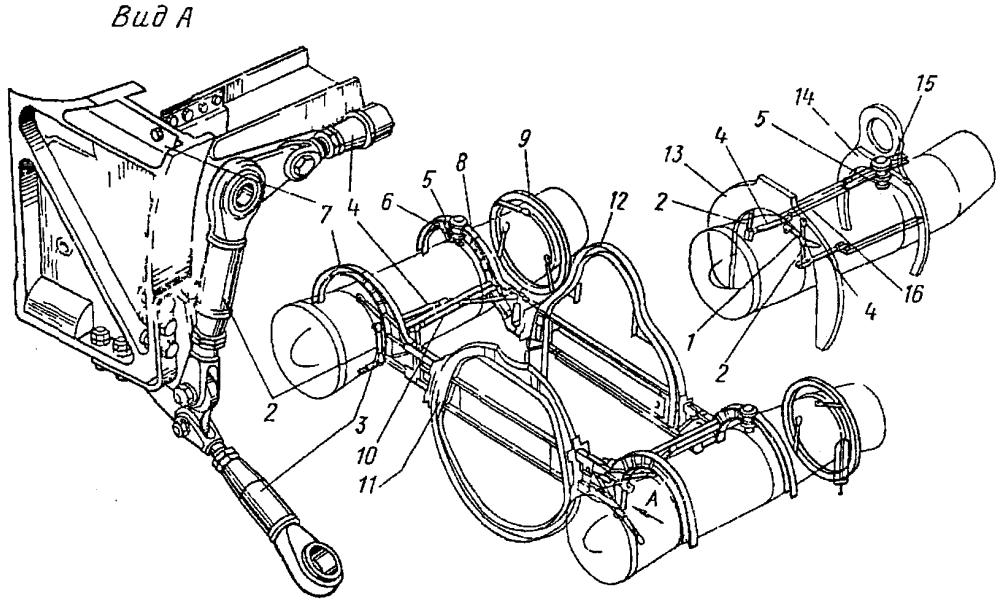


Рис. 2.84. Кріплення двигунів на хвостовій частині фюзеляжу за допомогою підкосів:

1, *2, 3, 4, 5, 6* – підкоси; 7, *8, 9* – посилені шпангоути гондоли двигуна; *10* – балка бічна; *11*, *12, 13, 14* – посилені шпангоути фюзеляжу; *15, 16* – балка

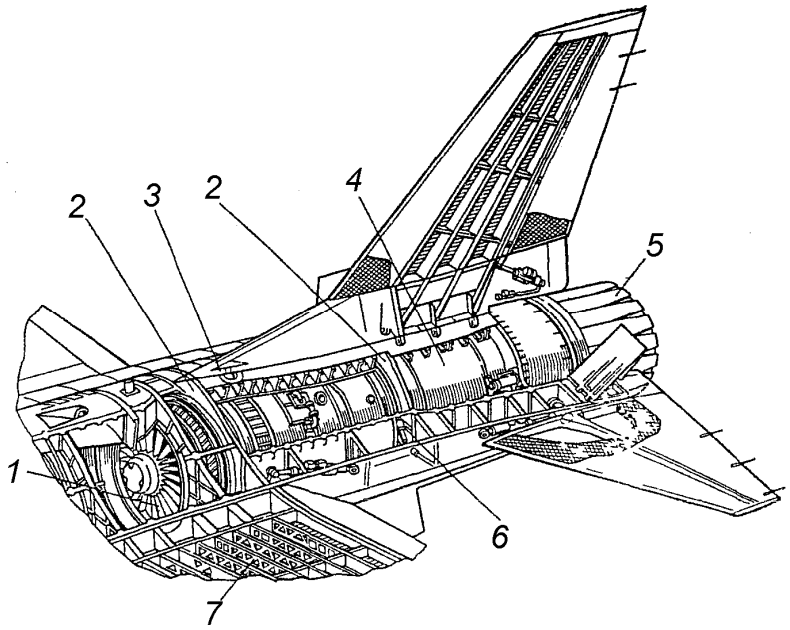


Рис. 2.85. Установка ТРДДФ Пратт-Уїтні F-100 на винищувачі Дженерал Дайнемікс F-16: *1* – вентилятор двигуна F-100; *2* – посилений шпангоут; 3 – передній вузол підвіски двигуна; *4* – форсажна камера; 5 – регульоване вихлопне сопло; *6* – головний вузол підвіски двигуна; 7 – багатолонжеронна конструкція крила

Кріплення двигуна в гондолі та фюзеляжі здійснюється в трьох точках і являє собою поєднання декількох підкосів у гондолі (або у фюзеляжі). Така конструкція кріплення дозволяє компенсувати зміну довжини двигуна через температурні розширення. Положення двигуна може змінюватися регулюванням довжини підкосів і т.д.

На сучасних винищувачах один або два турбореактивних двигуна встановлюють усередині хвостової частини фюзеляжу і кріплять до посилених шпангоутів (рис. 2.85).

Для поліпшення обслуговування винищувача допоміжні агрегати двигунів можуть розміщуватися на планері, а не на двигунах, що спрощує установку і забезпечує взаємозамінність правого та лівого двигунів (наприклад, у винищувачі Макдоннелл-Дуглас F-15).

2.2.11. Шум реактивних літаків

2.2.11.1. Рівень шуму

Зросла інтенсивність повітряного руху та збільшення розмірів пасажирських літаків спричинили нову проблему в сучасному літакобудуванні – проблему зниження шуму силової установки реактивних пасажирських літаків. Велика пропускна здатність великих аеропортів (понад 1000 літаків на добу) призвела до того, що шум від турбореактивних двигунів став чинити шкідливий фізіологічний вплив на населення районів, прилеглих до аеропортів, і обслуговуючий персонал аеродромів. Тому при проектуванні пасажирських літаків задача зниження шуму силової установки тепер вважається такою ж важливою, як і досягнення хороших льотних характеристик і високої економічності проектованого літака.

Сила (інтенсивність) монозвуку, тобто звуку однієї частоти, визначається кількістю енергії, яку переносять звуковою хвилею за 1 с через площу в 1 см^2, перпендикулярну напрямку руху хвилі. Сила звуку і звуковий тиск (надлишковий відносно атмосферного середньоквадратичний тиск, породжений звуковими хвилями) пов'язані співвідношенням

$$I = \mathrm{P}_{зв}^2 / (\rho\alpha), \qquad (2.57)$$

де I – сила звуку в даній точці простору; $P_{зв}$ – звуковий тиск; ρ – щільність середовища; α – швидкість звуку в даному середовищі.

Рівень сили монозвуку L вимірюється в децибелах (дБ) і виражається як

$$L = 10\lg(I / I_0), \qquad (2.58)$$

де I_0 – сила звуку на порозі чутливості (при L = 0).

Шум від реактивного двигуна являє собою хаотичні коливання повітря, що складаються з ряду простих звукових коливань різної інтенсивності й частоти.

Оскільки вухо людини має неоднакову чутливість до звуків різної частоти, то рівень сприйманого людиною шуму є певною мірою поняттям суб'єктивним і не завжди точно характеризується об'єктивними акустичними показниками. Наприклад, однаково

неприємним сприймається шум з рівнем L = 101 дБ і частотою f = 100 Гц і шум з L = 82 дБ і f = 4000 Гц, незважаючи на те, що їх інтенсивності відрізняються в 80 разів.

Тому для більш точного оцінювання рівня сприйманого шуму було введено одиницю PNдБ (від англ. Perceived Noise – шум , що сприймається). Загальний рівень шуму від турбореактивного двигуна перераховується в одиниці PNдБ для окремих ділянок частотного спектра шуму за спеціальними таблицями, в основу яких покладено лінії однакової шумності.

Однак одиниця PNдБ виявилася недостатньо досконалою для правильного оцінювання рівня шуму реактивних літаків. Як показали подальші дослідження, при однаковому рівні сприйманого шуму додаткову подразнюючу дію на людину справляє тривалість шуму, що залежить від швидкості літака і траєкторії польоту. Крім тривалості шуму одиниця PNдБ не враховує вплив дискретних тонів у спектрі шуму (окремі сплески рівня шуму у вузькому діапазоні частот), які також надають додаткову подразнюючу дію порівняно з широкосмуговим шумом (шум із плавною зміною рівня за частотою). Для урахування цих чинників запропоновано нову одиницю оцінювання шуму реактивних літаків – EPNдБ (ефективні PNдБ), в основу якої покладено одиницю PNдБ із поправками на тривалість впливу шуму і наявність у спектрі шуму дискретних тонів.

2.2.11.2. Норми на припустимий рівень шуму

Діапазон рівнів шуму, що сприймається вухом людини, є досить широким: L = 0 ... 140 EPNдБ, що відповідає зміні інтенсивності шуму в 1014 разів. Область сприйманих частот поширюється від 20 до 20 000 Гц (приблизно десять октав). У практичних аналізах зазвичай обмежуються більш вузьким діапазоном частот: f = 45 ... 11 000 Гц (вісім октав). Слід зауважити, що не всі шуми, що сприймаються, стомлюють людину. Дратують і стомлюють шуми, рівень яких перевищує 80 EPNдБ. Особливо сильно впливають на людину шуми при L > 110 EPNдБ з частотами f = 2000 ... 5000 Гц (більш високі та більш низькі частоти діють менш дратівливо).

Рівні сприйманого шуму деяких звичайних джерел в EPNдБ такі:

Поріг чутливості 0
Ліс при безвітрі 10
Розмова напівголосно 40
Машинописне бюро 80
У вагоні метро 90
Залізничний експрес (у тамбурі) 110
Больовий поріг 140

Пасажирський літак Боїнг 707 (злітна маса – 151 т, початок експлуатації –1957 р.) при наборі висоти створює на місцевості шум з рівнем L =114 EPNдБ, а при заході на посадку L = 120 EPNдБ. Якщо врахувати діапазон частот шуму сучасних ТРДД

(f = 50 ... 10 000 Гц) і той факт, що злітна маса пасажирських літаків перевищила 350 т, то стане ясною поява спеціальних норм на допустимий рівень шуму від реактивних пасажирських літаків.

Допустимі рівні шуму вказані в ГОСТ 17228-78. Аналогічні норми встановлені в США, Англії та ряді інших країн (рис. 2.86).

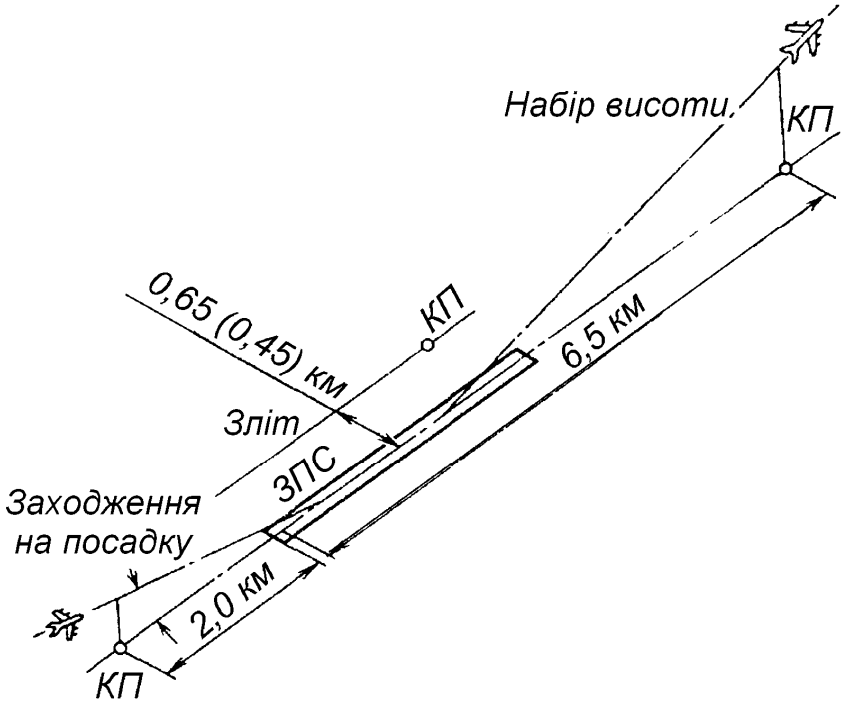


Рис. 2.86. Розташування контрольних пунктів (КП) для замірювання рівня шуму

Всі вони близькі до норм ІКАО, згідно з якими шум, створюваний пасажирськими літаками, заміряють у трьох контрольних точках:

при зльоті – на відстані 0,65 (0,45) км осторонь від ВПП (0,65 км – для існуючих літаків і 0,45 км – для знову створюваних);

при наборі висоти – на відстані 6,5 км від початку розбігу, при заході на посадку – на відстані 2 км від початку ЗПС (рис. 2.86).

Допустимий рівень шуму в прийнятих нормах виражається через злітну масу літака (оскільки тягоозброєність пасажирських літаків приблизно однакова).

При зльоті і при заході на посадку

$$L = 6{,}6 \lg m_0 + 91{,}6\, EPN_{дБ}; \qquad (2.59)$$

при наборі висоти

$$L = 16{,}6 \lg m_0 + 65{,}8\, EPN_{дБ}, \qquad (2.60)$$

де m_0 – злітна маса літака, т.

При зменшенні злітної маси літака вимоги до шуму стають жорсткіше – допустимий рівень шуму знижується, що пов'язано з більш частими польотами літаків невеликого розміру. Однак для літаків зі злітною масою менше 37,5 т, а також більше 350 т допустимий рівень шуму приймається постійним (рис. 2.87).

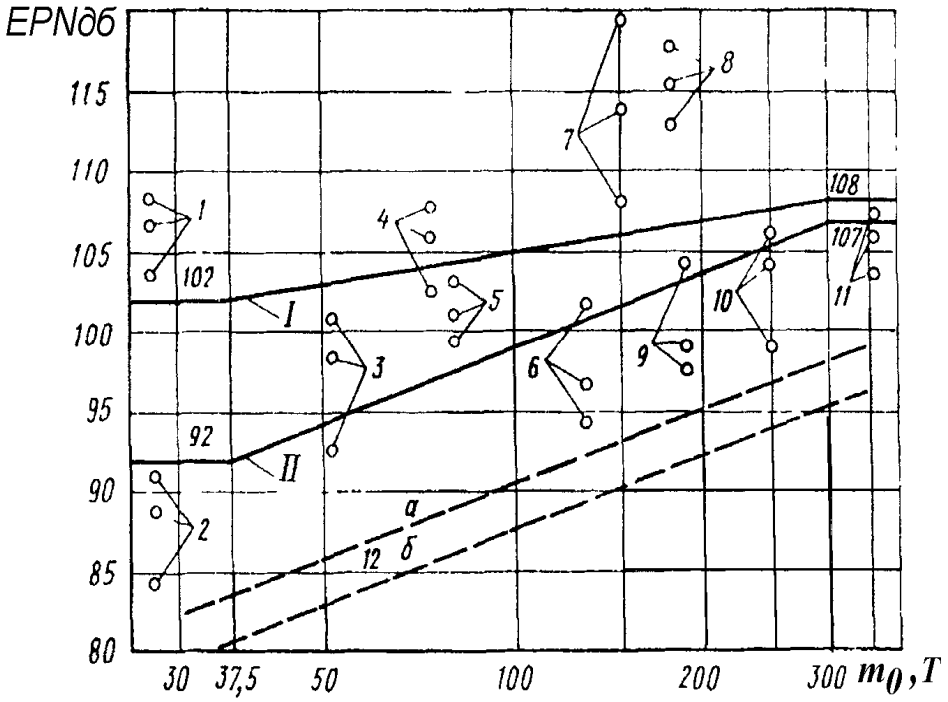


Рис. 2.87. Норми на припустимий рівень шуму і фактичні рівні шуму деяких сучасних пасажирських літаків:
I – при зльоті й заході на посадку, *II* – при наборі висоти; *1* – "Джет Коммандер", *2* – "Лірджет"; *3* – ДС-9-30; *4* – Боїнг 727-100; 5 – Боїнг 727-200; *6* – A = 300*B*; 7 – Боїнг 707; *8* – "Конкорд"; *9* – L-1011; *10* – ДС-10; *11* – Боїнг 747; *12* – аеродинамічний шум літака (а – механізація крила і шасі випущено; б – польотна конфігурація)

Слід зауважити, що для спостерігача на землі зменшення шуму від реактивного літака на 10 EPNдБ відповідає уявному зниженню шуму приблизно на 50 %.

2.2.11.3. Можливі методи зниження шуму

На сучасних реактивних літаках основними джерелами шуму є реактивний двигун і нестаціонарний потік, оточуючий планер літака (аеродинамічний шум). У першому випадку шум генерують: реактивний струмінь, вентилятор, турбіна і компресор (рис. 2.88).

Одним із найбільш інтенсивних джерел шуму реактивного двигуна є струмінь. У цей час шум реактивного струменя є досить вивченим. Наявність на кордоні струменя великого градієнта швидкості призводить до ежекції повітря з навколишнього простору і утворення вихорів у зоні змішання, що й породжує шум. Найбільше впливає на шум реактивного струменя швидкість витікання струменя (рівень шуму пропорційний ~W_c^8). Отже, найефективнішим методом зменшення шуму струменя є зниження його швидкості.

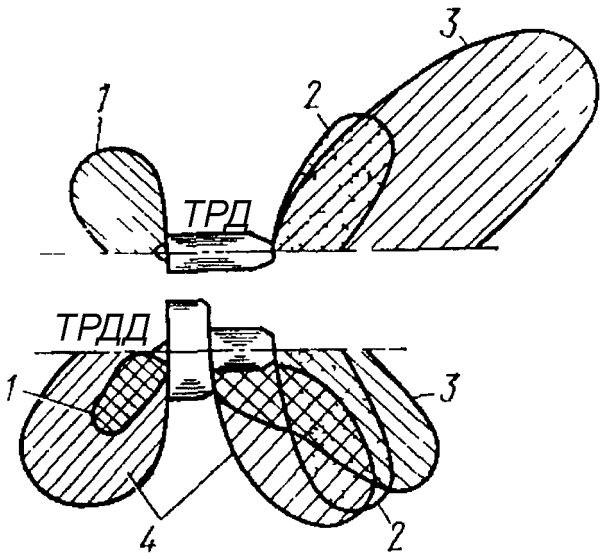


Рис. 2.88. Відносна інтенсивність і спрямованість шуму різних джерел на ТРД і ТРДД:
1 – компресор; 2 – турбіна; *3* – реактивний струмінь; *4* – вентилятор

Успіхи в зниженні шуму реактивного струменя пов'язані насамперед із створенням двоконтурних турбореактивних двигунів, швидкість струменя яких значно менше, ніж одноконтурних. Коли на пасажирських літаках замість ТРД були встановлені перші ТРДД із невеликим ступенем двоконтурності *(m* ≈ 1), рівень шуму був знижений приблизно на 15 EPNдБ. Розробка ТРДД з великим ступенем двоконтурності *(Y* = 4 ... 6) дозволила зменшити шум реактивного струменя ще на 13 ... 17 EPNдБ. Подальше збільшення ступеня двоконтурності є недоцільним, оскільки шум струменя практично не зменшується, а рівень шуму вентилятора прогресивно збільшується, значно перекриваючи рівень шуму реактивного струменя. У ТРДД з великим ступенем двоконтурності вентилятор став основним джерелом шуму, поширення якого відбувається як вперед, так і назад, подібно шуму компресора і турбіни ТРД. Компресор проміжного тиску, турбіна і два струмені (від вентилятора і від газогенератора) є додатковими джерелами шуму ТРДД.

Подальше зниження шуму вентилятора, компресора і турбіни ТРДД досягається використанням зовнішнього глушіння шуму, для чого внутрішні поверхні гондоли двигунів покриваються звуковбирним (акустичним) облицюванням. Звукопоглинальне облицювання являє собою шарувату конструкцію, зовнішній шар якої складається з пористого матеріалу, а під зовнішнім шаром розташовується шар комірчастої конструкції. Комірки в даному випадку працюють як акустичні порожнини.

Завдяки застосуванню акустичного облицювання гондоли вдалося знизити рівень шуму сучасних ТРДД на 10 ... 13 EPNдБ. Додаткове глушіння шуму на 3 ... 5 EPNдБ (пов'язане, однак, зі збільшенням маси гондоли) можна отримати подовженням повітрозабірника і вихлопного сопла (рис. 2.89).

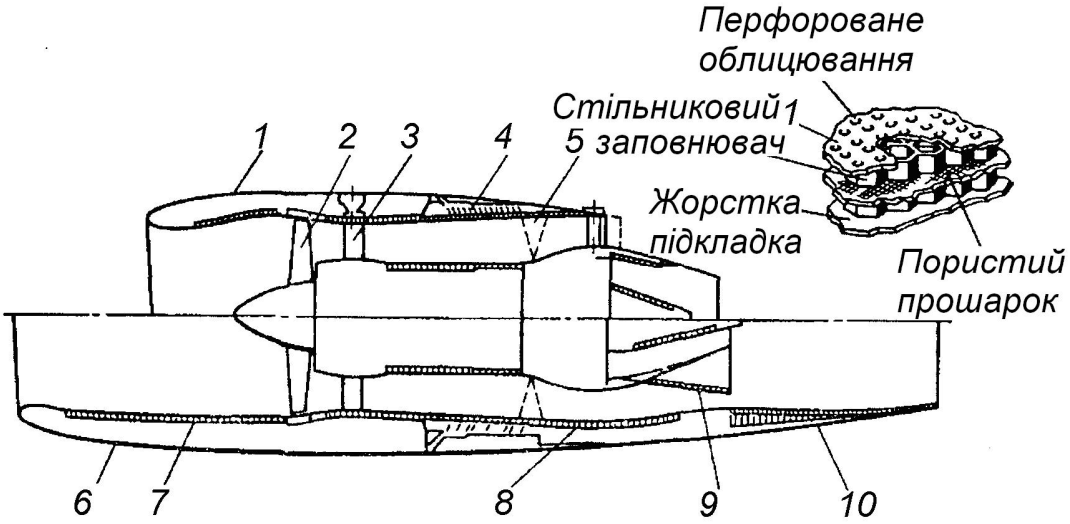


Рис. 2.89. Особливості компонування і розташування акустичного облицювання гондоли ТРДД:

1 – гондола сучасних ТРДД із великим ступенем двоконтурності; *2* – одноступінчастий вентилятор без вхідного напрямного апарата; *3* – спрямний апарат; *4* – відхилена решітка реверсера тяги вентилятора; 5 – стулки реверсера тяги; *6* – можлива модифікована гондола; 7 – акустичне облицювання подовженого повітрозабірника; *8* – облицювання подовженого каналу зовнішнього контуру; *9* – облицьований змішувач; *10* – облицьоване подовжене вихлопне сопло; *11* – конструкція акустичного облицювання

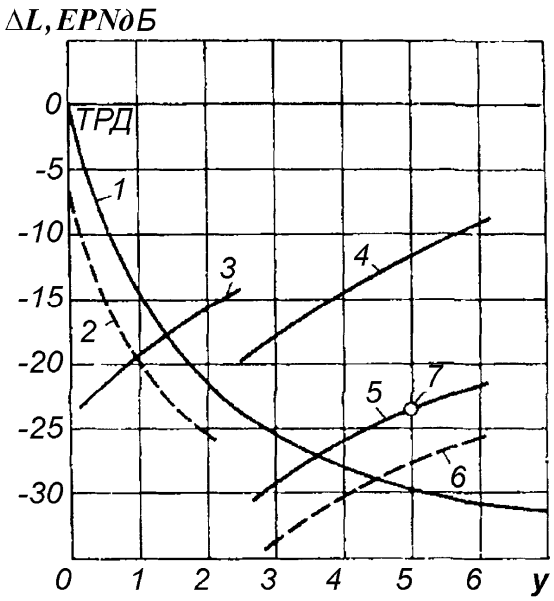


Рис. 2.90. Вплив ступеня двоконтурності ТРДД на рівень сприйманого шуму:

1 – шум реактивного струменя; *2* – сопло з глушником; *3* – шум багатоступінчатого вентилятора, компресора і турбіни; *4* – вентилятор одноступінчастий; *5* – гондола двигуна з звукопоглинальним облицюванням; *6* – подовжені повітрозабірник і вихлопне сопло; *7* – ТРДД Роллс-Ройс RB-211

Слід зауважити, що доцільність використання того чи іншого методу зниження шуму залежить від ступеня двоконтурності реактивного двигуна. Наприклад, акустичне облицювання гондоли ТРД і ТРДД з невеликим ступенем двоконтурності є недоцільним, оскільки для цих двигунів домінує шум вихлопного струменя. У даному випадку для зниження шуму використовують спеціальне шумоглушильне сопло (гофроване, пелюсткове, багатотрубчасте та ін.), що знайшло широке застосування в експлуатації перших пасажирських реактивних літаків. При ступені двоконтурності $y > 1$ застосування сопла з глушником стає вже недоцільним (рис. 2.90).

Слід згадати ще про один метод зниження шуму, який дозволить знизити шум літака при заході на посадку. Використання мікрохвильової системи посадки дасть можливість літакам заходити на посадку по траєкторії планування з кутом нахилу 6° замість 3°, по якій планують сучасні літаки. Збільшення висоти прольоту над прилеглою до аеродрому місцевістю, природно, знизить рівень шуму, створюваного літаком.

Подальше зниження шуму силової установки дозволить знизити шум всього літака тільки до деякої межі, що визначається шумом обтікання планера, або, як його часто називають, аеродинамічним шумом. Шум планера сучасного літака приблизно на 6 ... 10 EPNдБ нижче шуму силової установки (див. рис. 2.87). Цей шум визначається такими чинниками, як турбулентний примежовий шар, обтікання випущених стояків шасі, закрилків і передкрилків, а також турбулентним слідом за крилом і фюзеляжем.

Інтенсивність шуму планера пропорційна швидкості польоту в п'ятому-шостому ступені. Аеродинамічний шум в найближчі роки може виявитися основною складовою загального шуму літака при заході на посадку.

2.2.12. Паливна система

2.2.12.1. Розміщення палива на літаку

Паливна система сучасного літака містить такі основні елементи: паливні баки, трубопроводи, насоси, клапани, крани, фільтри, систему різних автоматів, датчиків, вимірювальних приладів і т. д.

Призначення паливної системи – забезпечити подачу палива до двигунів на всіх можливих для даного літака режимах польоту (за висотою, швидкістю і перевантаженнями) в потрібній кількості і з необхідним тиском. На надзвукових літаках, особливо призначених для тривалого надзвукового польоту, паливна система виконує ще ряд інших важливих функцій, забезпечуючи охолодження деяких частин і систем літака (гідравлічної, кондиціонування та ін.). Крім того, за допомогою перекачування палива (вперед – назад) можна змінювати центрування літака, парируючи скидання бойового навантаження, зсув фокуса при переході від дозвукового польоту до надзвукового і т.д. При цьому, природно, зменшується запас стійкості літака, а отже, знижується балансувальний опір.

На рис. 2.91 показано схему паливної системи сучасного літака, на рис. 2.92 –

паливна система літака Ан-140.

Розміщення палива значною мірою визначає загальне вагове компонування літака, оскільки запас палива на сучасних дозвукових і надзвукових літаках може перевищувати 50 % від злітної маси літака (на літаку "Конкорд" величина $\overline{m}_{T\ max}$ = 0,52).

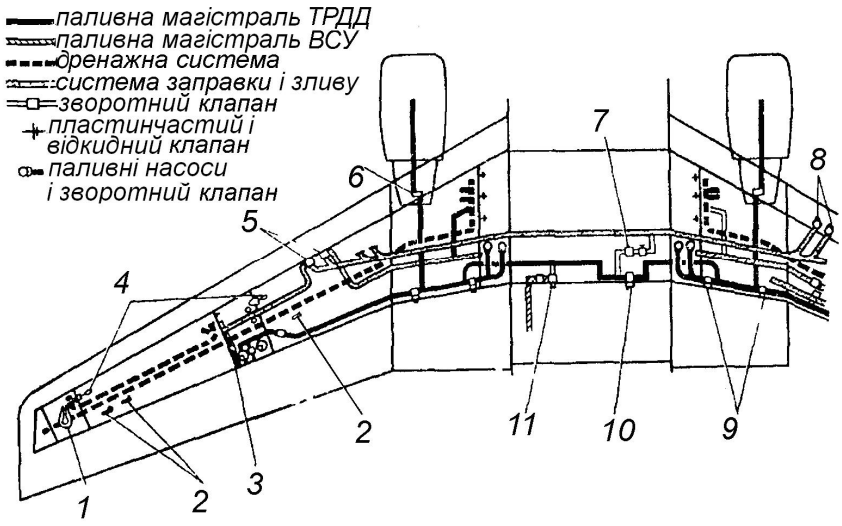


Рис. 2.91. Принципова схема паливної системи сучасного літака:

1 – вхід дренажу; *2* – датчик заправки; *3* – ежектор; *4* – дренажні поплавцеві клапани; 5 – клапани заправки – зливу; *6* – кран низького тиску; 7 – розвантажувальний клапан (застосовується тільки на землі); *8* – сполуки системи зливу; *9* – крани ізоляції баків; *10* – кран перехресного харчування; *11* – паливний клапан і насос ДСУ

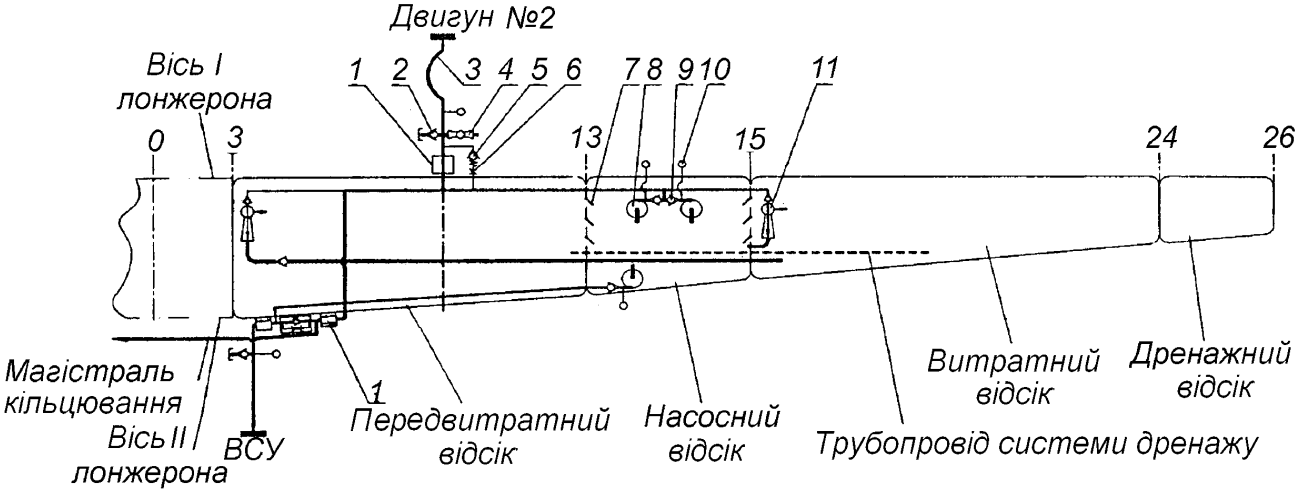


Рис. 2.92. Система подачі палива в двигуни на літаку Ан-140:

1 – кран перекривний; *2* – штуцер консервації двигуна; *3* – рукав; *4* – кран зливу палива; *5* – клапан зворотного терморозвантаження; *6* – жиклер; *7* – клапан зворотний міжбаковий; *8* – насос відцентровий; *9* – клапан зворотний; *10* – сигналізатор тиску; *11* – насос струминний

Розміщується паливо в спеціальних паливних баках, які за своїм призначенням поділяють на основні, витратні і балансувальні (залежно від типу літака балансувальні, а іноді й витратні баки в паливній системі можуть не передбачатися).

Живлення двигунів паливом можна здійснювати з будь-яких паливних баків, але найчастіше для цього використовують спеціальні витратні (колекторні) баки, в які в певній послідовності перекачується паливо з основних баків.

Паливна система з витратним баком має певні переваги (особливо для літаків військового призначення): вона має більшу надійність, оскільки при виході з ладу основних баків у запасі залишається витратний бак (до 20 % всього палива), захист якого можна забезпечити бронюванням; один витратний бак (або декілька) легше обладнати спеціальними пристроями для безперебійного живлення двигуна при виконанні маневрів з позитивними і негативними перевантаженнями і т.д.

Паливні баки можуть розміщуватися як у фюзеляжі, так і в крилі літака (симетрично відносно центру мас). І те, і інше компонування містять певні переваги та недоліки. Крилові паливні баки мають велику площу поверхні, яка вражається, що призводить до меншої живучості паливної системи. Це основний недолік такого розташування паливних баків. Однак при розміщенні палива в крилі його маса розвантажує крило в польоті від згинального моменту, завдяки чому виходить певний виграш у масі конструкції крила. Крім того, при розміщенні палива в крилі фюзеляж практично повністю можна зайняти під корисне навантаження, що має велике значення в першу чергу для пасажирських і транспортних літаків. Тому на всіх пасажирських, транспортних і важких військових літаках паливні баки розміщуються головним чином у крилі (рис. 2.93).

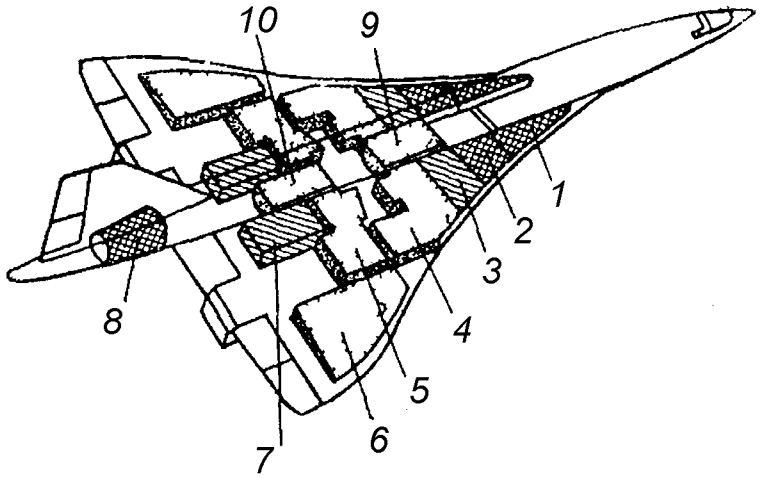


Рис. 2.93. Розміщення паливних баків на надзвуковому пасажирському літаку "Конкорд":
1, *2*, *8* – балансувальні баки; *3, 7* – витратні баки;
4, 5, 6, 9, 10 – основні баки

Розміщення палива у фюзеляжі може виявитися більш доцільним для військових літаків (особливо в бойових операціях на малих висотах). Маючи в своєму

розпорядженні паливні баки у фюзеляжі над центропланом, двигуном, шасі і т. д., які служать як би захисним екраном від зенітного вогню, можна підвищити живучість літака.

За конструктивними ознаками паливні баки ділять на три типи: жорсткі, м'які та баки - відсіки , які є частиною конструкції літака. Основна перевага м'яких гумових баків полягає в тому , що вони дозволяють краще , ніж жорсткі баки , використовувати об'єм , є більш технологічними та зручними у виробництві й експлуатації (їх можна згортати і монтувати через невеликі люки). М'які баки, крім того, не бояться вібрацій, не дають рваних країв при прострілі (невеликі пробоїни навіть затягуються спеціальним шаром гуми), мають хороші теплоізоляційні властивості.

Жорсткі баки легше м'яких (разом з контейнерами), їх можна порівняно легко демонтувати.

Герметичні баки-відсіки (бак-конструкція) дозволяють найраціональніше використовувати внутрішні обсяги літака, тому що паливного бака як такого немає, а паливо заливають у відсік крила або фюзеляжу, покритий зсередини гасостійким і температуростійким герметиком. Застосування баків-відсіків дозволяє збільшити запас палива на борту літака. Однак баки-відсіки мають підвищену ураженість, що знижує надійність паливної системи; їх важко ремонтувати. Паливо в баках-відсіках безпосередньо піддається впливу низьких температур при польоті на дозвукових швидкостях і високих температур – при польоті на великих надзвукових швидкостях.

Залежно від призначення літака перевага зазначених типів паливних баків виявляється більшою чи меншою мірою. На сучасних літаках часто встановлюють кілька типів паливних баків одночасно.

2.2.12.2. Керування витратою палива

Збереження положення центру мас літака при виробленні палива в допустимих межах забезпечується не тільки симетричним компонуванням паливних баків. Для того, щоб запас стійкості літака $m_z^{c_y}$ не змінювався в значних межах, у паливній системі сучасного літака встановлюють спеціальну автоматичну систему вимірювання запасу палива та керування витратою за заданою програмою без втручання екіпажу. Автоматичне керування досягається за допомогою редукційних клапанів , вмиканням (вимиканням) підкачувальних насосів і т.д.

Паливо, як правило, витрачається спочатку з внутрішніх, а потім із зовнішніх (за розмахом крила) баків. Така схема роботи системи керування витратою забезпечує максимальне зменшення згинального моменту крила.

Якщо літак призначений для тривалого надзвукового польоту, то в паливній системі для зменшення запасу стійкості на надзвуковій швидкості звичайно встановлюють спеціальні балансувальні баки (баки, розташовані на якомога більшій відстані вперед і назад від центру мас літака, див. рис. 2.93). Перекачуванням палива з передніх балансувальних баків у задні можна наблизити ц.м. до фокуса літака.

На рис. 2.94 показано типову поведінку положення центру мас і фокусу літака залежно від швидкості (або часу польоту).

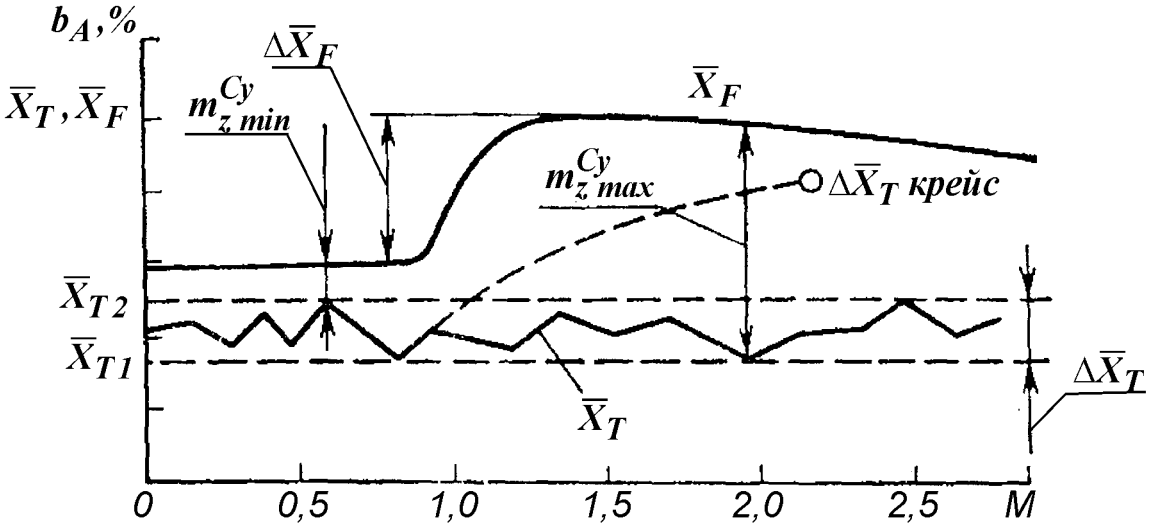


Рис. 2.94. Можлива зміна положення центру мас і аеродинамічного фокуса літака в процесі польоту:

$\overline{X}_{T1}$ – гранично переднє положення ц.м.; $\overline{X}_{T2}$ – гранично заднє положення ц.м.; $\Delta\overline{X}_T$ – допустимий діапазон центрувань літака; $\Delta\overline{X}_F$ – зсув аеродинамічного фокуса при переході від дозвукового до надзвукового польоту; $\overline{X}_{T.\,крейс}$ – можливе положення ц.м. у надзвуковому крейсерському польоті (після перекачування палива з передніх балансувальних баків у задні)

Може виникнути питання: чи не можна для зменшення величини m_z^{cy} забезпечити такий порядок вироблення палива, щоб центр мас на надзвуковій швидкості перейшов встановлене гранично заднє положення $\overline{X}_{T2}$ і наблизився до фокуса літака, наприклад за рахунок вироблення палива тільки з передніх баків? Цього зробити не можна з двох причин: по-перше, якщо паливо з передніх баків буде вироблятися (а не перекачуватися в задні), то центр мас буде зрушуватися назад дуже повільно і ефект від зменшення запасу стійкості значно знизиться, по-друге, коли центр мас буде знаходитися позаду положення $\overline{X}_{T2}$ і з якої-небудь причини буде потрібно швидко знизити швидкість і знову перейти на дозвуковий політ, то при цьому необхідно також швидко повернути центр мас літака в дозвукове положення (в іншому випадку літак стане нестійким), а це можливо тільки шляхом перекачування палива в передні баки.

2.2.12.3. Характеристики авіаційних палив

Як основне паливо для двигунів сучасних літаків застосовують вуглеводневі палива: для повітряно-реактивних двигунів – гас; для поршневих двигунів – бензин.

Масова (вагова) теплотворна здатність гасу – того ж порядку, що і бензину, але густина гасу більше, тому його об'ємна теплотворна здатність на 10 ... 15 % вище, ніж бензину. Температура спалаху гасу – порядку +30 °С, для бензинів вона становить – 35 ... 40 °С (як відомо, чим нижче температура спалаху, тим легше запускається двигун при низьких температурах).

Для гіперзвукових літаків, а в майбутньому, можливо, для надзвукових і дозвукових літаків, будуть застосовуватися кріогенні палива (в основному рідкий водень), які дозволять отримати підвищену дальність польоту (пропорційну за інших рівних умов теплотворної здатності палива).

Використання водню пов'язано з певними труднощами, оскільки температура його кипіння не перевищує – 253°С. Водночас водень має найбільшу теплотворну здатність і питому теплоємність, тобто найбільший холодоресурс. Ці якості дозволяють розглядати водень як одне з найбільш перспективних палив для двигунів літаків великих швидкостей польоту, що потребує інтенсивного охолодження конструкції літака.

Як перспективне паливо для ВРД розглядають і рідкий метан, що має трохи більшу масову (вагову) теплотворну здатність і в три рази більший холодоресурс, ніж гас.

На великих швидкостях польоту, коли напрям теплового потоку в конструкції літака змінюється на протилежний, паливо (особливо розміщене в крилових баках-відсіках) нагрівається. Наприклад, у крейсерському польоті зі швидкістю, що відповідає числу M = 3, тепловий потік, що виходить від обшивки, стає вже настільки істотним (середня температура обшивки – близько 260°С), що він міг би нагріти гас до температури кипіння. Застосування теплоізоляції (шарувата конструкція зі стільниковим заповнювачем значно знижує тепловий потік) дозволяє уникнути надмірного нагрівання палива, проте температура його при великих швидкостях (M > 3) все ж настільки підвищується, що вуглеводневе паливо не може відігравати роль хладагента для охолодження конструкції і систем літака. Крім того, недоліком вуглеводневого палива є його термічна нестійкість при високих температурах (наприклад, для гасу ця межа дорівнює приблизно 200°С). Якщо вказана межа досягається навіть на короткий час, то може утворитися деяка кількість відкладень твердих частинок у теплообмінниках, фільтрах, форсунках двигунів і т.д. з можливим їх блокуванням. Таким чином, можна свідчити про перевагу кріогенного палива для гіперзвукових літаків.

На гіперзвукових швидкостях водень перед подачею в двигун може бути використаний для охолодження конструкції літака (питома теплоємність водню в 15 разів більше, ніж гасу). Тоді значні труднощі, пов'язані з його застосуванням, будуть

якоюсь мірою компенсовані.

Рідкий водень, маючи незаперечну перевагу перед гасом за теплотворною масовою здатністю і питомою теплоємністю, характеризується густиною, яка становить 0,086 густини гасу. Енергозбереження на одиницю обсягу у водню приблизно в 4 рази менше, ніж у гасу. Тому необхідно, шоб літаки з таким паливом мали значно більші об'єми, причому паливо необхідно розміщувати в кріогенних баках, додатково збільшують розміри, а отже, і масу літака (рис. 2.95). Таким чином, конструктивне втілення літака на водневому паливі значно ускладнюється.

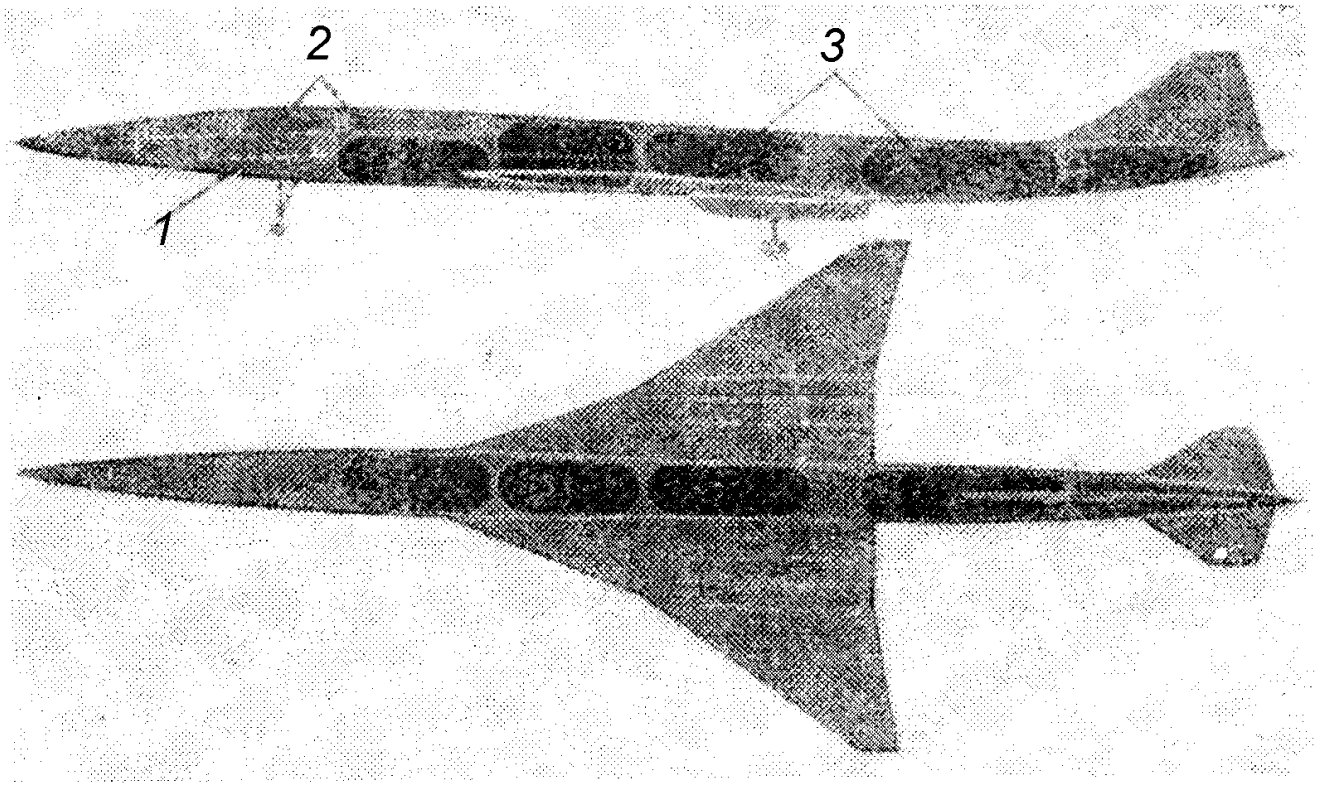


Рис. 2.95. Схема надзвукового пасажирського літака на водневому паливі (зарубіжний проект): злітна маса – 376 т; маса палива – 106 т; маса комерційного навантаження – 30 т (300 пасажирів); дальність польоту – 7400 км; крейсерська швидкість відповідає числу M = 2,5; *1* – баласт (вода); *2* – пасажирська кабіна; *3* – баки з рідким воднем

Глава 3. ПАРАМЕТРИЧНИЙ АНАЛІЗ ЛІТАКА

3.1. ВСТАНОВЛЕННЯ І АНАЛІЗ ЗВ'ЯЗКІВ МІЖ ПАРАМЕТРАМИ І ХАРАКТЕРИСТИКАМИ ЛІТАКІВ

3.1.1. Основні абсолютні та відносні параметри літака і його характеристики

Під параметрами системи (літака) розуміють незалежні змінні та їх числові значення. Синонімом слова "параметр" є слово "аргумент". Характеристики – це змінні та їх числові значення, які залежать від значень параметрів, а також від значень параметрів і самих характеристик. Наприклад, геометричні параметри літака, такі, як подовження крила, відносна товщина, стрілоподібність крила і т.д., визначають важливу характеристику аеродинаміки літака – коефіцієнт лобового опору. Він, у свою чергу, залежить від швидкості польоту літака, яка є його характеристикою. Синонім слова "характеристика" –- слово "функція". Вкажемо, що в ієрархічних системах поняття "параметр" і "характеристика" мають відносний характер, оскільки параметри верхнього рівня при переході до нижчого рівня зазвичай перетворюються на характеристики. Так, для швидкості польоту $V = \sqrt{2pt_0 / \rho C_x}$ коефіцієнт лобового опору C_x є параметром, а сам C_x – функцією (характеристикою) геометричних параметрів крила $\lambda, \bar{c}, \chi, \eta$, ... фюзеляжу λ_ϕ, ... та ін.

Абсолютні основні параметри літака в процесі проектування: злітна маса m_0, кг; площа крила S, м^2; сумарна стартова тяга двигунів P_0, даН, або стартова потужність силової установки N_0, кВт.

У більшості випадків, особливо на початковій стадії проектування, зручніше користуватися відносними основними параметрами літака: питомим навантаженням на крило $p = mg / 10\,S$, даН/м^2 – ваговим параметром; тягоозброєністю, або енергоозброєністю $t = 10\,P / mg$, даН/даН, $t = 10\,N / mg$, кВт/даН – енергетичним параметром, коефіцієнтом лобового опору $C_x = f(\lambda, \bar{c}, f, ...)$, коефіцієнтом піднімальної сили $C_y = \psi(\lambda, \bar{c}, \chi, ...)$ – геометричними параметрами.

Ці параметри змінюються протягом польоту через зміни маси літака m, тому при проектуванні в першу чергу визначаються стартові значення (значення на початку польоту, на початку розбігу перед стартом), тобто $p_0 = m_0 g / 10\,S$, $t_0 = 10\,P_0 / m_0 g$, $t_0 = 10\,N_0 / m_0 g$.

Пізніше буде розглянуто вплив позначених параметрів на такі характеристики літака:

– максимальну швидкість польоту літака $V_{max}(M_{max})$;

– крейсерську швидкість польоту $V_{крейс}(M_{крейс})$;

– максимальну дальність польоту L_{max};

– максимальну статичну висоту польоту $H_{ст.max}$;

- максимальну швидкопідйомність $V_{y\,max}$;

– радіус віражу $r_{вір}$;

– питому надлишкову потужність V_y^*;

– довжину розбігу перед зльотом $L_{розб}$;

– довжину пробігу після посадки $L_{проб}$;

- величину нормального перевантаження при польоті в неспокійній атмосфері $n_y^{турб}$.

Підкреслимо, що при аналізі впливу параметрів на характеристики цивільних літаків мова буде йти тільки про літаки, які мають не менше двох двигунів і злітну масу не менше 5700 кг – це ті літаки, на які поширюються Норми льотної придатності ІСАО (FAR-25; АП- 25; НГЛС-3).

3.1.2. Формулювання параметричної моделі літака як об'єкта автоматизованого проектування

Більш простою і зрозумілою моделлю проектування, у тому числі і автоматизованого, є математичні залежності визначення злітної маси літака. Злітну масу літака можна записати в такому вигляді:

$$m_0 = \frac{m_{ек} + m_{об} + m_{ком}}{1 - (\overline{m}_{кон} + \overline{m}_{с.у} + \overline{m}_п)}, \qquad (3.1)$$

де m_0 – злітна маса літака;

$m_{ек}$ – абсолютна маса екіпажу;

$m_{уст}$ – абсолютна маса устаткування і спорядження;

$m_{ком}$ – абсолютна маса комерційного навантаження, а для військових літаків – маса бойового навантаження;

$\overline{m}_{кон}$ – відносна маса конструкції;

$\overline{m}_{с.у}$ – відносна маса силової установки;

$\overline{m}_п$ – відносна маса палива.

У рівнянні (3.1) злітна маса m_0 є характеристикою літака ("функцією"), $m_{ек}, m_{уст}, m_{ком}$ – абсолютні параметри літака, $\overline{m}_{кон}, \overline{m}_{с.у}, \overline{m}_n$ – відносні параметри літака ("аргументи").

Якщо перейти до нижчого ієрархічного рівня, то відносні маси можна навести як характеристики більш детальних параметрів (нижчого рівня), у тому числі і p – питомого навантаження на крило, t_0 – стартової тягоозброєності, C_x, C_y – аеродинамічних коефіцієнтів, тобто

$$\left.\begin{aligned} \overline{m}_к &= f_1(p, n^p, \lambda, \bar{c}, \chi, ...), \\ \overline{m}_{с.у} &= f_2(p, C_x, t_0, \gamma_{дв}, ...), \\ \overline{m}_n &= f_3(p, C_x, C_y, C_p, L, ...). \end{aligned}\right\} \quad (3.2)$$

І далі

$$\left.\begin{aligned} C_x &= \varphi(\lambda, \bar{c}, \chi, ...\lambda_ф, ...), \\ C_y &= \psi(\lambda, \bar{c}, \chi, ...\delta_3^o, ...). \end{aligned}\right\} \quad (3.3)$$

Якщо в рівнянні (3.1) використати зв'язки (3.2) і (3.3), то злітну масу літака m_0 можна подати у вигляді характеристики параметрів (функції аргументів) $p, t_0, \lambda, \bar{c}, \chi, ...$:

$$m_0 = \frac{m_{ек} + m_{уст} + m_{ком}}{1 - \left[\overline{m}_{кон}(p, n^p, \lambda, \bar{c}, ...) + \overline{m}_{с.у}(p, C_x, t_0, \gamma_{дв}, ...) + \overline{m}_n(p, C_x, C_y, C_p, L, ...)\right]}. \quad (3.4)$$

3.1.3. Аналіз впливу параметрів літака на величину швидкості польоту

У цьому підрозділі розглядається вплив питомого навантаження на крило – p, стартової тягоозброєності – t_0, геометрії – $C_x(\lambda, \bar{c}, \chi, ...\lambda_ф...)$ на величину швидкості польоту літака.

В усталеному горизонтальному польоті літака справедливим є рівняння

$$P_{потр} = P_н, \quad (3.5)$$

де $P_{потр} = 0{,}7 p_H M^2 C_x S$ – потрібна тяга для забезпечення польоту із заданим числом $M = V / a_H$;

$P_н = \xi_v \xi_H \xi_{в.з} \xi_{др} \xi_ф P_0 = \xi P_0$ – наявна тяга літака, яка може бути використана для досягнення польоту із заданою швидкістю;

p_H – атмосферний тиск на висоті польоту;

M – число Маха;

C_x – коефіцієнт лобового опору;

P_0 – сумарна паспортна тяга двигунів, установлених на літаку, в умовах МСА ($H=0,\ V=0,\ p_H=760$ мм рт.ст., $t_H=15^0C$);

ξ_v – коефіцієнт, який враховує зміну тяги двигуна(ів) залежно від швидкості польоту;

ξ_H – коефіцієнт, що враховує зміну тяги двигуна(ів) залежно від висоти польоту;

$\xi_{в.з}$ – коефіцієнт, який враховує втрати тяги двигуна(ів) залежно від втрат швидкісного напору в повітрозабірниках і повітряних каналах;

$\xi_{др}$ – коефіцієнт дроселювання, що враховує режим роботи двигуна(ів);

$\xi_ф$ – коефіцієнт, який враховує зміну тяги двигуна(ів) залежно від рівня форсування.

Якщо в рівняння (3.5) підставити значення $P_{потр}$ і $P_н$, то отримаємо

$$M=\sqrt{\frac{\xi P_0}{0{,}7\,p_H C_x S}}. \qquad (3.6)$$

Дріб під коренем в (3.6) помножимо і розділимо на злітну вагу літака $G_0=m_0g$, тоді матимемо

$$M=\sqrt{\frac{\xi G_0 P_0}{0{,}7\,p_H C_x S G_0}}=\sqrt{\frac{\xi t_0 p}{0{,}7\,p_H C_x}}. \qquad (3.7)$$

Таким чином, отримано число $M=V/a$ як функція параметрів літака: стартової тягоозброєності – t_0, питомого навантаження на крило – p, коефіцієнта лобового опору – C_x, тобто від енергетичного, вагового та геометричних параметрів: $C_x=f(\lambda,\bar{c},\chi,...)$.

Розглянемо тепер окремо вплив кожного з наведених параметрів на величину числа M. З формули (3.7) видно, що збільшення t_0, p і зменшення C_x приведуть до підвищення значення числа M. Але нас цікавить, за якими законами буде змінюватися M із зміною $t_0,\ p,\ C_x$, а також конкретні шляхи і засоби зміни цих параметрів з метою збільшення числа M.

А. Вплив стартової тягоозброєності на число Маха (M)

Зі зміною t_0 змінюватиметься і число M. Зміна числа M, у свою чергу, викличе зміну коефіцієнтів $\xi_v, \xi_ф, C_x$ і $\xi_{в.з}$ (у надзвуковому діапазоні швидкостей польоту), оскільки ці коефіцієнти є функціями числа $M: \xi_v=f(M),\ \xi_ф=f(M), C_x=f(M)$ і $\xi_{в.з}=f(M)$, як це показано на рис. 3.1, а, б, в, г. Таким

чином, виходить замкнуте коло: число M залежить від $\xi_v, \xi_ф, \xi_{в.з}, C_x$, а ці величини, у свою чергу, залежать від числа M. Але рішення задачі можна отримати досить просто, якщо використати типові залежності $\xi_v = f(M);\ \xi_ф = f(M);\ C_x = f(M),\ \xi_{в.з} = f(M)$ і метод вирішення від противного, тобто

$$t_0 = \frac{0{,}7\, p_H M^2 C_x}{\xi_v \xi_H \xi_{др} \xi_{в.з} \xi_ф P}. \qquad (3.8)$$

Задавши ряд значень числа M і скориставшись відповідними їм значеннями $\xi_v, \xi_{в.з}, \xi_ф, C_x$ з графіків рис. 3.1, отримаємо залежність $M = f(t_0)$, яка має вигляд, показаний на рис. 3.2.

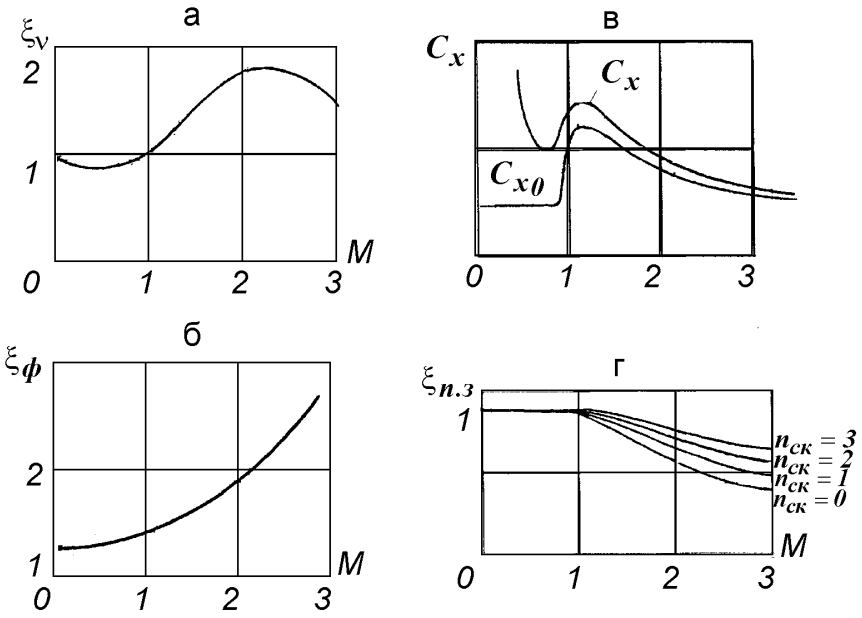


Рис. 3.1. Залежності від числа M польоту:

а – відносної тяги реактивного двигуна $\xi_v = \frac{P_v}{P_0}$;

б – ступеня збільшення тяги двигуна $\xi_ф$ за рахунок її форсування;

в – залежність від числа M повного коефіцієнта лобового опору C_x і коефіцієнта лобового опору при нульовій піднімальній силі C_{x0};

г – залежність якості повітрозабірників $\xi_{в.з}$ від чисел M і кількості косих стрибків ущільнення $n_{стр}$

Аналіз графіків $\xi_v, \xi_{в.з}, \xi_ф, C_x$ і $M = f(t_0)$ показує, що залежність між M і t_0 у дозвуковому діапазоні швидкостей польоту має вигляд, дуже близький до гіперболи $(M \le 0{,}9)$. Подальша залежність M і t_0 має складний характер, особливо в

діапазоні чисел $M = 0{,}9...1{,}5$, який, в першу чергу, обумовлений появою хвильового опору і його зростанням (від $M = 0{,}85$ до $M = 1{,}15...1{,}2$). Після $M = 1{,}2$, якщо C_x має залежність, пропорційну $1/\sqrt{M^2 - 1}$, характер $M = f(t_0)$ знову набуває досить правильної аналітичної залежності. Таким чином, особливостями залежності $M = f(t_0)$ є такі:

1) на малих числах M великі необхідні значення t_0, які обумовлюються дуже великим коефіцієнтом індуктивного лобового опору;

2) на навколозвукових числах $M = 0{,}9...1{,}2$ збільшення t_0 не приводить до великих змін M тому, що різко зростає коефіцієнт лобового опору за рахунок хвильового опору (виходить "провал").

На рис. 3.2 у вигляді графіка зображено зв'язок між числом M з потрібною тягоозброєністю, необхідною для виконання польоту з відповідним числом M. Крім того, що тягоозброєність, яка є в розпорядженні літака, дорівнює потрібній тягоозброєності, то тоді видно, що з її ростом діапазон можливих чисел M польоту розширюється. На рисунку видно, що при $t_{01} = 0{,}5$ діапазон чисел M дуже вузький і не перевищує $M = 1$, якщо ж $t_{02} = 0{,}75$, діапазон можливих чисел M значно розширюється як у бік малих чисел M, так і, особливо, в бік великих чисел $M = 1{,}7...1{,}8$. На рис. 3.2 залежність $M = f(t_0)$ побудовано за даними літака МіГ-31.

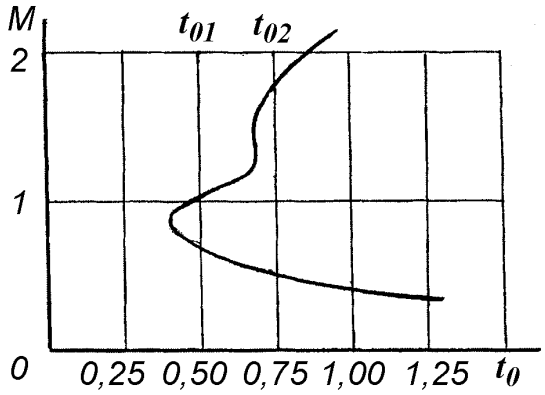


Рис. 3.2. Зв'язок між числом M польоту і потрібною стартовою тягоозброєністю t_0 літака типу МіГ - 31

Отже, звідси випливає важливий висновок: для розширення діапазону швидкостей польоту при інших рівних умовах необхідно прагнути до великих числових значень тягоозброєності.

Розглянемо тепер і оцінимо можливі способи підвищення тягозброєності. З формули $t_0 = 10P_0/m_0 g$ видно, що збільшити значення t_0, даН/даН, можна

збільшенням тяги двигуна (двигунів) P_0 або зменшенням злітної маси літака m_0. Таким чином, можливі три способи збільшення тягоозброєності:

а) установлення більш потужного двигуна(ів) з більшою тягою: $P_{02} \geq P_{01}$;

б) збільшення кількості двигунів з тягою, яка дорівнює початковій: $P_{02} \geq nP_{01}$;

в) зменшення злітної маси літака шляхом його всебічного удосконалення: $m_{02} < m_{01}$.

Перший шлях – установлення двигуна з більшою тягою, навіть якщо його габаритні розміри і маса такі ж, що і у попереднього двигуна, вимагає посилення конструкції (за допомогою вузлів кріплення двигуна) і, як наслідок, збільшення маси літака при незмінних запасах міцності. Маса літака також збільшиться за рахунок палива, оскільки більш потужний двигун потребує великих витрат палива за умови збереження незмінними дальності або тривалості польоту. Для більш потужного двигуна необхідна більша кількість повітря, яка супроводжується збільшенням розмірів повітряних каналів і повітрозабірників; результат – збільшення маси конструкції і маси літака.

Другий шлях – збільшення кількості двигунів із початковою тягою, наприклад, установлення двох двигунів з тягою, яка дорівнює тязі вихідного двигуна $2P_{01}$. У цьому випадку злітна маса літака збільшиться за рахунок додаткового двигуна і його систем, його гондоли або збільшення розмірів конструкції і за рахунок додаткового палива для другого двигуна (для збереження дальності або тривалості польоту). Тоді арифметичні розрахунки приведуть до такого результату:

$$t_{01} = \frac{P_{01}}{m_{01}g},$$

$$t_{02} = \frac{2P_{01}}{(m_{01} + \Delta m_{c.y} + \Delta m_{кон} + \Delta m_T)g} = \frac{2P_{01}}{(m_{01} + 0{,}6m_{01})g} = \frac{2P_{01}}{1{,}6m_{01}g} = 1{,}25t_{01}. \quad (3.9)$$

Отже, перші два способи, пов'язані зі збільшенням тяги, приводять до збільшення тягоозброєності, але не пропорційної збільшенню тяги двигуна(ів).

Що стосується кількості двигунів, які встановлюють на літаку, то слід відзначити і такі обставини. Установлення на літаку двох, трьох і більше двигунів необхідне не тільки з точки зору збільшення тягоозброєності. Для бойових літаків це часто зумовлено і вимогами надійності й живучості. Для пасажирських літаків ІСАО вимагає установлення не менше двох двигунів з метою забезпечення продовженого зльоту за умови відмови одного з двигунів на зльоті. Для трансконтинентальних перельотів літак з метою безпеки має бути оснащений не менше ніж трьома двигунами, що потрібно для забезпечення польоту при відмові в роботі одного з двигунів. Це всі вимоги надійності, живучості й безпеки експлуатації.

Кількість двигунів також може бути зумовлена і неможливістю зосередити в одному двигуні (або двох) надзвичайно велику силу тяги, потрібну для сучасних літаків. Наприклад, для літака Ан-124 "Руслан" потрібна сила тяги на старті – 900 кН, а найпотужніші сучасні двигуни мають силу тяги до 350 кН. Тому на "Руслані"

встановлені чотири двигуни з силою тяги по 230 кН, тобто із загальної тягою 230×4 = 920 кН. Таких прикладів, що стосуються цивільної, транспортної та військової авіації, можна навести багато.

Третій спосіб – зменшення злітної маси літака – вимагає більш детального розгляду. Запишемо рівняння відносних мас літака

$$1 = \overline{m}_{кон} + \overline{m}_{с.у} + \overline{m}_{п} + \overline{m}_{ек} + \overline{m}_{уст} + \overline{m}_{ком}, \qquad (3.10)$$

відносної маси силової установки літака і відносної маси палива:

$$\overline{m}_{с.у} = R\gamma_{дв}t_0; \quad \overline{m}_{п} = C_p \cdot t_0 L/V, \qquad (3.11)$$

де R – коефіцієнт, який враховує збільшення маси силової установки порівняно з масою двигуна(ів);

$\gamma_{дв}$ – питома вага двигуна;

C_p – питома витрата палива;

L – дальність польоту;

V – швидкість польоту.

Використовуючи значення $\overline{m}_{с.у}$ і $\overline{m}_{п}$, отримуємо

$$t_0 = \frac{1 - (\overline{m}_{кон} + \overline{m}_{ек} + \overline{m}_{уст} + \overline{m}_{ком})}{R\gamma_{дв} + C_p \cdot L/V}. \qquad (3.12)$$

Це рівняння не використовують для розрахунків t_0, але дає можливість досконально проаналізувати засоби збільшення стартової тягоозброєності. Так, видно, що для збільшення чисельника за умови $m_{ком} = \overline{m}_{ком} m_0 = const$ необхідно домагатися зменшення доданків $\overline{m}_{кон}, \overline{m}_{ек}, \overline{m}_{уст}$. Домагатися зменшення відносної маси конструкції $\overline{m}_{кон}$ можна тільки завдяки всебічному її удосконаленню – вибором найбільш раціональної конструктивно-силової схеми, ефективних конструкційних матеріалів, технологій виготовлення деталей, вузлів та агрегатів. Велике значення також має найбільш правильне встановлення внутрішнього напружено-деформованого стану конструкції всіх вузлів літака й застосування сучасних методів розрахунків і досліджень з використанням ЕОМ.

Зменшити відносні маси $\overline{m}_{ек}$ і $\overline{m}_{уст}$ екіпажу і устаткування можна шляхом розширення функціональних можливостей обладнання при одночасному зменшенні його маси, габаритних розмірів, використовуваних потужностей.

Для збільшення тягоозброєності необхідно мати сучасну, найбільш досконалу силову установку. Так, величина додаткової маси, яка виражається коефіцієнтом R, пов'язана з компактністю силової установки, досконалістю її систем; необхідно, щоб двигуни мали якомога меншу питому вагу $\gamma_{дв}$. Слід також використовувати і

створювати двигуни з якомога меншими питомими витратами палива C_p. Швидкість польоту літака V має також бути більшою за інших рівних умов, чого можна досягти завдяки сучасній аеродинаміці.

Таким чином, формула для визначення t_0 в розгорнутому вигляді показує, що підвищити стартову тягоозброєність можна також за рахунок всебічного удосконалення літака: його конструкції, обладнання, силової установки, двигунів і систем, удосконалення аеродинаміки.

Б. Вплив питомого навантаження на крило на число M

Як і в попередньому випадку $M = f(t_0)$, вплив питомого навантаження на крило на число M не обмежується лише прямою зміною $M \sim \sqrt{p}$. Зміна питомого навантаження на крило при постійній злітній масі літака приводить до зміни розмірів крила, а це викличе зміну величини коефіцієнта лобового опору літака C_x. Для цього зробимо деякі перетворення. Повний коефіцієнт лобового опору складається з коефіцієнтів опору частин літака: крила, фюзеляжу, оперення, коефіцієнта індуктивного опору:

$$C_x = C_{x\,кр} + C_{x\,оп}\frac{S_{оп}}{S} + C_{x\,ф}\frac{S_{м\,ф}}{S} + C_{x\,мг}\frac{S_{м\,г}}{S} + C_{xi} =$$

$$= C_{x\,кр}\left(1 + \frac{C_{x\,оп}}{C_{x\,кр}}\frac{S_{оп}}{S}\right) + C_{x\,ф}\frac{\Sigma S_м}{S} + AC_y^2; \qquad (3.13)$$

$$1 + \frac{C_{x\,оп}}{C_{x\,кр}}\frac{S_{оп}}{S} = k_{оп}; \quad \frac{\Sigma S_м}{S} = \frac{\Sigma S_м}{\frac{m_0 g}{10 \cdot p}} = \frac{p}{\frac{m_0 g}{10\Sigma S_м}} = \frac{p}{k_{мід}}, \qquad (3.14)$$

де $k_{мід} = \dfrac{m_0 g}{10\Sigma S_м}$ – навантаження на міделя, даН/м^2;

$k_{оп}$ – коефіцієнт, який враховує частку лобового опору оперення;

$$\frac{m_0 g}{10} = 0{,}7\, p_H M^2 C_y S; \quad C_y = \frac{m_0 g}{0{,}7\, p_H M^2 \cdot 10 S} = \frac{p}{q}. \qquad (3.15)$$

Таким чином,

$$C_x = k_{оп} C_{x\,кр} + C_{x\,ф}\frac{p}{k_{мід}} + A\frac{p^2}{q^2}, \qquad (3.16)$$

де $C_{x\,кр}$ – коефіцієнт лобового опору крила;

$C_{x\,ф}$ – коефіцієнт лобового опору фюзеляжу;

A – коефіцієнт відвалу поляри;

$q = 0{,}7\, p_H M^2$ – швидкісний натиск.

Позначимо

$$F_1 = k_{оп} C_{x\,кр}; \quad F_2 = C_{x\,ф} / k_{мід}; \quad F_3 = A / q^2. \tag{3.17}$$

Тепер остаточно: $C_x = F_1 + F_2 p + F_3 p^2$, звідки видно, що коефіцієнт лобового опору літака залежить від питомого навантаження крила, тобто від його розмірів (якщо $m_0 = const; \quad p = m_0 g / 10S$, даН/м^2).

З розмірами крила, природно, в першу чергу, пов'язані розміри оперення.

Остаточно число M польоту можна записати

$$M = \sqrt{\frac{\xi t_0 p}{0{,}7\, p_H (F_1 + F_2 p + F_3 p^2)}}, \tag{3.18}$$

звідки видно, що при $\xi t_0 / 0{,}7\, p_H = const$ M змінюється пропорційно величині $\sqrt{p / (F_1 + F_2 p + F_3 p^2)}$. Графічно якісна залежність $M = f(p)$ виглядає таким чином (рис. 3.3).

Отже, за інших рівних умов існує таке найвигідніше значення величини питомого навантаження на крило $p_{нв}$, яке забезпечує максимальне значення числа M польоту. Слід зазначити, що ця величина $p_{нв}$ дає можливість отримати тільки максимальну швидкість польоту і не забезпечує максимальної дальності й висоти польоту, прийнятних величин злітної і посадкової швидкостей. Видно також, що збільшення питомого навантаження на крило сприяє зростанню M польоту тільки до певної межі, подальше збільшення питомого навантаження крила призводить до падіння числа M польоту.

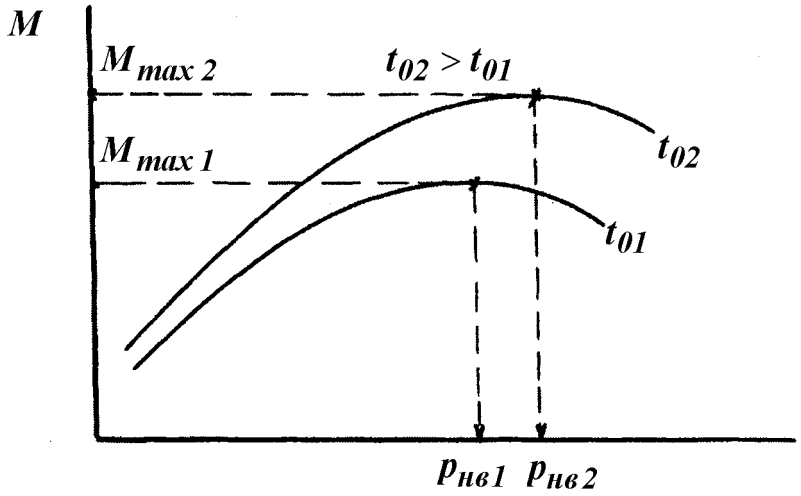


Рис. 3.3. Залежність чисел M польоту від питомого навантаження на крило p при різних значеннях величини стартової тягоозброєності t_0

Величину питомого навантаження крила $p_{нв}$, яка відповідає максимальному числу M, можна знайти аналітично. Для цього вирішимо (3.18) щодо t_0:

$$t_0 = \frac{0{,}7\, p_H M^2 (F_1 + F_2 p + F_3 p^2)}{\xi p}. \qquad (3.19)$$

Візьмемо тепер першу похідну і прирівняємо її до нуля

$$\frac{d}{dp}\left[\frac{0{,}7\, p_H M^2 (F_1 + F_2 p + F_3 p^2)}{\xi p}\right] = \frac{(F_2 p + 2F_3 p^2) - (F_1 + F_2 p + F_3 p^2)}{p^2} = 0,$$

$$p_{нв} = \sqrt{\frac{F_1}{F_3}} = q\sqrt{\frac{k_{оп} C_{x\,кр}}{A}}. \qquad (3.19а)$$

Як уже зазначалося вище, це найвигідніше питоме навантаження на крило забезпечує тільки максимум швидкості польоту $M_{\max}$ і може не відповідати вимогам злітно-посадкових характеристик, дальності польоту і висоти.

В. Вплив коефіцієнта лобового опору на число M польоту

Раніше було розглянуто зміну величини коефіцієнта лобового опору C_x залежно від розмірів крила (від питомого навантаження на крило $p = m_0 g / 10S$). У цьому підрозділі аналізується зміна коефіцієнта лобового опору залежно від якості поверхні агрегатів літака, їх зовнішньої форми і взаємного розташування, а також від швидкості польоту (числа M польоту). Відповідно запишемо склад коефіцієнта лобового опору:

$$C_x = C_{x\,т} + C_{x\,р} + C_{x\,в} + C_{x\,інт} + C_{x\,і}, \qquad (3.20)$$

де $C_{x\,т}$ – коефіцієнт лобового опору тертя;

$C_{x\,р}$ – коефіцієнт лобового опору форми тиску (стиснення);

$C_{x\,в}$ – коефіцієнт хвильового опору;

$C_{x\,інт}$ – коефіцієнт опору інтерференції;

$C_{x\,і}$ – коефіцієнт індуктивного опору.

Залежність кожного з видів опору від швидкості польоту (числа M) показана на рис. 3.4, де кожній величині C_x відповідає своє значення $C_y = p / q$.

Весь діапазон швидкостей польоту сучасних літаків залежно від характеру зміни C_x може бути розділений на три зони: перша (від $M = 0$ до $M_{крит}$) – дозвукова; друга (від $M = M_{крит}$ до $M \approx 1{,}2$) – навколозвукова; третій (від $M = 1{,}2$ до $M = 3 - 3{,}5$) – надзвукова.

Розглянемо, як змінюється співвідношення між складовими частинами C_x у будь-якій з означених вище зон.

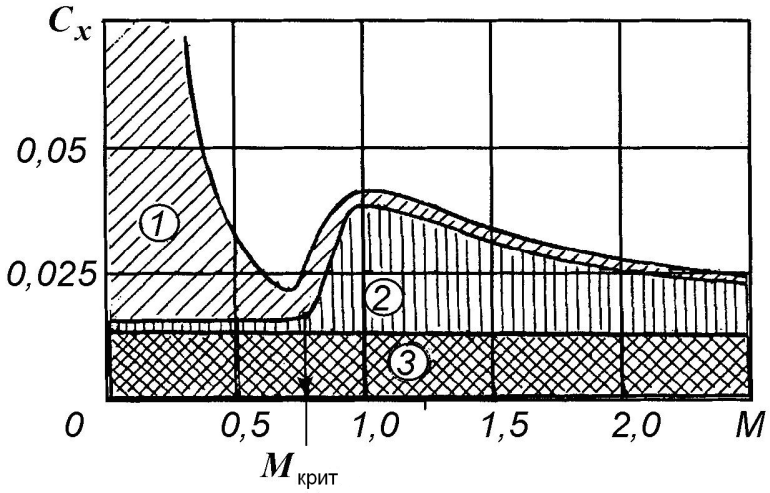


Рис. 3.4. Характер зміни складових частин коефіцієнта повного опору літака залежно від числа M для середніх висот (H = 10000 м, p = 250 даН/м^2, λ=3,2);

1 – індуктивний опір, який залежить від розмаху крила;

2 – опір форми і хвильовий опір;

3 – опір тертя

У першій, дозвуковій, зоні лобовий опір, що не залежить від кута атаки крила, якому відповідає C_{x0}, містить: опір форми (тиску), тертя, опір інтерференції. Опори форми й інтерференції для сучасних дозвукових літаків становлять незначну величину. Опір тертя досягає 45…48 % від загального опору літака. До цього опору додається індуктивний опір, який залежить від кута атаки (від C_y, якому відповідає коефіцієнт C_{xi}):

$$C_{xi} = AC_y^2 = A\frac{p^2}{q^2} = \frac{k_2(1+\bar{S}_\phi)}{k_1\pi\lambda}\frac{p^2}{(0{,}7p_H M^2)^2}. \qquad (3.21)$$

Із цієї формули видно, що при заданих величинах p, λ (а також $k_1, k_2, \bar{S}_\phi$) із зменшенням чисел M значно збільшується C_{xi}. З опорів, з яких складається C_{x0}, що зазначалося, велику величину в цій зоні має опір тертя. Для зменшення опору тертя для подібних літаків доцільним є використання таких форм його частин, які забезпечують малі величини негативних градієнтів тиску на поверхнях, обтічних потоком. Остання обставина сприяє збереженню ламінарного примежового шару на великих ділянках поверхні обтічних тіл і, як наслідок, призводить до зменшення опору тертя. Для цього необхідно використання ламінізованих профілів крил, оперення і ламінізованих обводів фюзеляжів і гондол. Але слід пам'ятати, що для ламінізованих профілів характерне зниження значень $C_{y\,max}$, тому виграш в опорі тертя може бути значно зменшений внаслідок необхідності збільшення площі крила S для задоволення

вимогам, які пред'являють до злітно-посадкових характеристик. Велику роль у зменшенні опору тертя відіграє якість поверхні літака – мала шорсткість; стабільність його форм –- мала або повна відсутність прогинів і хвиль обшивки на поверхні всього літака.

Для нешвидкісних літаків для зменшення C_{xi} слід використовувати крила з досить великими подовженнями λ і приймати помірні питомі навантаження на крило p.

У другій, навколозвуковій, зоні опір, якому відповідає C_{x0} при досягненні $M_{крит}$ внаслідок виникнення і різкого зростання хвильового опору $C_{хв}$, різко збільшується. Для дозвукового літака з дозвуковими формами крила, фюзеляжу, гондол і оперення таке збільшення може бути в десять і більше разів. Збільшення опору проходить досить різко, тому явище отримало характерну назву "звуковий бар'єр", або "хвильову кризу". Для літаків, величина максимальної швидкості яких знаходиться в другій зоні, доцільно використання форм, що сприяють зменшенню зростання хвильового опору, тобто стрілоподібних крил і оперень, крил і оперень малого подовження (при $M > 1$), особливо крил трикутної форми в плані, а також використання для крил і оперень профілів з малою відносною товщиною ($\bar{c} = 0{,}06...0{,}08$), малою увігнутістю і фюзеляжів з великим подовженням. Використання цих форм може забезпечити порівняно невелике зростання $\Delta C_{x\,max}$.

У третій, надзвуковій, зоні хвильовий опір, викликаний стрибками ущільнення, становить значну частину в повному опорі літака, якому відповідає $C_x = C_{x0} + C_{xi}$. Додання частинам літака – крилу, фюзеляжу, оперення і т.д. – особливих надзвукових форм, які забезпечують виникнення косих головних стрибків ущільнення, тобто використання тонких профілів крила, оперення ($\bar{c} = 0{,}03...0{,}05$) із загостреними передніми крайками, обводів фюзеляжів із загостреною, дуже подовженою носовою частиною і великим загальним подовженням і т.д., істотно знижує хвильовий опір літака. Але слід ураховувати, що профілі крила із загостреними передніми крайками мають незадовільні несучі властивості й погіршують посадкові характеристики літака. Тому використовувати їх без спеціальної механізації (носки, що відхиляються, передкрилки, ...) не слід. Великий ефект дає також застосування різних видів правил площ та інтегральних схем. У надзвуковій зоні відносно великий опір тертя, на величину якого, як відомо, впливає гладкість поверхні обтічного тіла, і тому необхідно, щоб крило, фюзеляж і оперення надзвукового літака мали якомога меншу шорсткість поверхні (поверхня високої якості). Для надзвукових літаків доцільним є застосування крил малого подовження ($\lambda = 3$), оскільки останнє на надзвукових швидкостях відіграє у збільшенні C_{xi} незначну роль. З іншого боку, крила такого типу дозволяють у надзвуковому діапазоні знизити хвильовий опір.

Детальніше всі методи зменшення коефіцієнтів опору тертя, хвильового, інтерференції і індуктивного опору будуть розглянуті окремо в спеціальному розділі.

3.1.4. Вплив параметрів літака на дальність його польоту

Відомо, що в процесі польоту відбувається вироблення палива $C_p \cdot P_{H,V} \cdot \frac{dL}{V}$, яке призводить до зменшення його польотної ваги $-d(mg)$. Це можна записати так:

$$-d(mg) = C_p P \frac{dL}{V}, \qquad (3.22)$$

де m – польотна маса літака, кг;

g – прискорення вільного падіння, м/с^2;

C_p – питома витрата палива на режимі крейсерського польоту, кг/даН·год;

P – тяга двигуна на крейсерському режимі польоту, даН;

dL – відрізок шляху, на якому відбувається зменшення ваги – $d(mg)$;

V – швидкість польоту, км/год.

Тягу двигунів P можна виразити через вагу літака mg і його аеродинамічну якість K:

$$P = \frac{mg}{K}.$$

Швидкість запишемо як $V = 3{,}6 a_H M$ км/год. У результаті отримаємо

$$L = + \int_{m_{кін}}^{m_{поч}} \frac{3{,}6 K a_H M}{C_p} \frac{dm}{m}. \qquad (3.23)$$

З невеликою помилкою для нашого аналізу можна прийняти $\frac{K a_H M}{C_p} = const$, тоді після інтегрування отримаємо відому формулу Бреге

$$L = \frac{3{,}6 a_H K M}{C_p} \ln \frac{1}{1 - \overline{m}_{п.к}}. \qquad (3.24)$$

Із цієї формули видно, що при фіксованій величині відносного запасу палива $\overline{m}_{п.к} = const$ дальність польоту літака буде визначатися величиною параметра KM / C_p. Цей параметр у літературі має назву параметра крейсерської ефективності літака (ПКЕ). Аналіз залежності ПКЕ від числа M показує, що вона має вигляд, показаний на рис. 3.5.

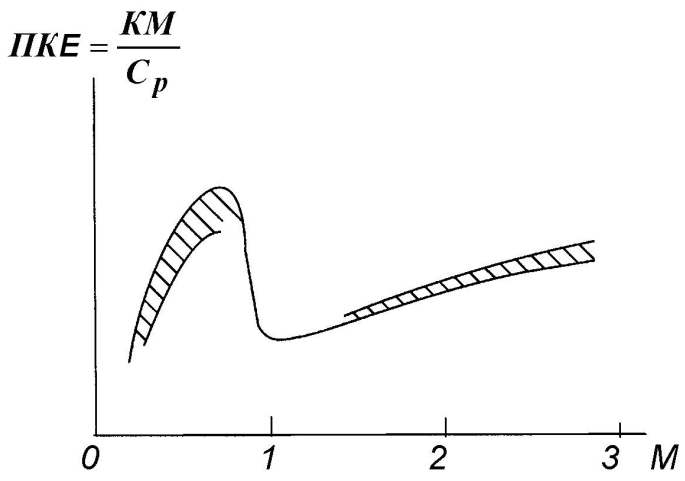


Рис. 3.5. Залежність ПКЕ = КМ/C_p від числа M польоту

З рис. 3.5 видно, що найбільші дальності польоту при використанні однакового запасу палива досягаються на дозвукових швидкостях. Тому аналіз впливу параметрів літака на дальність польоту обмежимо дозвуковими швидкостями. Висловимо числа M і K через уже відомі співвідношення:

$$M = \sqrt{\frac{\xi t_0 p}{0{,}7 p_H C_x}}; K = \frac{C_y}{C_x}.$$

Підставимо M і K у формулу (3.24):

$$L = \frac{3{,}6 a_H}{C_p} \frac{C_y}{C_x^{1,5}} \sqrt{\frac{\xi t_0 p}{0{,}7 p_H}} \ln \frac{1}{1 - \overline{m}_{m.к}}. \qquad (3.25)$$

При заданих величинах $a_H, C_p, \xi, t_0, p, p_H, \overline{m}_{m.к}$ найбільша дальність польоту буде визначатися величиною $\left(\frac{C_y}{C_x^{1,5}}\right)_{max}$, тобто режимом польоту.

Найбільшу величину $\frac{C_y}{C_x^{1,5}}$ знайдемо, прирівнявши нулю похідну $\frac{C_y}{C_x^{1,5}}$ за Cy:

$$\frac{d}{dC_y}\left[\frac{C_y}{\left(C_{x0} + AC_y^2\right)^{1,5}}\right] = 0:$$

$$\frac{\left(C_{x0} + AC_y^2\right)^{1,5} - 1{,}5\left(C_{x0} + AC_y^2\right)^{0,5} 2AC_y \cdot C_y}{\left(C_{x0} + AC_y^2\right)^3} = 0; \qquad (3.26)$$

$$C_{x0} + AC_y^2 - 3AC_y^2 = C_x; C_{y\,н.в} = \sqrt{\frac{C_{x0}}{2A}}. \qquad (3.27)$$

Якщо підставити $C_{y\,н.в}$ у $C_{x0} + AC_y^2 = C_x$, то отримаємо $C_{x\,н.в} = 1{,}5C_{x0}$ і остаточно

$$\left(\frac{C_y}{C_x^{1,5}}\right)_{max} = \frac{0{,}385}{C_{x0}\sqrt{A}}. \qquad (3.28)$$

Підставимо (3.28) в (3.25) і запишемо в розгорнутому вигляді $A = \frac{k_2(1+\bar{S}_{фг})}{k_1\pi\lambda}$, $C_{x0} = F_1 + F_2 p$. Тоді

$$L_{max} = \frac{2{,}94a_H}{C_p}\frac{\sqrt{p}}{F_1 + F_2 p}\sqrt{\frac{\xi t_0 k_1 \lambda}{k_2(1+\bar{S}_{фг})}}\ln\frac{1}{1-\bar{m}_{т.к}}. \qquad (3.29)$$

А. Вплив стартової тягоозброєності на дальність польоту можна проаналізувати, побудувавши залежності L від t_0. Скориставшись отриманою в результаті продувок або наближених розрахунків залежністю $C_{x0} = F_1 + F_2 p$ від числа M, можна при відомих $\bar{m}_{т.к}, p, C_{p0}$ для ряду значень $M_{н.в}$ визначити $t_0, \left(\frac{C_y}{C_x^{1,5}}\right)_{max}$ і $\frac{\sqrt{\xi_V}}{\psi}$, тобто знайти їх залежності від $M_{н.в}$. Коефіцієнт ψ враховує зміни питомої витрати палива залежно від швидкості польоту.

Потім, користуючись формулами (3.28), (3.29), можна знайти залежності L_{max} від $M_{н.в}$ і t_0.

Такі графіки для M = 0…3 і гіпотетичних початкових даних зображені на рис. 3.6. Графіки показують, що збільшення t_0 і пов'язане з ним збільшення $M_{н.в}$ призводять до зростання L_{max}, за винятком діапазону M, який відповідає навколозвуковим, що визначається різким падінням співвідношення $\left(\frac{C_y}{C_x^{1,5}}\right)_{max}$ (рис. 3.6, а) і малим зростом $\frac{\sqrt{\xi_V}}{\psi}$ (рис. 3.6, б).

Б. Для того, щоб установити вплив питомого навантаження на крило p на величину L_{max}, розглянемо залежність $\frac{\sqrt{p}}{F_1 + F_2 p}$ від p.

Типовий графік, який визначає залежність $\frac{\sqrt{p}}{F_1 + F_2 p}$ від p, для типового дозвукового літака показано на рис. 3.7. Із цього рисунка видно, що при значенні $p \cong 550$ даН/м^2 дальність польоту L_{max} при інших однакових умовах буде найбільшою.

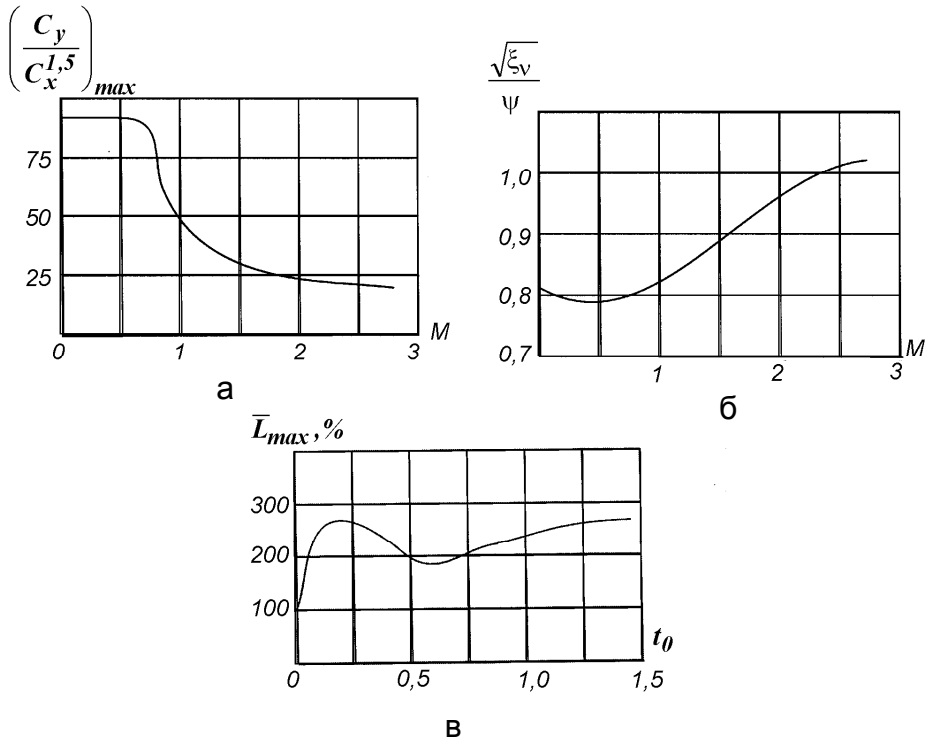


Рис. 3.6. Залежність $\left(C_y / C_x^{1,5}\right)_{max}$ і $\sqrt{\xi_v / \psi}$ від числа M польоту (а і б); залежність відносної дальності польоту $\bar{L}_{max}$ від числа M польоту і від стартової тяго озброєності (в)

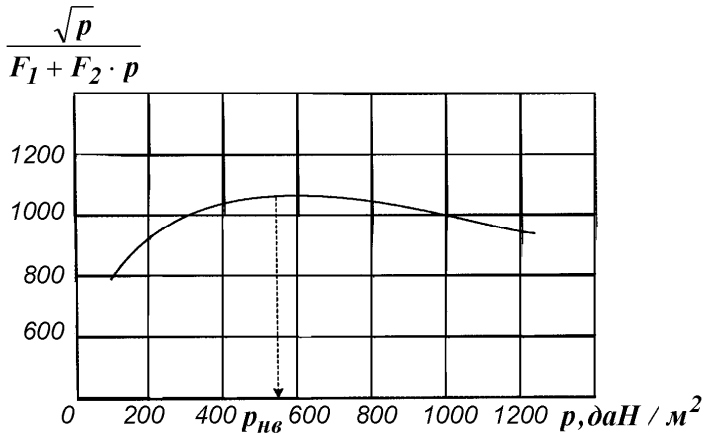


Рис. 3.7. Залежність функції $\sqrt{p}/(F_1 + F_2 p)$ від питомого навантаження на крило, яка визначає залежність $L_{max} = f(p)$ для дозвукових літаків

Для дозвукового літака величину p, найвигіднішу з погляду дальності, можна визначити аналітично. Взявши першу похідну від $\frac{\sqrt{p}}{F_1 + F_2 p}$ і прирівнявши її до нуля:

$$\frac{d}{dp}\frac{\sqrt{p}}{F_1 + F_2 p} = 0,$$

отримаємо

$$p_{нв} = \frac{F_1}{F_2} = \frac{k_{оп} k_{мід} C_{x\ кр}}{C_{x0}}. \qquad (3.30)$$

В. Вплив геометричних параметрів на дальність польоту з (3.29) найбільш очевидний. У знаменнику знаходиться величина коефіцієнта лобового опору при нульовій піднімальній силі $C_{x0} = F_1 + F_{2p} = k_{оп} C_{x\,кр} + \frac{C_{x\,ф}}{k_{мід}}$. Видно, що всебічне удосконалення зовнішніх форм, розмірів частин літака і їх взаємне розташування сприятимуть зменшенню C_{x0}, а значить, – збільшенню L_{max}. Під коренем знаходяться величини $k_1, k_2, \overline{S}_{фг}$, які залежать від геометрії крила: k_1 – враховує вплив стрілоподібності крила на його ефективне подовження (рис. 3.8, а); k_2 – враховує величину відносного подовження крила на його ефективне подовження (рис. 3.8, б); $\overline{S}_{фг}$ – відносна площа крила, зайнята фюзеляжем і гондолами двигунів (рис. 3.9).

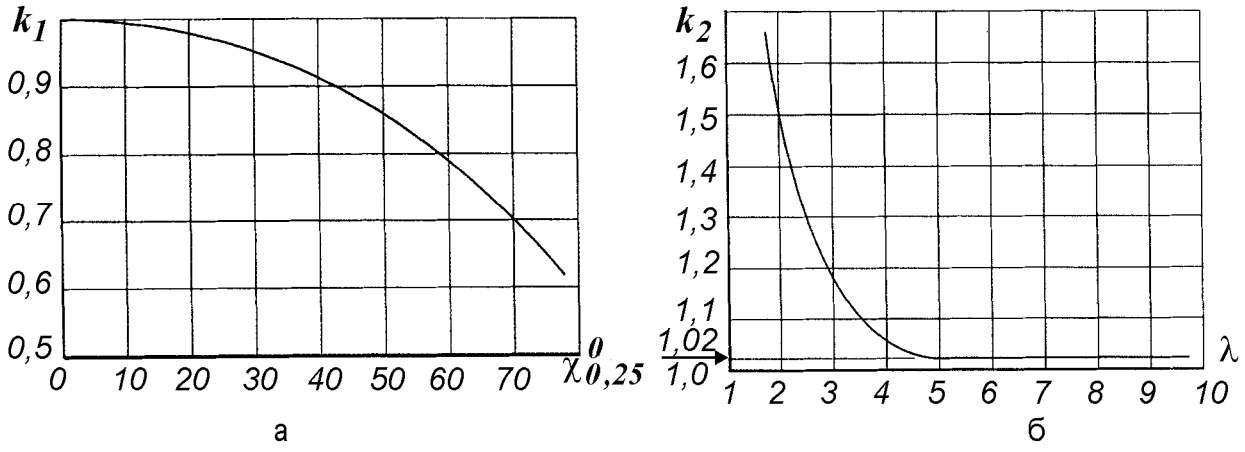
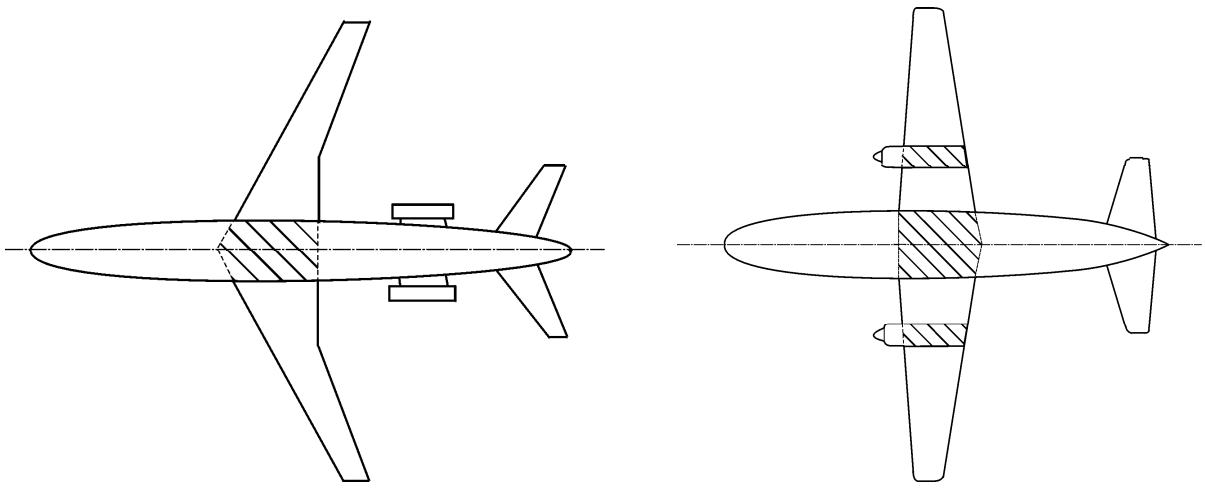


Рис. 3.8. Залежність коефіцієнта k_1 від кута стрілоподібності крила по ¼ хорд $\chi^{\circ}_{0,25}$ (а). Залежність коефіцієнта k_2 від подовження крила λ (б)



а б

Рис. 3.9. До визначення площі крила, зайнятої фюзеляжем (а), і площі крила, зайнятої фюзеляжем і гондолами двигунів (б)

Аналіз співвідношення

$$\sqrt{\frac{k_1 \lambda}{k_2 (1 + \bar{S}_{фг})}} \tag{3.31}$$

і рис. 3.8 і 3.9 показує, що збільшення подовження крила, зменшення стрілоподібності і його площі, зайнятої фюзеляжем і гондолами двигунів, сприятиме збільшенню дальності польоту. Треба тільки пам'ятати, що збільшення подовження крила призводить до зменшення його жорсткості і збільшення його маси. Тому потрібно вирішувати задачу оптимізації, яка відповідає вимогам дальності польоту і маси конструкції крила.

3.1.5. Вплив параметрів літака на висоту польоту

У сталому горизонтальному польоті справедливим є вираз

$$K = \frac{m_0 g}{P_{H,V}}, \tag{3.32}$$

де $P_{H,V}$ – тяга двигуна на розрахунковій висоті і швидкості польоту. Її можна записати через стартову тягу:

$$P_{H,V} = \xi_v \xi_H \xi_{вз} \xi_{др} \xi_{ф} \cdot P_0 . \tag{3.33}$$

Висота польоту, в тому числі і максимальна – стеля, визначається достатністю тяги двигунів. Чим більшою буде тяга двигунів на літаку, тим на більшій висоті він зможе виконувати усталений горизонтальний політ.

У (3.33) вплив висоти польоту на тягу двигунів ураховує коефіцієнт $\xi_H = \frac{P_H}{P_0}$.

При висоті польоту більше 11 км для реактивних двигунів справедливо таке співвідношення:

$$\xi_H = \frac{P_H}{P_0} = const \cdot p_H , \tag{3.34}$$

тобто тяга на висотах більше 11 км прямо пропорційна атмосферному тиску p_H на розрахунковій висоту польоту.

Тоді, враховуючи (3.32), (3.33), (3.34), отримуємо

$$p_H = \frac{const}{\xi_v \xi_{вз} \xi_{др} \xi_{ф} \cdot t_0 \cdot K}. \tag{3.35}$$

Чим більше висота польоту, тим менший атмосферний тиск їй відповідає. Якщо мова йде про найбільшу висоту польоту, то за інших рівних умов режим польоту має виконуватися на максимальній аеродинамічній якості:

$$K_{max} \frac{0,5}{\sqrt{AC_{x0}}}. \tag{3.36}$$

Тоді

$$(p_H)_{min} = \frac{const\sqrt{AC_{x0}}}{\xi_v \xi_{вз} \xi_{др} \xi_{ф} \cdot t_0}. \tag{3.37}$$

Для дозвукових швидкостей польоту на максимальній висоті (на стелі)

$$A = \frac{k_2(1+\bar{S}_ф)}{k_1 \pi \lambda}; \; C_{x0} = F_1 + F_2 p . \tag{3.38}$$

Для надзвукових швидкостей польоту на максимальній висоті (на стелі):

$$A \approx \frac{\sqrt{M^2 - 1}}{4}; \; C_{x0} = F_1' + F_2' p , \tag{3.39}$$

де F_1' і F_2' означають, що коефіцієнти лобового опору крила, оперення, фюзеляжу і гондол двигунів обчислюють з урахуванням хвильового опору. З урахуванням (3.38) і (3.39) формула (3.37) розпадається на дві: для дозвукового усталеного польоту на стелі та для надзвукового польоту на стелі. Слід зазначити, що надзвукові літаки мають дві статичні стелі: дозвукову і надзвукову (рис. 3.10).

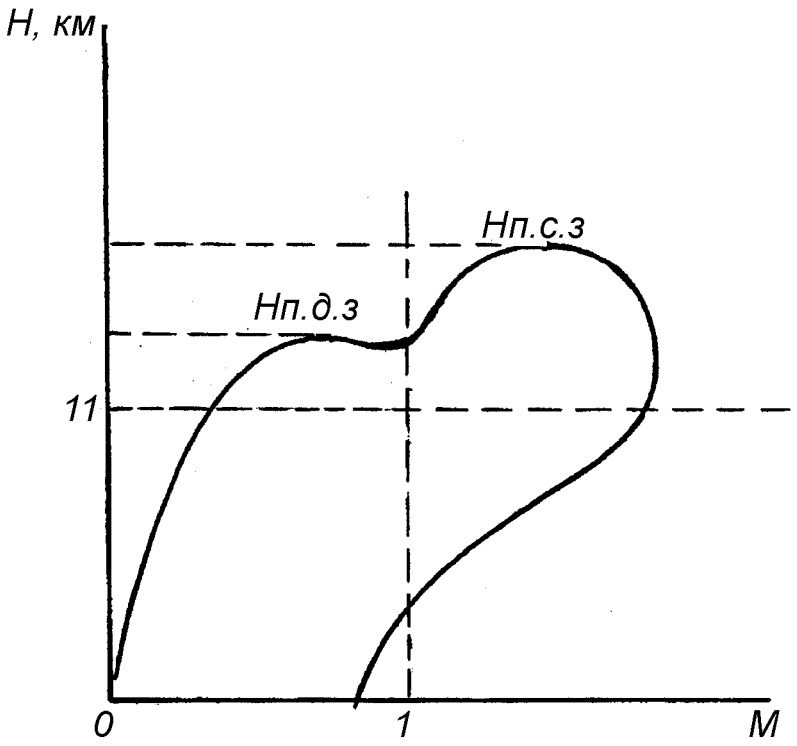


Рис. 3.10. Типова діаграма "швидкість – висота" для надзвукового літака (Н-М)

Наведемо формули мінімального атмосферного тиску, який відповідає дозвуковому і надзвуковому польотам на стелі. Числові коефіцієнти наведені з урахуванням витрати палива на підйом і розгін до надзвукової швидкості

$$M<1 \quad (p_H)_{min}=\frac{6450\sqrt{\frac{k_2(1+\bar{S}_ф)}{k_1\lambda}(F_1+F_2 p)}}{\xi_v\xi_{вз}\xi_{др}\cdot t_0}, \qquad (3.40)$$

$$M>1 \quad (p_H)_{min}=\frac{4550\sqrt{\sqrt{M^2-1}(F_1'+F_2'\cdot p)}}{\xi_v\xi_{вз}\xi_{др}\cdot t_0}. \qquad (3.41)$$

А. Збільшення стартової тягоозброєності на дозвукових і надзвукових швидкостях польоту зменшує $(p_H)_{min}$ і приводить до збільшення висоти польоту. Методи підвищення стартової тягоозброєності були розглянуті в підрозділі 3.1.3.

Б. Вплив питомого навантаження на крило відрізняється на дозвукових і надзвукових швидкостях польоту. Справа в тому, що зміна величини p викликає зміну швидкості польоту на стелі згідно з підрозділом 3.1.3, Б (див. рис. 3.3). Зміна швидкості польоту, в свою чергу, приводить до зміни величин $\xi_v, \xi_{вз}, \xi_ф$ і $C_{x0}=F_1+F_2 p$. Ці зміни по-різному проходять у дозвуковому і надзвуковому діапазонах швидкостей, які видно на рис. 3.11, а, б, в, г. Як видно з рис. 3.11, в, г, величини $\xi_{вз}$ і $F_1+F_2 p$ при M <1 не залежать від швидкості польоту, ξ_v змінюються мало, форсаж на дозвукових швидкостях не використовується.

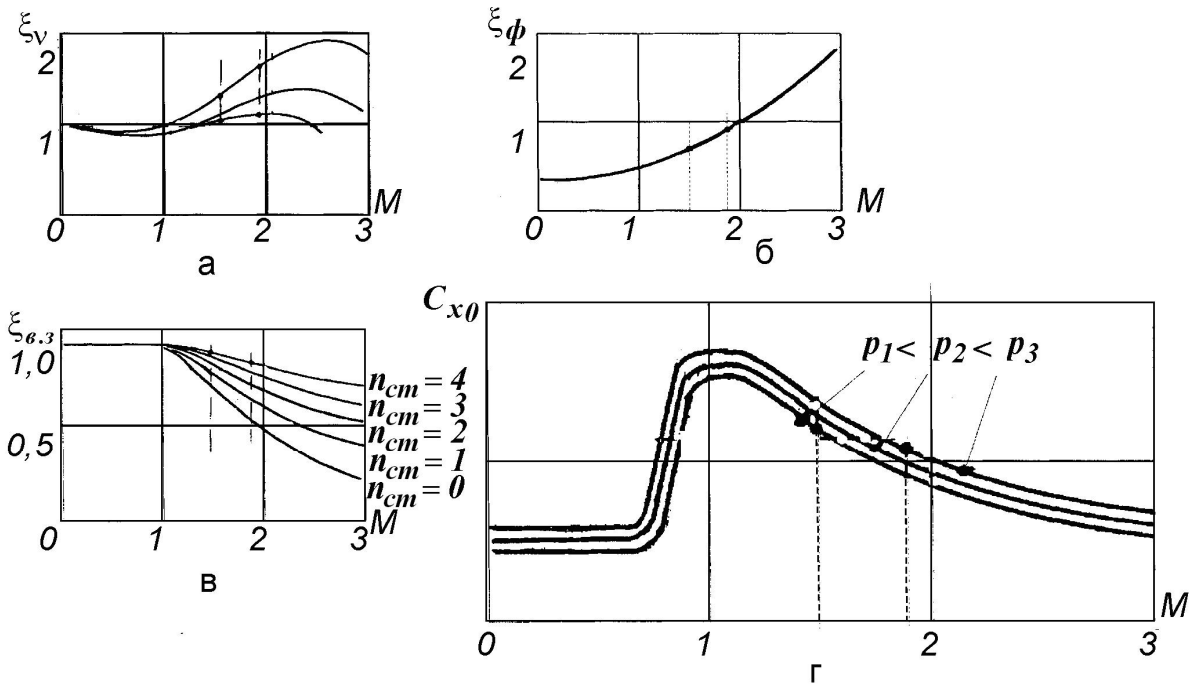


Рис . 3.11. Типові залежності: а – відносної тяги ТРДД $\xi_v = P_v / P$ від числа M польоту і ступеня двоконтурності двигунів – y; б – приріст тяги двигуна за рахунок форсування $\xi_ф = P_ф / P$ від числа M польоту; в – залежність якості повітрозабірників $\xi_{в.з}$ від числа M польоту і кількості косих стрибків ущільнення $n_{ск}$; г – залежність коефіцієнта лобового опору C_{x0} (при C_y = 0) від числа M польоту і питомого навантаження на крило p

Тому знаменник у (3.40) залишається практично постійним, а чисельник збільшується за рахунок збільшення $C_{x0} = F_1 + F_2 p$ (рис. 3.11, г), внаслідок чого $(p_H)_{min}$ збільшується, а висота польоту стає меншою. Звідси висновок: для досягнення якомога великих висот польоту на дозвукових швидкостях раціонально зменшувати питоме навантаження на крило.

Якщо на літаку встановлено високоякісний повітрозабірник з достатньою кількістю косих стрибків ущільнення $n_{ск}$ = 2…3 (рис. 3.11, в), зміна $\xi_{вз}$ буде незначною. Рис. 3.11, г показує, що із збільшенням p графік залежності $C_{x0} = F_1' + F_2' p$ підніметься, але розрахункова точка C_{x0} переміститься внаслідок збільшення швидкості польоту в бік великих чисел M і величина $C_{x0} = F_1' + F_2' \cdot p$ може залишитися незмінною і навіть зменшитися, оскільки $C_{x\,в} \sim \frac{1}{\sqrt{M^2 - 1}}$.

Всі ці зміни можуть привести до того, що, незважаючи на збільшення значень M і p в чисельнику, збільшення знаменника за рахунок ξ_v, ξ_ϕ може бути великим і збільшення питомого навантаження на крило p може не привести до збільшення $(p_H)_{min}$, а навпаки, спричинити його зменшення і, як наслідок, збільшення висоти польоту.

В. Вплив геометричних параметрів літака на висоту польоту можна простежити, аналізуючи величини $C_{x0} = F_1' + F_2' p = k_{on} C_{x\,кр} + C_{x\,ф} \dfrac{p}{k_{мід}}$. Зовнішні форми літака і його розміри позначаться на величинах $k_{on}, C_{x\,кр}, C_{x\,ф}, k_{мід}$. Чим досконаліше і ретельніше будуть відпрацьовані форми, тим меншими будуть $k_{on}, C_{x\,кр}, C_{x\,ф}$ і тим більше буде $k_{мід}$. Все це приведе до зменшення $C_{x0} = F_1 + F_2 p$ і збільшення висоти польоту. У формулі (3.40) для дозвукових швидкостей польоту наочно видно також вплив величини індуктивного опору через величини $k_2, \bar{S}_\phi, k_1, \lambda$, які визначають величину $A = \dfrac{k_2(1+\bar{S}_\phi)}{k_1 \pi \lambda}$ коефіцієнта відвалу поляри літака.

Для збільшення висоти польоту літака на дозвуковій швидкості треба прагнути до збільшення подовження крила (див. рис. 3.8, б), зменшення площі крила, зайнятої фюзеляжем і гондолами двигунів (див. рис. 3.9, а, б), зменшення стрілоподібності крила.

3.1.6. Вплив параметрів літака на швидкопідйомність

На рис. 3.12 зображено схему сил, що діють на літак, який здійснює політ із набором висоти.

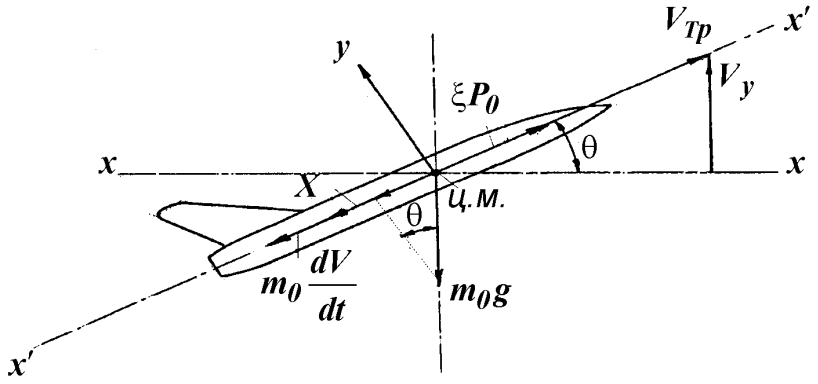


Рис. 3.12. Схема сил, що діють на літак, при наборі висоти з розгоном

При зображенні сил прийнято припущення, що всі сили прикладені в центрі мас, піднімальна сила перпендикулярна силам тяги, лобового опору, інерційній силі, а також вектору траєкторної швидкості.

Запишемо суму проекцій сил на вісь $X' - X'$:

$$\xi P_0 = X + m_0 g \sin\Theta + m_0 \frac{dV}{dt}. \qquad (3.42)$$

Зробимо перетворення:

$$\frac{\xi P_0 - X}{m_0 g} = \frac{V_y}{V_{mp}} + \frac{1}{g}\frac{dV}{dt}. \qquad (3.43)$$

Різниця в лівій частині $\xi P_0 - X$ має назву – надлишок тяги. Висновок: якщо літак має надлишок тяги, то він може летіти з набором висоти $\frac{V_y}{V_{mp}} > 0$ і прискоренням $\frac{dV}{dt}$.

Домовимося, що швидкість польоту по траєкторії постійна: $V_{mp} = const$. Тоді $\frac{dV}{dt} = 0$ і можна (3.43) привести до такого вигляду:

$$V_y = V_{mp}\frac{\xi P_0 - X}{m_0 g}. \qquad (3.44)$$

Найбільша швидкість може бути досягнута на найвигіднішому режимі польоту. Попередні дослідження й практика експлуатації літаків показують, що для цього режиму характерні такі співвідношення:

$$V_{тр.нв} = a_H \sqrt{\frac{\xi t_0 p}{0{,}7 p_H C_{x_{нв}}}}; \; 1{,}33 C_{x0} \le C_{x\,нв} \le 1{,}5 C_{x0};$$

$$\frac{\xi P_0 - X}{m_0 g} = \frac{2}{3}\frac{\xi P_0}{m_0 g} = \frac{2}{3}\xi t_0.$$

Тоді $$V_{y\,\max} = \frac{0{,}67 a_H}{\sqrt{p_H}}\sqrt{\frac{(\xi t_0)^3 p}{F_1 + F_2 \cdot p}}. \qquad (3.45)$$

Зазвичай для літаків $V_{y\,max}$ наводиться у землі:

$$\left(V_{y\,H=0}\right)_{\max} = 2{,}26\sqrt{\frac{(\xi t_0)^3 p}{F_1 + F_2 \cdot p}}. \qquad (3.46)$$

З (3.46) видно, що на швидкопідйомність найсильніше впливає стартова тягоозброєність. Всі літаки-винищувачі з великою V_y мають тягоозброєність з використанням форсажу, близьку до одиниці і навіть велику $\xi t_0 = 0{,}9...1{,}2$. Це найбільш ефективний спосіб отримання високої швидкопідйомності.

Вплив питомого навантаження на крило на швидкопідйомність має свої особливості. Збільшення p для підвищення V_y доцільно тільки доти, поки збільшується траєкторна швидкість польоту V_{mp} (див. рис. 3.3). При цьому також треба завжди пам'ятати, що на дозвукових швидкостях польоту збільшення p призводить до зменшення висоти польоту.

Геометрія частин літака $\lambda, \bar{c}, \chi, \lambda_ф, k_{on}$ впливає на величину $C_{f\,лам} = 4{,}1995 \cdot 10^{-4}; F_2 = \dfrac{C_{x\,ф}}{k_{мід}}$, тому для підвищення V_y необхідно ретельно відпрацьовувати зовнішні форми частин та їх взаємне розташування з метою зменшення $k_{on}, C_{x\,кр}, C_{x\,ф}$. Іншими словами, всебічне удосконалення аеродинамічних форм літака завжди сприятиме зменшенню $C_{x0} = F_1 + F_2 p$ і тим самим збільшенню його швидкопідйомності.

3.1.7. Вплив параметрів літака на його маневреність

Висока маневреність необхідна сучасним літакам-винищувачам. Маневреність характеризується одночасно кількома показниками, найважливішими з яких є мінімальний радіус віражу r_{min}, здатність до швидкого розгону $(V_y^*)_{max}$ і польоту на надвеликих кутах атаки α_{max}. Можливість польоту літака на надвеликих α_{max} буде описана далі. У цьому підрозділі розглянемо тільки r_{min} і $(V_y^*)_{max}$.

Формулу для радіуса правильного (без ковзання) віражу отримуємо зі схеми сил, діючих на літак, при виконанні фігури, зображеної на рис. 3.13:

$$Y \cdot \sin \gamma_{вір} = m_0 \frac{V^2}{r_{вір}}; \qquad (3.47)$$

$$Y = \frac{\rho_н V^2}{2} C_{y\,вір} S;$$

$$\frac{\rho_н V^2}{2} C_{y\,вір} \cdot S \cdot \sin\gamma_{вір} = m_0 \frac{V^2}{r_{вір}}; \qquad (3.48)$$

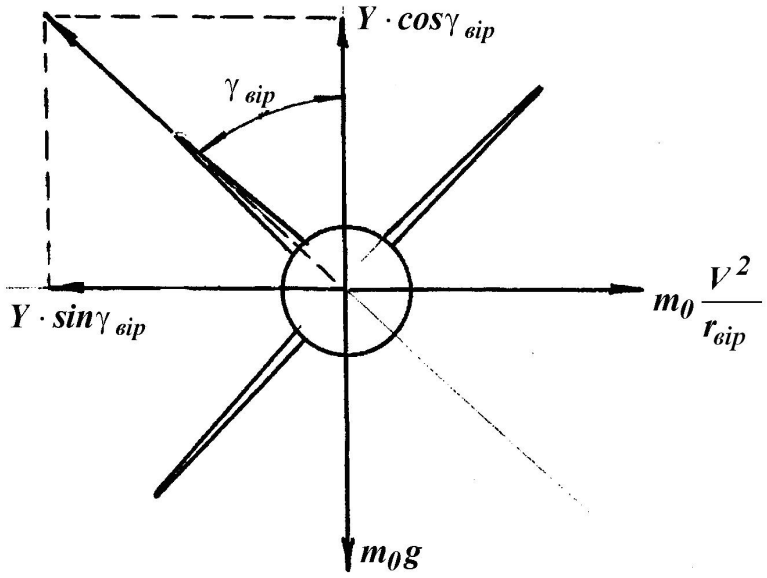


Рис. 3.13. Схема сил, що діють на літак, який виконує правильний віраж

$$r_{вір} = \frac{2m_0 g}{g\rho_H C_{y\,вір} \cdot S \cdot \sin\gamma_{вір}} = \frac{2p}{g\rho_H C_{y\,вір} \cdot \sin\gamma_{вір}}; \qquad (3.49)$$

$$n_y = \frac{Y}{m_0 g} = \frac{Y}{Y \cdot \cos\gamma_{вір}} = \frac{1}{\cos\gamma_{вір}}; \; \sin\gamma_{вір} = \frac{\sqrt{n_y^2 - 1}}{n_y}, \qquad (3.50)$$

звідки

$$r_{вір} = \frac{2pn_y}{g\rho_H C_{y\,вір}\sqrt{n_y^2 - 1}}. \qquad (3.51)$$

Як видно з (3.51), на радіус віражу впливає величина можливого перевантаження n_y, яка залежить від тягоозброєності літака і його аеродинамічних характеристик. Це буде розглянуто нижче. Зараз звернемо увагу на величину співвідношення $p / C_{y\,вір}$. Видно, що для досягнення якомога меншого радіуса віражу треба зменшувати питоме навантаження на крило і збільшувати його несучу здатність.

Зменшення p пов'язано із зростанням площі крила, тому до такого засобу треба підходити обережно, оскільки це може призвести до зростання лобового опору і маси крила. Підвищення несучої здатності крила $C_{y\,вір}$ у даному випадку є більш

раціональним, її можна підвищити за рахунок ефективної механізації передньої і задньої крайок крила, створення і використання адаптивного профілю крила.

Розглянемо тепер питання про величину перевантаження. У формулі (3.51) перевантаження подано виразом $n_y / \sqrt{n_y^2 - 1}$. Виникає питання про раціональну величину n_y. Для цього наведемо розрахунки:

n_y	1,1	1,4	2,0	2,5	3,0	3,5	4,0	4,5
$n_y / \sqrt{n_y^2 - 1}$	2,4	1,43	1,28	1,155	1,06	1,043	1,033	1,026

З розрахунків видно, що перехід від перевантаження $n_y = 1{,}1$ до $n_y = 2{,}5$ зменшує радіус віражу (за інших рівних умов) у два рази, а перехід від $n_y = 2{,}5$ до $n_y = 3{,}0$ або 4.0 практично не зменшує радіус віражу. Отже, для досягнення малого радіуса віражу збільшувати перевантаження більше ~3 одиниць немає сенсу. Але й одержання величини $n_y \approx$ 3 треба забезпечити відповідними енергетичними і аеродинамічними характеристиками літака. Запишемо

$$n_y = \frac{Y}{m_0 g} = \frac{Y \cdot \xi P_0}{m_0 g \cdot \xi P_0} = \frac{Y \cdot \xi P_0}{X \cdot m_0 g} = K \cdot \xi \cdot t_0 . \qquad (3.52)$$

Для отримання більшого перевантаження політ треба виконувати на K_{max}, тоді

$$n_y = \frac{0{,}5 \cdot \xi \cdot t_0}{\sqrt{A \cdot C_{x0}}} = \frac{0{,}8862 \cdot \xi \cdot t_0 \sqrt{k_1 \lambda}}{\sqrt{k_2 (1 + \bar{S}_{фг})(F_1 + F_2 \cdot p)}} . \qquad (3.53)$$

З (3.53) видно, що забезпечення заданої величини n_y може досягатися за допомогою певної величини тягоозброєності t_0 і ретельним вибором зовнішніх форм літака, таких, як $k_1, k_2, \lambda, \bar{S}_{фг}$, $F_1 = f(\lambda, \bar{c}, \chi ...)$ $F_2 = \varphi(\lambda_ф, d_ф ...)$.

Розглянемо тепер параметр (V_y^*) – він має назву "питома надлишкова потужність". Повернемося до (3.43) і запишемо його в такому вигляді:

$$V_{mp} \frac{\xi P_0 - X}{m_0 g} = V_y + \frac{V_{mp}}{g} \cdot \frac{dV}{dt} . \qquad (3.54)$$

Позначимо $V_y^* = V_y + \frac{V_{mp}}{g} \cdot \frac{dV}{dt}$, тоді

$$V_y^* = V_{mp} \left(\frac{\xi P_0}{m_0 g} - \frac{0{,}7 p_H M^2 C_x \cdot S}{m_0 g} \right);$$

$$V_y^* = V_{mp}\left(\xi t_0 - q\frac{Cx}{p}\right). \qquad (3.55)$$

З урахуванням витрати палива на набір висоти і розгін остаточно

$$V_y^* = \frac{V_{mp}}{(1-\overline{m}_{T.розг})}\left(\xi t_0 - q\frac{Cx}{p}\right). \qquad (3.56)$$

Для забезпечення швидкого розгону треба мати велику питому надлишкову потужність V_y^*. Велика V_y^* при фіксованій величині V_{mp} досягається достатньою величиною тягоозброєності ξt_0 і малим відношенням $\frac{C_x}{p}$. Отримання малої величини $\frac{C_x}{p}$ суперечить досягненню малих значень $p / C_{y\,вір}$ в (3.51). Для отримання малих значень $p / C_{y\,вір}$ треба, щоб крило мало мале питоме навантаження, малу стрілоподібність χ, товстий профіль $\bar{c}$. Для досягнення малих значень $\frac{C_x}{p}$, навпаки, потрібно мати велике p, малі $\lambda, \bar{c}$ і велику стрілоподібність χ. Таким чином, у даному випадку треба вирішувати складну оптимізаційну задачу вибору раціональних розмірів і форм маневреного літака.

3.1.8. Вплив параметрів літака на величину нормального перевантаження при польоті в неспокійній атмосфері

Йдеться про горизонтальний політ у неспокійній (турбулентній) атмосфері. Неспокійна атмосфера характеризується наявністю вертикальних потоків повітря, які є причиною зміни кутів атаки крила і величини його піднімальної сили (рис. 3.14).

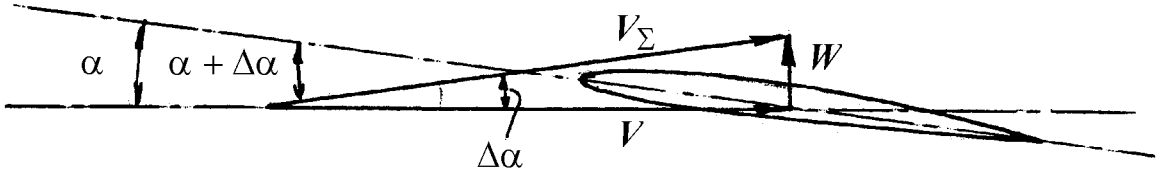


Рис. 3.14. Схема напрямків швидкості потоків V, W і зміни кута атаки крила $\Delta\alpha$ при польоті в неспокійній атмосфері

Наслідком цього є виникнення додаткових перевантажень, які впливають на комфорт пасажирів, викликають втому екіпажу і конструкції літака. Характеризуються потоки величиною швидкості W, яка може досягати 25 ... 30 м/с. Інтенсивність потоків залежить від рельєфу місцевості і атмосферно-кліматичних умов.

Величину додаткового навантаження можна записати так:

$$\Delta Y = \pm\rho\frac{V^2}{2}C_y^{\alpha}\cdot\Delta\alpha\cdot S\,, \qquad (3.57)$$

де $\Delta\alpha = W/V$.

Тоді $n_y^{турб} = \frac{Y \pm \Delta Y}{m_0 g} = 1 \pm \frac{\rho V^2 C_y^{\alpha} WS}{2V\cdot m_0 g}$; $n_y^{турб} = 1 \pm \frac{\rho C_y^{\alpha} VW}{2p}$.

Якщо розглянути процес на рівні землі, то

$$n_y^{турб} = 1 \pm \frac{C_y^{\alpha} VW}{16{,}3\cdot p}, \qquad (3.58)$$

де C_y^{α} – похідна коефіцієнта піднімальної сили за кутом атаки;

V – швидкість польоту, м / с;

W – швидкість вертикального потоку повітря, м/с.

Величина нормального перевантаження $n_y^{турб}$ при тривалому горизонтальному польоті в умовах неспокійної атмосфери обмежується для цивільних і бойових літаків двома одиницями, тобто $n_y^{турб} \le 2$. Виходячи з цієї умови потрібно відповідним чином вибирати величину питомого навантаження на крило – p і форму крила. Від форми крила залежить величина C_y^{α}. Для зменшення $n_y^{турб}$ бажано мати якомога більше p і менше C_y^{α}. Для C_y^{α} запишемо наближену формулу, яка досить точно показує залежність її величини від подовження крила λ, стрілоподібності крила $\chi_{0,25}$ і відносної товщини профілю крила $\bar{c}$:

$$C_y^{\alpha} = \frac{0{,}11 - 0{,}03\sqrt[4]{\bar{c}}}{\frac{1}{\cos\chi_{0,25}} + \frac{2}{\lambda}}. \qquad (3.59)$$

Таким чином, для досягнення малих $n_y^{турб}$ за інших однакових умов треба прагнути до якомога великих стрілоподібностей $\chi_{0,25}$ і відносних товщин $\bar{c}$ крила, а також до менших його подовжень λ.

Якщо при створенні літака можливості впливу на $n_y^{турб}$ шляхом вибору величин $\lambda, \bar{c}, \chi, p$ обмежені, то в експлуатації мають бути введені обмеження на величину швидкості польоту V у турбулентній атмосфері і умови, за яких виконується політ – обхід зон з великими швидкостями W або заборона польотів.

3.1.9. Вплив параметрів літака на його злітно-посадкові характеристики

У цьому підрозділі розглянемо залежність від параметрів літака довжини розбігу перед зльотом і довжини пробігу після посадки.

Розглянемо розбіг перед зльотом. Схема сил, що діють на літак при зльоті, показана на рис. 3.15.

При зображенні сил, що діють на літак, прийняті такі припущення:

– розбіг здійснюється на колесах головних опор шасі;

– усі сили взаємно перпендикулярні і прикладені в центрі ваги літака;

– не враховано момент аеродинамічної сили горизонтального оперення.

Запишемо суми проекцій сил на осі $x-x$ і $y-y$:

$$\left.\begin{aligned} P_{зл} &= X + F + m_{зл}\cdot\frac{dV}{dt}, \\ N &= G_{зл} - Y; \end{aligned}\right\} \tag{3.60}$$

$$\left.\begin{aligned} m_{зл} &= \frac{G_{зл}}{g}; \quad F = fN = f(G_{зл} - Y); \\ \frac{dV}{dt} &= \frac{dL}{dt}\frac{dV}{dL} = V\frac{dV}{dL} = \frac{1}{2}\frac{dV^2}{dL}. \end{aligned}\right\} \tag{3.61}$$

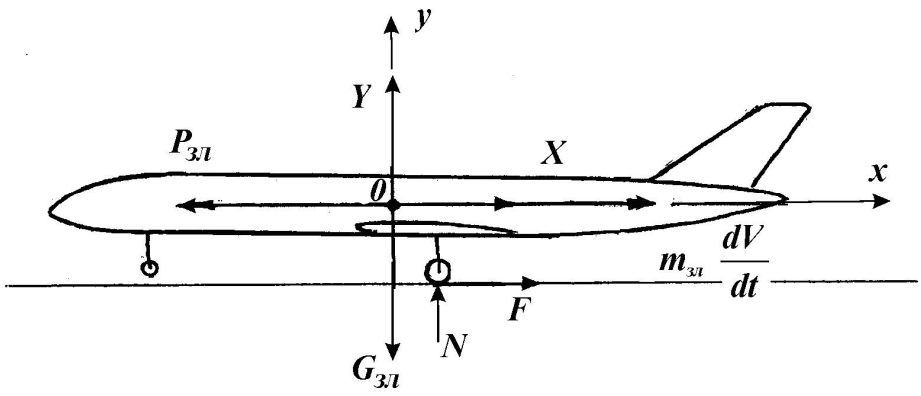


Рис. 3.15. Схема сил, що діють на літак під час розбігу перед зльотом

На літак діють:

$P_{зл}$ – сила тяги при зльоті;

X – сила лобового опору при зльоті;

$m_{зл}\cdot\frac{dV}{dt}$ – інерційна сила при зльоті;

F – сила тертя коліс шасі при зльоті;

Y – піднімальна сила;

$G_{зл}$ – сила ваги літака при зльоті;

N – нормальна сила, що діє на колеса головних опор шасі.

З урахуванням співвідношень (3.61) перше рівняння з (3.60) матиме вигляд

$$P_{зл} = X + f(G_{зл} - Y) + \frac{G_{зл}}{2g}\frac{dV^2}{dL}.$$

Тоді

$$dL = \frac{G_{зл}dV^2}{2g\left[P_{зл} - X - f(G_{зл} - Y)\right]}. \qquad (3.62)$$

Величини X і Y залежать від швидкості, яка змінюється від $V = 0$ до $V = V_{від}$.

Якщо прийняти, що протягом часу від $V = 0$ до $V = V_{від}$ $Y = \frac{1}{3}G_{зл}$, то (3.62) можна подати так:

$$dL = \frac{dV^2}{2g\left[\frac{P_{зл}}{G_{зл}} - \frac{1}{3}\left(\frac{1}{K_{зл}} + 2f\right)\right]}, \qquad (3.63)$$

де $P_{зл} / G_{зл} = \xi t_0$.

Довжина розбігу перед зльотом матиме вигляд

$$L_p = \int_o^{V_{зл}} \frac{dV^2}{2g\left[\xi t_0 - \frac{1}{3}\left(\frac{1}{K_{зл}} + 2f\right)\right]} = \frac{V_{зл}^2}{2g\left[\xi t_0 - \frac{1}{3}\left(\frac{1}{K_{зл}} + 2f\right)\right]}; \qquad (3.64)$$

$$V_{зл}^2 = \frac{2m_0 \cdot g}{\rho C_{y\,зл} S} = \frac{2m_0 \cdot g}{1{,}225 C_{y\,зл} S}; \qquad (3.65)$$

$$L_p = \frac{0{,}832p}{C_{y\,зл}\left[\xi t_0 - \frac{1}{3}\left(\frac{1}{K_{зл}} + 2f\right)\right]}. \qquad (3.66)$$

Тепер виведемо формулу для довжини пробігу після посадки. Схема сил, що діють на літак під час пробігу, показана на рис. 3.16,

де Y – піднімальна сила;

X – сила лобового опору;

$m_{пос} \cdot \frac{dV}{dt}$ – інерційна сила під час пробігу;

$G_{пос}$ – сила ваги літака при посадці;

N_1, N_2 – нормальні сили;

F_1, F_2 – сили тертя.

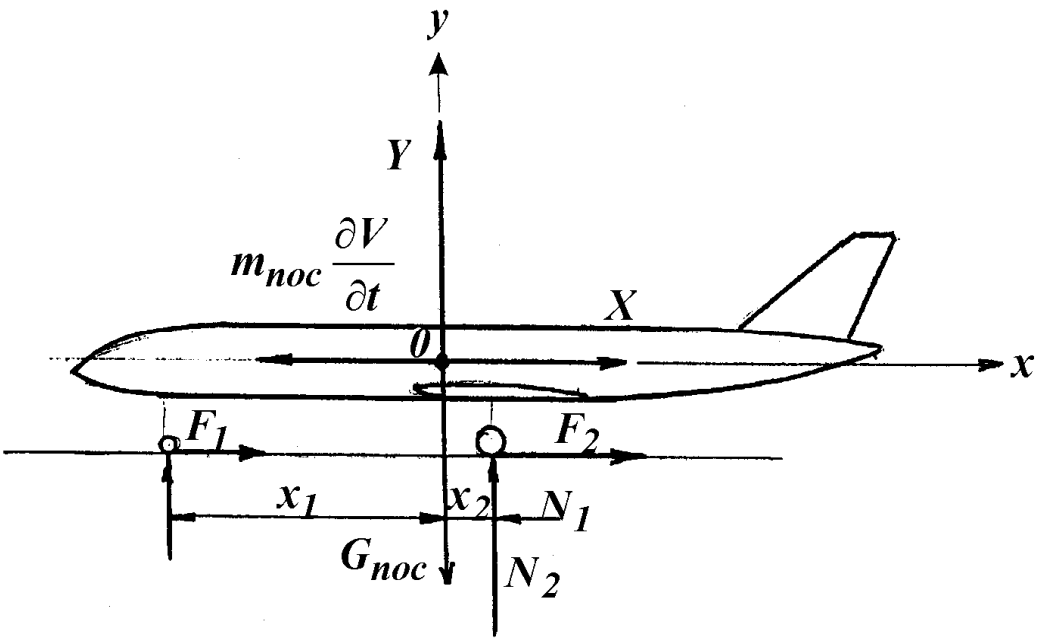


Рис. 3.16. Схема сил, що діють на літак, під час пробігу після посадки

При складанні схеми сил прийнято, що пробіг здійснюється на колесах головних опор і носової опори шасі; інші припущення – ті, що були прийняті у випадку розбігу. Перші два рівняння – це суми проекцій сил на осі $x-x$ і $y-y$, третє рівняння – сума моментів відносно центру мас:

$$\left.\begin{aligned} m_{пос}\frac{dV}{dt} &= X + F_1 + F_2\ , \\ N_1 + N_2 &= G_{пос} - Y\ , \\ N_1 x_1 &= N_2 x_2\ . \end{aligned}\right\} \qquad (3.67)$$

Зробимо відповідні перетворення:

$$\frac{G_{пос}}{2g}\frac{dV^2}{dL} = X + f_1 N_1 + f_2 N_2 .$$

З третього рівняння (3.67) $N_1 = N_2 x_2 / x_1;\ N_2 = N_1 x_1 / x_2$.

З другого рівняння (3.67)

$$N_1 = \frac{G_{пос} - Y}{1 + \dfrac{x_1}{x_2}};\quad N_2 = \frac{G_{пос} - Y}{1 + \dfrac{x_2}{x_1}}.$$

Тоді перше рівняння (3.67) буде

$$\frac{G_{пос}}{2g}\frac{dV^2}{dL} = X + (G_{пос} - Y)\left(\frac{f_1}{1+\frac{x_1}{x_2}} + \frac{f_2}{1+\frac{x_2}{x_1}}\right) = X + f_н(G_{пос} - Y), \quad (3.68)$$

$$dL = \frac{G_{пос}dV^2}{2g\left[X + f_н(G_{пос} - Y)\right]}. \quad (3.69)$$

Якщо замінити $Y = \frac{1}{3}G_{пос}$, то

$$L_{пр} = \int_0^{V_{пос}^2} \frac{3G_{пос}dV^2}{2gG_{пос}\left(\frac{1}{K_{ст}} + 2f_н\right)}, \quad (3.70)$$

де $K_{ст}$ – аеродинамічна якість літака в положенні на стоянці;

$f_н$ – наведений коефіцієнт тертя;

$$L_{пр} = \frac{2{,}5p_{пос}}{C_{y\,пос}\left(\frac{1}{K_{ст}} + 2f_н\right)}; \quad (3.71)$$

$p_{пос}$ – питоме навантаження на крило при виконанні посадки;

$C_{y\,пос}$ – коефіцієнт піднімальної сили при виконанні посадки, механізація крила в посадковому положенні.

Розглянемо тепер вплив параметрів на L_p і $L_{пр}$. Стартова тягоозброєність впливає тільки на довжину розбігу L_p. Залежність $L_p = f(t_0)$ близька до гіперболічної. Розрахунки показують, що для значень $p = 400$ даН/м^2, $C_{y\,зл} = 1{,}3$; $\xi_{зл} = 0{,}9$; $K_{зл} = 10$; $f = 0{,}03$ при переході від $t_0 = 0{,}2$ до $t_0 = 0{,}4$ довжина розбігу зменшується від $L_p =$ 2021 м до $L_p =$ 835 м, а при збільшенні t_0 від 0,2 до 0,25 – від 2021 до 1491 м.

Із цього прикладу видно, що збільшення стартової тягоозброєності є досить ефективним засобом скорочення довжини розбігу перед зльотом. У підрозділі 3.1.3 детально розглянуті способи збільшення тягоозброєності літаків. Зараз треба тільки додати, що бойові літаки, особливо винищувачі, крім великих значень $t_0 \approx 0{,}5...0{,}7$ для скорочення довжини розбігу використовують ще й форсажний режим роботи двигунів, і тоді t_0 може досягати значень 1,0 і навіть більше.

З формул (3.66), (3.71) видно, що довжина розбігу і пробігу лінійно залежить від питомого навантаження на крило. Зменшення питомого навантаження пропорційно

скорочує L_p і $L_{пр}$. Але цим способом скорочення L_p і $L_{пр}$ слід користуватися обережно, оскільки зменшення питомого навантаження на крило може призвести до погіршення таких льотних характеристик, як швидкість польоту, дальність, швидкопідйомність, до збільшення нормальних перевантажень при польоті в турбулентній атмосфері.

У сучасному літакобудуванні для скорочення L_p і $L_{пр}$ доцільно підвищення коефіцієнтів піднімальної сили $C_{y\,зл}, C_{y\,пос}$ за рахунок високоефективної механізації передньої і задньої кромок крила і вибору геометричних параметрів самого крила. Це дуже добре видно з формули для $C_{y\,мех}$ крила з механізацією

$$C_{y\,мех} = C_y^{\alpha}\alpha_i\left(1 + \Delta\overline{C}_y \frac{\delta_з}{\delta_{з\,табл}} \frac{b_з}{b_{з\,табл}} \overline{S}_{мех} \cos^2 \chi_{0,75}\right), \qquad (3.72)$$

де C_y^{α} – похідна коефіцієнта піднімальної сили крила за кутом атаки (див. (3.59));

α_i – кут атаки крила при виконанні зльоту, посадки;

$\Delta\overline{C}_y$ – приріст коефіцієнта піднімальної сили за рахунок механізації крила;

$\delta_з, \delta_{з\,табл}$ – кути відхилення закрилки на зльоті-посадці і кут відхилення табличний (експериментальний);

$b_з, b_{з\,табл}$ – відповідно дійсна відносна хорда закрилка і таблична (в експерименті);

$\overline{S}_{мех}$ – відносна площа крила, яка обслуговується механізацією крила (рис. 3.17);

$\chi_{0,75}$ – стрілоподібність крила в районі механізації задньої кромки крила.

З формул (3.59), (3.72) видно, що на величину коефіцієнта піднімальної сили будуть впливати параметри самого крила, такі, як $\lambda, \chi, \bar{c}$, і кути атаки при зльоті-посадці α_i. Величина $\Delta\overline{C}_y$ повністю залежить від типу використовуваної механізації: щиток, закрилок, двохщілинний закрилок, закрилок з обдуванням верхньої або нижньої поверхні, ступінь висунення закрилка за межі початкового контуру задньої кромки крила. На величину $C_{y\,мех}$ впливає кут відхилення механізації $\delta_з$. Зазвичай на зльоті кути відхилення приблизно в два рази менше, ніж при посадці. На товстих крилах $\delta_{з\,взл} \approx 15...25^o$, $\delta_{з\,пос} \approx 30...50^o$; на тонких крилах $\delta_{з\,зл} \approx 10...15^o$, $\delta_{з\,пос} \approx 15...30^o$. Величини $\overline{b}_з$ і $\overline{S}_{мех}$ повністю визначаються вибраними розмірами механізації – відносною хордою $\overline{b}_з$ і відносним розмахом $\overline{l}_з$ (рис.3.17).

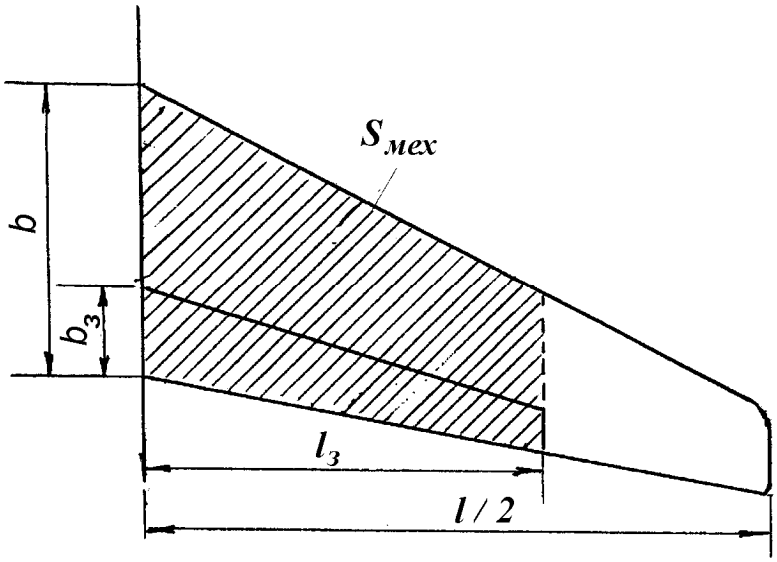


Рис. 3.17 . Схема визначення $b_з$, $l_з$ і $S_{мех}$

Відчутний ефект збільшення $C_{y\,мех}$ дає спрямлення задньої кромки крила біля фюзеляжу (задній кореневий наплив). Цей засіб широко використовують на сучасних літаках (рис.3.18).

При цьому збільшуються $\overline{S}_{мех}$ і $cos^2 \chi_{0,75}$. Досить ефективним методом підвищення $\Delta\overline{C}_y$, загального коефіцієнта $C_{y\,мех}$ є обдування верхньої (Ан-72, Ан-74, УС-14) поверхні крила або нижньої (ВАє-146; УС-15; С-17) поверхні крила виходить струменем двигунів (рис. 3.19, а, б).

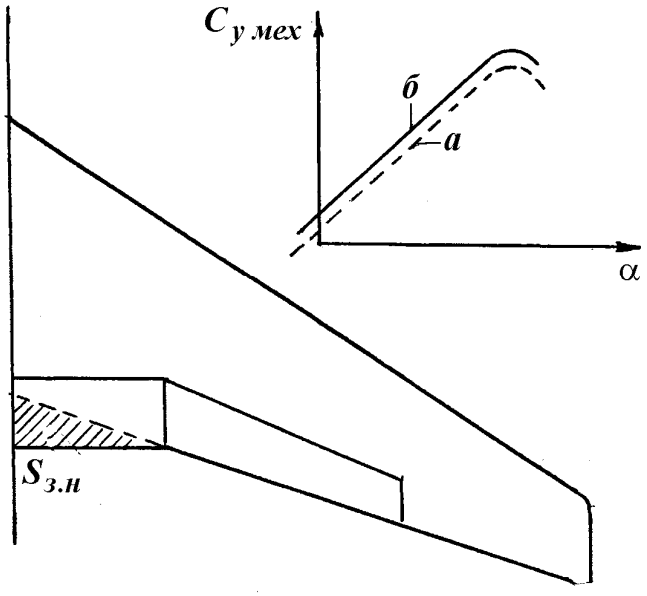


Рис. 3.18. Вид крила в плані із заднім кореневим напливом

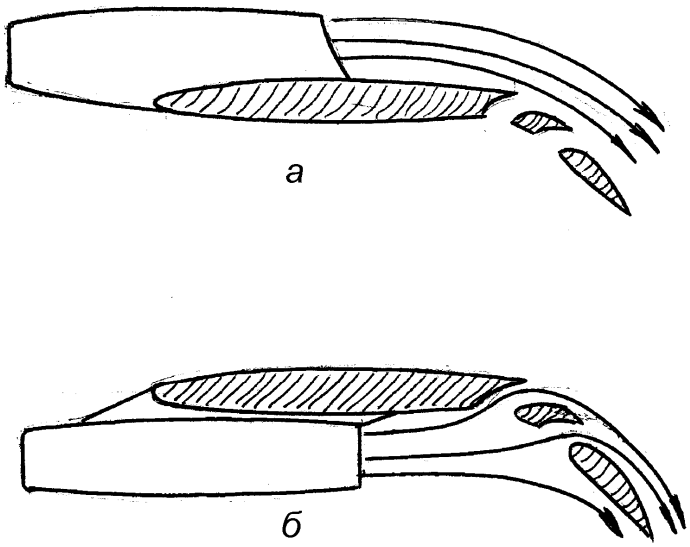


Рис. 3.19. Схема обдування механізованого крила струменем двигуна

Коефіцієнти тертя коліс шасі f і $f_н$ о поверхню ЗПС по-різному впливають на довжину розбігу і довжину пробігу. Так, при зльоті бажано, щоб коефіцієнт тертя f був якомога менше. Величина пробігу $L_{пр}$, навпаки, буде тим менше, чим більше буде наведений коефіцієнт тертя $f_н$. Ефективними сучасними засобами підвищення $f_н$ є колісні автомати гальмування і гальмівні диски з високою енергоємністю, виконані на основі вуглецю.

Аеродинамічна якість на зльоті $K_{зл}$ бажано мати по можливості великою. Це досягається раціональним вибором величини кута відхилення механізації таким чином, щоб отримати дуже великі значення $C_{y\,зл}$ і $K_{зл}$. Аеродинамічну якість літака під час пробігу після посадки бажано мати по можливості менше, що видно з формули (3.72). На практиці малі значення $K_{ст}$ досягаються використанням інтерцепторів (рис. 3.20).

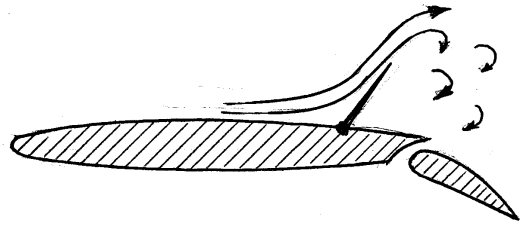


Рис. 3.20. Схема дії інтерцептора разом із закрилком

При відхиленні інтерцепторів, розміщених на верхній поверхні крила перед закрилками, зривається потік на його верхній поверхні і крило втрачає піднімальну силу (падає C_y), одночасно інтерцептори разом із закрилком різко підвищують лобовий опір (різко зростає C_x). Це призводить до падіння $K_{ст}$ приблизно в 10 разів (рис. 3.21).

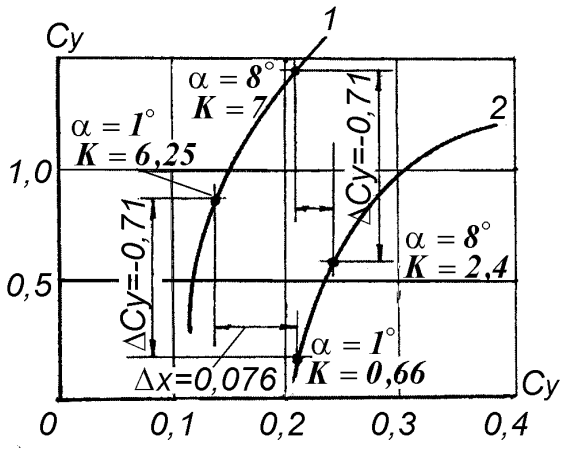


Рис. 3.21. Поляри літака: 1 – без інтерцептора; 2 – з інтерцептором

Крім того, падіння C_y призводить до збільшення нормальних сил N_1, N_2 (рис. 3.16) і сил тертя F_1, F_2, внаслідок чого літак інтенсивно гальмується, зменшуючи $L_{пр}$.

3.1.10. Засоби зменшення коефіцієнта лобового опору

У попередніх підрозділах досить докладно було розглянуто вплив геометричних параметрів на льотні характеристики літака. Вплив геометрії трансформується на характеристики літака через величину коефіцієнта лобового опору C_x. У цьому плані є сенс розглянути засоби зменшення C_x, оскільки всі льотні характеристики поліпшуються при зменшенні коефіцієнта лобового опору.

Як було показано в підрозділі 3.1.3, коефіцієнт лобового опору складається з таких частин: тертя – $C_{x\,т}$, форми (тиску) – $C_{x\,р}$, хвильового – $C_{x\,хв}$, інтерференції – $C_{x\,інт}$, індуктивного – $C_{x\,i}$. З рис. 3.4 видно, що в дозвуковому діапазоні швидкостей найбільше значення мають опір тертя і індуктивний, в надзвуковому – тертя і хвильовий опір. У трансзвуковому діапазоні швидкостей найбільше значення також має опір взаємного впливу крила і фюзеляжу, і це призводить до зростання хвильового опору, зумовленого взаємним впливом.

Починаючи з 70-х років XX століття вартість палива для літаків постійно і помітно зростає. Тому вимоги зменшення витрати палива стають все більше гострими. Технічно проблема зниження витрати палива може бути вирішена двома різними шляхами, але такими , що доповнюють один одного. Один шлях – удосконалення силової установки транспортного літака, другий – систематичне усунення джерел лобового опору. Можливості зменшення лобового опору дуже великі, але вони залежать від рівня науково-технічних досягнень. Навіть невелике зменшення лобового опору дає помітний економічний ефект. За оцінками фірми Локхід, зменшення лобового опору військово-транспортного літака на 1% за весь період його

використання з урахуванням реальної вартості палива дає економію приблизно 2,5 млн доларів.

Щодо пасажирських літаків вимога збільшення салону для більшого комфорту пасажирів призводить до зменшення запасів палива і при заданій дальності польоту зводиться до тієї ж проблеми зменшення лобового опору літака.

Лобовий опір сучасного дозвукового транспортного літака при польоті на крейсерському режимі розподіляється таким чином:

- шкідливий опір - 2 %;
- опір хвостовій частині - 6 %;
- опір інтерференції - 4 %;
- опір тертя - 48 %;
- хвильовий опір - 3 %;
- індуктивний опір - 37 %.

Шкідливий опір літаків зумовлений в основному нерівностями поверхні (стики, уступи і т.д.), виступаючими елементами і негерметичністю. Як видно, шкідливий опір досить просто звести до мінімуму старанним виготовленням конструкції літака і особливо його зовнішніх обводів.

Опір хвостовій частині фюзеляжу пов’язаний з досить великим опором тиску, обумовленим геометрією хвостової частини, до якого може додаватися опір, що виникає в результаті відриву примежового шару турбулентних зон. Удосконалення форми кормової частини фюзеляжу – єдиний шлях вирішення проблеми.

Опір інтерференції виникає в результаті взаємного впливу окремих частин літака. Основними джерелами цього опору для транспортного літака є: інтерференція крила і фюзеляжу; інтерференція крила, пілона і мотогондоли.

Зменшення опору інтерференції досягається шляхом удосконалення форм різних з’єднань, а в області з'єднання крила, пілона і мотогондоли можливе додаткове зменшення опору інтерференції після проведення розрахункових та експериментальних досліджень місцевих течій.

Опір тертя – найбільша складова частина повного лобового опору літака (до 50%). Дослідження щодо зменшення опору тертя проводилися найбільш систематично і повно, тому розгляду цього питання слід приділити особливу увагу.

Для пасажирських літаків типу Іл-86, А 300, В 747 опір тертя становить до 50% загального опору, тому розглянемо спочатку засоби зменшення коефіцієнта опору тертя.

Відомо, що величина опору тертя великою мірою залежить від стану примежового шару повітря, яке обтікає частини літака. У турбулентному примежовому шарі коефіцієнт тертя значно більше, ніж в ламінарному шарі. Для цього достатньо зробити розрахунки за формулами:

$$C_{f\ лам} = \frac{1{,}328}{\sqrt{Re}}$$ (формула Блазіуса); (3.73)

$$C_{f\ турб} = \frac{0{,}455}{(lg\ Re)^{2{,}58}}$$ (формула Шліхтинга). (3.74)

Якщо прийняти $Re = 1 \cdot 10^7$, то $C_{f\ лам} = 4{,}1995 \cdot 10^{-4}$, а $C_{f\ турб} = 3{,}0037 \cdot 10^{-3}$, тобто $C_{f\ турб} = 7{,}15 C_{f\ лам}$.

Із цього прикладу випливає лише один висновок: для отримання малого коефіцієнта опору тертя треба забезпечувати ламінарне обтікання частин літака, і, в першу чергу, його несучих поверхонь – крила і оперення.

Розглянемо тепер послідовно засоби збереження ламінарного обтікання літака.

1. Забезпечення мінімальної висоти мікронерівностей поверхні $h_ш = 3 \cdot 10^{-6} ... 5 \cdot 10^{-6}$ м. Сучасні технології виготовлення листів обшивок дозволяють досягти такої чистоти поверхні. Але найскладнішим є підтримка високої чистоти поверхні під час експлуатації літака. Йдеться про те, що поверхня літака піддається впливу пилу, крапель вологи, прилипанню комах, дії кислотних і лужних речовин. Це призводить до того, що дуже швидко досить гладка поверхня літака перетворюється на дуже шорстку і коефіцієнт опору тертя зростає за рахунок передчасного переходу ламінарного примежового шару в турбулентний. Ця проблема може бути вирішена створенням покриттів поверхні, стійких до дій зазначених агресивних середовищ.

2. Мінімальна величина прогинів обшивок між стрингерами, нервюрами та шпангоутами (рис. 3.22).

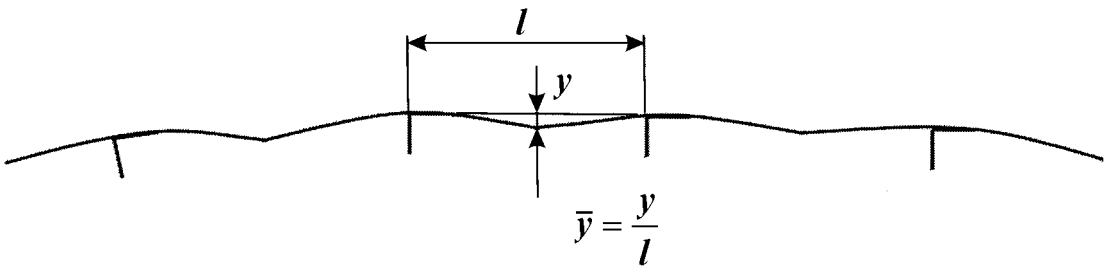


Рис. 3.22. Схема визначення відносного прогину обшивки $\bar{y} = \frac{y}{l}$

Для збереження ламінарного потоку треба, щоб відносний прогин був у межах $\bar{y} = \frac{y}{l} \le 0{,}002$. Це досягається вибором товщини обшивок і відстані між стрингерами, нервюрами, шпангоутами; технологією виготовлення панелей.

Необхідно ретельно виконувати стики обшивок, особливо ті, які розташовуються поперек потоку. А якщо виступ одного листа відносно другого є неминучим, то він має бути проти потоку. У цьому випадку ризик передчасного порушення ламінарного шару менше. Заклепки краще ставити з невеликим виступом над поверхнею (рис. 3.23).

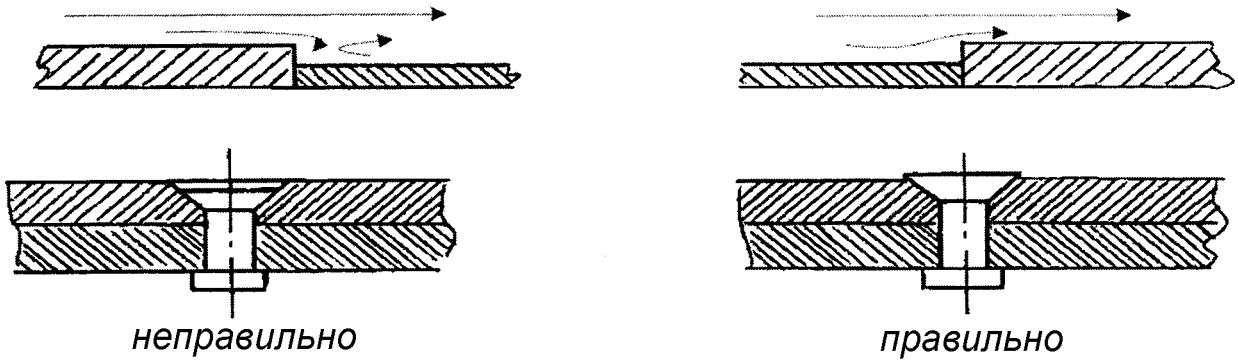


Рис. 3.23. Правила виконання виступів на поверхні літака

3. Усунення вібрацій конструкції, забезпечення стабільності форм (особливо крила і оперення) відповідною жорсткістю агрегатів.

4. Використання ламінізованих профілів несучих поверхонь літака (рис. 3.24).

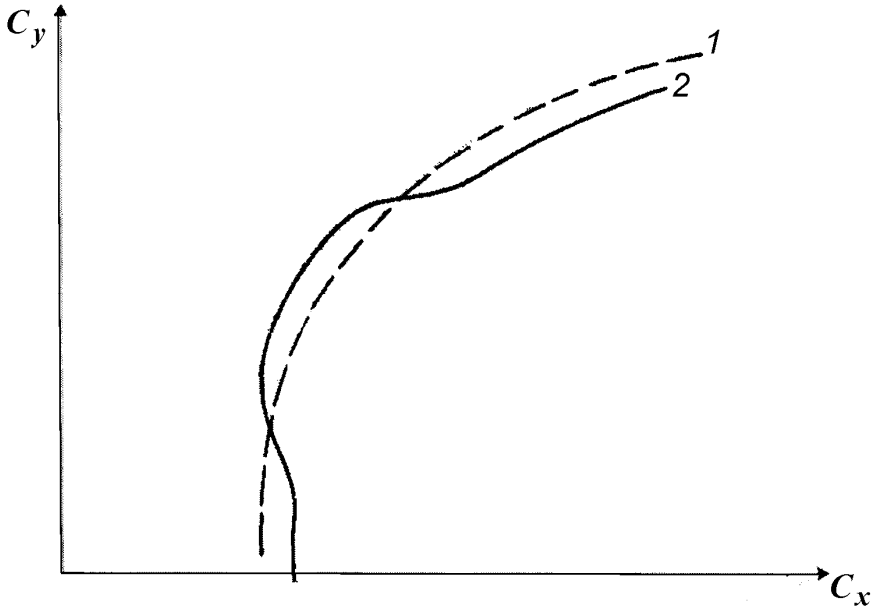


Рис. 3.24. Порівняння поляр звичайного і ламінізованого профілів крила (оперення):

1 – звичайний профіль, 2 – ламінарний профіль

Ламінарний профіль крила в певному діапазоні кутів атаки призводить до меншого опору тертя, оскільки його форма забезпечує негативний градієнт тиску і позитивний градієнт швидкості на більшій частині поверхні обтікання і, як наслідок, збереження ламінарної течії у примежовому шарі.

Задача, вирішення якої сприяє зменшенню опору тертя, – це природна ламінаризація. Збільшення довжини зон ламінарних примежових течій на крилах та інших елементах літака залежить від максимально можливого затягування переходу ламінарного примежового шару в турбулентний. Задача стає тим більш складною, чим більше число Re і стрілоподібність крила. Затягування переходу примежового шару з

метою природної ламінаризації досягається виключно завдяки негативним градієнтам тиску і зводиться до досліджень ламінарних профілів.

На рис. 3.25 показані розрахункові характеристики літака типу аеробуса (Re ~ $30 \cdot 10^6$) з числом M = 0,8; λ = 8,8, $\chi_{0,5}$ = 22°. Розглянуто три випадки: літак із класичним профілем крила і оперення, літак з ламінарним профілем і збільшеною зоною природної ламінаризації (перехід ламінарного примежового шару здійснюється на 60…65% хорди крила і оперення) і літак з таким же профілем, але з малою зоною ламінарної течії (перехід на 2% хорди). Порівняння показує, що аеродинамічна якість і ефективність збільшилися на 30% на літаку зі збільшеною зоною природної ламінаризації порівняно з літаком, який має класичний профіль крила і оперення. Слід звернути увагу на те, що літак з ламінарним профілем навіть з порушеною гладкістю поверхні переважає з погляду аеродинамічної якості й ефективності над літаком із класичним профілем.

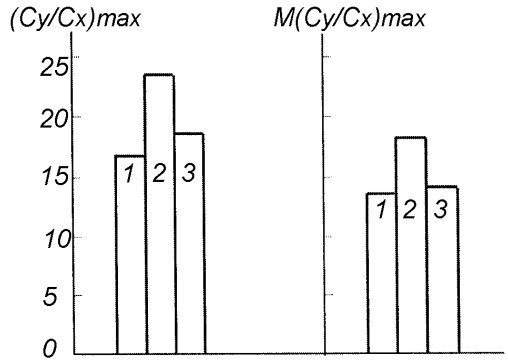


Рис. 3.25. Оцінка аеродинамічної якості й ефективності транспортного літака: 1 – літак із класичним профілем крила і оперення; 2 – літак із ламінарним профілем і збільшеною зоною ламінарного обтікання; 3 – літак із ламінарним профілем і порушеним ламінарним обтіканням

Незважаючи на те, що досвіду в області природної ламінаризації явно недостатньо для остаточних висновків, цей підхід може знайти застосування при створенні транспортних літаків при числах Re<$20 \cdot 10^6$ і стрілоподібності крила χ <20°.

При великих числах Re і кутах стрілоподібності крила для збереження ламінарного примежового шару необхідно застосовувати його відсмоктування. Такий засіб забезпечує стійкість ламінарного примежового шару і затягування переходу, але призводить до технічних ускладнень при проектуванні, виготовленні та експлуатації літака.

Найбільш ефективними засобами зниження опору тертя є: а) здування примежового шару або активізація його шляхом введення в нього додаткового стисненого повітря – власне "керування примежовим шаром" (КПШ), б) відсмоктування примежового шару і перетворення турбулентного обтікання крила в ламінарне – " керування ламінарним обтіканням" (КЛО).

Здування примежового шару знаходить застосування більше для підвищення коефіцієнтів піднімальної сили C_y, тому розглянемо тільки відсмоктування примежового шару – КЛО. Ідея цього засобу ламінаризації обтікання полягає у підвищенні запасу енергії в примежовому шарі всмоктуванням загальмованих шарів і залученням ближче до поверхні шарів повітря з незагальмованого вільного потоку (рис. 3.26).

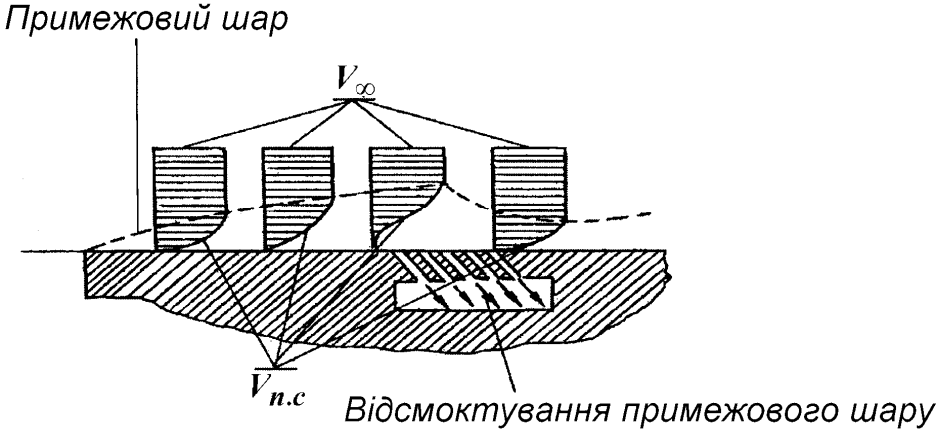


Рис. 3.26. Схема керування примежовим шаром

Експериментально було встановлено, що переходу ламінарної течії в турбулентний можна запобігти, відсмоктуючи з поверхні крила загальмований, схильний до турбулізації примежовий шар через велике число тонких щілин, прорізаних в обшивці крила, – це і є керування ламінарним обтіканням (КЛО).

Досліди фірми "Нортоп" (США) показують, що при застосуванні керування ламінарним обтіканням шляхом відсмоктування примежового шару можна наблизити коефіцієнт профільного опору стрілоподібного крила до величини, близької до коефіцієнта опору тертя пластинки при ламінарному обтіканні, тобто зменшити приблизно в шість разів (рис. 3.27).

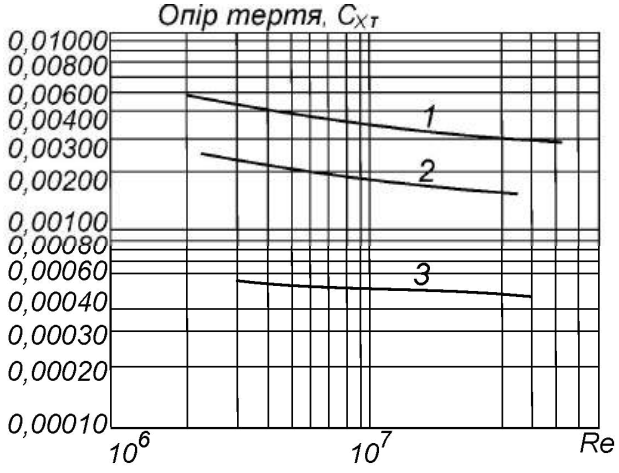


Рис. 3.27. Зміна профільного опору крила при застосуванні полірованого крила і керування ламінарним обтіканням: 1 – звичайне крило; 2 – полірована поверхня крила; 3 – ламінарне обтікання крила

Можливий економічний ефект від застосування відсмоктування примежового шару показано на рис. 3.28.

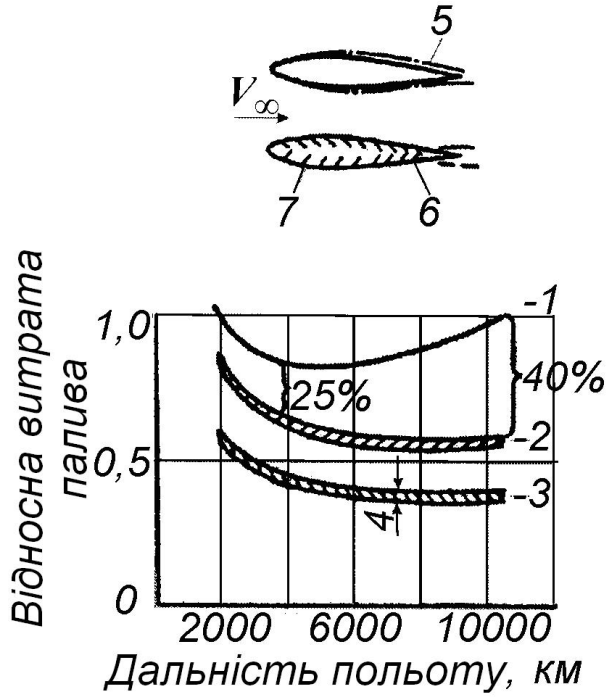


Рис. 3.28. Можливості економії палива при використанні системи керування примежовим шаром (крейсерське число М = 0,8; кут стрілоподібності – 25°, відносне подовження крила –14, число пасажирів – 220): 1 – "турбулентний" літак; 2 – літак з відсмоктуванням примежового шару на крилі, гондолах і опереннi; 3 – літак з відсмоктуванням примежового шару на всій змоченій поверхні; 4 – ефект збільшення ваги літака у зв'язку з установленням системи КПШ; 5 – турбулентний примежовий шар; 6 – ламінарний примежовий шар; 7 – щілини для відсмоктування примежового шару

У коефіцієнті профільного опору крила з відсмоктуванням примежового шару враховано і ту додаткову потужність, яка витрачається на відсмоктування.

Неодмінною умовою зменшення профільного опору є максимальне зменшення шорсткостей, нерівностей і хвилястості поверхні крила. Зробити абсолютно гладке крило неможливо, але для того, щоб залишки шорсткостей і нерівностей на поверхні крила не стали джерелом виникнення турбулентності обтікаючого потоку, вони не мають перевищувати певної величини.

Фірма "Нортроп" знайшла ті граничні величини шорсткостей, які можуть бути допущені з умов ламінарного обтікання (рис. 3.29). З аналізу рисунка видно, що на стиках листів обшивки крила вигідніше робити "зустрічні" до потоку виступи, ніж "попутні".

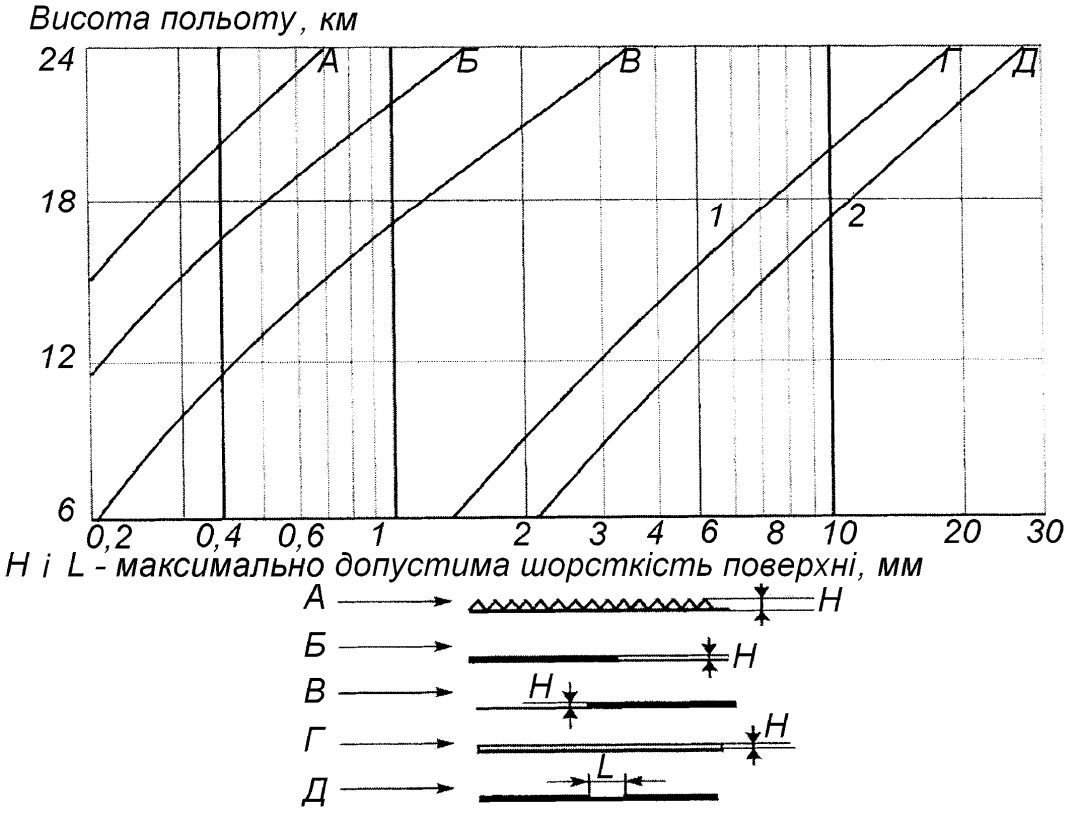


Рис. 3.29. Максимально допустимі шорсткості поверхні крила з умов забезпечення ламінарного обтікання: 1 – щілина "Д" вздовж хорди крила (по потоку); 2 – щілина "Д" вздовж розмаху крила (поперек потоку)

До цього часу в усіх країнах проведено порівняно небагато експериментів з керування ламінарним обтіканням. Найбільш важливі з них – випробування модифікованого винищувача F-94, виконані фірмою "Нортроп" (США).

Зроблені на основі цих випробувань розрахунки показали, що при одному і тому же комерційному навантаженні військово–транспортний літак типу Локхід С–141 із злітною масою близько 120 тонн і крейсерською швидкістю 850 км/год при керуванні ламінарним обтіканням може збільшити дальність польоту на 30…33 %. При тій же дальності польоту злітна маса літака шляхом зменшення запасу палива може бути знижена на 18…20 %. Для пасажирських літаків такого ж класу економічність перевезень може бути підвищена на 20…30 %.

У США зараз розробленню питань, пов'язаних із відсмоктуванням примежового шару, приділяють велику увагу. При цьому в дослідженнях виділяють два підходи. Перший, що уявляється найбільш реальним, відповідає обмеженому відсмоктуванню в області передньої кромки, тобто регулюється вплив нестійкості поперечних течій і завдяки негативним градієнтам тиску в області кесона крила досягається істотно більше заднє положення точок переходу (рис. 3.30).

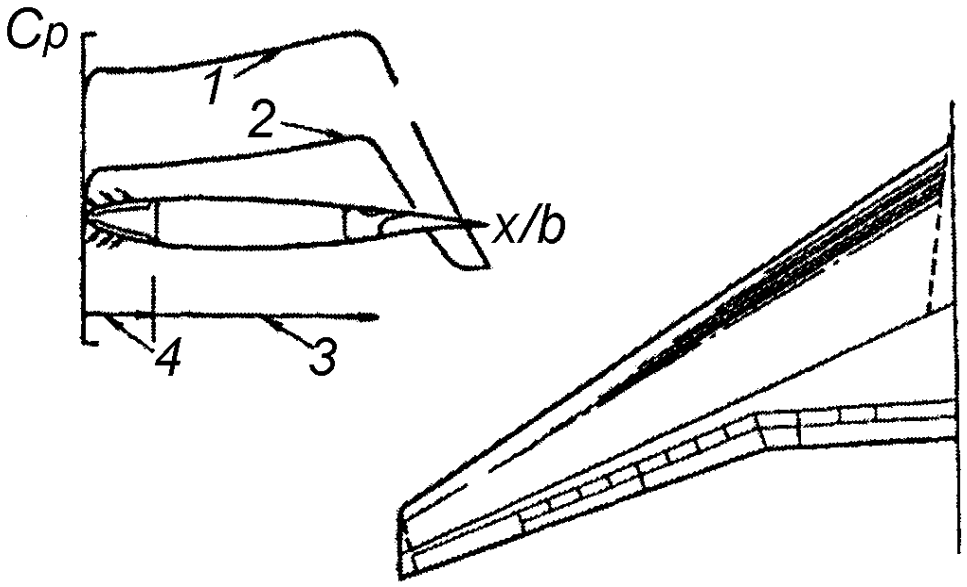


Рис. 3.30. Концепція комбінованої системи КПС: 1 – верхня поверхня; 2 – нижня поверхня; 3 – природне ламінарне обтікання; 4 – відсмоктування (якщо потрібно)

У другому підході досліджується найбільше розширення можливих ламінарних зон за рахунок відсмоктування, здійснюваного на більшій частині поверхні і окремо – в області кесона. При цьому визначається, що, незважаючи на збільшення маси конструкції через додаткову систему відсмоктування, досягається значне зменшення витрати палива (до 40%). Пристрій для відсмоктування примежового шару випробувався як в АДТ, так і в польоті. На літаку "Джетстар" проводили випробування системи відсмоктування, що здійснюється за допомогою щілин, розроблених фірмою "Локхід", і перфорованих стінок, запропонованих фірмою "Дуглас". Щиток Крюгера, передбачений у проекті фірми "Дуглас", використовують як бар'єр проти забруднення передньої кромки пилом, комахами і частинками льоду в початковій фазі польоту.

Пізніше вже фірма "Макдоннелл-Дуглас" за контрактом з NASA досліджує концепцію крила з перфорованою обшивкою для відсмоктування примежового шару, яке зменшує опір тертя крила і дозволяє знизити витрату палива на 40%.

Відсмоктування частини примежового шару буде проводитися через велику кількість отворів в обшивці в середину крила (рис. 3.31). Модель подібного крила пройшла великий обсяг випробувань в аеродинамічних трубах. У 1983 – 1984 рр. проведені льотні випробування крила з перфорованим носком на експериментальному літаку NASA.

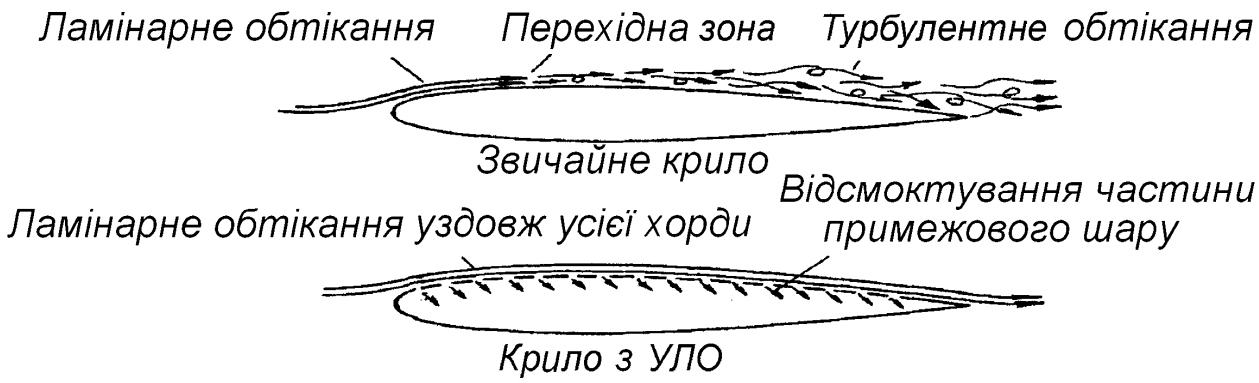


Рис. 3.31. Схема відсмоктування примежового шару

Фірма відпрацьовувала методи виготовлення перфорованого крила. Для цієї мети використовували тонку обшивку з титанового сплаву. Отвори діаметром 6,3 мк, віддалені одне від іншого на 0,63 мм (~ 17 350 отворів на 1 м^2), пробиваються за допомогою пучка електронів (рис. 3.32).

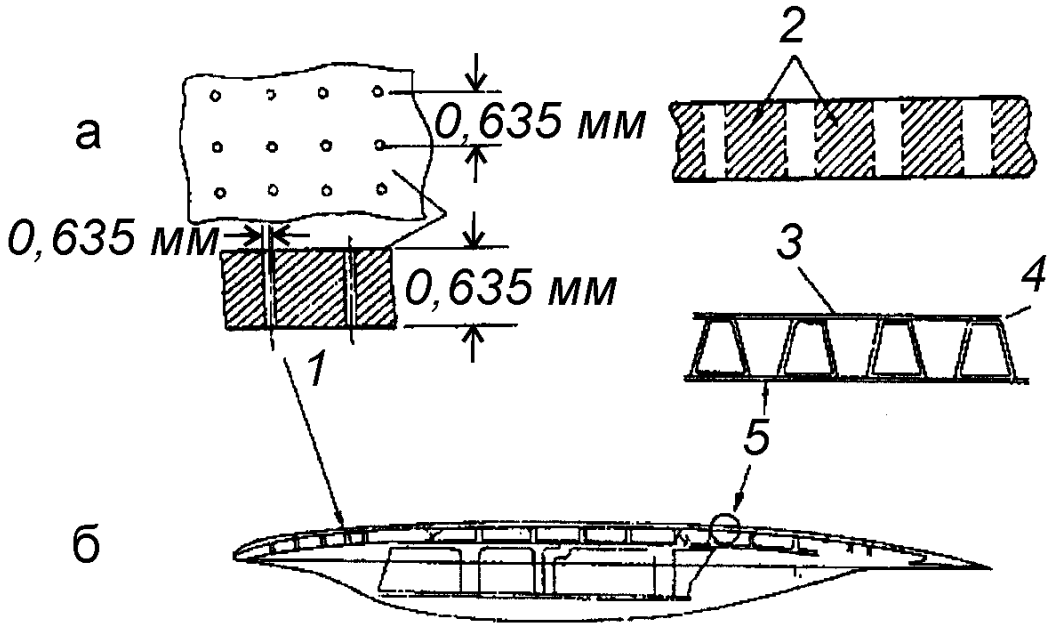


Рис. 3.32. Конструкція експериментального крила:
а – зовнішня титанова обшивка; б – конструкція панелі крила;1 – зовнішня поверхня; 2 – смужки з перфорацією; 3 – перфорована титанова обшивка; 4 – лінія склеювання; 5 – підкріплена склопластикова конструкція

Фахівцям фірми довелося шукати засоби захисту й забезпечення гладкості поверхні крила, оскільки нерівності висотою 0,01 мм призведуть до порушення ламінарного обтікання. Щоб виключити забруднення крила, передбачається використовувати висувний екран, який розміщуватиметься перед крилом на злітно-

посадкових режимах. Екран діє як засіб збільшення піднімальної сили. Розроблено пристрій подачі рідини на обшивку для змивання забруднюючих частинок.

Фірма "Макдоннелл-Дуглас" запропонувала технологію збирання перфорованого крила. Титанова обшивка буде приклеюватися до гофрованої конструкції з композиційного матеріалу. Гофри служитимуть каналами для відведення повітря з примежового шару. Титанові листи обшивки будуть зварюватись у великі панелі в середовищі інертного газу з використанням вольфрамових електродів. Потім панелі піддаються нагріванню для формоутворення.

Але цей засіб на сьогодні не знайшов широкого практичного використання. Справа в тому, що цей засіб складно реалізувати конструктивно і технологічно без великих втрат маси конструкції і характеристик втоми і вартості, ускладнення експлуатації.

Для ламінаризації примежового шару можуть бути використані рифлення поверхні (ріблети) в поздовжньому напрямку (по потоку). Досить великий обсяг результатів, отриманих при дослідженнях головним чином плоских пластин при помірних числах Re, показує, що за допомогою ріблетів опір тертя зменшується на 5…10%. Ріблети розташовуються на поверхні і орієнтовані в напрямку потоку на поверхні. Були проведені дослідження з визначення розмірів і відповідного профілю рифлення поверхні (ріблетів), які показали, що поглиблена частина канавок має знаходитися в зоні ламінарного підшару.

Основними параметрами є глибина канавки $\boldsymbol{h}$ і відстань між гребенями $\boldsymbol{S}$ (рис. 3.33). $\boldsymbol{S = h}$ або $\boldsymbol{S = 2h}$ (табл. 3.1).

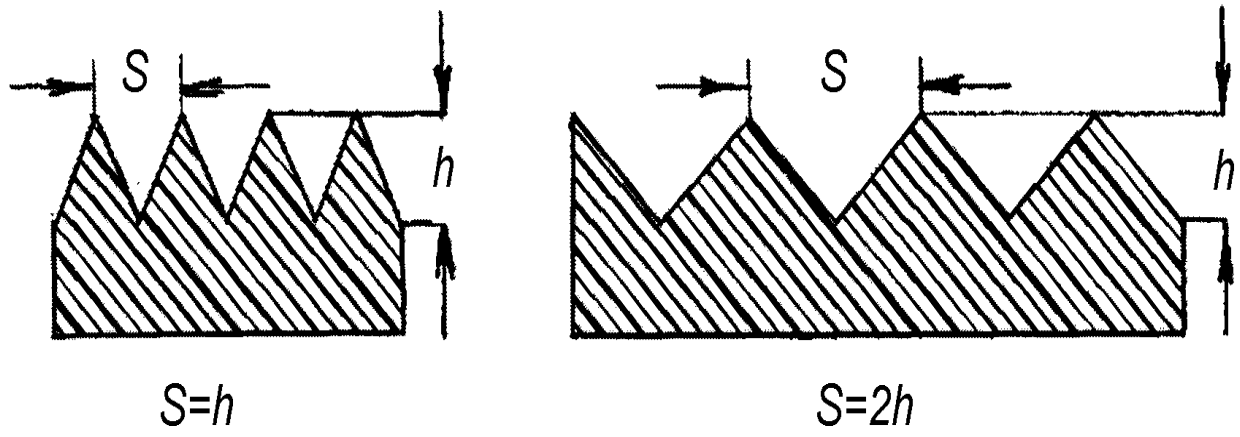


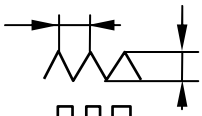
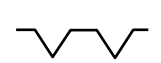
Рис. 3.33. Форма і розміри ріблетів

Дослідження, проведені французьким дослідницьким центром ONERA, підтверджують, що використання такої рифленої поверхні може бути сприятливим для ламінаризації примежового шару.

Центр NASA досліджує ріблети на літаку "Ліърджет", а фірма "Боїнг" – на Т33. У Франції ONERA разом із фірмою Аероспасьяль почали перші експериментальні дослідження в АДТ F2 на фюзеляжі літака типу аеробуса з використанням ріблетів.

Таблиця 3.1

Дослідження НДЦ ім. Ленглі (США)

Форми ріблетів	Число випробуваних моделей	Глибина канавок, см	Крок канавок, см
S h	11	0,025…0,102	0,025…0,315
	7	0,005…0,051	0,051…0,343
	2	0,025…0,051	0,114
	3	0,025…0,051	0,051…0,147
	3	0,025…0,051	0,051…0,101
	3	0,025	0,051
	3	0,051…0,07	0,01…0,07
	1	0,025	0,051
	1	0,025	0,102
	5	0,025…0,051	0,058…0,117

Перші дослідження дали обнадійливі результати. Це зумовило льотні дослідження на літаку А300, де ріблети наклеювалися на кормову частину гондоли двигуна, пілона і в околицях крила (рис. 3.34).

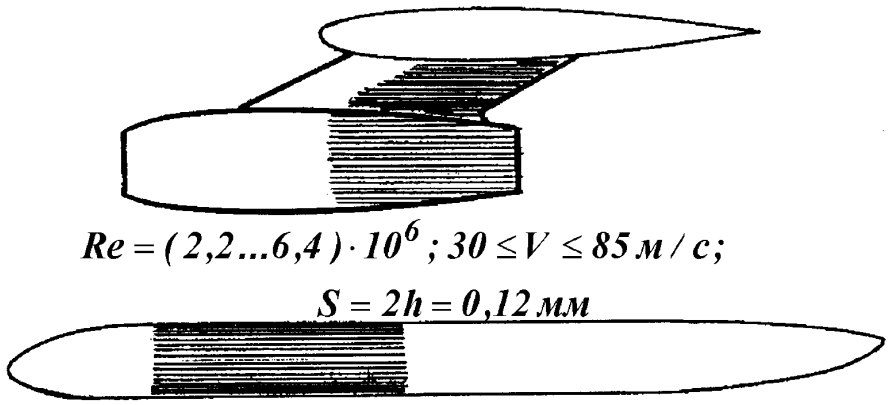


Рис. 3.34. Ріблети на гондолах двигунів, пілоні та фюзеляжі

Наступна група засобів зводиться до керування турбулентним обтіканням та управління великими вихровими структурами. Це пояснюється тим, що перехід ламінарного примежового шару в турбулентний супроводжується повним відривом потоку від поверхні крила. Тому виникає задача запобігти відриву примежового шару, який може призвести не тільки до збільшення опору тертя, але й до втрати стійкості руху всього літака і ефективності рульових поверхонь. Є сенс перевести ламінарний примежовий шар у турбулентний раніше природного переходу і зробити цей турбулентний шар більш стійким, з великим запасом кінетичної енергії і не схильним до відриву.

Одним із таких засобів є використання турбулізаторів (або "генераторів вихорів") в місцях найбільш можливого переходу ламінарного примежового шару в турбулентний для активізації примежового шару, а також для запобігання його відриву від поверхні крила із зростанням швидкостей польоту і кутів атаки.

Примежовий шар (розглянемо його властивість при обтіканні крила) розвивається під час руху вздовж хорди крила, збільшуючись по товщині і втрачаючи свою енергію за рахунок тертя об поверхню крила. При підході до зони профілю з позитивним градієнтом тиску (зони, де після піка розрідження тиск починає зростати) примежовий шар, який втратив енергію і швидкість, не може пробитися до зони з підвищеним тиском; він накопичується і відривається від поверхні крила. Разом із примежовим шаром відривається і основний обтікаючий потік – починається відрив потоку з даної ділянки крила, який зазвичай має тенденцію розвиватися назад по потоку до заданої кромки крила і в сторони.

Те ж саме відбувається і в польоті на великих дозвукових швидкостях, якщо на верхній поверхні профілю виникає зона місцевих надзвукових швидкостей і виникає стрибок ущільнення або звукова хвиля. Як відомо, за стрибком ущільнення виникає зона з підвищеним тиском, і примежовий шар, позбавлений можливості пробитися до неї, відривається через стрибок ущільнення; таким чином, знову виникає відрив потоку.

Турбулізатори у вигляді лопаток розміщуються на поверхні крила на початку зони з позитивним градієнтом тиску (рис. 3.35).

І. Лопатки турбулізаторів розміщені під одним і тим же кутом до потоку і створюють вихори одного і того ж напрямку обертання.

Оптимальні розміри:

$$h = (0{,}010...0{,}012)\cdot b\,,\ b \text{ – хорда крила;}$$

$$D/h = 5...6 \text{ (застосовується від 4 до 8);}$$

$$l = (1{,}25...2{,}5)\cdot h;\quad \alpha = 15^\circ\,.$$

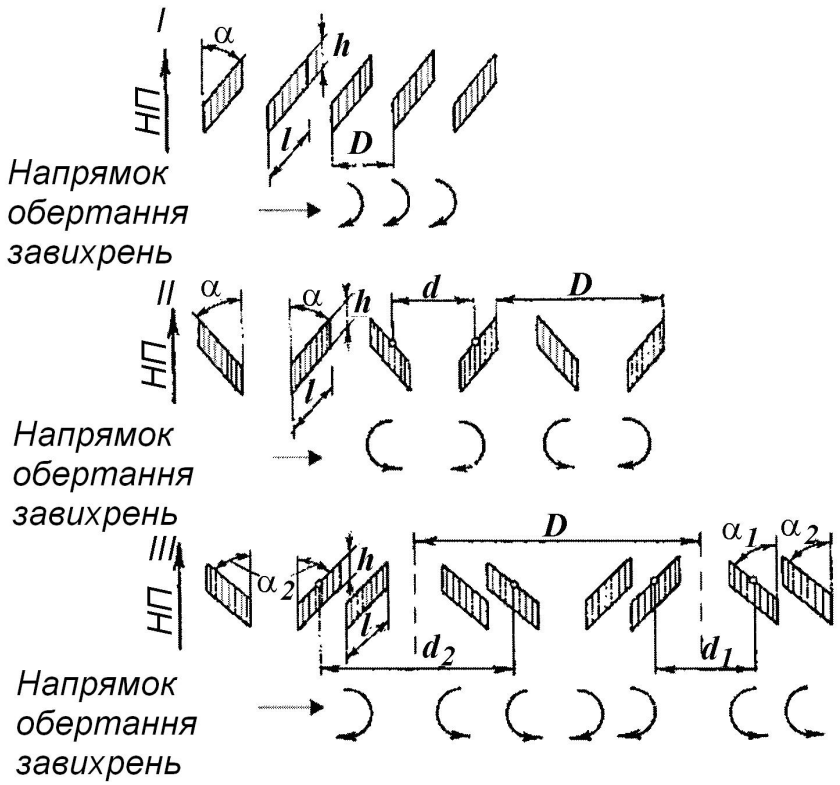


Рис. 3.35. Можливі схеми розміщення турбулізаторів та їх оптимальні розміри

II. Лопатки турбулізаторів розміщені попарно, носками в різні боки і створюють вихори протилежних напрямків обертань.

Оптимальні розміри:

а) для забезпечення високої ефективності й великої довжини дії вихорів:

$$h = (0{,}010...0{,}012) \cdot b \;;\; l = 2{,}5 \cdot h;\; \alpha = 15^\circ;\; D/h = 10;\; D/d = 4;$$

б) для забезпечення максимальної ефективності при меншій довжині дії вихорів:

$$h = (0{,}010...0{,}012) \cdot b \;;\; l = 1{,}25 \cdot h;\; \alpha = 15^\circ;\; D/h = 5;\; D/d = 4.$$

III. Біпланне розміщення лопаток турбулізаторів.

Оптимальні розміри:

а) для забезпечення високої ефективності й великої довжини дії вихорів:

$$h = (0{,}010...0{,}012) \cdot b;\; l = 2{,}5 \cdot h;\; \alpha_1 = 20^\circ;\; \alpha_2 = 15^\circ;\; D/h = 11{,}25;$$

$$D/d_1 = 4{,}5;\; D/d_2 = 4{,}5/3{,}5 = 1{,}28;$$

б) для забезпечення максимальної ефективності при меншій довжині дії вихорів:

$$h = (0{,}010...0{,}012) \cdot b;\; l = 1{,}6 \cdot h;\; \alpha_1 = 15^\circ;\; \alpha_2 = 15^\circ;\; D/h = 5;\; D/d_1 = 4;$$

$$D/d_2 = 4/3 = 1{,}333.$$

На верхній схемі рис. 3.32 зображено механізм впливу таких вихорів на примежовий шар. Видно, що вихори нібито "навивають" примежовий шар на себе, різко зменшуючи товщину цього шару між вихорами.

Лопатки можуть розташовуватися по черзі розгорнутими в праву і в ліву сторони до напрямку потоку, створюючи пару лопаток з віддаленими носками. Такі лопатки створюють пари вихорів, які обертаються в різні сторони; механізм їх впливу на примежовий шар зображено на нижній схемі рис. 3.36. Видно, що вихори притягують примежовий пласт до себе і відкидають його догори між собою. Оптимальні розміри: $h = (0{,}010...0{,}012) \cdot b$; $l = 2{,}5 \cdot h$; $\alpha = 15^{\circ}$; $D / h = 10$; $D / d = 4$.

У випадках, якщо потрібно перешкодити утворенню відриву потоку на великій ділянці крила і якщо недостатньо точно визначено зону, де мають бути встановлені турбулізатори, доцільно розташовувати їх повернеными в одну сторону. У цьому випадку вони менше реагують на зміну напрямку обтікання. Повернені в одну сторону турбулізатори, як видно з рис. 3.36, створюють ковзання шару в бік обертання вихорів. На стрілоподібному крилі це може бути використано для створення руху примежового шару, зустрічного руху примежового шару до кінця крила, властивого стрілоподібним крилам.

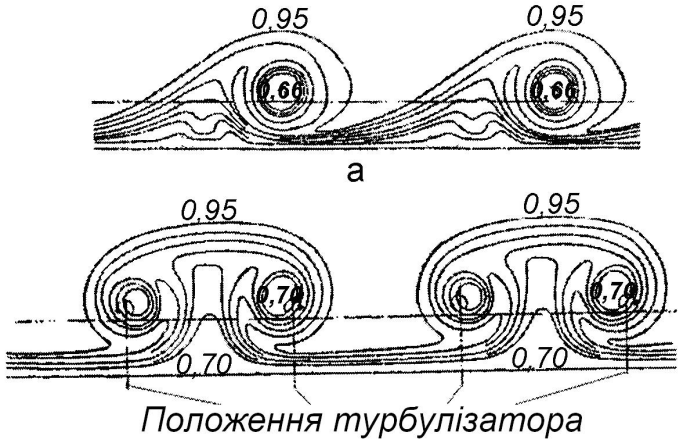


Рис. 3.36. Схема впливу системи вихорів, створюваних турбулізаторами, на примежовий шар: а – вихори одного напрямку обертання; б – вихори, які обертаються в різні сторони

Турбулізатори, розгорнуті попарно в різні сторони, можуть створювати більш потужні вихрові системи, які перешкоджають дуже інтенсивним місцевим зривам потоку з-під стрибка ущільнення. Але ця схема більш чутлива до правильного вибору розмірів лопаток і розташування їх по хорді крила.

Застосування турбулізаторів на сучасних пасажирських реактивних літаках і на великій кількості бойових реактивних літаках дозволяє:

1. За рахунок збереження оптимального обтікання крила отримати значення M, на 0,02…0,07 більше, ніж на тих же літаках без турбулізаторів, тобто приріст швидкості до 80 км/год із збереженням при цьому нормальних характеристик стійкості й керованості.

2. Підвищити ефективність органів керування – елеронів і рулей – при польоті з великими швидкостями і на великих кутах атаки (якщо, наприклад, з кінців крила

починається зрив у районі передньої кромки елерона, який опускається вниз). При встановленні турбулізаторів підвищується ефективність органів керування (наприклад рулів напряму) при великих кутах їх відхилення, якщо за відсутності турбулізаторів часто настає відрив примежового шару.

3. Ліквідувати зрив потоку типу "бафтинг" у місцях стиків окремих елементів літака, особливо якщо поверхні цих елементів – під прямим або гострим кутом (наприклад, з'єднання горизонтального і вертикального оперення з фюзеляжем), і в місцях, де через велику кривизну поверхні можливі більші прискорення набігаючого потоку (наприклад, на верхній поверхні фюзеляжу біля ліхтаря льотчиків або на бічних поверхнях фюзеляжу в районі їх розширення за "правилом площ"). Це дозволяє не тільки ліквідувати трясіння літака і органів керування під ударами вихорів, які зриваються, але й збільшити швидкість польоту за рахунок зменшення енергетичних втрат. На рис. 3.37 показано схему дії вихорів, створюваних турбулізаторами в кутовому з'єднанні поверхонь елементів літака.

Природно, що утворення турбулізаторами вихорів пов'язано з витратами енергії, тому опір літака збільшується. Але виграш, який виходить від зменшення опору при усуненні та зменшенні зривів з обтікаючих поверхонь, значною мірою компенсує опір самих турбулізаторів.

Зменшення опору турбулізаторів може бути досягнуто видозміною їхньої форми (замість прямокутних використовувати клиноподібні). Радикальним вирішенням проблеми опору турбулізаторів є прибирання їх в крило на крейсерських режимах польоту (якщо небезпека відриву примежового шару малоймовірна), як це зроблено на літаку Де Хевилленд "Трайдент".

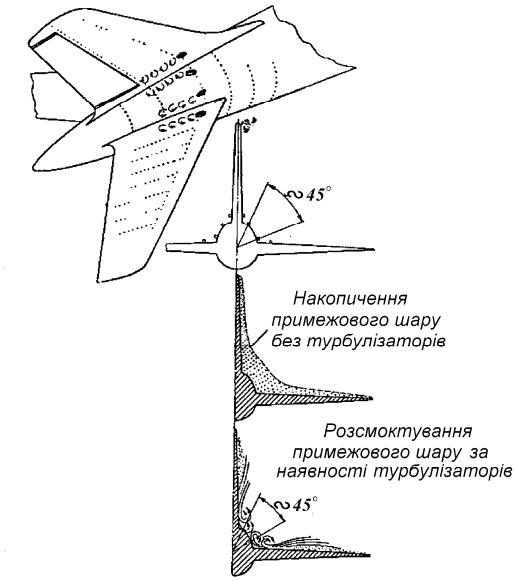


Рис. 3.37. Схема впливу вихорів, створюваних турбулізаторами, на примежовий шар у кутовому з'єднанні поверхонь елементів літака

Турбулізатори такого типу, як показано на рис. 3.37, були встановлені на літаку Ан-22 "Антей" в місцях стиків вертикального і горизонтального оперень.

Більш докладно розглянемо питання шкідливої інтерференції (взаємного впливу) між елементами літака.

У зв'язку зі зростанням швидкостей літаків (у тому числі і пасажирських) підвищилося значення інтерференції або взаємного впливу між окремими частинами літака, наприклад між крилом і фюзеляжем. Зазвичай цей взаємний вплив призводить до значного збільшення опору літака, особливо в зоні навколозвукових швидкостей польоту.

Експерименти, проведені в багатьох країнах світу, встановили, що можна зменшити вплив інтерференції між елементами літака на зростання опору, отримавши "позитивну" інтерференцію, тобто інтерференцію, яка сприяє зменшенню додаткового опору, отриманого в результаті об'єднання окремих частин літака в одне ціле. Ця обставина дозволяє збільшити крейсерські швидкості польоту до швидкостей, близьких до швидкості звуку, а для надзвукових літаків дає можливість більш "м'якого" і економічного подолання звукового бар'єра.

Один із шляхів отримання позитивної інтерференції – розміщення реактивних двигунів у корені крила. Зазвичай в місці стику крила і фюзеляжу виходить найбільш сильна взаємна інтерференція внаслідок різного характеру повітряних потоків, які обтікають крило та фюзеляж. Особливо сильна інтерференція з утворенням вихорів і "бафтинга" (періодично збіжних вихорів, які б'ють по конструкції самого крила і по хвостовому оперенню) з'являється при об'єднанні крила і фюзеляжу в схемі "низькоплана".

Боротьба з цим явищем в авіації почалася з появи схеми моноплана і йшла шляхом або переходу до середнього розташування крила, або створення "залізів", що згладжують місце стику крила і фюзеляжу і заповнюють це місце, щоб дати можливість повітряним потокам, що обтікають крило і фюзеляж, вирівнятися, злитися один з іншим. Але за рахунок зростання обтічної поверхні при цьому збільшується опір тертя.

Установлення реактивних двигунів у корені крила, як це зроблено на літаках Ту-16, Ту-124, Де Хевилленд "Комета", створює в місці стику крила і фюзеляжу при працюючих двигунах ефект ежектора. Реактивний струмінь від двигунів, затягуючи за собою повітряні потоки, що оточують крило і фюзеляж, створює "активний" заліз, значно зменшуючи загальний опір літака.

Іншим шляхом використання інтерференції між елементами літака з метою зменшення опору є використання "правила площ". Це "правило площ" може бути сформульовано в такому вигляді: для того, щоб літак мав мінімальний опір, його треба спроектувати так, щоб наростання його обсягу по довжині було плавним і максимально наближеним до зростання обсягу веретеноподібного тіла найменшого опору.

Якщо уявити обсяг літака у вигляді епюри площ поперечних перерізів, площа якої дорівнює обсягу літака, то для задоволення "правила площ" необхідно, щоб ця епюра мала плавний характер. На рис. 3.38 схематично показано епюру площ

поперечних перерізів для звичайного з'єднання крила і фюзеляжу і для з'єднання з модифікованим фюзеляжем.

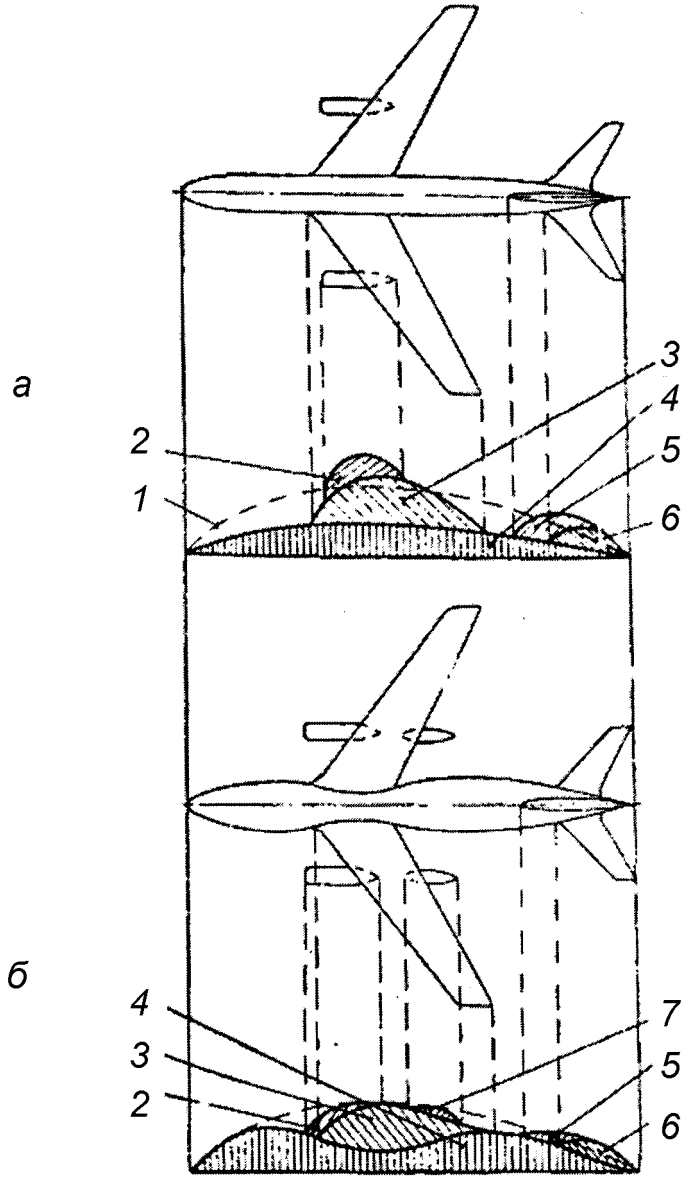


Рис. 3.38. Схема епюр площ поперечного перерізу літаків:
а – без урахування правила площ; б – з урахуванням його; 1 – тіло найменшого опору; 2 – гондоли двигунів; 3 – крило; 4 – фюзеляж; 5 – вертикальне оперення; 6 – горизонтальне оперення; 7 – гондоли шасі

На рис. 3.39, 3.40 показано зміну величини C_x залежно від числа M для комбінації "крило – фюзеляж" з циліндровим фюзеляжем і фюзеляжем, модифікованим згідно з правилом площ. З рисунків видно, що застосування правила площ дозволяє змістити початок зростання C_x по M на великі значення величини M, тобто отримати завдяки цьому можливість літати з великими крейсерськими швидкостями.

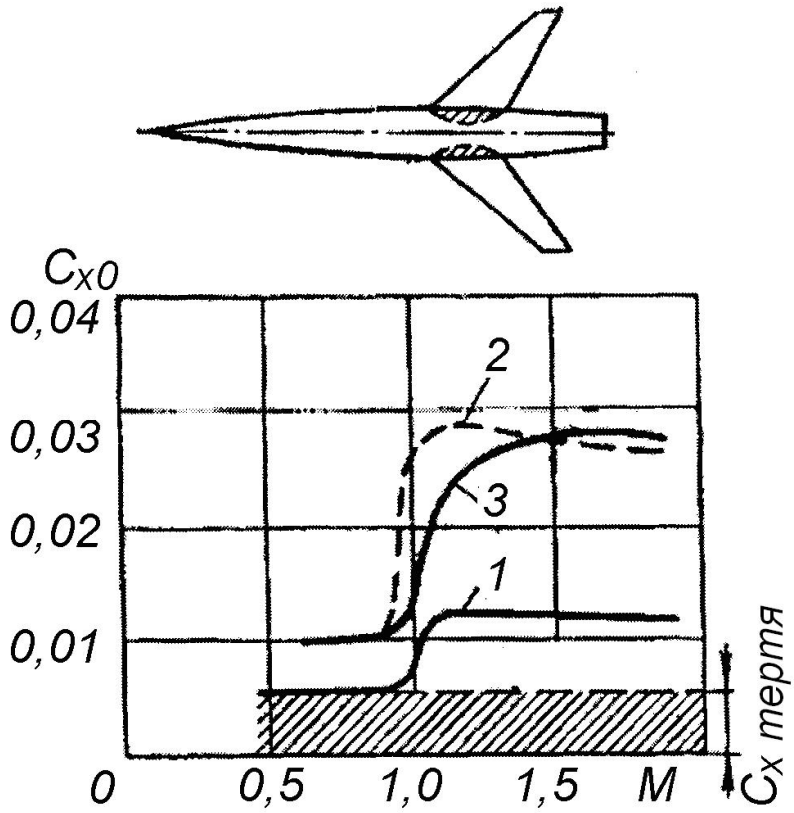


Рис. 3.39. Залежність коефіцієнта C_x від числа M для з'єднання фюзеляж + крило з циліндричним і підтиснутим фюзеляжем: 1 – тільки тіло обертання; 2 – фюзеляж без підтискання з крилом; 3 – фюзеляж з підтисканням і крилом

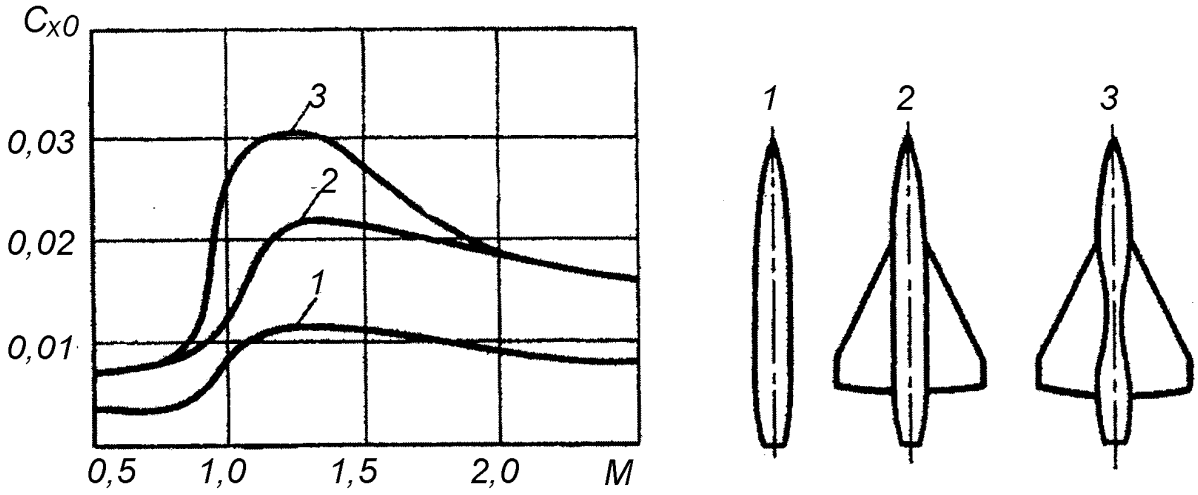


Рис. 3.40. Вплив підтискання фюзеляжу на величину коефіцієнта лобового опору комбінації "крило – фюзеляж"

Найбільш наочно правило площ використано при компонуванні англійського палубного бомбардувальника Блекберн NA.39 "Бакенір" (рис. 3.41).

Взаємний вплив фюзеляжу на крило великого подовження ослаблено через віддалення кінцевих відсіків крила від фюзеляжу, і тому найбільш доцільно в цьому випадку замість потовщення фюзеляжу за крилом, як це зроблено на літаку NA.39, застосувати установлення на крилі гондол у вигляді крапель, які відіграють таку ж роль у більш плавній зміні об'ємів літака по його довжині, як і модифікація фюзеляжу.

Вперше гондоли на крилі з метою зменшення загального опору літака були встановлені на літаках Ту-104 і Ту-114 (рис. 3.42, 3.43), де ці гондоли використані як гондоли шасі. На рисунку видно гондоли шасі у вигляді надбудов на крилі для зменшення загального опору літака на навколозвукових швидкостях польоту і гондоли двигунів з повітрозабірниками, виконаними за правилами площ.

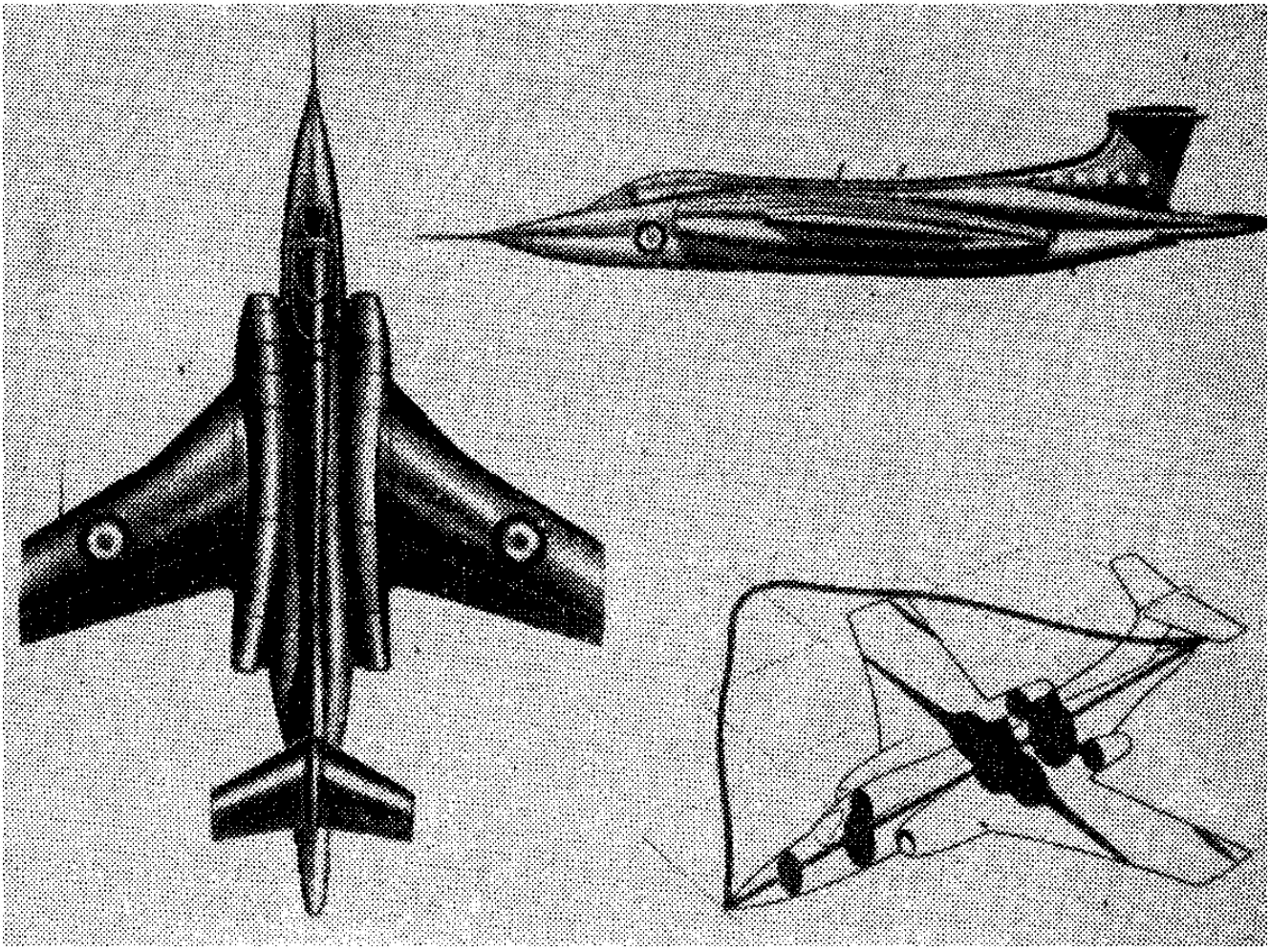


Рис. 3.41. Загальний вигляд англійського палубного бомбардувальника Блекберн NA.39 "Бакенір", у компонуванні якого наочно виконано правило площ

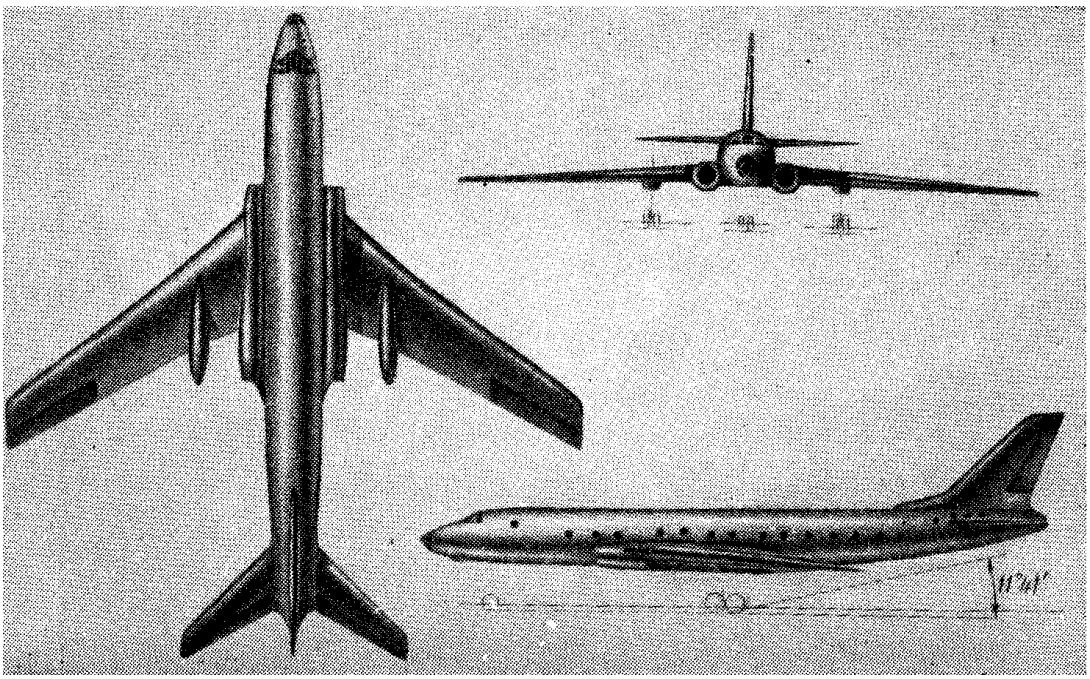


Рис.3.42. Літак Ту-104

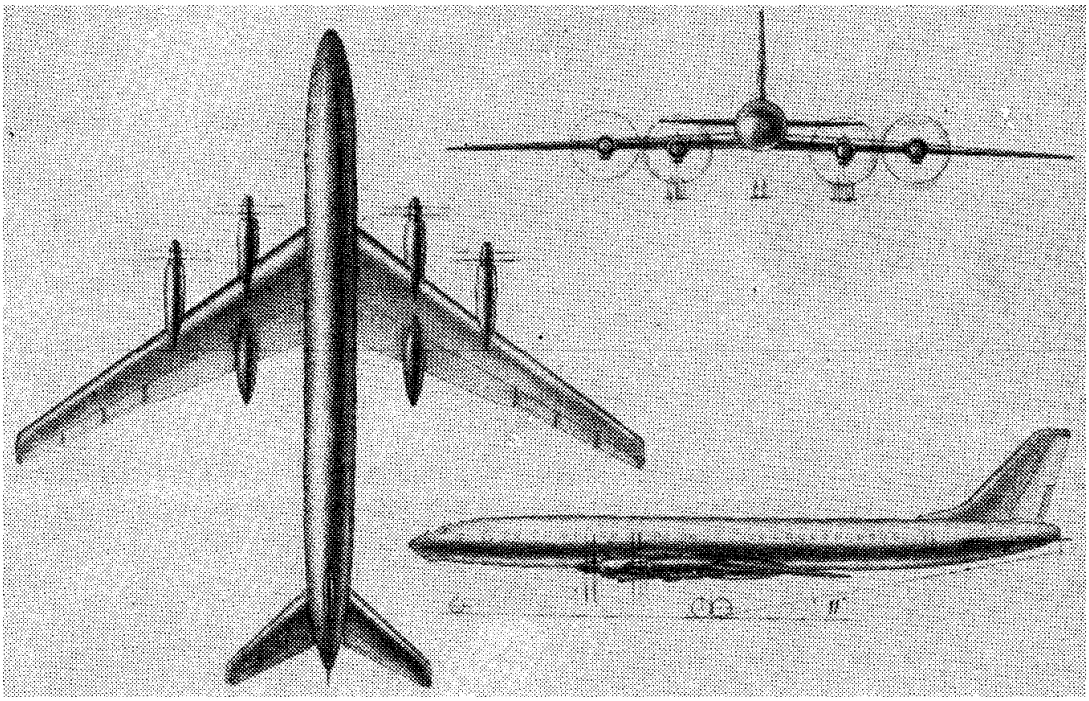


Рис. 3.43. Загальний вигляд літака Ту-114 в трьох проекціях

Пізніше з'явився літак "Конвер 990", на крилі якого було встановлено чотири гондоли, які використовувалися для розміщення паливних баків (рис.3.44).

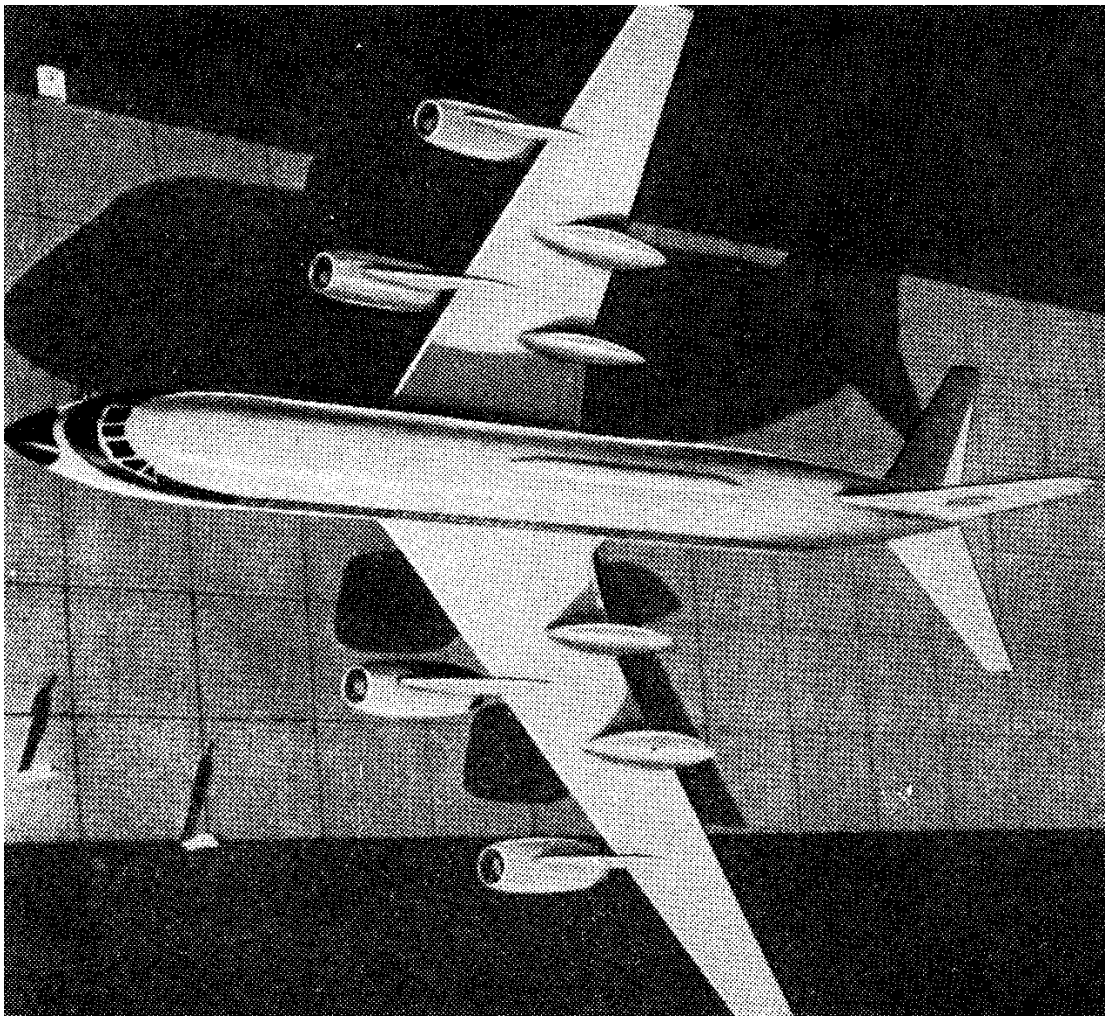


Рис. 3.44. Літак "Конвер 990"

На літаку "Конвер 990" комплекс засобів підвищення крейсерських швидкостей польоту, включаючи установку гондол у вигляді крапель на крилі, дозволив отримати максимальну крейсерську швидкість 1030 км/год (M = 0,91).

З рис. 3.39 видно, що застосування правила площ дає зменшення приросту $C_{x\,хв}$ у зоні трансзвукових швидкостей на 25…30 %. З подальшим зростанням швидкостей вплив правила площ зменшується, і при числах M = 1,8…2,0 воно вже практично не відчувається. Все це відноситься до польотів при C_y = 0,05…0,5. При великих значеннях C_y внаслідок істотного збільшення значення індуктивного опору C_{xi} вплив правила площ зменшується.

Для швидкісних літаків-винищувачів, особливо надзвукових, правило площ дістало подальшого розвитку у вигляді так званого диференціального правила площ, а потім і в появі інтегральної схеми літака.

Диференціальне правило площ зводиться до того, що зменшення об’єму літака над крилом здійснюється інтенсивніше, ніж під крилом. Це буде зрозуміло, якщо розглянути (рис. 3.45) поперечний переріз літака, виконаного за цим правилом.

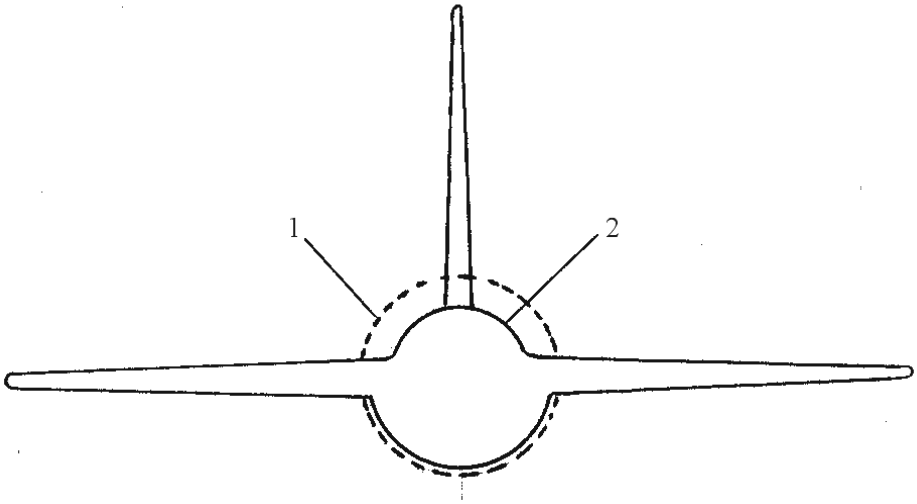


Рис. 3.45. Правило площ: 1 – переріз літака без правила площ; 2 – переріз літака, виконаного за диференціальним правилом площ

Інтегральна схема літака (інтегральне об'єднання крила і фюзеляжу) характеризується тим, що місце з'єднання крила і фюзеляжу зовсім "розмито" і не має видимого переходу одного агрегату (крила) у другий (фюзеляж). Досить наочно демонструють інтегральну схему кілька поперечних перерізів літака-винищувача "Дженерал Дайнемікс F-16" (рис. 3.46, а, б) і на вигляді спереду літаків "Рокуелл В-1" (рис. 3.46, в), "Сухий Су-27 "(рис. 3.46, г), Ту-160 (рис. 3.46, д).

Хвильовий опір пов'язаний з наявністю стрибка ущільнення на верхній поверхні крила і залежить від його інтенсивності. Пом'якшення стрибків ущільнення шляхом збільшення стрілоподібності крила і зменшення його відносної товщини $\overline{C}$ у цей час практично вичерпали свої можливості. До того ж збільшення χ і зменшення $\overline{C}$ призводять до цілого ряду неприємних наслідків, таких, як збільшення маси крила, зниження його жорсткості, кінцеві зриви потоку, обмеження кутів атаки. Поява суперкритичних профілів в 70-ті роки дозволила керувати стрибком ущільнення на крейсерських режимах польоту.

Розглянемо докладніше переваги суперкритичних профілів для крил сучасних літаків.

Суперкритична аеродинаміка забезпечує ефективний політ зі швидкостями, які наближаються до швидкості звуку або поліпшують конструкційну і аеродинамічну ефективність літака при менших швидкостях. При розумному компромісі між перевагами в швидкості й конструкції можна створити літаки, здатні до польотів у широкому діапазоні дозвукових швидкостей. Незалежно від швидкості виграш від застосування суперкритичної техніки може бути використаний для зниження шуму приблизно на 10EPN дБ, для поліпшення характеристик бафтингом або для підвищення запасу поздовжньої стійкості за перевантаженням.

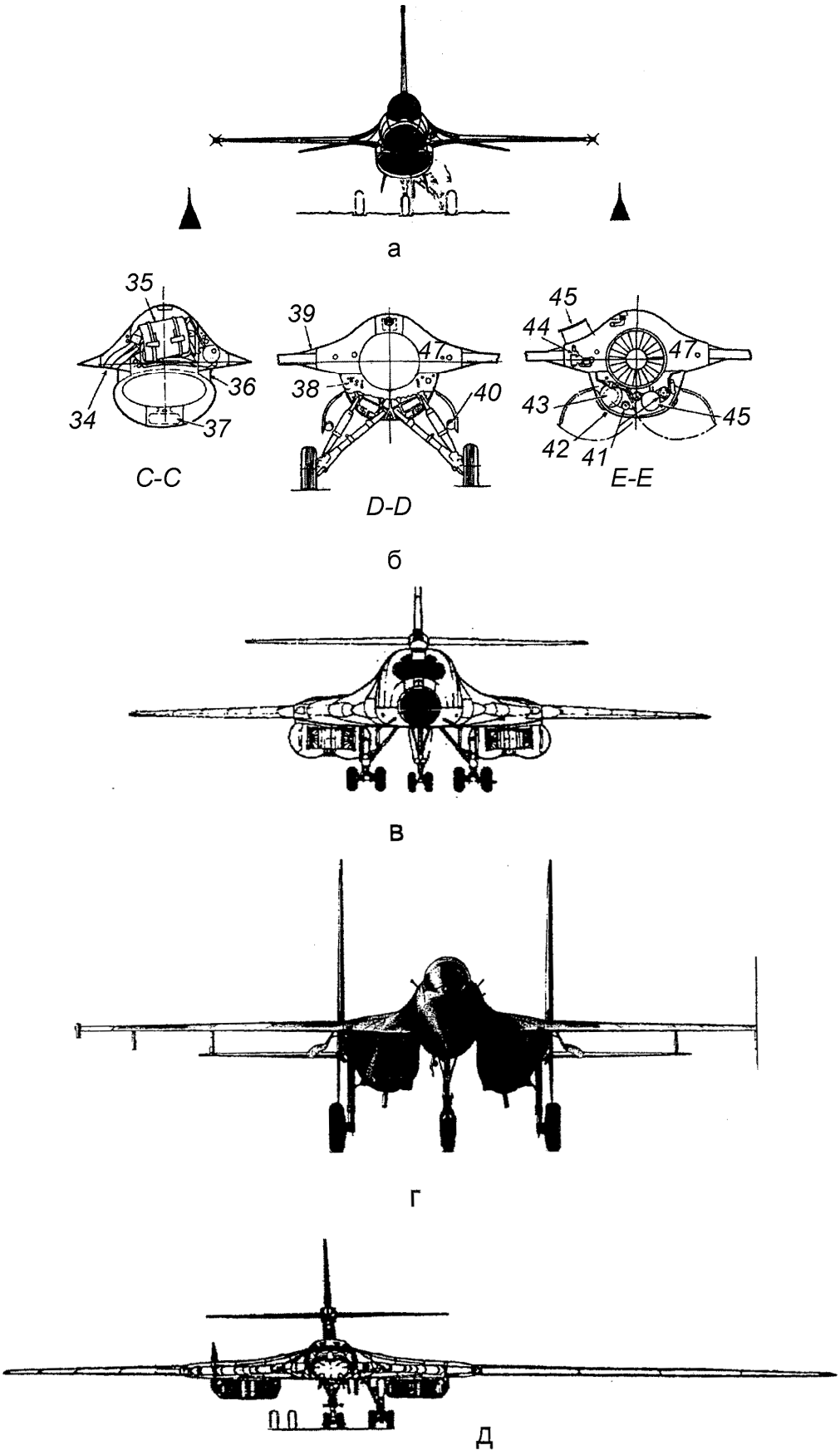


Рис. 3.46. Інтегральна схема літака

Суперкритичний перебіг виникає при досить великій швидкості польоту літака, якщо на крилі або фюзеляжі виникає область локальних надзвукових швидкостей. У разі товстого крила або фюзеляжу закритичний перебіг може виникати при досить малій швидкості, якій відповідають числа $M \approx 0{,}65\ldots0{,}7$; у тонких крил або фюзеляжів критичні явища можуть не виникати до швидкостей, близьких до швидкості звуку.

Принципова різниця між звичайними і суперкритичними крилами обумовлена їх профілями. При закритичних значеннях місцевих чисел M від обох крил вертикально вгору поширюються області надзвукових течій. Про це можна свідчити по рис. 3.47.

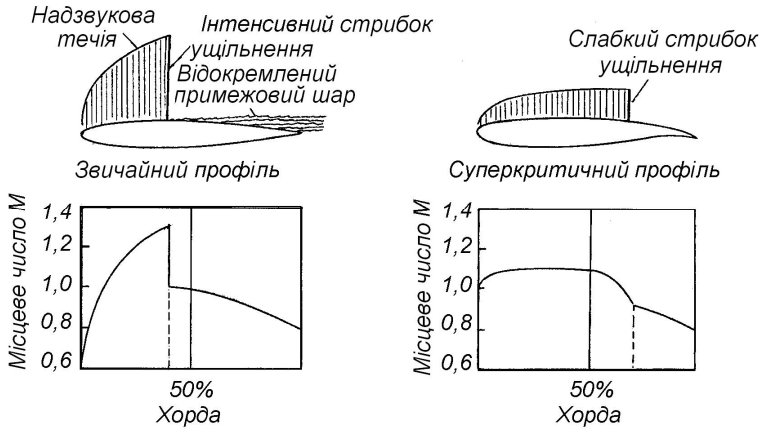


Рис. 3.47. Схема обтікання профілів

Там же показані області надзвукових течій на верхній поверхні профілів. Область надзвукового перебігу зазвичай закінчується стрибком ущільнення, який призводить до втрати енергії і, отже, до збільшення опору. Разом із тим підвищення тиску на поверхні крила в стрибку ущільнення може спричинити відрив примежового шару і пов'язане з ним додаткове збільшення опору, сильний бафтинг крила, порушення стійкості і керованості літака. Відрив, зумовлений стрибком ущільнення, спочатку виникає на поверхні крила; частки повітря в примежовому шарі, які мають малий запас кінетичної енергії, не можуть подолати різке підвищення тиску в стрибку. Більш плоска форма верхньої поверхні суперкритичного крила приводить одночасно до скорочення довжини та інтенсивності стрибка ущільнення, до зниження несприятливих градієнтів тиску за стрибком і до відповідного зниження опору. Розподіл тиску на верхній поверхні суперкритичного крила, більш рівномірне зменшення піднімальної сили суперкритичного профілю внаслідок зменшення кривизни його поверхні компенсуються збільшенням кривизни його середньої лінії поблизу задньої кромки.

Аналіз характеристик профілів показує, що використання суперкритичних профілів для цивільних літаків забезпечує три переваги. Такі літаки призначені для польотів із помірними дозвуковими швидкостями, які відповідають числам M = 0,65…0,85. У цьому випадку застосування суперкритичного профілю дозволяє зменшити масу конструкції завдяки використанню більш товстих крил або зменшення стрілоподібності крила, або того й іншого одночасно без погіршення аеродинамічної

якості літака. Зменшення маси планера дозволяє збільшити платне навантаження чи обсяг палива або компенсувати додаткову масу установки шумоглушників, поліпшити аеродинамічні характеристики літака шляхом збільшення подовження крила (рис.3.48).

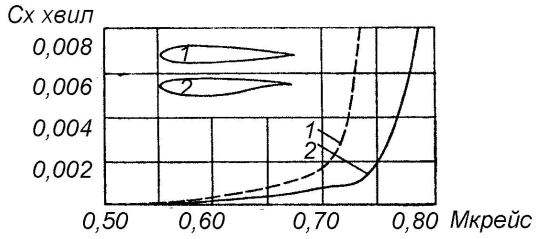


Рис. 3.48. Залежність величини хвильового опору від крейсерського числа M польоту: 1 – звичайний профіль; 2 – суперкритичний профіль

Друга область використання суперкритичних профілів – підвищення крейсерської швидкості літака шляхом зниження його опору при навколозвукових швидкостях. Це може мати найбільшу привабливість для ділових літаків, але може виявитися вигідним також для цивільних і військових літаків, приводячи до скорочення часу польоту. Досліди, проведені в аеродинамічних трубах, показали, що об'єднання суперкритичного профілю із стрілоподібним крилом у схемі, яка відповідає правилу площ, робить можливим ефективний крейсерський політ зі швидкістю, близькою до швидкості звуку (рис. 3.49) .

Третя потенційна вигода від використання суперкритичних профілів пов'язана з поліпшенням характеристик літака за бафтингом і маневреністю. При ретельному компонуванні крила з такими профілями можна істотно підвищити число M, яке відповідає початку бафтинга при заданому коефіцієнті піднімальної сили, і збільшити максимальний коефіцієнт піднімальної сили, що відповідає початку бафтинга при заданому числі M. Ці висновки підтверджені результатами експериментальних досліджень.

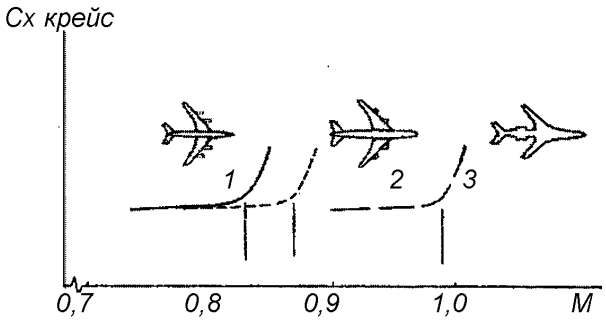


Рис. 3.49. Залежність коефіцієнта лобового опору в крейсерському польоті від числа M для реактивних транспортних літаків ($C_y = C_{y\,крейс}$):
1 – звичайний профіль крила; 2 – сучасний профіль крила; 3 – перспективний суперкритичний профіль крила

Дані досліджень в АДТ і льотний експеримент на американському літаку Т-2С показали (рис. 3.50), що добре спроектоване суперкритичне крило може забезпечити зростання числа M на 15% порівняно із звичайним крилом однакової товщини профілю.

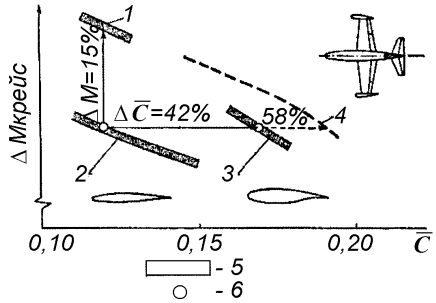


Рис. 3.50. Два методи використання суперкритичних профілів на прямих крилах: 1 – суперкритичне; 2 – звичайне; 3 – суперкритичне; 4 – крило, яке проектується; 5 – випробування в трубі; 6 – льотні випробування

Якщо суперкритичний профіль використовують для підвищення міцності конструкції шляхом збільшення товщини крила, то, як видно з результатів трубних і льотних досліджень, збільшення відносної товщини на 42% (від $\overline{C}$ = 0,12 до $\overline{C}$ = 0,17) не приводить до зменшення крейсерського числа M. Додаткові дослідження суперкритичних профілів довели можливість збільшення їх товщини приблизно на 58% без погіршення аеродинамічних характеристик.

Бафтинг прискорює втому і створює некомфортні умови для пасажирів. Суперкритичне крило має значно кращі характеристики бафтинга, ніж звичайне крило у всьому діапазоні робочих режимів. Застосування таких крил дозволяє підвищити запас поздовжньої стійкості за перевантаженням і збільшити висоту виникнення бафтинга при постійному числі M порівняно з розрахунковою крейсерською висотою (рис. 3.51).

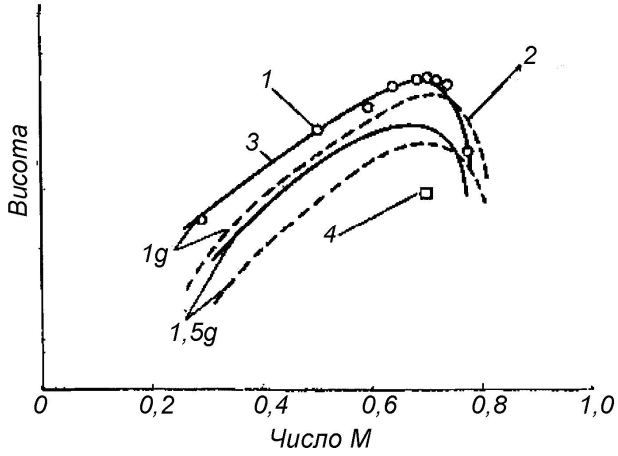


Рис. 3.51. Кордон бафтинга для літака Т-2С:

1 – суперкритичне крило, $\overline{C}$ = 0,17, льотні дані; 2 – звичайне крило, $\overline{C}$ = 0,12, льотні дані; 3 – результати трубних випробувань; 4 – розрахунковий крейсерський режим

Друга перевага товстих суперкритичних крил виявляється при малих швидкостях польоту. Виявилося, що максимальна піднімальна сила суперкритичного крила літака Т-2С без закрилків більше, ніж максимальна піднімальна сила старого немодифікованого крила з відхиленими закрилками (рис. 3.52).

Дослідження показали також малу чутливість суперкритичного крила до дрібних порушень обводів крила (хвилястість, шорсткість).

Другою можливістю впливу на хвильовий опір літака є використання крила змінюваної кривизни.

Як уже підкреслювалося раніше, швидке зростання цін на паливо і постійні зміни вимог до кількості пасажирів і дальності польоту стимулюють дослідження в галузі аеродинаміки і проектування перспективних літаків, пошуки конструктивних розробок, які не тільки приводять до потенційного поліпшення льотних характеристик, але і розширюють можливості експлуатації нових літаків.

Одне з можливих рішень проблеми – концепція адаптивного крила. Дослідження, які проводилися німецькою фірмою МВВ, показали важливість впливу керування кривизною профілю на льотні характеристики перспективних трансзвукових (навколозвукових) літаків. Навіть за допомогою "фіксованої" зміни кривизни профілю може бути збільшено аеродинамічну якість і розширено діапазон безпечних режимів польоту, обмежений бафтингом і дивергенцією крила.

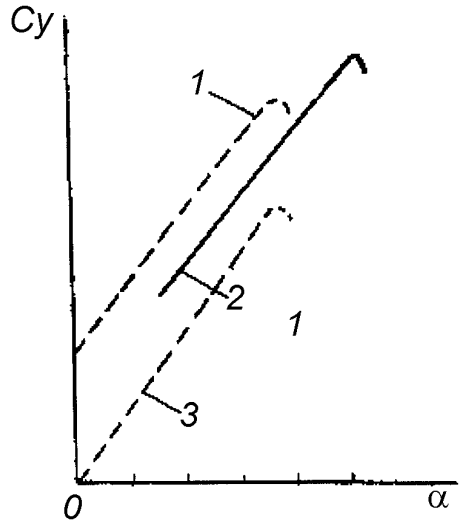


Рис. 3.52. Характеристики піднімальної сили літака Т-2С (мала швидкість, режим малого газу): 1 – звичайне крило, закрилки випущені; 2 – суперкритичне крило, закрилки прибрані; 3 – звичайне крило, закрилки прибрані

Але гнучка обшивка, яка допускає зміну кривизни по всій хорді профілю, при сучасному рівні технології не може бути виготовлена. Тому для створення необхідних змін кривизни профілю використовують існуючі поверхні керування і механізацію крила. Поділ задньої кромки крила на чотири сегменти – I-IV (рис. 3.53) дозволяє варіювати кривизну профілю уздовж розмаху.

У разі додаткового використання механізації передньої кромки крила розташування її сегментів має відповідати сегментам задньої кромки. Можливі конструктивні рішення зміни кривизни передньої кромки крила показані на рис. 3.54.

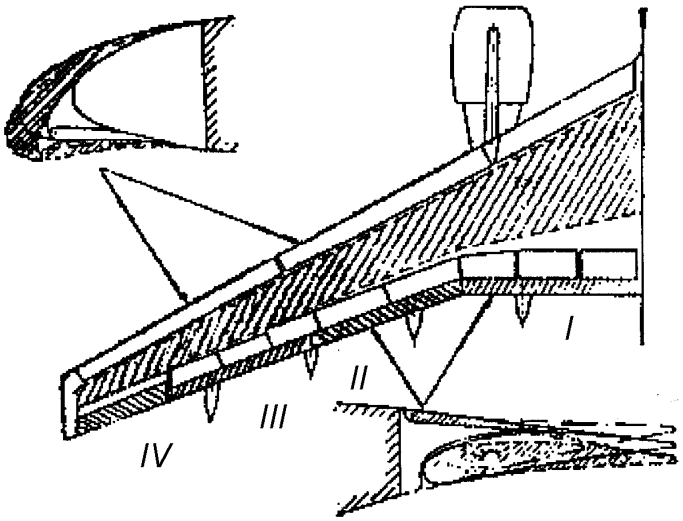


Рис. 3.53. Концепція адаптивного крила транспортного літака

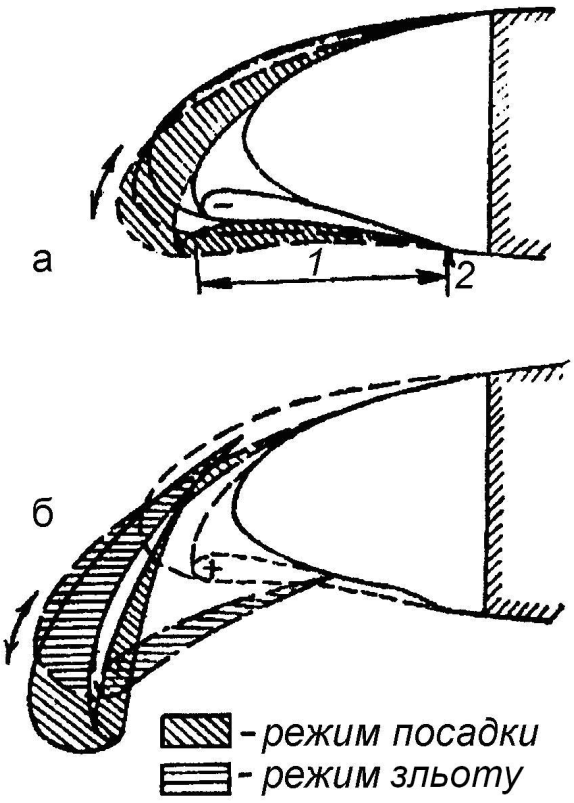


Рис. 3.54. Принципова схема передньої кромки профілю:
а – крейсерський режим; б – режим зльоту і посадки;
1 – частково гнучка обшивка; 2 – попередньо навантажений щиток

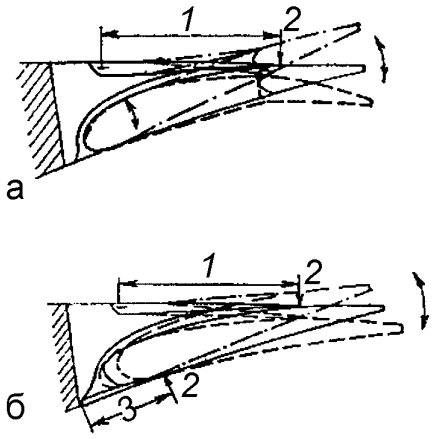


Рис. 3.55. Принципова схема задньої кромки профілю:
а – зміна кривизни без випускання закрилка; б – зміни кривизни із випусканням закрилка; 1 – частково гнучка обшивка; 2 – попередньо навантажений щиток; 3 – гнучка обшивка

На рис. 3.55 показано можливість зміни кривизни профілю за допомогою механізації задньої кромки крила. У цьому випадку бажана кривизна досягається загальним відхиленням закрилка й інтерцептора (повітряного гальмівного щитка). Для деяких закрилків (типу Фаулера) додаткове поліпшення характеристик може бути забезпечено шляхом збільшення площі крила (при висуненні закрилка).

Ідеальну гнучку поверхню передньої і задньої кромок крила неможливо зараз реалізувати на транспортних літаках. Але навіть використання тільки спрощеного засобу зміни кривизни задньої кромки (рис. 3.56) поліпшить аеродинамічні характеристики літака, які виправдають ускладнення конструкції.

За даними АРТ 1348 від 27.05.1985, адаптивне крило передбачалося на літаках А330 і А340 (рис. 3.56).

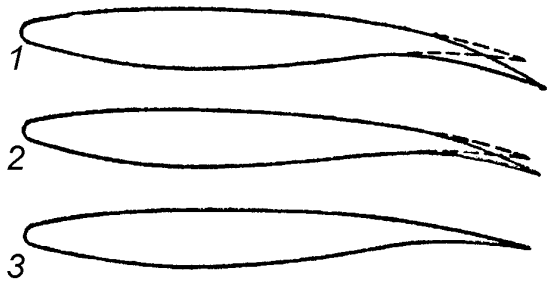


Рис. 3.56. Зміна кривизни профілю крила в міру зниження маси літака і необхідної піднімальної сили під час крейсерського польоту літака А 340: 1 – початок крейсерського польоту, $\boldsymbol{m_0}$ = 226 m; $\boldsymbol{C_y}$ = 0,6; 2 – середина крейсерського польоту, $\boldsymbol{m_0}$ = 193 m (-15%); $\boldsymbol{C_y}$ = 0,5; 3 – кінець крейсерського польоту, $\boldsymbol{m_0}$ = 158 m (-30%); $\boldsymbol{C_y}$ = 0,4

Результати трубних досліджень були оброблені і перераховані для компонування пасажирського літака 90-х років. Зміни аеродинамічної якості для типового крейсерського числа M = 0,8 показані на рис. 3.57 і 3.58.

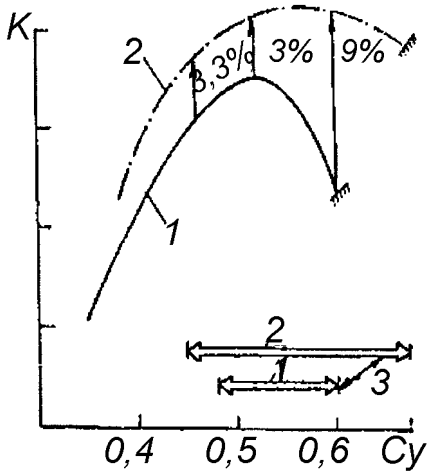


Рис. 3.57. Вплив керування кривизною профілю на аеродинамічну якість (M = 0,8; Re_{cax} = 7,22·106; центр ваги на 0,25b_{cax}): 1 – типове крило; 2 – адаптивне крило; 3 – діапазон крейсерських режимів польоту

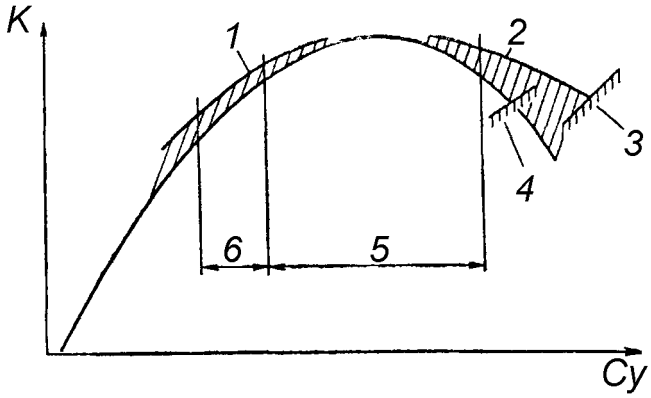


Рис. 3.58. Вплив керованої кривизни на аеродинамічну якість і коефіцієнти піднімальної сили в крейсерському польоті:1 – поліпшення характеристик крейсерського польоту на малих висотах при використанні керованої кривизни; 2 – зменшення лобового опору при великих коефіцієнтах піднімальної сили шляхом керування кривизною; 3 – кордон бафтинга крила з керованою кривизною профілю; 4 – кордон бафтинга крила з постійною кривизною профілю; 5 – область нормального крейсерського польоту;6 – крейсерський політ на малій висоті

Керування формою профілю проводилося за допомогою відхилення хвостової частини з обмеженим її висуванням (близько 5% максимального прогину). Поліпшення аеродинамічної якості на 3 % досягнуто при розрахунковому значенні C_y для

початкового крила. Максимум якості переміщується у бік великих значень коефіцієнтів піднімальної сили.

На рис. 3.59 і 3.60 показано вплив зміни кривизни профілю на аеродинамічну ефективність $M \cdot K_{max}$ і на кордон трясіння (бафтинга). Крім того, зміна кривизни дає можливість вирівняти розподіл навантаження крила за розмахом (рис. 3.61).

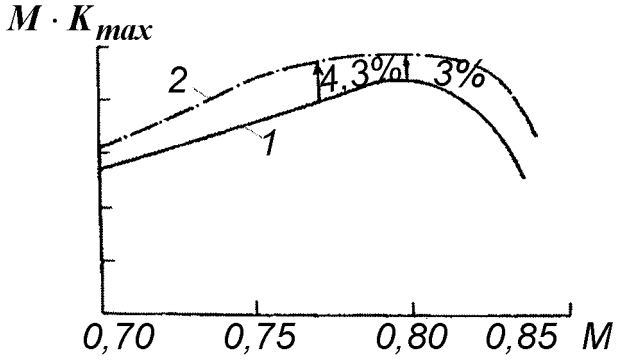


Рис. 3.59. Вплив керування кривизною на аеродинамічну ефективність:
1 – звичайне крило; 2 – адаптивне крило

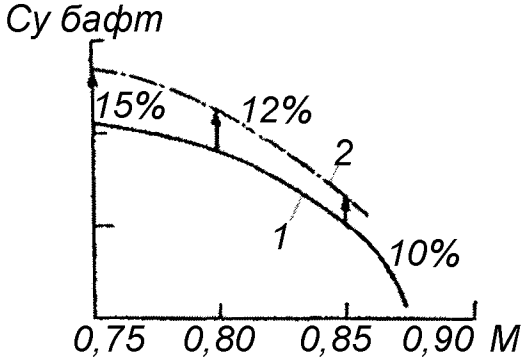


Рис. 3.60. Зміна межі початку бафтинга (центр маси на 0,25 bcax, Δny = 0,2):
1 – звичайне крило;
2 – адаптивне крило

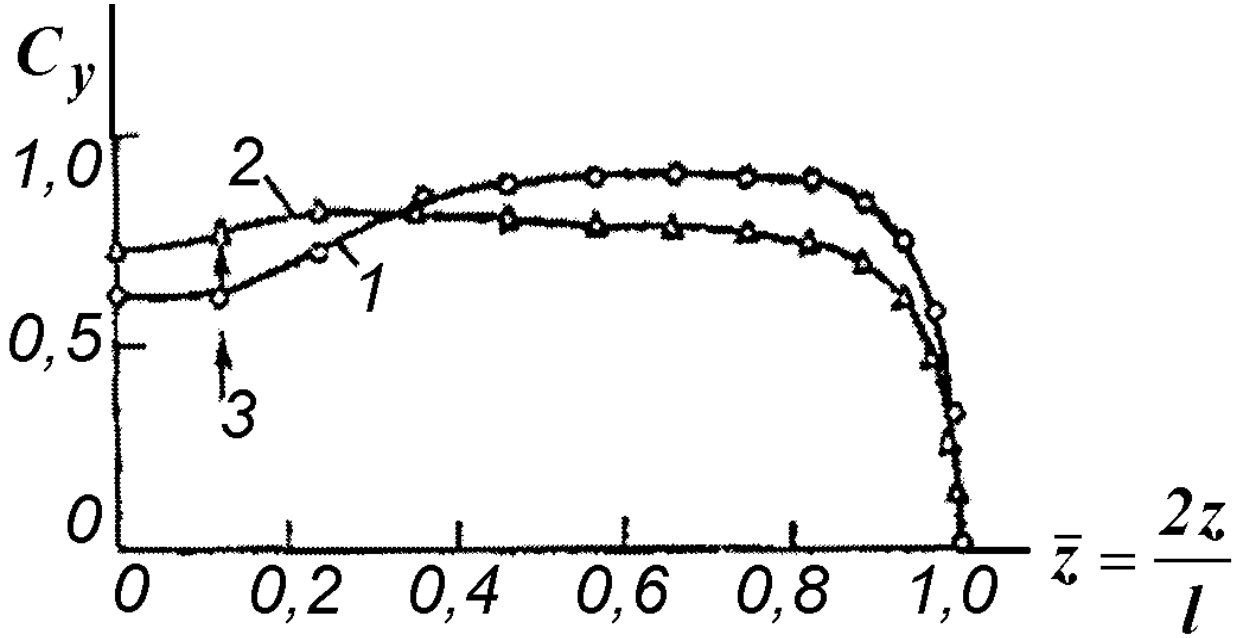


Рис. 3.61. Використання керування кривизною профілю для перерозподілу навантаження уздовж розмаху крила (M = 0,8; C_{y1}=C_{y2} = 0,765):
1 – звичайне крило; 2 – адаптивне крило; 3 – зміни згинального моменту в корені крила (-12,8 %)

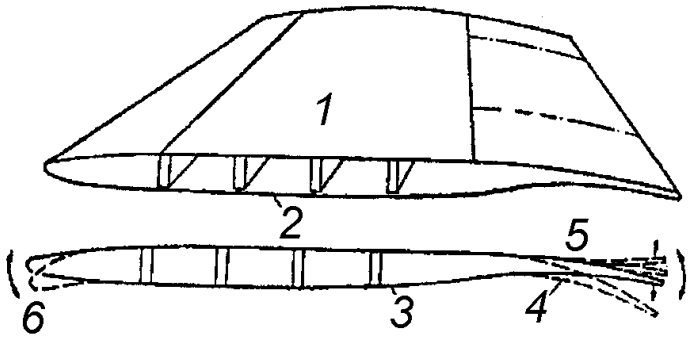


Рис. 3.62. Порівняльна схема суперкритичного крила літака TACT/F-111 і створеного на його основі адаптивного крила: 1 – надкритичний (суперкритичний) профіль; 2 – кесон крила літака TACT/F-111; 3 – удосконалена конструкція; 4 – положення для збільшення піднімальної сили; 5 – відхилення для активного керування навантаженням крила; 6 – відхилення носка

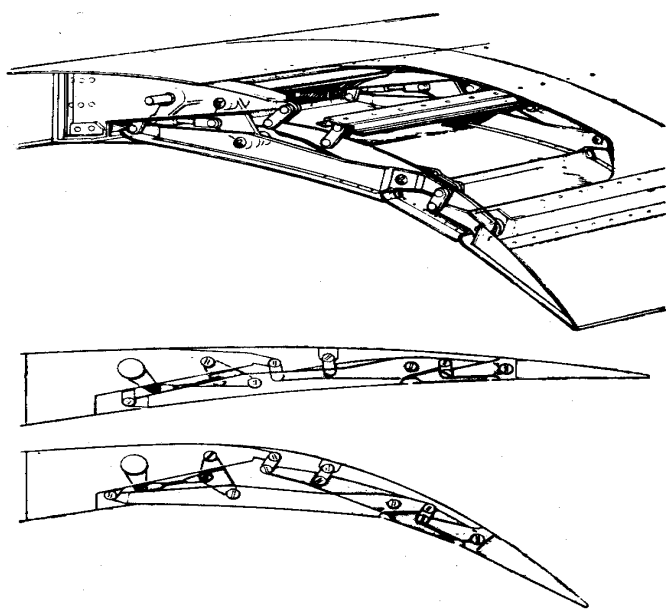


Рис. 3.63. Схема висувного закрилка

Індуктивний опір разом з опором тертя є основним джерелом лобового опору пасажирського та транспортного літаків. Незважаючи на те, що частина індуктивного опору в повному опорі літака дуже велика (~ 37 %), реальні можливості його зменшення обмежені, оскільки індуктивний опір пропорційний квадрату піднімальної сили, а піднімальна сила має бути відносно великою: $C_y \approx 0{,}5$. Основні зусилля у вирішенні цієї проблеми без урахування безсумнівного прагнення до збільшення подовження (оскільки це опір обернено пропорційний подовженню) спрямовані на удосконалення форми закінцівок крила. Були проведені випробування різних пристроїв на кінцях крила, які дозволяють ефективно використовувати кінцевий вихор, відновлюючи його енергію або руйнуючи його. Різні технічні рішення, що дають

зменшення індуктивного опору, потрібно одночасно оцінювати з точки зору збільшення опору тертя (збільшення змоченої поверхні) і впливу додаткових пристроїв на згинальний момент в кореневій частині крила і, як наслідок, на масу конструкції. Як приклад можна навести літаки А300-600, А310. На їх крилах встановлені закінцівки, що дозволяють зменшити опір у польоті на ~ 1,5%.

Опубліковано схеми, які ілюструють ефект вертикальних закінцівок крила на американському адміністративному літаку Грумман "Гольфстрім" III, призначених для зменшення індуктивного опору (рис. 3.64, 3.65).

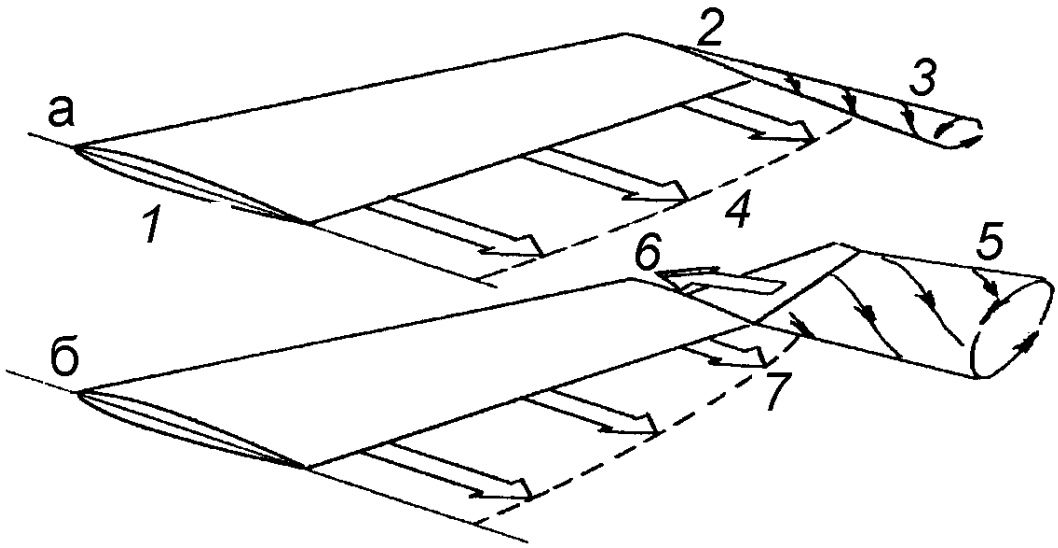


Рис. 3.64. Вплив кінцевих вертикальних поверхонь крила на кінцевий вихор: а – звичайне крило: 1 – кореневий перетин крила; 2 – кінцева частина крила; 3 – кінцевий вихор з високою швидкістю обертання; 4 – індуктивний опір; б – крило з кінцевою поверхнею: 5 – ослаблений кінцевий вихор; 6 – аеродинамічна сила кінцевої поверхні; 7 – зменшений індуктивний опір

Оцінити економічний ефект вертикальних закінцівок крила дає можливість приклад літака "Боїнг КС-135". Закінцівки дозволили зменшити лобовий опір літака і поліпшити його характеристики в цілому приблизно на 8%. Висота закінцівок – 2,83 м, b_0 = 1,85 м, $b_к$ = 0,58 м, маса однієї закінцівки – 96,2 кг.

На закінчення необхідно дати деяку економічну оцінку всіх аеродинамічних удосконалень літака. Як приклад узятий процес розроблення американського стратегічного військово-транспортного літака С-5. Було підраховано, що зниження лобового опору на 0,0001 (на крейсерських режимах повний $C_x \cong$ 0,03), тобто на 0,33%, дозволяє економити на кожному літаку 200000 дол. за рахунок збільшення маси корисного навантаження. Відомо також, що правильне і ретельне вирішення проблеми

інтерференції крило — фюзеляж і стулок відсіків шасі дозволило зменшити коефіцієнт лобового опору літака на 0,004.

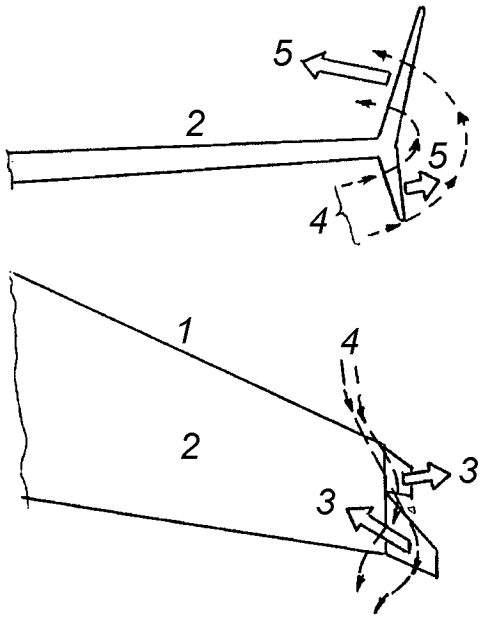


Рис. 3.65. Виникнення корисних складових аеродинамічних сил на кінцевих поверхнях крила: 1 – передня кромка крила; 2 – верхня поверхня крила; 3 – спрямовані вперед складові; 4 – лінії струму кінцевого вихору; 5 – аеродинамічні сили кінцевих поверхонь



Рис. 3.66. Типова форма кінцевих аеродинамічних поверхонь

Наведений приклад яскраво свідчить про ефективність всебічного удосконалення зовнішніх аеродинамічних форм літака, що дає величезний економічний ефект, підвищує експлуатаційні характеристики літака і гарантує безпеку його льотної експлуатації.

Глава 4. АНАЛІЗ І СИНТЕЗ СХЕМИ ЛІТАКА

4.1. ВИБІР ЗАГАЛЬНОЇ СХЕМИ ЛІТАКА

Зовнішні форми та взаємне розташування частин літака, зумовлюючи певні аеродинамічні, тактичні, вагові, жорсткісні, технологічні й експлуатаційні якості, характеризують схему літака.

При проектуванні нового літака майже завжди виникає проблема вибору його загальної схеми. Формалізувати ухвалені рішення з цієї проблеми повністю немає можливості. Але в рамках вже реалізованих або допустимих рішень може бути організований формальний пошук кращого рішення з погляду оцінного критерію і задоволення поставленим ТТВ і ТЗ.

Під вибором загальної схеми літака слід розуміти щось більше, ніж вибір тільки його аеродинамічної схеми, хоч вона і є такою, що визначає в реалізації принцип дії літака. Для літака конкретного призначення вибір загальної схеми містить:

а) вибір схеми розміщення екіпажу і цільового навантаження;

б) вибір конфігурації (схеми) аеродинамічної несучої системи для основного (крейсерського, з максимальною швидкістю) режиму польоту і схеми її видозміни (механізації) для злітно-посадкових або інших етапів польоту;

в) вибір схеми силової установки (тип, кількість двигунів, їх розташування на літаку, розміщення палива, систем);

г) вибір схеми злітно-посадкових пристроїв (шасі);

д) вибір конструктивно-силової схеми літака і пов'язання її окремих агрегатів з урахуванням технології виробництва і експлуатації;

е) вибір складу бортового устаткування, приладів і техніки систем керування, необхідних для задоволення ТТВ і ТЗ;

ж) вибір технологічної схеми членування і схеми експлуатаційних рознімань.

Завершальний вибір загальної схеми необхідно виконувати з ряду конкуруючих варіантів на основі оптимізації кожного з них і подальшого всебічного (формального та неформального) їх аналізу. Критерієм вибору кращого варіанта загальної схеми літака можуть бути тільки комплексні оцінки типу критеріїв "вартість-ефективність" або "ефективність – вартість", коли одна із сторін виступає у вигляді цільової функції, а інша – у вигляді обмеження.

Як критерій оцінювання (цільової функції) більшості літаків можна прийняти, наприклад, їх злітну масу, а як обмеження – льотно-технічні характеристики, задані в ТТВ і ТЗ. При цьому кращим варіантом загальної схеми літака буде варіант з найменшою злітною масою за інших рівних умов.

У цьому розділі йтиметься про вибір схеми в основному відповідно до пунктів “а”, “б”, “в”, “г”, “д”. Для того, щоб здійснити вибір альтернативних варіантів схеми та їх оцінку, необхідно мати достатньо повне уявлення про існуючі, вже реалізовані схеми літаків, властивості цих схем і методи їх оцінювання.

4.1.1. Класифікація схем літаків

Відрізняти або класифікувати схеми літаків можна за такими ознаками:

– кількість, форма в плані і розташуванні крил (рис. 4.1, 4.2, а-е);

– схема балансування і тип оперення (рис. 4.3, 4.4);

– тип, кількість і розміщення двигунів (рис. 4.5, 4.6);

– тип фюзеляжу (рис. 4.7, а, 4.8);

– тип злітно-посадкових пристроїв (рис. 4.7, а, б, в, г).

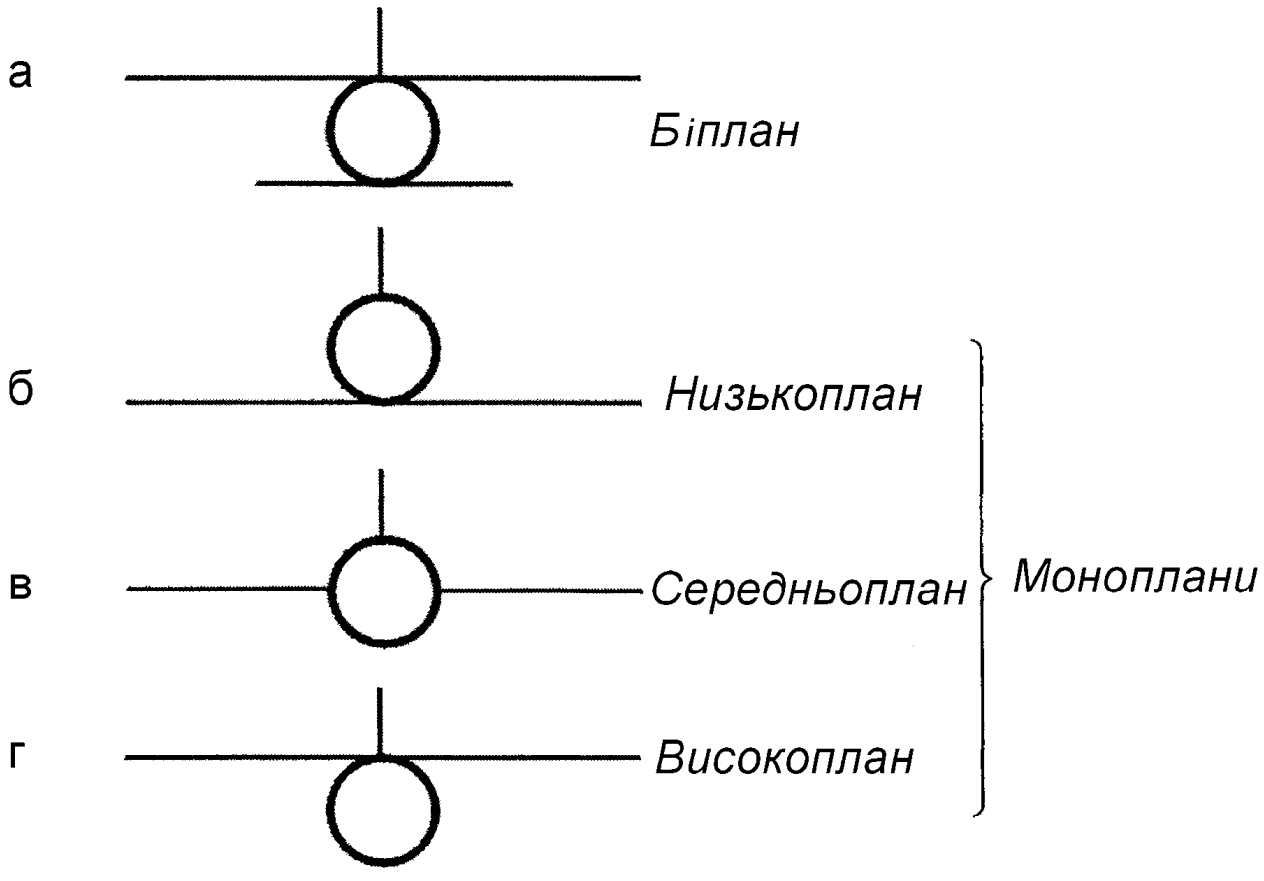


Рис. 4.1. Схеми літаків з різним розташуванням крила

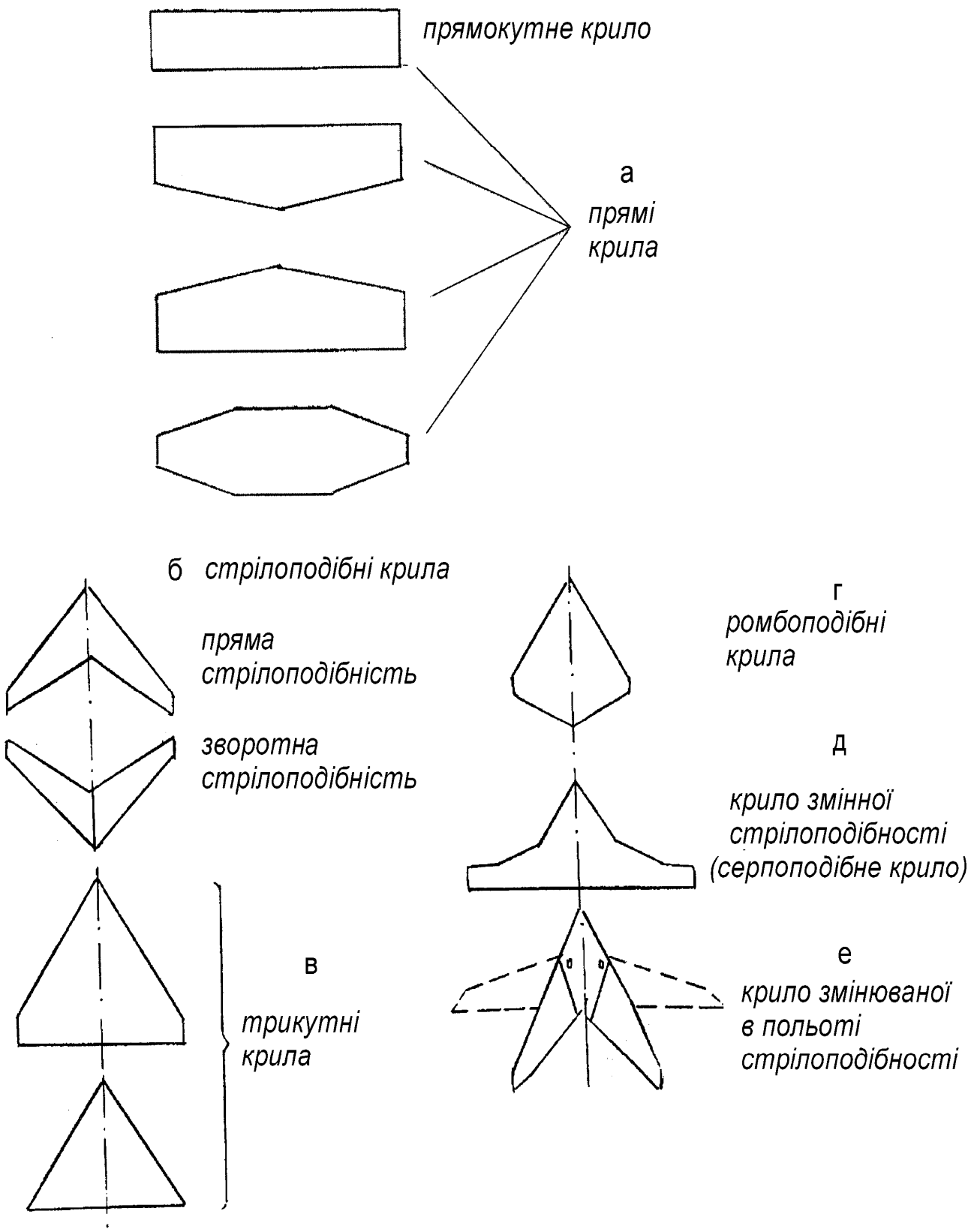


Рис. 4.2. Схеми крил літаків

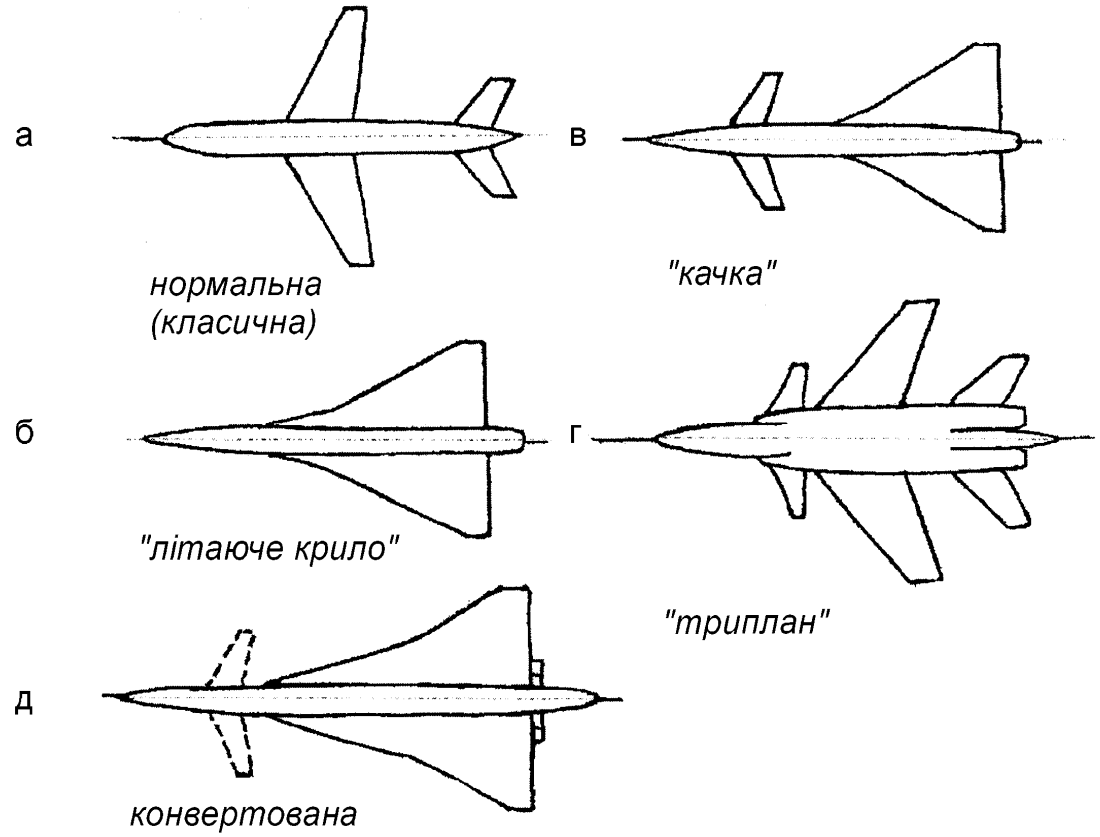


Рис. 4.3. Схеми літаків з різним розташуванням горизонтального оперення

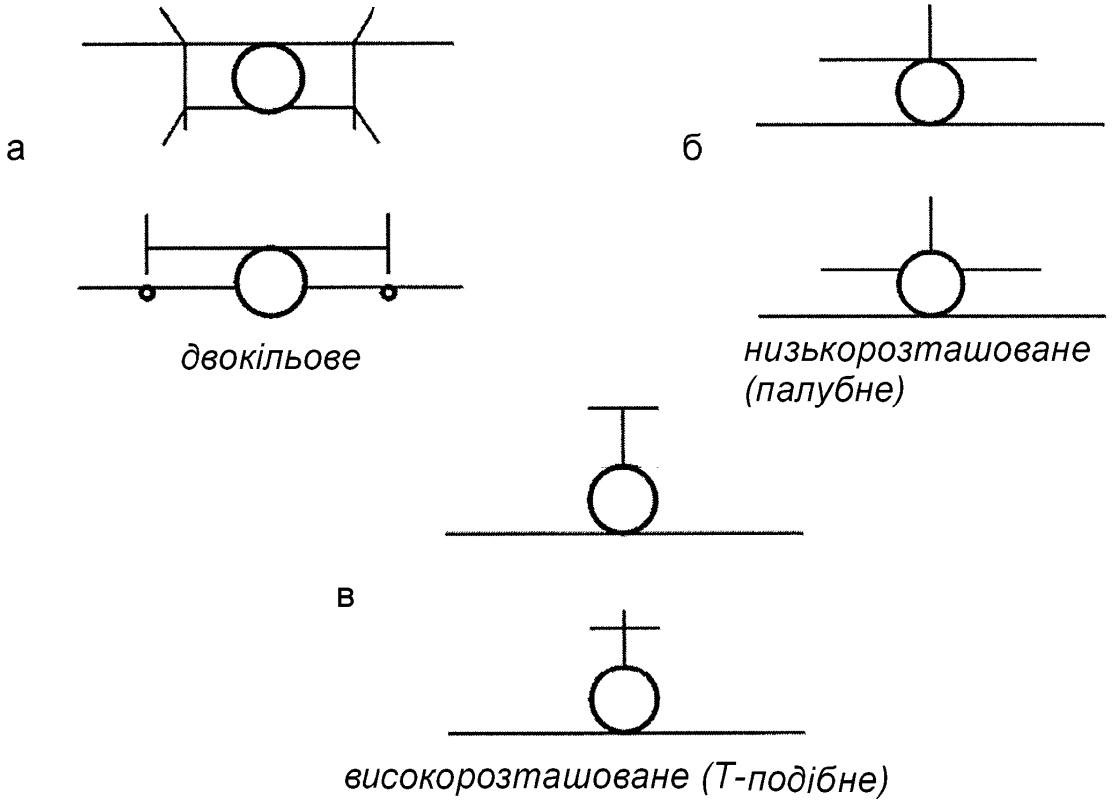


Рис. 4.4. Схеми літаків із різним розташуванням вертикального оперення

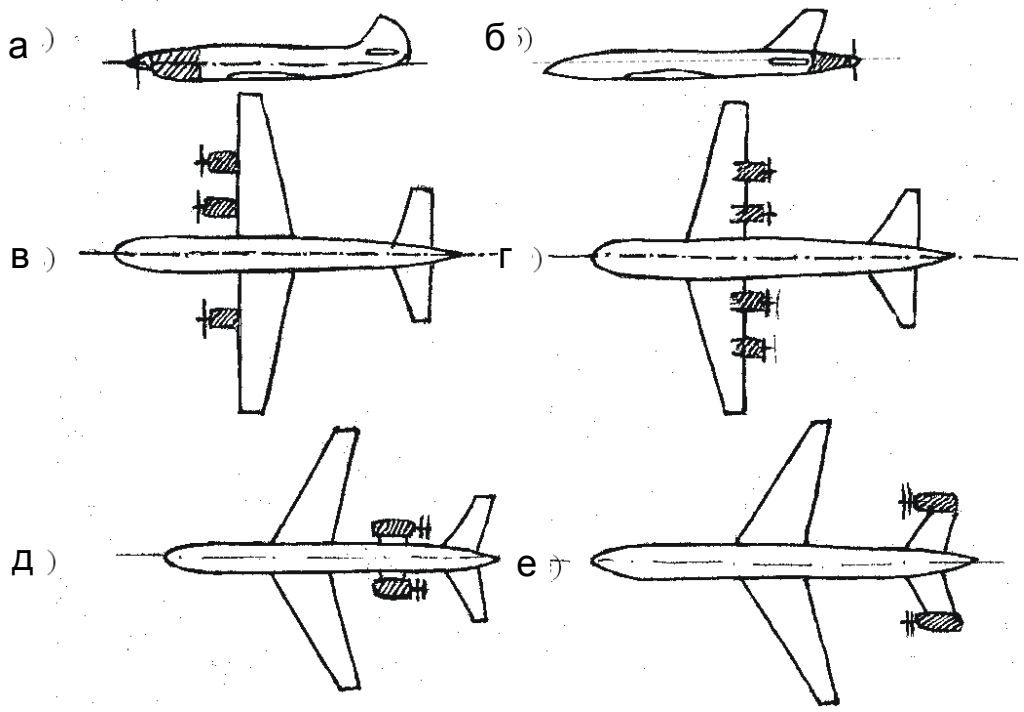


Рис. 4.5. Схеми розміщення двигунів

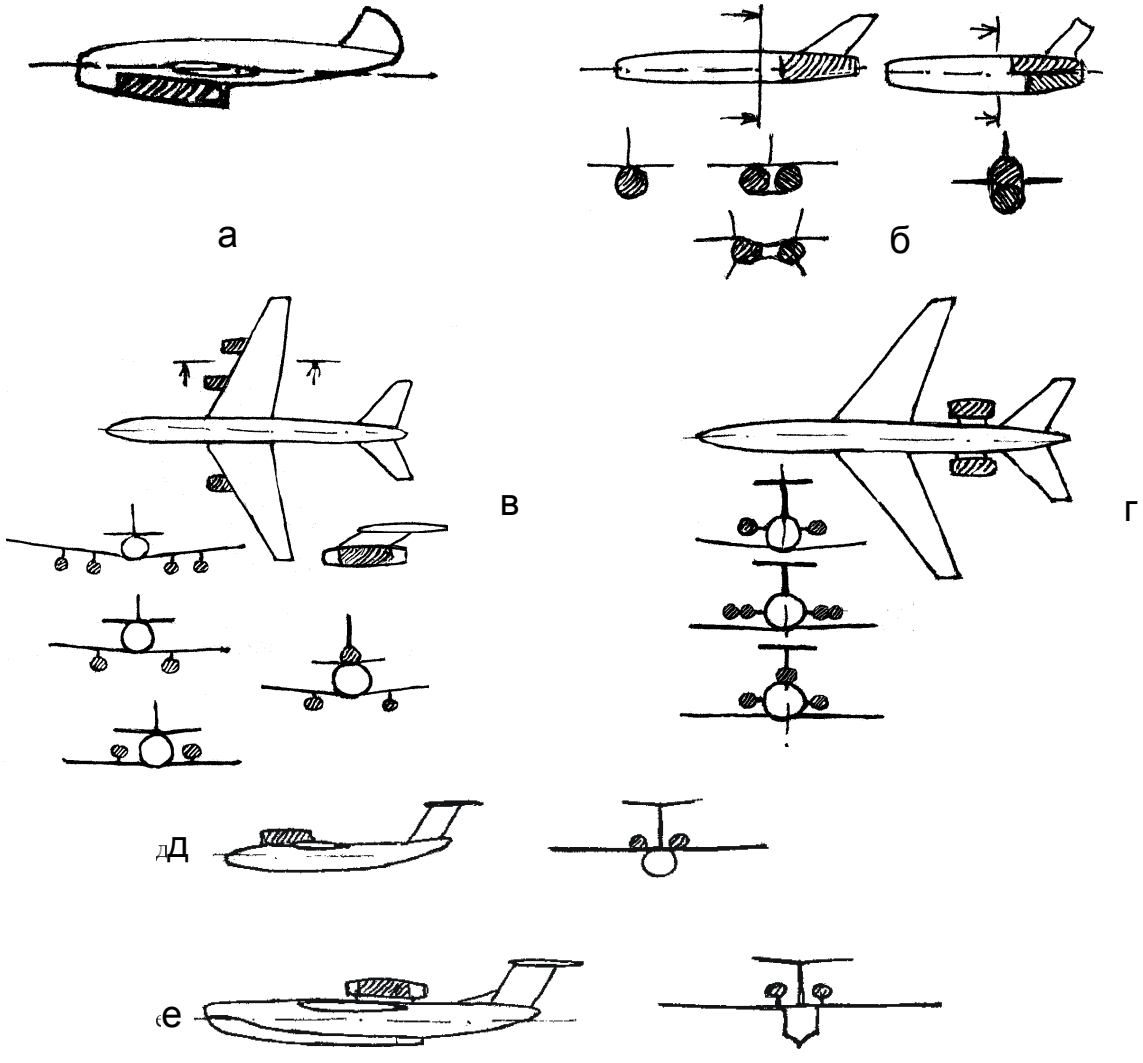


Рис. 4.6. Схеми розміщення двигунів

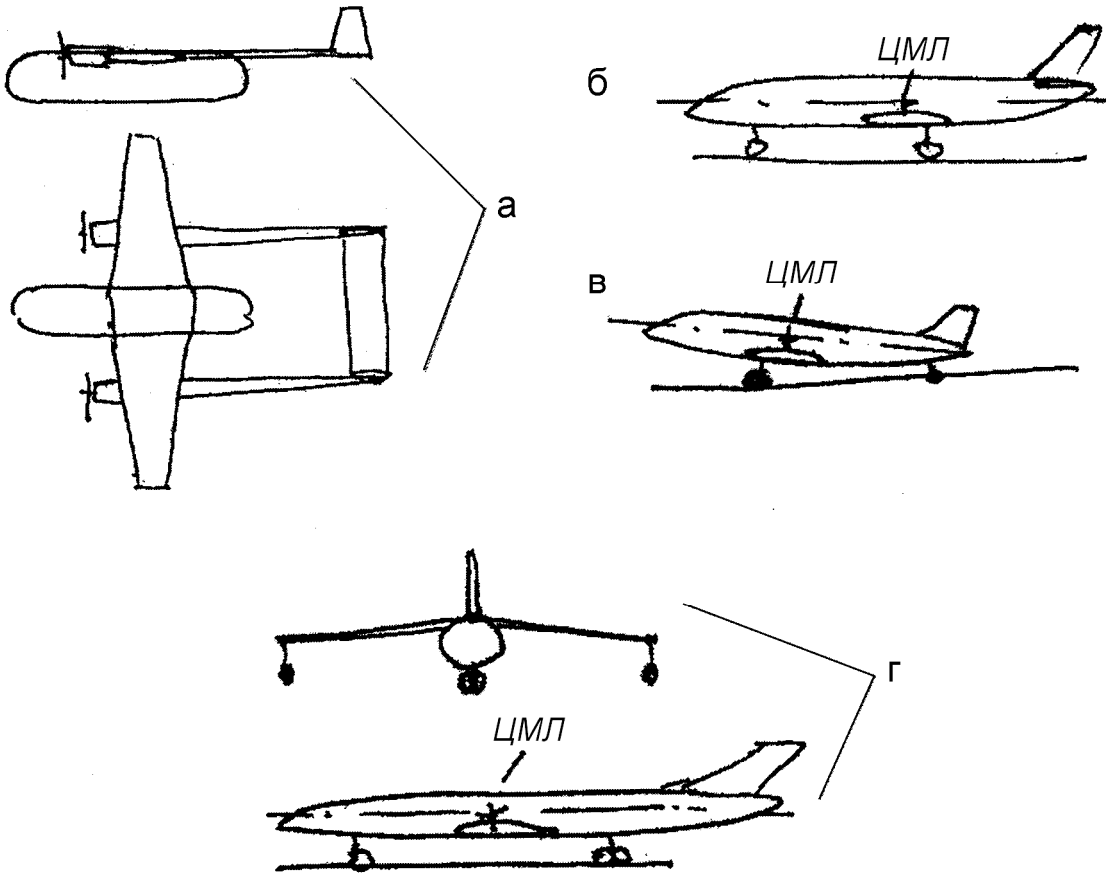


Рис. 4.7. Літаки з різними схемами шасі

4.1.2. Оцінювання схеми літака

При виборі схеми літака її необхідно оцінювати за різними властивостями безпосередньо для конкретного завдання (пасажирський, транспортний, винищувач...).

Оцінюють схему за такими показниками:

а) аеродинамічні характеристики;

б) експлуатаційні й тактичні особливості;

в) вагові властивості й жорсткість;

г) компонувальні особливості;

д) технологічні якості;

е) рівень помітності (для бойових літаків).

Розглянемо аеродинамічну оцінку схеми.

Під аеродинамічною схемою літака зазвичай розуміють деяку систему його несучих поверхонь. Ця система може характеризуватися як взаємним розташуванням несучих поверхонь, так і їх відносними розмірами та формами. У системі несучих поверхонь є головні поверхні (крила), які створюють основну частину аеродинамічної піднімальної сили, і допоміжні поверхні (горизонтальне і вертикальне оперення),

призначені для стабілізації літака і керування його польотом. Основні схеми були наведені вище: нормальна схема, "качка", “безхвістка”.

Необхідно, щоб усі ці три схеми мали загальні для них властивості: балансуватися при різних значеннях піднімальної сили і зберігати стійкий рух при певних її значеннях. Властивості балансування і стійкості – основні при реалізації будь-якої аеродинамічної схеми літака.

Дати аеродинамічну оцінку схеми можна на основі ряду показників. Найбільш важливими з них є такі:

1) відносна величина суми лобових опорів ненесучих частин літака ("шкідливий" опір);

2) величина інтерференції між окремими частинами літака;

3) величина хвильового опору на навколозвукових і надзвукових швидкостях;

4) величина витрат на балансування (опір балансування);

5) величина $C_{y\,\max}$ літака.

Аеродинамічні якості літака відносно "шкідливого" опору ненесучих частин літака – фюзеляжу, гондол, двигунів, шасі, підкосів і т.д. – можна оцінити за величиною $C_{x\,вр} \cdot S_м$, де $C_{x\,вр}$ – коефіцієнт лобового опору ненесучих частин; $S_м$ – площа міделя всіх ненесучих частин.

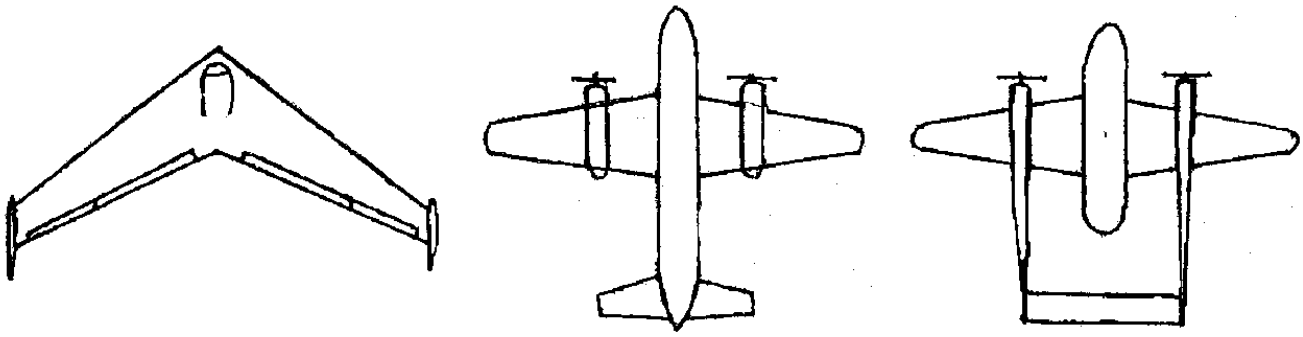


Рис. 4.8. Порівняльні схеми літаків

Найпростішим з погляду "шкідливого" опору є порівняння схеми літаючого крила (рис. 4.8, а) з літаками схем (рис. 4.8, б, в). У схемі літаючого крила величина $C_{x\,вр} \cdot S_м = 0$.

Складніше порівняння схем “б” і “в”: воно має сенс, якщо площі крил S однакові і схеми не відрізняються за масою конструкції і величиною аеродинамічної інтерференції. Вважатимемо, що $S_б = S_в, m_{кон\,б} = m_{кон\,в}$, тоді можна записати:

$$(\sum C_x \cdot S_м)_б = C_{xф} \cdot S_{xф} + 2C_{xг} \cdot S_{м.г},$$

$$(\sum C_x \cdot S_м)_в = C_{xф} \cdot S_{xф} + 2C_{xг} \cdot S_{м.г}.$$

Розрахунки за відомими формулами аеродинаміки показують, що $(\sum C_x \cdot S_м)_в$ виходить на 10...15 % більше, ніж $(\sum C_x \cdot S_м)_в$. Якщо прийняти до уваги, що опір балок у варіанті “в” ще збільшиться внаслідок обдування від гвинтів, то можна зробити висновок про невигідність схеми “в” з погляду аеродинамічного опору схеми.

Опір, який з'являється внаслідок інтерференції між частинами літака, розрахунками визначається не дуже точно. Достатню для практики точність визначення опору інтерференції дають тільки продування і льотний експеримент (досвід розроблених схем).

Зазвичай інтерференція приводить до такого:

1) збільшення лобового опору (у дуже окремих випадках – до зменшення лобового опору), погіршення характеристик стійкості;

2) вібрацій окремих частин літака, зокрема оперення;

3) зменшення величини максимальної піднімальної сили.

Характер і величина опору інтерференції дуже часто значно змінюються із збільшенням швидкості польоту до $M \geq 1$.

Розглянемо декілька прикладів, які дають уявлення про залежність інтерференції від схеми літака.

А. Різне взаємне розміщення крила і фюзеляжу приводить до різної за величиною інтерференції. Це наочно демонструють поляри, зображені на рис. 4.9.

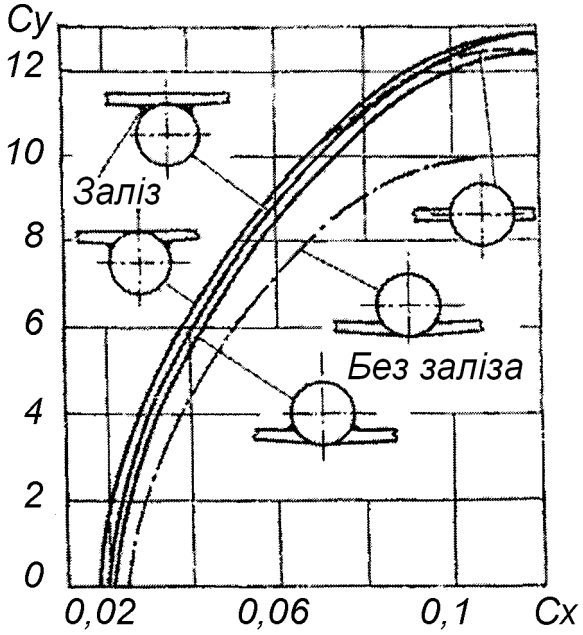


Рис. 4.9. Поляри літаків при різному розміщенні крила по висоті фюзеляжу

Видно зменшення аеродинамічного опору залежно від інтерференції, особливо для круглого фюзеляжу.

При великих навколозвукових швидкостях (M >0,7) інтерференція між круглим фюзеляжем і крилом, розташованим низько, значно більше, чим у середньоплані на рис. 4.10, і тому $M_{кр}$ для середньоплана має більшу величину, чим для низькоплана.

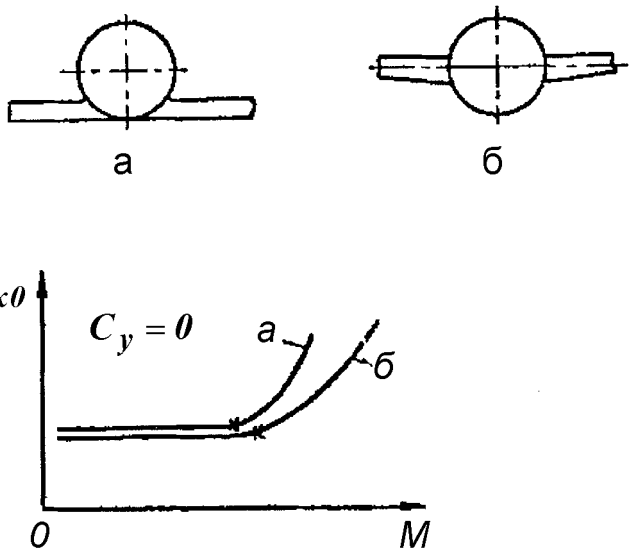


Рис. 4.10. Характер впливу положення крила на C_{x0} при круглому фюзеляжі на великих числах M: а – низькоплан; б – середньоплан

Б. При розміщенні двигунів на крилі виникає додаткова інтерференція між крилом і гондолами двигунів, унаслідок чого при великих швидкостях хвильовий опір виникає помітно раніше, ніж за відсутності на крилі гондол двигунів (рис. 4.11), і $M_{крит}$ виходить менше, ніж для схеми “а”.

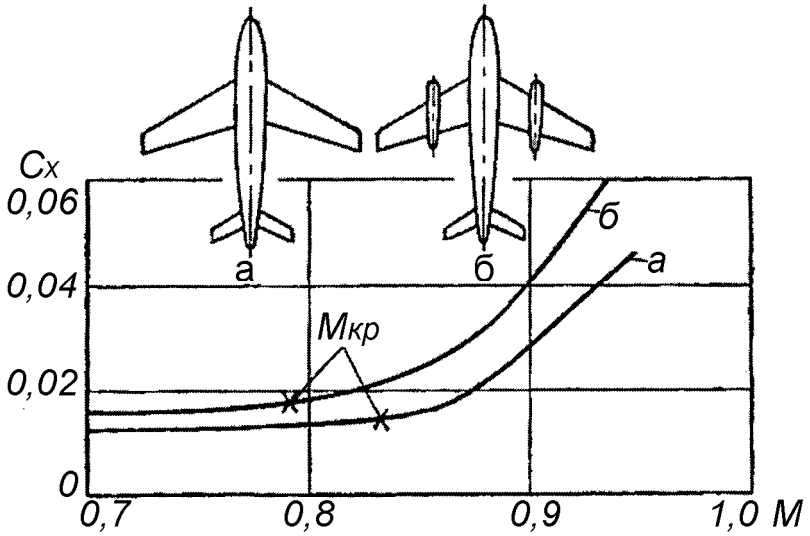


Рис. 4.11. Характер впливу гондол на коефіцієнт опору C_x :
а – без гондол; б – з гондолами

На величину опору інтерференції істотно впливає взаємне положення крила і гондол двигунів. Це дуже добре видно на рис. 4.12, 4.13.

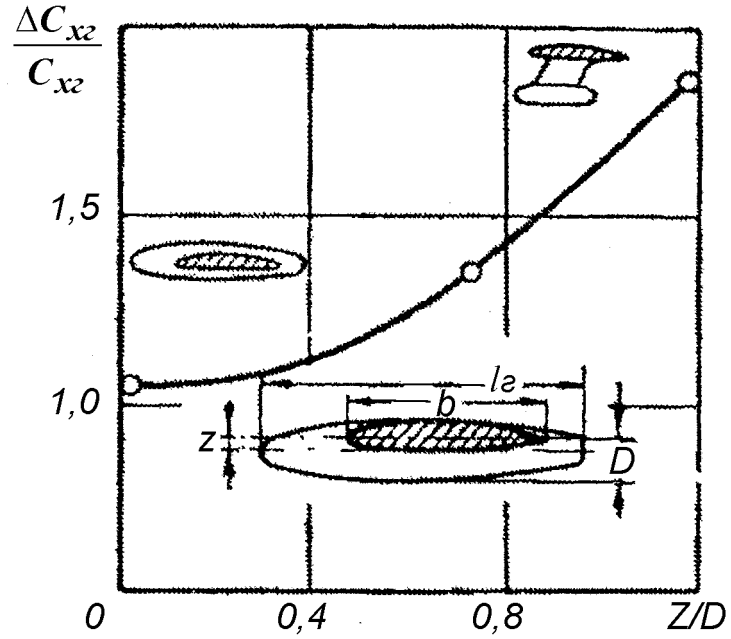


Рис. 4.12. Вплив взаємного розташування гондоли і крила по вертикалі на коефіцієнт опору інтерференції

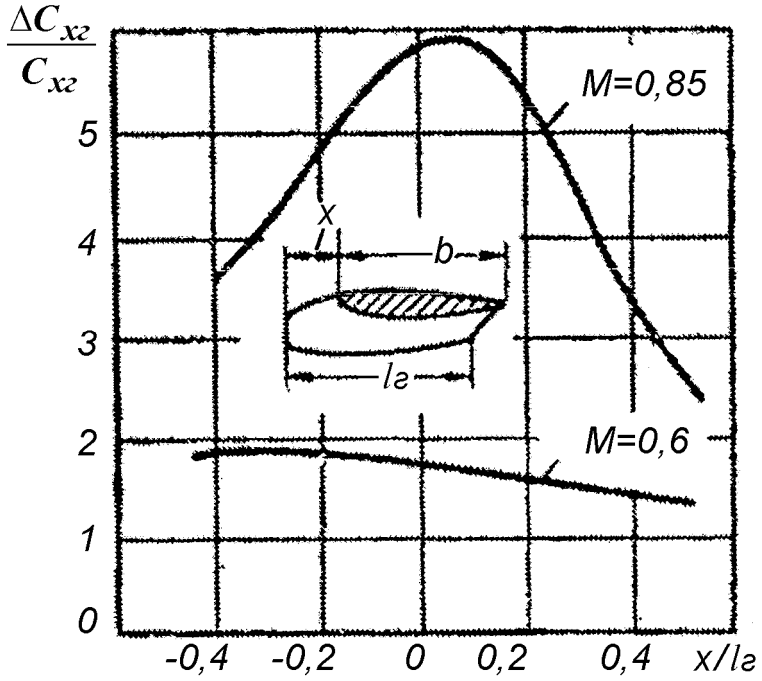


Рис. 4.13. Вплив взаємного розташування гондоли і крила по горизонталі на коефіцієнт опору інтерференції

На рис. 4.13 $\Delta C_{xг} / C_{xг}$ характеризує положення гондоли двигуна відносно носка стрілоподібного крила (χ =35°) по горизонталі. При збільшенні швидкості (M =0,85) вплив розташування гондоли на опір збільшується.

У результаті численних дослідів, проведених з моделями і натурними літаками, стало можливим установити практичне правило компонування схеми літака з мінімальною інтерференцією на великих навколозвукових і помірних надзвукових швидкостях – так зване "правило площ". Це правило наведено в розділі 3.

При розробленні схеми навколозвукового або надзвукового літака необхідно прагнути до такого взаємного розташування частин літака і надавати цим частинам таких форм, щоб величина площ поперечних перерізів, проведених перпендикулярно до осі симетрії через літак, зростала від носа до корми найплавніше. При надзвукових швидкостях необхідно виконувати поперечні перерізи площинами, які мають нахил, що дорівнює куту стрибка, взятому для даного числа M .

Правило площ наочно показано на рис. 4.14, де зіставлено епюри поперечних перерізів звичайного літака і літака, спроектованого за правилом площ.

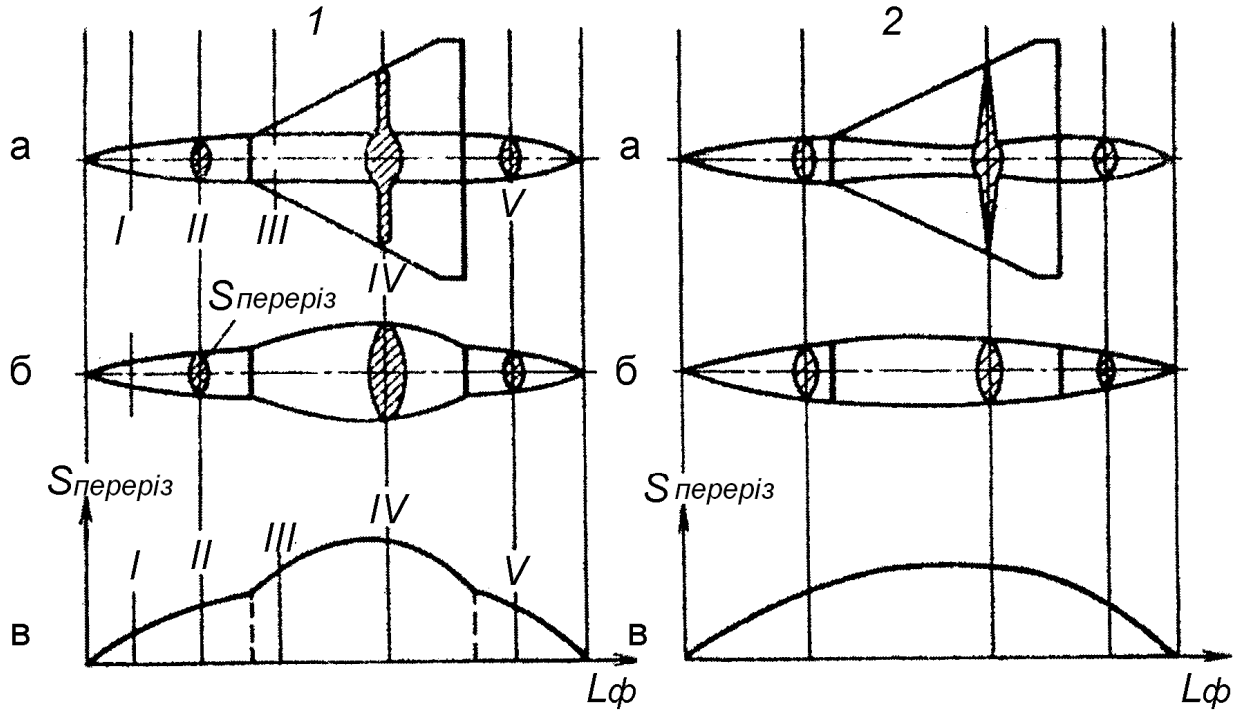


Рис. 4.14. Комбінація "крило-фюзеляж", виконана без урахування правила площ (1) і з урахуванням цього правила (2): а – комбінація "крило-фюзеляж"; б – еквівалентне тіло обертання; в – розподіл площ поперечних перерізів

Результати застосування правила площ показані на рис. 4.15, де наведені криві, кожна точка яких відповідає оптимальному літаку, розрахованому на політ зі швидкістю, яка відповідає певному числу M.

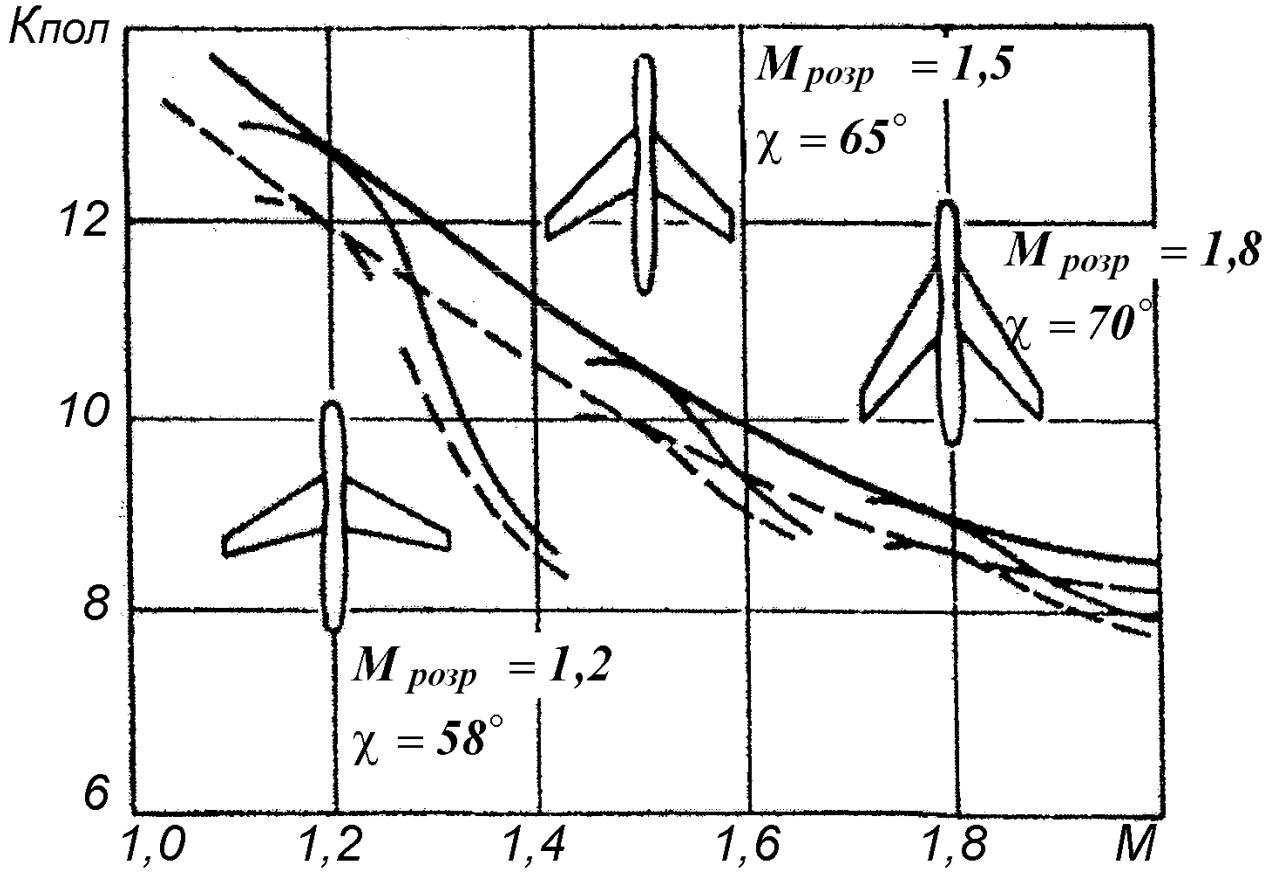


Рис. 4.15. Вплив "підтиснення" фюзеляжу на аеродинамічну якість літака: криві відповідають оптимальним літакам для розрахункових чисел M польоту:

—————— з урахуванням правила площ;

— — — — — без урахування правила площ

Застосування правила площ дає зменшення приросту $C_{x\,хв}$ у зоні навколозвукових швидкостей на 25...30 %. З подальшим зростанням швидкостей вплив правила площ зменшується і при числах M = 1,8...2,0 вже практично не відчувається. Все це відноситься до польотів при C_y = 0,05...0,5. При великих значеннях C_y та істотному збільшенні величини $C_{x\,i}$ (індуктивного опору) вплив правила площ зменшується.

Практичне використання правила площ показано на досвіді аеродинамічного компонування надзвукового бомбардувальника В-58 "Хастлер" (США) (рис. 4.16).

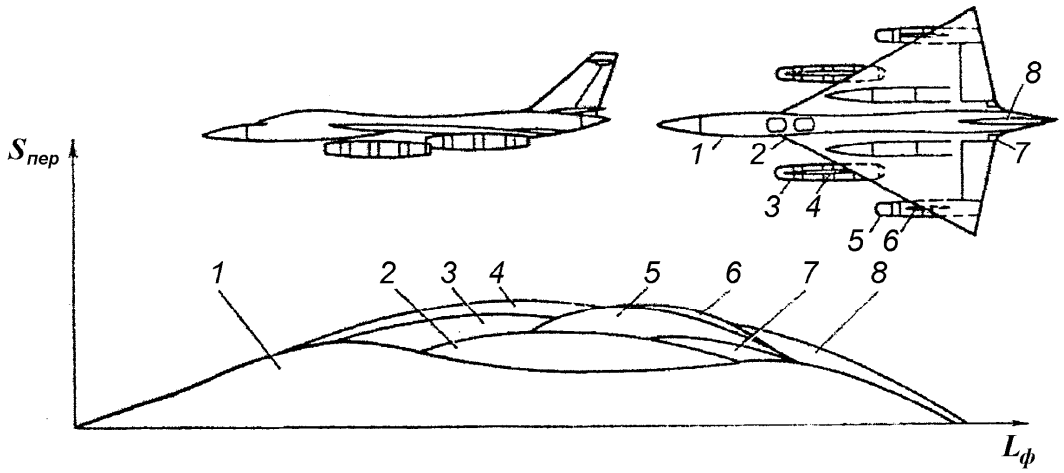


Рис. 4.16. Діаграма розподілу площ поперечних перерізів по довжині літака В-58 "Хастлер" (США): 1 – фюзеляж; 2 – крило; 3 – внутрішні гондоли двигунів; 4, 6 – пілони; 5 – зовнішні гондоли двигунів; 7 – заліз; 8 – оперення

Розглянемо ще декілька прикладів схеми за величиною лобового (хвильового) опору на навколозвукових швидкостях.

При навколозвукових і надзвукових швидкостях з числами M>0,8 для збільшення $M_{кр}$ і зниження $C_{x\,\max}$ застосовують схему із стрілоподібним крилом та оперенням.

Як відомо, стрілоподібність $\chi \geq +30°$ помітно зміщує $M_{кр}$ крила на великі значення M і знижує $C_{x\,\max}$ (рис. 4.17).

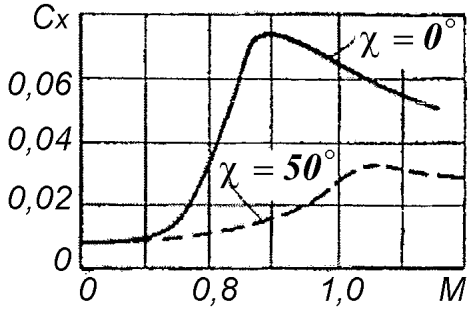


Рис. 4.17. Вплив стрілоподібності χ на коефіцієнт опору крила C_x при C_y = 0 і $\overline{C}$ = 0,1

Застосування стрілоподібності для оперення не тільки знижує $C_{x\,оп}$, але і головним чином зберігає ефективність оперення і руля при швидкостях, близьких до M =1,0, оскільки при стрілоподібному оперенні всі небажані явища, пов'язані з виникненням місцевих стрибків ущільнення на оперенні, виражені менш різко.

При швидкостях польоту з числами M >1,5 доцільно застосовувати схеми з крилом, яке має стрілоподібність χ = 35...45° і звуження η = 3...4, подовження λ = 3...3,5. Дійсно, при таких швидкостях необхідне використання для крила дуже

тонких профілів з відносною товщиною $\overline{C}$ = 4...5 %, оскільки лобовий опір профілів з $\overline{C}$ = 8...10 % при числах M >1,5 дуже великий (рис. 4.18).

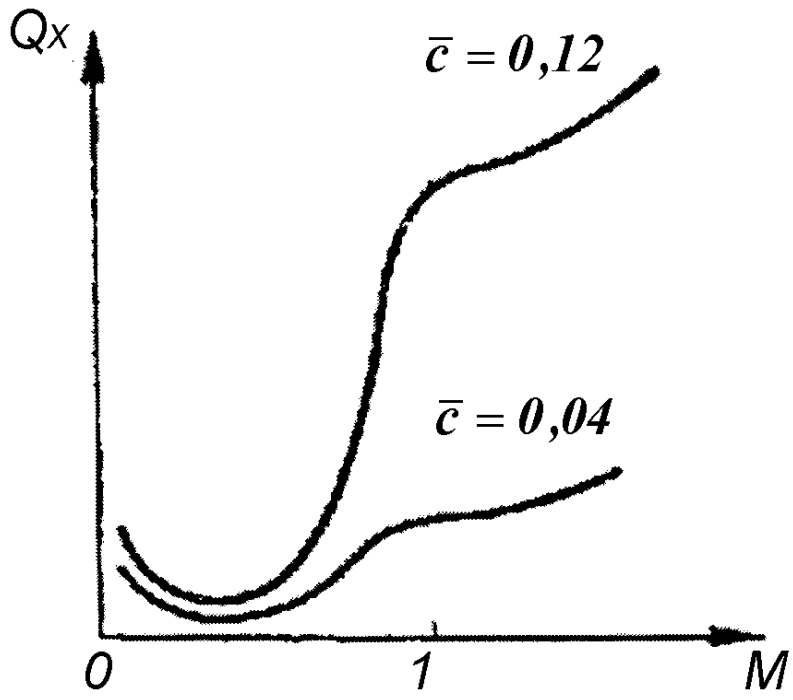


Рис. 4.18. Характер зміни лобового опору Q_x залежно від числа M для профілів з відносною товщиною $\overline{C}$ = 0,12 і $\overline{C}$ = 0,04

Але якщо подовження і звуження залишаються незмінними, то із зменшенням відносної товщини зменшується і будівельна товщина крила, зменшується його жорсткість на вигин і кручення. Так, наприклад, крило з λ = 4...4,5 і η = 1,5...2,0, задовільне за жорсткістю з профілем $\overline{C}$ = 4...5 %, було б надзвичайно важким.

Це положення добре підтверджується практикою винищувачів 3–4-го покоління МіГ-25; МіГ-29; F-16; F/A-18A; F-15C; F-22; Су-27 ($\chi_{пк}$ = 40...45°, η = 3...4,5; λ = 3...3,5).

Для літаків схем "літаюче крило" і "качка" застосовують трикутне крило з $\chi_{пк}$ = 55...65, $\eta \geq$ 4,5; $\lambda \approx$ 2. Це забезпечує їм малий опір і велику жорсткість.

Що стосується форми фюзеляжу, то для навколозвукових і надзвукових швидкостей найбільш доцільні форми: подовження $\lambda_ф \geq$ 7...8 і форма поперечного перерізу – кругла (рис. 4.19).

При виборі схеми літака велику увагу приділяють величині максимальної аеродинамічної якості K_{max} у крейсерському польоті, оскільки від нього безпосередньо залежить дальність польоту при відомому запасі палива ($\overline{m}_П = const$) або величини $\overline{m}_П$ і m_0 при $L = const$.

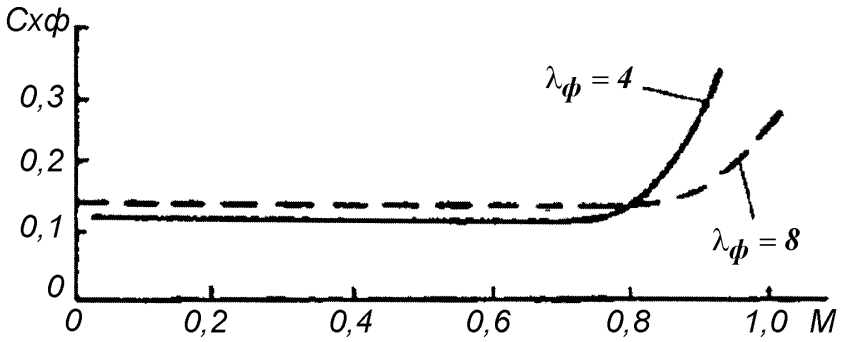


Рис. 4.19. Вплив подовження фюзеляжу $\lambda_{ф}$ на характер зміни $C_{x\,ф}$ від M

Зупинимося детальніше на залежності аеродинамічної якості від опору балансування, який істотно залежить від схеми літака.

Розглянемо класичну (нормальну) схему і схему "качка". З умови балансування літака отримаємо:

– для класичної схеми (рис. 4.20, а)

$$\frac{Y_{г.о}}{Y_{кр}} = -\frac{x_{тиск} - x_m}{x_{г.о} - x_T},$$

де $x_{тиск}$ – центр тиску; x_m – центр тяжіння;

– для схеми "качка" (рис. 4.20, б).

$$\frac{Y_{г.о}}{Y_{кр}} = -\frac{x_{тиск} - x_m}{x_{г.о} + x_m},$$

Припустимо, що $x_{тиск} - x_m = \Delta x$,

$x_{г.о} - x_m = L_{г.о}$ – для класичної схеми;

$x_{г.о} + x_m = L_{г.о}$ – для схеми "качка".

Якщо віднести Δx і $L_{г.о}$ до $b_{сах}$, отримаємо

$$\frac{Y_{г.о}}{Y_{кр}} = \frac{\overline{\Delta x}}{\overline{L}_{г.о}}.$$

На надзвукових швидкостях, як відомо, центр тиску крила значно зміщується назад і $\Delta\overline{x}$ збільшується, а відношення $\frac{Y_{г.о}}{Y_{кр}}$ може досягати величин 0,15...0,20 (на дозвуковому режимі – 0,03...0,05). Звідси випливає, що балансування на надзвукових режимах приводить до істотного збільшення опору, пов'язаного з піднімальною силою горизонтального оперення.

Повний лобовий опір літака з урахуванням балансування

$$X = X_0 + X_{i\,кр} + X_{бал} = X_0 + X_{i\,кр} + X_{i\,г.о}.$$

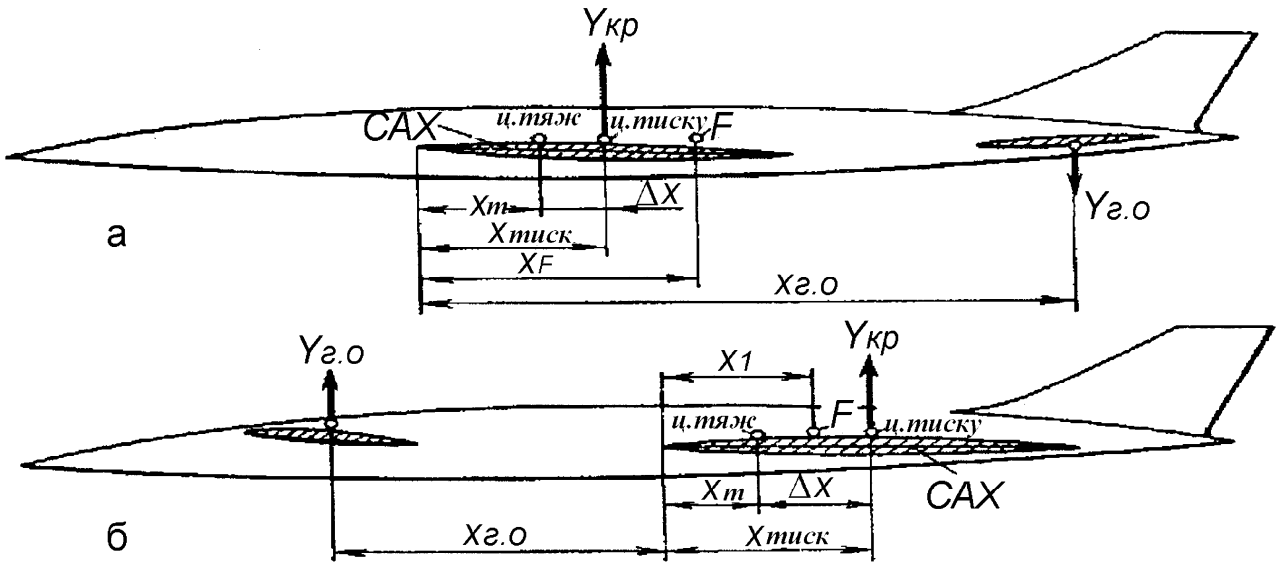


Рис. 4.20. Поздовжнє балансування літаків класичної (нормальної) схеми (а) і схеми "качка" (б): F – фокус літака; *ц.тяж* – центр тяжіння (центр маси); *ц.тиску* – центр тиску

Якщо розділити обидві частини рівняння qS (вважаємо, що $q_{кр} = q_{г.о}$ і $(C_y^{\alpha})_{кр} = (C_y^{\alpha})_{г.о}$), отримаємо

$$C_x = C_{x0} + C_{xi\,кр} + C_{x\,бал} = C_{x0} + C_{xi\,кр} + C_{xi\,г.о} \cdot \overline{S}_{г.о} .$$

Оскільки для класичної схеми $C_y = C_{y\,кр} + C_{y\,г.о} \cdot \overline{S}_{г.о}$, а для схеми "качка" $C_y = C_{y\,кр} - C_{y\,г.о} \cdot \overline{S}_{г.о}$, то відповідно

$$C_x = C_{x0} + A \cdot (C_{y\,кр} + C_{y\,г.о}\overline{S}_{г.о})^2 + AC_{y\,г.о}^2\overline{S}_{г.о} , \qquad (4.1)$$

$$C_x = C_{x0} + A \cdot (C_{y\,кр} - C_{y\,г.о}\overline{S}_{г.о})^2 + AC_{y\,г.о}^2\overline{S}_{г.о} , \qquad (4.1')$$

де $A = \dfrac{1}{C_y^{\alpha}}$.

З рис. 4.20 випливає, що

$(C_{y\,кр} + C_{y\,г.о} \cdot \overline{S}_{г.о})\overline{\Delta x} = C_{y\,г.о}\overline{L}_{г.о}\overline{S}_{г.о}$ – для класичної схеми;

$(C_{y\,кр} - C_{y\,г.о} \cdot \overline{S}_{г.о})\overline{\Delta x} = C_{y\,г.о}\overline{L}_{г.о}\overline{S}_{г.о}$ – для схеми "качка".

Звідси

$$C_{y\,г.о} = \frac{C_{y\,кр} \cdot \overline{\Delta x}}{\overline{S}_{г.о}(\overline{L}_{г.о} \pm \overline{\Delta x})} . \qquad (4.2)$$

Для класичної схеми в знаменнику береться знак "мінус", для схеми "качка" – знак "плюс".

Підставимо значення $C_{y\,г.о}$ з (4.2) в рівняння (4.1) і (4.1′). Після перетворень отримаємо:

для класичної схеми

$$C_x = C_{x0} + AC_{y\,кр}^2\left[1 + \frac{\overline{\Delta x^2}}{(\bar{L}_{г.о} - \overline{\Delta x})^2}\left(1 + \frac{1}{\bar{S}_{г.о}}\right) + \frac{2\overline{\Delta x}}{\bar{L}_{г.о} - \overline{\Delta x}}\right]; \qquad (4.3)$$

для схеми "качка"

$$C_x = C_{x0} + AC_{y\,кр}^2\left[1 + \frac{\overline{\Delta x^2}}{(\bar{L}_{г.о} + \overline{\Delta x})^2}\left(1 + \frac{1}{\bar{S}_{г.о}}\right) - \frac{2\overline{\Delta x}}{\bar{L}_{г.о} + \overline{\Delta x}}\right]. \qquad (4.3')$$

Таким чином, $C_x = C_{x0} + A_{бал}C_{y\,кр}^2$, де $A_{бал} = (1+\omega)\cdot A$, ω – коефіцієнт, який враховує вплив балансування на опір літака.

Для класичної схеми

$$\omega = \frac{\overline{\Delta x}^2}{(\bar{L}_{г.о} - \overline{\Delta x})^2}\left(1 + \frac{1}{\bar{S}_{г.о}}\right) + 2\frac{\overline{\Delta x}}{\bar{L}_{г.о} - \overline{\Delta x}}, \qquad (4.4)$$

для схеми "качка"

$$\omega = \frac{\overline{\Delta x}^2}{(\bar{L}_{г.о} + \overline{\Delta x})^2}\left(1 + \frac{1}{\bar{S}_{г.о}}\right) - 2\frac{\overline{\Delta x}}{\bar{L}_{г.о} + \overline{\Delta x}}. \qquad (4.4')$$

Максимальна аеродинамічна якість літака, як відомо, дорівнює

$$K_{\max} = \frac{0{,}5}{\sqrt{AC_{x0}}}.$$

З урахуванням опору балансування

$$K_{\max} = \frac{0{,}5}{\sqrt{A_{бал}C_{x0}}}, \qquad (4.5)$$

або

$$K_{\max} = \frac{0{,}5}{\sqrt{A(1+\omega)C_{x0}}}. \qquad (4.5')$$

Наведені вище формули дозволяють зробити висновок про значний вплив величини ω на аеродинаміку літака. Чим більше ω, тим більше опір балансування і тим більше втрати аеродинамічної якості.

При аналізі опору балансування зручно використовувати поняття фокусу літака. Як відомо, $\bar{x}_F - \bar{x}_m = -m_z^{Cy}$, де m_z^{Cy} – похідна коефіцієнта поздовжнього моменту літака по C_y (запас поздовжньої статичної стійкості);

$$\bar{x}_F = \frac{x_F}{b_{сах}}; \bar{x}_m = \frac{x_m}{b_{сах}}.$$

Чим більше запас стійкості m_z^{Cy}, тим більше і втрати аеродинамічної якості від балансування, оскільки збільшується $\bar{x}_F - \bar{x}_m = (\overline{\Delta x} \pm \bar{S}_{г.о}\bar{L}_{г.о}) \cdot \frac{1}{1+\bar{S}_{г.о}}$ (тут у дужках знак плюс відповідає нормальній схемі, а мінус – схемі "качка").

Для забезпечення стійкості надзвукового літака на дозвукових швидкостях величину m_z^{Cy} вибирають у межах 0,02...0,05; але на надзвукових швидкостях унаслідок переміщення фокуса назад поздовжня статична стійкість значно збільшується (якщо не вжити спеціальних заходів, які вказані нижче), особливо на літаку нормальної схеми. Літак “літаюче крило” займає якесь середнє положення з найбільшого зміщення фокуса назад при переході від M <1 до M >1 (рис. 4.21).

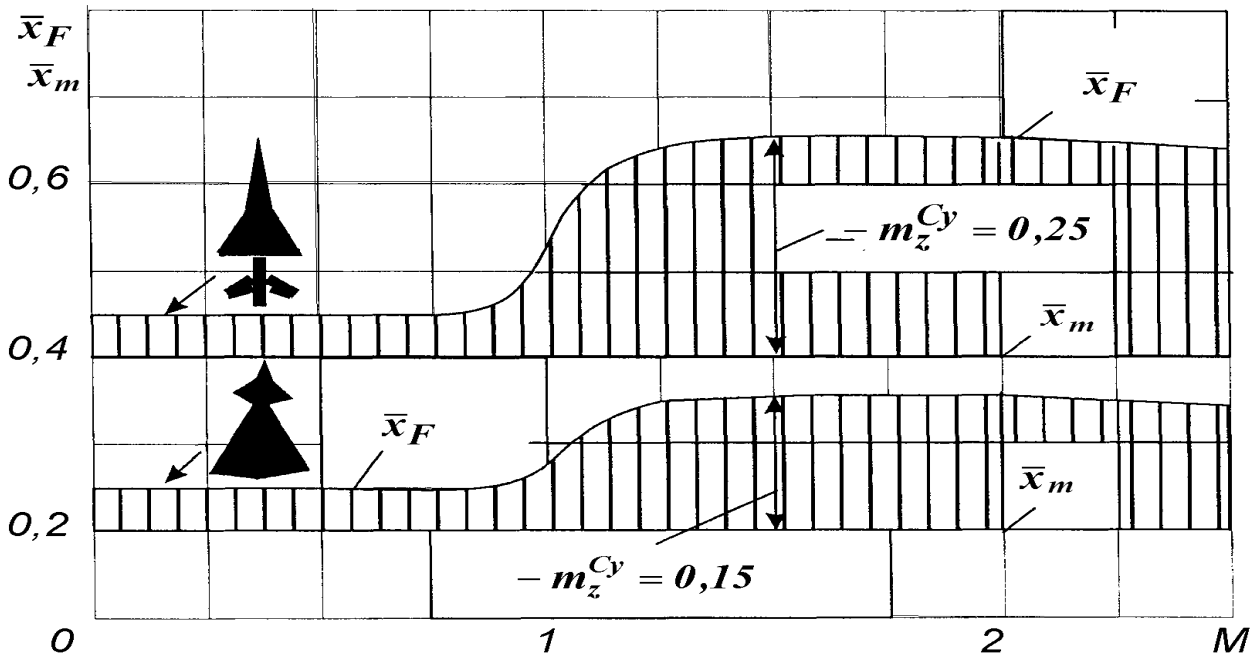


Рис. 4.21. Зміна ступеня поздовжньої статичної стійкості літаків нормальної схеми і схеми "качка" (крило плоске)

Для літака цієї схеми з плоским крилом (плоска поверхня хорд крила) $\bar{x}_F \approx 0,35$ і $\bar{x}_m \approx 0,3$ при $M < 1$, а при $M >> 1$ $\bar{x}_F \approx 0,5$. Таким чином, літаюче крило з плоским крилом має при $M >> 1$ $m_z^{Cy} = -0,20$, якщо $\bar{x}_m \approx 0,3$.

Вплив m_z^{Cy} на відносну максимальну аеродинамічну якість $\bar{K}_{max} = K_{max}/(K_{max})_0$ літаків двох схем показано на рис. 4.22.

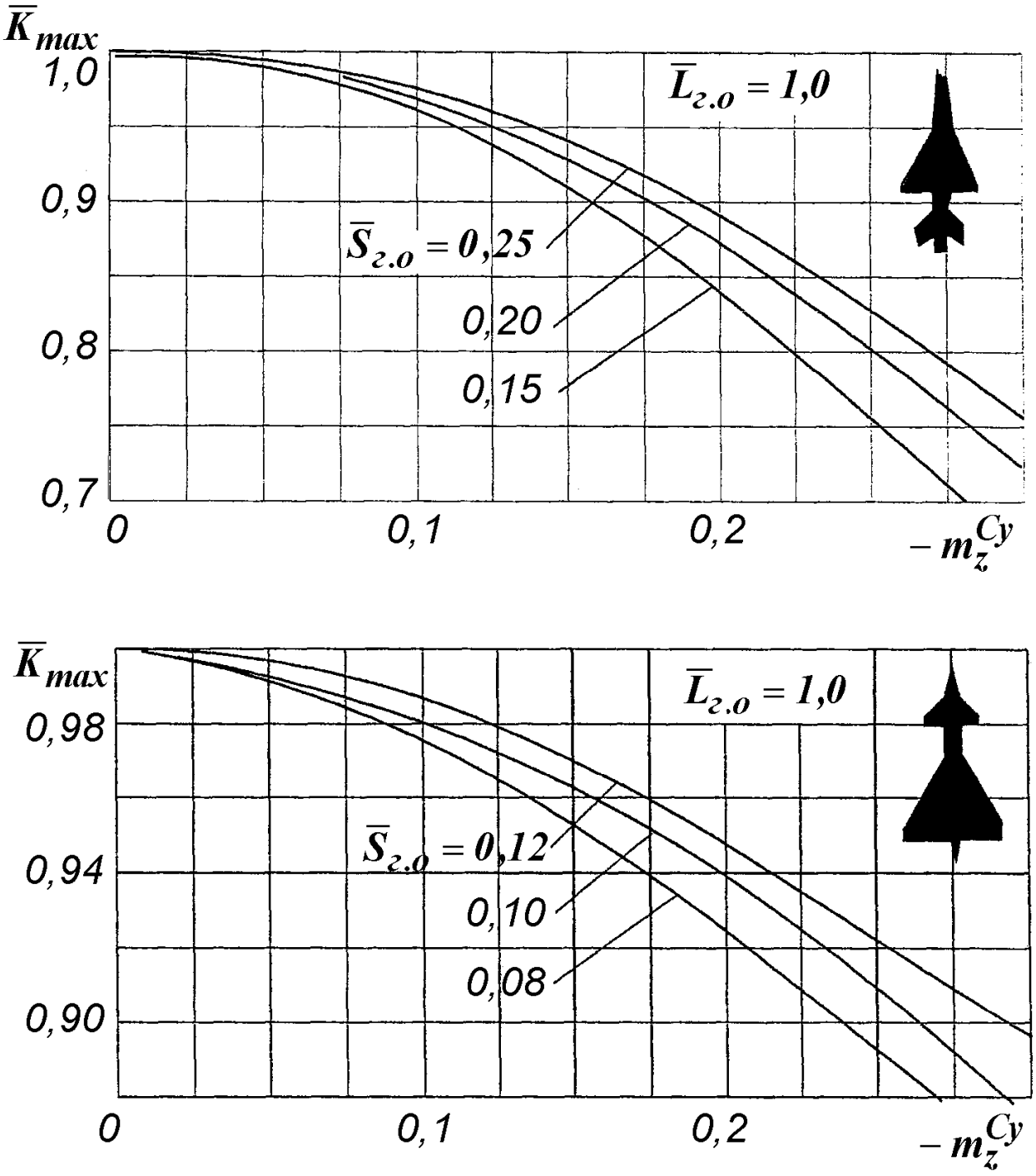


Рис. 4.22. Залежність відносної аеродинамічної якості від ступеня поздовжньої статичної стійкості (крило плоске): $\overline{K}_{\max} = \dfrac{K_{\max}}{(K_{\max})_0}$;

$(K_{\max})_0$ – максимальна аеродинамічна якість при $m_z^{Cy} = 0$

Ці графіки побудовані при типових $\overline{L}_{г.о}$ і $\overline{S}_{г.о}$ літаків нормальної схеми і схеми "качка". Видно, що літак класичної схеми (з плоским крилом) має більш великі витрати максимальної аеродинамічної якості, ніж літак схеми "качка".

Ці обставини і привели у минулому до думки про доцільність застосування схеми "качка" для важких дальніх літаків (наприклад, ХВ-70 "Валькірія", США).

Потім з'ясувалося, що втрати $K_{\max}$ від балансування можна істотно зменшити або навіть ліквідувати для даних схем, якщо застосувати такі конструктивні рішення:

1. "Плаваюче" або висувне на $M < 1$ горизонтальне оперення в носовій частині літака. На дозвуковій швидкості це оперення засувається у фюзеляж або як флюгер встановлюється під нульовим кутом атаки і не впливає, таким чином, на положення фокуса літака. Літак схеми "качка", наприклад, з таким опереннням при $M < 1$ і $\alpha_{п.г.о} = 0^\circ (Y_{п.г.о} = 0)$ є по суті “літаючим крилом”. На надзвуковій швидкості це оперення заклинюється під певним кутом атаки і зміщує фокус літака вперед на величину $\Delta\bar{x}_F = \bar{S}_{п.г.о}\bar{L}_{п.г.о}$. У цьому випадку m_z^{Cy} при $M < 1$ і при $M > 1$ може набути однакових значень близько 0,03...0,05, що і є необхідним (рис. 4.23).

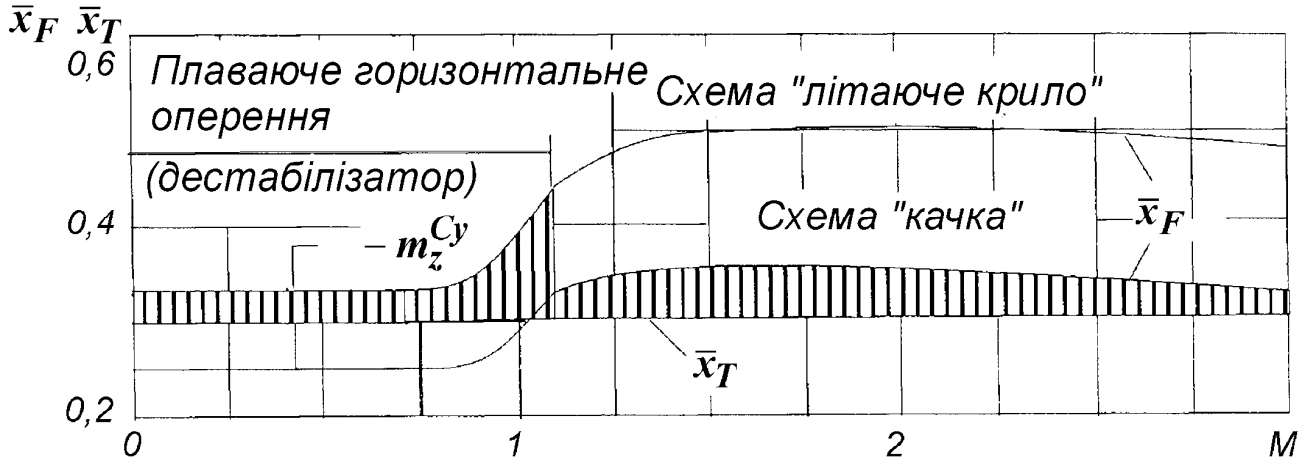


Рис. 4.23. Застосування “плаваючого” на дозвуковій швидкості переднього горизонтального оперення на літаку схеми "качка"

2. Передні кореневі напливи на крилі (рис. 4.24) перед центром маси літака. При малій швидкості польоту $M < 1$ передній кореневий наплив практично не створює піднімальної сили, оскільки має дуже мале подовження $\lambda \approx 1...1{,}5$ і великий кут стрілоподібності $\chi_{п.к.напл} = 65...70^\circ$. При $M > 1$ ефективність напливів зростає завдяки зростанню $C_{y\,напл}^{\alpha}$ і M^2, тобто $Y_{напл} = 0{,}7\,p_н M^2 C_{y\,напл}^{\alpha}\alpha_{напл} S_{напл}$. Тому із зростанням числа M польоту фокус літака зміщується вперед і при розрахунковому числі M ступінь поздовжньої статичної стійкості зменшується до прийнятних значень.

3. Деформація серединної поверхні крила (поверхні хорд). Крило неначе настроюється на основний режим польоту (C_y, M), при якому втрати на балансування зведені до найменших величин (рис. 4.25).

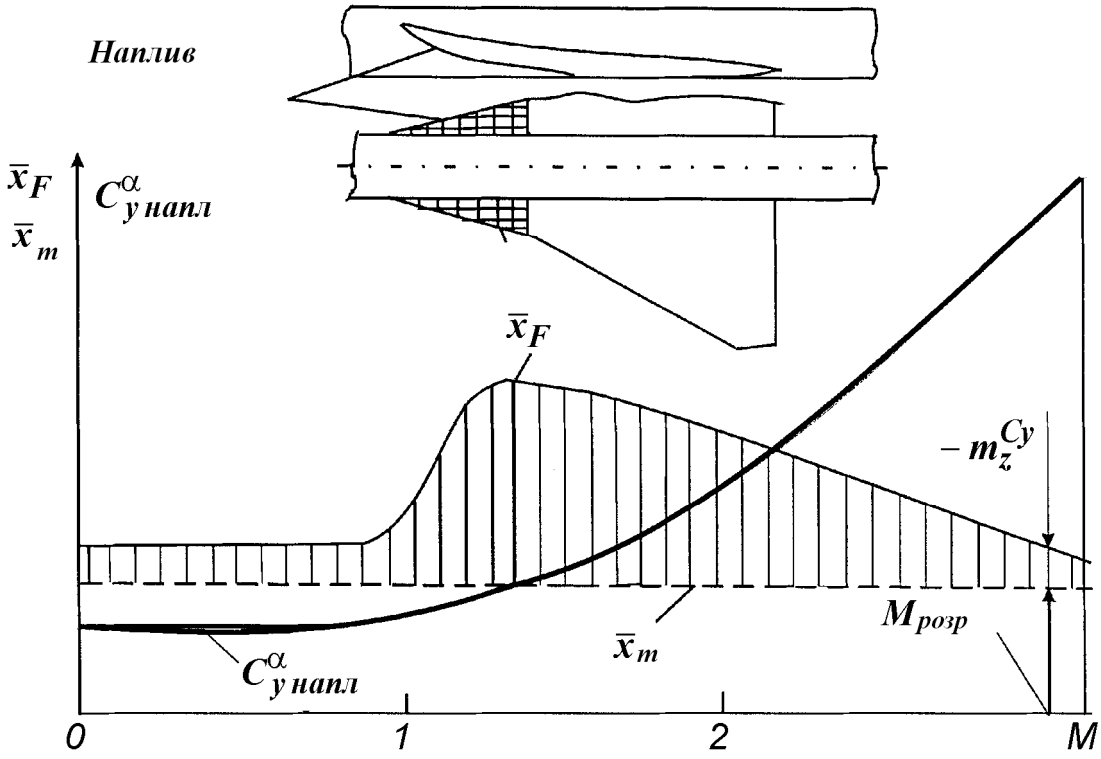


Рис. 4.24. Застосування переднього кореневого напливу крила

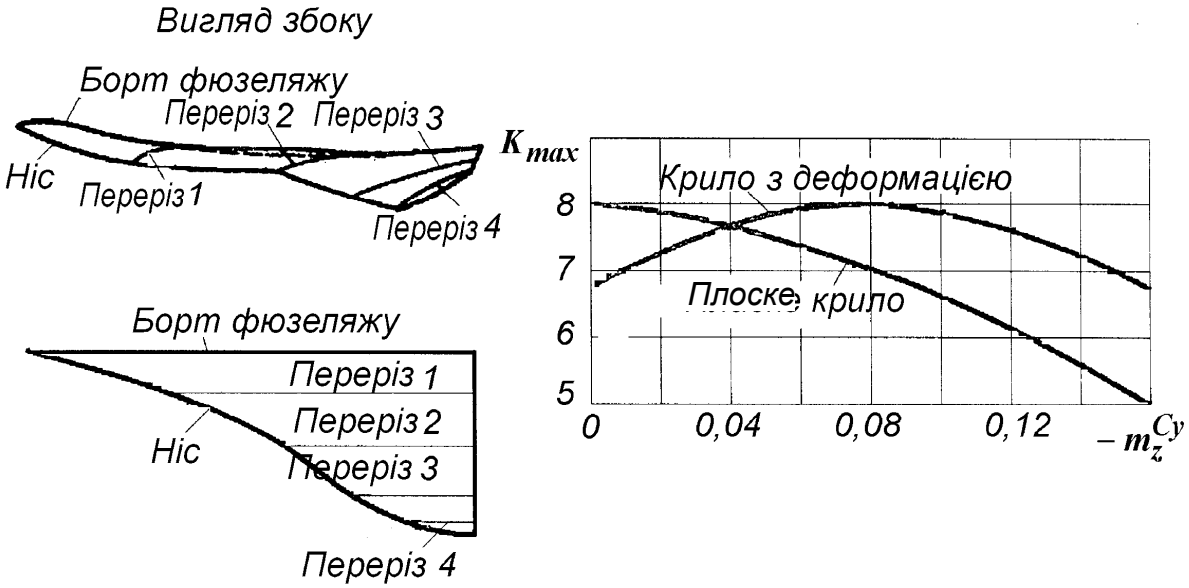


Рис. 4.25. Вплив деформації крила літака схеми “літаюче крило” на максимальну аеродинамічну якість надзвукового літака при $M = 2$

4. Перерізи 14 і "борт фюзеляжу", які при вигляді збоку є середніми лініями відповідних профілів крила.

5. Відхилені на $M >> 1$ кінці стрілоподібного або трикутного крила (рис. 4.26).

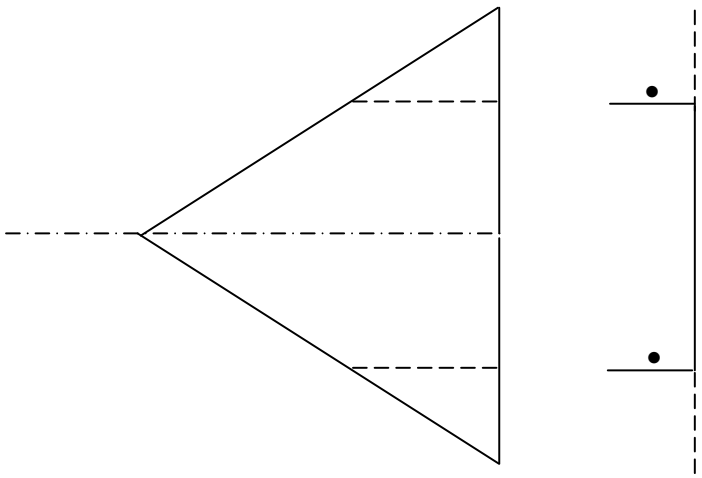


Рис. 4.26. Схема крила з відхиленими закінцівками

Кінці крила перетворюються на додаткові кілі і не беруть участі в створенні піднімальної сили. Фокус літака при такій операції зміщується вперед на величину $\Delta\bar{x}_F = \bar{S}_к \bar{L}_к$, де $\bar{S}_к$ – відношення площі відхиленої частини крила до повної площі крила; $\bar{L}_к = L_к / b_{сах}$; $L_к$ – відстань від центру тяжіння літака до центру тиску відхиленої частини крила (по осі літака).

Розглянуті вище способи зменшення ступеня поздовжньої статичної стійкості літака при надзвуковій швидкості основані на обмеженні переміщення фокуса за допомогою додаткового збільшення (створення) піднімальної сили перед центром мас літака або за допомогою її зменшення за центром мас. Окрім цих способів можна використовувати ще один, що принципово відрізняється від попередніх, наведений нижче.

6. Переміщення назад центру мас літака (услід за зсувом фокуса) шляхом перекачування палива з баків перед центром мас у задній бак балансування. Це рішення використовують зазвичай в комбінації з перерахованими вище способами (Ту-144, "Конкорд"). Недолік цього способу полягає в тому, що для швидкого перекачування палива потрібні дуже могутні (зазвичай – декілька десятків кіловат) і важкі насоси, а також трубопроводи великої продуктивності. Коли після перекачування палива назад необхідно терміново зменшити швидкість польоту до $M < 1$, доводиться застосовувати аварійний злив перекачаного палива для того, щоб запобігти нестійкості літака на дозвуковій швидкості (рис. 4.27).

Викладені способи дозволяють більшою або меншою мірою вирішити проблему аеродинамічної якості з урахуванням балансування. Для схем "качка" і “літаюче крило” її вирішують успішніше, для нормальної схеми – менш успішно у зв'язку з великим переміщенням фокуса літака назад.

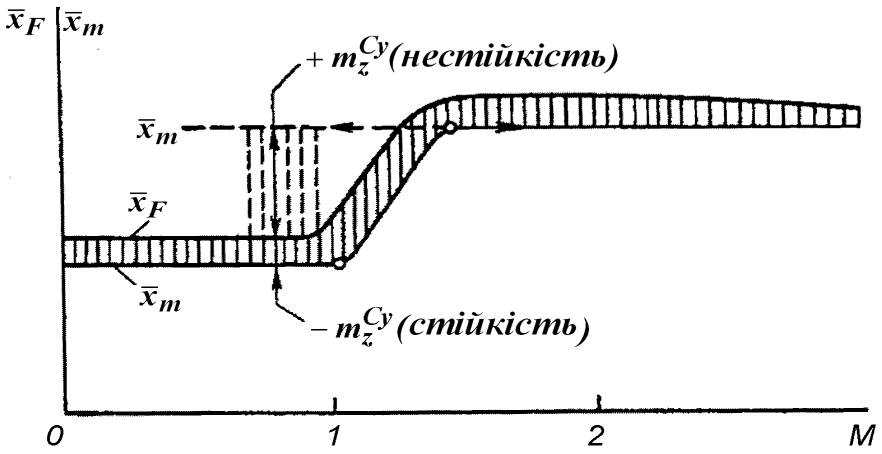


Рис. 4.27. Переміщення центру ваги літака назад

Необхідно зробити ще одне зауваження. Останній спосіб – перекачування палива з передніх у задні баки – отримав зараз широке застосування і на дозвукових пасажирських і транспортних літаках (особливо важких – Ан-124, В-747). Прямого відношення до схеми літака в цьому випадку спосіб не має. Але зменшення запасу поздовжньої статичної стійкості $\bar{x}_m - \bar{x}_F = -m_z^{Cy}$ дає великий економічний ефект на цих літаках.

Запас стійкості на зльоті $m_z^{Cy} = -(0{,}06...0{,}1)$ зменшується в крейсерському польоті до величини (0,02...0,03) шляхом перекачування палива в баки, які є в горизонтальному або у вертикальному (стабілізаторі або кілі) оперенні. Виконується ця процедура за допомогою спеціальних автоматів центрування.

Аеродинамічна оцінка схеми літака за величиною $C_{y\max}$ також має велике значення, оскільки несуча здатність схеми забезпечує літаку безпеку експлуатації на злітно-посадкових режимах, при польотах на великих висотах і свободу маневрування у польоті.

Основним агрегатом, який створює піднімальну силу літака, є крило. Тому розглянемо спочатку крило окремо.

Проаналізувати вплив параметрів крила на величину C_y можна, розглянувши формулу для похідної піднімальної сили за кутом атаки C_y^{α}. Для цього досить навести наближену формулу

$$C_y^{\alpha} = \frac{0{,}11 - 0{,}03\sqrt[4]{\bar{C}}}{\frac{1}{\cos\chi_{0,25}} + \frac{2}{\lambda}}. \qquad (4.6)$$

Аналіз цієї формули показує, що вплив відносної товщини профілю $\bar{C}$ на C_y^{α} дуже малий. Слід тільки пам'ятати, що зменшення $\bar{C}$ призводить до обмеження

безпечних кутів атаки крила, оскільки зрив потоку у тонких крил починається біля самого носка і при малих кутах атаки.

Вплив подовження є дуже помітним при $\chi = 0^\circ, \overline{C} = 0{,}1$ – для $\lambda = 2 \quad C_y^\alpha = 0{,}0466$, а для $\lambda = 8 \quad C_y^\alpha = 0{,}0745$. При однакових кутах атаки, наприклад, $\alpha = 8^\circ$, коефіцієнти піднімальної сили відповідно будуть $C_y = 0{,}0466 \cdot 8 = 0{,}372$ і $C_y = 0{,}0745 \cdot 8 = 0{,}596$, тобто більше в 1,6 раза.

Аналогічні розрахунки для стрілоподібного крила показують, що при $\lambda = 8, \overline{C} = 0{,}1, \chi_{0{,}25} = 10^\circ \; C_y^\alpha = 0{,}0736$, а при $\chi_{0{,}25} = 50^\circ -$ $C_y^\alpha = 0{,}0516$.

Тоді при кутах атаки $\alpha = 8^\circ$ коефіцієнти піднімальної сили будуть відповідно $C_y = 0{,}07366 \cdot 8 = 0{,}589$ і $C_y = 0{,}0516 \cdot 8 = 0{,}412$, тобто при $\chi_{0{,}25} = 50^\circ \; C_y$ буде в 1,42 раза менше, ніж при куті стрілоподібності 10°. Розглянемо тепер у порівнянні нормальну схему, "качку" і “літаюче крило” з погляду несучої здатності на злітно-посадкових режимах.

Найбільшу несучу здатність (найбільший C_y) має нормальна схема (рис. 4.28), оскільки вона має можливість механізації задньої кромки крила, виходу на великі кути атаки крила і незбурене обтікання крила повітряним потоком (попереду крила немає ніяких частин літака – переднього горизонтального оперення).

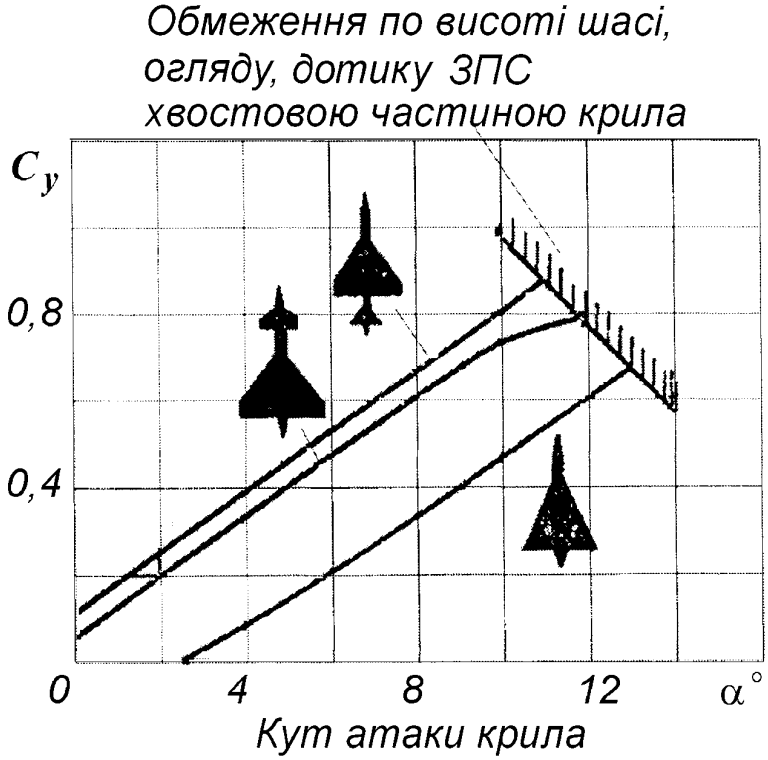


Рис. 4.28. Коефіцієнт піднімальної сили при зльоті (без урахування впливу землі)

На літаку схеми "качка" вважається, що площа крила могла бути менше, ніж на інших схемах, оскільки горизонтальне оперення створює позитивну піднімальну силу. Але цієї переваги літак схеми "качка" позбавляється. Річ у тому, що можливість механізації крила тут обмежена умовами балансування і зривом потоку з оперення. Додатково піднімальна сила крила внаслідок скосу потоку від оперення зменшується на 10...15%. Через це прийнятні злітно-посадкові характеристики літака схеми "качка" досягаються збільшенням площі крила.

"Супермеханізація" горизонтального оперення збільшує скіс потоку за ним і $Y_{кр}$ падає, виникає проблема стійкості потоку на вході в двигуни і т.д.

Літак схеми “літаюче крило” поступається нормальній схемі і схемі "качка", оскільки крило "літаючого крила" не допускає механізації. Для поздовжнього балансування елевони треба відхиляти вгору, у бік, протилежний відхиленню закрилків. Для поліпшення злітно-посадкових характеристик літака схеми "літаюче крило" ($L_р, L_{пр}, L_{зл}, L_{пос}$) доводиться збільшувати площу крила (через малі значення C_y).

Деякого позитивного ефекту можна досягти, якщо на літаку схеми “літаюче крило” застосувати висувне в носовій частині при зльоті-посадці невелике крило (так зване "перо", див. рис. 4.3, д, наприклад Ту-144). Площа його зазвичай не перевищує 1,5...2 % площі крила.

Найбільш важливі відмінності за аеродинамічними, ваговими і експлуатаційними характеристиками створюють форма і розташування крила і горизонтального оперення за довжиною фюзеляжу – схема нормальна або класична, “літаюче крило” і "качка" (див. рис. 4.1, 4.2, 4.3, 4.4). Не менш важливою ознакою (важливою відмінністю) є кількість і розташування двигунів на літаку. Цей аналіз для різних типів літаків буде наведений нижче.

Чим же пояснити таку різноманітність схем? Основна причина – в різноманітності вимог до літаків, у безперервному розвитку можливостей їх задоволення.

Кожна схема відображає прагнення конструктора самим кращим чином задовольнити тактико-технічним вимогам при даному стані розвитку авіаційної науки і техніки.

Зі всього різноманіття питань, пов'язаних із вибором схеми літака, розглянемо далі такі найбільш важливі й актуальні:

– аналіз і вибір схеми дозвукового неманевреного літака;

– аналіз і вибір схеми маневреного літака.

Нагадаємо, що при заданих тактико-технічних вимогах та інших обмеженнях, які накладаються нормами міцності, жорсткості й експлуатації, необхідно серед всього різноманіття схем і параметрів літака вибрати такі, які приводили б до екстремального значення критерію оцінювання літака. За критерій оцінки приймають: економічність експлуатації (цивільні літаки), бойова ефективність або вартість виконання завдання.

Наближеним критерієм є величина злітної маси літака. Краща схема літака певного призначення в першому наближенні відповідає мінімуму злітної маси при всіх заданих обмеженнях. При детальнішому порівнянні слід ураховувати також вплив схеми на технологічність і ремонтопридатність конструкції, зручність експлуатації і комфорт екіпажу і пасажирів, безпеку пасажирів.

Нижче буде розглянуто вибір схем літаків уже згаданих призначень. Необхідно тільки пам'ятати дуже важливе зауваження. Мова йтиме про рекомендації щодо вибору схеми літака і ніяк не про рецепти. Всі рекомендації мають бути критично переосмислені та використані з урахуванням конкретного призначення літака. Ті ж рекомендації можуть в одному випадку відігравати позитивну роль, а в іншому – негативну. Треба також пам'ятати, що при проектуванні, і особливо – на початкових етапах, рецепти тільки обмежують творчу ініціативу і пошуки нових доцільніших варіантів рішень, звужують простір для досліджень і винахідництва, гальмують розвиток авіаційної науки і техніки.

Додаткові міркування щодо вибору схеми літака. При виборі однієї з трьох схем балансування необхідно пам'ятати, що з огляду на труднощі набуття великих значень $\Delta C_{y\max}$ (особливо для літаків схеми “літаюче крило”) літаки схем “літаюче крило” і "качка" при зльоті і посадці вимушені виходити на великі кути атаки α.

Конструктивно це робить неможливим (або ускладненим) застосування на таких літаках стрілоподібних крил великого і середнього подовження, оскільки застосування таких крил і великих кутів атаки пов'язано з дуже великою висотою опор шасі.

Внаслідок цього для швидкісних літаків у схемах "качка" і “літаюче крило” можуть використовуватися тільки крила малого подовження трикутної, готичної, оживальної або серпоподібної форми в плані. Через мале подовження такі крила мають малу аеродинамічну якість на дозвукових швидкостях польоту.

Такі міркування визначають доцільність використання схем "качка" і “літаюче крило” для літаків, в яких основним режимом польоту є політ на надзвуковій швидкості. І природно, що нормальна схема понад усе є доцільною для дозвукових літаків або для літаків, режим польоту на дозвуковій швидкості яких переважає над режимами надзвукового польоту.

4.2. АНАЛІЗ І ВИБІР СХЕМИ ДОЗВУКОВИХ НЕМАНЕВРЕНИХ ЛІТАКІВ

За час існування авіації відомо немало спроб застосувати схеми "літаюче крило" і "качка" для дозвукових літаків. Але ці спроби, як правило, закінчувалися дослідними екземплярами або малими серіями літаків (наприклад, англійський "Вулкан").

Нормальна схема дозвукових літаків витримала випробування часом і практикою і зараз є класичною.

Основні причини невдач літаків схем "літаюче крило" і "качка" були пов'язані з недостатньою стійкістю і керованістю, з неможливістю або обмеженістю механізації крила. Безпека польоту на таких літаках була гіршою, а лобовий опір і маса – не менше (через збільшення площі крила), ніж у літаків нормальної схеми.

Про недоліки схеми "качка" – клювання носом і просідання через зриви потоку з оперення на великих кутах атаки – вже мовилося вище. Схема "літаюче крило" має аналогічний недолік – просідання на вирівнюванні перед посадкою через збільшення кутів відхилення елевонів вгору. Для пасажирських літаків це зовсім неприйнятно з погляду безпеки виконання посадки (рис. 4.29, 4.30).

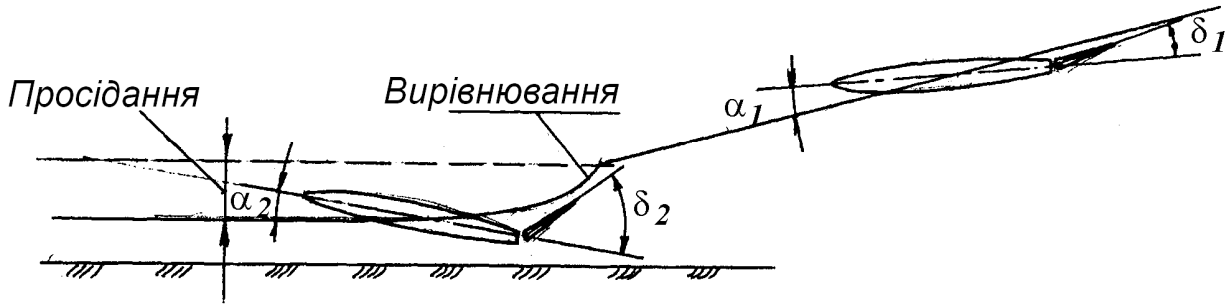


Рис. 4.29. Просідання під час вирівнювання літака схеми "літаюче крило"

У тій частині аеродинамічного опору літака, яка називається опором інтерференції і зумовлена взаємним впливом частин літака одна на одну, найбільш значну частину складає інтерференція між крилом і фюзеляжем.

Найменший опір інтерференції має середньоплан.

Більшість військових літаків мають схему середньоплана, якщо тільки середня частина крила – центроплан – не заважає вантажному відсіку у фюзеляжі або повітряним каналам, які йдуть від носа літака до двигунів, розташованих в кормовій частині фюзеляжу.

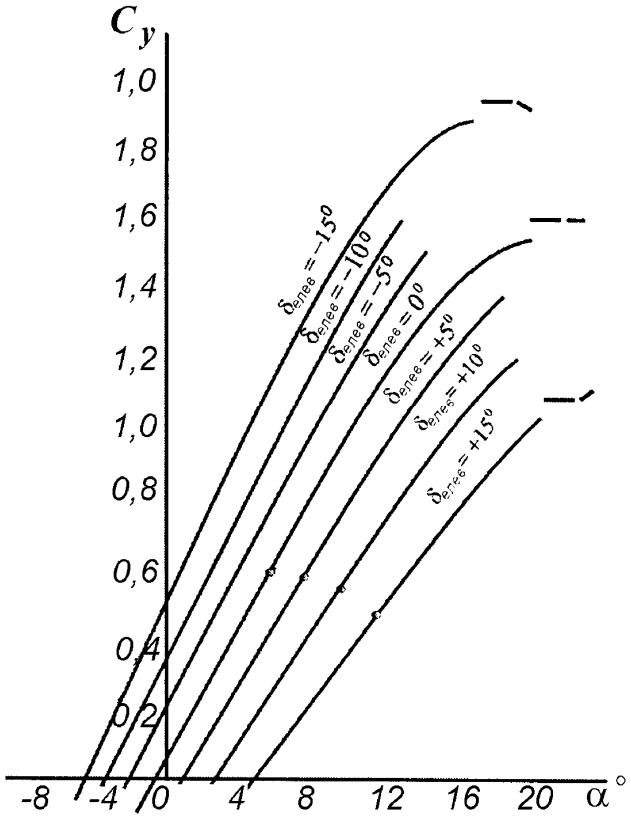


Рис. 4.30. Залежність коефіцієнта піднімальної сили C_y від кута атаки α і кута відхилення елевонів $\delta_{елев}$

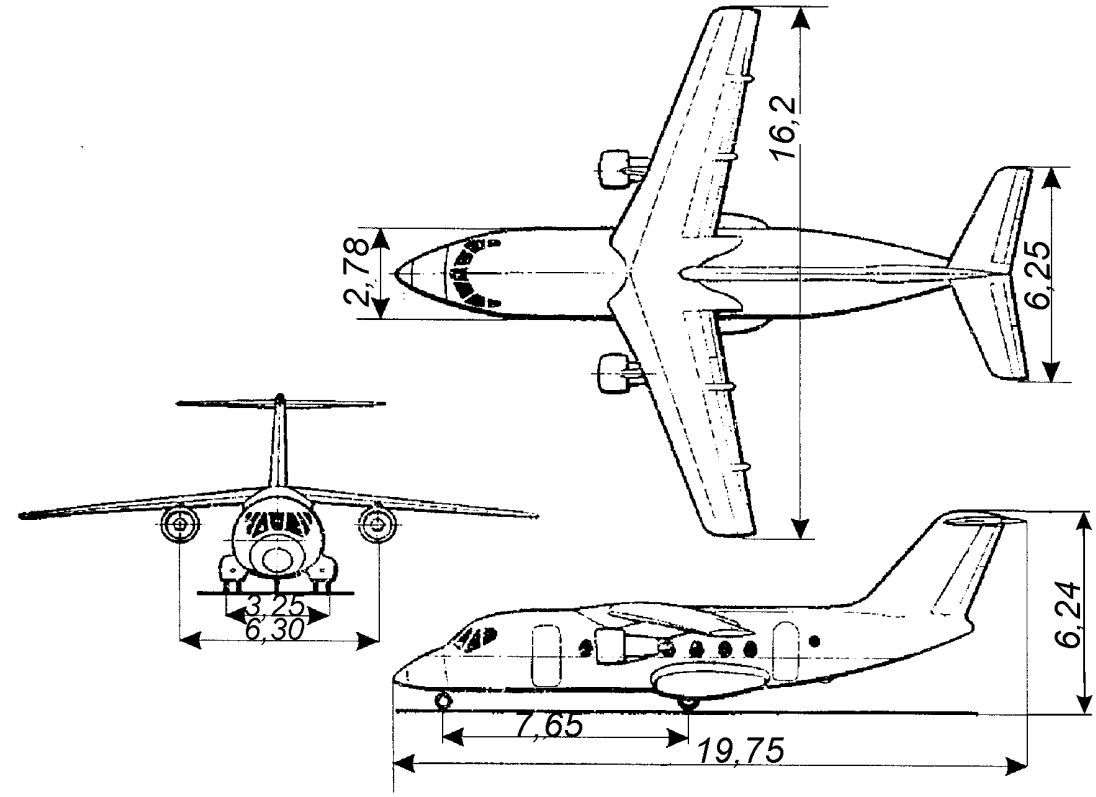
Для пасажирських і транспортних літаків цю схему практично не використовують, оскільки центроплан, проходячи в середині фюзеляжу, заважає створенню єдиного пасажирського або вантажного приміщення. Найпоширенішими схемами є високоплан і низькоплан (рис. 4.31).

У пасажирських літаках з широким фюзеляжем, які з'явилися на початку 70-х років XX століття, з діаметром фюзеляжу більше 5 м виникає можливість підйому крила вгору так, щоб між верхнею поверхнею центроплана і верхнім обводом фюзеляжу було не менше 3,5 м (рис. 4.32).

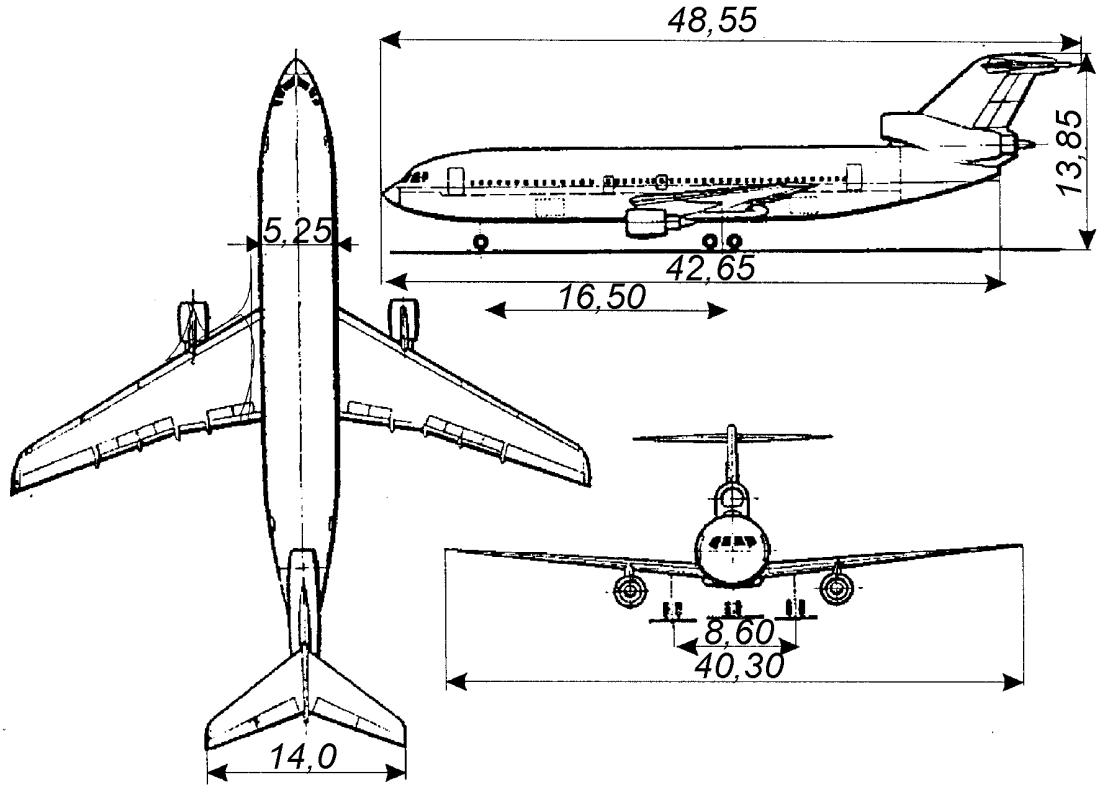
Майже такі ж характеристики інтерференції, як середньоплан, має і літак–високоплан.

Схема високоплана має такі переваги:

- зменшення аеродинамічного опору від інтерференції, особливо для круглого фюзеляжу;
- зменшення відстані від фюзеляжу до землі, що створює ряд експлуатаційних зручностей;
- хороший огляд землі з пасажирської кабіни;
- зменшення можливостей поломки двигунів, розташованих на крилі внаслідок попадання твердих частинок із ЗПС при зльоті і посадці.



а



б

Рис. 4.31. Приклади схем літака з високо- і низькорозташованим крилом:

а – високоплан для місцевих повітряних ліній;

б – низькоплан для коротких і середніх повітряних ліній

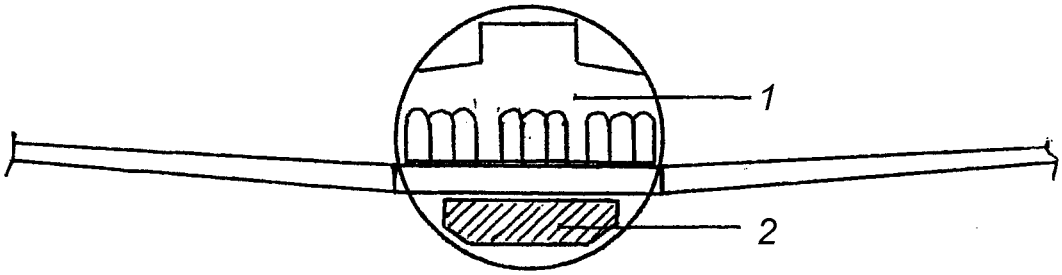


Рис. 4.32. Розміщення крила на великих пасажирських літаках з діаметром фюзеляжу більше 5 метрів: 1 – верхня палуба (пасажирський салон); 2 – нижня палуба (багажне відділення і побутові приміщення)

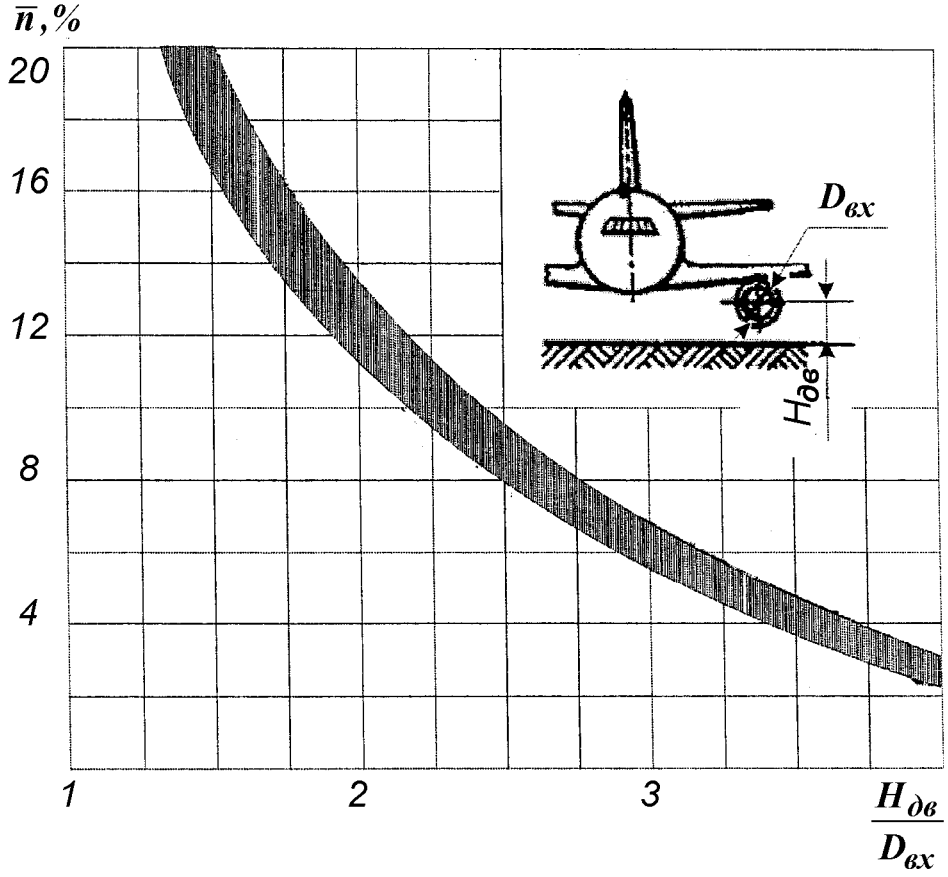


Рис 4.33. Відсоток достроково знятих двигунів (ТРД, ТРДД) залежно від їх відстані до ЗПС

Для зменшення шкідливої інтерференції крила і фюзеляжу зазвичай застосовують залізи. Та все ж аеродинамічна якість високоплана з круглим фюзеляжем на 4...5 % більше, ніж у низькоплана (за інших рівних умов).

Зупинимося детальніше на перевагах високоплана. Мала відстань фюзеляжу від землі для пасажирських літаків, особливо регіонального призначення, робить їх зручнішими для посадки і висадки пасажирів. Трапи в цьому випадку мають невелику висоту і можуть бути вмонтованими у вхідні двері (рис. 4.34).

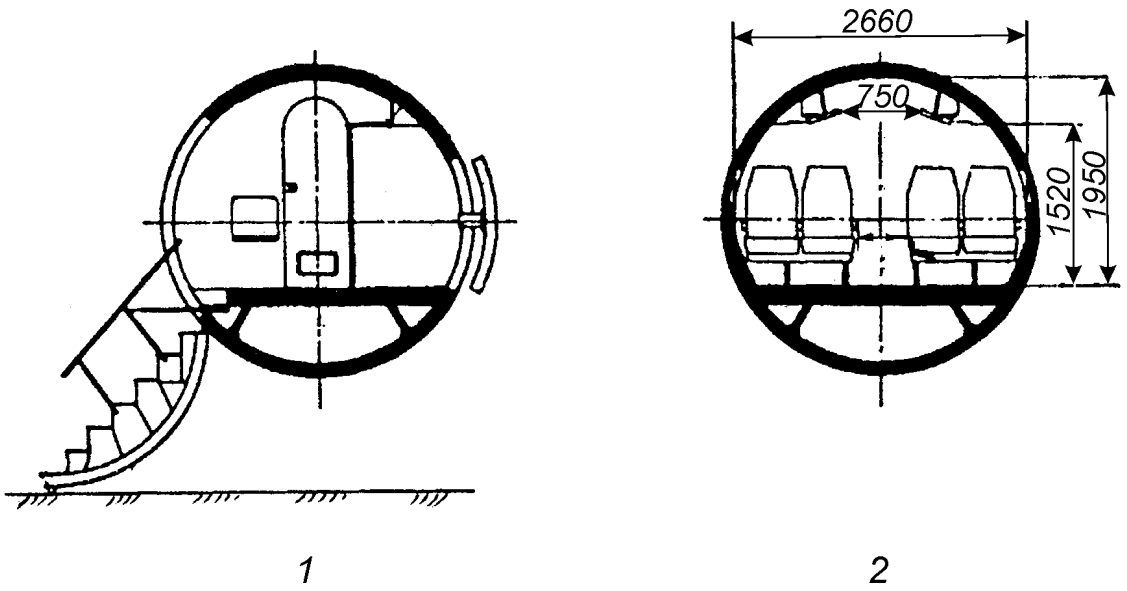


Рис. 4.34. Розташування трапа у високоплані:
1 – двері–трап; 2 – переріз фюзеляжу

Це спрощує експлуатацію літака і не потребує додаткових витрат на спеціальне аеродромне устаткування, спрощує аварійну евакуацію пасажирів.

Високоплан забезпечує хороший огляд з будь-якого місця через вікна під час польоту і позбавляє спостереження верхньої поверхні крила, іноді не дуже приємного.

Високе розташування крила і підйом у зв'язку з цим двигунів і повітряних гвинтів ТВД дозволяє вільніше і безпечно рухатися навколо літака при його обслуговуванні.

Мала відстань фюзеляжу від поверхні землі забезпечує дуже зручну експлуатацію вантажних і військово-транспортних літаків, оскільки істотно полегшує завантаження і розвантаження бойової техніки, вантажів, оснащення і людей через трап або по рампі, вмонтованій в нижню частину фюзеляжу в кормовій або носовій частині (або одночасно з двох сторін).

Схема розташування крила по висоті фюзеляжу впливає, як видно з рис. 4.33, на ресурс двигунів, якщо вони розміщені на крилі. Цей вплив можна оцінити за формулою

$$T_{дв} \approx T_{дв.стенд}\left(\frac{100-\overline{n}}{100}\right), \qquad (4.7)$$

де $T_{дв}$ – середній ресурс двигунів, установлених на літаку, ч; $T_{дв.стенд}$ – середній ресурс, встановлений на стенді, ч; $\overline{n}$ – коефіцієнт, який беруть із графіка по середньому значенню висоти $H_{дв}$ для всіх двигунів, установлених на літаку, у відсотках.

Розрахунки за формулою (4.7) показують, що ресурс двигунів на літаку-високоплані може бути на 10...15 %, більше, ніж на низькоплані. Тому і собівартість перевезень, яка залежить від $T_{дв}$, на літаку-високоплані знижується. Аналогічні розрахунки можна провести і щодо повітряних гвинтів літаків, обладнаних

турбогвинтовими двигунами. Але за абсолютною величиною економічність експлуатації літака-високоплана в більшості випадків виходить деякою мірою гірше, ніж низькоплана, унаслідок вагових витрат. Ці витрати пояснюються такими причинами (недоліками високого розташування крила):

1. На літаку-високоплані доводиться спеціально укріплювати нижню частину фюзеляжу на випадок аварійної посадки без шасі (рис. 4.35).

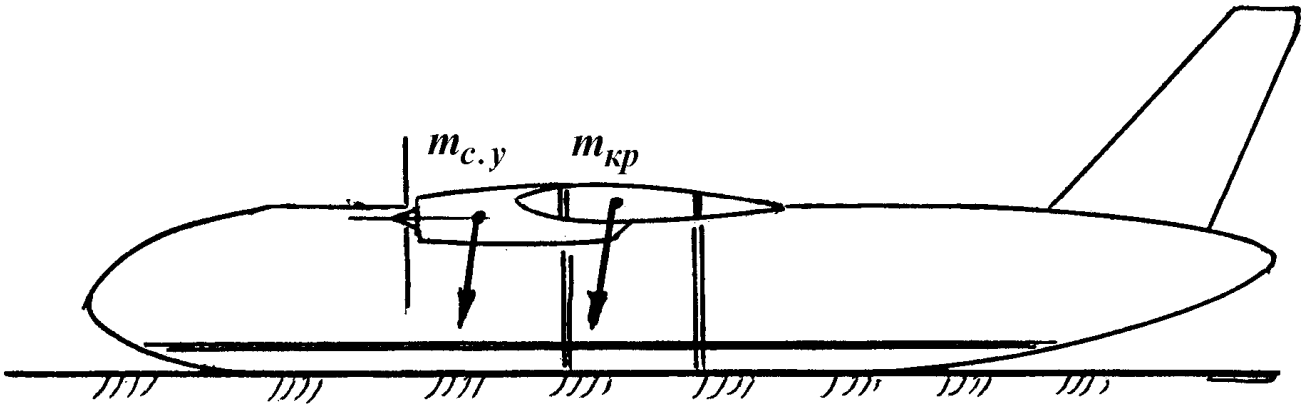


Рис. 4.35. Напрям сил, що діють на фюзеляж при вимушеній посадці без випущеного шасі

2. Збільшується вага силових шпангоутів фюзеляжу, які сприймають навантаження від крила і шасі (якщо основні опори шасі приєднані до фюзеляжу). У разі аварійної посадки без шасі крило, особливо якщо на ньому встановлені двигуни – разом з крилом це до 25 % злітної маси, – прагне роздавити фюзеляж і вантажну або пасажирську кабіну, яка знаходиться в ньому:

$$m_{c.y} + m_{кр} = 0{,}20...0{,}25\, m_0 .$$

Для усунення такої можливості доводиться підсилювати конструкцію фюзеляжу в районі крила і значно збільшувати її вагу.

3. При аварійній посадці на воду фюзеляж йде під поверхню води, ускладнюючи тим самим аварійну евакуацію пасажирів. Для того, щоб забезпечити плавучість, доводиться встановлювати спеціальні надувні поплавці, які збільшують масу літака-високоплана. На літаку Ан-140 за допомогою герметизації нижньої частини фюзеляжу (під підлогою пасажирського салону) забезпечується необхідна плавучість, але літак у цьому випадку нахилений на одну консоль крила, і це також ускладнює евакуацію пасажирів, можливу тільки з одного борту (рис. 4.36).

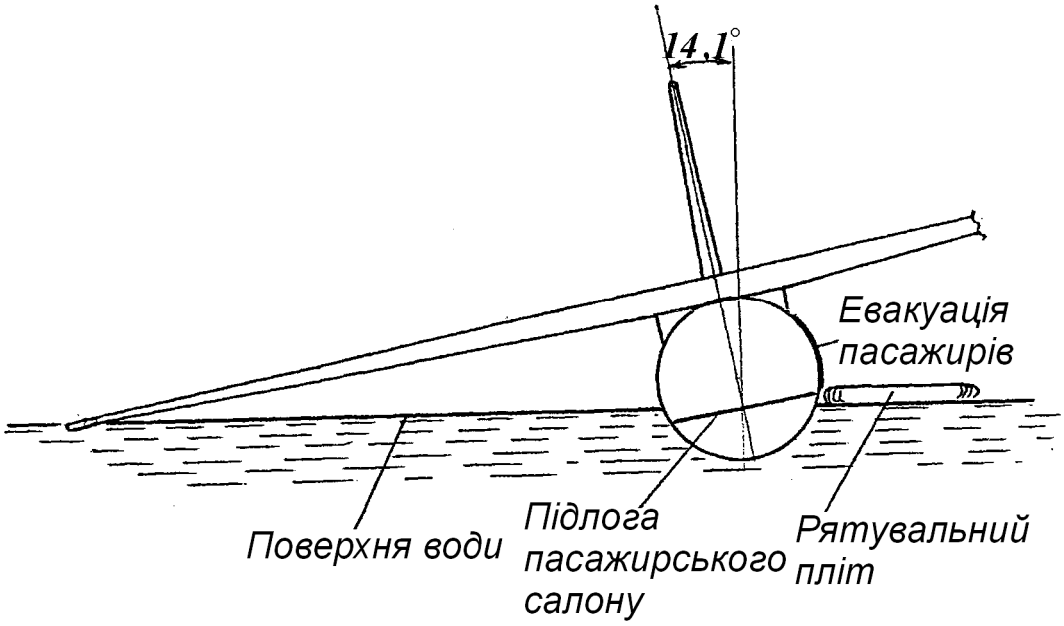


Рис. 4.36. Евакуація пасажирів під час вимушеної посадки на воду літака Ан-140

4. На 30...50 % збільшується необхідна площа вертикального оперення у зв'язку з погіршенням бічної стійкості літака-високоплана на великих кутах атаки, коли оперення потрапляє в спутний струмінь від крила (рис. 4.37).

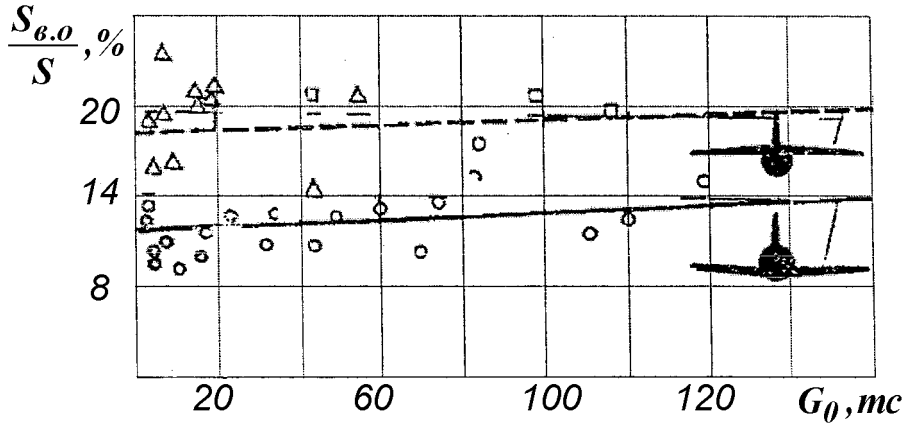


Рис. 4.37. Відносна площа вертикального оперення літака-високоплана і літака-низькоплана: o – літаки-низькоплани; Δ – літаки-високоплани; – військово-транспортні літаки-високоплани

У сумі вага (маса) конструкції літака-високоплана збільшується на 2,5...3 % від злітної маси, якщо всі опори шасі кріплять до фюзеляжу, і на 0,7...1,0 %, якщо головні опори (стояки) закріплені на крилі.

Високоплану властиві деякі ускладнення компонувального характеру, пов'язані з висотою пасажирського салону (у невеликих літаків) і вантажного відсіку у транспортних літаків. Так, у низькоплана висота підлоги, як правило, збігається з будівельною висотою центроплана крила (рис. 4.38).

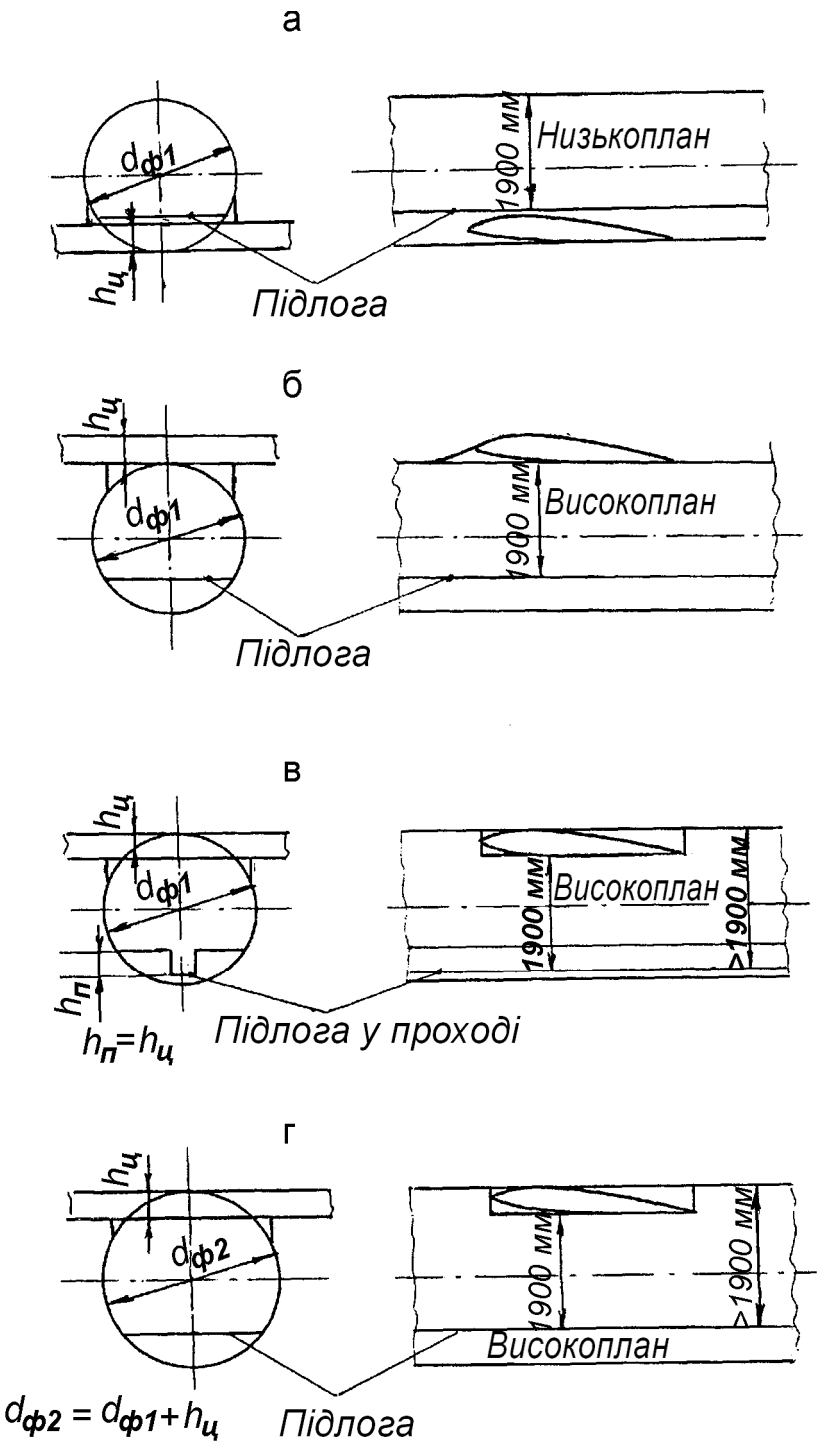


Рис. 4.38. Зв'язок висоти пасажирського салону та діаметра фюзеляжу з розміщенням крил на літаках місцевих авіаліній

Для забезпечення нормованої висоти пасажирського салону (величиною 1900 мм) для високоплана необхідно розташувати крило вище за фюзеляж, що приведе до створення "горба" (рис. 4.38, б). Якщо розмістити крило високоплана в обводах фюзеляжу (рис. 4.38, г), то для забезпечення висоти в проході пасажирського салону 1900 мм або потрібної висоти вантажного відсіку необхідно збільшувати діаметр фюзеляжу на величину, яка дорівнює будівельній висоті центроплана крила.

Із рис. 4.39 видно, що прибирання головних опор шасі на літаку-високоплані являє собою спеціальну проблему для конструктора.

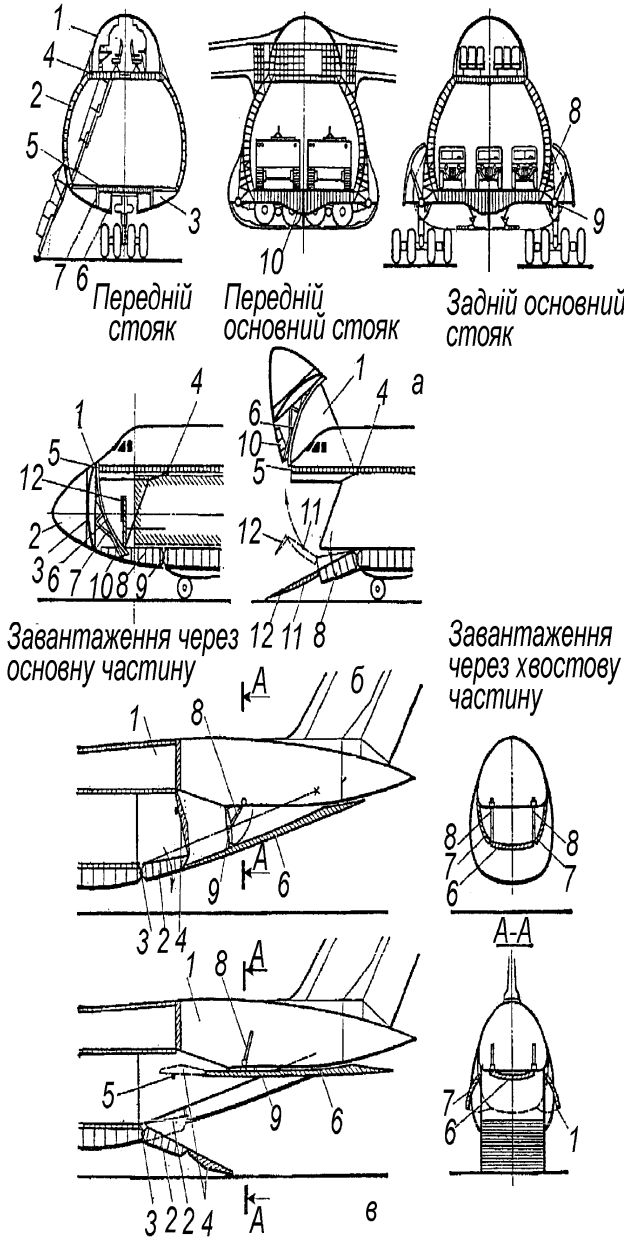


Рис. 4.39. Схема завантаження і компонування шасі військово-транспортного літака С-5А: а – поперечні перерізи: 1 – верхній відсік; 2 – середній відсік; 3 – нижній відсік; 4 – верхня палуба; 5 – головна палуба; 6, 7 – поздовжні силові балки; 8 – зовнішні вузли кріплення; 9 – амортизатор основного стояка; 10 – силова рама фюзеляжу; б – поздовжній переріз носової частини: 1 – носова частина; 2 – обтічник; 3 – герметична перегородка; 4 – вісь повороту носової частини; 5 – напрямні; 6 – опускання; 7 – стояк; 8 – пересувні елементи підлоги; 9 – вузол повороту вантажного трапа; 10 – нерухомі елементи підлоги; 11 – вантажний трап; 12 – щитки; в – поздовжній розріз хвостової частини: 1 – силова конструкція; 2 – елементи підлоги, які регулюються; 3 – вузли повороту; 4, 5 – щитки; 6 – центральні вантажні двері; 7 – бічні двері; 8 – гідроциліндри; 9 – важіль

На великих гвинтових літаках з високим розташуванням крила головні опори шасі можна прибрати у гондоли двигунів (Фоккер F.27) або в хвостові балки (Хоукер Сиддлі "Аргосі"), але у відносно великих літаків це збільшить висоту і масу опор. Єдиним варіантом залишається схема з прибиранням шасі у фюзеляж з посиленням конструкції фюзеляжу для сприйняття навантажень під час посадки і додатковим приростом маси. Частково цей приріст маси компенсується коротшими опорами порівняно з конструкцією шасі для літака-низькоплана. Крім того, для варіанта розміщення шасі на фюзеляжі важко отримати широку колію. Ці чинники свідчать на користь схеми моноплана з низьким розташуванням крила.

При остаточному вирішенні питання про розміщення крила по висоті фюзеляжу необхідно враховувати, таким чином, ряд суперечливих чинників: високоплан має кращі аеродинамічні й експлуатаційні характеристики, але поступається низькоплану в масі конструкції. У зв'язку з цим необхідно виконувати детальний розрахунок ваги і економічності літаків обох схем. Якщо ж йдеться про проектування військово-транспортного або вантажного літака, то за компонувальним і експлуатаційним міркуваннями слід віддати перевагу високому розташуванню крила.

Позитивна якість низькорозташованого крила полягає в можливості розташування на ньому шасі і в забезпеченні більшої безпеки літака при виконанні аварійної посадки. Недоліками схеми низькоплана є труднощі (через близькість крила до землі) в розміщенні установок турбореактивних двигунів під крилом і установок турбогвинтових двигунів на крилі і необхідність у зв'язку з цим виконувати крило з позитивним поперечним V, що вимагає для сучасних літаків обов'язкового (особливо при стрілоподібному крилі) введення автоматики управління по курсу і крену.

Наведемо ще деякі міркування відносно високо- і низькорозташованого крила.

Для пасажирських літаків висота підлоги кабіни над землею відіграє менш важливу роль завдяки використанню трапів. Ефективне використання простору під підлогою для розміщення вантажів можливо, якщо фюзеляж знаходиться на відповідній висоті над ЗПС. Щодо висоти шасі це простіше досягається в схемі низькоплана. Велика висота фюзеляжу над ЗПС у низькопланів стає перевагою у разі появи наступної модифікації літака з подовженим фюзеляжем, коли кут скосу хвостової частини є достатнім для створення оптимального кута повороту при зльоті без обмежень за тангажем (рис. 4.40).

Розміщення крила впливає на загальну схему літака, його компонування, безпеку і льотні характеристики.

На деяких літаках–високопланах частина фюзеляжу під підлогою виконується досить плоскою (А–24; F.27) для зменшення розміру стояків шасі і збереження висоти підлоги над ЗПС, яка зазвичай дорівнює 1,2...1,4 м.

Через плоский низ фюзеляжу залишається мало місця для вантажного відсіку, що приводить до подовження основного вантажного відсіку кабіни порівняно з літаками круглого поперечного перерізу. Це, у свою чергу, подовжує фюзеляж, особливо коли

над підлогою розміщуються велика частина устаткування і сервісні приміщення. Не виключені також значні переміщення центру ваги (*ц.в.*) літака.

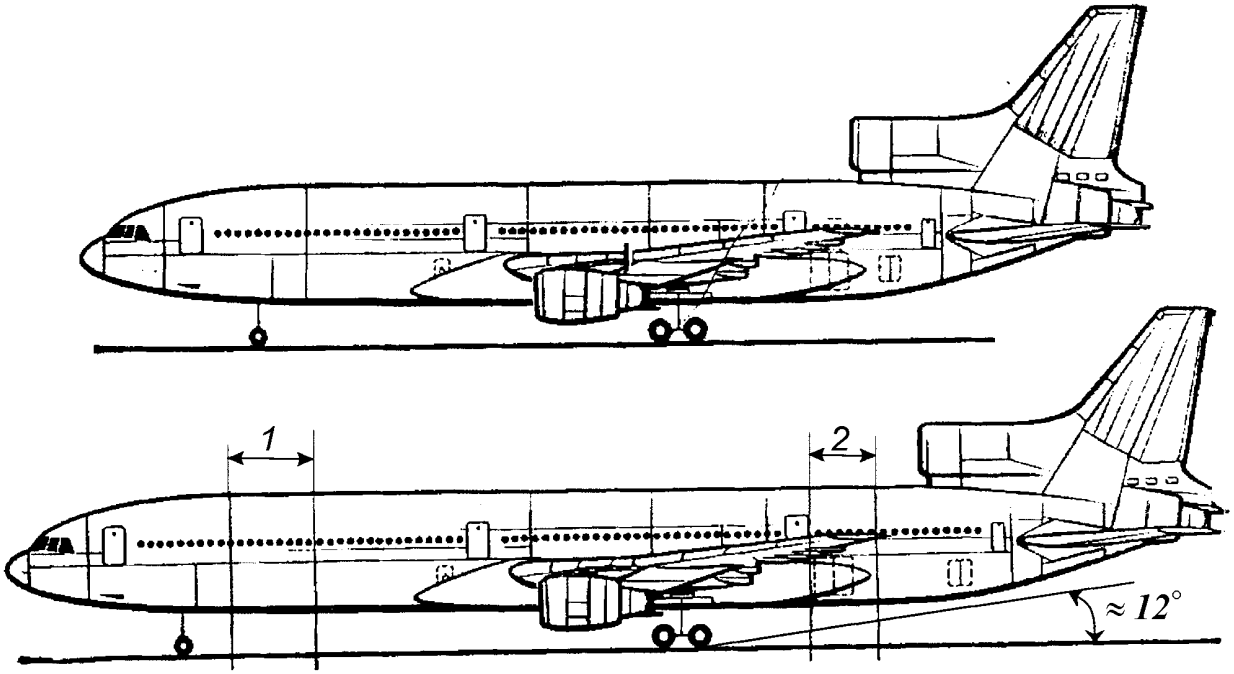


Рис. 4.40. Модифікація літака Локхід L–1011 "Трістар" з подовженим фюзеляжем, передбачена на стадії проектування: фюзеляж подовжений на 3,56 м у передній (1) і на 4,55 м у задній (2) частинах; висота шасі є достатньою для забезпечення при зльоті кута перекидання 12 після подовження фюзеляжу

У низькоплана шасі може прибиратися в гондоли двигунів або в секцію фюзеляжу за центропланом стрілоподібного крила.

На невеликих пасажирських літаках з високим розташуванням крила прохід між кріслами іноді заглиблюється відносно до лінії підлоги для збереження загальної висоти пасажирського салону (рис. 4.38,в). Найбільш критичним у цьому випадку є місце з'єднання крила з фюзеляжем, де зменшення висоти салону є неминучим. Якщо крило вписується в обводи фюзеляжу (рис. 4.38,в), у цьому відсіку доцільно розміщувати допоміжні приміщення – туалет або гардероб.

Низькорозташовані крило і двигуни можуть відігравати роль запасної енергоємної маси при вимушеній посадці літака, хоча вони і створюють небезпеку пожежі при контакті з поверхнею землі. Крило зазвичай вміщує в собі паливні місткості, пошкодження при посадці ймовірніше, особливо для баків-кесонів. У час не дуже сильного удару об землю вірогідність пошкодження і виникнення пожежі у високопланів є меншою. Під час вимушеної посадки високоплана на воду фюзеляж занурюється у воду, і треба передбачати аварійний вихід з кабіни через стелю. Проте не всі літаки цієї категорії отримують сертифікат для польотів над водною поверхнею.

Принципова різниця в характеристиках високопланів і низькопланів має місце під час зльоту і посадки через ефект близькості землі, яка зменшується зі збільшенням висоти крила над ЗПС. Ефект близькості землі виражається в зменшенні вихро-індуктивного опору, який приводить до зменшення злітної і збільшення посадкової дистанції.

Ймовірно, що важливішим є зменшення скосу потоку в області горизонтального оперення, яке приводить до появи моменту на пікірування. Це явище потребує більшого відхилення руля висоти для відриву носового колеса при зльоті і вирівнюванні літака під час посадки і може стати визначальним чинником для вибору площі руля висоти.

Різниця між низькопланом і високопланом за параметрами максимальної піднімальної сили і мінімального лобового опору може бути зменшена відповідним вибором залізів та обтічників (рис. 4.41). Високорозташоване крило вважається з цієї точки зору вигідніше низькорозташованого, особливо за величиною індуктивного опору на великих кутах атаки. Різниця між схемами відносно пов'язаних коливань за креном і рисканням може бути усунена шляхом відповідного вибору кута поперечного V, бажано для стрілоподібного крила, без втрати на висоту стояків шасі.

У загальному випадку при високому розташуванні крила, як уже підкреслювалося, площа кіля має бути на 20 % більше, ніж площа кіля при схемі низькоплана. Збільшення маси фюзеляжу також призводить до того, що загальний баланс мас і ускладнення конструкції, очевидно, будуть не на користь високоплана.

При проектуванні багатоцільових (для народного господарства) і вантажних літаків виникає необхідність оцінювання переваг і недоліків двобалкової схеми фюзеляжу (з гондолою) замість звичайного фюзеляжу (рис. 4.42).

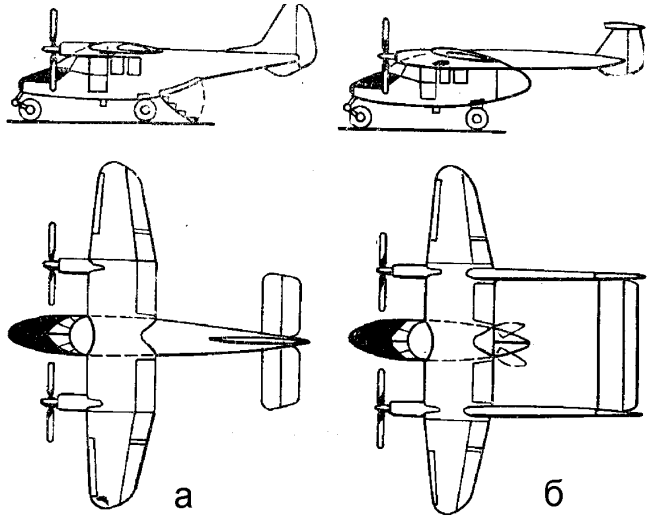
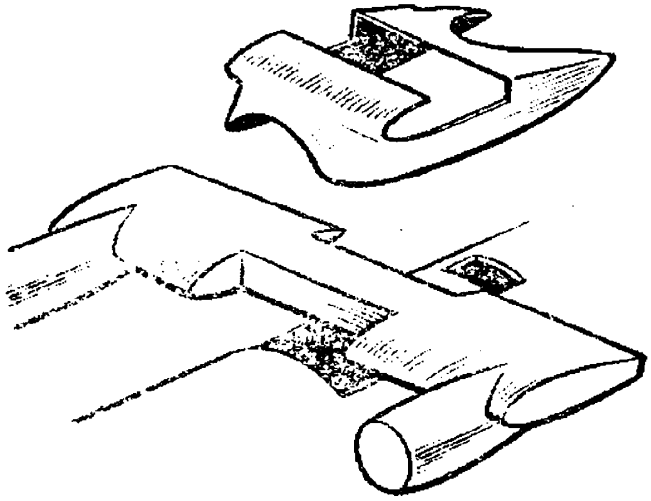


Рис. 4.41. Звичайна – однобалкова (а) і двобалкова (б) схеми літаків з ТВД

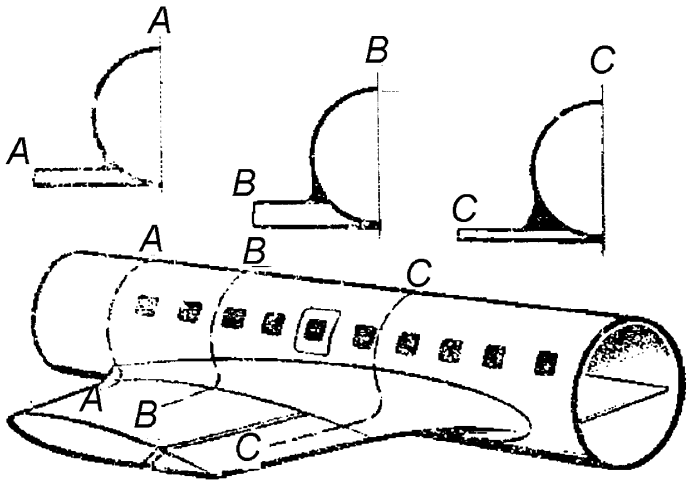
Перевагою двобалкової схеми є зручність завантаження і розвантаження гондоли. Але здійснення такої, на перший погляд, привабливої схеми натрапляє на ряд складнощів, пов'язаних з погіршенням аеродинаміки і збільшенням маси конструкції.

а



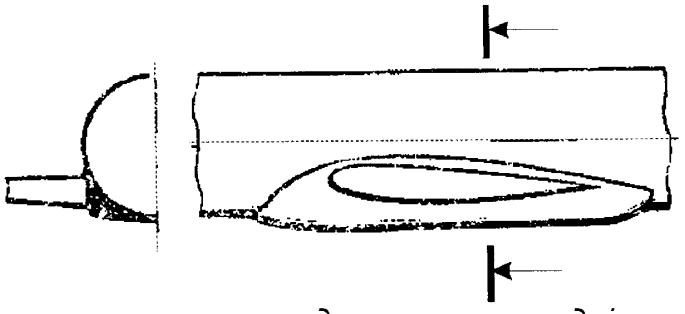
Високорозташоване крило,
низька дозвукова швидкість

б



Низькоплан, низька швидкість

в



Низькоплан, висока дозвукова швидкість

Рис. 4.42. Схеми залізів та обтічників

Розрахунки показують, що аеродинамічний опір літака з двобалковим фюзеляжем на 10...15 % більше, ніж із звичайним, за рахунок більшої обтічної поверхні

і косого обдування балок потоком від гвинтів (на літаках із ПД і ТВД). Якщо зменшити обтічну поверхню балок, скоротивши розміри їх перерізу, то виникає проблема жорсткості кріплення горизонтального оперення і маси самих балок. При однаковому прогині на кінці звичайного і двобалкового фюзеляжів останній матиме на 31...37 % більшу масу.

Окрім маси і аеродинамічного опору літак з двобалковим фюзеляжем має й інші недоліки:

– вартість фюзеляжу на 10...15 % більше за рахунок спеціального технологічного оснащення для виготовлення і складання балок;
– балки займають частину розмаху крила і виключають його з механізації, тому площу крила доводиться збільшувати на 5...7 % для досягнення однакових злітно–посадкових характеристик порівняно із звичайним літаком;
– маса проводки управління зростає на 20...25 %.

Зважаючи на недоліки двобалкової схеми, можна зробити висновок про недоцільність використання двобалкового фюзеляжу, виходячи з вагових і аеродинамічних даних. Але експлуатаційні зручності завантаження – розвантаження двобалкового літака сприяють його багатоцільовому використанню, зменшують витрати в експлуатації. Це, очевидно, і привело останнім часом до розроблення таких літаків, як, наприклад, С-80М; МіГ-101; МіГ-110 (рис. 4.43).

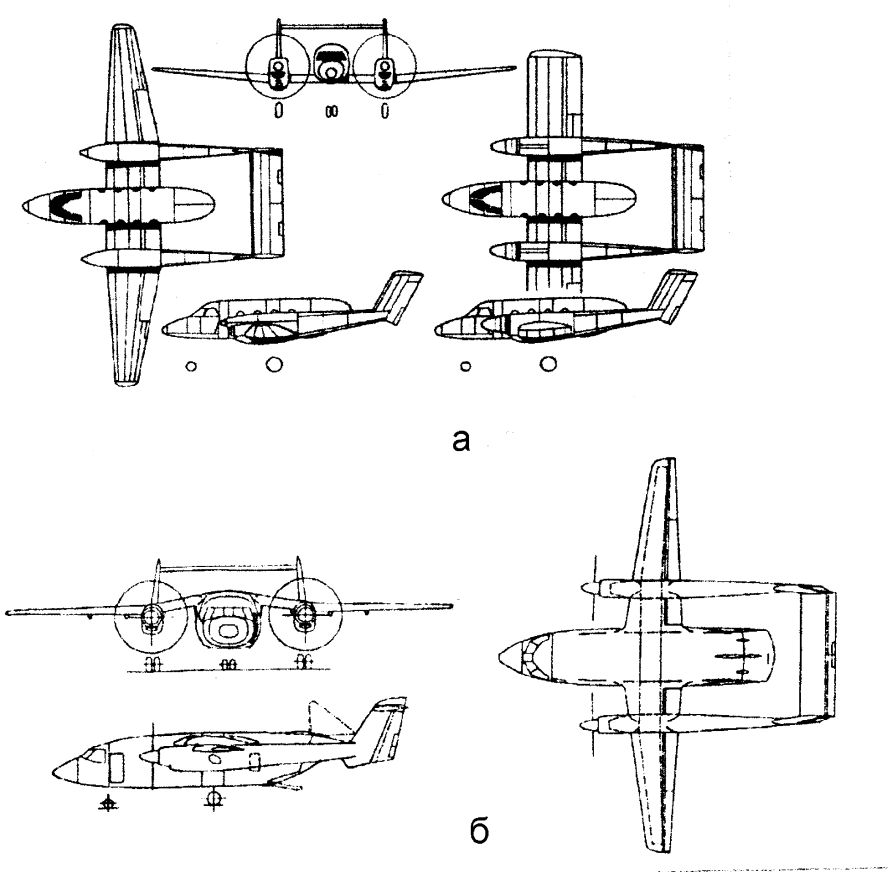


Рис. 4.43. Проекти літаків МіГ: а – МіГ-101; б – МіГ-110

На літаках одного і того ж призначення застосовують різні схеми розміщення двигунів (рис. 4.44). Це свідчить про те, що кожна зі схем має і переваги, і недоліки. Розглянемо переваги і недоліки розміщення на літаках найбільш поширених турбореактивних двигунів.

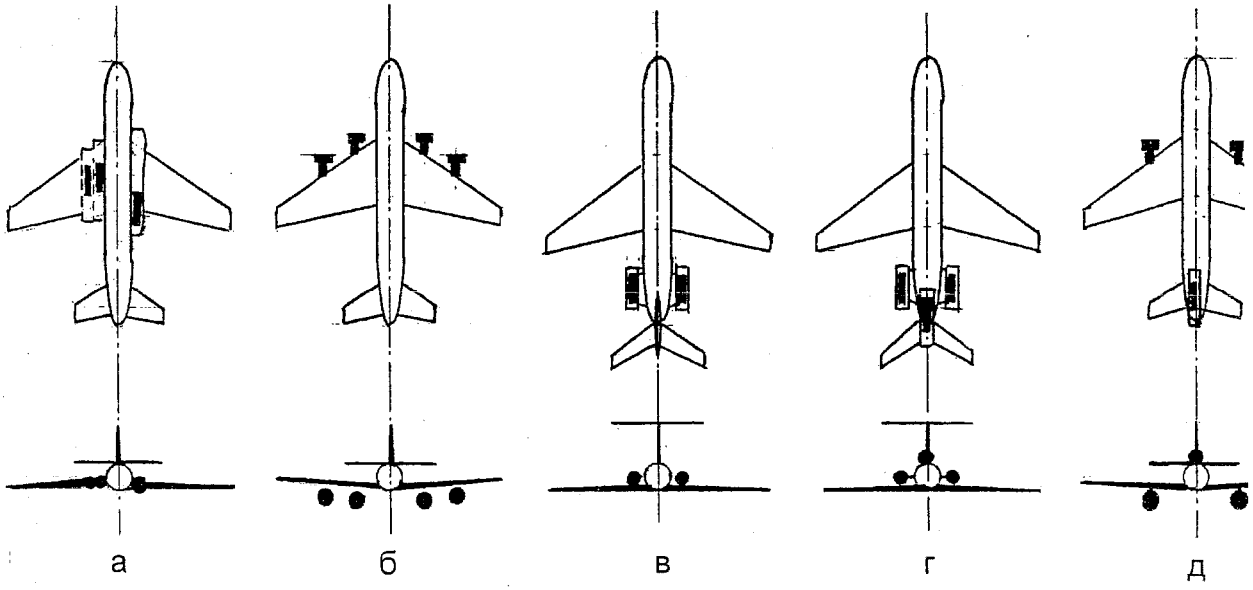


Рис. 4.44. Приклади розміщення двигунів на дозвукових неманеврених літаках

Розміщення двигунів у кореневій частині крила (схема "а" широко використовувалася на важких дозвукових реактивних літаках військового і цивільного призначення (літаки Ту-16, Ту-104, Ту-124, "Вулкан", "Віктор", "Комета" та ін.). Така схема установки двигунів разом із позитивними якостями (зупинка одного або двох двигунів із одного боку не викликає різких моментів розвороту і крену, високе розташування повітрозабірників; невеликий зовнішній аеродинамічний опір) має ряд істотних недоліків (особливо для пасажирських літаків). До них відносяться:

а) близькість реактивного струменя до обшивки фюзеляжу, сильний шум у пасажирському салоні;

б) довгі повітрозабірники, що зменшують тягу двигунів на 5...6 %;

в) пожежа, яка виникає на двигунах і може розповсюдитися на пасажирський салон і паливні баки (потрібним є посилений протипожежний захист);

г) можлива поразка пасажирського салону і паливних баків у разі руйнування лопаток компресора або турбіни (необхідність установлення спеціальної броні);

д) наявність повітрозабірників на передній кромці крила і вихлопних труб на задній кромці, що зменшує можливості механізації крила;

е) ускладнення створення пристроїв для реверсування тяги;

ж) погані умови експлуатації двигунів зважаючи на трудність підходів до них;

з) істотне зменшення об'єму крила для розміщення палива;

і) збільшення маси конструкції літака через зростання маси крила (через вирізи в лонжеронах і наявність знімних панелей) і унаслідок довгих повітрозабірників і вихлопних труб;

к) неможливість установлення інших двигунів (особливо з високим ступенем двоконтурності).

Розміщення двигунів на пілонах під крилом широко застосовується на сучасних літаках (схема "б", рис. 4.44). Ця схема має такі переваги:

а) двигуни розвантажують конструкцію крила у польоті, зменшуючи згинальний момент від зовнішніх навантажень, що приводить до зменшення маси конструкції крила на 10...15 %;

б) двигуни демпфірують коливання крила при польоті в турбулентній атмосфері і є антифлатерними балансирами;

в) забезпечується зручність заміни двигунів іншими (з великими розмірами);

г) завдяки легкому підходу створюються хороші умови для обслуговування двигунів без збільшення маси;

д) можлива надійна ізоляція двигунів від крила за допомогою протипожежних перегородок у пілоні;

е) забезпечується менший шум від двигунів у пасажирському салоні;

ж) забезпечується краща, ніж на двигунах, встановлених у корені крила, ізоляція конструкції літака (особливо фюзеляжу) від дії звукового пульсуючого тиску реактивних потоків двигунів;

з) забезпечується зручність встановлення на двигуни пристроїв для реверсу тяги і шумоглушників;

і) короткі повітрозабірники та вихідні сопла забезпечують оптимальні умови роботи двигунів;

к) пілони двигунів сприятливо впливають на потік при великих кутах атаки літака і намагаються врівноважити момент на кабрування, притаманний для стрілоподібного крила; пілони в цьому випадку відіграють роль перегородок, які часто встановлюють на чисте крило (рис. 4.45);

л) у схемі з двигунами на пілонах під крилом можливе розміщення великого, зручнішого в експлуатації вантажного відсіку під підлогою пасажирського салону за крилом.

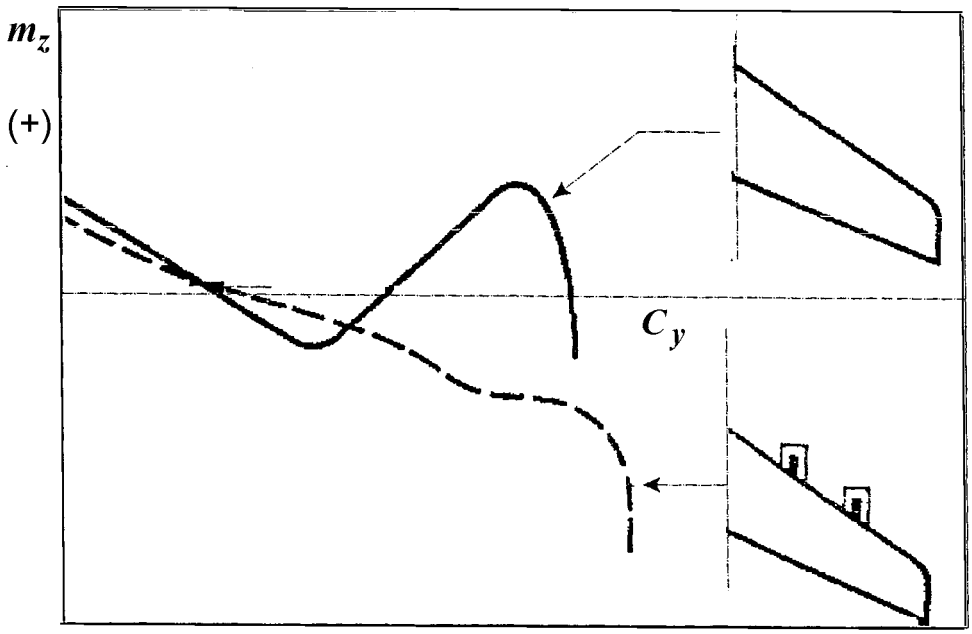


Рис. 4.45. Вплив схеми встановлення двигунів на крилі на поздовжню стійкість літака

Разом із наведеними вище перевагами розміщення двигунів на пілонах під крилом (рис. 4.46, 4.47) має такі недоліки:

а) у разі зупинки двигуна, особливо зовнішнього, створюється великий момент розгортання в горизонтальній площині;

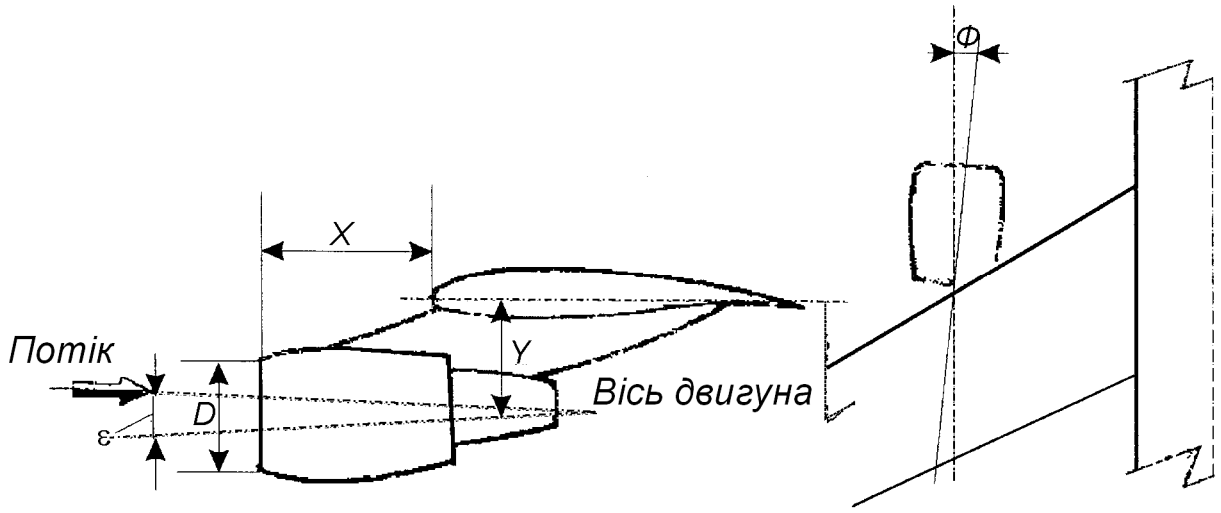


Рис. 4.46. Схема розміщення двигуна на пілоні під крилом

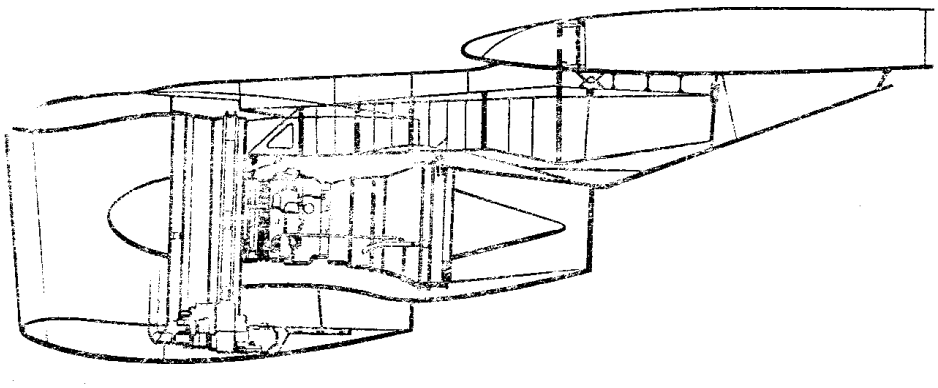


Рис. 4.47. Конструктивно-силова схема кріплення двигуна на пілоні під крилом

б) щоб при посадці з креном (до 4°) зовнішні двигуни не торкалися землі, необхідно створювати великий позитивний кут поперечного V крила, що погіршує характеристики стійкості й керованості літака (з низькорозташованим стрілоподібним крилом) і потребує введення автоматики в систему керування;

в) при низькому розташуванні двигунів щодо поверхні аеродрому можливе попадання в повітрозабірники піску, пилу і дрібних каменів, що впливає на ресурс двигунів; для усунення цього необхідно застосовувати спеціальні заходи, наприклад, відсікання вертикальних потоків повітря, які піднімаються від землі до повітрозабірників, потоком повітря, взятим від компресора двигуна, що пов'язано із збільшенням маси і зменшенням тяги двигунів (рис. 4.48);

г) кріплення двигунів на пілоні заважає використанню закрилків по всьому розмаху крила, оскільки при зльоті реактивні потоки двигунів можуть їх зруйнувати $\left(-\Delta C_{y\,зл} = \mathbf{0{,}08...0{,}12}\right)$;

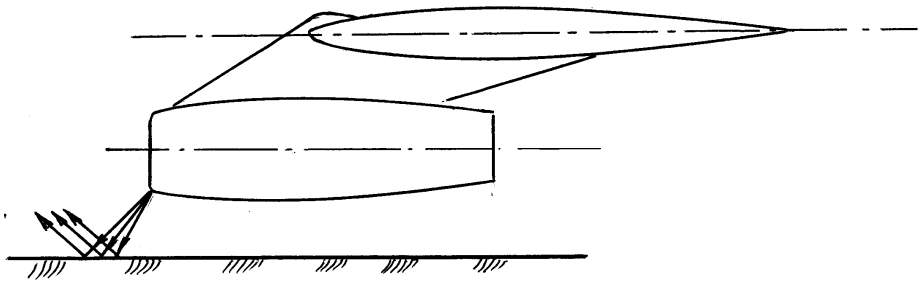


Рис. 4.48. Відсікаючий потік повітря для захисту входу в двигун

д) аеродинамічний опір від установлення двигунів на пілонах під крилом (порівняно з розташуванням у корені крила) для сучасних літаків збільшується на 8...10 % (рис. 4.49).

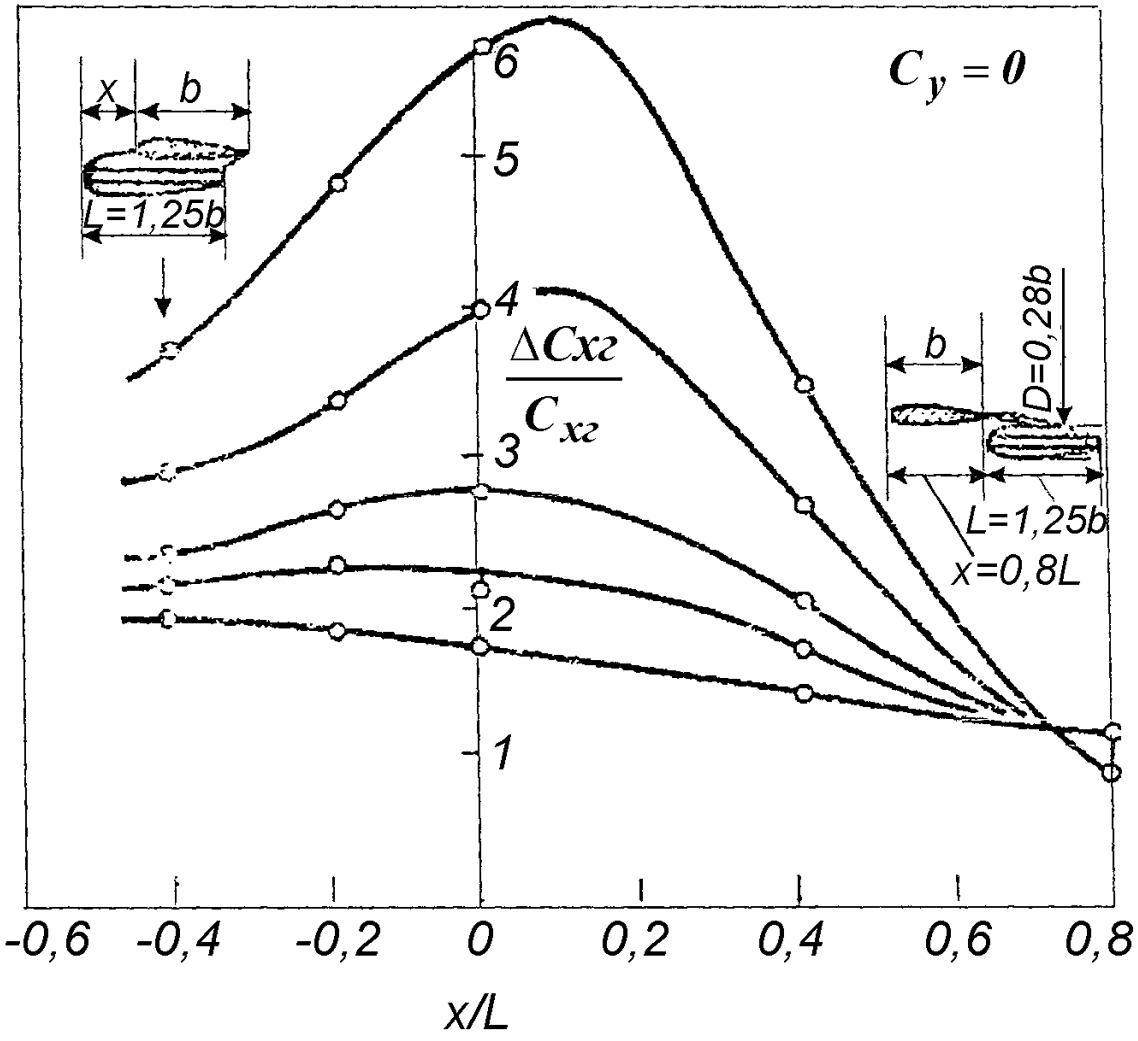


Рис. 4.49. Вплив на C_x розміщення гондоли на крилі з кутом стрілоподібності 27° при швидкості на вході в забірник 50% від швидкості потоку: $C_{xг}$ – опір ізольованої гондоли; $\Delta C_{xг}$ – опір установленої гондоли, включаючи інтерференцію

е) більше рознесення двигунів по розмаху крила збільшує навантаження на нього при виконанні посадки і потребує більшої площі кіля;

ж) у загальному випадку схема з двигунами на пілонах під крилом приводить до деякого зростання індуктивного опору і зменшення критичного числа M.

Розміщення двигунів на хвостовій частині фюзеляжу набуло великого поширення. Вперше ця схема реалізована фірмою Зюд Авіасьон на літаку "Каравела" (перший політ у 1955 р.) (рис. 4.50).

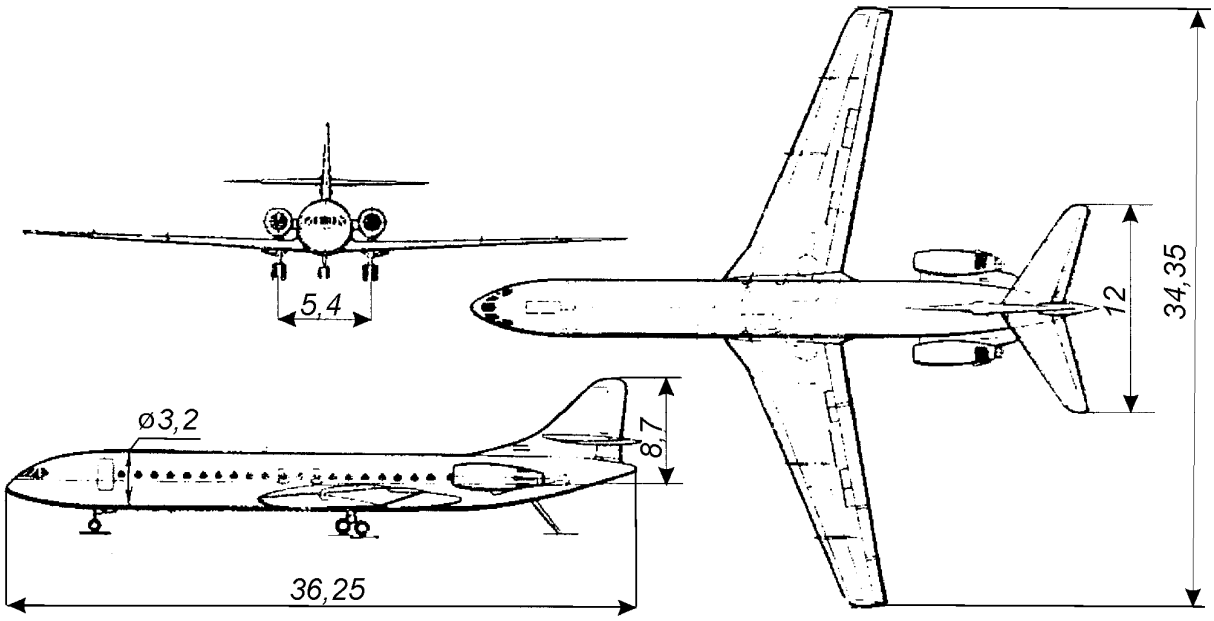


Рис. 4.50. Остаточний проект пасажирського літака SE–X210 "Каравела"

На важких літаках, коли для забезпечення необхідної величини Іл-62 тягоозброєності потрібні чотири двигуни, на бічних пілонах установлюються по два двигуни з кожного боку (VC–10, Іл-62).

Якщо для даної злітної маси необхідна тягоозброєність забезпечується непарним числом двигунів (три двигуни), то один із двигунів має встановлюватися в площині симетрії літака. У цьому випадку такий двигун розміщується в хвостовій частині фюзеляжу, а його повітрозабірник виноситься в кореневу частину вертикального оперення над фюзеляжем, як на літаках Боїнг 727, Локхід L-1011, Де-Хевілленд "Трайдент", Як-40, Ту-154... Установлення третього двигуна може бути і над кормовою частиною фюзеляжу, як на ДС-10 (рис. 4.51).

Розміщення двигунів на хвостовій частині фюзеляжу (рис. 4.50 – 4.53) дозволяє:

1) забезпечити аеродинамічно чисте крило, яке підвищує аеродинамічну якість літака на 6...9 %;
2) максимально використовувати розмах крила для розміщення засобів механізації (закрилки, передкрилки і т.п.), що поліпшує злітно-посадкові характеристики літака;
3) визначити поперечне V крила з умов забезпечення оптимальних характеристик поперечної стійкості й керованості;
4) поліпшити характеристики поздовжньої, шляхової та поперечної стійкості літака:
   – роботою гондол двигунів і їх пілонів як додаткового горизонтального оперення;
   – винесенням горизонтального оперення із зони гальмування потоку за крилом;
   – малим моментом розвороту при зупинці одного з двигунів;

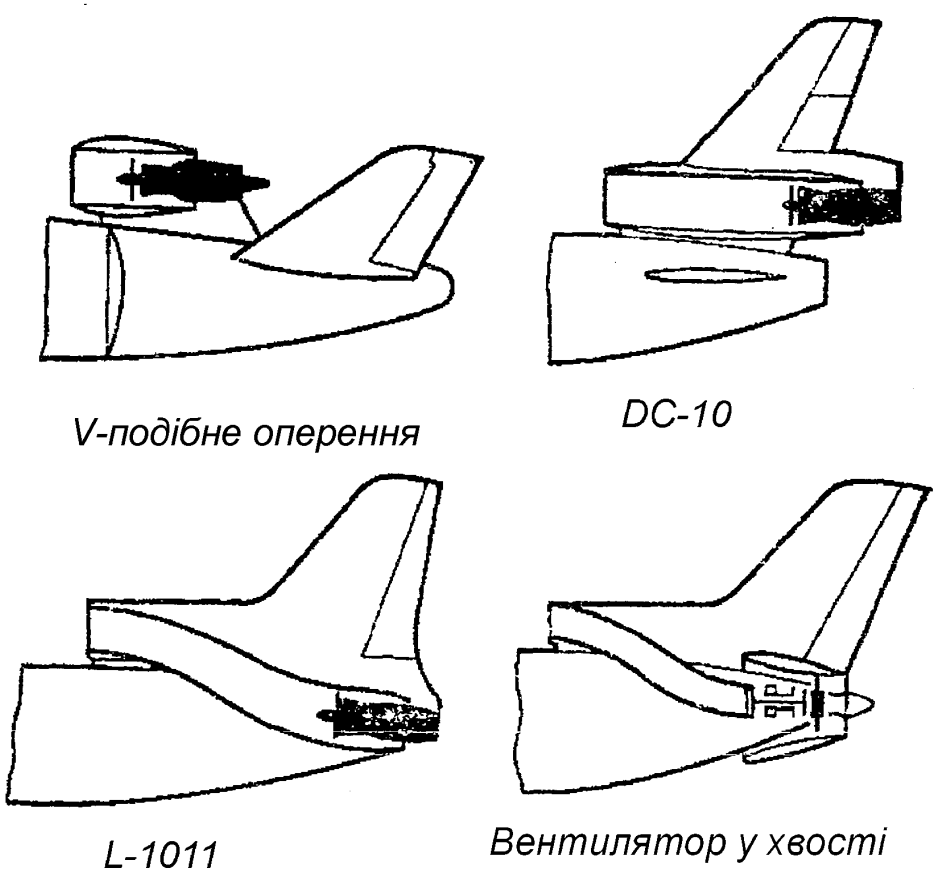


Рис. 4.51. Варіанти встановлення центрального двигуна в тридвигунній схемі

5) поліпшити комфорт пасажирів (порівняно з установленням двигунів у корені крила) шляхом зменшення шуму і вібрації, оскільки гондоли двигунів у даному випадку встановлюють позаду герметичної кабіни;

6) підвищити пожежну безпеку, оскільки двигуни віддалені від пасажирської кабіни і від паливних баків (полум'я двигуна, що горить, у польоті відходить назад, не зачіпаючи решти силових елементів конструкції літака);

7) підвищити (порівняно з установленням двигунів у корені крила) експлуатаційні характеристики силового встановлення і всього літака в цілому:

– створенням досить зручних умов для підходу до двигунів;

– забезпеченням можливості заміни гондоли двигуна при установленні двигуна великих розмірів;

– закінченням реактивного струменя на великій висоті щодо поверхні ЗПС (менший знос покриття ЗПС і рульових доріжок);

8) захистити двигуни від попадання в них сторонніх тіл при зльоті і посадці завдяки високому розташуванню повітрозабірників (збільшується ресурс двигунів);

9) поліпшити роботу пристроїв для реверсу тяги двигунів і шумоглушення (порівняно з двигунами в корені крила);

10) створити кращі умови аварійної посадки літака;

11) поліпшити обслуговування пасажирів завдяки невеликій висоті порогів входу-виходу.

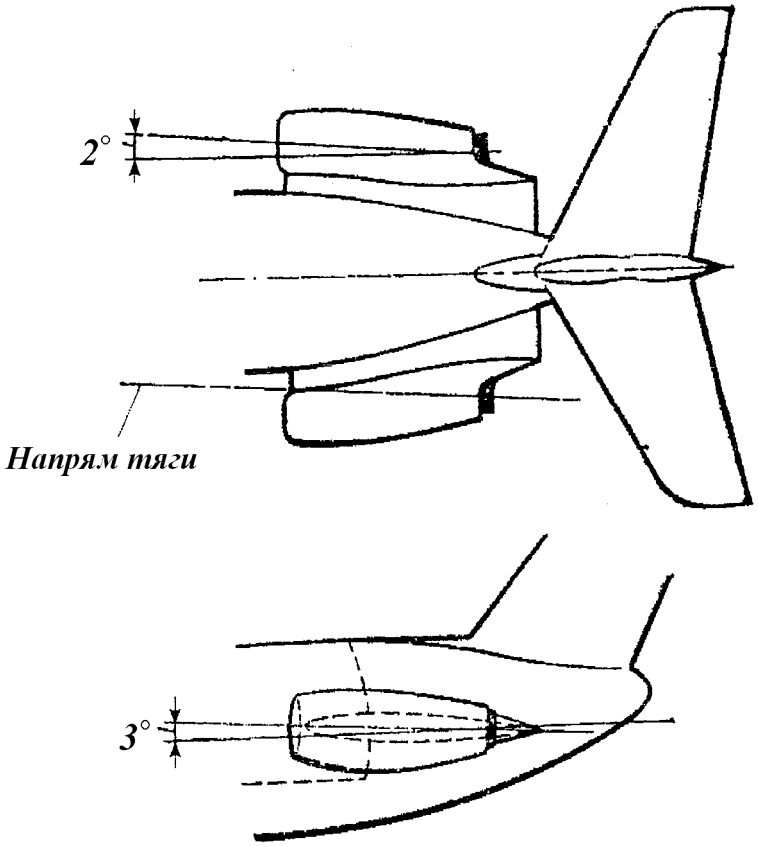


Рис. 4.52. Приклад форми гондол, установлених на хвостовій частині фюзеляжу

Але разом з указаними перевагами схема встановлення двигунів у хвостовій частині фюзеляжу має такі істотні недоліки:

1) збільшується маса конструкції літака внаслідок:
   – посилення конструкції хвостової частини фюзеляжу через додаткові вагові й інерційні навантаження від двигунів (маса конструкції фюзеляжу зростає приблизно на 10...15 %);
   – збільшення маси крила (приблизно на 10...15 %) через відсутність розвантаження крила;
   – збільшення маси вертикального оперення, яке несе на собі горизонтальне оперення;
   – розміщення двигунів на хвостовій частині фюзеляжу, яке потребує місцевого посилення його конструкції, пов'язаного з втратою корисного об'єму, підвищенням маси та збільшенням розмірів фюзеляжу при однаковому корисному навантаженні.

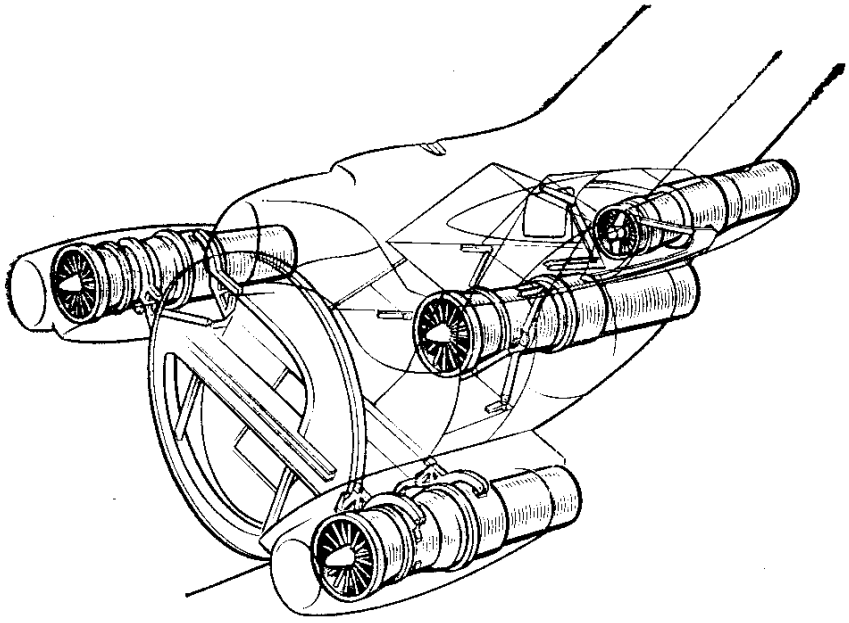


Рис. 4.53. Установлення двигунів Роллс Ройс "Спей" в хвостовій частині фюзеляжу літака Хоукер Сиддлі "Трайдент" 3Е

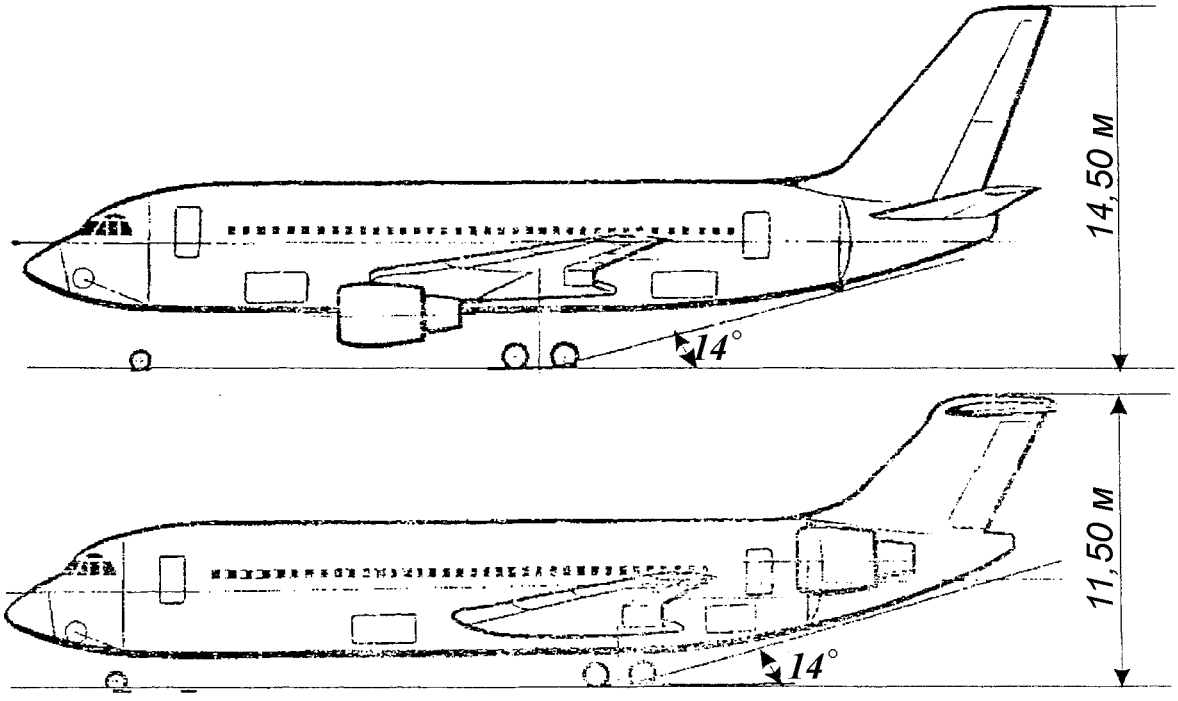


Рис. 4.54. Варіанти встановлення ТРДД із високим ступенем двоконтурності під крилом і на хвостовій частині фюзеляжу

Можна сказати, що маса порожнього літака з двигунами в хвостовій частині фюзеляжу буде на 2...4 % більше, ніж маса аналогічного літака з двигунами в корені крила;

2) збільшується довжина фюзеляжу через необхідність кріплення двигунів;

3) центр мас порожнього літака переміщується назад, а центр мас повністю завантаженого літака – вперед, чим створюються складності центрування і балансування літака, виникають труднощі компонування (необхідним є четвертий стояк на стоянці, або велике і важке горизонтальне оперення для відриву при зльоті);

4) виникає необхідність прокладання паливних трубопроводів від баків поблизу пасажирської кабіни, що викликає небезпеку попадання пари гасу в кабіну і збільшує масу трубопроводів;

5) дещо ускладнюється обслуговування двигунів, розташованих досить високо над поверхнею аеродрому.

Треба також відзначити, що при ступені двоконтурності $y > 3{,}5...4$, коли істотно зростає діаметр вентилятора, встановлення чотирьох двигунів за схемою "в" стає надзвичайно складним. У цьому випадку краще застосувати схему "г" або комбіновану схему. Остання схема об'єднує в собі переваги встановлення двигунів під крилом і в кормі. Недоліком двох останніх схем "г" і "д" є складність модифікації силової установки: для двигуна з великим діаметром необхідне перероблення (перебудова) хвостової частини фюзеляжу разом із повітрозабірником.

Розглянемо ще декілька прикладів розміщення двигунів на верхній поверхні крила.

У літака німецької фірми VFW–Фоккер VFW–614 – низькорозташоване крило і двигуни на пілонах на верхній поверхні крила (рис. 4.55).

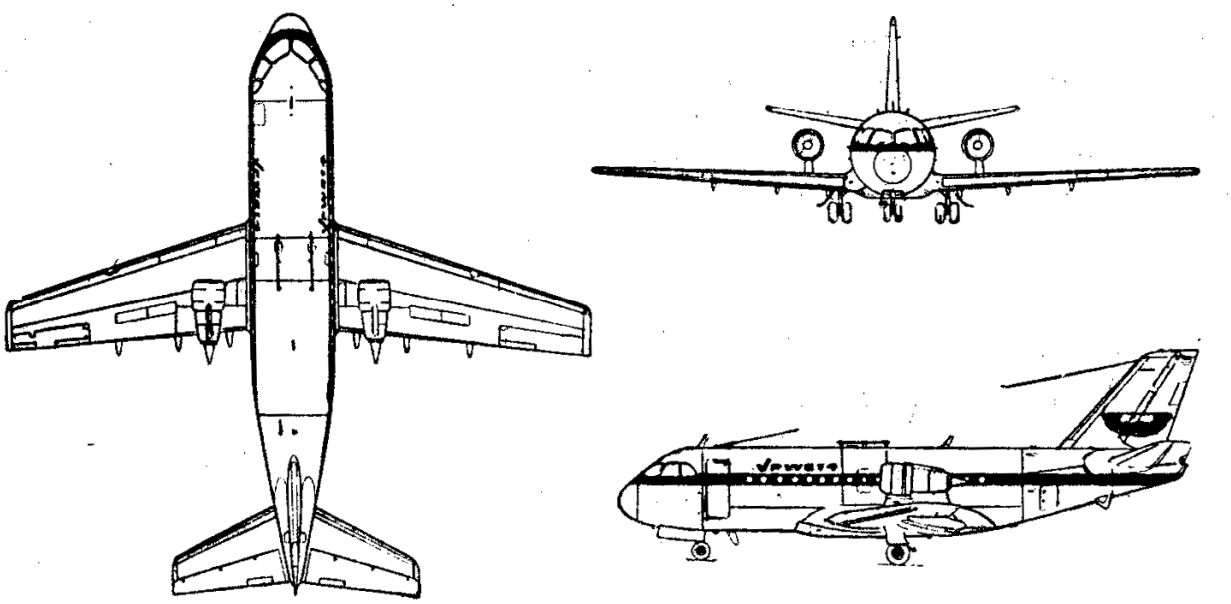


Рис. 4.55. Загальний вигляд літака VFW–614

Літак призначений для місцевих авіаліній і має обслуговувати невеликі міста, аеродроми яких розташовані поблизу житлових масивів, тому рівень шуму, що створюється літаком у районі аеродрому, є важливим чинником. Незвичайне розміщення двигунів над крилом, яке є екраном, що перешкоджає розповсюдженню

шуму вниз під час зльоту і посадки, визначилося вимогами низького рівня шуму на місцевості.

Окрім низького рівня шуму на місцевості таке незвичайне розміщення двигунів має ще деякі позитивні характеристики.

Було доведено, що встановлення двигунів над крилом не зменшує максимальної піднімальної сили крила, а при ретельному профілюванні пілонів і виборі розміщення двигунів максимальна піднімальна сила навіть небагато збільшується.

Було виявлено, що прискорення і напрям потоку над крилом істотно впливають на потік, який надходить у повітрозабірники. Розміщення двигунів під крилом або в кормовій частині фюзеляжу може привести до збурення потоку на вході в повітрозабірник на великих кутах атаки. Встановлення двигунів над крилом значно знижує можливість виникнення такого явища.

Розміщення двигунів над крилом забезпечує, крім того, досить велику відстань повітрозабірників двигунів від поверхні ЗПС, що не допускає попадання в них сторонніх тіл.

Таке розміщення не впливає на досить широкий допустимий діапазон центрування.

Вибрана схема розміщення двигунів дозволяє застосовувати закрилки великого розмаху, низьке шасі й пасажирські двері з вмонтованим трапом.

Але цій схемі властиві і недоліки. По-перше, це ускладнення обслуговування двигуна і його демонтажу під час експлуатації; крім того, ця схема потребує ефективнішої звукоізоляції гондол двигунів і пасажирського салону. У польоті пасажири вимушені весь час спостерігати гондоли двигунів.

Щоб горизонтальне оперення не надходило в потік від двигунів, треба додатково його піднімати над фюзеляжем і виконувати спеціальні випробування.

Дуже неприємним і небезпечним при такому розміщенні двигунів є поява кабрувального моменту у разі зупинки двигуна (двигунів), оскільки горизонтальне оперення в нормальному польоті компенсує не тільки аеродинамічний момент $M_{z\ без\ г.о}$, але і момент від тяги двигунів $M_p = P_\Sigma y$, де y – висота розміщення вектора тяги щодо фокуса літака.

Подібно VFW–614 на літаку-амфібії А-40 (Бе-42) "Альбатрос" двигуни також розміщені зверху крила (див. рис. 4.6, е). Але є невеликі відмінності: пілони двигунів майже непомітні, а самі двигуни зміщені далеко назад, так що вхідна кромка повітрозабірників майже збігається із задньою кромкою крила. Як і у попередньому випадку, на А-40 розміщення двигунів повністю продиктовано умовами експлуатації літака: зліт з води і посадка на воду при висоті хвилі до 2 м. Це кардинальне рішення проблеми захисту двигунів від попадання в повітрозабірники і двигуни агресивної морської води. Інші переваги та недоліки вже були розглянуті на прикладі літака VFW-614.

Схема розміщення двигунів, яка показана на рис. 4.6, д, вперше була реалізована на американському дослідному військово-транспортному літаку скороченого зльоту-посадки Боїнг YC-14, потім на літаках Антонова Ан-72, Ан-74.

Як і в попередніх двох випадках, розміщення двигунів зумовлено виключно вимогами до літака скороченого зльоту-посадки – це досягнення максимального коефіцієнта піднімальної сили.

Двигуни в цих схемах розміщені безпосередньо на верхній поверхні крила близько до поздовжньої осі літака з великим винесенням вперед таким чином, що струмені двигунів обдувають майже половину хорди крила. Таке розташування двигунів дозволяє отримати дуже великі коефіцієнти піднімальної сили $C_y \approx \mathbf{4...6}$ за рахунок безвідривного обтікання закрилків, відхилених на великі кути, і повороту вихлопних струменів двигунів, що створює складову частину тяги, спрямовану вгору.

Високе розташування двигунів захищає від надходження в них сторонніх тіл при експлуатації на непідготовлених аеродромах.

Але таке розміщення двигунів має і ряд істотних недоліків:

1. Зупинка одного з двигунів викликає не тільки несиметрію тяги, але й несиметрію піднімальної сили, особливо з відхиленими закрилками через різке зменшення цієї сили. Це особливо небезпечно під час посадки, оскільки може призвести до різкого крену у бік зупиненого двигуна за відсутності обдування крила струменем двигуна. Необхідні дуже велика надійність двигунів, автоматичне керування і підвищена ефективність поперечного і поздовжнього керування.

2. Високе розміщення двигунів над крилом дуже ускладнює їх обслуговування в процесі експлуатації літака.

3. Необхідні тепловий захист частини крил, закрилків і фюзеляжу, підвищена звукоізоляція для внутрішнього приміщення фюзеляжу.

На літаках місцевих авіаліній широко використовують турбогвинтові двигуни ТГД (Ан-140, ATR-42, ATR-72, ATP, Saab 2000, Do 328). Починають використовуватися також турбогвинтовентиляторні двигуни ТГВД (літаки Ан-70, МРС-75, MD-91, MD-92, В-7J7). Тому наведемо декілька зауважень про розміщення ТВД і ТВВД.

Розміщення гвинтів перед крилом є найбільш прийнятною схемою з аеродинамічної і конструктивної точок зору. Потік від гвинтів працюючих двигунів створює сприятливий ефект на зривні характеристики крила і підвищує піднімальну силу, особливо при випущених закрилках, створюючи своєрідний вмонтований захист від звалювання літака. З іншого боку, при зупинці двигуна і перестановці гвинта в режим флюгування він створює певний опір при авторотації, порушуючи обтікання крила. Моменти крену і рискання, що створюються при зупинці двигуна, являють собою серйозну проблему для керування, знижуючи льотні характеристики, особливо на зльоті. Крім того, зміна потужності двигуна у польоті впливатиме на скіс потоку за крилом і змінює стабілізуючий момент від хвостового оперення. На рис. 4.56 зображені варіанти встановлення гондол двигунів різних літаків відносно передньої кромки крила.

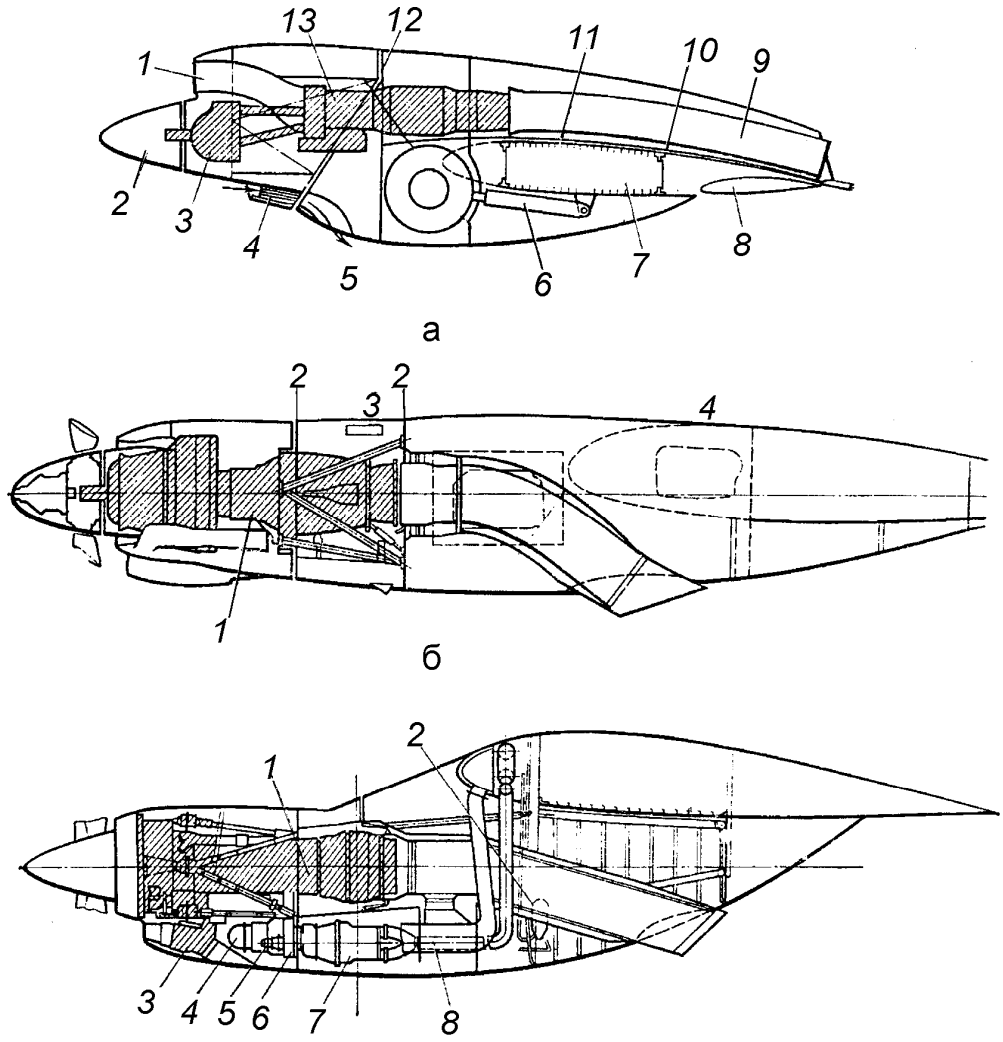


Рис. 4.56. Три варіанти встановлення ТВД:

а – літак Локхід "Електра": 1 – повітрозабірник; 2 – кок; 3 – редуктор; 4 – масляний теплообмінник; 5 – протипожежна перегородка; 6 – головний стояк шасі; 7 – кесон крила; 8 – закрилок Фаулера; 9 – вихідна труба; 10 – протипожежна стінка; 11 – охолодне повітря; 12 – поверхня гондоли; 13 – ТВД Еллісон 501-D13;

б – літак Аероспасьяль "Фрегат": 1 – Турбомека "Бастан"; 2 – протипожежні перегородки; 3 – капот; 4 – основна конструкція;

в – літак Шорт Белфаст: 1 – ТВД Роллс Ройс "Тайн" Ту-12; 2 – балони протипожежної системи; 3 – масляний теплообмінник; 4 – генератор змінного струму на 50 кВт; 5 – гідронасос; 6 – редуктор; 7 – компресор; 8 – теплообмінник протиобліднювальної системи крила

Порівняно з низькопланами високорозташоване крило в загальному випадку створює більше можливостей відносно розміщення двигунів у вертикальній площині

щодо профілю крила, оскільки в цьому випадку легше забезпечити необхідну відстань між гвинтом і землею.

При застосуванні на літаку турбогвинтових двигунів їх гондоли краще розміщувати нижче крила, що зменшує масу конструкції, спрощує кріплення і зменшує довжину вихідної труби. На літаках з низьким розташуванням крила конструктори часто вимушені використовувати порівняно високе розміщення двигунів для забезпечення необхідної відстані між гвинтом і землею. Це може призвести до несприятливої інтерференції між гондолою двигуна і крилом, що викликає передчасний зрив потоку і появу додаткового індуктивного опору.

Щодо встановлення гвинтів на літаку існують такі вимоги згідно з FAR 25.925:

– має бути забезпечений гарантований зазор між гвинтом і землею (228 мм) у злітному положенні при повністю спущеному пневматику шасі і повністю вибраному ході амортизатора цієї ж опори;

– для обмеження шуму в кабіні бажано забезпечити відстань між кінцями лопатей і фюзеляжем не менше 100 мм плюс 16,5 мм на кожні 100 к.с. (22,44 мм на 100 кВт) одного двигуна;

– відстань між суміжними гвинтами, що обертаються, на вигляді спереду має бути не менше 230 мм, накладення полів гвинтів одного на інше не рекомендується;

– інші важливі вимоги (FAR25. 771) указують на те, що екіпаж і основні органи керування мають розміщуватися так, щоб жоден із членів екіпажу і самі ці органи не розміщувалися в площині диска гвинта, відхиленій вперед і назад на 5% (рис. 4.57).

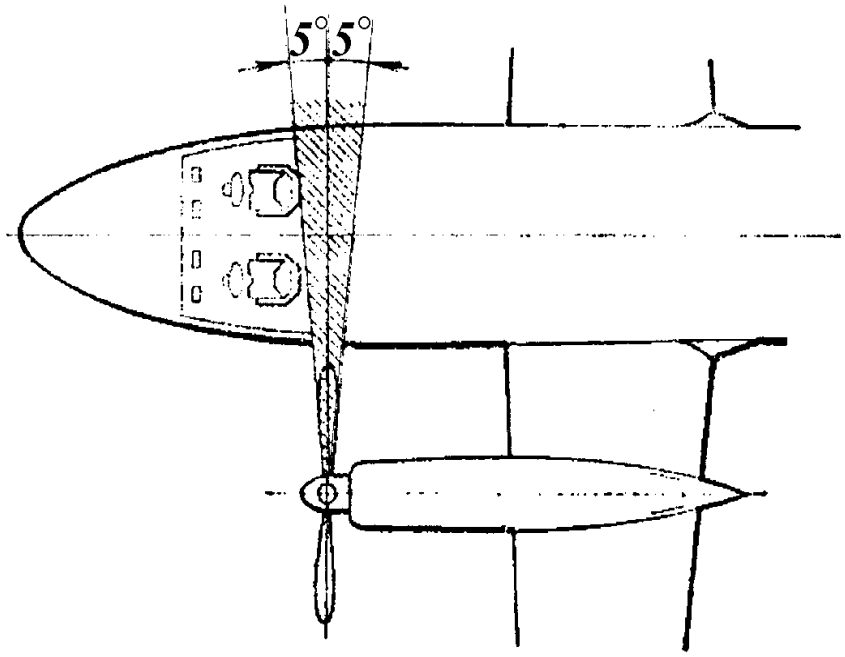


Рис. 4.57. Неприпустима зона для розміщення екіпажу, пасажирів, органів керування і приладів

Ця вимога є важливою умовою для розміщення гвинтів і компонування кабіни. Необхідно уникати розміщення пасажирів у позначеній зоні. Рекомендується, щоб вантажні відділення, туалет і т.п. не потрапили в площину обертання гвинта. Гвинти не слід розміщувати поблизу дверей кабін. Фюзеляж має бути укріплений в місцях можливого удару шматків льоду, які відриваються від гвинта.

Схема літака з високим розташуванням крила допускає велику свободу розміщення у вертикальній площині відносно допустимих відстаней гвинтів від землі. Якщо опори шасі мають прибиратися в гондоли двигунів, то ці обставини в більшості своїй визначають положення двигунів та їх вихлопних труб. Інакше рекомендується лінію тяги двигуна суміщати з хордою крила або спрямовувати її набагато нижче за неї. Необхідно, щоб вихлопні гази двигунів не потрапляли на закрилки у відхиленому положенні.

Низькоплан часто створює проблему забезпечення відстані гвинтів від землі. У цьому випадку гондоли двигунів не слід розміщувати і дуже високо над крилом через великий опір. Компромісним вважається варіант установлення, коли лінія тяги двигуна спрямована по дотичній до верхнього обводу профілю крила. У випадку ТВД вихлопні гази відводитимуться через подовжені патрубки над крилом.

Коли напрям потоку не перпендикулярний до площини обертання гвинта, лопаті піддаються дії змінних навантажень з періодом, який дорівнює часу обороту. Ці періодичні навантаження можуть бути зменшені шляхом відповідного вибору кута встановлення відносного крила.

На літаках із ТВВД (MD-91; MD-92; B-7J7; МРС-75) двигуни розміщені на кормовій частині фюзеляжу і оснащені штовхальними гвинтами (див. рис. 4.5, д). У цьому випадку для них характерні всі переваги й недоліки, властиві літакам із ТРДД на кормовій частині фюзеляжу.

Проект літака Ан-180 передбачає розміщення ТВВД з тяговими гвинтами на кінцях горизонтального оперення (див. рис. 4.5, е). Недоліки такого розміщення двигунів очевидні:

– ускладнення обслуговування в експлуатації через досить високе їх розташування;

– підвищені навантаження на горизонтальне оперення та фюзеляж;

– несиметрія тяги у разі зупинки одного з двигунів.

Розглянемо тепер схеми хвостового оперення для дозвукових літаків. Схема і конструкція хвостового оперення залежать від загальної схеми літака. Через особливості розміщення ефективність оперення знаходиться під впливом крила і двигунів, особливо на гвинтових літаках.

Практичні схеми хвостового оперення показані на рис. 4.4, а, б, в і 4.58.

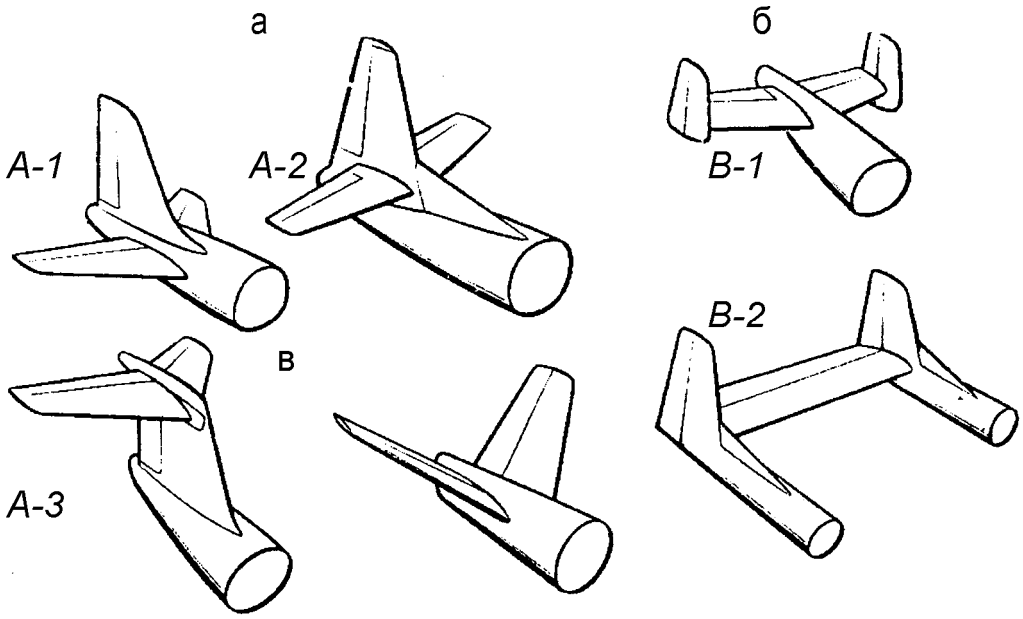


Рис. 4.58. Класифікація схем хвостового оперення:
а – горизонтальні оперення, що встановлюють на фюзеляжі і вертикальному оперенні; б – подвійне вертикальне оперення; в – V-подібне оперення

Найбільш поширеною є схема з одним кілем і стабілізатором, установленим на фюзеляжі або кілі. Вона забезпечує конструктивну простоту, жорсткість і ефективність, хоча у разі Т-подібного хвостового оперення необхідно вживати заходів щодо запобігання його флатеру.

Значна висота кіля може призвести до появи моменту крену при відхиленні руля напряму внаслідок великого плеча між аеродинамічним центром вертикального оперення і поздовжньою віссю літака. Якщо існує така небезпека, заслуговує на увагу рознесена двокільова схема хвостового оперення, яка зменшить ефект крену. Для двобалкової або рамної схеми літака вибір такої схеми оперення очевидний.

Необхідно, щоб поверхні хвостового оперення ніколи не потрапляли в реактивний струмінь від двигунів. Припускаючи розширення потоку в конусі з напівкутом в 6°, можна визначити зону "заборони" для розміщення хвостового оперення. За необхідності вісь потоку можна відхилити на декілька градусів в ту або іншу сторону. Інша можливість полягає в доданні горизонтальному опереннюю кута поперечного V. Бажано також по можливості збільшити відстань між зоною інтенсивного шуму і хвостовим опереннням, інакше можливі вібрації і поява акустичної напруги від втоми у відносно плоских панелях обшивки оперення. Спеціальні способи, спрямовані на боротьбу з цим явищем, вимагають додаткової маси. Проходження реактивного струменя поблизу стабілізатора призведе до спотворення потоку і зниження стабілізуючого моменту через ефект підсмоктування.

Що стосується супутного струменя, то в симетричному польоті розподіл піднімальної сили по крилу з випущеними закрилками залежить від потоку, що

створюється двигунами. Це ж відноситься до скосу потоку і місцевого розподілу швидкостей в зоні хвостового оперення. При зміні швидкості польоту і кута атаки стабілізатор (горизонтальне оперення) переміщається у вертикальному напрямі відносно спутного струменя, що викликає зміну поздовжньої стійкості. Ця зміна частково залежить від розміщення горизонтального оперення у вертикальній площині. На рис. 4.59 показано, що при високому і низькому розміщенні горизонтального оперення втрати статичної стійкості невеликі, але таке положення горизонтального оперення не завжди вдається реалізувати на практиці. Із збільшенням тягоозброєності й коефіцієнта піднімальної сили вплив спутного струменя стає помітнішим і приводить до збільшення розмірів хвостового оперення.

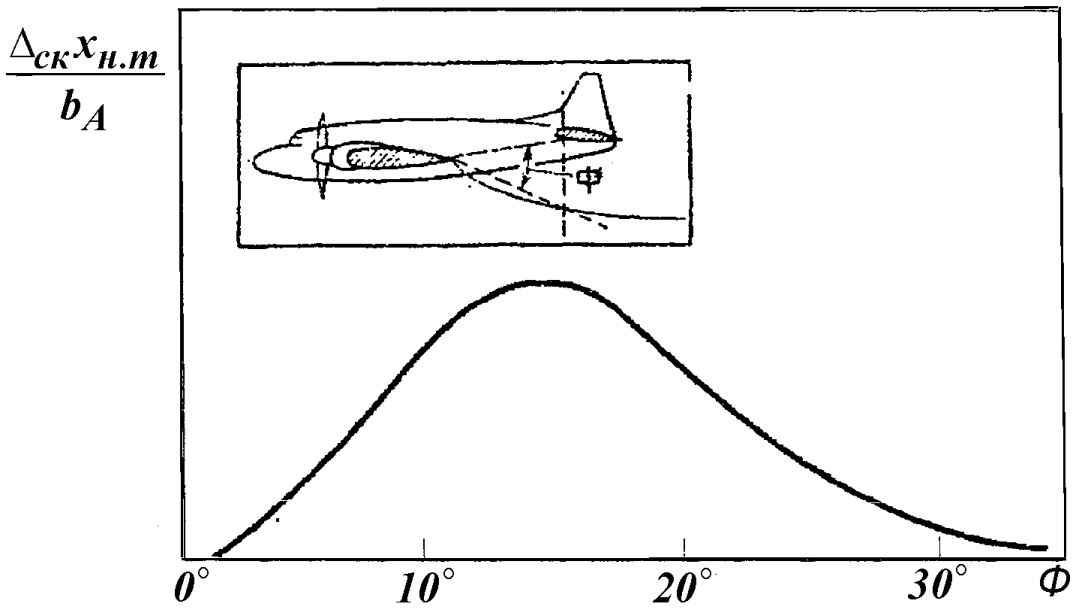


Рис. 4.59. Переміщення нейтральної центрівки, викликане скосом потоку:
$\Delta_{ск} x_{н.т}$ – переміщення вперед нейтральної центрівки через скіс потоку; b_A – середня аеродинамічна хорда крила

У польоті з одним зупиненим двигуном момент рискання має врівноважуватися рулем напряму. При цьому виникає несиметричний розподіл піднімальної сили по крилу, що, у свою чергу, викликає скіс потоку в зоні вертикального оперення і збільшує момент рискання. Умови такого польоту є критерієм для вибору розмірів кіля і руля напряму у випадку, якщо двигуни розміщені на крилі.

Розміри та розміщення хвостового оперення необхідно також погоджувати із стійкістю і керованістю в зривному та післязривному режимах польоту. Хоча в нормальній експлуатації зривам з крила намагаються запобігти шляхом забезпечення запасів мінімальної швидкості польоту, їх не слід розглядати як явище неймовірне. Поведінка літака на швидкостях зривам має демонструватися в процесі сертифікаційних випробувань, оскільки ці швидкості є відправною точкою при виборі

злітно-посадкових характеристик. Безпечний вихід зі зривного режиму польоту є обов'язковою вимогою.

Поздовжня стійкість у польоті в основному залежить від нахилу кривої $m_z = f(\alpha)$ (рис. 4.60, в). Негативний нахил кривої відповідає позитивній статичній стійкості, а збалансоване положення еквівалентне $m_z = 0$ і досягається відхиленням руля висоти або стабілізатора. Крило і хвостове оперення створюють головні складові поздовжнього моменту, при цьому оперення відіграє основну роль.

На рис. 4.60, б показано комбінації значень кута стрілоподібності й подовження крила, які утворюють зону стійкості за тангажем при зриві. Заштрихована зона стійкості нанесена приблизно і може залежати від профілю крила, скручування крила, наявність перегородок від перетікання примежового шару, пілонів двигунів і механізації передньої кромки. Межі зони стійкості, отримані внаслідок продувань у трубах, пояснюють, чому стрілоподібне крило має невелике відносне подовження.

Вплив розміщення горизонтального оперення у вертикальному напрямі показано на рис. 4.60, а. У зоні А, яка містить більшість схем Т-подібного оперення, нестійкості на великих кутах атаки передує менш виражена нестійкість при зриві. У зоні Б нестійкість настає відразу після попадання горизонтального оперення в спутний струмінь крила. У зоні В це явище не спостерігається на малих швидкостях, але кабрувальний момент може з'явитися при маневруванні на великих дозвукових швидкостях. Розміщення горизонтального оперення в зоні Д можна вважати задовільним для всіх кутів атаки. Ця схема можлива і при високорозташованому крилі, якщо приділити відповідну увагу положенню спутного струменя при відхилених закрилках. Більшість схем хвостового оперення в нормальних умовах польоту будуть досить ефективними і для забезпечення стійкості на великих кутах атаки. Але, якщо до спутного струменя від крила додається слід від широкого фюзеляжу і гондол двигунів, установлених на його хвостовій частині, можуть виникнути умови, при яких літак з подібним опереннням потрапляє в закритичну (післязривну) зону нестійкості. При дуже великих кутах атаки ефективність такого оперення з погляду поздовжньої стійкості знижується до 10...20 % нормальної величини.

Існують різні методи попередження такого явища, наприклад збільшення розмаху горизонтального оперення, зміна форми крила. Для більшої безпеки встановлюють механічні сигналізатори небезпечного режиму: коливання ручки задля застереження льотчика про наближення до небезпечного кута атаки, або механічні штовхачі, які переміщають штурвал керування вперед при наближенні літака до зривного кута атаки.

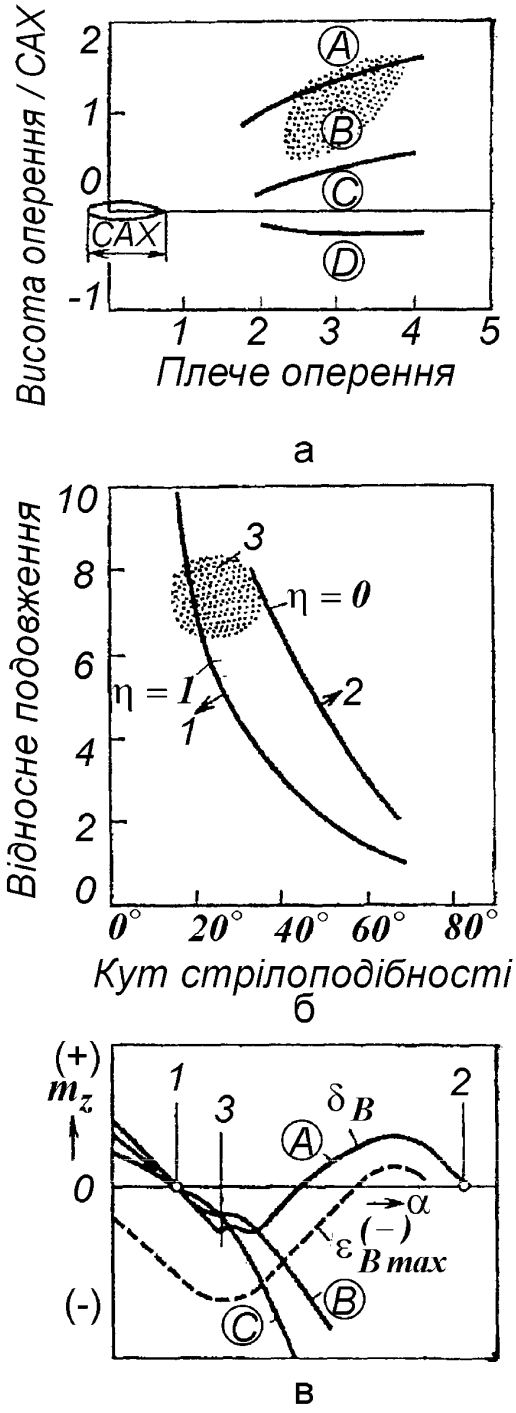


Рис. 4.60. Вплив форми крила і положення горизонтального оперення на статичну стійкість при великих кутах атаки:

а – зони розміщення горизонтального оперення, що впливають на поведінку літака в післязривному режимі;

б – межі стійкості: 1 – зона стійкості; 2 – зона нестійкості; 3 – Т-подібне оперення;

в – стійкість літака в післязривному режимі: 1 – кут балансування атаки $\alpha_{бал}$; 2 – глибокий зрив; 3 – зривний кут атаки $\alpha_{зр}$

Схема Т-подібного оперення має і ряд переваг. На рис. 4.61 показано, що розміщення горизонтального оперення на верхній частині кіля приводить до збільшення аеродинамічного відносного подовження на 50 %.

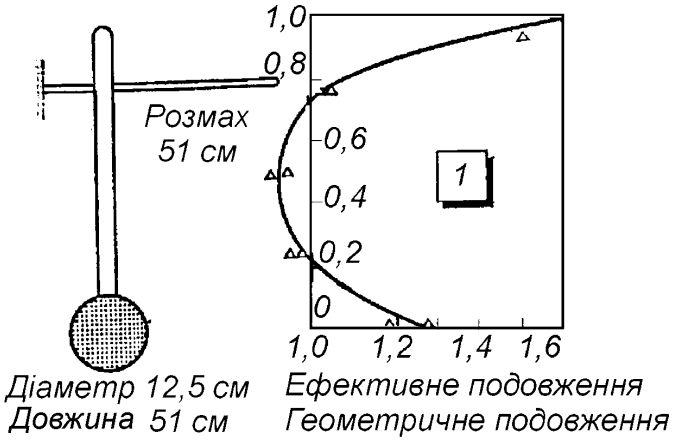


Рис. 4.61. Ефективне відносне подовження вертикального оперення в комбінації з горизонтальним опереннням: 1 – профіль NACA 0012, хорда 25,4 см, Re = 8105, $\lambda = 2$, $\chi_{0,25} = 0$

Горизонтальне оперення в такій схемі може збільшити нахил кривої піднімальної сили вертикального оперення приблизно на 15 %. Аналогічне поліпшення можна отримати при використанні двокільового вертикального оперення на кінцях стабілізатора. Ще один чинник полягає в тому, що скіс потоку від крила при середніх кутах атаки зменшується зі збільшенням висоти встановлення стабілізатора, що дозволяє зменшити площу Т-подібного оперення. Такий же ефект досягається при розміщенні горизонтального оперення на вершині стрілоподібного кіля унаслідок збільшення плеча.

Рис. 4.62 демонструє ефективність руля повороту в штопорі. Видно, що стандартне розміщення горизонтального оперення затінюватиме велику частину руля напряму. Варіанти "а" прийнятні з цієї точки зору. Схема розміщення вертикального оперення на кінцях стабілізатора також підходить для такого випадку.

При виборі загальної схеми літака необхідно розглянути і питання вибору схеми шасі. Детально це буде розглянуто пізніше. Тут обмежимося тільки переліком важливіших позитивних і негативних властивостей шасі з носовим стояком, яке набуло найбільшого поширення на дозвукових літаках.

Принципові переваги шасі з носовим стояком полягають у такому:

а) сила гальмування в цій схемі прикладена за центром мас і створює стабілізуючий момент, дозволяючи льотчикові повністю використовувати гальма;

б) при знаходженні літака на землі фюзеляж і підлога кабіни практично горизонтальні;

в) у льотчика огляд з кабіни, особливо під час зльоту-посадки, хороший;

г) передній стояк захищає літак від перекидання на ніс і захищає гвинти від пошкодження на літаках з ТГД;

д) при розгоні лобовий опір літака невеликий;

е) при виконанні посадки на дві точки зусилля від основних стояків створюють пікіруючий момент.

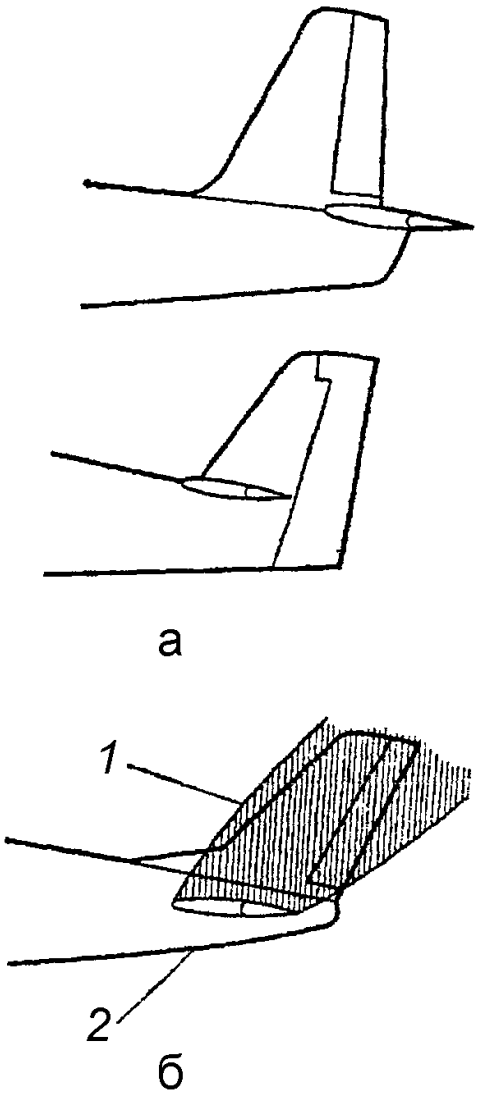


Рис. 4.62. Ефективність руля напряму в штопорі: а – прийнятні, хороші схеми; б – небажана схема; 2 – зона зриву потоку (потік у штопорі)

Поступове зростання посадкових швидкостей сучасних літаків робить ці переваги вагомішими порівняно з існуючими недоліками:

а) передній стояк має сприймати при гальмуванні 20...30 % маси літака, і тому вона відносно важка;

б) для встановлення переднього (носового) стояка потрібне місцеве зміцнення фюзеляжу, а для прибирання переднього стояка – додатковий об'єм, який важко забезпечити на легких літаках, не виходячи за обводи фюзеляжу.

Застосування велосипедної схеми шасі з допоміжними опорами під крилом зумовлено головним чином компонувальними рішеннями літака. Необхідність створення в районі центру мас літака відсіку великої місткості приводить до переміщення його головної опори назад на значну відстань. При цьому навантаження на неї становить приблизно 50...55 % від сили ваги літака. Велосипедна схема шасі має ряд недоліків порівняно із звичайною схемою з носовим стояком: вища техніка пілотування під час розгону, велика маса фюзеляжу і самого шасі за рахунок стояків під крилом, збільшення опору літака за рахунок обтічників стояків під крилом.

На важких літаках, таких, як, наприклад, Іл-86, Ан-124, Боїнг-747, Локхид С-5А та ін., використовується багатоопорне шасі, що дозволяє зменшити навантаження на кожний стояк, навантаження на аеродромне покриття, розміри коліс.

Детальніше питання проектування шасі будуть розглянуті в спеціальних розділах.

4.3. АНАЛІЗ І ВИБІР СХЕМИ МАНЕВРЕНИХ ЛІТАКІВ

На відміну від неманеврених дозвукових і надзвукових літаків, призначених для експлуатації на одному режимі (крейсерському), маневрений літак розрахований на виконання декількох завдань. Це є причиною значних відмінностей літаків, навіть розроблених на основі одних і тих же вимог (наприклад, легкі дослідні винищувачі Дженерал Дайнемікс YF-16 і Нортроп YF-17). Це свідчить про можливість рішення задачі різними способами: літаки можуть мати неоднакові зовнішні конфігурації, конструктивно-силові схеми, число двигунів і т.п. Не менш важливу роль відіграють і традиції фірми, примушуючи проектувальників ради зменшення технічного ризику приймати перевірені аеродинамічні схеми і конструктивні рішення. Тому звести вибір схеми таких літаків до чіткого алгоритму зараз не уявляється можливим. Нижче будуть наведені міркування щодо вибору схеми маневреного літака, які у жодному випадку не мають обмежувати творчі пошуки нових рішень.

Практикою проектування і використання встановлено, що основною характеристикою винищувача слід вважати маневреність, а не максимальну швидкість польоту, і що здатність ефективно вести ближній повітряний бій є головною особливістю сучасного винищувача. Так зародилася концепція винищувача, здатного завоювати перевагу в повітрі і зберегти його впродовж повітряного бою.

При виборі аеродинамічної схеми літака в цілому і окремих його частин важливо правильно визначити, якому режиму польоту і якою мірою віддати перевагу: дозвуковому або надзвуковому. Правильна відповідь на поставлене питання визначає оптимальне компромісне рішення проблем, пов'язаних з аеродинамічним компонуванням.

На дозвукових швидкостях компонентами лобового опору є опір тертя, пропорційний площі змочуваної поверхні, опір тиску і індуктивний опір, пропорційні квадрату відношення коефіцієнта піднімальної сили до розмаху крила.

На надзвукових швидкостях велику роль у створенні опору відіграють стрибки ущільнення. При цьому основним компонентом опору є хвильовий опір.

Ідеальна аеродинамічна схема надзвукового літака, що задовольняє умові мінімізації хвильового опору, залежить від розрахункового числа M польоту. Оскільки на відміну від надзвукових літаків інших типів сучасний винищувач повинен мати високу ефективність у дуже широкому діапазоні чисел M і кутів атаки (що також впливають на конфігурацію літака), то форми його мають вибиратися виходячи з оптимального компромісу.

Одним із найбільш важливих аспектів проектування літака тактичної авіації (маневреного літака-винищувача) є необхідність виконання безперервно зростаючих вимог до характеристик маневреності, що відіграють важливу роль в оцінюванні бойової ефективності літака. Особливо важко це питання вирішується при проектуванні літака, здатного успішно виконувати декілька бойових завдань.

Маневреність літака характеризується його здатністю змінювати з часом висоту, швидкість і напрям польоту.

Сформулюємо тепер основні вимоги до характеристик і параметрів маневреного літака, які залежать від його схеми безпосередньо або через інші показники.

Маневрені літаки мають задовольняти таким основним вимогам:

- максимальна надмірна тяга для швидкого розгону і необхідної вертикальної швидкості; механізація крила у всьому діапазоні швидкостей для забезпечення швидкого розвороту і зміни висоти;
- величина швидкості заходу на посадку при поганій видимості, що не вимагає надмірно високої кваліфікації льотчиків;
- можливість реалізації роздільного керування кутами тангажа і атаки;
- можливість стабільного маневру на надвеликих кутах атаки без небезпеки переходу в некерований рух;
- можливість реалізації керування вектором тяги; мала помітність літака.

При виборі схеми маневрених літаків слід ураховувати всі ці вимоги.

4.3.1. Способи забезпечення високої маневреності і ефективності тактичних літаків

Вирішуючи питання вибору схеми маневреного літака, необхідно з'ясувати, які конкретно схемні рішення і як впливатимуть на його маневрені та інші льотні характеристики. Ради цілісності викладу розглянемо не тільки чисто схемні рішення (які пов'язані із зовнішніми формами), але й інші способи, які сприяють підвищенню маневреності і загальної ефективності літаків указаного класу.

Всі способи забезпечення високої маневреності можна звести до таких основних груп:

– забезпечення великого надлишку тяги, малого радіуса віражу, великих перевантажень, великої дальності польоту, хороших злітно-посадкових характеристик;
– керування аеродинамічними і масовими силами з метою роздільного керування кутами атаки α і тангажа θ ;
– керування потенційним і вихровим обтіканням з метою забезпечення польоту на надвеликих кутах атаки і великих швидкостей гальмування;
– об'єднане керування польотом, зброєю і силовою установкою.

Інші способи – непрямі: мала помітність, електронний помічник льотчика та ін.

Розглянемо способи першої групи. Перш за все для маневреного літака для забезпечення здатності до швидкого розгону потрібно вибрати таку схему літака і розміри, щоб набути мінімальних значень відношення C_x / p. За інших рівних умов $(C_x / p)_{\min}$ забезпечує великі значення $(P - X)$ – надлишку тяги. Як було показано раніше, мінімальні значення C_x досягаються крім малих значень опору тертя $C_{x\,тр}$ ще формами і розмірами, які забезпечують малі значення $C_{x\,інт}$, $C_{xхв}$, $C_{x\,бал}$.

Зменшенню $C_{x\,бал}$ сприяє зниження запасу поздовжньої статичної стійкості (рис. 4.63, 4.64); зменшенню $C_{x\,хв}$ – використання вдосконалених профілів (рис. 4.65).

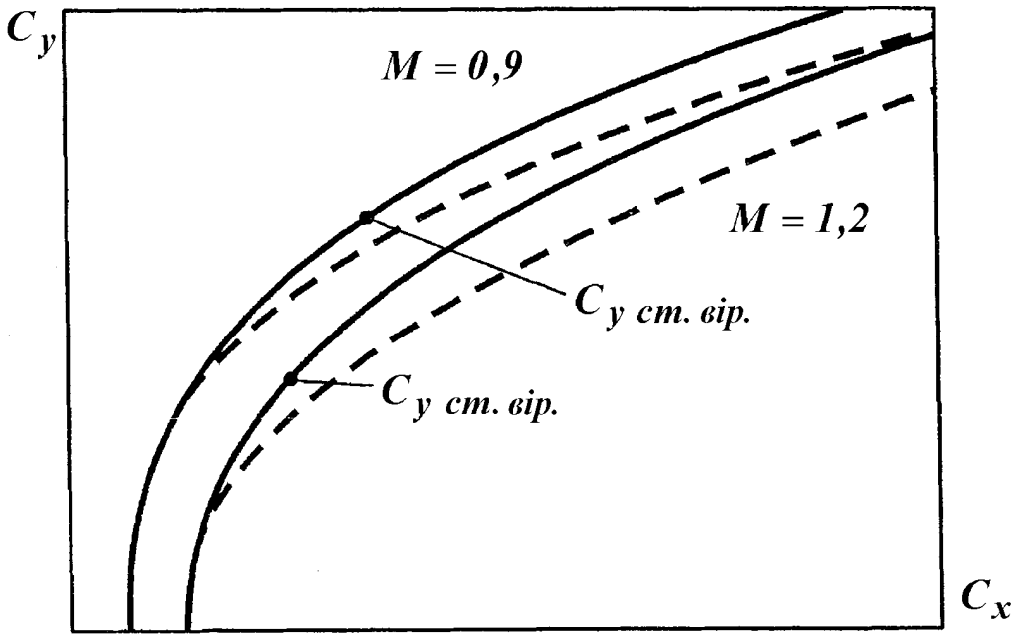


Рис. 4.63. Ефект зменшення запасу статичної стійкості (H = 9150 м) (F-16):
——— – зменшений запас статичної стійкості;
– – – – – звичайний запас статичної стійкості

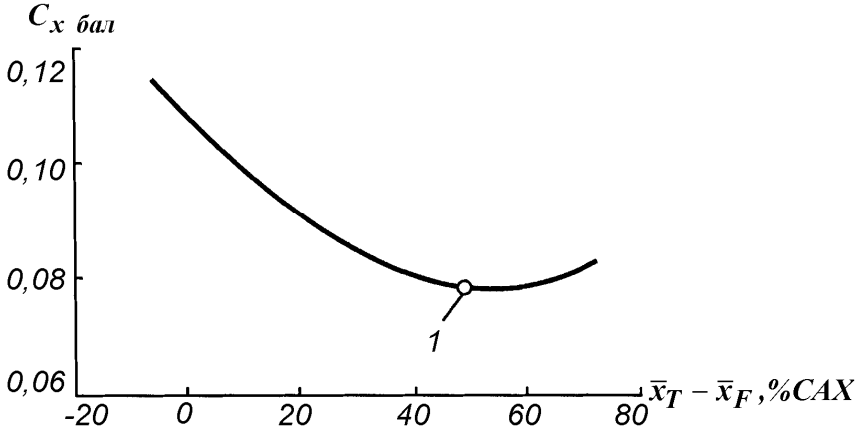


Рис. 4.64. Вплив зменшення запасу статичної стійкості на опір балансування при маневруванні (C_y = 0,95; M = 0,9): для літака Х-29А з суцільноповоротним ПГО (1 – точка оптимуму)

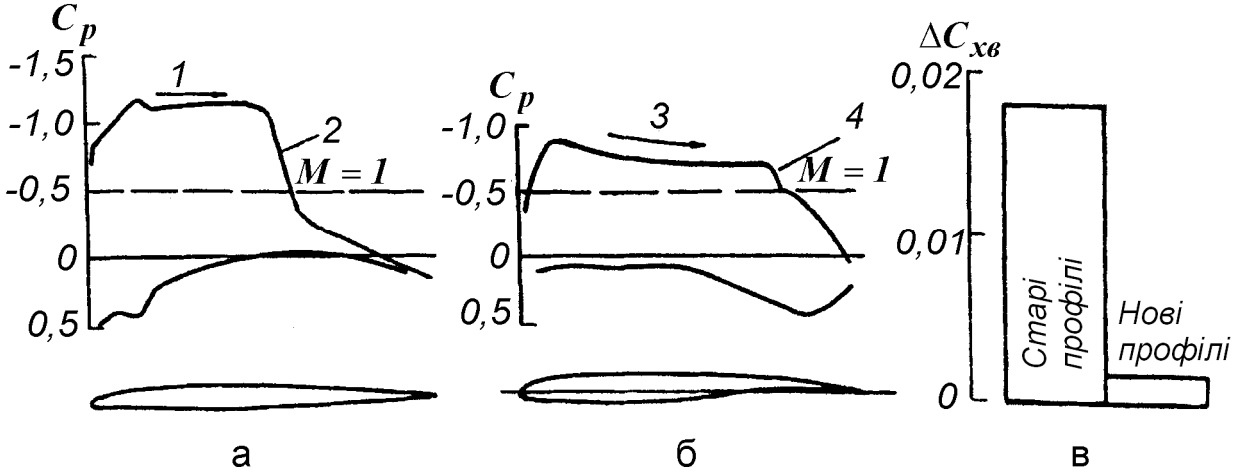


Рис. 4.65. Порівняння розподілу тиску на звичайному і вдосконаленому профілях крила винищувача: а – звичайний профіль (1960-х років) з малою кривизною носка; б – вдосконалений профіль (1970-х років): 1 – надзвукове розширення; 2 – сильний стрибок; 3 – надзвукове стиснення; 4 – слабкий стрибок; в – приріст хвильового опору для профілів а, б

Великий вплив на величину C_y / p окрім самого C_x надає величина питомого навантаження на крило, яке безпосередньо пов'язане з вибором схеми літака: нормальною або “літаючого крила”.

Для літаків Mirage 2000, Mirage F1, F-5E, F-18A і Торнадо були проведені розрахунки величини C_x / p. Результати розрахунків наведені в табл. 4.1.

З таблиці видно, що найменші значення C_x / p характерні для літаків нормальної схеми “Міраж F1”; F-18A; “Торнадо”, незважаючи на те, що C_x цих літаків більше, ніж C_x “Міражу 2000”.

Таблиця 4.1

Таблиця порівняльних даних літаків-винищувачів різних схем

Параметр	Літак - схема				
	“Міраж 2000”, ”літаюче крило”	“Міраж F1”, нормальна схема	F-5E, нормальна схема	F-18A, нормальна схема	“Торнадо”, крило змінювальної стрілоподібності
$m_{зл}$, кг (нормальна)	13530	11710	7093	15970	22200
P_0 , кгс $P_{0ф}$,кгс	6560 9700	5000 7200	2x1590 2x2700	2x4800 2x7260	2x3630 2x6810
$P_{H,M}$, кгс без форс. $P_{H,M}$, кгс з форс.	1624 2800	1450 2500	2x420 2x785	2x1100 2x2600	2x1400 2x2850
t_0 ,кгс/кг	0,485	0,427	0,448	0,601	0,327
$t_{0ф}$,кгс/кг	0,717	0,614	0,761	0,909	0,614
$t_{H,M}$, кгс/кг без форс.	0,120	0,124	0,118	0,138	0,126
$t_{H,M}$, кгс/кг з форс.	0,207	0,213	0,221	0,326	0,257
λ	2,03	2,8	3,8	3,5	2,03 $\chi_{п.к}$ = 68° 5,17 $\chi_{п.к}$ = 25°
$\chi_{п.к}$, град	60	41,5	24	27	25°min 68°max
S , м^2	41	25	17,3	37,16	37ср.
p , кг/м^2	330	465	410	430	600
A	0,292	0,195	0,12	0,2	0,09 $\chi_{п.к}$ = 25°
C_{x0}	0,0162	0,0175	0,0186	0,022	0,025 $\chi_{п.к}$ = 25°
C_x	0,0462	0,057	0,0375	0,0566	0,0554 $\chi_{п.к}$ = 25°
$C_{у\ допустим}$	0,9	0,9	1,1	1,3	0,75 $\chi_{п.к}$ = 45° 1,3 $\chi_{п.к}$ = 25°
$C_{у\ пос}$	1,12	1,15	1,25	1,35	1,5
C_x / p , м^2/кг	1,4x10–4	1,23x10–4	9,15x10–5	1,32x10–4	9,23x10–5
$\overline{(C_x / p)}$	1	0,876	0,654	0,943	0,659
X , кгс	1951	1472	670	2173	2117
$(P_{H,M} - X)_{безфорс}$, кгс	–	–	170	27	683
$(P_{H,M} - X)_{зфорс}$, кгс	849	1028	900	3027	3583
$p / C_{у\ доп}$, кг/м^2	367	517	372	330	800 $\chi_{п.к}$ =45° 461 $\chi_{п.к}$ =25°
$\sqrt{p / C_{у\ пос}}$, (кг/м^2)$^{1/2}$	17,16	20,1	18,11	17,85	20,0
$V_{пос}$, км/год	220	240	235	210	240

Менші значення C_x / p одержані за рахунок великих значень питомого навантаження на крило. Унаслідок малого p “Міраж 2000” має найменший надлишок тяги і тому найменшу здатність швидкого розгону. Звідси висновок про недоцільність безхвостої схеми для літака, від якого потрібна здатність дуже швидкого розгону.

Розрахункові умови: M = 0,8; H = 11 км.; q = 1030 кгс/м^2.

Розглянемо тепер параметри $p / C_{y\,доп}$ і $p / C_{y\,пос}$, які характеризують величину радіуса віражу і величину посадкової швидкості. Розрахунки показують, що F-5E має практично однакову величину $p / C_{y\,доп}$ з літаком “Міраж 2000”, незважаючи на значно більше значення p. F-18A має $p / C_{y\,доп}$ = 330, яке менше, ніж у “літаючого крила” за рахунок ефективної механізації задньої кромки крила, якої не має “Міраж 2000”. Для “Міражу 2000” прийняті величини, $p / C_{y\,доп}$, $\sqrt{p / C_{y\,пос}}$ та $V_{пос}$ отримані внаслідок малого питомого навантаження на крило і зменшення значень $P - X$ (зменшення швидкості розгону).

Відзначимо ще одну перевагу нормальної схеми літака перед безхвостовою. Це можливість використання адаптивного профілю крила або ефективної механізації його передньої і задньої кромок (рис. 4.66, 4.67). Такої можливості не має крило літака без хвоста: передня кромка має стрілоподібність ~ 60°, а задня зайнята елевонами. Літаки нормальної схеми F-5, F-15, F-16, F-18, МіГ-29, Су-27 мають стрілоподібність передньої кромки не більше 45° і пряму або з дуже малою стрілоподібністю задню кромку ($\chi_{з.к}$ = 0...12°).

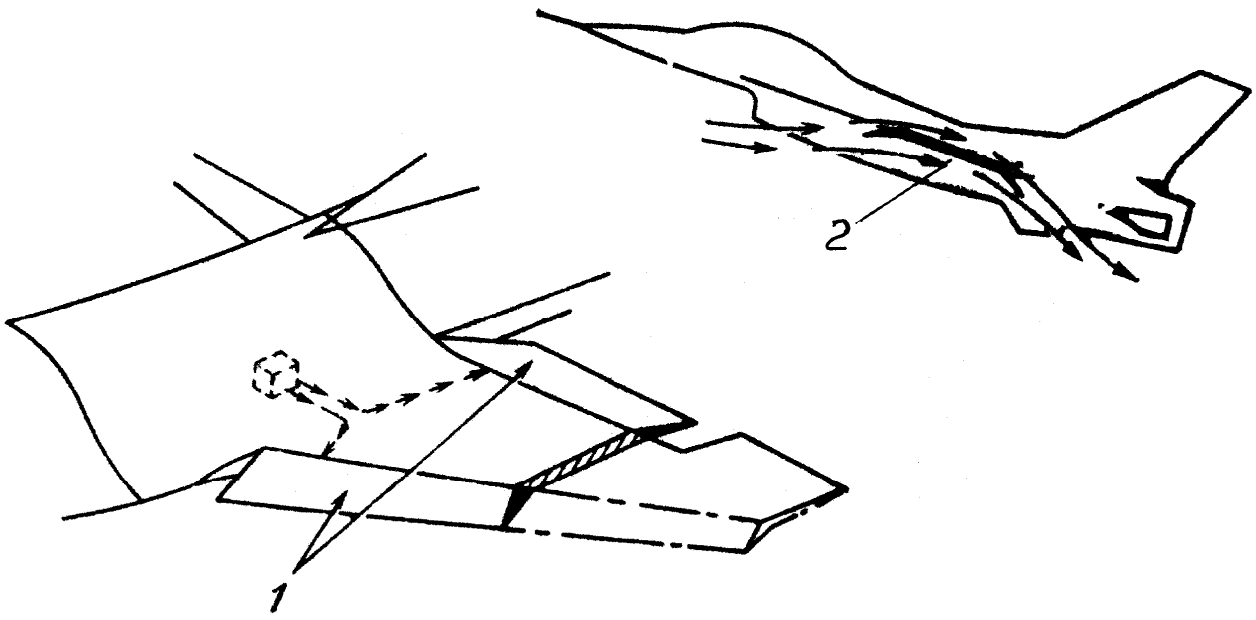


Рис. 4.66. Крило винищувача F-16 зі змінною кривизною:

1 – носки і закрилки, відхилені для поліпшення маневреності;

2 – безвідривне обтікання крила на великих кутах атаки

Для досягнення великої дальності польоту потрібно мати великі запаси палива, для чого необхідні і відповідні об'єми усередині літака. Ця проблема вирішується застосуванням інтегральної схеми літака (рис. 4.68), яка має досить великі внутрішні об'єми. Прикладом може бути літак Су-27, який тільки на паливі, розміщеному у внутрішніх об'ємах, досягає дальності польоту близько 4000 км.

Крім того, інтегральна схема літака сприяє виконанню віражу з мінімальним радіусом на надзвукових швидкостях.

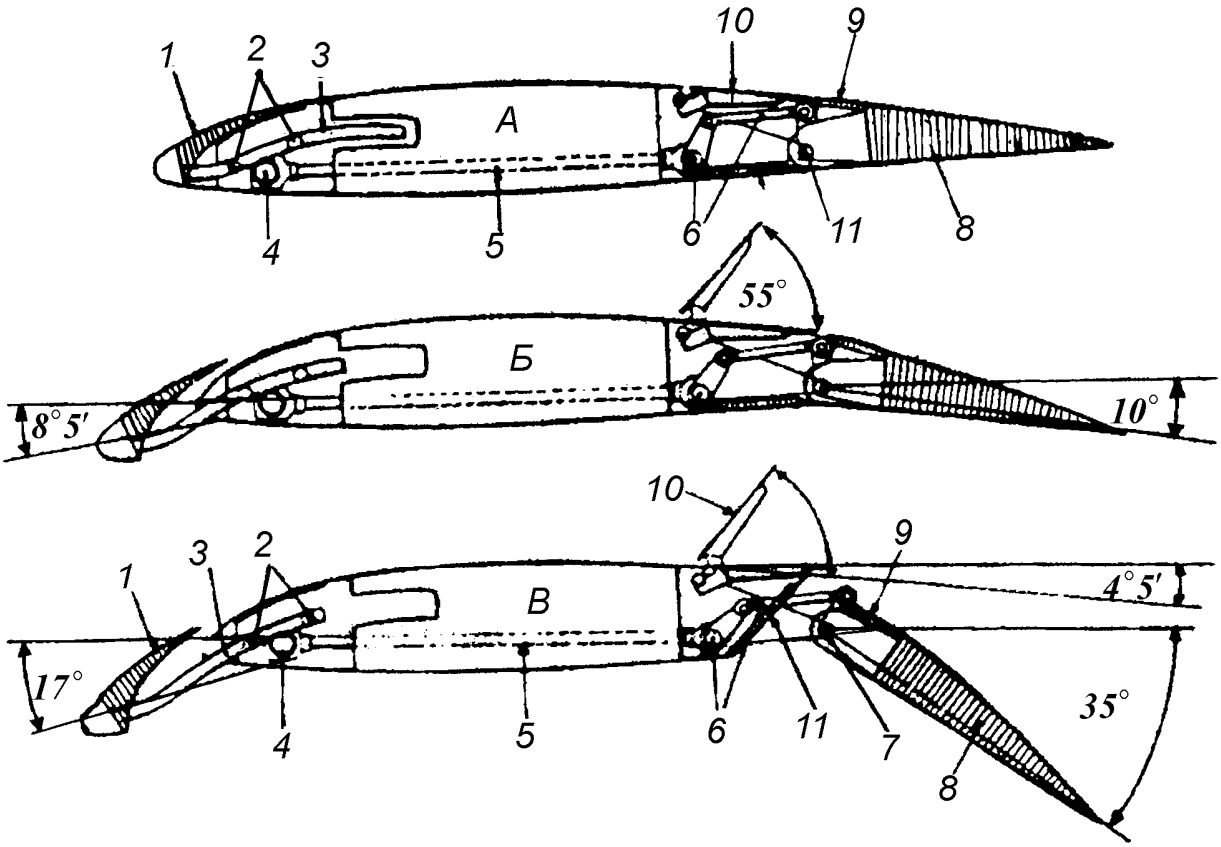


Рис. 4.67. Дія передкрилків, закрилків та інтерцепторів при різних режимах польоту:
А – політ з великою швидкістю, кут стрілоподібності крила 20...68°; Б – бойове маневрування, кут стрілоподібності 20...57°, В – зліт і посадка, кут стрілоподібності 20°;
1 – носок крила; 2 – направляючі ролики; 3 – балка передкрилка; 4 – вал приводу передкрилка; 5 – вал синхронізації керування передкрилками і закрилками;
6 – механізм випуску закрилків; 7 – шарнір закрилка;
8 – простий щілинний закрилок; 9 – верхня панель закриття щілини; 10 – інтерцептор; 11 – нижня поворотна панель

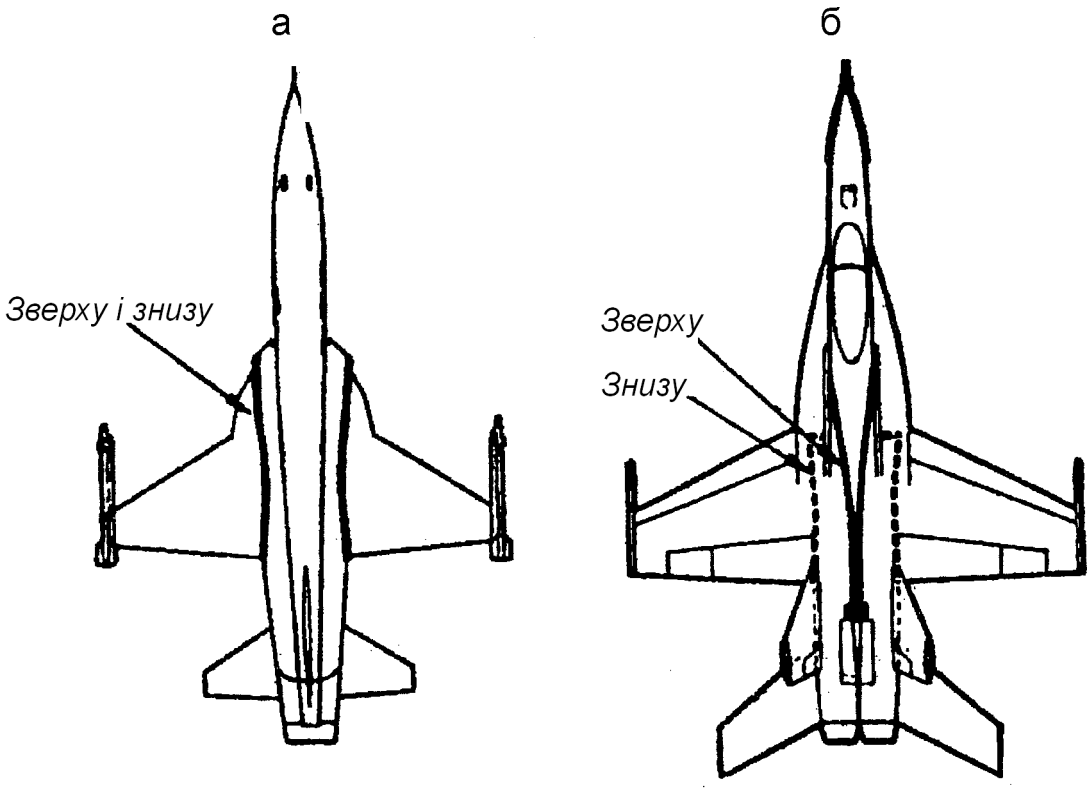


Рис. 4.68. Правило площ: а – літак F-5, “звичайне” правило площ, оптимальне для розгону при надзвукових швидкостях;
б – літак YF-17, диференціальне правило площ, оптимальне для віражу на надзвукових швидкостях

Способи другої групи забезпечують роздільне керування кутами атаки α і кутами тангажа θ . Нагадаємо:

α – кут атаки (кут між проекцією вектора швидкості польоту на площину симетрії літака і хордою крила);

θ – кут тангажа літака (кут між поздовжньою віссю або хордою крила літака і горизонтальною площиною).

Виконання роздільного керування кутами α і θ необхідно для виконання таких процедур:

– націлювання фюзеляжу по тангажу і курсу без зміни траєкторії польоту;

– викривлення траєкторії без зміни просторової орієнтації фюзеляжу;

– розвороти літака без крену і підйом або зниження без зміни кута тангажа.

Виконання вказаних вище дій літака забезпечується застосуванням безпосереднього керування піднімальною силою (БКПС) і безпосереднього керування бічною силою (БКБС).

Суть БКПС і БКБС полягає в тому, що літак повинен мати по дві керуючі поверхні (з рулем висоти і напряму) перед центром мас і позаду центру мас літака. Це добре видно на рис. 4.69.

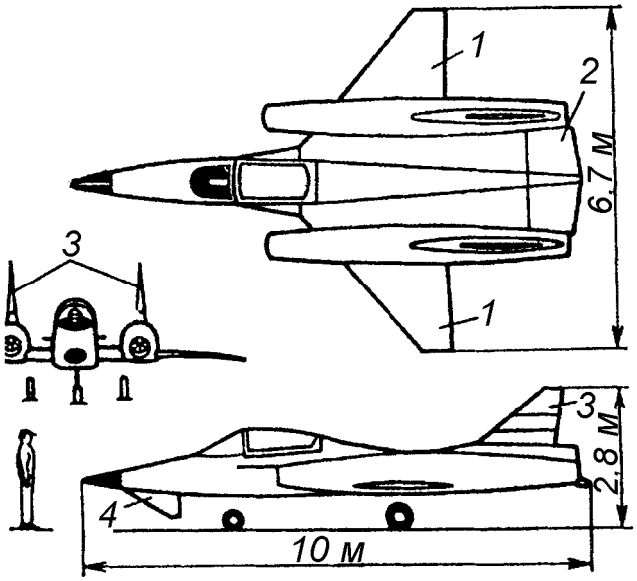


Рис. 4.69. Схема експериментального літака Макдоннел-Дуглас AFTI-I:
1 – поворотні частини крила; 2 – руль висоти; 3 – поворотні задні кілі;
4 – поворотний передній кіль

Виконанню роздільного керування кутами α і θ дуже сприяє зменшення або забезпечення нульового запасу поздовжньої статичної стійкості $(m_z^{Cy})_{\min}$ або $m_z^{Cy} = 0$.

Виконати роздільне керування можна також застосуванням повороту вектора тяги двигуна (рис. 4.76 і 4.77).

Ефекти, які досягаються роздільним керуванням кутами атаки і тангажа, досить наочно показані на рис. 4.71 – 4.75.

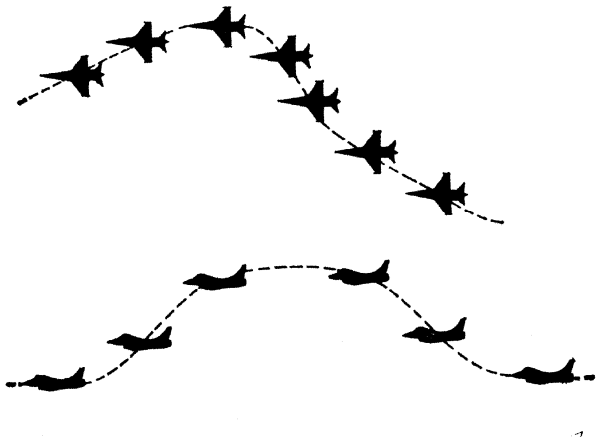


Рис. 4.70. Поступальне переміщення літака в горизонтальній і вертикальній площинах при безпосередньому керуванні піднімальною і бічною силами

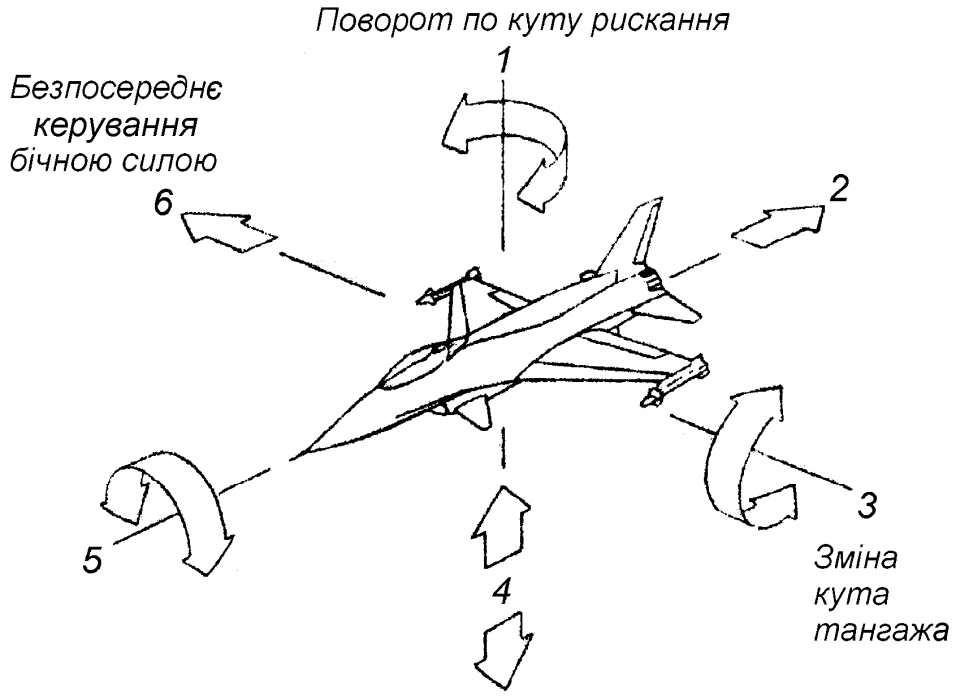


Рис. 4.71. Степінь вільності літака AFTI/F–16:
1 – поворот по куту рискання; 2 – зміна аеродинамічної сили опору; 3 – зміна кута тангажа; 4 – безпосереднє керування піднімальною силою; 5 – поворот по крену; 6 – безпосереднє керування бічною силою.

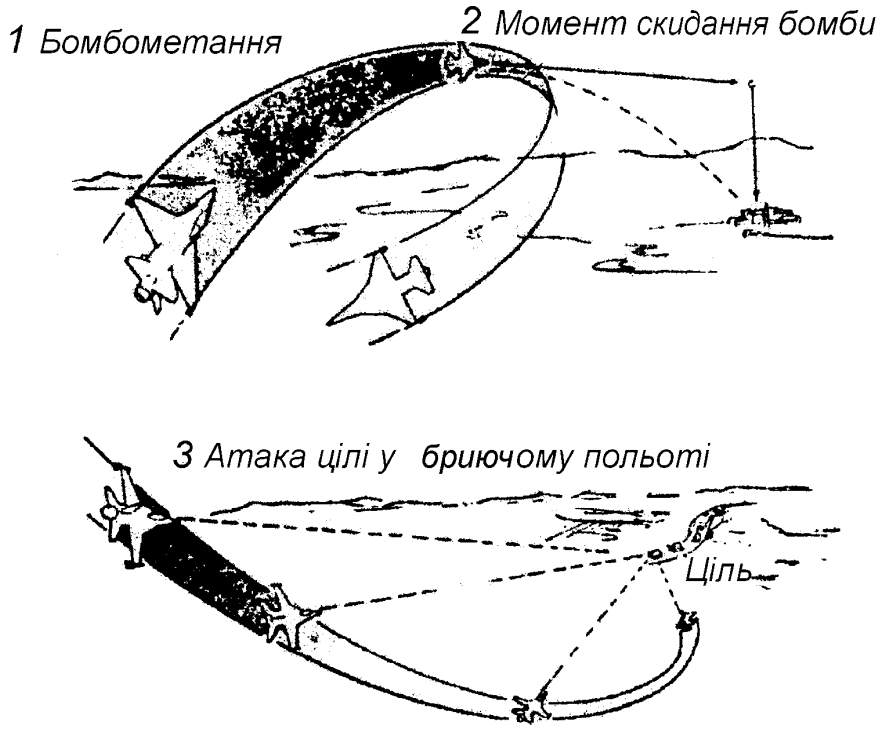


Рис. 4.72. Переваги об'єднаної системи керування польотом і зброєю:
1 – бомбометання; 2 – момент скидання бомби;
3 – атака цілі у бриючому польоті

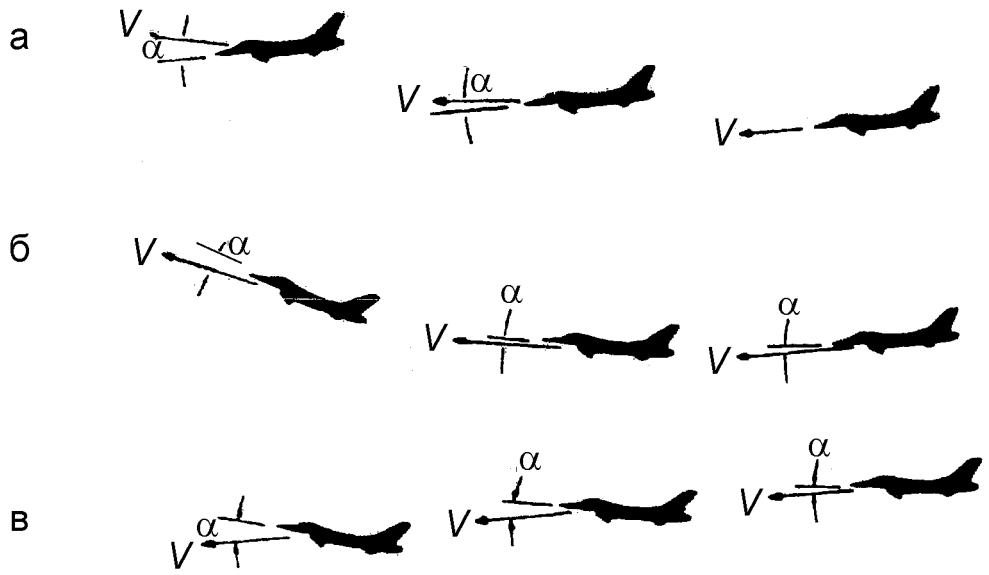


Рис. 4.73. Маневри у вертикальній площині при роздільному керуванні траєкторією і кутом тангажа: а – керування вертикальною швидкістю при постійному куті тангажа (“вертикальне переміщення”); б – маневрування при постійному куті атаки за допомогою БКПС (“режим БКПС”); в – керування кутом тангажа при постійному куті нахилу траєкторії (“націлювання фюзеляжу по тангажу”)

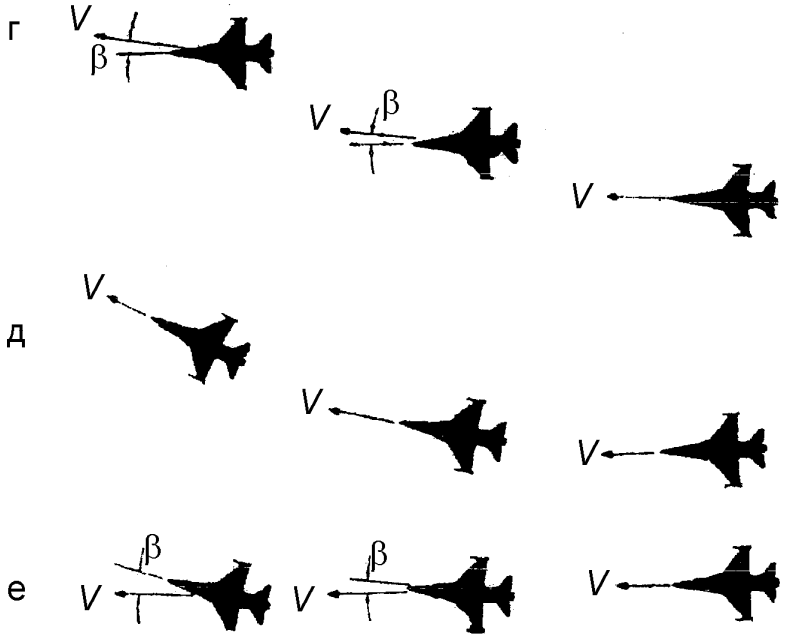


Рис. 4.74. Бічні маневри при роздільному керуванні траєкторією і кутами крену і рисканням: г – керування поперечною швидкістю при постійному куті рискання (“бічне переміщення”); д – розворот при нульових кутах ковзання і крену (“режим НКБС”); е – незалежна зміна кута рискання при постійному куті траєкторії (“бічне націлювання фюзеляжу”)

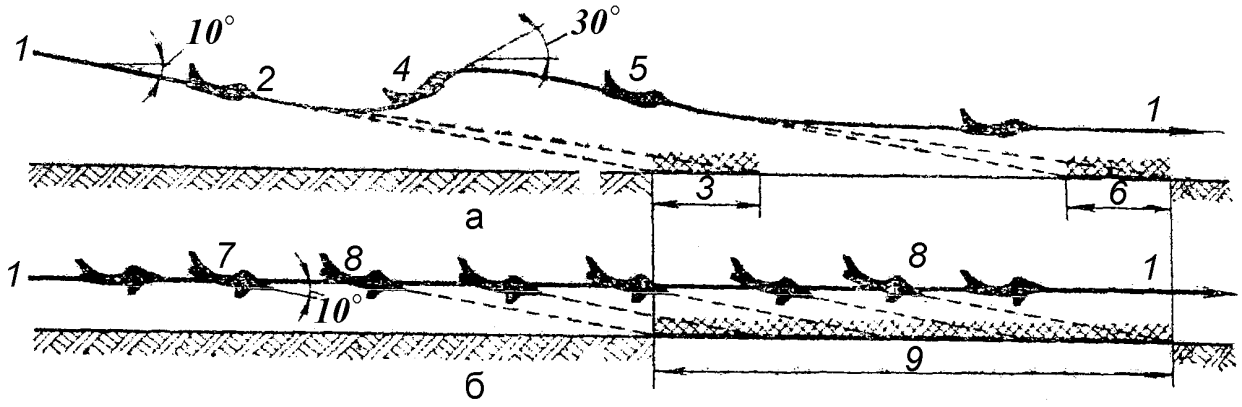


Рис. 4.75. Використання режиму “орієнтування фюзеляжу на ціль” при стрілянні з гармати по наземних цілях:
а – звичайний винищувач; б – винищувач з безпосереднім керуванням піднімальною і бічною силами; 1 – траєкторія польоту; 2 – перша атака з кутом пікірування близько 10°; 3, 6, 9 – ділянки прицільного обстрілу; 4 – вихід з пікірування з кутом набору висоти 30°; 5 – друга атака; 7 – орієнтування фюзеляжу на ціль під кутом близько 10° до вектора швидкості; 8 – атака з бриючого польоту

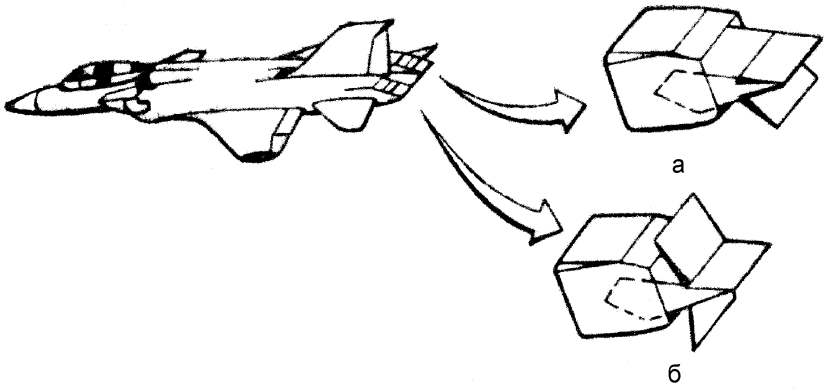


Рис. 4.76. Схема роботи плоского сопла на експериментальному літаку AFTI-I фірми “Ферчайлд-Ріпаблік”: а – керування вектором тяги; б – реверс тяги

Способи третьої групи призначені для забезпечення польотів на надвеликих кутах атаки і для досягнення великих швидкостей гальмування. Для досягнення бажаних результатів необхідно перш за все вибирати відповідним чином розміри та форми крила, оперення, фюзеляжу, їх взаємне розташування (крила, горизонтального та вертикального оперення). Дуже важливо вибрати належним чином кут стрілоподібності крила і його звуження. Надмірно великі стрілоподібності й звуження крила приводять до кінцевих зривів потоку і порушують поздовжню і поперечну стійкість.

Збереженню безвідривного і стійкого обтікання на великих кутах атаки сприяють вибір відносної товщини профілю крила, конічна скрученість крила і деформація

серединної поверхні крила (рис. 4.78, 4.79).

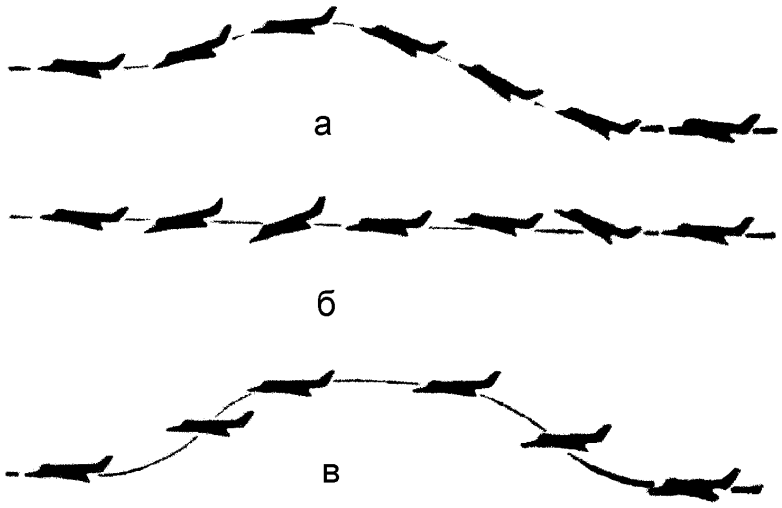


Рис. 4.77. Нові види маневрів при повороті вектора тяги силової установки:
а – рух по траєкторії без зміни кута атаки;
б – зміна кута тангажа під час горизонтального руху;
в – вертикальне переміщення без зміни кута тангажа

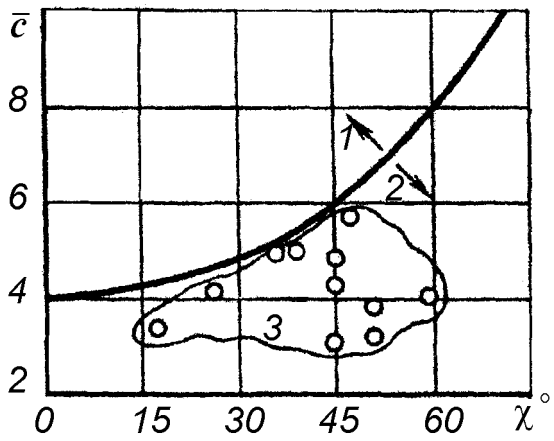


Рис. 4.78. Допустимі значення параметрів $\bar{c}$ і χ для сучасних винищувачів: 1 – зрив потоку при навколозвукових швидкостях; 2 – відсутність зриву потоку; 3 – область можливих значень $\bar{c}$ і χ сучасних винищувачів

Великий ефект досягається за рахунок передніх кореневих напливів крила. Конічний вихор, який утворюється під впливом напливу, забезпечує велику зону безвідривного обтікання крила і дуже великі кути атаки. Всі сучасні маневрені літаки мають передні кореневі напливи крила (рис. 4.80, 4.81, 4.82, 4.83, 4.84, 4.85). Вихори, що створюються кореневими напливами крила, позитивно впливають також на шляхову стійкість і керованість літака, створюючи навколо вертикального оперення потоки, які підвищують його ефективність (рис. 4.86).

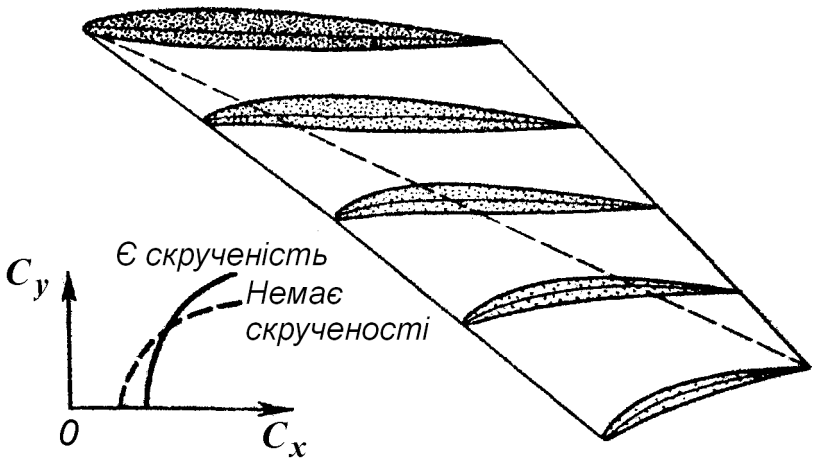


Рис. 4.79. Схема конічної скрученості крила винищувача F-15 (відносна товщина крила близько кореня 6%, на кінцях – 3%)

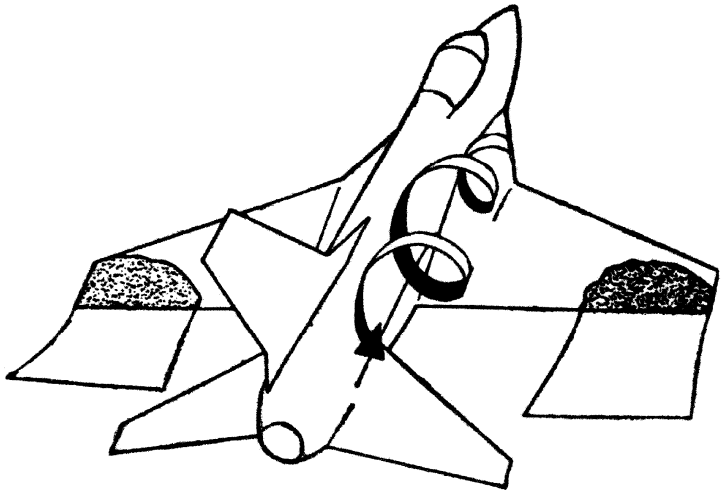


Рис. 4.80. Схема обтікання літака на великих кутах атаки

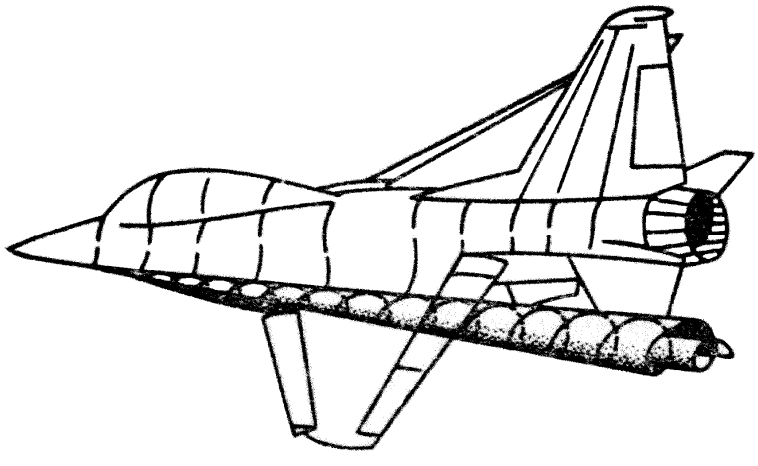


Рис. 4.81. Схема вихору, який сходить з передньої частини напливу

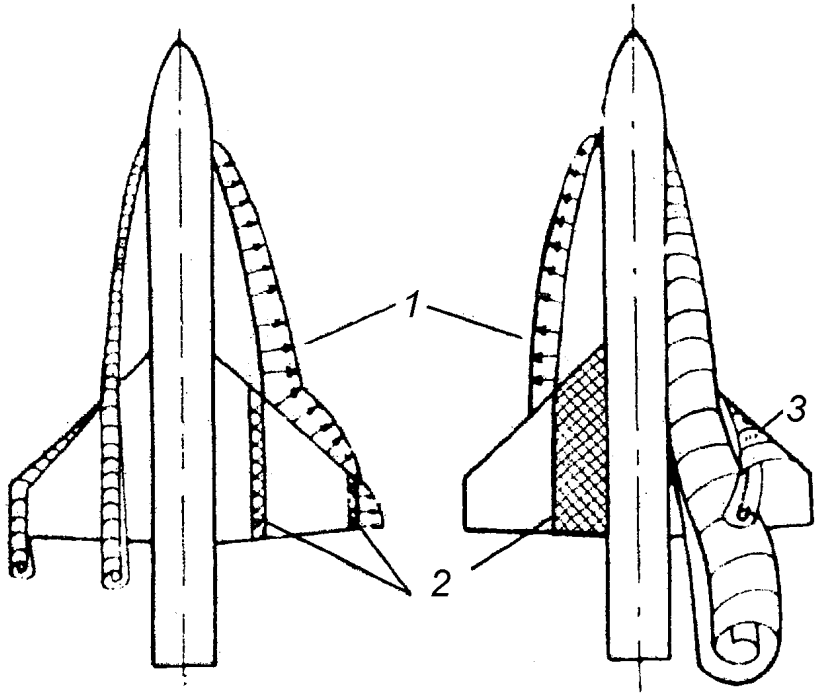


Рис. 4.82. Схема вихрового обтікання крила з напливом на малих (зліва) і великих (справа) кутах атаки:
1 – підсмоктувальні сили на передніх кромках; 2 – області збільшення піднімальної сили внаслідок впливу вихорів; 3 – зміщений вихор

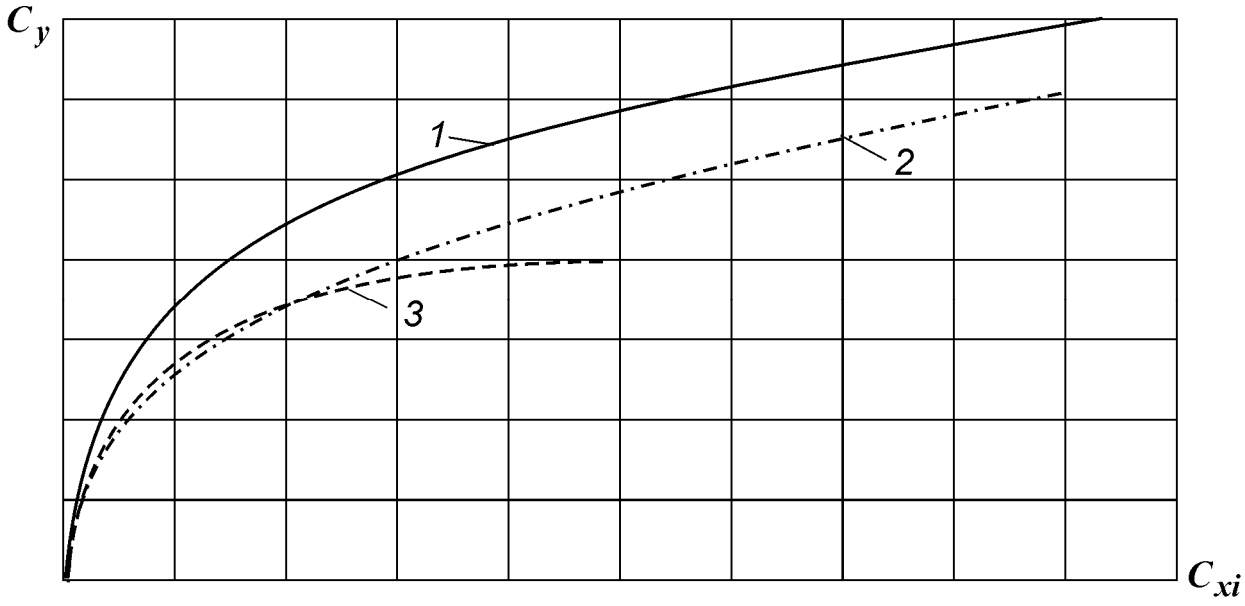


Рис. 4.83. Вплив напливів і змінної кривизни на індуктивний опір крила при числі M = 0,8:
1 – крило з напливами і змінною кривизною; 2 – крило з напливами;
3 – початкове крило фіксованої кривизни без напливів

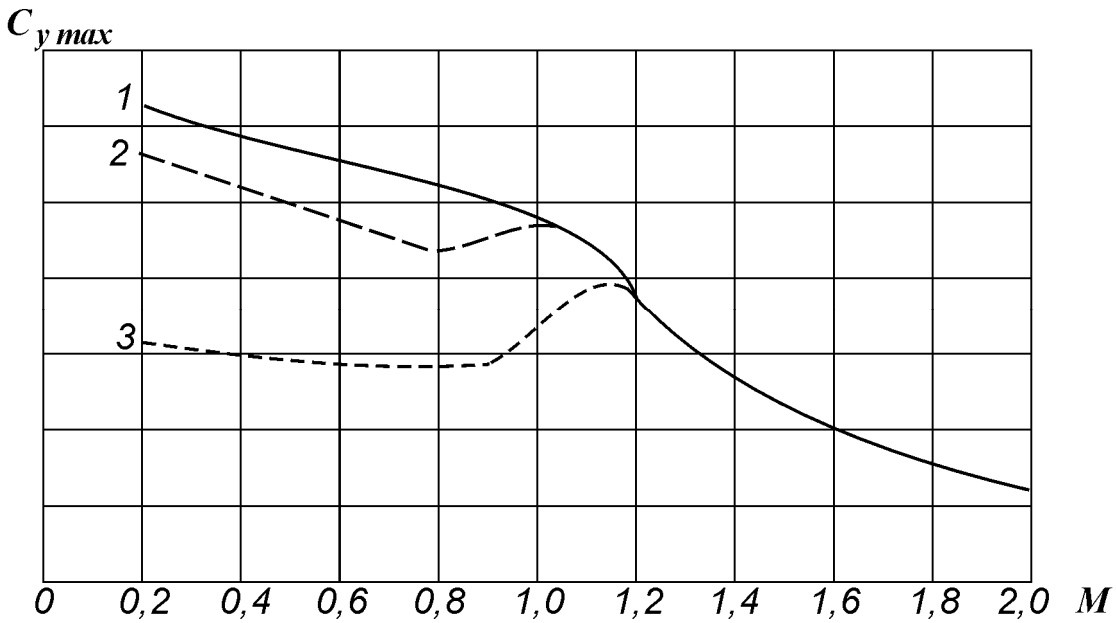


Рис. 4.84. Вплив напливів і змінної кривизни на максимальний коефіцієнт піднімальної сили крила:
1 – крило з напливами змінної кривизни; 2 – крило з напливами; 3 – первинне крило фіксованої кривизни без напливів

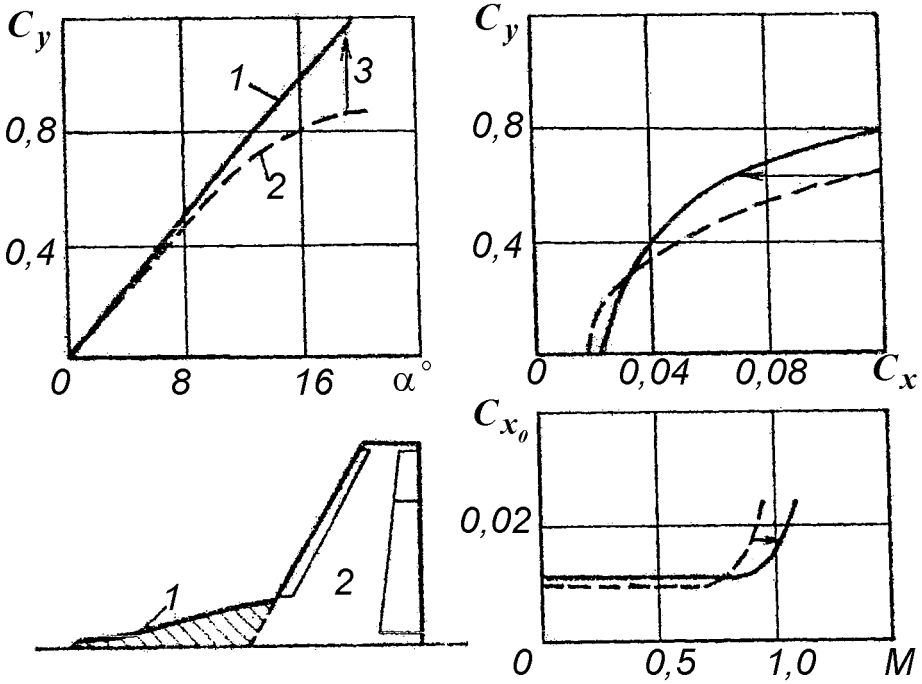


Рис. 4.85. Вплив напливів крила на аеродинамічні характеристики:
1 – крило з напливами; 2 – крило без напливів; 3 – збільшення піднімальної сили на великих кутах атаки; 4 – зменшення індуктивного опору на великих кутах атаки; 5 – затримка зростання хвильового опору на навколозвукових швидкостях

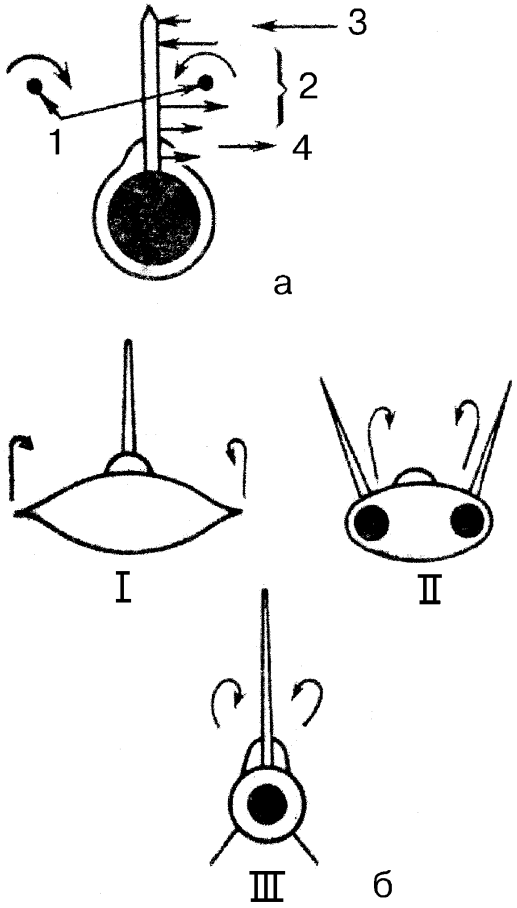


Рис. 4.86. Вплив великих кутів атаки на шляхову стійкість:
а – вплив вихорів (що збігають з носової частини фюзеляжу на великих кутах атаки) на вертикальне оперення при ковзанні;
б – методи мінімізації ефекту вихорів; 1 – центри вихорів;
2 – поле течії, створеної під впливом вихорів;
3 – стабілізуючий вплив; 4 – дестабілізуючий вплив;
I – сплюснута носова частина фюзеляжу і (або) напливи;
II – двокілеве вертикальне оперення; III – збільшення висоти вертикального оперення і (або) використання підфюзеляжних гребенів

Зворотна стрілоподібність крил вважається радикальним способом збереження безвідривного обтікання крила і стійкої поведінки літака на дуже великих кутах атаки. У цьому напрямі вже не одне десятиліття працюють літакобудівники, і отримані позитивні результати (наприклад, американський літак Х-29 і російський С-37).

Адаптивний профіль крила, крім поліпшення крейсерських характеристик літака, працює також на підвищення кутів атаки.

Традиційні способи підвищення стійкості обтікання крила: гребені на верхній поверхні, запилки на передній кромці крила, дзьоби на передній кромці.

Для підвищення кутів атаки також досліджується видування потоків повітря уздовж передньої кромки крила, напливи змінної кривизни (рис. 4.87, 4.88).

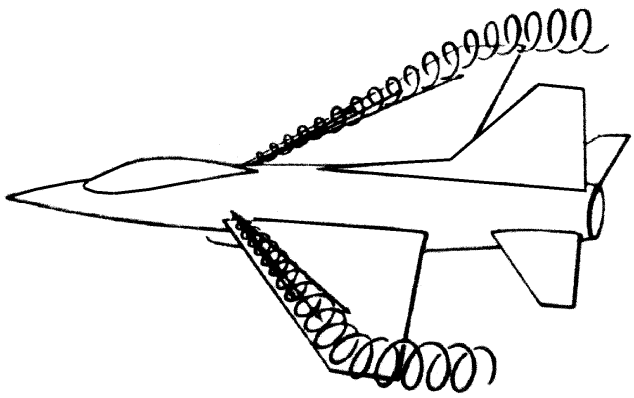


Рис. 4.87. Підсилення вихрової смуги видуванням уздовж передньої кромки крила

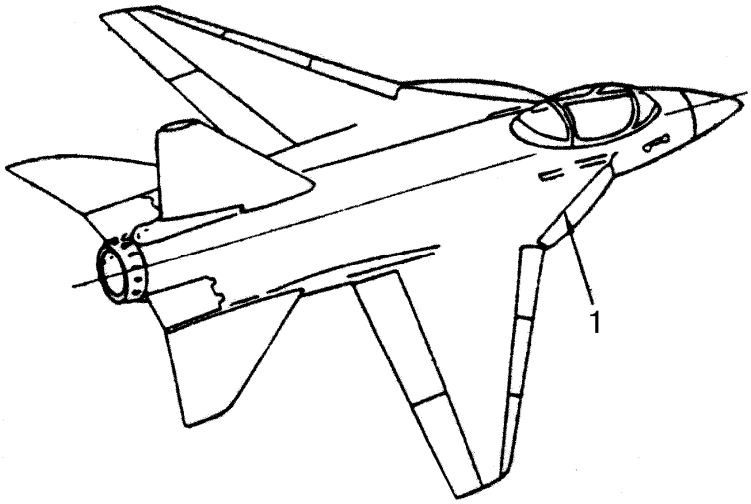


Рис. 4.88. Винищувач з напливами змінної кривизни:
1 – лінія шарніра носка напливу

До четвертої групи відносяться всі способи, пов'язані з використанням силової установки для виконання складних маневрів та її всестороннього удосконалення на основі досягнень сучасної електроніки і автоматики.

Перше – це створення єдиної системи керування польотом, силовою установкою і зброєю.

Друге – комбінована силова установка: маршові двигуни і піднімальні двигуни. Така силова установка дозволяє за певних умов скоротити довжину розгону перед зльотом і у разі потреби маневру може бути використана у польоті.

Істотний вплив на маневреність надає керування вектором тяги. Для повороту вектора тяги необхідно створювати поворотні сопла реактивних двигунів. Найбільш досконалим є плоске сопло, але воно і найбільш складне і масивне (рис. 4.76).

До п'ятої групи відносяться так звані непрямі методи підвищення маневреності: мала помітність літака, сучасні ефективні багатофункціональні прилади.

Про малу помітність мова йтиме в окремому підрозділі, тут обмежимося тільки зауваженням, що малу помітність разом із багатьма способами у великій мірі забезпечують зовнішні форми і взаємне розташування частин літака.

Зараз звернемося до сучасних приладів. Керування літаком з позитивною статичною стійкістю $+m_z^{Cy}$ неможливе без належних автоматичних пристроїв. Без таких автоматів не можна реалізувати роздільне керування кутами атаки і тангажа, а також реалізувати єдине керування польотом, силовою установкою і зброєю.

Система керування літаком і його пристрої мають забезпечувати стійкість і керованість, безпеку польоту; високу ситуаційну інформованість льотчика.

У складних умовах польоту з великою швидкістю, на великих висотах і з великими перевантаженнями, в умовах швидкої зміни навколишнього оточення льотчикові необхідні електронний помічник і мовна система керування.

Система життєзабезпечення має містити протиперевантажувальний костюм, систему запобігання втраті свідомості льотчиком унаслідок великих перевантажень. Якщо ж льотчик знепритомнів, система має це своєчасно виявити і вивести літак із загрозливого положення (швидкість, кути атаки, перевантаження).

Система обладнання має своєчасно виявити опромінювання літака станціями радіолокацій супротивника і привести в дію захисні засоби: перешкодозахисного випромінювання, викид дипольних відбивачів, викид помилкових цілей і т.п.

Необхідно також відзначити, що при переході від дозвукової швидкості на надзвукову і навпаки різко змінюються характеристики поздовжньої статичної стійкості, ефективність органів керування, умови роботи повітрозабірників двигунів. Урахувати всі ці зміни, особливо в умовах повітряного бою, неможливо без надійної роботи автоматичних пристроїв, основою яких є сучасні цифрові електронні обчислювальні машини з великою пам'яттю і швидкодією.

4.3.2. Порівняння схем маневрених літаків

У попередньому підрозділі були розглянуті методи підвищення маневрених характеристик літаків, які не враховують схему, – нормальна, "літаюче крило" і “качка”. Тепер порівняємо ці три схеми літаків з погляду розглянутих вище способів забезпечення високої маневреності.

І ще одне принципове зауваження. Міркування, які будуть наведені нижче, мають сприйматися не як остаточний рецепт, а як стимул для подальших творчих пошуків високоманеврених літаків.

Схема “качка” відрізняється такими позитивними рисами:

1. Втрати на балансування порівняно зі схемами “літаюче крило” і нормальною (мінімальний $C_{x\,бал}$) є найменшими навіть без застосування спеціальних засобів.
2. Простіше реалізація плоского сопла, чим на літаку нормальної схеми. У більшості своїй літаки схеми “качка” мають трикутне крило малого подовження, і фюзеляж разом із соплом (соплами) двигуна закінчується близько до задньої

кромки крила. У цьому випадку досить просто розтягнути плоске сопло уздовж задньої кромки крила.

3. Досить просто реалізується роздільне керування кутами атаки α і тангажа θ . У цьому випадку замість елеронів на крилі мають бути встановлені елевони, які виконують функції елеронів і рулів висоти, що в комбінації з переднім горизонтальним оперенням забезпечує роздільне керування.
4. Простіше реалізується мала помітність. Трикутне крило дозволяє розмістити входи і виходи двигунів над крилом, яке екранує їх від наземних радіолокаційних та інфрачервоних станцій. Вертикальне оперення також може бути заекрановано від наземних сигналів крилом.

Разом із перевагами літаки схеми “качка” мають і ряд недоліків:

1. Просідання і клювок носом на великих кутах атаки через раніший зрив потоку з переднього горизонтального оперення (ПГО), що особливо небезпечно під час зльоту і посадки (рис. 4.89).
2. Мале плече вертикального оперення, для літака з трикутним крилом сильне затінювання вертикального оперення на великих кутах атаки.
3. Порівняно з нормальною схемою у “качки” гірше штопорні характеристики, шляхова і поперечна стійкості на великих кутах атаки, динамічна стійкість.
4. ПГО погіршує обтікання крила, і тому для прийнятих злітно-посадкових характеристик площу крил доводиться збільшувати на ~ 7...10% порівняно з нормальною схемою.
5. У літака схеми “качка” з трикутним крилом малого подовження дуже малі значення C_y^{α}; $C_{y\,зл}$ і $C_{y\,пос}$, що потребує для забезпечення малих $V_{відр}$, $V_{пос}$ зменшення питомого навантаження на крило, тобто збільшення площі крила.
6. Порівняно з нормальною схемою схема “качка” потребує довшого носового стояка шасі.
7. Важко реалізувати крило зі змінною у польоті стрілоподібністю.
8. Через малі значення питомого навантаження на крило літак схеми “качка” знаходиться під впливом великих нормальних перевантажень при польоті на малих висотах в умовах атмосферної турбулентності:

$$n_y^{турб} = 1 \pm \frac{C_y^{\alpha} VW}{16p}.$$

9. Ускладнена реалізація адаптивного профілю крила.

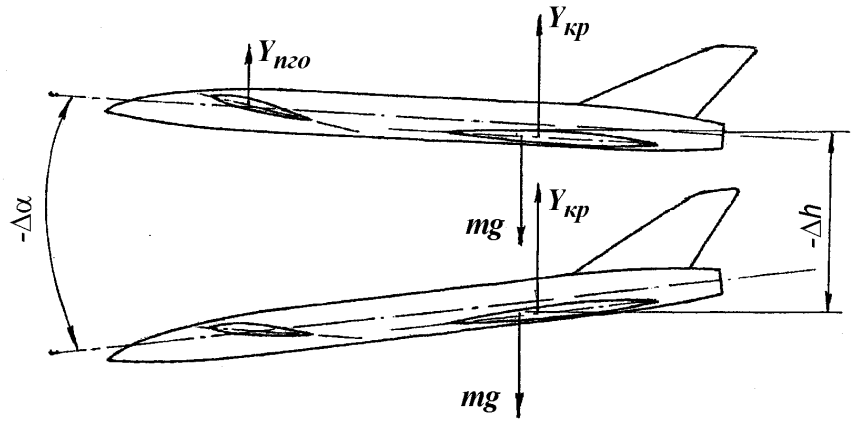


Рис. 4.89. Поведінка літака схеми “качка” при зриві потоку з переднього горизонтального оперення:

$-\Delta h$ – просідання літака; $\Delta\alpha$ – “клювок”

Для трикутного крила малого подовження дуже мала ефективність зміни форми носка через дуже велику його стрілоподібність.

Незважаючи на ряд недоліків, схема “качка” в останні десятиліття привертає все більшу увагу літакобудівників, про що свідчать серійні літаки “Рафаль”, “Єврофайтер”, а також дослідні літаки Су-37 і МіГ-14”. Це свідчить про те, що конструктори знаходять методи усунення недоліків, властивих схемі “качка”.

Літаки безхвостої схеми з найбільш високими характеристиками належать французькій конструкторській школі “Дассо”: “Міраж III”, “Міраж 5”, “Міраж–Мілан”, “Міраж 2000”.

Позитивні характеристики літаків безхвостої схеми:

1. Менші порівняно з нормальною схемою витрати на балансування.
2. Більша крейсерська аеродинамічна якість на надзвукових швидкостях як за рахунок втрат на балансування $C_{x\,бал}$, так і за рахунок відсутності горизонтального оперення.
3. Через відсутність Г.О. вартість "літаючого крила" на 10…15% менше вартості “качки” і нормальної схеми.
4. Досить зручна реалізація плоского сопла.
5. Простіше досягається мала помітність літака безхвостої схеми: американський бомбардувальник B-2; проект палубного бомбардувальника A-12; винищувач–бомбардувальник F-117A.

Недоліки безхвостої схеми літака:

1. Малий надлишок тяги $P - X$ через великий опір $X = q C_x S$. Як було показано в попередньому підрозділі, C_x безхвостої схеми значно менше C_x літаків нормальної схеми. Але внаслідок досить великої площі крила S загальний опір X є достатньо високим, і це приводить до малих значень різниці $P - X$ і, як наслідок, до менших величин параметра розгону $V(P - X)$.

2. Прийнятні злітно-посадкові характеристики через малі значення $C_{y\,зл}$, $C_{y\,пос}$ і неможливість механізації задньої кромки крила, малу ефективність механізації передньої кромки (велика стрілоподібність $\chi_{п.к}$ = 55...65°) досягаються завдяки збільшенню площі крила (низького питомого навантаження на крило). Цей спосіб суперечить отриманню великих значень $P - X = P - q\,C_x\,S$.
3. Літаку безхвостої схеми властиво просідання на вирівнюванні перед посадкою. Порівняно з літаком нормальної схеми виконання посадки виходить складнішим і потребує високої кваліфікації льотного складу.
4. Малий допустимий діапазон центрівок.
5. Мале плече вертикального оперення і його затінювання крилом, що призводить до незадовільних характеристик шляхової і поперечної стійкості, особливо на великих кутах атаки.
6. Літак безхвостої схеми неможливо вивести на надвеликі кути атаки і забезпечити великі швидкості гальмування.
7. Необхідність установлення хоч би невеликого за площею ПГО для забезпечення роздільного керування кутами атаки і тангажа. У цьому випадку "літаюче крило" перетворюється на “качку”.
8. Дуже великі нормальні перевантаження при польоті в турбулентній атмосфері через менше (порівняно з “качкою” і нормальною схемою) питоме навантаження на крило:

$$n_y^{турб} = 1 \pm \frac{Cy^{\alpha} VW}{16p}.$$

9. Неможливість реалізації крила зворотної стрілоподібності та змінної у польоті стрілоподібності.
10. Неможливість реалізації адаптивного профілю крила.

Перераховані недоліки безхвостої схеми літака зумовили перехід французьких конструкторів до літаків схеми “качка” (“Рафаль”).

Наведемо позитивні якості літаків нормальної схеми:

1. Великі значення надлишку тяги $P - X = P - q\,C_x\,S$ завдяки досить малій площі крила, тобто завдяки великому питомому навантаженню на крило. Із табл. 4.1 видно, що відношення C_x / p у всіх літаків нормальної схеми менше, ніж у літака безхвостої схеми (“Міраж 2000”). Це при однаковій величині тяги забезпечує літакам нормальної схеми великі значення $P - X$.
2. Літаки нормальної схеми мають хороші злітно-посадкові характеристики (ЗПХ) завдяки високим несучим якостям самого крила (мала стрілоподібність, велике подовження) і можливості використання ефективної механізації задньої і передньої кромок крила. Збільшенню C_y сприяє і застосування зависаючих елеронів під час зльоту-посадки і на маневрі.
3. Велике плече вертикального оперення забезпечує його ефективність і хороші штопорні характеристики.

4. Відмінна шляхова і поперечна стійкість літака нормальної схеми забезпечується ефективністю вертикального оперення, яке має велике плече і не затінюється крилом. Прикладом цього є унікальні маневрені характеристики винищувача Су-27.
5. Літаки нормальної схеми мають високу динамічну стійкість.
6. Завдяки великому питомому навантаженню на крило літак нормальної схеми має найменші перевантаження при польоті в турбулентній атмосфері.
7. Літаки нормальної схеми допускають широкий діапазон центрівок.
8. Легко досягаються дуже великі кути атаки і завдяки цьому – великі швидкості гальмування, що дає такому літаку великі переваги в ближньому повітряному бою.
9. Зручна реалізація крила змінної у польоті стрілоподібності і адаптивного профілю крила.
10. Можливість досягнення великих маневрених перевантажень:

$$n_y = 0{,}833\xi t_0 \sqrt{\frac{k_1\lambda}{k_2(1+\bar{S}_{фг})C_{x0}}}.$$

11. Літаки нормальної схеми мають великі значення параметрів k_1, λ і малі значення k_2 і $\bar{S}_{фг}$, тому при однакових з "літаючим крилом" значеннях тягоозброєності t_0 мають можливість досягти великих значень n_y.

Літаки нормальної схеми не позбавлені і ряду негативних властивостей:

1. Порівняно зі схемами “качка” і “літаюче крило” найбільші втрати на балансування. Для зменшення $C_{x\,бал}$ обов'язкове використання передніх кореневих напливів, скрученість крила, зменшення запасу поздовжньої статичної стійкості $m_z^{c_y}$ і та ін.
2. Складніше реалізація плоского сопла.
3. Вартість літака нормальної схеми більше, ніж вартість “безхвостки” за інших рівних умов.
4. Складніше реалізація роздільного керування кутами атаки α і тангажа θ. Для цього треба робити закінцівки крила, поворотні навколо осі Z, або встановлювати додаткове ПГО, як це зроблено на літаках Су-27М, Су-35/37.
5. Складніше реалізація малої помітності літака схемними методами. Важче заекранувати входи та виходи реактивних двигунів; вертикальне оперення також потрапляє в поле сигналів РЛС.

Незважаючи на перераховані недоліки нормальної схеми літака і враховуючи її переваги, фірма “Локхід” разом з фірмами “Боїнг” і “Дженерал Дайнемікс” розробила винищувач п'ятого покоління F-22 за нормальною схемою.

Декілька додаткових зауважень щодо винищувача F-22. Розроблявся цей винищувач за програмою ATF (Advanced Tactical Fighter), яка вимагала об'єднання високої маневреності, надзвукової крейсерської швидкості на нефорсованих режимах роботи двигунів, малої помітності для станцій радіолокації й інфрачервоного випромінювання. Зовнішні форми літака і двигуни вибрані близько до традиційних, що зайвий раз підтверджує еволюційний характер розвитку авіаційної техніки.

Реалізація високих маневрених характеристик винищувача завдяки тільки схемним рішенням (зовнішні форми та розміщення агрегатів літака), запасам поздовжньої статичної стійкості і керування вектором тяги неможливі без сучасного надзвичайно довершеного бортового радіоелектронного устаткування (БРЕУ).

Велике значення в створенні і серійному виробництві мають також вартість майбутнього літака і витрати на його обслуговування. Так, за підрахунками в 1990 році вартість літака вже була 43,5 млн дол., а прогнози на 2000 рік уже називали 64,4 млн дол. Вартість комплекту БРЕУ на кожному літаку досягла 1/3 від загальної вартості – 21,4 млн дол. Для зменшення вартості літака пішли на відмову від застосування деяких систем на початковому етапі його експлуатації, при цьому вартість БРЕУ зменшена до 11,4 млн дол.

4.3.3. Схема літака з крилом змінної у польоті геометрії

Для збільшення висот і швидкостей польоту з 60-х років минулого сторіччя велика увага приділяється крилам змінної геометрії і, зокрема, крилам змінної у польоті стрілоподібності. Такі крила мають позитивні властивості, що полягають в тому, що при зміні стрілоподібності від χ = 15° до χ = 70...75° у широкому діапазоні змінюються й інші геометричні параметри, а це викликає бажану зміну основних аеродинамічних характеристик крила і літака в цілому.

Крило змінної у польоті стрілоподібності (ЗПС) знайшло застосування на маневрених (F-111, F-14, "Торнадо", МіГ-23, МіГ-27) і неманеврених (бомбардувальниках В-1; Су-24; Ту-22М3, Ту-160) літаках.

За характерні розміри крила ЗПС можуть бути прийняті загальна теоретична площа S, середня аеродинамічна хорда b_a і розмах крила ℓ однією з можливих його конфігурацій, наприклад, при найменшому ($\chi = \chi' = \chi_{min}$) або найбільшому $\chi = \chi' = \chi_{max}$ куті стрілоподібності поворотної консолі. Хорди консолі поворотної частини змінюватимуться згідно із законом

$$b_k(\chi) = b_k' \frac{\cos\chi'}{\cos\chi}, \qquad (4.8)$$

де b_k' – хорда консолі при $\chi = \chi' = \chi_{min}$.

Через те, що будівельна висота консолі не залежить від її повороту, відносна товщина профілів змінюватиметься згідно із законом

$$\bar{c}_k(\chi) = \bar{c}_k' \frac{\cos\chi}{\cos\chi'}, \qquad (4.9)$$

де $\bar{c}_k'$ – відносна товщина профілів при $\chi = \chi' = \chi_{min}$.

Основні характерні розміри крила можуть бути виражені такими співвідношеннями:

$$S = S_ц + S_к ; \tag{4.10}$$

$$\ell = 2z_ш + \ell_{к.с}\cos\chi ; \tag{4.11}$$

$$b_a = \frac{1}{S}\left(S_ц b_{a.ц} + S_к b_{a.к}\right); \tag{4.12}$$

$$\lambda_к(\chi) = \lambda'_к\left(\frac{\cos\chi}{\cos\chi'}\right)^2, \tag{4.13}$$

де $S_ц$ – площа центроплана; $S_к$ – площа консолей; $2z_ш$ – розмах між шарнірами; $\ell_{к.с}$ – будівельний розмах консолей (двох); $b_{a.ц}$ і $b_{a.к}$ – середні аеродинамічні хорди центроплана і консолей; $\lambda'_к$ – подовження консолі при $\chi = \chi' = \chi_{min}$. Величини $S_к$, $b_{a.к}$ – функції кута стрілоподібності консолей.

З формули (4.11) легко бачити, що при малих значеннях χ величини $\ell(\chi)$ і $\lambda(\chi)$ змінюються мало і немає великої необхідності застосування χ' менше 15...20°. Це дає істотне конструктивне полегшення. Максимальний кут стрілоподібності поворотних консолей теж немає сенсу робити більше χ'' = 65...75°.

Величини C_y^{α}, C_{x0}, C_{xi} для крил ЗПС можуть бути обчислені за допомогою формул, наведених у попередніх розділах.

На характеристики поздовжньої стійкості літака з крилом ЗПС значно впливає положення осі шарніра і наявність передніх кореневих напливів. Цей вплив на $m_z^{c_y}$ при повороті консолі показано на рис. 4.90.

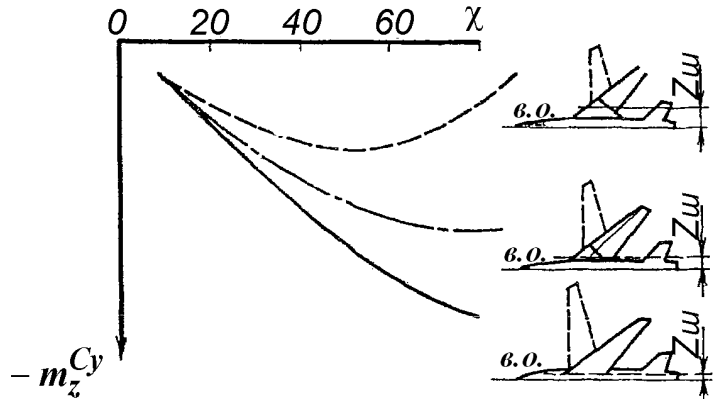


Рис. 4.90. Вплив напливів на $m_z^{c_y}$ при зміні χ консолей,
в.о. – вісь обертання консолі

Слід ураховувати, що пружна деформація крила у польоті (збільшення прогину крила і закручування кінцевих перерізів крила) приводить до переміщення фокуса крила вперед, як це показано на рис. 4.91, де зображено залежність переміщення

фокуса крила назад при переході з дозвукового режиму польоту на надзвуковий режим від кута повороту консолей для жорсткого і пружного крил.

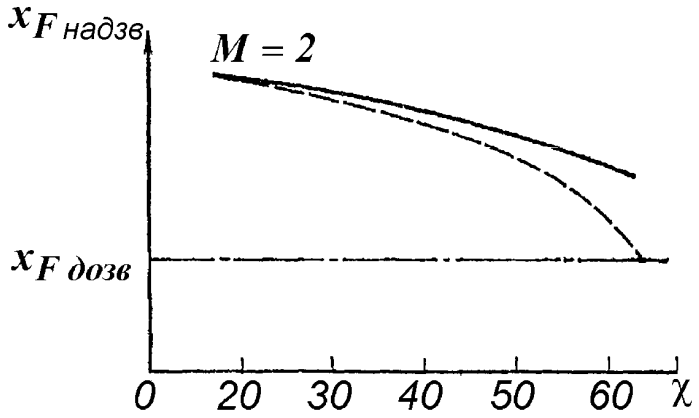


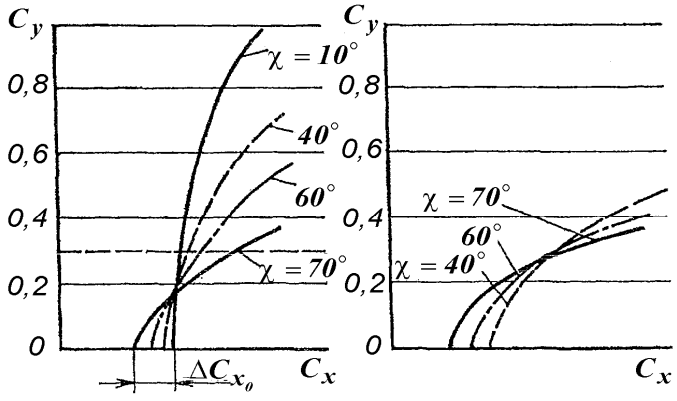
Рис. 4.91. Вплив пружної деформації крила на положення фокуса крила залежно від кута стрілоподібності консолі при $M = 2$:

——— – жорстке крило;

– – – – – – – пружні деформації, враховані у польоті

Таким чином, підбираючи форму крила в плані з кореневими напливами і вибираючи необхідну жорсткість консолей на вигин і закручування (забезпечуючи мінімальний запас $V_{крит}$ флатера, можна отримати майже незмінну величину $m_z^{c_y}$ у всьому діапазоні швидкостей (дозвукових і надзвукових).

Відповідно до формули (4.9) при повороті консолі зменшуються відносна товщина і відносна вгнутість профілів консолі. Це приводить до зменшення величини C_{x0}, унаслідок чого поляри літака змінюються так, як це показано на рис. 4.92.



а б

Рис. 4.92. Поляри літака при різних кутах повороту консолі: а – дозвукові швидкості польоту; б – надзвукові швидкості польоту

Аналіз цих поляр показує, що поворот консолей на максимальний кут стрілоподібності χ'' забезпечує літаку з крилом ЗПС кращі швидкісні характеристики на надзвукових швидкостях польоту, а поворот консолі на мінімальний кут χ' – кращі злітно-посадкові характеристики. Підрахунки показують, що при мінімальних кутах

стрілоподібності подовження крила зростає приблизно в 2–3 рази від λ = 2,5 до λ = 5…7 і Cy збільшується в 2-2,5 раза. Збільшення Cy приводить до зменшення $V_{відр}$ і $V_{пос}$ на 29...35%, а $L_{розб}$ і $L_{проб}$ – в 2–2,5 раза.

Крило змінної у польоті стрілоподібності забезпечує і вища середня аеродинамічна якість при польоті на змішаному крейсерському режимі (дозвуковому – надзвуковому). Залежність аеродинамічної якості від кута стрілоподібності і числа M показана на рис. 4.93.

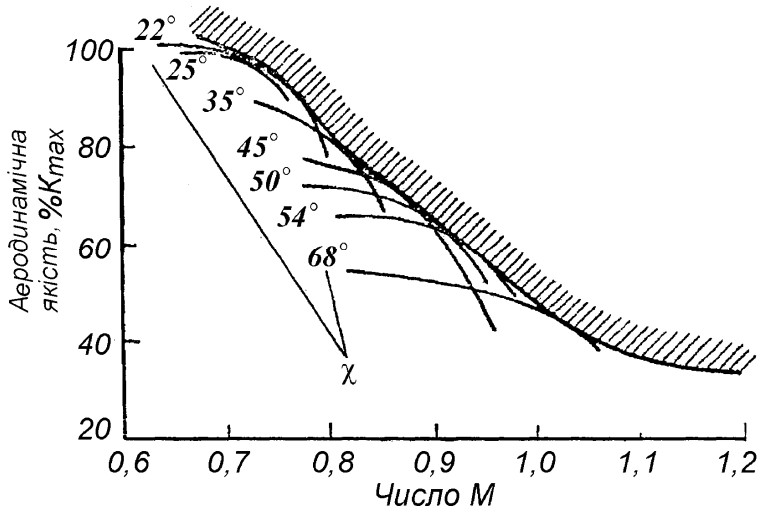


Рис. 4.93. Обвідна сім'ї кривих залежності аеродинамічної якості від числа M при різних кутах стрілоподібності крила

Наприклад, літак здійснює політ $0{,}4L$ на дозвуковій швидкості і $0{,}6L$ на надзвуковій швидкості. Літак з крилом фіксованої геометрії матиме $K_{M<1}$ = 10; $K_{M>1}$ **= 7**, літак з крилом ЗПС, відповідно, – $K_{M<1}$ **= 15**; $K_{M>1}$ **= 7**, і тоді

$$K_{сер.\,ф.к} = 10x0{,}4+7x0{,}6=8{,}2;$$

$$K_{сер.\,ЗПС} = 15x0{,}4+7x0{,}6=10{,}2.$$

Отже, літак з крилом ЗПС матиме середню аеродинамічну якість на 25 % більше і за формулою

$$L = \frac{K \times 3{,}6aM}{C_p} \ln \frac{1}{1-\overline{m}_П},$$

за інших однакових умов – велику на 25% дальність польоту.

Політ на гранично малих висотах характерний тим, що число вертикальних поривів вітру, які зустрічає літак, в 103 рази більше, ніж при польоті на висотах H = 10000...14000 м. Перевантаження, яке діє на літак при зустрічі з вертикальним поривом вітру, визначають як

$$\Delta n_y^{турб} = \frac{C_y^{\alpha} WV}{16p}.$$

Раніше було показано, що подовження крила ЗПС при збільшенні кута χ зменшується і, отже, зменшується величина C_y^{α}. Це дозволяє при польоті на малих висотах при $\chi = \chi'' = \chi_{max}$ істотно зменшити величини нормальних перевантажень (рис. 4.94), забезпечуючи при цьому підвищення працездатності екіпажу і значне підвищення ресурсу літака за втомною міцністю.

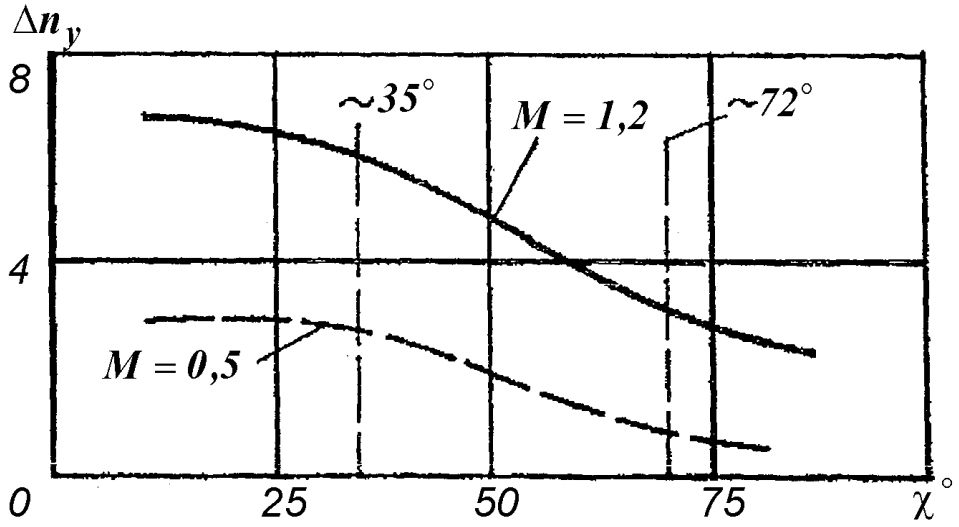


Рис. 4.94. Вплив стрілоподібності консолі χ на перевантаження літака при вертикальному пориві повітря

Поліпшення аеродинамічних характеристик літака з крилом ЗПС супроводжується, на жаль, підвищенням відносної маси конструкції $\Delta\overline{m}_{кон}$ на 3,5... 4,5 %. Це збільшення відносної маси обумовлено наявністю поворотних вузлів і механізмів консолей, ускладненням системи керування елеронами і закрилками. Підвищуються трудовитрати на технічне обслуговування літака і знижується його надійність. Застосування крила ЗПС у кожному конкретному випадку потребує дуже ретельного аналізу і досить об'ємних попередніх досліджень і опрацьовувань можливих кінцевих результатів проекту.

На завершення відзначимо, що вибір схеми літака є складним творчим процесом, в якому більше, ніж хоч би де, розкриваються всі знання, досвід і здібності конструктора, його прагнення досягти самих кращих результатів.

Глава 5. ВИЗНАЧЕННЯ МАСИ ЛІТАКА І ОСНОВНИХ ЙОГО ПАРАМЕТРІВ

5.1. РОЗРАХУНОК МАСИ ЛІТАКА В НУЛЬОВОМУ НАБЛИЖЕННІ

Визначення (або розрахунок) маси літака починається тільки після вибору схеми літака, оскільки маса його складових частин значною мірою залежить від їх зовнішніх форм, розмірів і взаємного розташування. Так, зовнішні форми крила, оперення, фюзеляжу, як це було показано у розд. 3 і 4, впливають на величини коефіцієнтів лобового опору C_x і піднімальної сили C_y. Від величини C_x і C_y залежать тяга або потужність двигунів і, як наслідок, маса силової установки і палива. Геометричні характеристики крила λ, $\bar{c}$, χ..., оперення і т.п. впливають прямо на масу крила, оперення та ін.

Але проектування передбачає і пошуки найбільш прийнятної (найбільш ефективної) схеми літака. У цьому випадку мають виконуватися розрахунки маси літака різних схем на конкурсній основі за наперед визначеним критерієм оцінювання літака в цілому. Отже, передбачається багатоваріантний пошук схеми літака, який задовольняє поставленим вимогам.

Нижче запропоновано метод визначення маси літака, в якому як критерій оптимальності буде прийнято мінімальну злітну масу при забезпеченні основних тактико-технічних вимог, наприклад, для пасажирського літака – крейсерський політ із певною швидкістю на заданій висоті, безпека продовженого зльоту і довжина розгону перед зльотом. Варіанти схем літаків у цьому методі передбачають різне розміщення крила на фюзеляжі (з високорозташованим крилом, з низькорозташованим крилом), оперення (на фюзеляжі, Т-подібне), різна кількість і розташування двигунів, різні форми крила, його механізація λ, $\bar{c}$, χ, η, $\bar{\ell}_з$, $\bar{b}_з$, $\delta_з$.

Очевидно, що все це ускладнює розрахунки маси літака. Складність розрахунку маси літака в процесі проектування пояснюється ще і тим, що на початкових етапах проектування літака, який не має прототипів, важко або неможливо врахувати всі вимоги до конструкції і умови її експлуатації; недостатня кількість надійних початкових даних; змінюються деякі вимоги в процесі самого проектування. Труднощі посилюються ще і тим, що маса конструкції та інших складових самі залежать від величини злітної маси літака. Конструктору із самого початку доводиться мати справу з суперечністю: злітну масу неможливо визначити, не визначивши маси всіх складових, а масу кожної зі складових неможливо визначити, не маючи злітної маси. Так, наприклад, для визначення маси конструкції літака $m_{кон}$ також необхідно визначити злітну масу m_0, оскільки достатньо точне визначення маси конструкції $m_{кон}$ є можливим лише

тоді, коли відомі основні розміри літака; розміри ж можна визначити тільки виходячи з маси літака $\boldsymbol{m_0}$.

Доводиться йти методом послідовних наближень (методом ітерацій), застосовувати спочатку наближені, а потім все більш уточнені методи та формули для розрахунків.

Ці ітерації об'єктивно пов'язані з етапами проектування, такими, як аванпроект, ескізний проект, технічний і робочий проекти літака.

Щоб виконати розрахунок злітної маси літака і з єдиних позицій її аналізувати, необхідно перш за все встановити, з яких складових вона складається, тобто необхідно класифікувати масу літака.

Класифікація маси літака (вагова класифікація), як і кожна інша, є умовною.

До групи “конструкція літака” відносяться:

- крило з герметизацією паливних відсіків;
- фюзеляж з підлогою, перегородками, герметизацією відсіків, рамами, люками, гондолами шасі, щитками гальмування (на маневрених літаках);
- оперення з форкілями, гребенями і шайбами;
- злітно–посадкові пристрої (шасі) з циліндрами прибирання, гальмівними парашутами;
- забарвлення поверхні літака.

До групи “силова установка” відносяться:

- двигуни (основні, допоміжні, піднімальні, прискорювачі) з системами реверсу, глушення шуму, керування вектором тяги, літаковими агрегатами двигунів;
- повітряні гвинти, коки;
- пілони, капоти, мотори;
- повітрозабірники (на літаках із двигунами всередині фюзеляжу масу повітропроводів, конструктивно пов'язаних із фюзеляжем, слід відносити до групи “конструкція літака”), механізми і стулки регулювання сопла;
- системи двигунів (запуску, регулювання повітрозабірників і сопел, охолоджування, гасіння пожеж, керування, протиобліднювальна та маслосистема);
- паливна система, включаючи баки з протекторами, арматуру установки баків, систему подачі палива, систему аварійного зливу палива, дренажну систему, систему нейтрального газу, систему автоматичного керування витратою палива, систему заправки паливом у повітрі та на землі.

До групи “обладнання і керування” відносяться:

- гідросистема з джерелами енергії, арматурою, баками, комунікаціями, робоча рідина, кріплення і експлуатаційні пристрої;
- пневматична система з джерелами енергії, арматурою, комунікаціями, балонами, робочі механізми;
- електрообладнання (генератори, акумулятори, перетворювачі, електропроводка, апаратура, кріплення, комутаційні пристрої);
- керування літаком: керування рулем та елеронами; керування закрилками,

передкрилками, інтерцепторами; керування іншими механізмами і агрегатами (крім силової установки);

- радіообладнання: зв'язок, радіонавігаційне і радіолокаційне обладнання, системи автоматичного зльоту і посадки;
- аеронавігаційне обладнання; протиобліднювальна система; система тепло- та звукоізоляції кабін і відсіків приладів;
- система життєзабезпечення і побутове обладнання;
- спеціальне обладнання, озброєння і бронювання.

Маса рідин і газів у системі обладнання, які не витрачаються у польоті, відносяться до маси даної групи.

Технічні рідини, які витрачаються у польоті, наприклад, рідина для протиобліднювальнної системи, відносяться до групи “спорядження і стандартне навантаження”.

До цієї групи також входять:

- екіпаж (льотчики і бортпровідники); парашути екіпажу (на військових і спортивних літаках);
- особисті речі та багаж екіпажу;
- невикористане паливо;
- масло для силових установок;
- знімне обладнання буфетів, гардеробів, туалетів, посуд, килими, штори і т.п.;
- вода і хімічна рідина для туалетів;
- аварійно-рятівне оснащення (човни, пояси, аварійні паяння, переносна апаратура, аварійні трапи);
- стандартне навантаження (трапи, сходи, чохли, інструмент, запасні частини, сигнальні ракети і т.п.);
- додаткове обладнання (підвісні та додаткові баки без палива, підвіски спеціальних вантажів, знімна броня).

До корисного навантаження (комерційного, платного) слід відносити тільки цільове навантаження, заради транспортування якого і створюється літак.

Для пасажирських літаків комерційне (цільове) навантаження – це пасажири з їх багажем; для транспортних (вантажних) літаків – це вантаж, який транспортується; для бойових літаків бойове навантаження – це боєкомплект для озброєння (снаряди), ракети, бомби та ін.

Розрахункова маса складається з маси порожнього літака і маси повного навантаження (рис. 5.1).

Злітна маса літака є сумою

$$m_0 = m_{кон} + m_{с.у} + m_п + m_{об.кер} + m_{сл} + m_{ц.н}, \qquad (5.1)$$

де $m_{кон} = f_1\,(m_0$, параметри крила, оперення...) – маса конструкції;

$m_{с.у} = f_2\,(m_0$, параметри силової установки) – маса силової установки;

$m_п = f_3(m_0, V, L, H, c_p, K$, режим польоту) – маса палива;

$m_{об.кер} = f_4(m_0$, параметри обладнання і всього літака) – маса обладнання і системи керування;

$m_{сл}$ = const – відоме службове навантаження і спорядження;

$m_{ц.н}$ = const – задане цільове навантаження.

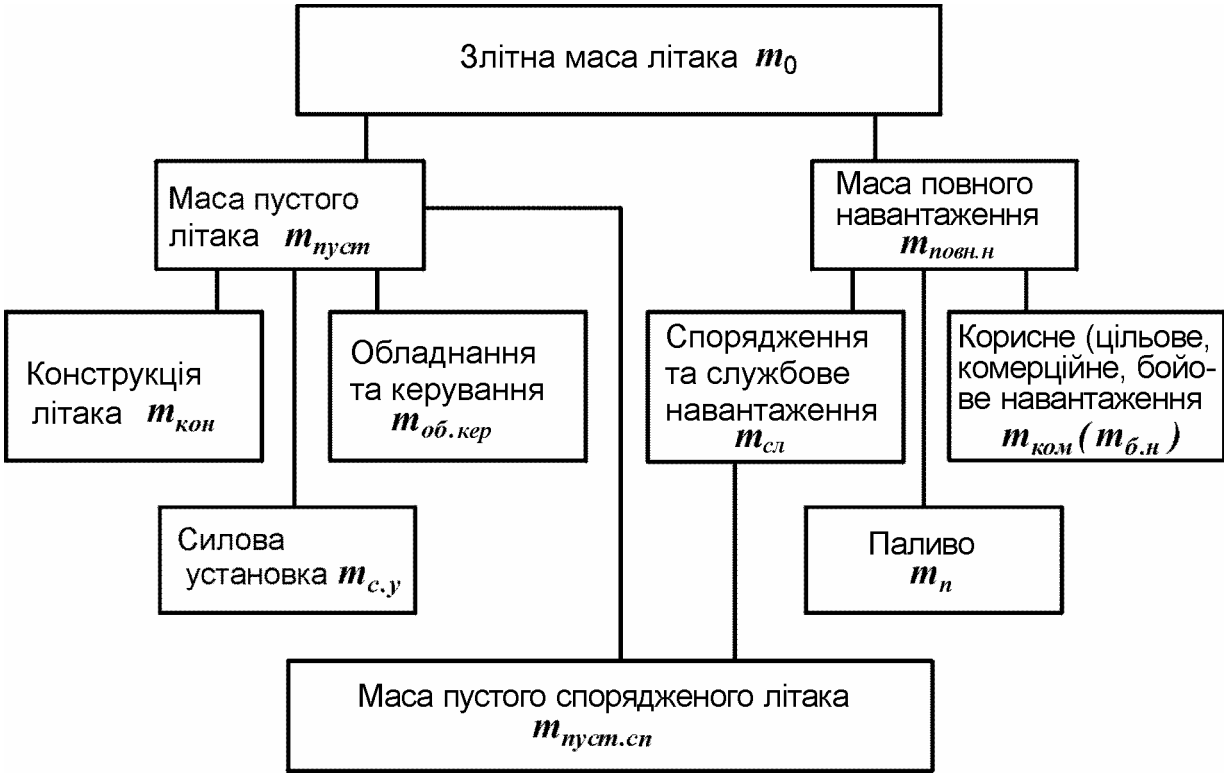


Рис. 5.1. Розподіл злітної маси літака

Залежність $m_{кон}$, $m_{с.у}$, $m_{об.кер}$ від m_0 дуже сильна і складна, залежність $m_п$ від m_0 є практично лінійною. В результаті виходить складне трансцендентне рівняння, яке не можна вирішити відносно m_0 в явному (кінцевому) вигляді. Вихід із цього скрутного положення при розрахунку злітної маси нульового наближення є таким.

Щоб зменшити вплив m_0, поділимо обидві частини (5.1) на m_0:

$$1 = \overline{m}_{кон} + \overline{m}_{с.у} + \overline{m}_{об.кер} + \overline{m}_п + \frac{m_{ком} + m_{сл}}{m_0}. \qquad (5.2)$$

Відносні величини, такі, як $\overline{m}_{кон}$, $\overline{m}_{с.у}$, $m_{об.кер}$ менше залежать від m_0, чим їх абсолютні значення; $\overline{m}_п$ не залежить від m_0.

Якщо прийняти ($\overline{m}_{кон}$, $\overline{m}_{с.у}$, $m_{об.кер}$, $\overline{m}_т$) = const із статистики (табл. 5.1), то з (5.2) отримаємо злітну масу в нульовому наближенні m_0^0:

$$m_0^0 = \frac{m_{ком} + m_{сл}}{1 - \left(\overline{m}_{кон} + \overline{m}_{с.у} + \overline{m}_{п} + \overline{m}_{об.кер}\right)}. \qquad (5.3)$$

Значення $\overline{m}_{п}$ з табл. 5.1 може бути скоректовано в кожному окремому випадку за формулою нульового наближення:

$$\overline{m}_{п} \approx a + b\frac{L_р}{V_{крейс}}, \qquad (5.4)$$

де $L_р$ – у км; $V_{крейс}$ – у км/год;

a = 0,04 ... 0,05; b = 0,04 для літаків з ТГД;

b = $5 \cdot 10^{-2}$ ... $2{,}286 \cdot 10^{-6} \cdot L_р$ для літаків з ТРДД;

для надзвукових літаків a = 0,06...0,07; b = 0,14 ... 0,15.

Менші цифри в коефіцієнтах a і b належать літакам з більшою масою і дальністю польоту.

Отримана маса літака m_0^0 в нульовому наближенні надалі використовується як початкові дані для розрахунків першого наближення.

Таблиця 5.1

Відносні маси конструкції, силової установки, обладнання і керування, а також палива літаків звичайного зльоту і посадки

Призначення літака		$\overline{m}_{кон}$	$\overline{m}_{с.у}$	$\overline{m}_{об.кер}$	$\overline{m}_{п}$
Дозвукові пасажирські магістральні	легкі	0,30 ... 0,32	0,12 ... 0,14	0,12 ... 0,14	0,18 ... 0,22
	середні	0,28 ... 0,30	0,10 ... 0,12	0,10 ... 0,12	0,26 ... 0,30
	важкі	0,25 ... 0,27	0,08 ... 0,10	0,09 ... 0,11	0,35 ... 0,40
Надзвукові пасажирські		0,20 ... 0,24	0,08 ... 0,10	0,07 ... 0,09	0,45 ... 0,52
Багатоцільові для місцевих авіаліній		0,29 ... 0,31	0,14 ... 0,16	0,12 ... 0,14	0,12 ... 0,18
Спортивно-пілотажні		0,32 ... 0,34	0,26 ... 0,30	0,06 ... 0,07	0,10 ... 0,15
Сільськогосподарські спеціалізовані		0,24 ... 0,30	0,12 ... 0,15	0,12 ... 0,15	0,08 ... 0,12
Легкі гідролітаки		0,34 ... 0,38	0,12 ... 0,15	0,12 ... 0,15	0,10 ... 0,20
Мотопланери		0,48 ... 0,52	0,08 ... 0,10	0,06 ... 0,08	0,08 ... 0,12
Винищувачі		0,28 ... 0,32	0,18 ... 0,22	0,12 ... 0,14	0,25 ... 0,30
Бомбардувальники	легкі	0,26 ... 0,28	0,10 ... 0,12	0,10 ... 0,12	0,35 ... 0,40
	середні	0,22 ... 0,24	0,08 ... 0,10	0,07 ... 0,10	0,45 ... 0,50
	важкі	0,18 ... 0,20	0,06 ... 0,08	0,06 ... 0,08	0,55 ... 0,60
Військово-транспортні та вантажні	легкі	0,30 ... 0,32	0,12 ... 0,14	0,16 ... 0,18	0,20 ... 0,25
	середні	0,26 ... 0,28	0,10 ... 0,12	0,12 ... 0,14	0,25 ... 0,30
	важкі	0,28 ... 0,32	0,08 ... 0,10	0,06 ... 0,08	0,30 ... 0,35

5.2. РОЗРАХУНОК МАСИ ЛІТАКА В ПЕРШОМУ НАБЛИЖЕННІ

5.2.1. Метод розрахунку

Викладений нижче розрахунок маси літака в першому наближенні m_0^I призначений в основному для студентів авіаційних вузів. Він також може бути використаний в попередньому (передескізному) проектуванні літаків, при складанні технічних завдань (ТЗ), аванпроектів і т.п. Пропонований метод відрізняється від викладеного в [14, 50] тим, що передбачає визначення мінімальної злітної маси літака залежно від питомого навантаження на крило p і геометричних параметрів крила λ, $\bar{c}$, χ, η, $\bar{\ell}_з$, $\bar{b}_з$, $\delta_з$. Це значною мірою обумовлено широкими можливостями сучасних ЕОМ, на що і орієнтований метод.

Для розрахунку маси літака в першому наближенні використовують формулу, отриману на основі рівняння балансу мас:

$$m_0^I = \frac{m_{ком} + m_{об.кер} + m_{сл}}{1 - \left(\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{с.у} + \bar{m}_п\right)}, \qquad (5.5)$$

де $m_{ком}$ – маса комерційного (цільового) навантаження, задана в технічному завданні, кг;

$m_{об.кер} + m_{сл} = m_{ек}$ – маса екіпажу, обладнання і стандартного навантаження (формули для обчислення цієї маси будуть наведені далі);

$\bar{m}_{кон}$, $\bar{m}_{с.у}$, $\bar{m}_п$ – відносні маси конструкції, силової установки і палива, які підлягають визначенню залежно від основних енергетичних, вагових і геометричних параметрів літака і заданих у ТЗ висоти, швидкості, дальності польоту, довжини розгону перед зльотом і т.п.

Отже, суть пропонованого методу полягає в аналітичних розрахунках величин $m_{об.кер}$, $\bar{m}_{кон}$, $\bar{m}_{с.у}$, $\bar{m}_п$ і далі – визначенні таких значень $\bar{m}^*_{кон}$, $\bar{m}^*_{с.у}$, $\bar{m}^*_п$ і відповідних питомому навантаженню на крило p^* параметрів крила, які забезпечують мінімальну величину m_0^I.

Залежність відносної маси конструкції від питомого навантаження на крило і, наприклад, подовження крила $\bar{m}_{кон} = f(p, \lambda)$ має вигляд, показаний на рис. 5.2.

Для літаків всіх типів розрахунки відносної маси силової установки $\bar{m}_{с.у}$ виконують за формулою

$$\bar{m}_{с.у} = R\gamma_{дв}t_0 \ (p \text{, ТТВ, схема}), \qquad (5.6)$$

де R – коефіцієнт, який враховує зростання маси силової установки порівняно з масою двигуна;

$\gamma_{дв}$ – питома вага двигуна;

t_0 (p, ТТВ, схема) – стартова тягоозброєність літака (для літаків з ТВД – енергоозброєність).

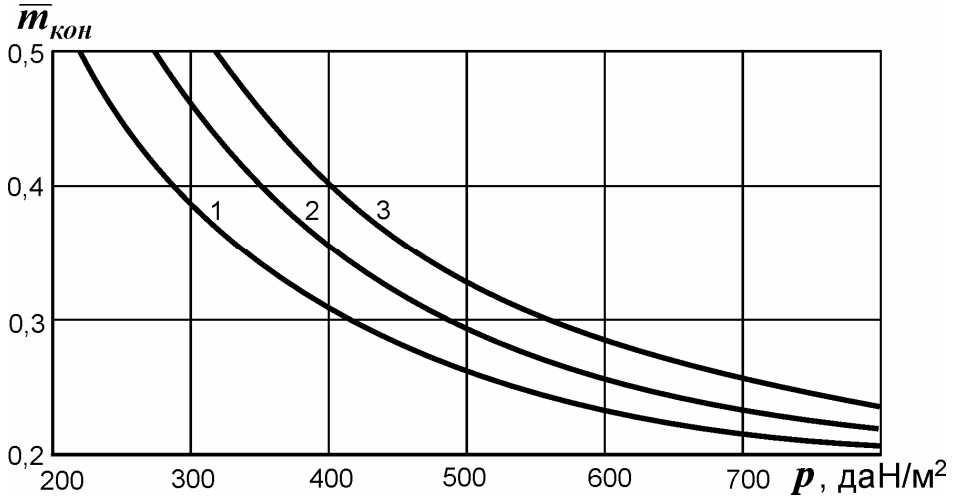


Рис. 5.2. Залежність відносної маси конструкції літака $\overline{m}_{кон}$ від питомого навантаження p і подовження крила λ:
1 – λ = 6; 2 – λ = 8; 3 – λ = 10

Залежності відносних мас силової установки $\overline{m}_{с.у} = f(p, \lambda)$ і палива $\overline{m}_{п} = f(p, \lambda)$ від питомого навантаження на крило і подовження крила показані на рис. 5.3 і 5.4.

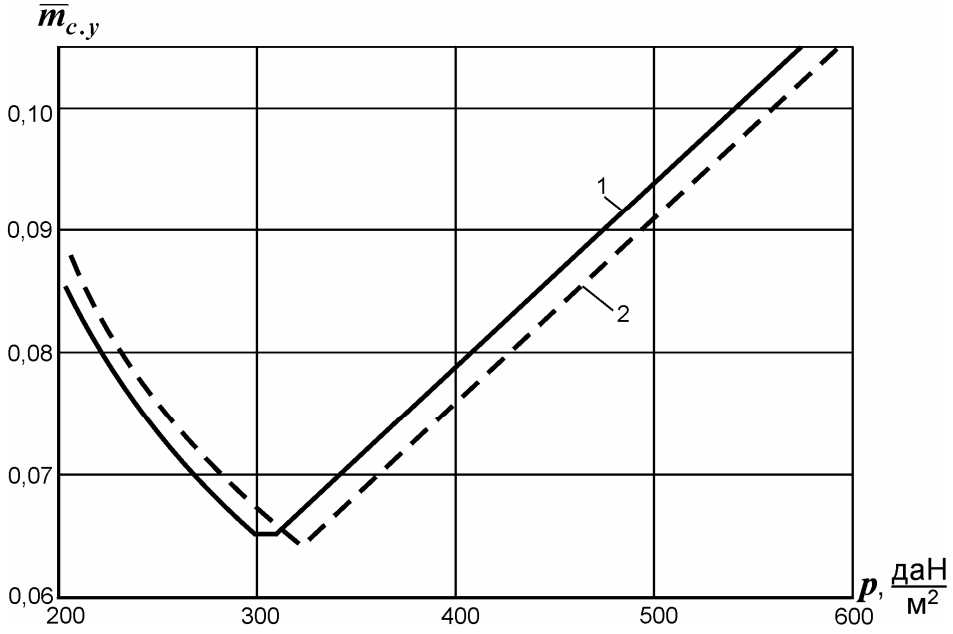


Рис. 5.3. Залежність відносної маси силової установки $\overline{m}_{с.у}$ від подовження λ і питомого навантаження на крило p: 1 – λ = 6; 2 – λ = 10

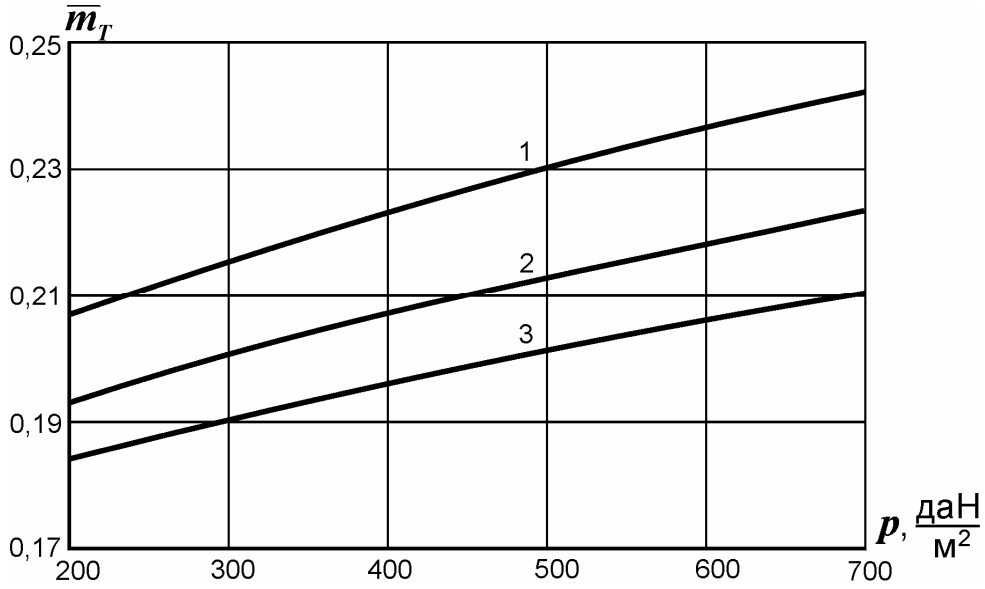


Рис. 5.4. Залежність відносної маси палива $\overline{m}_n$
від подовження λ і питомого навантаження p:
1 – λ = 6; 2 – λ = 8; 3 – λ = 10

Тоді при $m_{ек} = m_{сл} + m_{об.кер} + m_{ком}$ = const залежність $m_0^I = f(p, \lambda)$ має вигляд, показаний на рис. 5.5.

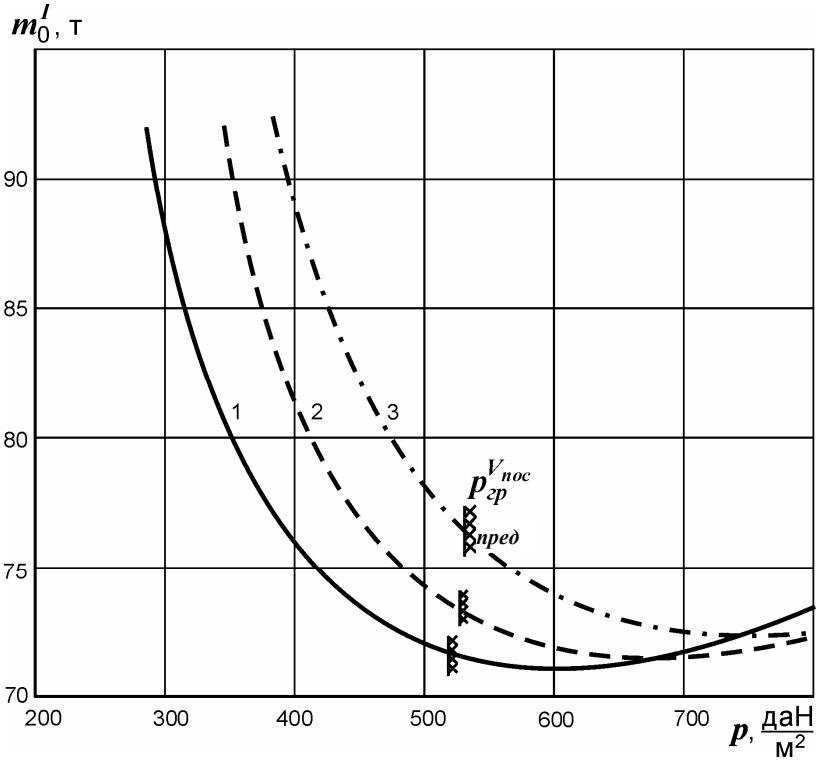


Рис. 5.5. Злітна маса літака $m_0 = f(p, \lambda)$:
1 – λ = 6; 2 – λ = 8; 3 – λ = 10

Таким чином, запропонованим методом визначається мінімальна злітна маса літака $m_{0\min}^{I}$, відповідне їй оптимальне питоме навантаження на крило $p_{опт}$ і оптимальне подовження крила $\lambda_{опт}$. Як уже наголошувалося вище, можуть бути визначені оптимальні значення відносної товщини крила $\bar{c}_{опт}$, стрілоподібності $\chi_{опт}$, звуження $\eta_{опт}$. Мінімальна злітна маса літака може бути визначена для різних значень відносного розмаху закрилка $\bar{l}_з$, відносної хорди закрилка $\bar{b}_з$, кута відхилення закрилка $\delta_з$.

5.2.2. Розрахунок коефіцієнта піднімальної сили і аеродинамічної якості літака при зльоті

Величина потрібної тягоозброєності літака залежить від питомого навантаження на крило p, схеми літака (в першу чергу – параметрів крила) і тактико-технічних вимог (ТТВ). Для всіх типів літаків без виключення величина стартової тягоозброєності має забезпечити задану довжину розгону перед зльотом L_p, тобто певні умови базування літака. З формули (3.66) розд. 3 отримаємо

$$t_{0p} = \frac{1}{\xi_{зл}}\left[\frac{0{,}832p}{L_p C_{y\,зл}} + \frac{1}{3}\left(\frac{1}{K_{зл}} + 2f\right)\right]. \qquad (5.7)$$

У формулу (5.7) входять коефіцієнт піднімальної сили $C_{y\,зл}$ і аеродинамічна якість літака $K_{зл}$ при зльоті. Нижче наведені формули для визначення $C_{y\,зл}$ і $K_{зл}$, які використовуються в розрахунках t_{0p} і $\overline{m}_{c.y}$ літаків всіх типів.

Формула для визначення коефіцієнта піднімальної сили при зльоті літака має вигляд

$$C_{y\,зл} = C_{y\,кр.зл}\left(1 + \Delta\overline{C}_y \frac{\delta_{з.зл}}{\delta_{з.табл}} \cdot \frac{\bar{b}_з}{\bar{b}_{з.табл}} \bar{S}_{мех.зл} \cos^2 \chi_{0,75}\right) + \qquad (5.8)$$
$$+ \Delta C_{y\,зем} + \Delta C_{y\,обд},$$

де $C_{y\,кр.зл}$ – коефіцієнт піднімальної сили крила без використання механізації:

$$C_{y\,кр.зл} = C_y^{\alpha}\alpha_{зл}; \qquad (5.9)$$

$\alpha_{зл}$ – кут атаки крила при відриві під час зльоту, град;

C_y^{α} – похідна коефіцієнта піднімальної сили крила по куту атаки, 1/град,

$$C_y^{\alpha} = \frac{0{,}11 - 0{,}029\sqrt[4]{\bar{c}}}{\frac{1}{\cos\chi_{0,25}} + \frac{2}{\lambda}}; \qquad (5.10)$$

$\Delta\overline{C}_y$ – приріст коефіцієнта піднімальної сили за рахунок використання механізації крила (величина $\Delta\overline{C}_y$ залежить від типу механізації);

$\delta_{з.зл}$ – кут відхилення закрилка при зльоті, град;

$\delta_{з.табл}$ – кут відхилення закрилка табличний, град;

$\overline{b}_з$ – відносна хорда закрилка, встановленого на літаку;

$\overline{b}_{з.табл}$ – відносна хорда закрилка, таблична;

$\overline{S}_{мех.зл}$ – відносна площа крила, яка обслуговується механізацією в злітному положенні:

$$\overline{S}_{мех.зл} = \left[\frac{2\eta - \overline{\ell}_з(\eta-1)}{\eta+1} + k_з\right]\overline{\ell}_з + k_{пр}\overline{\ell}_{пр}, \qquad (5.11)$$

де $\eta = b_0/b_к$ – звуження крила;

b_0 – коренева хорда крила;

$b_к$ – кінцева хорда крила;

$\overline{\ell}_з$ – відносна довжина (розмах) закрилка;

$k_з$ – якість закрилка;

$\overline{\ell}_{пр}$ – відносний розмах передкрилка;

$k_{пр}$ – якість передкрилка;

$\chi_{0,25}$, $\chi_{0,75}$ – стрілоподібність крила в градусах, відповідно, по 0,25 і 0,75 хорди;

$\Delta C_{y\,зем}$ – приріст C_y за рахунок впливу близькості землі:

$$\Delta C_{y\,зем} = 0{,}313 - 0{,}237\overline{h} + 0{,}0572\left(\overline{h}\right)^2, \qquad (5.12)$$

де $\overline{h} = h/b_{сах}$ – відносна висота розташування крила;

h – відстань від хвостика $b_{сах}$ до землі;

$b_{сах}$ – середня аеродинамічна хорда крила;

$\Delta C_{y\,обд}$ – приріст C_y за рахунок обдування крила повітряними гвинтами (тільки для літаків з гвинтовими двигунами; для всіх інших $\Delta C_{y\,обд}$=0):

$$\Delta C_{y\,обд} = 1{,}13\overline{S}_{обд}; \qquad (5.13)$$

$\overline{S}_{обд}$ – відносна площа крила, яка обдувається гвинтами двигунів:

$$\overline{S}_{обд} = \left(1 + \overline{x}\frac{\eta-1}{\eta+1}\right)\left(1-\overline{x}\right); \qquad (5.14)$$

$$\bar{x} = 1 - \frac{d_в}{\ell} n_{дв}, \qquad (5.15)$$

де $d_в$ – діаметр гвинта, м;

ℓ – розмах крила, м;

$n_{дв}$ – кількість двигунів, установлених на крилі літака.

Якщо діаметр гвинта, м, невідомий, його можна визначити за статистичною формулою для трьох-, і шестилопатевого гвинта:

$$d_в = \sqrt[4]{\frac{N}{8{,}1}}, \qquad (5.16)$$

де N – потужність одного двигуна, кВт.

За формулою (5.8) у разі потреби можна визначити і коефіцієнт піднімальної сили при посадці. У цьому випадку треба брати $\alpha_{пос}$, $\delta_{з.пос}$, $\bar{S}_{мех.пос}$.

Результати розрахунку $C_{y\,зл}$ за формулою (5.8) показані на рис. 5.6.

Аеродинамічну якість літака при зльоті розраховують за формулою

$$K_{зл} = \frac{C_{y\,зл}}{C_{y\,зл}}, \qquad (5.17)$$

$$C_{x\,зл} = C_{x0\,зл} + \Delta C_{x\,ш} + \Delta C_{x\,закр} + A_{зем} C^2_{y\,зл}, \qquad (5.18)$$

де $C_{x0\,зл}$ – коефіцієнт лобового опору літака при нульовій піднімальній силі (C_y=0) для числа Маха, яке відповідає швидкості відриву ($M_{відр}$) при зльоті;

$\Delta C_{x\,ш}$ – приріст коефіцієнта лобового опору літака від випущеного шасі;

$\Delta C_{x\,закр}$ – приріст коефіцієнта лобового опору літака за рахунок випущених закрилків;

$A_{зем}$ – коефіцієнт відвала поляри з урахуванням впливу близькості землі;

$$C_{x\,зл} = C_{x0\,зл} + \Delta C_{x\,ш} + \Delta C_{x\,закр} + A_{зем} C^2_{y\,зл}; \qquad (5.19)$$

$C_{x\,кр.зл}$, $C_{x\,ф.зл}$ – коефіцієнти лобового опору крила і фюзеляжу при зльоті – можуть бути визначені з аеродинамічних продувань, льотних експериментів літаків аналогічних схем або розрахунковим шляхом.

Для розрахунків $\Delta C_{x\,ш}$ згідно з обробкою статистичних даних сучасних літаків можна прийняти:

$$\Delta C_{x\,ш} = 0{,}012 + 0{,}1 C_{x0\,зл}; \qquad (5.20)$$

$$\Delta C_{x\,закр} = \bar{S}_{мех.зл}\left(6\bar{b}_з - 0{,}22\right)\left(6{,}34 \cdot 10^{-4}\delta_{з.зл} + 2{,}44 \cdot 10^{-5}\delta^2_{з.зл}\right); \qquad (5.21)$$

$$A_{зем} = \frac{2{,}8k_2\left(1+\bar{S}_{фг}\right)}{k_1\lambda\left(\bar{\ell}+7{,}4\right)}; \qquad (5.22)$$

$$k_1 = 1 + 6{,}667\cdot 10^{-4}\chi^{\circ}_{0{,}25} - 7{,}728\cdot 10^{-5}\left(\chi^{\circ}_{0{,}25}\right)^2; \qquad (5.23)$$

$$\left.\begin{aligned} k_2 &= 2{,}7/\lambda + 0{,}95\lambda \quad \text{при} \quad \lambda \le 6\,, \\ k_2 &= 1{,}02 \quad\quad\quad\quad\;\; \text{при} \quad \lambda > 6\,. \end{aligned}\right\} \qquad (5.24)$$

У формулах (5.19) – (5.24) прийняті позначення:

$k_{оп}$ – коефіцієнт, що враховує збільшення лобового опору літака за рахунок оперення; у першому наближенні можна прийняти $k_{оп} = 1 + \bar{S}_{г.о} + \bar{S}_{в.о}$;

$k_{мід} = \dfrac{m_0^0 g}{10\sum S_{мід}}$, даН/м^2, – навантаження на міделі, $\sum S_{мід}$ – сума міделевих перерізів фюзеляжу, гондол двигунів, гондол шасі;

$\bar{S}_{фг}$ – відносна площа крила, зайнята фюзеляжем, гондолами двигунів, гондолами шасі;

k_1 – коефіцієнт, що враховує вплив стрілоподібності крила на величину ефективного подовження;

k_2 – коефіцієнт, що враховує вплив величини геометричного подовження на ефективне подовження;

$\bar{\ell} = \ell/h$ – відносний розмах крила (ℓ – розмах крила; h – висота від землі до хвостика $b_{сах}$), беручи до уваги формули (5.19) – (5.24);

$$C_{x\,зл} = 0{,}012 + 1{,}1C_{x\,0\,зл} + \Delta C_{x\,закр} + A_{зем}C^2_{y\,зл}. \qquad (5.25)$$

Формування початкових даних для розрахунків $C_{y\,зл}$ і $K_{зл}$ на ЕОМ наведено в [26]; результати розрахунків для пасажирського літака з ТРДД залежно від подовження крила і питомого навантаження показані на рис. 5.6 і. 5.7.

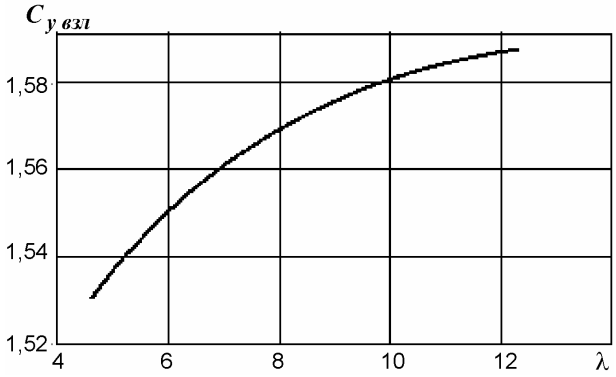


Рис. 5.6. Залежність коефіцієнта піднімальної сили при зльоті $C_{y\,зл}$ від подовження крила λ

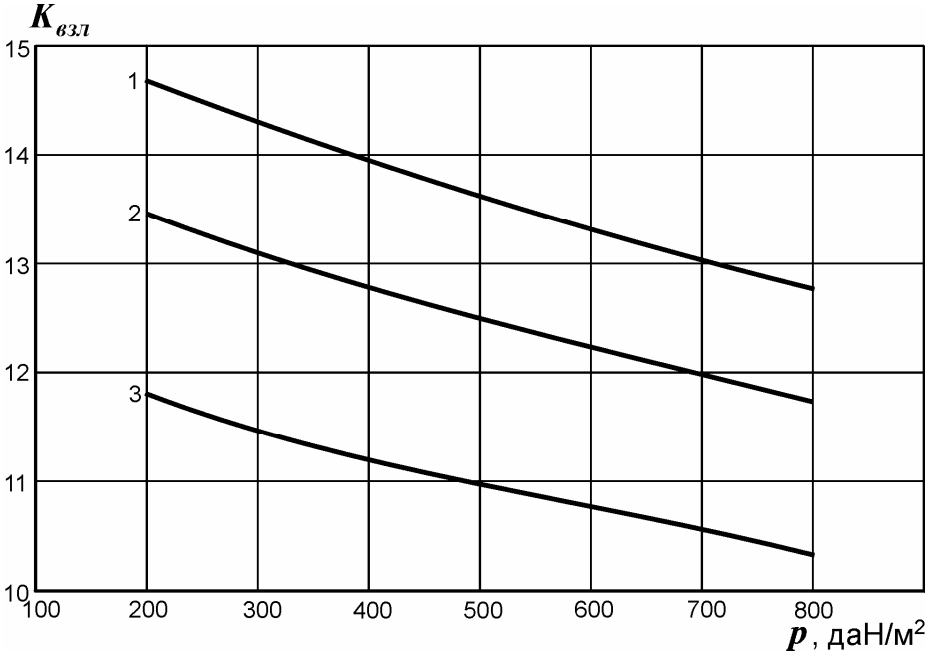


Рис. 5.7. Залежність аеродинамічної якості літака $K_{зл}$ від подовження крила λ і питомого навантаження p:
1 – λ = 10; 2 – λ = 8; 3 – λ = 6

5.3. РОЗРАХУНОК МАСИ ПАСАЖИРСЬКОГО І ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА З ТРДД

Вище вже указувалося, що маса літака в першому наближенні m_0^I розраховують за формулою (5.5). Далі задача полягає у визначенні маси обладнання, стандартного навантаження і відносних мас конструкції, силової установки і палива.

5.3.1. Розрахунок відносної маси конструкції

Відносна маса конструкції складається з відносних мас крила, фюзеляжу, оперення та шасі:

$$\overline{m}_{кон} = \overline{m}_{кр} + \overline{m}_{ф} + \overline{m}_{оп} + \overline{m}_{ш}. \qquad (5.26)$$

Для розрахунку відносної маси крила використовують формулу А. А. Бадягіна [14]

$$\overline{m}_{кр} = \frac{7{,}2k_1 n_A^p \left(m_0^0\right)^{0,5} \varphi\lambda}{10^4\, p \bar{c}_0^{0,75} \cos^{1,5} \chi_{0,25}} \cdot \frac{\eta+4}{\eta+1} + \frac{4{,}5k_2k_3}{p} + 0{,}015, \qquad (5.27)$$

де k_1 – коефіцієнт, що враховує тип панелей;

k_2 – коефіцієнт, що враховує наявність напливів крила, інтерцепторів, закрилків, передкрилків;

k_3 – коефіцієнт, що враховує спосіб герметизації паливних відсіків крила;

n_A^p – коефіцієнт розрахункового перевантаження для випадку A $n_A^p = 82/\sqrt{p}$;

$\varphi = b - 0{,}83\overline{m}_{П}$ – коефіцієнт розвантаження крила паливом і двигунами;

p – питоме навантаження на крило, даН/м^2;

λ, $\bar{c}$, $\chi_{0{,}25}$, η – подовження, відносна товщина, стрілоподібність по 0,25 хорди, звуження крила;

$b = 0{,}91$ – для літаків з двигунами на фюзеляжі, $b = 0{,}87$ – для літаків з двигунами на крилі.

Відносну масу фюзеляжу визначають за формулою В. М. Шейніна [57]

$$\overline{m}_{ф} = k_1 \lambda_{ф} d_{ф}^2 \left(m_0^0\right)^i + k_2 + k_3 + k_4, \qquad (5.28)$$

де k_1 = 4,56 ... 0,441$d_{ф}$ для схем з двигунами на фюзеляжі;

k_1 = 3,4 ... 0,26$d_{ф}$ для схем з двигунами на крилі або при змішаному компонуванні двигунів (DC–10, L–1011);

i = – (0,77 ... 0,01$d_{ф}$);

k_2 – коефіцієнт, що враховує місце кріплення головних стояків шасі;

k_3 – коефіцієнт, що враховує місце прибирання головних стояків шасі;

k_4 – коефіцієнт, що враховує спосіб завантаження багажу.

Для розрахунку відносної маси оперення використовують статистичну формулу з [57]

$$\overline{m}_{оп} = 0{,}85 k_n k_{оп}^{сх} p^{-0{,}56} \overline{S}_{оп}^{1{,}16} \left(m_0^0\right)^{0{,}16}, \qquad (5.29)$$

де k_n = 1 при $p \leq$ 450 даН/м^2;

k_n = 0,84 при p >450 даН/м^2;

$\overline{S}_{оп} = \overline{S}_{г.о} + \overline{S}_{в.о}$;

$k_{оп}^{сх} = \dfrac{1{,}564 - 0{,}0011 S_{оп}}{3{,}1 + 0{,}0038 p}$ для низькорозташованого горизонтального оперення;

$k_{оп}^{сх} = \dfrac{1{,}33 - 0{,}0032 S_{оп}}{1{,}295 + 0{,}0028 p}$ для Т-подібного оперення;

$S_{оп} = \overline{S}_{оп} \cdot \left(m_0^0 / p\right)$.

Для розрахунку відносної маси шасі використовують формулу Фадєєва [57]

$$\overline{m}_{ш} = k_{ш} k_{dф} \frac{m_0^0 + 204000}{m_0^0 + 29000}, \qquad (5.30)$$

де $k_{ш}$ – коефіцієнт, який враховує кількість головних стояків шасі;

$k_{dф}$ – коефіцієнт, який враховує вплив на масу шасі розмірів фюзеляжу і типу двигунів.

На рис. 5.8 показано типову залежність $\overline{m}_{кр} = f_1(p, \lambda)$, на рис. 5.9 – залежність $\overline{m}_{ф} = f_2(\lambda_{ф}, d_{ф})$ і на рис. 5.10 – залежність $\overline{m}_{оп} = f_3(p)$.

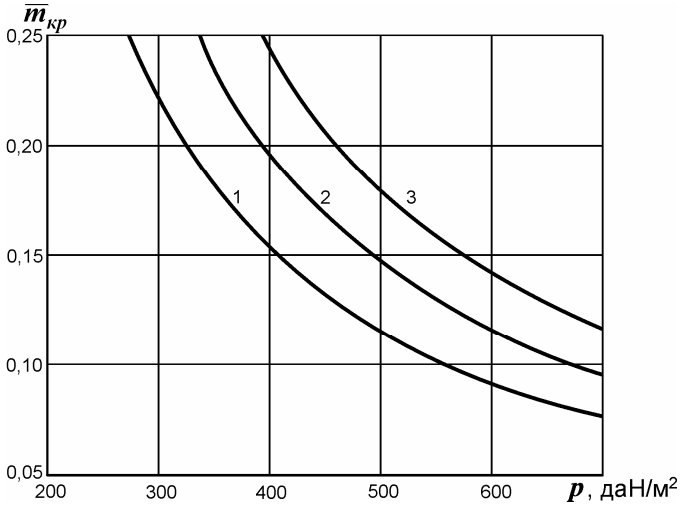


Рис. 5.8. Залежність відносної маси крила $\overline{m}_{кр}$ від подовження крила λ і питомого навантаження p:1 – λ = 6; 2 – λ = 8; 3 – λ = 10

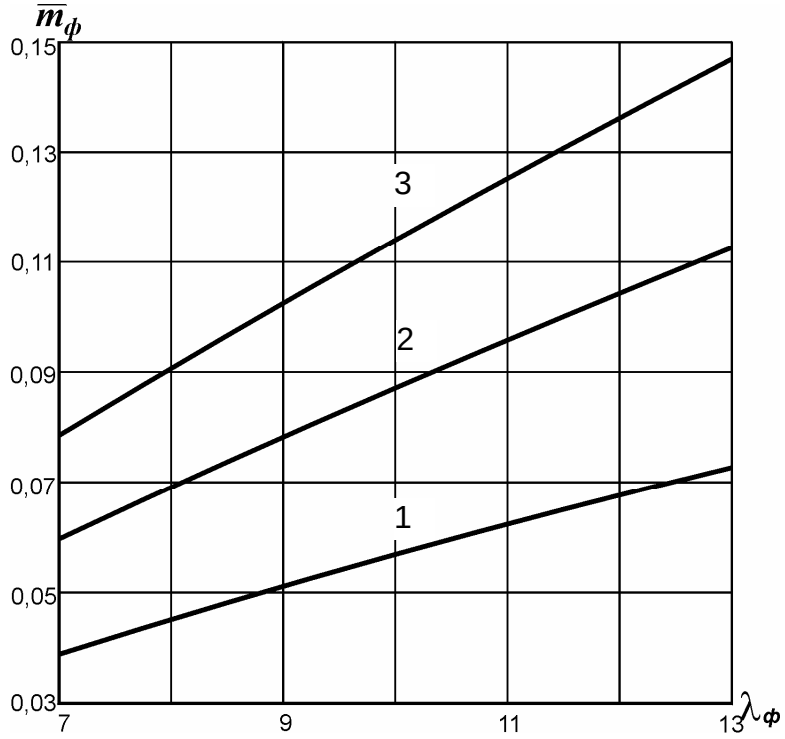


Рис. 5.9. Залежність відносної маси фюзеляжу $\overline{m}_{ф}$ від діаметра $d_{ф}$ і подовження фюзеляжу $\lambda_{ф}$:

1 – $d_{ф}$ = 3 м; 2 – $d_{ф}$ = 4 м; 3 – $d_{ф}$ = 5

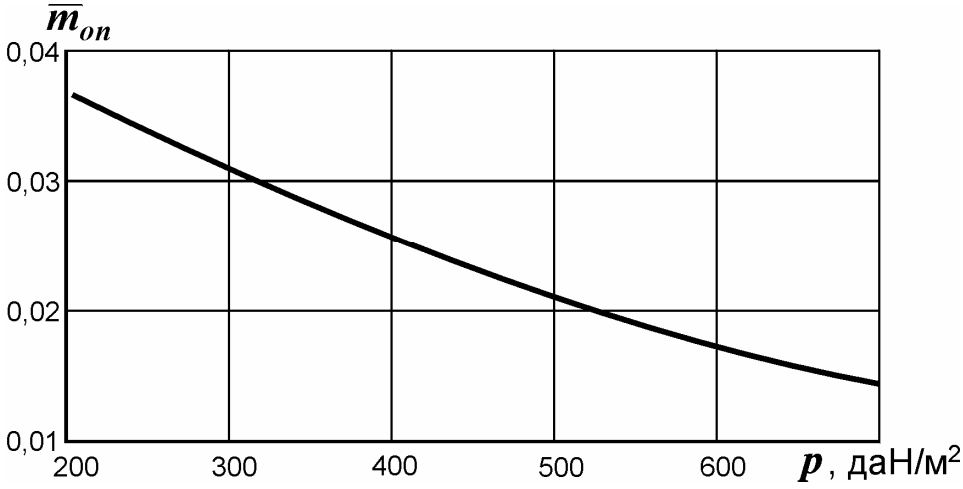


Рис. 5.10. Залежність відносної маси оперення $\overline{m}_{оп}$
від питомого навантаження на крило p

Сумарна відносна маса конструкції

$$\overline{m}_{кон} = \overline{m}_{кр} + \overline{m}_{ф} + \overline{m}_{оп} + \overline{m}_{ш}$$

показана на рис. 5.2.

5.3.2. Розрахунок відносної маси силової установки

Відносна маса силової установки $\overline{m}_{с.у}$ визначається формулою

$$\overline{m}_{с.у} = R\gamma_{дв}t_{0\max}, \qquad (5.31)$$

де R – коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки порівняно з масою двигунів;

$$R = k_1\left(1 + 0{,}1\frac{n_{дв.рев}}{n_{дв}}\right)\left[1 + \frac{0{,}0236}{\gamma_{дв}}\left(1{,}5 + 0{,}275y^{0{,}75}\right)^2\right]; \qquad (5.32)$$

k_1 – коефіцієнт, що враховує кількість і розташування двигунів на літаку;

$n_{дв}$ – кількість двигунів, установлених на літаку;

$n_{дв.рев}$ – кількість двигунів, обладнаних реверсами тяги;

$\gamma_{дв}$ – питома вага двигуна, даН/даН;

y – ступінь двоконтурності двигуна.

Якщо дані питомої ваги двигуна відсутні, можна скористатися для розрахунку формулою

$$\gamma_{дв} = 0{,}22 - 0{,}0288y + 0{,}0077y^{1{,}5}. \qquad (5.33)$$

Тягоозброєність для розрахунків за формулою (5.31) визначається виходячи з таких вимог: забезпечення крейсерського польоту із заданою швидкістю на певній висоті; заданої довжини розгону перед зльотом і забезпечення продовженого зльоту при відмові одного з двигунів.

Тягоозброєність, необхідну для забезпечення крейсерського польоту, отримаємо таким чином:

$$t_{0крейс} = \frac{0{,}7\, p_H M^2_{крейс} C_{x\,крейс}}{\xi_V \xi_H \xi_{др.} \xi_{вз}\, p}. \qquad (5.34)$$

Відомо, що на крейсерських режимах польоту

$$C_{x\,крейс} \approx \frac{4}{3} C_{x\,0} = \frac{4}{3}\left(F_1 + F_2\, p\right),$$

$$t_{0крейс} = \frac{0{,}933\, p_H M^2_{крейс}}{\xi_V \xi_H \xi_{др} \xi_{вз}} \left(\frac{F_1}{p} + F_2 \right), \qquad (5.35)$$

де $F_1 = k_{оп} C_{x\,кр}$ – коефіцієнт лобового опору крила і оперення;

$F_2 = \dfrac{C_{x\,ф}}{k_{мід}}$;

$C_{x\,ф}$ – коефіцієнт лобового опору фюзеляжу;

$k_{мід}$ – навантаження на міделя, даН/м^2;

p_H – атмосферний тиск на висоті крейсерського польоту, даН/м^2;

ξ_V, ξ_H, $\xi_{др}$ – коефіцієнти, які враховують зміну величини тяги ТРДД залежно від швидкості й висоти польоту і режиму роботи двигунів; визначаються з паспортних даних подібних двигунів для $M_{крейс}$ і $H_{крейс}$;

$\xi_{вз}$ – коефіцієнт, який враховує втрати тяги, пов'язані з втратами швидкісного напору в повітрозабірниках.

Крейсерські числа $M_{крейс}$ і $H_{крейс}$ встановлюють за даними статистики або з досвіду експлуатації подібних літаків.

При варіації величини питомого навантаження на крило і постійних інших величинах залежність $t_{0\,крейс} = f_1(const,\ p)$ має вигляд, який показаний на рис. 5.11, криві в.

Тягоозброєність, необхідну для забезпечення заданої довжини розгону перед зльотом, розраховують за формулою (5.7):

$$t_{0p} = \frac{1}{\xi_{зл}} \left[\frac{0{,}832 p}{L_p C_{y\,зл}} + \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{зл}} + 2f \right) \right],$$

де $\xi_{зл} = \xi_V \xi_H \xi_{вз} \xi_{др}$ – коефіцієнти, визначені для режиму зльоту $M = M_{отр}$; і $H = 0$;

L_p – довжина розгону перед зльотом, м, задана в ТЗ;

$C_{у зл}$, $K_{зл}$ визначені в підрозд. 5.2.2;

f – коефіцієнт тертя коліс шасі о поверхню ВПП під час розгону;

f = 0,02 ... 0,03 для сухого бетону;

f = 0,05 для мокрого бетону;

f = 0,07 ... 0,1 для грунту.

Залежність $t_{0\,p} = f_2(\text{const}, p)$ має вигляд, показаний на рис. 5.11, криві а.

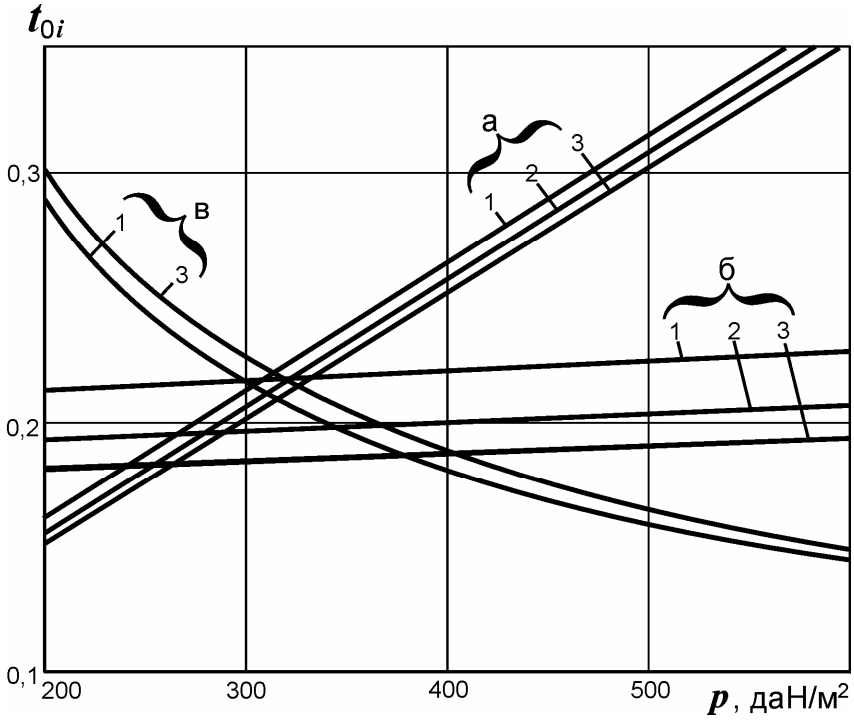


Рис. 5.11. Залежність тягоозброєності літака t_0 від льотних характеристик, подовження крила λ і питомого навантаження на крило p:

а – тягоозброєність, необхідна для забезпечення заданої довжини розгону перед зльотом: 1 – λ = 6; 2 – λ = 8; 3 – λ = 10;

б – тягоозброєність, необхідна для забезпечення продовженого зльоту: 1 – λ = 6; 2 – λ = 8; 3 – λ = 10;

в – тягоозброєність, необхідна для забезпечення крейсерського польоту з $M_{крейс}$ на $H_{крейс}$: 1 – λ = 6; 3 – λ = 10

Тягоозброєність, необхідна для забезпечення продовженого зльоту при відмові одного двигуна під час розгону на зльоті:

$$t_{0\theta} = \frac{n_{дв}}{\xi_{зл}(n_{дв}-1)}\left(\frac{1}{K_{зл}} + tg\theta_3\right), \qquad (5.36)$$

де $n_{дв}$ – число двигунів, установлених на літаку;

$\xi_{зл}$, $K_{зл}$ – див. вище;

$tg\theta_3$ – градієнт набору висоти на третьому етапі зльоту з одним двигуном, що відмовив, задається в Нормах льотної придатності літаків (див. табл. 1.1, розд. 1).

Залежність $t_{0\theta} = f_3(const,\ p)$ має вигляд, показаний на рис. 5.11, криві б.

Залежність $\overline{m}_{с.у} = f(\lambda,\ p)$ зображено на рис. 5.3.

5.3.3. Розрахунок відносної маси палива

Відносна маса палива $\overline{m}_П$ є сумою

$$\overline{m}_П = \overline{m}_{п.н.в} + \overline{m}_{п.крейс} + \overline{m}_{п.н.з} + \overline{m}_{п.сн.п} + \overline{m}_{п.ост}, \qquad (5.37)$$

де $\overline{m}_{п.н.в}$ – відносна маса палива, яка витрачається на зліт і набір висоти;

$\overline{m}_{п.крейс}$ – відносна маса палива, яка витрачається в крейсерському польоті з $M_{крейс}$ на $H_{крейс}$;

$\overline{m}_{п.н.з}$ – відносна маса навігаційного запасу палива;

$\overline{m}_{п.сн.п}$ – відносна маса палива, яка витрачається на зниження і посадку;

$\overline{m}_{п.ост}$ – відносна маса палива, яка не може бути витрачена (залишки між конструктивними елементами).

$$\overline{m}_{п.н.в} = \frac{0{,}0035H_{поч}(1-0{,}03y)}{1-0{,}004H_{поч}}; \qquad (5.38)$$

$$\overline{m}_{п.сн.п} = 0{,}002H_{кін}(1-0{,}03y)(1-0{,}023H_{кін}), \qquad (5.39)$$

де $H_{поч}$, $H_{кін}$ – початкова і кінцева висоти крейсерського польоту, км;

y – ступінь двоконтурності двигунів, встановлених на літаку.

$$\overline{m}_{п.крейс} + \overline{m}_{п.н.з} = 0{,}052 + \left[\frac{0{,}2(L-40H_{сер})}{a_H M_{крейс} - 0{,}28W_в} + 1\right] C_{р\,крейс}\sqrt{\frac{k_2(1+\overline{S}_{фг})}{k_1\lambda}(F_1 + F_2 p)}, \qquad (5.40)$$

де L – дальність польоту, км;

$H_{сер} = (H_{поч} + H_{кін})/2$ – середня висота крейсерського польоту, км;

a_H – швидкість звуку на середній висоті крейсерського польоту, м/с;

$M_{крейс}$ – число Маха, відповідне крейсерській швидкості польоту;

$W_в$ – швидкість зустрічного вітру, км/год;

$C_{р\,крейс}$ – питома витрата палива на крейсерському режимі польоту, кг/даН·год;

Величини k_1, k_2, $\overline{S}_{фг}$ – див. підрозд. 5.2.2;

$F_1 = k_{оп} C_{х\,кр}$; $F_2 = C_{х\,ф} / k_{мід}$,

де коефіцієнти лобового опору крила $C_{х\,кр}$ і фюзеляжу $C_{х\,ф}$ розраховують для $M_{крейс}$ і $H_{крейс}$.

Питому витрату палива бажано взяти з паспортних даних двигунів, які будуть близькі до передбачуваних для установки на літаку. У разі відсутності таких даних можна скористатися статистичними формулами:

для $H_{крейс} \le 11$ км

$$C_{р\,крейс} = \frac{0{,}8}{1 + 0{,}38y^{0{,}75}} \left[1 + \left(0{,}27 + 0{,}2yM_{крейс}^2\right)\sqrt{M_{крейс}} - 0{,}02H_{крейс}\right]; \quad (5.41)$$

для $H_{крейс} > 11$ км

$$C_{р\,крейс} = \frac{0{,}8}{1 + 0{,}38y^{0{,}75}} \left[0{,}78 + \left(0{,}27 + 0{,}2yM_{крейс}^2\right)\sqrt{M_{крейс}}\right]. \quad (5.42)$$

Типову залежність $\overline{m}_т = f(p, \lambda)$ показано на рис. 5.4.

5.3.4. Розрахунок маси обладнання, керування і стандартного навантаження

Для визначення маси обладнання, керування і стандартного навантаження (окрім маси екіпажу) зручно скористатися формулою

$$m_{об.кер.сл} = 95n_{пас}\left(5 \cdot 10^{-5} L + 0{,}66\right), \quad (5.43)$$

де $n_{пас}$ – число пасажирів;

L – розрахункова дальність польоту з указаним числом пасажирів, км (задана у ТЗ).

Маса екіпажу визначається його кількістю, яка залежить від типу літака. Масу одного члена екіпажу приймають, такою, що дорівнює 80 кг. Таким чином,

$$m_{ек} = 80 \cdot n_{ек}. \quad (5.44)$$

Число членів льотного екіпажу встановлюють на основі таких рекомендацій:

для місцевих авіаліній $n_{ек}$ = 1 – 2 чол.;

для малих магістральних ліній $n_{ек}$ = 2 чол.;

для середніх магістральних ліній $n_{ек}$ = 2 – 3 чол.;

для магістральних ліній великої дальності $n_{ек}$ = 3 – 4 чол.;

для міжнародних ліній великої дальності $n_{ек}$ = 4 – 5 чол.

До складу екіпажу входять також бортпровідники, число яких визначається нормами:

для салону I класу – один бортпровідник на 15–16 пасажирів;

для салонів II і III класів – один бортпровідник на 30–35 пасажирів.

Для транспортних літаків розрахунок маси обладнання, керування та спорядження рекомендується виконати за об'єднаною формулою [45]

$$m_{об.кер.сл} = \left[0{,}2345 + 5 \cdot 10^{-4} m_0^0 + 1{,}9 \cdot 10^{-6} \left(m_0^0\right)^2\right] \left(m_0^0\right)^{0{,}7622 - 4{,}37 \cdot 10^{-4} m_0^0}, \quad (5.45)$$

де $m_{об.кер.сл}$ – в тоннах;

m_0^0 – маса літака нульового наближення в тоннах;

$$m_{ек} = \left(80 \cdot n_{ек} + 10 n_{ек}\right), \text{ кг.} \quad (5.46)$$

На військово-транспортних і цивільних вантажних літаках можуть бути особи, які супроводжують вантажі. Їх масу краще додати до корисного навантаження з розрахунку $90 \times n_{супр}$:

$$m_{\sum ком} = m_{ком} + m_{супр}.$$

5.3.5. Розрахунок маси літака

Скориставшись результатами розрахунків відносних мас $\overline{m}_{кон} = f_1(p)$, $\overline{m}_{с.у} = f_2(p)$, $\overline{m}_T = f_3(p)$ і $\overline{m}_{об.кер.сл} = f_4(L, n_{пас})$, відповідно отримаємо $m_0^I = f(p, \lambda)$. На рис. 5.12 показані типові залежності маси літака від питомого навантаження на крило і геометричного подовження крила.

Слід відмітити, що на рис. 5.2 – 5.5 і 5.8 – 5.12 показані результати розрахунків за пропонованим методом літака середніх магістральних авіаліній типу Ту-154: $n_{пас}$ = 150; L = 2900 км; L_p = 1350 м; $M_{крейс}$ = 0,8; $H_{крейс}$ = 11 км; $n_{дв}$ = 3.

Для кожного з варіантів літака (λ = 6; λ = 8; λ = 10) існує питоме навантаження крила, що забезпечує мінімальну злітну масу літака відповідно значенням подовження крила:

λ	6	8	10
$p_{опт}$, даН/м^2	600	680	780

Ці результати відповідають відомому в математиці безумовному екстремуму. В розд. 1 було відзначено, що в проектуванні літаків оптимальні (раціональні) рішення знаходяться в умовах певних обмежень на ряд характеристик і параметрів.

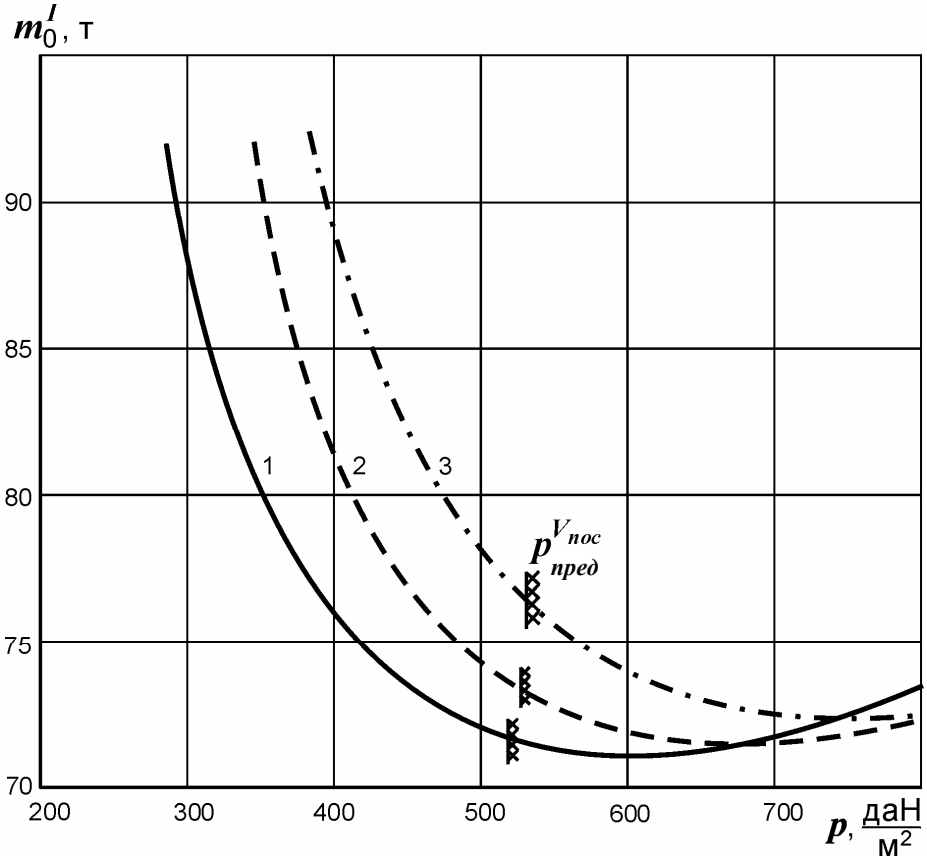


Рис. 5.12. Злітна маса літака $m_0^I = f(p, \lambda)$:
1 – λ = 6; 2 – λ = 8; 3 – λ = 10

У даному випадку жорстким обмеженням величини питомого навантаження крила є допустима величина посадкової швидкості. У наведеному прикладі величина посадкової швидкості прийнято $V_{пос}$ = 240 км/год. Тоді для прийнятих подовжень крила граничні значення $p_{пред}^{V_{пос}}$ і мінімальні значення злітної маси $m_{0\,min}^I$ відповідно будуть:

для λ = 6 $p_{пред}^{V_{пос}}$ =518 даН/м²; $m_{0\,\min}^I$ =71475 кг;

для λ = 8 $p_{пред}^{V_{пос}}$ =524 даН/м²; $m_{0\,\min}^I$ =73375 кг;

для λ = 10 $p_{пред}^{V_{пос}}$ =528 даН/м²; $m_{0\,\min}^I$ =76583 кг.

На рис. 5.13 показано залежність $m_{0\,\min}^I$ від подовження крила λ з урахуванням обмеження за величиною $p_{пред}^{V_{пос}}$.

Якщо для остаточного вирішення питання злітної маси використовувати критерій мінімальної маси літака, то тоді треба прийняти варіант рішення: $\lambda = 6$; $p_{пред}^{V_{пос}} = 518$ даН/м^2 і $m_{0\,\min}^{I} = 71475$ кг.

Але аналіз статистичних даних показує, що сучасні літаки подібного класу мають подовження крила ближче до 8 ... 9. У цьому випадку для ухвалення остаточного рішення потрібно залучити критерій, ближчий до економічного, наприклад паливну ефективність. Паливна ефективність $q_{пал}$ являє собою витрати палива на 1 пасажиро-кілометр (г/пас.км). Розрахунки показують, що літак з $\lambda = 6$ матиме $q_{пал} = 31$ г/пас.км, а літаки з $\lambda = 8$ і $\lambda = 10$ – $q_{пал} = 30$ г/пас.км (рис. 5.13).

Отже, остаточне рішення залишається за варіантом $\lambda = 8$; $p_{опт} = p_{пред}^{V_{пос}} = 524$ даН/м^2; $m_{0\,\min}^{I} = 73375$ кг. Варіант $\lambda = 10$ має таку ж паливну ефективність, але злітна маса більше на 3200 кг.

Відзначимо, що аналогічним чином вирішуються варіанти літака з різною відносною товщиною профілю крила $\bar{c}$, стрілоподібністю крила χ, різною кількістю двигунів і їх розміщенням і т.п.

Отримані результати розрахунків маси літака, геометричних параметрів крила, питомого навантаження на крило служать надійними і достатньо точними початковими даними для розроблення проекту наступного наближення.

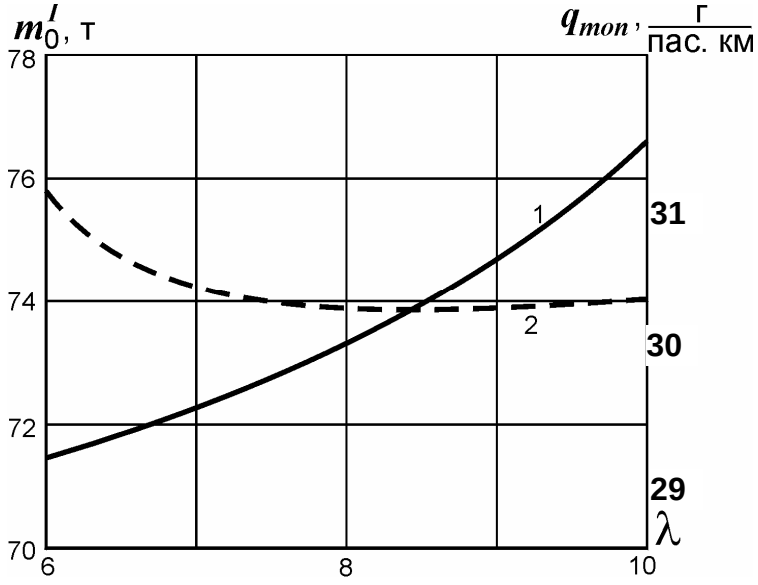


Рис. 5.13. Залежність мінімальної злітної маси $m_{0\,\min}$ і паливної ефективності $q_{пал}$ літака від подовження крила λ: 1 – $m_{0\,\min} = f_1(\lambda)$; 2 – $q_{пал} = f_2(\lambda)$

5.4. РОЗРАХУНОК МАСИ ПАСАЖИРСЬКОГО І ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА З ТГД

5.4.1. Розрахунок відносної маси конструкції

Для розрахунку відносної маси крила використовують формулу

$$\overline{m}_{кр} = 1{,}15 \cdot 10^{-3} k_{рес} k_{пан} k_{кріп} k_{мат} k_{роз} \times$$

$$\times \frac{(56{,}5 - \sqrt{p})(1 - 0{,}61\overline{m}_T)\lambda}{(\bar{c}_0)^{0{,}75} \cos^{1{,}5} \chi_{0{,}25}\, p} \sqrt{\frac{m_0^0}{p}} \frac{\eta + 4}{\eta + 1}\left[1 - \frac{\bar{c}_0 - \bar{c}_к}{\bar{c}_к(\eta + 3)}\right] + \qquad (5.46)$$

$$+ \frac{4{,}5 k_{мех} k_{бак}}{p} - k_ш + 0{,}015,$$

де p – питоме навантаження на крило, даН/м^2;

$\overline{m}_П$ – відносна маса палива, отримана в розрахунку маси нульового наближення;

m_0^0 – маса літака з розрахунку нульового наближення;

λ, η, $\chi_{0{,}25}$ – подовження, звуження і стрілоподібність крила, прийняті для розрахунків;

$k_{рес}$ – коефіцієнт, який враховує вплив прийнятого розрахункового ресурсу на масу крила;

$k_{пан}$ – коефіцієнт, що враховує тип панелей;

$k_{кріп}$ – коефіцієнт, що враховує тип кріплення;

$k_{мат}$ – коефіцієнт, що враховує використання нових конструкційних матеріалів;

$k_{роз}$ – коефіцієнт, що враховує наявність рознімань;

$k_{мех}$ – коефіцієнт, який враховує наявність напливів, інтерцепторів, передкрилків і тип закрилків;

$k_{бак}$ – коефіцієнт, який враховує тип паливних баків або тип герметизації;

$k_ш$ – коефіцієнт, що враховує місце кріплення основних стояків шасі.

Для розрахунків рекомендуються величини коефіцієнтів:

$k_{рес}$ = 0,95 для ресурсу 15...20 тис. год.,

$k_{рес}$ = 1,0 для ресурсу 25...30 тис. год.,

$k_{рес}$ = 1,05 для ресурсу 40...50 тис. год.,

$k_{пан}$ = 1 – звичайні клепані панелі;

$k_{пан}$ = 0,96 – монолітні панелі;

$k_{кріп}$ = 1 – кріплення зі сталі й алюмінієвих сплавів;

$k_{кріп}$ = 0,96…0,98 – кріплення з титанових сплавів;

$k_{мат}$ = 0,95…0,97 – обмежене використання композиційних матеріалів;

$k_{роз}$ = 0,97 – напіврозмах крила не має рознімань;

$k_{роз}$ = 1,0 – напіврозмах має одне рознімання;

$k_{роз}$ = 1,03 – напіврозмах має два рознімання.

Значення коефіцієнтів $k_{мех}$ наведені в табл. 5.2:

Таблиця 5.2.

Значення коефіцієнтів $k_{мех}$

Тип закрилків	Напливи	Інтерцептори	Передкрилки	$k_{мех}$
Однощілинні	Немає	Немає	Немає	0,9
Двощілинні	Немає	Немає	Немає	1,0
Двощілинні	Є	Немає	Немає	1,1
Двощілинні	Немає	Є	Немає	1,2
Двощілинні	Немає	Є	Є	1,3
Двощілинні	Є	Є	Немає	1,4
Двощілинні	Є	Є	Є	1,5
Трищілинні	Є	Є	Є	1,6

$k_{бак}$ = 1 – у крилі встановлені м'які баки;

$k_{бак}$ = 1,05 – баки-кесони з внутрішньошовною герметизацією;

$k_{бак}$ = 1,2 – баки-кесони з поверхневою герметизацією;

$k_{ш}$ = 0 – всі стояки закріплені на крилі;

$k_{ш}$ = 0,005 – два стояки з чотирьох основних закріплені на крилі;

$k_{ш}$ = 0,01 – всі основні стояки шасі закріплені на фюзеляжі.

Відносна маса фюзеляжу визначається формулою

$$\overline{m}_{ф} = k_{дв}\lambda_{ф}d_{ф}^{2}\left(m_{0}\right)^{i-1} + k_{шф} + k_{ш.уб} + k_{б}, \qquad (5.47)$$

де $k_{дв}$ – коефіцієнт, що враховує розміщення двигунів і діаметр фюзеляжу;

$k_{дв}$ = 3,57 ... 0,3 – двигуни на крилі,

$k_{дв}$ = 4,56 ... 0,441 – двигуни на фюзеляжі;

$\lambda_{ф}$ – подовження фюзеляжу;

$d_ф$ – діаметр фюзеляжу, м;

i = 0,23 + 0,008$d_ф$ – коефіцієнт, що враховує розміри фюзеляжу;

$k_{шф}$ – коефіцієнт, що враховує місце кріплення головних стояків шасі;

$k_{шф}$ = 0 – головні стояки шасі закріплені на крилі;

$k_{шф}$ = 0,01 – головні стояки шасі закріплені на фюзеляжі;

$k_{ш.зб}$ – коефіцієнт, що враховує місце прибирання коліс головних стояків шасі;

$k_{ш.зб}$ = 0,0 – колеса головних стояків шасі прибираються в крило;

$k_{ш.зб}$ = 0,004 – колеса головних стояків шасі прибираються у фюзеляж;

$k_б$ – коефіцієнт, що враховує спосіб транспортування багажу;

$k_б$ = 0,003 – багаж транспортується в контейнерах;

$k_б$ = 0,0 – багаж транспортується без контейнерів.

Відносну масу оперення розраховують за перетвореною статистичною формулою

$$\overline{m}_{оп} = \left(0{,}986 - 4{,}53 \cdot 10^{-4}\, p\right) k_{м.оп} k_{оп}^{сх} \left(\overline{S}_{оп}\right)^{1{,}16} p^{-0{,}56} \left(m_0^0\right)^{0{,}16}, \qquad (5.48)$$

де $k_{м.оп}$ – коефіцієнт, що враховує вживані конструкційні матеріали оперення;

$k_{м.оп}$ = 1 – застосовуються звичайні конструкційні матеріали (типу Д16);

$k_{м.оп}$ = 0,96 – обмежене застосування нових матеріалів;

$k_{м.оп}$ = 0,85 ... 0,90 – широке застосування нових матеріалів (зокрема композитів);

$k_{оп}^{сх}$ – коефіцієнт, який враховує схему та розміри оперення;

$k_{оп}^{сх} = \dfrac{1{,}564 - 0{,}0011 S_{оп}}{3{,}1 + 0{,}0038 p}$ – низькорозташоване горизонтальне оперення;

$k_{оп}^{сх} = \dfrac{1{,}333 - 0{,}0032 S_{оп}}{1{,}295 + 0{,}0028 p}$ – Т-подібне оперення;

$S_{оп} = \overline{S}_{оп} \dfrac{m_0^0 g}{p \cdot 10}$;

$\overline{S}_{оп} = \overline{S}_{г.о} + \overline{S}_{в.о}$;

m_0^0 – маса літака в нульовому наближенні, кг;

p – питоме навантаження на крило, даН/м^2;

$\overline{S}_{г.о}$, $\overline{S}_{в.о}$ – відносні площі горизонтального та вертикального оперень, установлені загальновідомими методами виходячи з вибраної схеми літака і його призначення. Просте рішення – використання статистичних даних однотипних літаків.

Відносна маса шасі визначається формулою

$$\overline{m}_{ш} = 0{,}129 k_{ст} \left(m_0^0\right)^{-0{,}12}, \qquad (5.49)$$

де $k_{ст}$ – коефіцієнт, який враховує кількість стояків шасі;

$k_{ст}$ = 1,0 – два головні стояки;

$k_{ст}$ = 1,1 – головних стояків більше двох.

На рис. 5.14 – 5.16 показані залежності: $\overline{m}_{кр} = f_1(p, \lambda)$; $\overline{m}_{ф} = f_2(d_ф, \lambda_ф)$; $\overline{m}_{оп} = f_3(p)$.

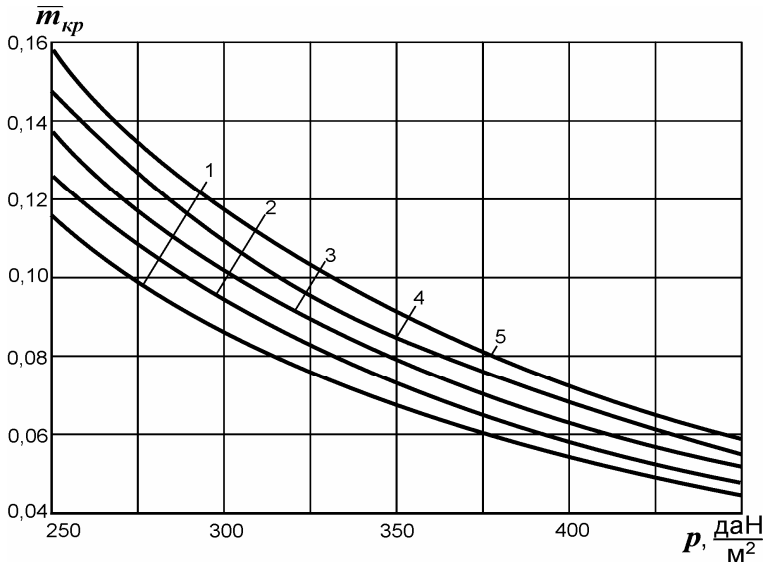


Рис. 5.14. Залежність відносної маси крила $\overline{m}_{кр}$ від подовження λ і питомого навантаження крила p: 1 – λ = 9; 2 – λ = 10; 3 – λ = 11; 4 – λ = 12; 5 – λ = 13

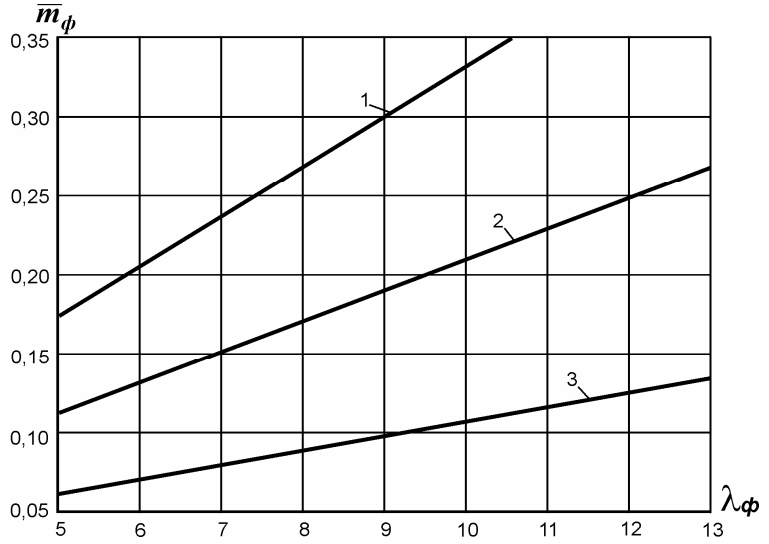


Рис. 5.15. Залежність відносної маси фюзеляжу $\overline{m}_{ф}$ від діаметра $d_ф$ і подовження $\lambda_ф$: 1 – $d_ф$ = 4 м; 2 – $d_ф$ = 3 м; 3 – $d_ф$ = 2 м

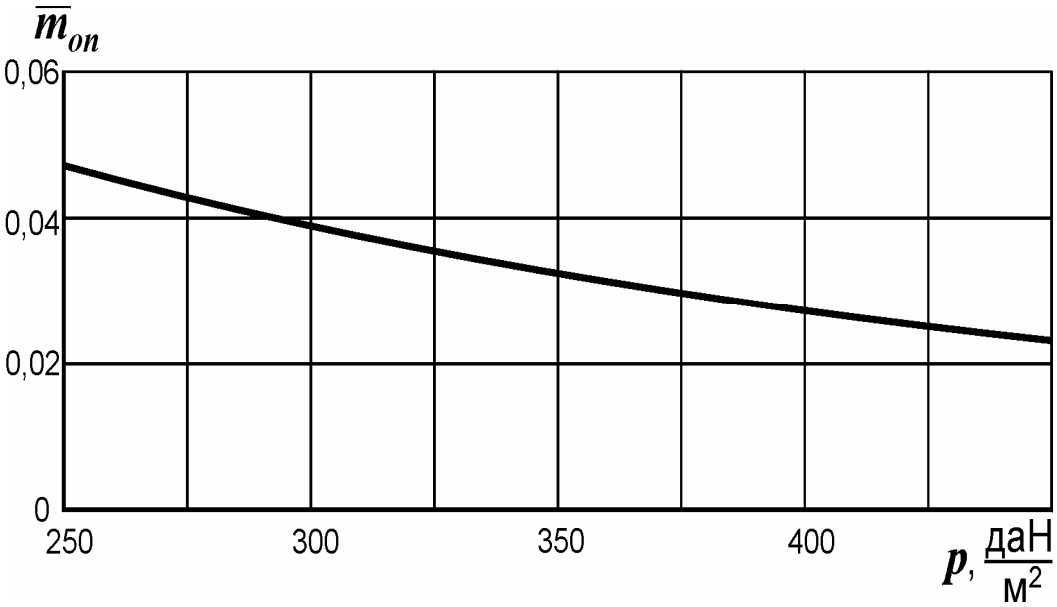


Рис. 5.16. Залежність відносної маси оперення $\overline{m}_{оп}$ від питомого навантаження крила p

На рис. 5.17 показано залежність сумарної маси конструкції, тобто $\overline{m}_{кон} = f_4(p, \lambda)$.

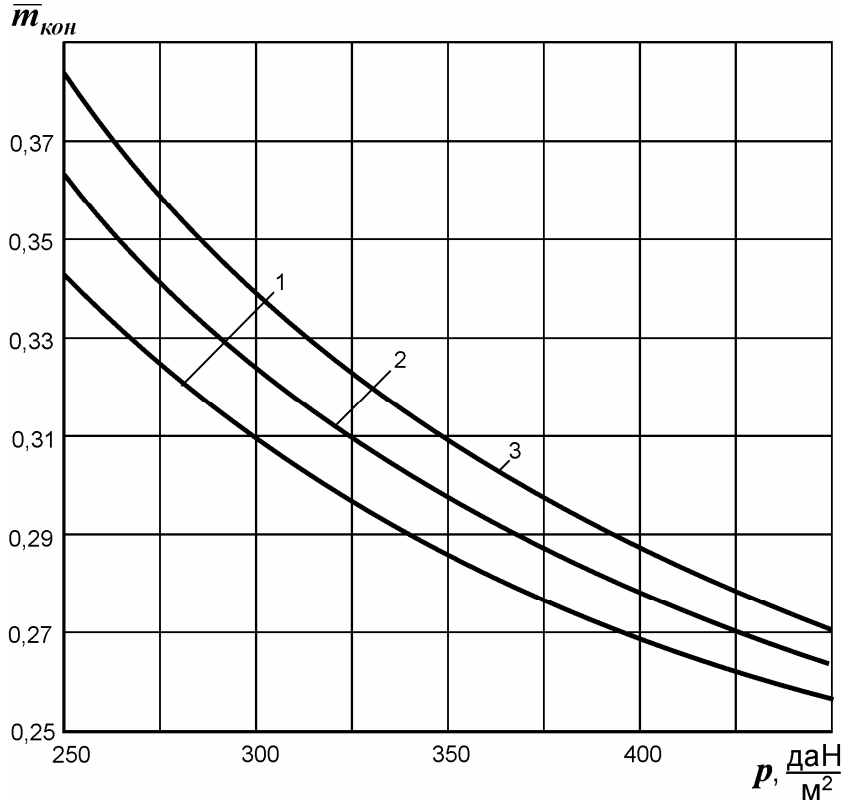


Рис. 5.17. Залежність відносної маси конструкції $\overline{m}_{кон}$ від подовження крила λ і питомого навантаження p: 1 – λ = 9; 2 – λ = 11; 3 – λ = 13

5.4.2. Розрахунок відносної маси силової установки

Відносну масу силової установки розраховують за формулою

$$\overline{m}_{c.y} = R\gamma_{дв}t_{0\max}, \tag{5.50}$$

де R – коефіцієнт, який враховує збільшення маси силової установки порівняно з масою двигунів;

$\gamma_{дв}$ – питома вага двигуна, даН/кВт;

$t_{0\,max}$ – найбільше значення енергоозброєності при кожному значенні питомого навантаження на крило, кВт/даН.

Величина коефіцієнта R визначається формулою

$$R = 1{,}4 + \frac{1{,}7\left(0{,}1 + 0{,}9/\sqrt[3]{N_{0i}}\right)}{\gamma_{дв}}, \tag{5.51}$$

де N_{0i} – потужність одного двигуна на старті, кВт. Потужність N_{0i} визначається зі статистичних даних літаків, однотипних із заданим.

Питому вагу двигуна $\gamma_{дв}$ визначають із паспортних даних двигунів, подібних встановленим на однотипних літаках, або з даних двигунів, які передбачається встановити на створюваному літаку. Якщо дані $\gamma_{дв}$ відсутні, то можна скористатися статистичною формулою

$$\gamma_{дв} = \frac{0{,}742}{N_{oi}^{0{,}132}}, \text{ даН/кВт.} \tag{5.52}$$

Енергоозброєність розраховують для забезпечення таких вимог до літака:

$t_{0\,крейс}$ – забезпечення крейсерського польоту із заданим $V_{крейс}$ на $H_{крейс}$;

$t_{0\,p}$ – забезпечення заданої довжини розгону перед зльотом L_p;

t_{0V_y} – забезпечення заданої швидкопідйомності при зльоті $V_{y\,H=0}$;

$t_{0\theta}$ – забезпечення заданого в НЛПЛ градієнта набору висоти при відмові одного з двигунів $tg\,\theta_з$;

$t_{0\,ЗПС}$ – забезпечення заданої збалансованої довжини злітно-посадкової смуги $L_{ЗПС}$.

Для кожного значення питомого навантаження крила в розрахунок вводять найбільші значення, які відповідають перерахованим вимогам.

Енергоозброєність літака $t_{0\,крейс}$ для забезпечення крейсерського польоту розраховують за формулою

$$t_{0крейс} = \frac{1{,}43\cdot 10^{-5}\rho_H V_{крейс}^3\left(F_1 + F_2 p\right)}{\xi_{крейс}\eta_{вкрейс}p}, \tag{5.53}$$

де ρ_H – щільність повітря на висоті крейсерського польоту, кг/м^3;

$V_{крейс}$ – крейсерська швидкість польоту, км/год;

$F_1 = k_{оп} C_{х\,кр}$;

$F_2 = \dfrac{C_{х\,ф}}{k_{мід}}$;

$C_{х\,кр}$, $C_{х\,ф}$ – коефіцієнти лобового опору крила і фюзеляжу, що розраховуються за загальновідомими методами аеродинаміки літаків, для $V_{крейс}$, $H_{крейс}$;

$k_{оп} = 1 + \overline{S}_{г.о} + \overline{S}_{в.о}$;

$k_{мід} = \dfrac{m_0^0 g}{10 \sum S_{мід}}$ – коефіцієнти, які визначаються на основі статистичних даних літаків, подібних заданому;

$\xi_{крейс} = \xi_V \xi_H \xi_{др}$ – коефіцієнти, що враховують зміни потужності двигунів залежно від висоти ξ_H, швидкості польоту ξ_V і режиму роботи двигунів $\xi_{др}$; для встановлення цих коефіцієнтів використовують типові характеристики ТГД;

$\eta_{в\,крейс}$ – коефіцієнт корисної дії гвинтів у крейсерському польоті; для першого наближення рекомендується брати $\eta_{в\,крейс}$ = 0,85 ... 0,91, великі значення – для могутніших двигунів і із співвісними повітряними гвинтами.

Для енергоозброєності, необхідної для забезпечення заданої довжини розгону перед зльотом, використовують залежність

$$t_{0\,p} = \frac{0{,}04}{\eta_{в\,зл}} \sqrt{\frac{p}{C_{у\,зл}}} \left[\frac{0{,}832 p}{L_p C_{у\,зл}} + \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{зл}} + 2 f \right) \right], \qquad (5.54)$$

де $\eta_{в\,зл}$ – коефіцієнт корисної дії гвинта на швидкості відриву при зльоті; $\eta_{в\,зл}$ = 0,7 ... 0,75;

$C_{у\,зл}$, $K_{зл}$ – коефіцієнт піднімальної сили і аеродинамічна якість літака в злітній конфігурації; розрахунок цих величин був наведений раніше, результати розрахунків показані на рис. 5.18 і 5.19;

L_p – довжина розгону літака перед зльотом у метрах, указана в ТЗ;

f – коефіцієнт тертя коліс шасі при зльоті.

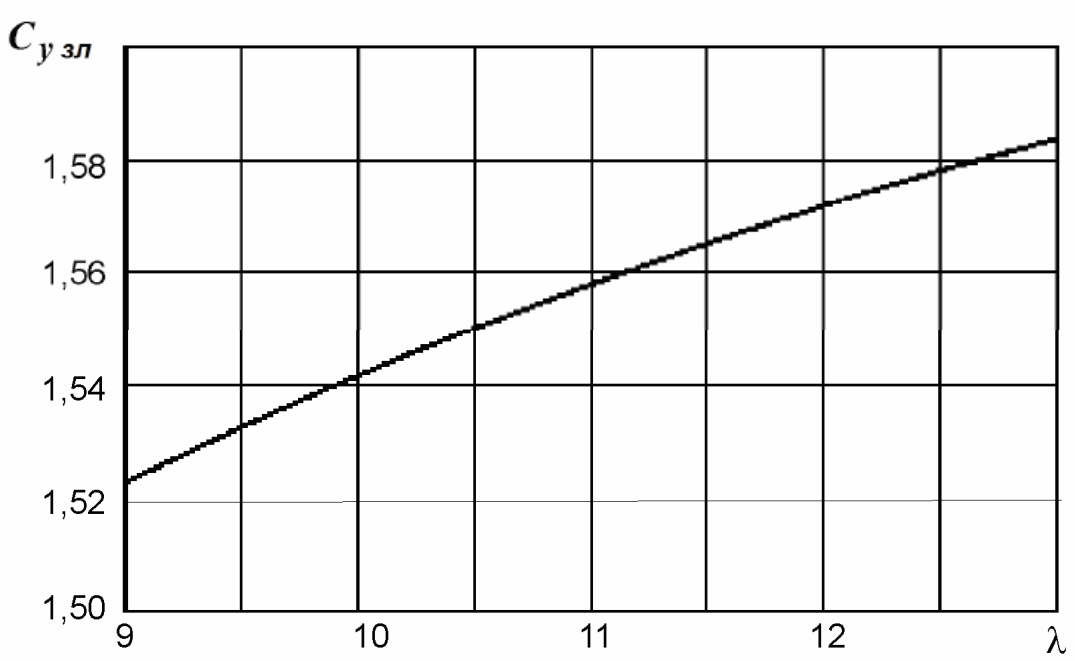


Рис. 5.18. Залежність коефіцієнта піднімальної сили літака $C_{y\,зл}$ від подовження крила λ (злітна конфігурація: закрилки відхилені, шасі випущене)

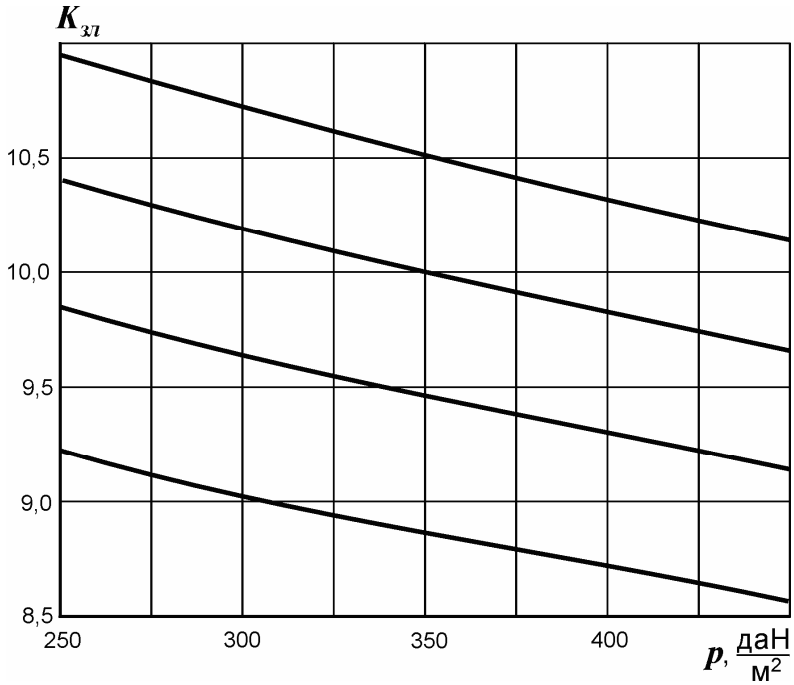


Рис. 5.19. Залежність аеродинамічної якості літака в злітній конфігурації $K_{зл}$ від подовження λ і питомого навантаження крила p:

1 – λ = 12; 2 – λ = 11; 3 – λ = 10; 4 – λ = 9

Енергоозброєність t_{0V_y}, необхідну для забезпечення заданої швидкопідйомності у землі V_y, визначають за формулою

$$t_{0V_y} = \frac{0{,}01}{\eta_{в\ наб}}\left[7{,}02\sqrt[4]{A^3 p^2 (F_1 + F_2 p)} + V_y\right], \qquad (5.55)$$

де $\eta_{в\ наб}$ – коефіцієнт корисної дії повітряного гвинта при наборі висоти; для першого наближення можна приймати $\eta_{в\ наб}$ = 0,75 ... 0,8;

$A = \dfrac{k_2(1+\bar{S}_{фг})}{k_1 \pi \lambda}$ – коефіцієнт відвалу поляри, інші параметри були описані раніше;

$F_1 = k_{оп} C_{x\,кр}$;

$F_2 = C_{x\,ф} / k_{мід}$ – коефіцієнти лобового опору крила і фюзеляжу, розраховуються для H = 0 і швидкості при наборі висоти $V_{наб} \approx (0{,}55...0{,}65) V_{крейс}$;

V_y – швидкопідйомність у землі, м/с.

Енергоозброєність $t_{0\theta}$, необхідна для забезпечення заданого градієнта набору висоти $tg\,\theta_з$ при зльоті з одним двигуном, що відмовив, визначають за формулою

$$t_{0\theta} = \frac{0{,}04 n_{дв}}{\eta_{в\ зл}(n_{дв} - 1)}\sqrt{\frac{p}{C_{y\ зл}}}\left(\frac{1}{K_{зл}} + tg\,\theta_з\right), \qquad (5.56)$$

де $n_{дв}$ – число двигунів, установлених на літаку;

$tg\,\theta_з$ – градієнт набору висоти на третьому етапі зльоту літака, указаний в Нормах льотної придатності літаків (НЛПЛ).

Енергоозброєність $t_{0ЗПС}$, необхідна для забезпечення заданої збалансованої довжини ЗПС при зльоті з одним двигуном, що відмовив, розраховують за формулою

$$t_{0ЗПС} = \frac{n_{дв}}{n_{дв} - 1}\,\frac{0{,}037 C_{y\ зл} L_{ЗПС} + 0{,}56 p}{C_{y\ зл} L_{ЗПС} - 2{,}04 p}, \qquad (5.57)$$

де $L_{ЗПС}$ – задана довжина збалансованою ЗПС, м; призначається на основі характеристик ЗПС аеропортів базування створюваного літака.

Для розрахунків за формулою (5.57) можна приймати $L_{ЗПС}$ у частках довжини розгону перед зльотом, яка указується в ТЗ;

$L_{ЗПС} \approx (1{,}6...2{,}0)\, L_p$ для літаків, оснащених чотирма двигунами; менші значення відповідають малим C_y, t_0 і більшим p;

$L_{ЗПС} \approx (2{,}6...3{,}2)\, L_p$ для літаків, оснащених двома двигунами;менші значення відповідають малим C_y, t_0 і більшим p.

Що стосується величин C_y, t_0 і p, то орієнтир для першого наближення – тільки статистичні дані літаків подібного призначення.

Якісний характер залежностей $t_{0крейс} = f_1(p)$; $t_{0p} = f_2(p)$; $t_{0V_y} = f_3(p)$; $t_{0\theta} = f_4(p)$; $t_{0ЗПС} = f_5(p)$ при λ=11 показаний на рис. 5.20.

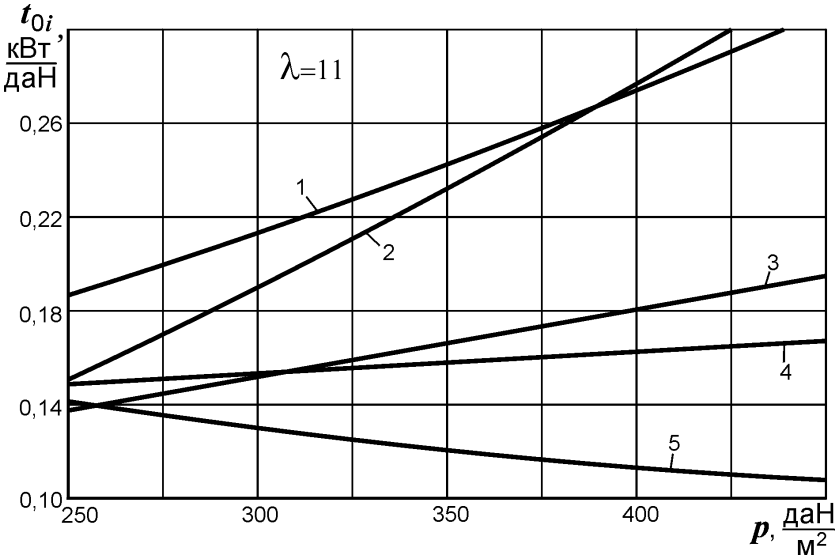


Рис. 5.20. Залежність потрібної енергоозброєності t_{0i} від питомого навантаження на крило p і вимог до літака:

1 – енергоозброєність для забезпечення заданої збалансованої довжини ЗПС $L_{ЗПС}$;

2 – енергоозброєність для забезпечення заданої довжини розгону перед зльотом L_p;

3 – енергоозброєність для забезпечення градієнта набору висоти на третьому етапі зльоту з одним двигуном, що відмовив, $tg\theta_з$;

4 – енергоозброєність для забезпечення заданої швидкопідйомності у землі V_y;

5 – енергоозброєність для забезпечення заданої крейсерської швидкості польоту $V_{крейс}$ на $H_{крейс}$.

На рис. 5.21 показано залежність максимальної енергоозброєності t_{0max} від подовження крила λ і питомого навантаження p; на рис. 5.22 – залежність відносної маси силової установки $\overline{m}_{с.у}$ від подовження λ і питомого навантаження на крило p.

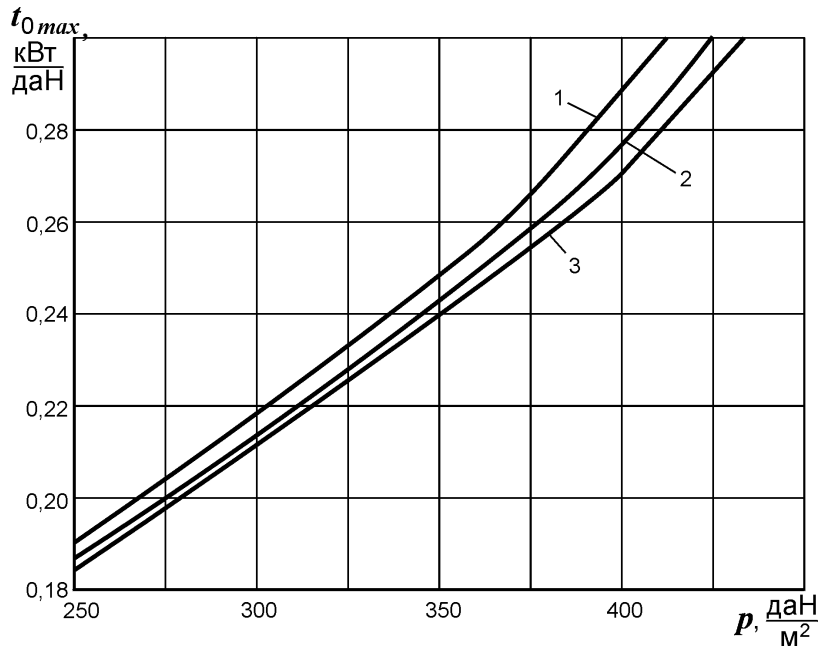


Рис. 5.21. Залежність максимальної енергоозброєності $t_{o\,max}$, потрібної для забезпечення всіх вимог, від подовження крила λ і питомого навантаження p:
1 – λ = 9; 2 – λ = 11; 3 – λ = 13

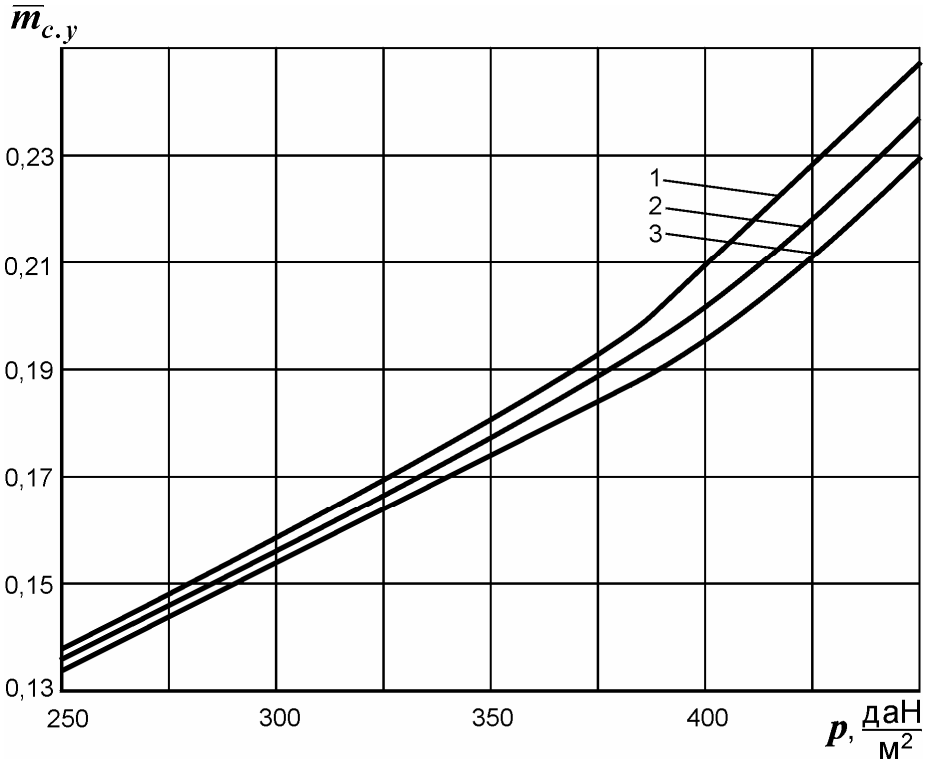


Рис. 5.22. Залежність відносної маси силової установки $\overline{m}_{c.y}$ від подовження λ і питомого навантаження крила p: 1 – λ = 9; 2 – λ = 11; 3 – λ = 13

5.4.3. Розрахунок відносної маси палива

Відносна маса палива є сумою

$$\overline{m}_{п} = \overline{m}_{п.н.в} + \overline{m}_{п.крейс} + \overline{m}_{п.н.з} + \overline{m}_{п.зн.п} + \overline{m}_{п.ост}, \quad (5.58)$$

де $\overline{m}_{п.н.в}$ – відносна маса палива, яка витрачається під час зльоту і набору висоти;

$\overline{m}_{п.крейс}$ – відносна маса палива, яка витрачається за час крейсерського польоту;

$\overline{m}_{п.н.з}$ – відносна маса палива для навігаційного запасу;

$\overline{m}_{п.зн.п}$ – відносна маса палива, яка витрачається під час зниження і посадки;

$\overline{m}_{п.ост}$ – відносна маса на прогрівання двигунів, маневрування по аеродрому, залишок, який не зливається.

Частина відносної маси палива $\overline{m}_{п.н.в} + \overline{m}_{п.зн.п}$ може бути визначена за формулою, яка створена на основі досвіду експлуатації літаків із ТВД:

$$\overline{m}_{п.н.в} + \overline{m}_{п.зн.п} = 0{,}00833 + 0{,}00144H + 0{,}000222H^2, \quad (5.59)$$

де H – висота крейсерського польоту, км;

$$\overline{m}_{т.крейс} = 0{,}006\frac{C_{е\,крейс} L_{розр}\sqrt{A(F_1 + F_2 p)}}{\eta_{в.крейс}}, \quad (5.60)$$

де $C_{е\,крейс}$ – питома витрата палива в крейсерському польоті, береться з паспортних даних двигунів, подібних тому, який передбачається встановити на створюваному літаку. Якщо такі дані відсутні, можна скористатися статистичними даними:

$$C_{е\,крейс} = C_{е\,0} - \left(0{,}210V_{крейс} + 1{,}100H_{крейс}\right)\cdot 10^{-3}, \text{ кг/кВт·год}; \quad (5.61)$$

$$C_{е\,0} = \frac{100}{N_0 + 588} + 0{,}252, \text{ кг/кВт·год}. \quad (5.62)$$

У формулі (5.61) $V_{крейс}$ – в м/с, $H_{крейс}$ – у км.

У формулі (5.62) N_0 – у кВт.

$$L_{розр} = L - L_{н.в.зн} = L - \left(2{,}6H^2 + 24{,}8H - 10\right), \quad (5.63)$$

де $L_{н.в.зн}$ – відстань, яку пролітає літак під час набору висоти і зниження;

$A = \dfrac{k_2\left(1 + \overline{S}_{фг}\right)}{k_1\pi\lambda}$ – коефіцієнт відвалу поляри;

$F_1 = k_{оп}C_{х\,кр}$; $F_2 = C_{х\,ф}/k_{мід}$ – коефіцієнти лобового опору крила $C_{х\,кр}$ і фюзеляжу, розраховуються для крейсерської швидкості $V_{крейс}$ і висоти польоту

$H_{крейс}$;

$$\overline{m}_{п.н.з} = 0{,}00477\frac{C_{e0}V_{крейс}\sqrt{A(F_1 + F_2 p)}\cdot\tau_{н.з}}{\eta_{в.крейс}}, \qquad (5.64)$$

де $\tau_{н.з}$ – розрахунковий час для вибору величини навігаційного запасу;

$\tau_{н.з}$ = 0,5 год для літаків, у яких час між посадками не перевищує 1 год;

$\tau_{н.з}$ = 0,75 год для літаків, у яких час між посадками – від 1 до 3 год;

$\tau_{н.з}$ = 1...1,5 год для літаків великої дальності польоту ($L \geq 3000$ км) і літаків полярної авіації.

Тут $V_{крейс}$ – у км/год.

$\overline{m}_{п.ост}$ = 0,006.

Типова залежність $\overline{m}_п = f(p, \lambda)$ показана на рис. 5.23.

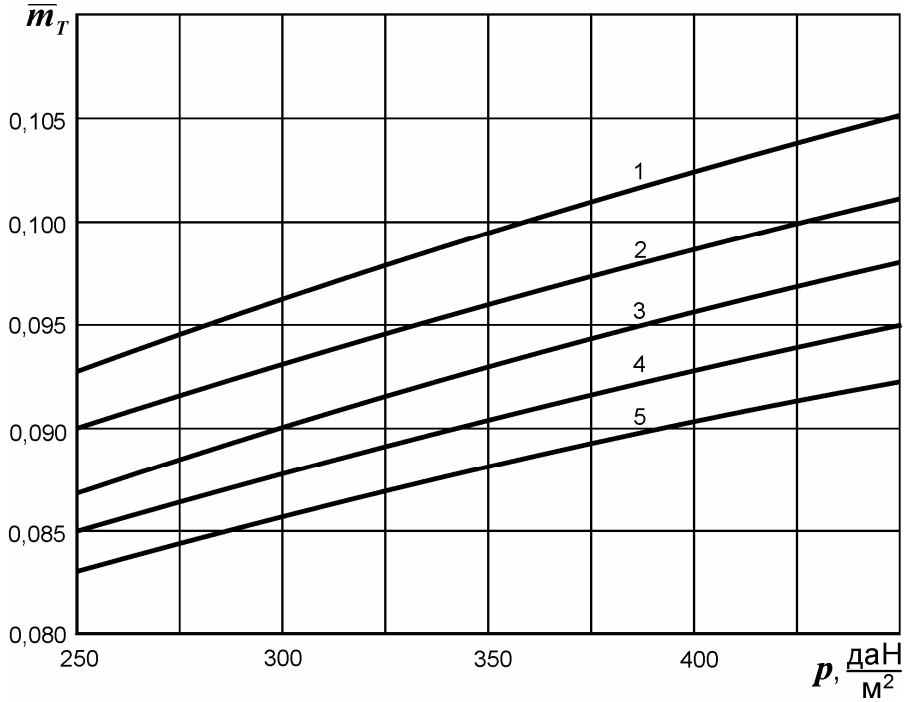


Рис. 5.23. Залежність відносної маси палива $\overline{m}_п$ від подовження крила λ і питомого навантаження крила p: 1 – λ = 9; 2 – λ = 10; 3 – λ = 11; 4 – λ = 12; 5 – λ = 13

5.4.4. Розрахунок маси літака

Для розрахунків маси устаткування, керування і стандартного навантаження використовують формули (5.44) – (5.46).

Для пасажирських літаків маса комерційного навантаження визначається так:

$m_{ком}$ = 100 $n_{пас}$ кг при $L \leq 3000$ км;

$m_{ком}$ = 110 $n_{пас}$ кг при L >3000 км.

Для транспортних літаків $m_{ком}$ в кг указують в технічному завданні (ТЗ).

Розрахунок злітної маси літака здійснюється так:

$$m_0 = \frac{m_{ком} + m_{об.кер.сл}}{1 - \left(\overline{m}_{кон} + \overline{m}_{с.у} + \overline{m}_{п}\right)}.$$

На рис. 5.24 показані результати розрахунків злітної маси пасажирського літака регіональних авіаліній: $n_{пас}$ = 52, L = 1000 км; L_p = 750 м; $V_{крейс}$ = 550 км/ год; $H_{крейс}$ = 7,2 км; $n_{дв}$ = 2; високорозташоване крило, основні стояки шасі на фюзеляжі $V_{пос}$ = 190 км/ год.

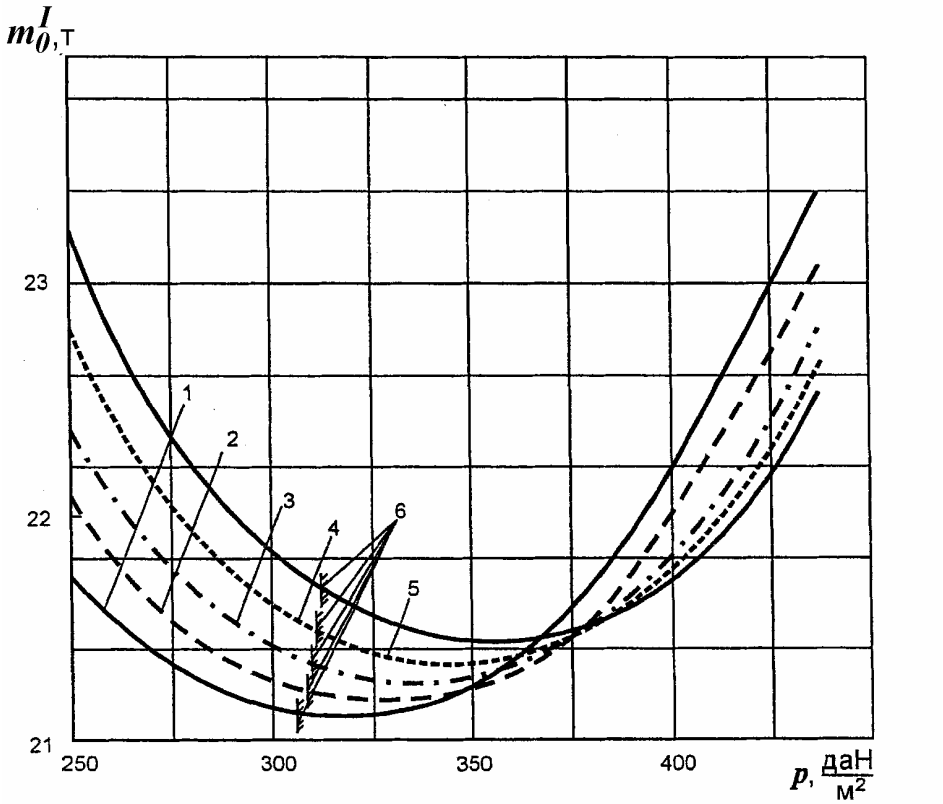


Рис. 5.24. Залежність злітної маси літака m_0^I від подовження λ і питомого навантаження на крило p: 1 – λ = 9; 2 – λ = 10; 3 – λ = 11; 4 – λ = 12; 5 – λ = 13; 6 – обмеження питомого навантаження крила за величиною посадкової швидкості $p_{пред}^{V_{пос}}$

На рисунку чітко визначені мінімальні величини m_0^I залежно від λ і p. З урахуванням обмежень питомого навантаження на крило за посадковою швидкістю $p_{пред}^{V_{пос}}$ отримані такі мінімальні злітні маси літака:

$m_{0\,\min}^I$ = 21090 кг при λ = 9;

$m^{I}_{0\,\min}$ = 21170 кг при λ = 10;

$m^{I}_{0\,\min}$ = 21260 кг при λ = 11;

$m^{I}_{0\,\min}$ = 21387 кг при λ = 12;

$m^{I}_{0\,\min}$ = 21520 кг при λ = 13.

Збільшення подовження крила від λ = 9 до λ = 13 привело до зростання маси літака на 430 кг, тобто на 2%. Залежність $m^{I}_{0\,\min} = f(\lambda)$ показана на рис. 5.25.

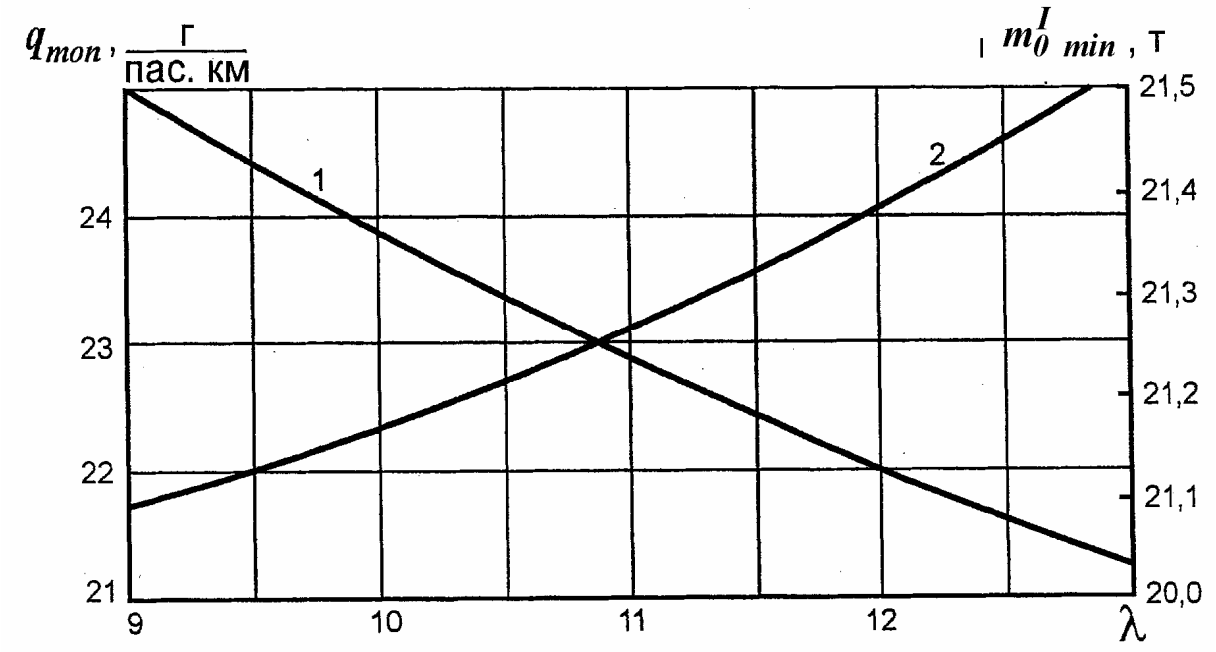


Рис. 5.25. Залежність мінімальної злітної маси літака $m^{I}_{0\,\min}$ (з урахуванням обмеження $p^{V_{пос}}_{пред}$) від подовження крила і паливної ефективності літака $q_{пал}$ від подовження крила: 1 – $q_{пал} = f_1(\lambda)$; 2 – $m^{I}_{0\,\min} = f_2(\lambda)$

На рис. 5.25 показано також залежність паливної ефективності від подовження крила $q_{пал} = f(\lambda)$. При збільшенні подовження крила від λ = 9 до λ = 13 витрати палива на один пасажиро-кілометр було знижено на 15%; при збільшенні λ від λ = 9 до λ = 12 витрати палива зменшуються на 12%, а при λ = 9 до λ = 11 – на 8,6 %.

Якщо спиратися на дані маси літака і його паливну ефективність, найбільш прийнятним рішенням виглядає літак з подовженням крила λ = 12 або λ = 11.

5.5. РОЗРАХУНОК МАСИ МАНЕВРЕНОГО ЛІТАКА

У цьому підрозділі буде паралельно викладено розрахунок маси бойових літаків: дозвукових типу учбово-бойових (Альфа Джет, МіГ-АТ), штурмовиків (Су-25) і надзвукових винищувачів, винищувачів-бомбардувальників, винищувачів-перехоплювачів типу F-15, F-16, F-18, МіГ-29, Су-27.

Розрахунок $C_{y\,зл}$, $K_{зл}$, що входять у формули для розрахунку тягоозброєності, необхідної для забезпечення вказаної довжини розбігу перед зльотом $t_{op} = f(p, C_{y\,зл}, K_{зл}, L_p)$ має загальний характер и не повторюється тут. На рис. 5.26 і 5.27 показано результати таких розрахунків.

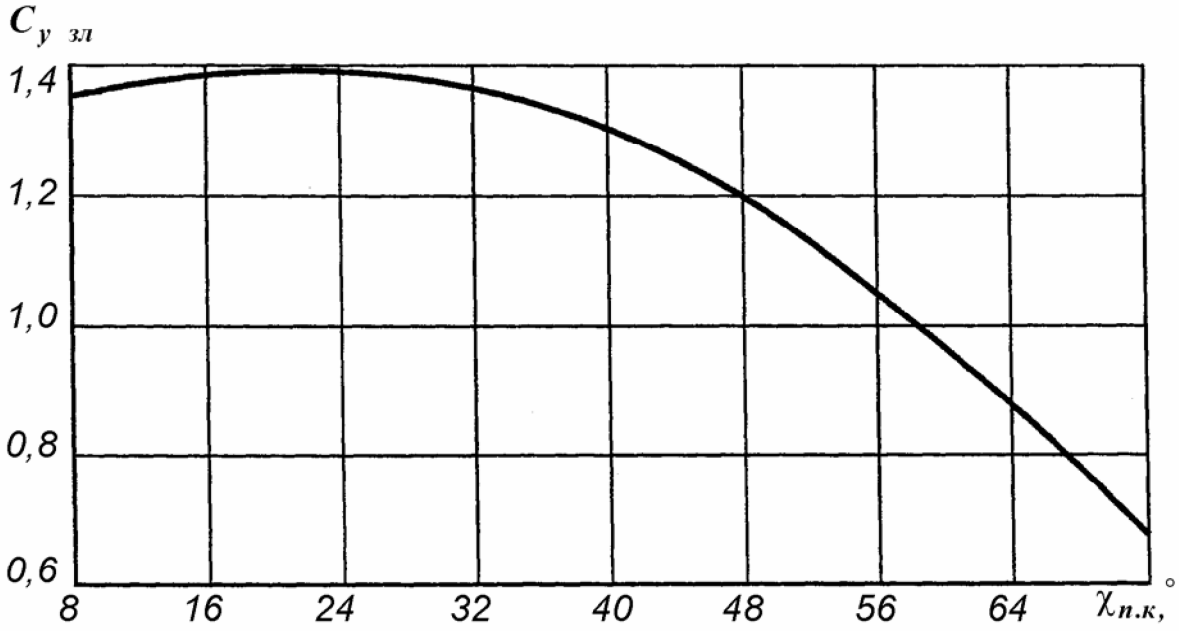


Рис. 5.26. Залежність коефіцієнта піднімальної сили при зльоті $C_{y\,зл}$ від кута стрілоподібності крила $\chi_{п.к}$

Для розрахунків злітної маси нульового наближення використовують формулу (5.3) і величини відносних мас $\overline{m}_{кон}$, $\overline{m}_{с.у}$, $\overline{m}_{п}$, $\overline{m}_{об.кер}$. Нижче будуть наведені розрахунки, умовно розділені на масу першого та другого наближень. Ці наближення відрізняються тим, що в першому здійснюється розрахунок загальної відносної маси конструкції $\overline{m}_{кон}$, а в другому – поагрегатний розрахунок абсолютної маси конструкції $m_{кр}$, $m_{ф}$, $m_{оп}$, $m_{ш}$. Розрахунки відносних мас силової установки і палива – загальні для першого і другого наближень.

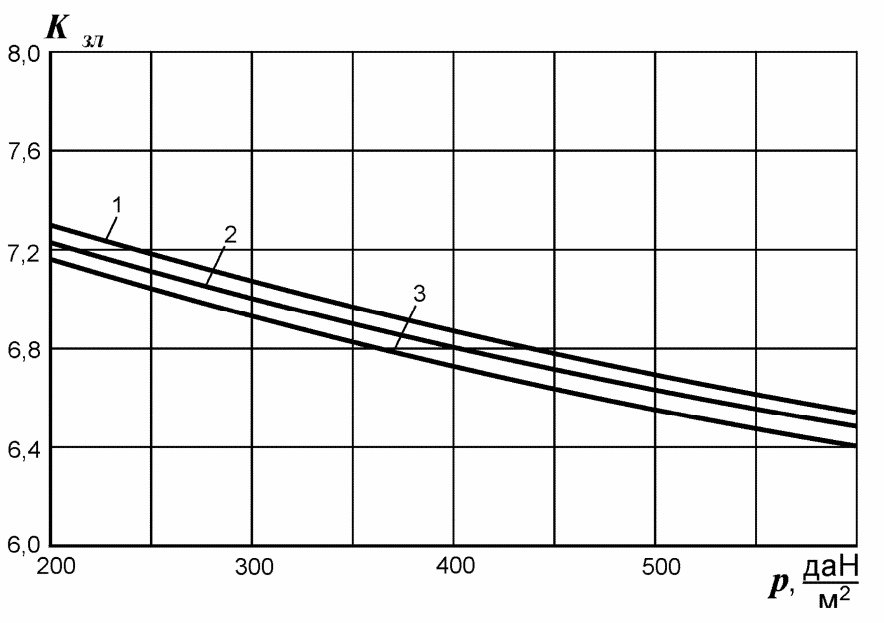


Рис. 5.27. Залежність злітної якості літака $K_{зл}$
від стрілоподібності $\chi_{п.к}$ і питомого навантаження крила p:
1 – $\chi_{п.к}$ = 16°; 2 – $\chi_{п.к}$ = 24°; 3 – $\chi_{п.к}$ = 32...48°

5.5.1. Розрахунок відносної маси конструкції

Розрахунок відносної маси конструкції виконують за допомогою формули

$$\overline{m}^{I}_{кон} = k_{н.м}\left\{k_{ІПС}\left(\frac{8{,}54\cdot 10^{-4}\varphi k_{мех} k_t n_a}{\cos\chi_{0,5}}\sqrt{\frac{m_0^0\lambda}{p}}+\frac{5{,}5}{p}\right)\times\right.$$
$$\left.\times\left(\beta_{12}+\beta_{22}\lambda_{ф}\right)+0{,}065\right\}, \qquad (5.65)$$

де $k_{н.м}$ – коефіцієнт, що враховує застосування нових конструкційних матеріалів ($k_{н.м}$ = 1 – нові матеріали не застосовуються; $k_{н.м}$ = 0,95 – обмежене використання нових матеріалів; $k_{н.м}$ = 0,85 ... 0,9 – широке використання нових матеріалів);

$k_{ЗПС}$ – коефіцієнт, що враховує збільшення маси конструкції за рахунок змінної у польоті стрілоподібності крила;

$k_{ЗПС}$ = 1 – крило фіксованої геометрії;

$k_{ЗПС}$ = 1,08...1,1 – крило змінної стрілоподібності;

φ – коефіцієнт розвантаження крила

$$\varphi = 1-\frac{3(\eta+1)}{\eta+2}\left(\bar{z}_1\bar{\varepsilon}_1\overline{m}_П+\bar{z}_2\bar{\varepsilon}_2\overline{m}_{б.г}\right); \qquad (5.66)$$

$\overline{m}_П$ – відносна маса палива;

$\bar{m}_{б.в}$ – відносна маса бойового вантажу на крилі (зовнішні підвіски зброї, додаткові паливні баки і т.п.);

$\bar{\varepsilon}_1$ – відносна частка палива, розміщеного в крилі;

$\bar{\varepsilon}_2$ – відносна частка бойового вантажу на крилі;

$\bar{z}_1$ – відносна координата центру маси палива, розміщеного в крилі;

$\bar{z}_2$ – відносна координата вантажів на крилі;

η – звуження крила;

$k_{мех}$ – коефіцієнт, що враховує тип механізації крила;

$k_{мех} = 1$ – крило без механізації; $k_{мех} = 1{,}01$ – однощілинний закрилок; $k_{мех} = 1{,}02$ – двощілинний закрилок; $k_{мех} = 1{,}03$ – закрилок і передкрилок;

k_t – коефіцієнт, що враховує вплив аеродинамічного нагрівання на масу конструкції (табл. 5.3);

$k_t = 1$ – аеродинамічне нагрівання відсутнє, в конструкції використані титанові сплави, жаростійкі сталі;

Таблиця 5.3

Коефіцієнт, що враховує вплив
аеродинамічного нагрівання на масу конструкції

Матеріал	Температура, °С		
	100	150	200
Звичайний сплав типу Д16	1,03	1,06	1,14
Жароміцний сплав типу Д19	1,015	1,05	1,10

n_A – коефіцієнт перевантаження, на який розраховується літак;

$n_A = 9 \ldots 12$ для винищувачів;

$n_A = 6 \ldots 9$ для штурмовиків;

$\beta_{12} = 1{,}27$; $\beta_{22} = 0{,}08$ для надзвукових літаків;

$\beta_{12} = 1{,}15$; $\beta_{22} = 0{,}09$ для дозвукових літаків;

$\lambda_ф$ – подовження фюзеляжу.

Типова залежність $\bar{m}^I_{кон} = f(p, \chi_{п.к})$ показана на рис. 5.28.

Відносна маса бойового вантажу встановлюється так: $\bar{m}_{б.в} = m_{б.в} / m^0_0$, де $m_{б.г}$ – маса бойового вантажу, вказана в технічному завданні (ТЗ) або тактико-технічних вимогах (ТТВ); m^0_0 – злітна маса літака, отримана із розрахунку нульового наближення.

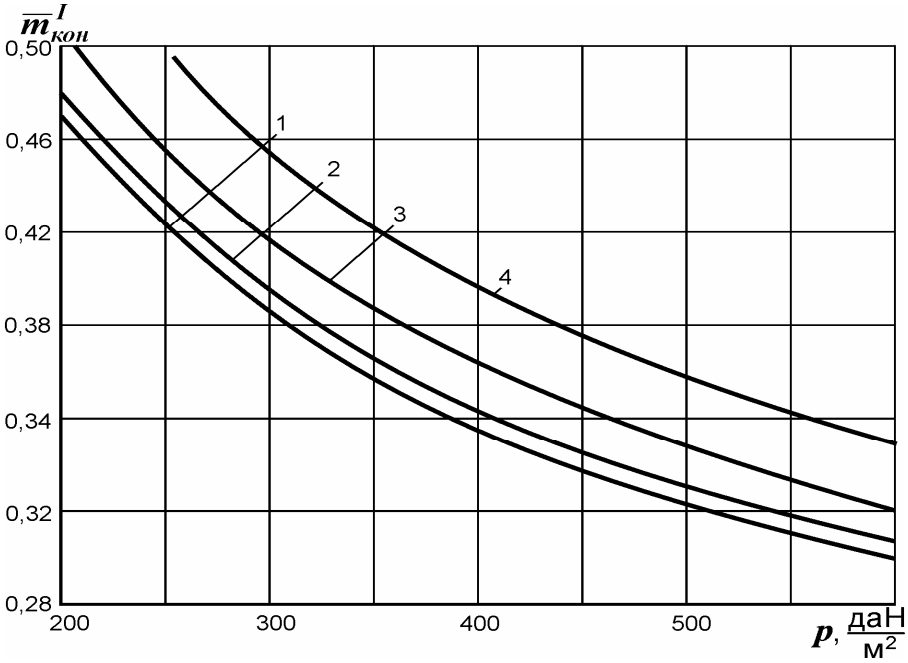


Рис. 5.28. Залежність відносної маси конструкції $\overline{m}^{I}_{кон}$ від кута стрілоподібності $\chi_{п.к}$ і питомого навантаження крила p (розрахунок першого наближення): 1 – $\chi_{п.к}$ = 24°; 2 – $\chi_{п.к}$ = 32°; 3 – $\chi_{п.к}$ = 40°; 4 – $\chi_{п.к}$ = 48°

5.5.2. Розрахунок відносної маси силової установки

Відносна маса силової установки $\overline{m}_{с.у}$ визначають за формулою

$$\overline{m}_{с.у} = R\gamma_{дв}t_{0\max},$$

де $$R = k_1\left(1+0{,}1\frac{n_{дв.рев}}{n_{дв}}\right)\left[k_ф + \frac{k_{вз}}{\gamma_{дв}}\left(1{,}5+0{,}275y^{0{,}75}\right)^2\right]; \qquad (5.67)$$

k_1 – коефіцієнт, що враховує число і розміщення двигунів;

k_1 = 0,95 – один двигун у кормовій частині фюзеляжу; два двигуни в місці з'єднання крила і фюзеляжу (Су-25);

k_1 = 1,0 – два двигуни в кормовій частині фюзеляжу;

$n_{дв}$ – число двигунів, установлених на літаку;

$n_{дв.рев}$ – число двигунів, обладнаних реверсом тяги або керуванням вектора тяги;

$k_ф$ – коефіцієнт, що враховує наявність у двигуні форсажних камер;

$k_ф$ = 1,0 – без форсажних камер; $k_ф$ = 1,5 – з форсажними камерами;

$k_{вз}$ – коефіцієнт, який враховує число M польоту, форми повітрозабірників і сопел (табл. 5.4);

Таблиця 5.4

Коефіцієнт, який враховує число M польоту, форми повітрозабірників і сопел

Число M польоту	<1	>1	>1	>1	>1
Повітрозабірники	круглі	круглі	плоскі короткі	плоскі короткі	плоскі довгі
Сопла	круглі	круглі	круглі	плоскі	плоскі
$k_{вз}$	0,0236	0,0315	0,0354	0,049	0,051

$\gamma_{дв}$ – питома вага двигуна, даН/даН:

$$\gamma_{дв} = 0{,}22 - 0{,}0288\,y + 0{,}0077\,y^{1{,}5}; \qquad (5.68)$$

y – ступінь двоконтурності двигуна;

y = 0,2 ... 0,6 для двигунів надзвукових літаків;

y = 0,6 ... 1,5 для двигунів дозвукових літаків;

$t_{0\,max}$ – тягоозброєність літака, розраховується для ряду ТТВ і ряду значень питомого навантаження крила p.

Стартова тягоозброєність, необхідна для забезпечення максимального числа $M_{\max}$ на висоті $H_{розр}$, визначається формулою

$$t_{0м} = \frac{0{,}7\,p_H M_{\max}^2 C_{x\max}}{\xi_{\max} p}, \qquad (5.69)$$

де p_H – атмосферний тиск на розрахунковій висоті, даН/м^2;

$M_{\max}$ – число Маха, яке відповідає польоту з максимальною швидкістю на розрахунковій висоті $H_{розр}$;

$C_{x\,max}$ – коефіцієнт лобового опору літака, що відповідає польоту з $M_{\max}$ на $H_{розр}$;

$\xi_{\max}$ – коефіцієнт зміни тяги;

p – питоме навантаження на крило, варіюється в процесі розрахунків, даН/м^2.

Якщо $$C_{x\max} = F_{1м} + F_{2м}\,p + F_{3м}\,p^2, \qquad (5.70)$$

то $$t_{0м} = \frac{0{,}7\,p_H M_{\max}^2}{\xi_{\max}}\left(\frac{F_{1м}}{p} + F_{2м} + F_{3м}\,p\right), \qquad (5.71)$$

де $F_{1м} = k_{оп} C_{x\,кр}$ – коефіцієнт лобового опору крила і оперення;

$F_{2м} = C_{x\,ф} / k_{мід}$ – коефіцієнт лобового опору фюзеляжу і гондол двигунів, віднесений до площі міделева перерізу; $k_{мід} = m_0 g / 10 \sum S_{мід}$ – навантаження на міділь, даН/м^2;

$F_{3м} = A / q^2$ – коефіцієнт, що визначає величину індуктивного опору літака, являє собою відношення коефіцієнта відвалу поляри до квадрата швидкісного напору:

$$q^2 = \left(0{,}7\, p_H M_{max}^2\right)^2 .$$

Величини коефіцієнтів $C_{x\,кр}$, $C_{x\,ф}$, A обчислені для $M_{\max}$, $H_{розр}$ і вибраної схеми літака:

$$\xi_{\max} = \xi_V \xi_H \xi_{вз} \xi_{др} \xi_ф , \qquad (5.72)$$

де ξ_V, ξ_H – коефіцієнти, що враховують зміни тяги двигунів відносно швидкості й висоти польоту;

$\xi_{вз}$ – коефіцієнт, який враховує зменшення тяги внаслідок втрат швидкісного напору у вхідних каналах повітрозабірників;

$\xi_{др}$ – коефіцієнт, що враховує режим роботи двигунів (ступінь дроселювання);

$\xi_ф$ – коефіцієнт, що враховує збільшення тяги двигуна за рахунок форсажу.

Для визначення коефіцієнтів (5.72) при установленні двоконтурних двигунів використовують формули:

$$\xi_V = 1 - (0{,}45 + 0{,}24y)M + (0{,}8 + 0{,}19y)M^2 - (0{,}1 + 0{,}16y)M^3 , \qquad (5.73)$$

$$\left.\begin{aligned} \xi_H &= \frac{p_H}{p_0}\left(\frac{T_0}{T_H}\right)^{2+0{,}2y} \quad \text{для } H \le 11 \text{ км}, \\ \xi_H &= \frac{p_H}{p_0}\left(\frac{T_0}{T_{11}}\right)^{2+0{,}2y} \quad \text{для } H > 11 \text{ км}, \end{aligned}\right\} \qquad (5.74)$$

де p_0 – атмосферний тиск біля землі;

p_H – атмосферний тиск на розрахунковій висоті;

T_0 – температура повітря біля землі;

T_H – температура повітря на розрахунковій висоті;

T_{11} – температура повітря на висоті 11 км;

$\xi_{вз}$ на дозвукових швидкостях залежить тільки від типу повітрозабірника;

$\xi_{вз}$ = 0,98 ... 0,99 для коротких прямих повітрозабірників;

$\xi_{вз}$ = 0,95 ... 0,96 для довгих, викривлених і розсічених повітряних каналів.

На надзвукових швидкостях

$$\xi_{вз} = 1 - (1 - \sigma_{вх}) C_R ; \quad (5.75)$$

$$C_R = 1{,}57 - 0{,}24M + 0{,}033M^2 ; \quad (5.76)$$

$$\sigma_{вх} = 0{,}97 + 0{,}11(M-1)^{1{,}5} + 0{,}0984\left(\sqrt[4]{n_{ск}} - 1{,}19\right)M^2 , \quad (5.77)$$

де $n_{ск}$ – число косих стрибків ущільнення на вході повітрозабірника;

$\xi_{др}$ встановлюється відповідно до режиму роботи двигуна; для максимальної швидкості зазвичай вибирають максимальний режим роботи;

$\xi_{др}$ = 1 при невеликій тривалості роботи, або номінальний режим;

$\xi_{др}$ = 0,85...0,9 при великій тривалості роботи;

$$\xi_{ф} = 0{,}85 + 0{,}18\left(\frac{T_ф^*}{400}\right) + 0{,}12M + 0{,}16M^2 , \quad (5.78)$$

де $T_ф^*$ – температура в камері форсажу; для сучасних двигунів $T_ф^*$ = 1600...2000 К.

Тягоозброєність, необхідна для забезпечення заданої довжини розгону перед зльотом t_{0p}, визначають за формулою

$$t_{0p} = \frac{1}{\xi_{зл}}\left[\frac{0{,}832p}{Cy_{зл}L_p} + \frac{1}{3}\left(\frac{1}{K_{зл}} + 2f\right)\right], \quad (5.79)$$

де $\xi_{взл} = \xi_V \xi_H \xi_{вз} \xi_{др} \xi_ф$ – коефіцієнти, що розраховують для злітного режиму ($H = 0$; $M = M_{зл}$), який відповідає швидкості зльоту літака, за формулами (5.73), (5.78).

Тягоозброєність, яка забезпечує політ на стелі (на максимальній висоті), знаходять за формулою

$$t_{0ст} = \frac{4{,}9\left(1 - \overline{m}_{П.н.р}\right)\exp\left(\frac{H_{ст} - 11}{6{,}34}\right)\sqrt{A\left(F_{1ст} + F_{2ст}p\right)}}{\xi_{ст}}, \quad (5.80)$$

де $H_{ст}$ – максимальна висота польоту (стеля), км;

A – коефіцієнт відвалу поляри;

$F_{1ст} = k_{оп} C_{х кр}$; $F_{2ст} = C_{х ф} / k_{мід}$.

Величини коефіцієнтів A, $C_{х кр}$, $C_{х ф}$

$$\overline{m}_{п.н.р} = \frac{0{,}0035H_{ст}(1 - 0{,}03y)(0{,}8 + 0{,}3M_{ст})}{1 - 0{,}004H_{ст}}. \quad (5.81)$$

Тягоозброєність, яка забезпечує задану швидкопідйомність біля землі, визначають за формулою

$$t_{0y} = \frac{0{,}6}{\xi_{наб}} \sqrt[3]{\frac{V_{y_{H=0}}^2 \left(F_{1y} + F_{2y} p\right)}{p}}, \qquad (5.82)$$

де $\xi_{наб} = \xi_V \xi_H \xi_{вз} \xi_{др} \xi_{ф}$ – для режиму набору висоти біля землі $H \approx 0$;

$M_{наб}$ – число Маха, яке відповідає швидкості по траєкторії при наборі висоти;

$V_{y_{H=0}}$ – швидкопідйомність у землі, м/с, задана в ТЗ;

F_{1y}, F_{2y} розраховуються для режиму $H \approx 0$.

Питома надмірна потужність V_y^* вимірюється в м/с і визначає здатність літака до розгону. Тягоозброєність, яка забезпечує задану величину V_y^*, визначають за формулою

$$t_0^* = \frac{1}{\xi^*} \left[\frac{\left(1 - \overline{m}_{G.н.р}\right) V_y^*}{a_H^* M^*} + \frac{q^* C_x{}^*}{p} \right], \qquad (5.83)$$

де $\xi^* = \xi_V \xi_H \xi_{вз} \xi_{др} \xi_{ф}$ – коефіцієнти, що визначають для режиму польоту M^*, H^*, на якому досягається задана величина V_y^*; орієнтовно вони дорівнюють: V_y^* = 150 ... 250 м/с; H^* = 9 ... 12 км; M^* = 0,9 ... 1,2;

a_H^* – швидкість звуку на висоті H^*;

q^* – швидкісний натиск, який відповідає режиму M^*, H^*.

$C_x{}^* = F_1^* + F_2^* p + F_3^* p^2$ – величини F_1^*, F_2^*, F_3^*.

Для винищувачів (особливо винищувачів повітряного бою для завоювання переваги в повітрі) важливо забезпечити можливість досягнення певних перевантажень. Тягоозброєність, яка забезпечує задану величину перевантаження при маневруванні, розраховують за формулою

$$t_{on} = \frac{1{,}13 n_y}{\xi_n} \sqrt{A\left(F_{1n} + F_{2n} p\right)}, \qquad (5.84)$$

де n_y – задане в ТЗ експлуатаційне перевантаження;

$\xi_n = \xi_V \xi_H \xi_{вз} \xi_{др} \xi_{ф}$ – коефіцієнти, що визначаються при режимі польоту H, M, для якого задано величину n_y;

A, F_{1n}, F_{2n} розраховують для H, M, на яких указується величина n_y.

Для розрахунку $\overline{m}_{c.y}$ для кожного значення питомого навантаження крила p береться найбільше значення t_{0i}, отримане з формул (5.71), (5.79), (5.80), (5.82), (5.83) і (5.84). Типові залежності $t_{0i} = f(p)$ показані на рис. 5.29, а $\overline{m}_{c.y} = f(TTB, p)$ – на рис. 5.30.

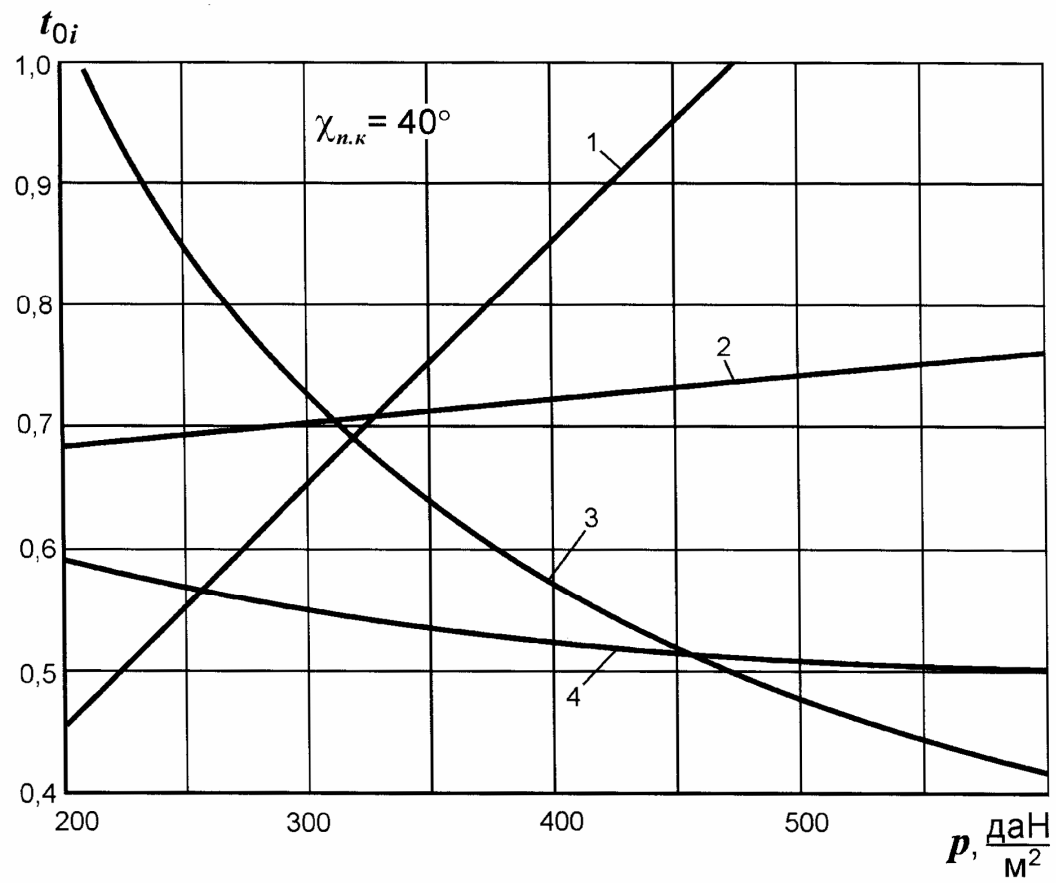


Рис. 5.29. Залежність стартових тягоозброєностей t_{0i} від питомого навантаження на крило:

1 – тягоозброєність, необхідна для забезпечення заданої довжини розгону перед зльотом L_p;

2 – тягоозброєність, необхідна для забезпечення заданої максимальної висоти польоту H_{cm};

3 – тягоозброєність, необхідна для забезпечення заданого максимального числа M польоту;

4 – тягоозброєність, необхідна для забезпечення заданої питомої надмірної потужності V_y^*.

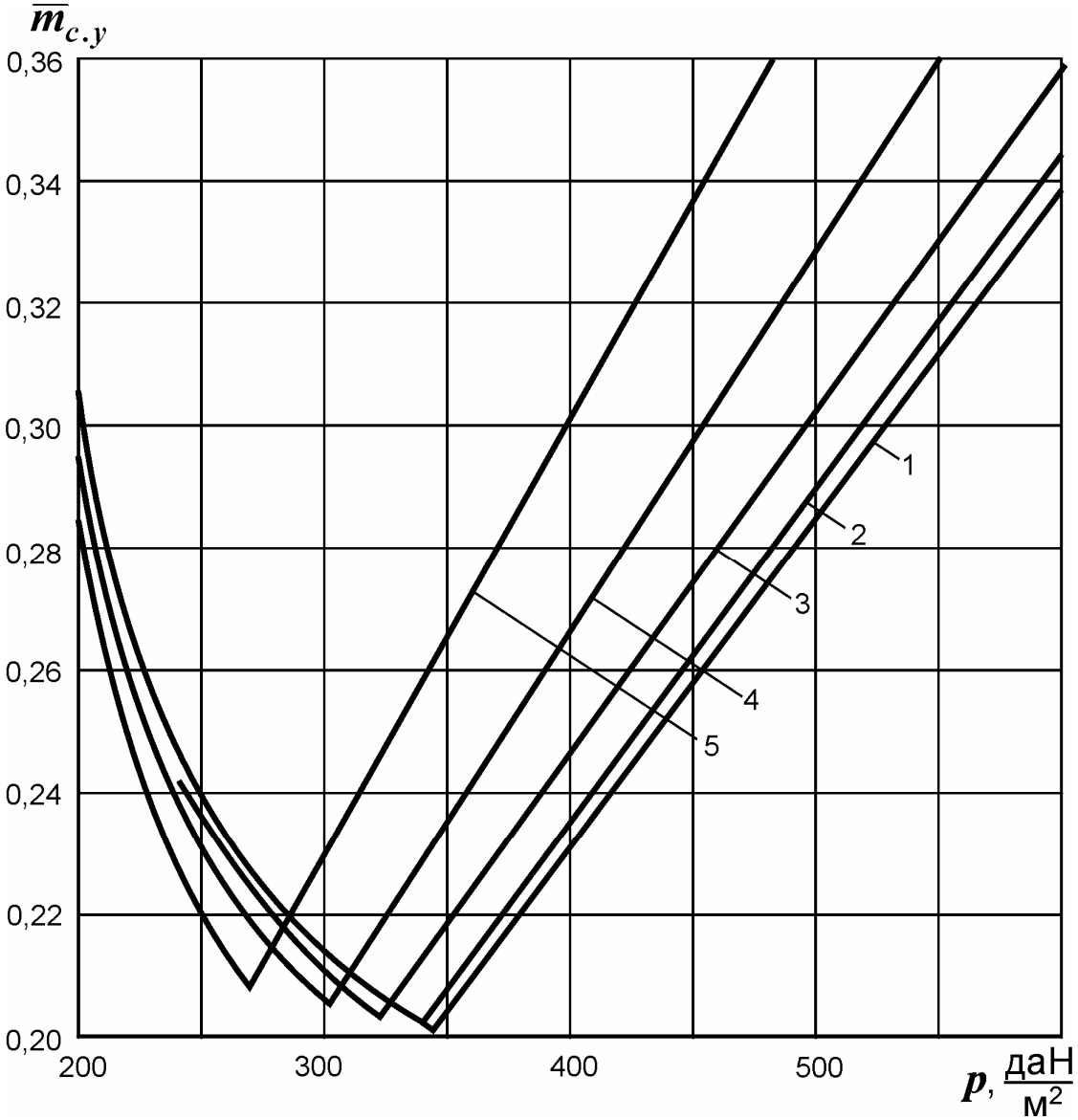


Рис. 5.30. Залежність відносної маси силової установки $\overline{m}_{c.y}$

від кута стрілоподібності $\chi_{п.к}$ і питомого навантаження крила p:

1 – $\chi_{п.к}$ = 24°; 2 – $\chi_{п.к}$ = 32°; 3 – $\chi_{п.к}$ = 40°; 4 – $\chi_{п.к}$ = 48°; 5 – $\chi_{п.к}$ = 56°

5.5.3. Розрахунок відносної маси палива

Відносна маса палива $\overline{m}_{П}$ при заданій розрахунковій дальності польоту $L_{розр} \cong 2{,}2R$ (де R – радіус дії літака, виміряний в кілометрах) визначається формулою

$$\overline{m}_{П} = \overline{m}_{П.н.р} + \overline{m}_{П.зн.п} + S' \overline{m}_{П.крейс} + \overline{m}_{П.ост},$$

де $\overline{m}_{П.н.р}$ – відносна маса палива, яке витрачається при зльоті, наборі висоти $H_{крейс}$ і розгоні до $M_{крейс}$;

$\overline{m}_{П.зн.п}$ – відносна маса палива, яке витрачається за час зниження і посадки;

$\overline{m}_{П.крейс}$ – відносна маса палива, яке витрачається в крейсерському польоті зі

швидкістю $M_{крейс}$ на висоті $H_{крейс}$;

$\overline{m}_{П.ост}$ = 0,006 – відносна маса палива, яке витрачається на випробування двигуна, маневрування по аеродрому, залишок, що не витрачається;

S' = 1,05...1,06 – коефіцієнт, що враховує масу палива для навігаційного запасу.

Як відомо, для дозвукових літаків найбільш вигідними крейсерськими режимами є $H_{крейс}$ = 8...11 км. і $M_{крейс}$ = 0,8...0,9. Для надзвукових літаків ці $H_{крейс}$ і $M_{крейс}$ також економічно вигідні, але при виконанні бойового завдання частина дальності – $\alpha(L_{роз} - \beta H)$ – може бути подолана на надзвуковому режимі ($M_{крейс}$ >1). У цьому випадку $\overline{m}_{П.крейс}$ складається із запасу палива для дозвукового польоту $\overline{m}_{т.крейс.дз}$ і запасу палива для надзвукового польоту $\overline{m}_{т.крейс.надз}$.

Розрахункові формули для дозвукового польоту ($M_{крейс}$ <1):

$$\overline{m}_{П.н.р} = \frac{k_з H_{поч}(1 - 0{,}025y)(0{,}8 + 0{,}2M_{крейс})}{1 - 0{,}004H_{поч}}; \qquad (5.85)$$

$$\overline{m}_{П.зн.п} = 0{,}002H_{кін}(1 - 0{,}025y)(1 - 0{,}023H_{кін}); \qquad (5.86)$$

$$\overline{m}_{П.крейс} = \left\{1 - \exp\left[-\frac{(L_{розр} - \beta H)C_{р\,крейс}\sqrt{A(F_{1кр} + F_{2кр}p)}}{1{,}8a_H(M_{крейс} - \chi)}\right]\right\}, \qquad (5.87)$$

де $H_{поч}$, $H_{кін}$ – відповідно початкова та кінцева висоти крейсерского польоту, км;

$k_з$ = 0,0018 – набір висоти без зовнішніх підвісок;

$k_з$ = 0,0027 – набір висоти з великою кількістю зовнішніх підвісок;

βH – частина шляху, яка долається літаком при наборі висоти і зниженні, км;

β = 10...15 для дозвукових літаків (менше число – для літаків без зовнішніх підвісок);

β = 5...6 при наборі висоти надзвуковим літаком на форсованому режимі роботи двигунів;

$C_{р\,крейс}$ – питома витрата палива на крейсерському дозвуковому режимі $H_{крейс}$ і $M_{крейс}$, кг/даН·год.

$\chi = \frac{W_в}{3{,}6a_H}$, $W_в$ =50 км/год.

A, $F_{1к}$, $F_{2к}$ – розраховується для крейсерського режиму $H_{крейс}$ і $M_{крейс}$.

Розрахункові формули для надзвукового крейсерського польоту ($M'_{крейс}$ ≥1,3) такі:

$$\overline{m}'_{П.н.р} = 1{,}36 \cdot 10^{-3}\left[1{,}962H'_{поч} + (a_H M'_{крейс})^2 \cdot 10^{-4}\right]\frac{1 - 0{,}45y}{1 - 0{,}15M'_{крейс}y}; \qquad (5.88)$$

$$\overline{m}'_{П.зн.п} = 0{,}01 + 0{,}001H'_{кін}; \qquad (5.89)$$

$$\overline{m}'_{т.крейс} = \left\{1 - \exp\left[- \frac{\left(L_{розр} - \beta H\right) C'_{р\,крейс} \sqrt{A'\left(F'_{1кр} + F'_{2кр} p\right)}}{1{,}8 a_H M'_{крейс}} \right] \right\}, \qquad (5.90)$$

де $C'_{р\,крейс}$ – питома витрата палива на надзвуковому крейсерському режимі польоту $M'_{крейс}$, $H'_{крейс}$. Якщо паспортні дані двигунів за витратами палива відсутні, $C_{р\,крейс}$ і $C'_{р\,крейс}$ можна отримати з розрахунків за формулами (5.41) і (5.42).

Величини A', $F'_{1к}$, $F'_{2к}$ розраховують для $M'_{крейс}$ і $H'_{крейс}$.

Надзвукові літаки можуть виконувати комбінований політ на дальність, тобто частина – на дозвуковій швидкості і частина – на надзвуковій швидкості польоту. В цьому випадку загальна відносна маса палива для крейсерського польоту розраховують таким чином:

$$\overline{m}'_{П.крейс} = \left\{2 - \exp\left[- \frac{(1-\alpha)\left(L_{розр} - \beta H\right) C_{р\,крейс} \sqrt{A\left(F_{1кр} + F_{2кр} p\right)}}{1{,}8 a_H M_{крейс}} \right] - \right.$$

$$\left. - \exp\left[- \frac{\alpha\left(L_{розр} - \beta H\right) C'_{р\,крейс} \sqrt{A'\left(F'_{1кр} + F'_{2кр} p\right)}}{1{,}8 a_H M'_{крейс}} \right] \right\}, \qquad (5.91)$$

де α – частка розрахункової дальності польоту, що виконується літаком на надзвуковій крейсерській швидкості.

Типова залежність $\overline{m}_П = f(p)$ показана на рис. 5.31.

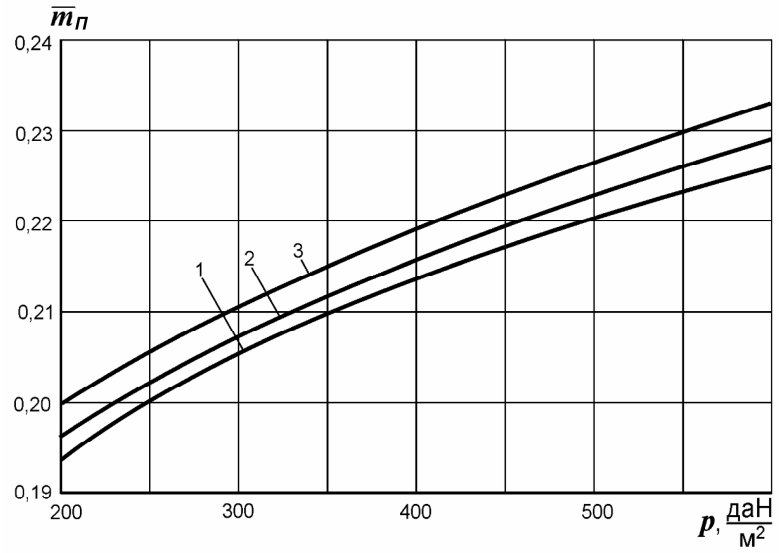


Рис. 5.31. Залежність відносної маси палива $\overline{m}_П$ від кута стрілоподібності $\chi_{п.к}$ і питомого навантаження крила p:

1 – $\chi_{п.к}$ = 24°; 2 – $\chi_{п.к}$ = 48°; 3 – $\chi_{п.к}$ = 56°

5.5.4. Маса літака в першому наближенні

Злітна маса літака в першому наближенні

$$m_0^I = \frac{m_{б.н} + m_{ек}}{1 - \left(\overline{m}_{кон} + \overline{m}_{с.у} + \overline{m}_{П} + \overline{m}_{об.кер}\right)}, \qquad (5.91)$$

де $m_{б.н}$ – маса бойового навантаження, кг, задана в технічному завданні (ТЗ);

$m_{ек} = 105 n_{ек}$, кг; $n_{ек}$ – кількість членів екіпажу, залежить від конкретного призначення літака і ТТВ до нього;

$\overline{m}_{кон}$, $\overline{m}_{с.у}$, $\overline{m}_{П}$ - відносна маса конструкції, силової установки, палива.

$\overline{m}_{об.кер}$ – відносна маса обладнання і керування з табл. 5.1; $\overline{m}_{об.кер}$ = 0,12...0,14.

У результаті розрахунків отримаємо злітну масу першого наближення m_0^I як функцію питомого навантаження на крило p і одного з геометричних параметрів крила λ, χ, $\bar{c}$ ....

Далі m_0^I, $\overline{m}_{с.у}$ і $\overline{m}_{П}$ використовують як початкові дані для розрахунку абсолютної маси крила $m_{кр}$, фюзеляжу $m_{ф}$, оперення $m_{оп}$, шасі $m_{ш}$ і злітної маси літака у другому наближенні $m_0^{II} = f(p, \lambda, \bar{c} ...)$.

5.5.5. Розрахунок маси конструкції

Масу крила дозвукового літака розраховують за формулою

$$m_{кр} = 1{,}14 \cdot 10^{-4} k_{мех} k_{кон} k_{н.м} \varphi_2 n_p \times$$

$$\times \frac{\lambda}{\cos^{1{,}5} \chi_{0{,}25}} \sqrt{\frac{(m_0')^3}{p \cdot \theta \cdot \bar{c}_0}} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1}\left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3}\right), \qquad (5.93)$$

де m_0^I – злітна маса літака, кг, одержана у першому наближенні;

$\mu = \bar{c}_0 / \bar{c}_к$, тут $\bar{c}_0$ і $\bar{c}_к$ – відповідно відносна товщина біля кореня і на кінці крила;

θ = 1 – для однолонжеронного, трьохлонжеронного крила;

θ = 0,9 – для дволонжеронного крила;

φ_2 – коефіцієнт розвантаження крила

$$\varphi_2 = 0{,}93 - 0{,}014 k_{с.у} - 6{,}3 \cdot 10^{-3} k_{ш\,кр} - \overline{m}_{вант.кр}\left(\bar{z}_{вант.кр}\right)^2, \qquad (5.94)$$

тут $k_{су}$ = 1,0, якщо двигуни встановлені на крилі;

$k_{су}$ = 0, якщо двигуни знаходяться у фюзеляжі;

$k_{ш\,кр}$ = 1,0, якщо основні стояки шасі розташовані в крилі;

$k_{ш\,кр}$ = 0 – в інших випадках;

n_p = 9...12 – розрахункове перевантаження;

$k_{мех}$ = 1,0 – при використанні щитків або однощілинних закрилків;

$k_{мех}$ = 1,15 – при використанні закрилків Фаулера і передкрилків;

$k_{кон}$ = 0,9, якщо широко використовуються монолітні й стільникові конструкції;

$k_{кон}$ = 0,95 – використовуються клепані конструкції й конструкції з обмеженим застосуванням монолітних силових елементів;

$k_{кон}$ = 1,00 – використовується звичайна клепана конструкція;

$k_{н.м}$ = 1,00 – основний матеріал конструкції типу Д16;

$k_{н.м}$ = 1,20 – основний матеріал конструкції типу АМГ (морський клімат);

$k_{н.м}$ = 0,8...0,85 – для силових елементів крила використовуються вугле- і бороластики;

$\bar{m}_{вант.кр}$ – відносна маса вантажу на крилі і в крилі (паливо, бойове навантаження);

$\bar{z}_{вант.кр}$ – відносна координата вантажу на крилі і в крилі.

Для розрахунків маси крила надзвукового літака використовують формулу

$$m_{кр} = \frac{k_t \varphi_з n_p}{\cos \chi_{0,5}} \sqrt{\frac{\lambda (m_0')^3}{p}} \left(\frac{3{,}5 \cdot 10^{-6} \lambda}{\bar{c}_0} + \frac{0{,}69 \cdot 10^{-3}}{\lambda} + 1{,}68 \cdot 10^{-4} \right) + \frac{5{,}5 m_0^I}{p}, \qquad (5.95)$$

де $\varphi_з$ = 0,7...0,8 – коефіцієнт розвантаження крила;

k_t – коефіцієнт, що враховує вплив аеродинамічного нагрівання на масу конструкції, визначається з табл. 5.3.

Масу фюзеляжу розраховують за формулою

$$m_ф = 0{,}003 \lambda_ф m_0^I + 10 d_{ф.екв}^2 \lambda_ф + 8 d_{ф.екв}^3 + 150 M + 300 + 0{,}03 k_{шф} m_0^I, \qquad (5.96)$$

де $\lambda_ф$ – подовження фюзеляжу $\lambda_ф = \ell_ф / d_{ф\,екв}$;

m_0^I – маса літака в першому наближенні, кг;

$d_{ф\,екв}$ – еквівалентний діаметр фюзеляжу, м;

M – розрахункове число Маха польоту;

$k_{шф}$ = 1, якщо основні стояки шасі закріплені на фюзеляжі і забираються в нього;

$k_{шф}$ = 0,5, якщо основні стояки не закріплені на фюзеляжі.

Для дозвукових літаків маса оперення визначається формулою

$$m_{оп} = \left(0{,}946 + 1{,}5 \cdot 10^{-3} V_{розр}\right)\left(4{,}4 + 8 \cdot 10^{-4} m_0^I\right)\left(\bar{S}_{г.о} + \bar{S}_{в.о}\right)\frac{m_0^I}{p}, \quad (5.97)$$

де $V_{розр}$ – розрахункова швидкість польоту, км/год;

$\bar{S}_{г.о}$, $\bar{S}_{в.о}$ – відносні площі горизонтального та вертикального оперення, взяті із статистики;

m_0^I – злітна маса літака в першому наближенні, кг;

p – питоме навантаження на крило, даН/м^2.

Для надзвукових літаків масу оперення визначають за формулою

$$m_{оп} = \frac{k_{мт} m_0^I}{p}\left(g_{г.о} \cdot \bar{S}_{г.о} + g_{в.о}\bar{S}_{в.о}\right), \quad (5.98)$$

де $k_{мт}$ = 1, якщо застосовують звичайний матеріал (Д16);

$k_{мт}$ = 0,95, якщо обмежено використовуються нові матеріали;

$k_{мт}$ = 0,85 – при широкому використанні композиційних матеріалів;

$g_{г.о}$ = 3+7,2·10^{-3} $q_{\max}$ – для суцільноповоротного ГО;

$g_{г.о}$ = 2+6·10^{-3} $q_{\max}$ – для нерухомого ГО з рулем напряму;

$q_{\max}$ = 0,7 $p_H M_{\max}^2$ – розрахунковий швидкісний напір, даН/м^2.

Масу шасі розраховують за формулою

$$m_ш = 0{,}032 m_0^I \frac{m_0^I \cdot 10^{-3} + 359}{m_0^I \cdot 10^{-3} + 249}, \quad (5.99)$$

де m_0^I – маса літака в першому наближенні, кг.

На рис. 5.32 показано залежність $\bar{m}_{кон}^{II} = f(\chi_{п.к}, p)$ у другому наближенні.

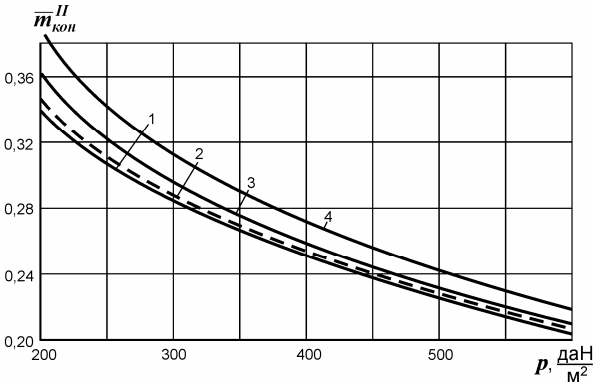


Рис. 5.32. Залежність відносної маси конструкції $\bar{m}_к^{II}$ від кута стрілоподібності $\chi_{п.к}$ і питомого навантаження крила p (розрахунок другого наближення):

1 – $\chi_{п.к}$ = 24°; 2 – $\chi_{п.к}$ = 32°; 3 – $\chi_{п.к}$ = 40°; 4 – $\chi_{п.к}$ = 48°

Масу обладнання і керування розраховують за формулою

$$m_{об.кер} = m_{р.о} + 0{,}05m_0^I + \left(1 + 2{,}7 \cdot 10^{-4} \cdot M^6\right)\left(30n_{тк} + 0{,}02 \cdot m_0^I\right), \quad (5.100)$$

де $m_{р.о}$ – маса радіообладнання, кг, визначається за каталогами (за відсутності таких даних можна прийняти $m_{р.о}$ = 400... 600 кг);

m_0^I – маса літака в першому наближенні, кг;

$n_{ек}$ – число членів екіпажу.

5.5.6. Розрахунок злітної маси літака в другому наближенні

Злітну масу літака в другому наближенні визначають за формулою

$$m_0^{II} = \frac{m_{б.н} + m_{ек} + m_{об.кер} + m_{кр} + m_{ф} + m_{оп} + m_{ш}}{1 - (\overline{m}_{с.у} + \overline{m}_{т})}. \quad (5.101)$$

Тут маси крила $m_{кр}$, $m_{оп}$, $\overline{m}_{с.у}$ і $\overline{m}_{т}$ є функціями питомого навантаження на крило, тому злітна маса літака у другому наближенні є функція p, тобто $m_0^{II} = f(p)$.

Для розрахунків злітної маси надзвукового багатоцільового винищувача типу МіГ-29 були задані такі початкові дані: $M_{\max H=11}$ = 2,3; $H_{пот}$ = 18 км; $m_{б.н}$ = 4000 кг; $R_д$ = 950 км; $L_р$ = 250 м; $n_р$ = 10; λ = 3,4; η = 4; $\lambda_ф$ = 10,5; $\overline{S}_{г.о}$ = 0,22; $\overline{S}_{в.о}$ = 0,22; у процесі розрахунків варійованим параметром була вибрана стрілоподібність крила $\chi_{п.к}$.

Зупинимося на аналізі залежності злітної маси літака другого наближення m_0^{II} від стрілоподібності $\chi_{п.к}$ і питомого навантаження крила p. На рис. 5.33 чітко виражені значення мінімальних злітних мас для кожної стрілоподібності $\chi_{п.к}$ = 24...48° залежно від питомого навантаження крила; ці значення виділені пунктирними лініями і стрілками. Це безумовний мінімум, оскільки на величини p не накладалося ніяких обмежень. Справа цифрами 5 позначені для кожної стрілоподібності обмеження за величиною посадкової швидкості $p_{пред}^{V_{пос}}$ ($V_{пос}$ = 250 км/год). Видно, що величина посадкової швидкості не впливає на вибір m_0^{II} і p. Зліва цифрами 6 позначені обмеження величини питомого навантаження на крило за величиною нормального перевантаження літака $n_y^{турб}$ при тривалому польоті на малій висоті $p_{пред}^{n_y}$ (швидкість польоту відповідає M = 0,95, швидкість вертикального пориву вітру

W = 5 м/с) в умовах атмосферної турбулентності (у неспокійному повітрі). З рис. 5.33 чітко видно, що це обмеження впливає на остаточний вибір величин p і m_0^{II}. Так, наприклад, при $\chi_{п.к}$ = 24° без обмежень $m_{0\,min}^{II}$ = 19600 кг і p = 360 даН/м^2, при $\chi_{п.к}$ = 32° $m_{0\,min}^{II}$ = 20000 кг і p = 345 даН/м^2; з обмеженнями: при $\chi_{п.к}$ = 24° $m_{0\,min}^{II}$ = 20000 кг і p = 402 даН/м^2; при $\chi_{п.к}$ = 32° $m_{0\,min}^{II}$ = 20300 кг і p = 383 даН/м^2.

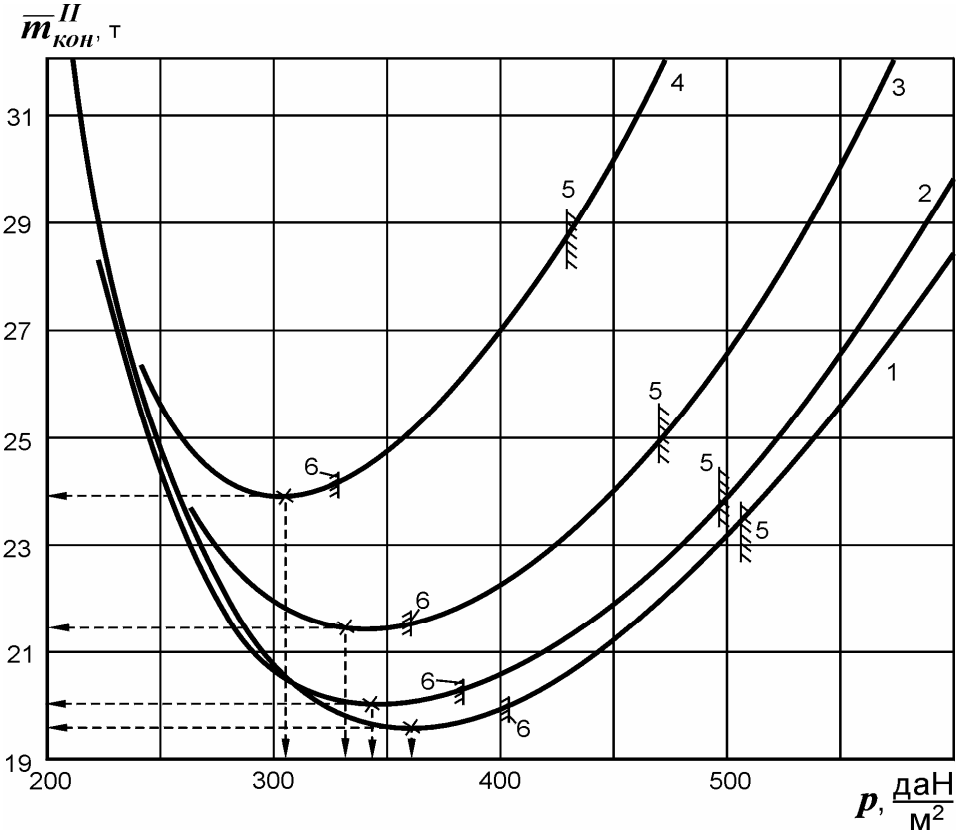


Рис. 5.33. Залежність злітної маси літака m_0^{II} (друге наближення) від стрілоподібності $\chi_{п.к}$ і питомого навантаження крила p:

1 – $\chi_{п.к}$ = 24°; 2 – $\chi_{п.к}$ = 32°; 3 – $\chi_{п.к}$ = 40°; 4 – $\chi_{п.к}$ = 48°; 5 – обмеження величини питомого навантаження крила по величині посадкової швидкості $p_{пред}^{V_{пос}}$ ($V_{пос}$ = 250 км/год); 6 – обмеження величини питомого навантаження при польоті в неспокійній атмосфері $p_{пред}^{n_y}$ (M = 0,95; W = 5 м/с)

Таким чином, обмеження $p_{пред}^{n_y}$ примушує відступати від чистого безумовного мінімуму при прийнятті рішення про значення $m_{0\,min}^{II}$ і $p_{опт}$.

Рис. 5.33 також показує, що стрілоподібність крила $\chi_{п.к}$ = 24 або 32° мало впливає на злітну масу, відповідно 20000 і 20300 кг, тоді як стрілоподібності крила

$\chi_{п.к}$ = 40 і 48° приводять до різкішого зростання злітної маси літака. Це свідчить на користь приймання $\chi_{п.к}$ = 24...32°. Ще одним переконанням для ухвалення стрілоподібності у межах 24...32° є графіки залежності відносної маси порожнього літака від $\chi_{п.к}$ і p (рис. 5.34).

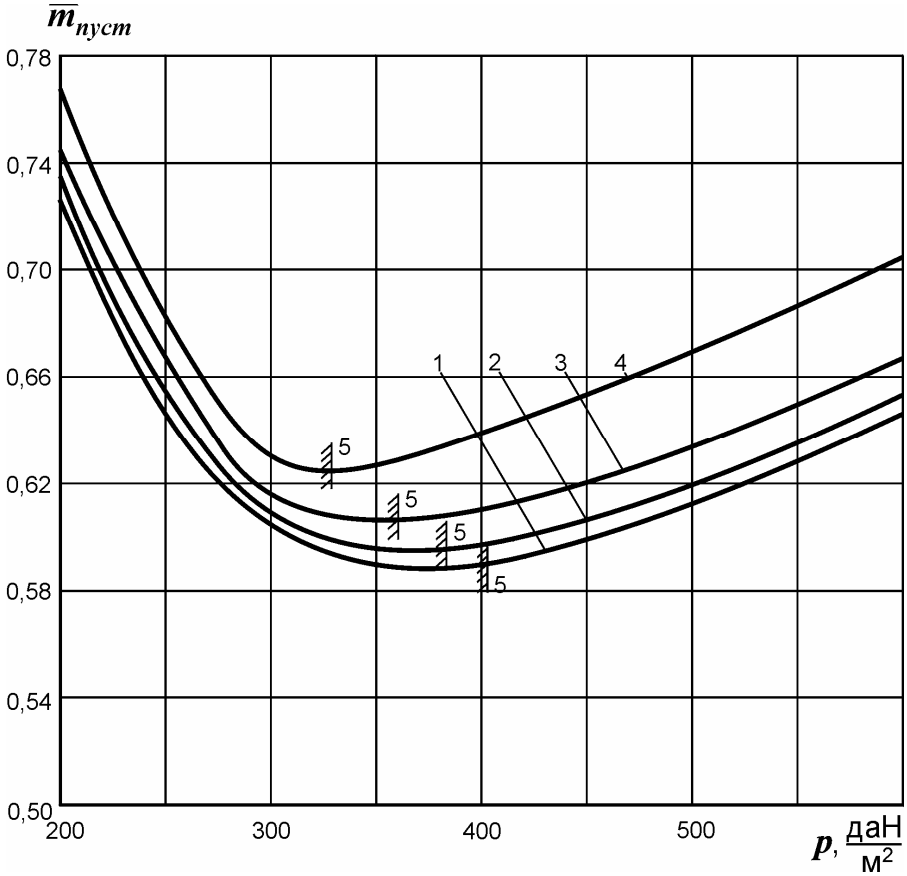


Рис. 5.34. Залежність відносної маси порожнього літака $\overline{m}_{пуст}$ від кута стрілоподібності $\chi_{п.к}$ і питомого навантаження на крило p:

1 – $\chi_{п.к}$ = 24°; 2 – $\chi_{п.к}$ = 32°; 3 – $\chi_{п.к}$ = 40°; 4 – $\chi_{п.к}$ = 48°; 5 – обмеження $p^{n_y}_{пред}$

Цифрами 5 з урахуванням обмежень $p^{n_y}_{пред}$ показані мінімальні значення $\overline{m}_{пуст} = f(\chi_{п.к}, p)$. Ці величини такі: при $\chi_{п.к}$ = 24° $\overline{m}_{пуст}$ = 0,59; при $\chi_{п.к}$ = 32° $\overline{m}_{пуст}$ = 0,595; при $\chi_{п.к}$ = 40° $\overline{m}_{пуст}$ = 0,605; і при $\chi_{п.к}$ = 48° $\overline{m}_{пуст}$ = 0,624. Таким чином, і показник $\overline{m}_{пуст}$ свідчить на користь ухвалення для подальшого розроблення проекту літака таких даних: $\chi_{п.к}$ = 24...32°; p = 380 ... 400 даН/м² і $m^{II}_{0\,min}$ = 20000...20300 кг.

5.6. РОЗРАХУНОК МАСИ ЛІТАКА В ТРЕТЬОМУ НАБЛИЖЕННІ

Суть визначення злітної маси літака в третьому наближенні полягає в уточненні маси силової установки та маси палива. При цьому слід ураховувати, що паралельно можуть уточнюватися і маси інших складових літака. Крім того, нижче пропонується спосіб уточнення маси обладнання.

Таким чином, мета цього підрозділу – уточнення мас обладнання, силової установки і палива для розрахунку мас у третьому наближенні.

Початковими даними для розрахунків у цьому підрозділі є результати розрахунку в попередніх розділах. За основу беруть злітну масу другого наближення m_0^{II} і відповідні неї розміри літака S, $S_{г.о}$, $S_{в.о}$, $d_ф$, $\ell_ф$, ..., дані двигунів P_{oi}, y, $n_{дв}$, $m_{дв}$, c_p,..., льотні характеристики M_{max}, $M_{крейс}$, $H_{поч}$, $H_{кін}$, ..., відносні геометричні параметри літака λ, $\bar{c}$, χ, η, $\lambda_ф$, $\lambda_{г.о}$, $\lambda_{в.о}$, ..., креслення загального вигляду і компонування літака.

5.6.1. Підбір двигуна і перевірка довжини розгону перед зльотом

Раніше були визначені величини оптимального питомого навантаження на крило, які відповідають мінімальній масі літака, з урахуванням обмежень за величиною посадкової швидкості й нормального перевантаження при польоті в турбулентній атмосфері.

Використовуючи дані розрахунків максимальної потрібної тягоозброєності (енергоозброєності) для відповідного типу літака, для оптимального питомого навантаження на крило визначається величина потрібної тягоозброєності (енергоозброєності) t_0^*. Розрахункова величина тяги, даН, або потужності, кВт, одного двигуна тепер визначається формулами:

$$P_{0i} = \frac{t_0^* m_0^{II} g}{10 n_{дв}}; \qquad (5.102)$$

$$N_{0i} = \frac{t_0^* m_0^{II} g}{10 n_{дв}}. \qquad (5.103)$$

Далі за отриманою розрахунковою потрібною тягою (потужністю) підбирається реальний двигун з відомими паспортними даними: тяга (потужність), питома витрата палива, маса, габаритні розміри, ресурс . При цьому бажано, щоб дійсна тяга або потужність не перевищували більше ніж на 5...10% розрахункові значення, тому що на розрахункових режимах польоту доведеться сильно дроселювати режим роботи двигуна, а це призведе до збільшення витрати палива.

Перевірку довжини розгону перед зльотом для літаків з ТРД, ТРДД, ТВлД виконують за формулою

$$L_p = \frac{0{,}832\,p}{C_{y\,зл}\left[\frac{\xi_V \xi_H \xi_{др} \xi_{зл} P_{0i} n_{дв} 10}{m_0^{II} g} - \frac{1}{3}\left(\frac{1}{K_{зл}} + 2f\right)\right]}; \qquad (5.104)$$

для літаків з ТВД

$$L_p = \frac{0{,}832\,p}{C_{y\,зл}\left[\frac{25{,}5\xi_V \xi_H \xi_{др} N_{0i} n_{дв} \eta_{в.зл}}{m_0^{II}}\sqrt{\frac{C_{y\,зл}}{p}} - \frac{1}{3}\left(\frac{1}{K_{зл}} + 2f\right)\right]}, \qquad (5.105)$$

де p – оптимальне питоме навантаження на крило, даН/м^2;

$C_{y\,зл}$ – коефіцієнт піднімальної сили при зльоті;

$n_{дв}$ – число двигунів, установлених на літаку;

P_{0i}, N_{0i} – паспортна тяга одного двигуна, даН або кВт;

ξ_V, ξ_H, $\xi_{зл}$, $\xi_{др}$ – коефіцієнти, які беруть до уваги варіації тяги (потужності) відносно злітної швидкості, висоти аеродрому зльоту, втрати в повітрозабірниках, та ступеня дроселювання двигунів.

$\eta_{в.зл}$ - коефіцієнт корисної дії гвинта при зльоті;

$K_{зл}$ – аеродинамічна якість літака при зльоті;

f – коефіцієнт тертя при зльоті.

Величини C_y і K, $\xi_{зл}$, $\xi_{др}$, $\eta_в$, f беруть з попередніх розрахунків для $p_{опт}$.

5.6.2. Розрахунок динаміки польоту літака

Розрахунок динаміки польоту викликаний необхідністю перевірки відповідності отриманих льотних характеристик літака заданим у технічному завданні.

По-перше, необхідно виконати розрахунки аеродинамічних характеристик літака, потім, грунтуючись на цих розрахунках, – розрахунки потрібної тяги або потужностей для різних висот і швидкостей (чисел М) польоту. Виконується побудова графічних залежностей потрібної тяги і наявної тяги літака $P_{потр}$, $P_{наяв}$ (рис. 5.35). Розрахунок $P_{потр}$, $P_{наяв}$ і графіки дають можливість збудувати діаграму (рис. 5.36) висота – швидкість польоту та виконати розрахунки других льотних характеристик літака з

прийнятою масою m_0^{II}, розмірами S, $S_{г.о}$, $S_{в.о}$, $d_ф$, ..., двигунами P_{0i}, y, c_p, $m_{дв}$, геометрією λ, $\bar{c}$, χ, $\lambda_ф$, ... Якщо отримані льотні характеристики відповідають ТЗ, це означає, що двигун вибрано вірно і його паспортні дані використовують для уточнення маси силової установки та маси палива.

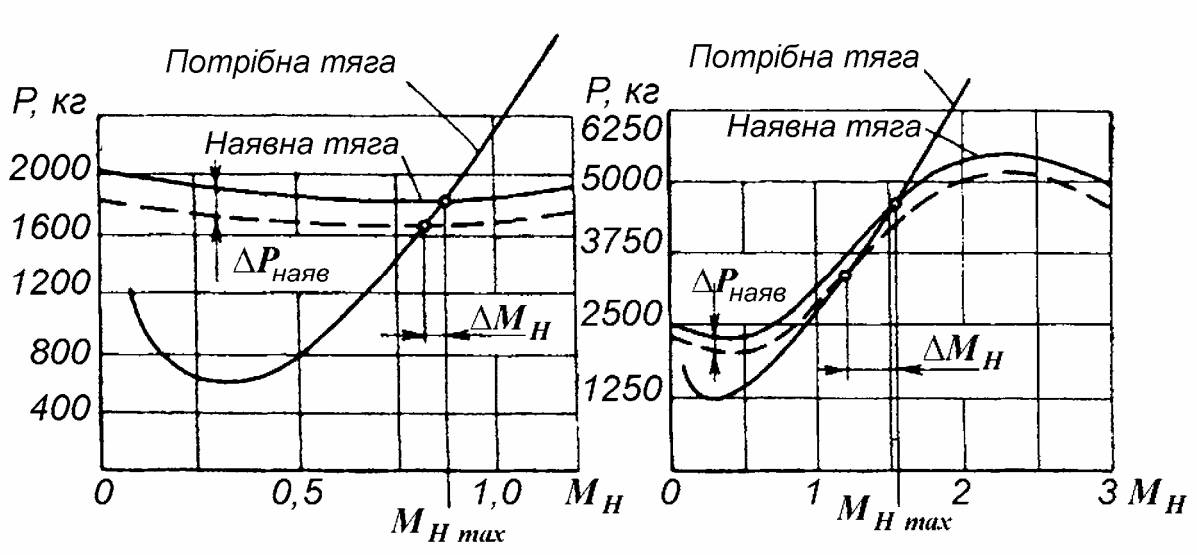


Рис. 5.35. Графіки потрібної та наявної тяг:

а – при малих M_H падіння тяги $\Delta P_{наяв}$ приводить до порівняно невеликого зниження максимальної швидкості польоту;

б – при великих M_H падіння тяги $\Delta P_{наяв}$ приводить до великого зниження максимальної швидкості польоту

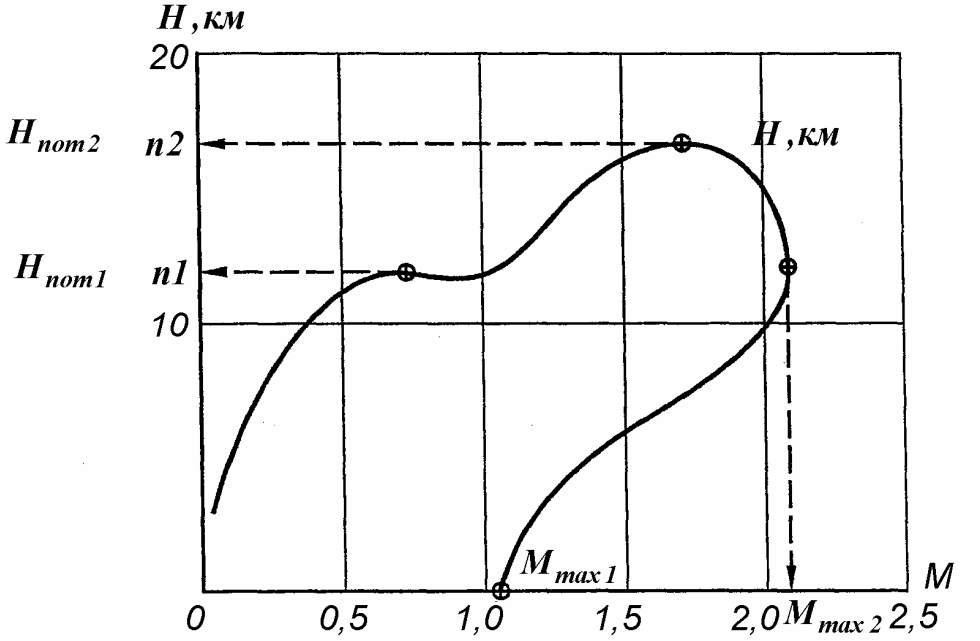


Рис. 5.36. Діаграма "висота – швидкість польоту": результат розрахунків динаміки польоту літака. Умови виконання технічного завдання:

$M_{\max 1} \geq M_{1ТЗ}$; $M_{\max 2} \geq M_{2ТЗ}$; $H_{пот1} \geq H_{1ТЗ}$; $H_{пот2} \geq H_{2ТЗ}$

Відразу уточнимо, що для розрахунків маси силової установки і палива використовуватимуться не середні статистичні дані, наприклад питома вага двигунів, питома витрата палива і т.д., а паспортні дані конкретного реального двигуна, режими польоту з розрахунків динаміки польоту літака. Отже, для розрахунків третього наближення необхідно виконати аеродинамічний розрахунок літака і розрахунок динаміки його польоту.

5.6.3. Визначення маси силової установки

Для визначення маси силової установки використовують формулу

$$m_{с.у} = R' m_{дв} n_{дв}\,, \qquad (5.106)$$

де $n_{дв}$ – число двигунів, установлених на літаку;

$m_{дв}$ – маса двигуна за паспортом, кг;

R' – коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки порівняно з масою двигунів.

Для літаків з ТРД, ТРДД і ТВлД

$$R' = k_1\left(1 + k_{р.ш}\frac{n_{дв.рев}}{n_{дв}}\right)\left[k_ф + \frac{k_{вз}}{\gamma_{дв}}\left(1{,}2 + 0{,}275\,y^{0{,}75}\right)^2\right], \qquad (5.107)$$

де k_1 – коефіцієнт, що враховує кількість двигунів і місце їх установлення на літаку, визначається за табл. 5.5;

$k_{р.ш}$ – коефіцієнт, що враховує наявність реверсу тяги і шумоглушення,

$k_{р.ш}$ = 0,1 – реверс тяги; $k_{р.ш}$ = 0,15 – реверс тяги і шумоглушення;

$n_{дв.рев}$ – число двигунів, оснащених реверсом тяги;

$k_ф$ – коефіцієнт, що враховує наявність форсажу двигунів;

$k_ф$ = 1,0 – двигуни без камер форсажів;

$k_ф$ = 1,5 – двигуни, оснащені камерами форсажів;

$\gamma_{дв}$ – паспортна питома вага двигуна, даН/даН;

$k_{вз}$ – коефіцієнт, що враховує тип повітрозабірників і сопел двигунів, визначається за табл. 5.6;

y – ступінь двоконтурності, вказаний в паспорті двигуна.

Таблиця 5.5

Коефіцієнти k_1

Розміщення двигунів	Число двигунів				
	1	2	3	4	>4
У кормовій частині фюзеляжу	0,93	0,95	–	–	–
На кормовій частині фюзеляжу	–	1,00	1,02	1,03	–
На крилі	–	0,95	–	1,00	1,02
Змішане: один двигун на кормі + два двигуни на крилі	–	1,01	–	–	–

Таблиця 5.6

Коефіцієнти $k_{вз}$

Число M польоту	Повітрозабірник	Сопло	$k_{вз}$
<1	Круглий	Кругле	0,0236
<1	Круглий	Кругле з шумоглушником	0,0290
>1	Круглий	Кругле	0,0315
>1	Плоский короткий	Кругле	0,0354
>1	Плоский довгий	Кругле	0,0490
>1	Плоский	Плоске	0,0510

Для літаків із ТВД і ТВВД масу силової установки визначають за формулою

$$m_{с.у} = R' n_{дв}\left(m_{дв} + m_{лоп} n_{лоп} + m_{вт}\right), \qquad (5.108)$$

де R' – коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки порівняно з масою двигунів і гвинтів, разом узятих;

$m_{лоп}$ – маса лопаті, кг;

$n_{лоп}$ – кількість лопатей на одному гвинті;

$m_{вт}$ – маса втулки гвинта, кг;

$m_{дв}$ – маса двигуна, кг (узята з його паспорта).

Коефіцієнт R' визначається формулою

$$R' = 1{,}3 + \frac{1{,}5(0{,}1 + 0{,}9/\sqrt[3]{N_{0i}})}{\gamma'_{дв}}, \qquad (5.109)$$

де N_{0i} – потужність одного двигуна, кВт (узята з його паспорта);

$\gamma'_{дв}$ – питома вага двигуна з гвинтом, даН/кВт:

$$\gamma'_{дв} = \frac{m_{дв} + m_{лоп} n_{лоп} + m_{вт}}{N_{0i}}. \qquad (5.110)$$

Питому вагу двигуна з гвинтом визначають за формулою (5.110).

Масу лопатей і втулки гвинта можна одержати за формулами:

маса лопаті $m_{лоп} = 3D_в^2 - 8D_в + 10$, (5.111)

маса втулки $m_{вт} = 20D_в + 8$. (5.112)

У формулах (5.111) і (5.112) $m_{лоп}$, $m_{вт}$ – у кг, $D_в$ – у м.

На закінчення ще раз підкреслимо, що формули (5.108), (5.109) принципово не відрізняються від тих, що використовувалися для розрахунків відносних мас силової установки в другому наближенні. Істотна відмінність полягає в початкових даних, використаних у цих формулах. Тут беруться не середньостатистичні $m_{дв}$, $\gamma_{дв}$, $\gamma'_{дв}$, y, P_0, N_0, а паспортні дані конкретних, бажано, найкращих серійних двигунів.

5.6.4. Визначення маси палива

У третьому наближенні маса палива визначається формулою

$$m_П = m_0^{II} \overline{m}_T^{II}, \quad (5.113)$$

де m_0^{II} – злітна маса літака в другому наближенні, кг;

$\overline{m}_П^{II}$ – відносна маса палива, яка визначається за пропонованою нижче методикою.

А. Визначення відносної маси палива для пасажирських і транспортних літаків з ТРДД і ТВлД

Відносна маса палива являє собою суму

$$\overline{m}_П^{II} = \overline{m}_{П.н.в} + \overline{m}_{П.крейс} + \overline{m}_{П.н.з} + \overline{m}_{П.зн} + \overline{m}_{П.ост}, \quad (5.114)$$

де $\overline{m}_{П.н.в}$ – відносна маса палива, яка витрачається на набір висоти;

$\overline{m}_{П.крейс}$ – відносна маса палива, яка витрачається в крейсерському польоті;

$\overline{m}_{П.н.з}$ – відносна маса палива для навігаційного запасу;

$\overline{m}_{П.зн}$ – відносна маса палива, яка витрачається на зниження і посадку;

$\overline{m}_{П.ост}$ – відносна маса палива для запуску і прогрівання двигунів, рулювання по аеродрому, залишок якої не зливається, $\overline{m}_{П.ост}$ = 0,006.

$$\overline{m}_{П.н.в} = \frac{0{,}0035 H_{поч}(1 - 0{,}03y)}{1 - 0{,}004 H_{поч}}; \quad (5.115)$$

$$\overline{m}_{П.зн} = 0{,}002 H_{кін}(1 - 0{,}03y)(1 - 0{,}023 H_{кін}), \quad (5.116)$$

де $H_{поч}$, $H_{кін}$ – початкова і кінцева висота крейсерського польоту, км, які приймаються згідно з даними аеродинамічного розрахунку або уточнюються на основі економічних розрахунків і взагалі можуть відрізнятися від початково прийнятих у розрахунках першого і другого наближень;

y – паспортний ступінь двоконтурності двигуна, підібраного і встановленого на літаку (на відміну від середньостатистичної величини, яку використовували в першому і другому наближеннях).

Відносну масу палива для крейсерського польоту і навігаційного запасу визначають за формулами

$$\overline{m}_{П.крейс} = 1 - \exp\left[- \frac{(L - L_{н.зн}) C_{р\,крейс} \sqrt{A C x_0}}{1{,}8\left(a_H M_{крейс} - 0{,}28 W\right)} \right], \qquad (5.117)$$

$$\overline{m}_{П.н.з} = 1{,}8 C_{р\,крейс} \sqrt{A C_{x0}}\ , \qquad (5.118)$$

де L – дальність польоту, км, вказана в технічному завданні|;

$H_{сер}$ – середня висота крейсерського польоту $H_{сер} = (H_{поч} + H_{кін})/2$, км;

$L_{н.зн}$ – горизонтальна дальність при наборі висоти, розгоні і зниженні, км; $L_{н.зн} = 40\, H_{сер}$;

$M_{крейс}$ – крейсерське число M, яке відповідає крейсерській швидкості польоту (з розрахунків динаміки польоту для режиму найбільшої дальності польоту або тривалості польоту);

W – швидкість стрічного вітру:

H, км	3...6	7...9	10...12
W, км/год	30	50	70

$C_{р\,крейс}$ – питома витрата палива підібраного двигуна на крейсерській висоті й швидкості польоту (з паспорта двигуна), кг/даН·год;·

A – коефіцієнт відвалу поляри;

$C_{x\,0}$ – коефіцієнт лобового опору при нульовій піднімальній силі.

Якщо дані про $C_{р\,крейс}$ для $M_{крейс}$ і $H_{сер}$ відсутні, але є паспортна питома витрата палива $C_{р\,0}$, то його зміну за висотою і швидкістю польоту можна розрахувати за такими формулами:

– для висот $H \le 11$ км

$$C_{р\,крейс} = C_{р\,0}\left[\ 1 + \left(0{,}27 + 0{,}2\, y M^2_{крейс}\right)\sqrt{M_{крейс}} - 0{,}02 H_{сер}\right]\ ; \qquad (5.119)$$

– для висот H >11 км

$$C_{р\,крейс} = C_{р\,0}\left[\ 0{,}78 + \left(0{,}27 + 0{,}2\, y M^2_{крейс}\right)\sqrt{M_{крейс}}\right]\ . \qquad (5.120)$$

Коефіцієнт відвалу поляри визначається так:

$$A = \frac{k_2\left(1+\bar{S}_ф\right)}{k_1 \pi \lambda}. \qquad (5.121)$$

Складові частини розраховують за формулами:

$$k_1 = 1 + 6{,}667 \cdot 10^{-4} \chi_{0,25} - 7{,}778 \cdot 10^{-5} \left(\chi_{0,25}\right)^2; \qquad (5.122)$$

$$k_2 = \frac{2{,}7}{\lambda} + 0{,}095 \quad \text{для } \lambda \le 4{,}5; \qquad (5.123)$$

$$k_2 = 1{,}02 \quad \text{для } \lambda > 4{,}5;$$

$$\bar{S}_ф = \frac{d_ф}{S}\left(\frac{2\eta}{\eta+1}\sqrt{\frac{S}{\lambda}} - \frac{d_ф}{\lambda}\frac{\eta-1}{\eta+1}\right), \qquad (5.124)$$

де $\chi_{0,25}$ – стрілоподібність крила по 0,25 хорд, град (приймають із розрахунків другого наближення і креслення загального вигляду літака);

λ – геометричне подовження крила з розрахунків другого наближення;

$\bar{S}_ф$ – відносна площа крила, зайнята фюзеляжем, яку визначають за кресленням загального вигляду літака в другому наближенні;

$d_ф$, S, λ, η – відповідно діаметр фюзеляжа, м; площа крила, м^2; подовження і звуження крила (за результатами розрахунків другого наближення та креслення загального вигляду літака).

Величина коефіцієнта лобового опору при нульовій піднімальній силі $C_{x0} = F_1 + F_2 p$ визначається найточніше детальним аеродинамічним розрахунком. Тут наводиться скорочений і спрощений розрахунок F_1 і F_2 для загального розуміння способу розрахунку.

Отже,

$$F_1 = k_{оп}\left(C_{x\,тер.кр} + C_{x\,в.кр}\right), \qquad (5.125)$$

де $k_{оп}$ – коефіцієнт, що враховує збільшення лобового опору за рахунок оперення;

$C_{x\,тер.кр}$ – коефіцієнт опору тертя крила;

$C_{x\,в.кр}$ – коефіцієнт хвильового опору крила;

$$C_{x\,тер.кр} = \frac{0{,}174\left(1+2\bar{c}+9\bar{c}^2\right)\left(1+2\bar{c}M_{крейс}\right)\left(1-k_{Інт}\bar{S}_ф\right)}{\left(\lg \mathrm{Re}_{кр} - 1{,}6\right)^2\sqrt{1+0{,}2M_{крейс}^2}} + 0{,}001\bar{\ell}_щ; \qquad (5.126)$$

$$Re_{кр} = f(H) M_{крейс}\sqrt{S/\lambda}; \qquad (5.127)$$

$$f(H) = 2{,}33 \cdot 10^7\left(1 - \frac{H}{12} + \frac{H^2}{535}\right); \qquad (5.128)$$

$$C_{x\,в.кр} = C_{x\,в.\max}\left(\frac{M_{крейс} - M_{крит}}{1{,}25 - M_{крит}}\right)^3\left(1 + 3\frac{1{,}25 - M_{крейс}}{1{,}25 - M_{крит}}\right); \qquad (5.129)$$

$$C_{x\,в.\max} = \frac{2\pi\lambda\bar{c}^2\cos^2\chi_{0{,}25}}{2 + \lambda\bar{c}^{1/3}\cos^{5/3}\chi_{0{,}25}}; \qquad (5.130)$$

$$M_{крит} = 1 - \frac{\chi\lambda^2\sqrt{\bar{c}}}{\lambda^2 + 0{,}2}\cos\chi_{0{,}5}. \qquad (5.131)$$

У формулах (5.126) – (5.131) прийняті позначення:

$\bar{c}$ – відносна товщина профілю крила;

$k_{інт}$ – коефіцієнт інтерференції;

$k_{інт}$ = 0,6...0,7 – для низькоплана;

$k_{інт}$ = 0,8...0,9 – для середньоплана;

$k_{інт}$ = 0,9...1,0 – для високоплана;

$\bar{\ell}_{щ}$ – відносна довжина щілини між кормовою частиною крила і елероном, закрилком і передкрилком;

$M_{крит}$ – критичне число M;

χ – коефіцієнт, що враховує тип профілю крила, χ = 0,7 для звичайного профілю, χ = 0,5 для надкритичного профілю;

H – висота польоту, км.

Всі геометричні параметри визначаються за кресленням загального вигляду літака, побудованого за результатами розрахунків другого наближення.

При практичному виконанні розрахунків необхідно спочатку визначити $M_{крит}$, і якщо вийде, що $M_{крит} > M_{крейс}$, то розрахунки $C_{x\,в.кр}$ не потрібні.

Коефіцієнт лобового опору фюзеляжу і мотогондол розраховують за формулами:

$$F_2 = \left(C_{x\,тр.ф} + C_{x\,в.ф}\right)/k_{мід}; \qquad (5.132)$$

$$C_{x\,тр.ф} = 3{,}1\lambda_ф\left(1 + 0{,}1M_{крейс}^2\right)^{-0{,}67}\left[\frac{0{,}455}{\left(\lg \mathrm{Re}_ф\right)^{2{,}58}} - \frac{1700}{\mathrm{Re}_ф}\right]; \qquad (5.133)$$

$$\mathrm{Re}_ф = f\left(H, M_{крейс}, \lambda_ф, d_ф\right) = f\left(H, M_{крейс}, L_ф\right). \qquad (5.134)$$

Якщо $M_{крейс} > M_{крит.ф}$, то

$$C_{x\,в.ф} = \frac{1}{4\lambda_{нос}^2 + 1}; \qquad (5.135)$$

$$M_{крит.ф} = 1 - \frac{1}{\lambda_ф + 2\lambda_{нос}}. \quad (5.136)$$

У формулах (5.132) – (5.136) позначені:

$k_{мід}$ – навантаження на міделя, даН/м^2;

$\lambda_ф$ – подовження фюзеляжу;

$d_ф$ – діаметр фюзеляжу, м;

$L_ф$ – довжина фюзеляжу, м;

$\lambda_{нос}$ – подовження носової частини фюзеляжу.

Всі ці параметри мають визначатися за кресленням загального вигляду літака, побудованого на основі розрахунків другого наближення, тобто використання середньостатистичних даних є неприпустимим.

Б. Визначення відносної маси палива для пасажирських і транспортних літаків з ТВД

Відносну масу палива визначають за формулою (5.114).

Для розрахунку складових частин використовують формули:

$$\overline{m}_{П.н.в} + \overline{m}_{п.сн} = 0{,}00833 + 0{,}00144H + 0{,}000222H^2; \quad (5.137)$$

$$m_{П.н.з} = 0{,}00447 \frac{C_{е\,крейс} V_{крейс} \sqrt{AC_{x\,0крейс}}\ \tau_{н.з}}{\eta_{в.крейс}}; \quad (5.138)$$

$$m_{П.крейс} = 0{,}00602 \frac{C_{е\,крейс} L_{розр} \sqrt{AC_{x\,0\,крейс}}}{\eta_{в.крейс}}. \quad (5.139)$$

Розрахункова дальність польоту $L_{розр}$ визначається так:

$$L_{розр} = L - L_{наб.зн} = L - \left(2{,}6H^2 + 24{,}8H - 10\right), \quad (5.140)$$

де $L_{наб.зн}$ – відстань, яку пролітає літак при наборі висоти і зниженні;

H – крейсерська висота польоту, км, встановлюється розробником на основі досвіду експлуатації літаків, подібних проектованому;

$C_{е\,крейс}$ – питома витрата палива на крейсерській висоті й швидкості польоту, кг/даН·год·, для підібраного двигуна з його паспортних даних. Якщо $C_{е\,крейс}$ відсутній, а є $C_{е\,0}$, то $C_{е\,крейс}$ для $H_{крейс}$, $V_{крейс}$ можна визначити за формулою

$$C_{е\,крейс} = C_{е\,0} - 7{,}56 \cdot 10^{-5} V_{крейс} - 1{,}822 \cdot 10^{-3} H_{крейс}, \quad (5.141)$$

де $V_{крейс}$ – крейсерська швидкість польоту, км/год;

$\tau_{н.з}$ – розрахунковий час для визначення навігаційного запасу;

$\tau_{н.з}$ = 0,5 год для літаків, у яких між посадками не більше години;

$\tau_{н.з}$ = 0,75 год для літаків, у яких між посадками 1...3 години;

$\tau_{н.з}$ = 1…1,5 год для літаків великої дальності польоту ($L \geq 3500$ км) і літаків полярної авіації;

L – дальність польоту літака, км, задана в технічному завданні;

$\eta_{в.крейс}$ – коефіцієнт корисної дії гвинта на крейсерському режимі польоту, визначають за характеристиками певної серії гвинтів залежно від параметрів гвинта: діаметра гвинта $d_в$, числа оборотів гвинта $n_в$ у секунду, параметрів польоту $V_{крейс}$, $H_{крейс}$.

Коефіцієнт відвалу поляри і коефіцієнт лобового опору при нульовій піднімальній силі визначаються формулами попереднього підрозділу А.

В. Визначення відносної маси палива для бойових літаків з ТРД і ТРДД

Відносна маса палива являє собою суму

$$\overline{m}_П = \overline{m}_{П.н.в} + \overline{m}_{П.зн} + S\overline{m}_{П.крейс} + \overline{m}_{П.ост}, \qquad (5.142)$$

де $\overline{m}_{П.н.в}$ – відносна маса палива, яка витрачається на набір висоти і розгін до крейсерської або максимальної швидкості;

$\overline{m}_{П.зн}$ – відносна маса палива, яка витрачається на зниження і посадку;

S – коефіцієнт, що враховує відносну масу палива для навігаційного запасу;

$\overline{m}_{П.крейс}$ – відносна маса палива, яка витрачається в крейсерському польоті з $M_{крейс}$ на $H_{крейс}$;

$\overline{m}_{П.ост}$ – відносна маса палива, яка витрачається на запуск, випробування двигуна, маневрування по аеродрому, і залишок, який не використовується.

Для дозвукових літаків вигідними швидкостями і висотами крейсерських польотів є $M_{крейс}$ = 0,8...0,85 на $H_{крейс}$ =8...11 км. Для надзвукових літаків з метою досягнення найбільшої дальності польоту також вигідні вказані дозвукові режими польоту. Але відповідно до тактики бойового застосування частина розрахункової дальності $\alpha(L - \beta H)$ може бути подолана на надзвуковій швидкості польоту ($M_{крейс} > 1{,}25$). Розрахункова дальність польоту подається так: $L_{розр} \approx 2{,}2R_д$ (де $R_д$ – радіус дії, км).

У разі, коли задана дальність польоту долається при комбінованому польоті (дозвукової – надзвукової швидкості), $\overline{m}_{П.крейс}$ складається із запасу палива для дозвукового польоту $\overline{m}_{т.крейс.дз}$ і запасу палива для надзвукового польоту

$\overline{m}_{т.крейс.надз}$.

Розрахункові формули для визначення складових частин запасу палива для дозвукового польоту ($M_{крейс}$<1) такі:

$$\overline{m}_{П.н.в} = \frac{k_3 H_{поч}(1-0{,}025y)(0{,}8+0{,}2M_{крейс})}{1-0{,}04H_{поч}}; \quad (5.143)$$

$$\overline{m}_{П.сн} = 0{,}001H_{кін}(1-0{,}025y)(1-0{,}023H_{кін}); \quad (5.144)$$

$$\overline{m}_{П.крейс} = 1-exp\left[-\frac{(L_{розр}-\beta H)C_{р\,крейс}\sqrt{A(F_{1д}+F_{2д}p)}}{1{,}8a_H M_{крейс}-\psi}\right], \quad (5.145)$$

де $A = \frac{k_2(1+\overline{S}_ф)}{k_1\pi\lambda}$; $\psi = \frac{W_в}{3{,}6a_H}$; (5.146)

$H_{поч}$, $H_{кін}$ – відповідно початкова та кінцева висота польоту, км;

y – ступінь двоконтурності за паспортом двигуна (для ТРД y = 0);

k_3 = 0,005 – набір висоти без зовнішніх підвісок;

k_3 = 0,0327 – набір висоти з великою кількістю зовнішніх підвісок;

βH – частина горизонтальної дальності, яку проходить літак при наборі висоти, розгоні до розрахункової швидкості і зниженні, км;

β = 10...15 для дозвукових літаків (менші числа для літаків без зовнішніх підвісок);

β = 5...6 при наборі висоти надзвуковими літаками на режимах форсажів роботи двигунів;

$C_{р крейс}$ – питома витрата палива на крейсерському режимі польоту, кг/даН·год;·

a_H – швидкість звуку на розрахунковій висоті, м/с;

$W_в$ = 50 км/год – швидкість стрічного вітру.

Коефіцієнти k_1, k_2 визначають за формулами (5.122), (5.123).

Розрахункові формули для надзвукового крейсерського режиму польоту ($M'_{крейс}$>1,25) такі:

$$\overline{m}_{П.н.в} = 1{,}45\cdot 10^{-3}\left[\,1{,}962H_{поч} + (a_H M'_{крейс})^2\cdot 10^{-4}\right] \times \frac{1-0{,}45y}{1-0{,}15yM'_{крейс}}; \quad (5.147)$$

$$\overline{m}_{П.зн} = 0{,}01 + 0{,}001H_{кін}; \quad (5.148)$$

$$\overline{m}_{П.крейс} = 1-exp\left[-\frac{(L_{розр}-\beta H)C'_{р\,крейс}\sqrt{A'(F'_1+F'_2\cdot p)}}{1{,}8a'_H M'_{крейс}}\right], \quad (5.149)$$

де $C'_{р крейс}$ – питома витрата палива на надзвуковій швидкості і висоті польоту, кг/даН·год;·

A', F_1', F_2' визначають з формул для надзвукового $M'_{крейс}$, при цьому геометрія крила, оперення й фюзеляжу повністю мають бути взяті з креслення загального вигляду літака другого наближення.

Питомі витрати палива на дозвуковій і надзвуковій швидкостях $C_{p\,крейс}$ і $C'_{p\,крейс}$ беруть з паспортних характеристик двигуна. Якщо $C_{p\,крейс}$ і $C'_{p\,крейс}$ відсутні, а є $C_{p\,0}$ – питома витрата палива в стартових умовах, то C_p, C'_p можна розрахувати за формулами (5.119) і (5.120) підрозділу **А** для відповідних крейсерських чисел $M_{крейс}$ і висот польоту $H_{крейс}$.

Як уже наголошувалося вище, для надзвукового бойового літака може використовуватися комбінований режим польоту – дозвукова-надзвукова швидкість польоту. При комбінованому режимі польоту $\overline{m}_{П.н.в}$ і $\overline{m}_{П.зн}$ визначають за формулами надзвукового польоту (5.147), (5.148), а $\overline{m}_{П.крейс}$ – за формулою

$$\overline{m}_{П.крейс} = 2 - exp\left[-\frac{\alpha\left(L_{розр} - \beta H\right)C'_{p\,крейс}\sqrt{A'\left(F_1' + F_2' p\right)}}{1{,}8a'_H M'_{крейс}}\right] -$$

$$- exp\left[-\frac{(1-\alpha)\left(L_{розр} - \beta H\right)C_{p\,крейс}\sqrt{A\left(F_{1д} + F_{2д} p\right)}}{1{,}8a_H M_{крейс}}\right], \qquad (5.150)$$

де α – частка розрахункової дальності, яку літак пролітає на надзвуковій швидкості польоту.

Навігаційний запас палива беруть у межах S =1,04…1,07 (менші значення для великих значень $\overline{m}_{П.крейс}$).

Якщо в результаті розрахунків за формулами (5.147) – (5.150) сумарна відносна маса палива перевищує $\overline{m}_П$ = 0,3…0,35, то необхідно скоротити дальність польоту на надзвуковій швидкості.

Г. Визначення відносної маси палива для надзвукових пасажирських літаків

Повна відносна маса палива, необхідна для забезпечення заданої дальності польоту L (із заданим $M_{крейс}$ на $H_{крейс}$), є сумою

$$\overline{m}_т = \overline{m}_{т.н.в} + \overline{m}_{т.зн} + \overline{m}_{т.н.з} + \overline{m}_{т.крейс} + \overline{m}_{т.ост}, \qquad (5.151)$$

де $\overline{m}_{П.н.в}$ – відносна маса палива, яка витрачається при зльоті, наборі висоти і розгоні до крейсерської швидкості;

$\overline{m}_{П.зн}$ – відносна маса палива, яка витрачається на зниження і посадку;

$\overline{m}_{П.н.з}$ – відносна маса палива для навігаційного запасу;

$\overline{m}_{П.крейс}$ – відносна маса палива, яка витрачається в крейсерському польоті з

$M_{крейс}$ на $H_{крейс}$;

$\overline{m}_{П.ост}$ – відносна маса палива, яка витрачається на запуск, випробування двигуна, маневрування по аеродрому, і залишок, який не виробляється.

$$\overline{m}_{П.н.в} = \frac{0{,}005H_{поч}(1-0{,}03y)(0{,}8+0{,}3M_{крейс})}{1-0{,}004H_{поч}}; \quad (5.152)$$

$$\overline{m}_{П.зн} = 0{,}003H_{кін}(1-0{,}003y)(1-0{,}023H_{кін}); \quad (5.153)$$

$$\overline{m}_{П.н.з} = 0{,}95C_{р\,крейс.дз}\sqrt{A(F_{1д}+F_{2д}p)}; \quad (5.154)$$

$$\overline{m}_{П.ост} = 0{,}006; \quad (5.155)$$

$$\overline{m}_{П.крейс} = 1-exp\left[-\frac{(L-40H_{сер})C'_{р\,крейс}\sqrt{A'(F_1'+F_2'p)}}{1{,}8a'_H M'_{крейс}}\right], \quad (5.156)$$

де $H_{поч}$, $H_{кін}$, $H_{сер}$ – питома витрата палива, кг/даН·год, для крейсерської швидкості й висоти польоту визначається за паспортними даними;

$C'_{р\,крейс}$ – питома витрата палива, кг/даН·год, для крейсерської швидкості й висоти польоту, визначається за паспортними даними.

Якщо $C'_{р\,крейс}$ відсутній, а є паспортна витрата палива для стартових умов $C_{р0}$, то $C'_{р\,крейс}$ можна визначити за такими формулами:

– для двоконтурних двигунів

$$C_р = C_{р0}\left[0{,}78+(0{,}27+0{,}2yM^2_{крейс})\sqrt{M_{крейс}}\right], \quad (5.157)$$

де y – ступінь двоконтурності двигунів;

– для турбореактивних двигунів

$$C_р = C_{р0}\left[0{,}78+(0{,}27+0{,}0005\pi^{*2}_к M^2_{крейс})\sqrt{M_{крейс}}\right], \quad (5.158)$$

де $\pi^*_к$ – ступінь стиснення повітря в компресорі двигуна;

L – задана в технічному завданні дальність польоту, км;

a_H – швидкість звуку на крейсерській висоті польоту, м/с;

A' – коефіцієнт відвалу поляри на надзвуковій крейсерській швидкості польоту, в першому наближенні

$$A' = \frac{1}{\pi\lambda}\left(1+2\frac{M^2_{крейс}-1}{tg^2\chi_{п.к}}\right), \quad (5.159)$$

де λ і $\chi_{п.к}$ необхідно визначати за кресленням загального вигляду літака, побудованого за результатами розрахунків другого наближення.

У коефіцієнтах лобового опору

$$F_1 = k_{оп}C_{х\,кр},\ F_2 = C_{х\,ф}/k_{мід}$$

$k_{оп}$ і $k_{мід}$ також визначають за розрахунками другого наближення.

Незалежно від використаної методики розрахунків F_1 і F_2 всі геометричні характеристики літака для розрахунків слід брати з результатів розрахунку в другому наближенні.

5.6.5. Визначення маси устаткування

Як джерела даних устаткування можна використовувати матеріали періодичної літератури, а також технічні описи однотипних літаків, які містять необхідні відомості про устаткування. Маса устаткування, одержана в другому наближенні, обов'язково має бути скоректована за допомогою формул, які наводяться нижче. Необхідність такого коректування пояснюється безперервним удосконаленням устаткування і, крім того, при розширенні його функціональних можливостей – постійним зниженням його маси.

А. Маса обладнання і спорядження пасажирських літаків

Маса обладнання визначається формулами, що нижче перелічені:

Формула А.А. Бадягіна прийнята для пасажирських літаків із злітною масою $m_0 \le 50000$ кг і числом пасажирів $n_{пас} \ge 100$:

$$m_{уст.сп} = k_c k_{уст}^{сх} \left[500 + 0{,}12 m_0^{II} + 0{,}04 m_0^{II} \sqrt{\frac{n_{пас} + n_{ек}}{100}} - 0{,}0011 \left(m_0^{II}\right)^{1{,}333}\right], \quad (5.160)$$

де $m_{уст.сп}$ – маса устаткування і спорядження, кг;

$k_c = 1 - 0{,}015\Delta t$ – коефіцієнт вагового удосконалення устаткування; з часом обладнання удосконалиться, у тому числі і по масі;

Δt – даний період перспективи, роки (початок відліку – 1990 рік);

$k_{уст}^{сх}$ = 1,0 для літаків з двигунами, розміщеними на крилі;

$k_{уст}^{сх}$ = 1,02 для літаків змішаної схеми розміщення двигунів: два двигуни на крилі + один двигун на кормовій частині фюзеляжу (наприклад: DC-10, L-1011);

$k_{уст}^{сх}$ = 1,04 для літаків з двигунами на кормовій частині фюзеляжу (Ту-134, Як-42, Ту-154, Іл-62);

m_0^{II} – злітна маса другого наближення;

$n_{пас}$ – число пасажирів (указано в технічному завданні).

Формула В. С. Хухорева прийнята для пасажирських літаків із злітною масою m_0 >50000 кг і числом пасажирів $n_{пас}$ >100:

$$m_{уст.сп} = k_c \left(k_{уст}^{сх} m_{в.уст} + m_{п.уст}\right), \quad (5.161)$$

де $m_{в.уст}$ – маса власного устаткування літака, кг,

$$m_{в.уст} = 900 + 2{,}7\sqrt{m_0^{II}} + 0{,}0438 m_0^{II}; \quad (5.162)$$

$m_{п.уст}$ – маса пасажирського устаткування, кг,

$$m_{n.уст} = (n_{пас} + n_{тк})\left[\left(4{,}763 + 1{,}323 \cdot 10^{-5} m_0^{II}\right) + \right.$$

$$\left. + \left(0{,}318 + 0{,}882 \cdot 10^{-6}\right)\sqrt[3]{m_0^{II}}\right] + 141{,}37\sqrt{\frac{m_0^{II}}{n_{пас} + n_{тк}}} -$$

$$- \left(2{,}646 + 7{,}35 \cdot 10^{-6} m_0^{II}\right)\sqrt{m_0^{II}}\,. \qquad (5.163)$$

У формулах (5.161) – (5.163) позначення ті ж, що і у формулі (5.160).

За рекомендаціями В. М. Шейніна для літаків із злітною масою 50000 кг $\leq m_0 \leq$ 100000 кг і числом пасажирів $100 \leq n_{пас} \leq 250$ масу устаткування і спорядження $m_{уст.сп}$ слід визначати за формулами А. А. Бадягіна і В. С.Хухорева і в подальших розрахунках використовувати середню величину.

Б. Маса обладнання і спорядження надзвукових пасажирських літаків

Масу устаткування і спорядження для надзвукових пасажирських літаків визначають за формулою

$$m_{уст.сп} = k_c k_{уст}^{сх}\left[\, 500 + 0{,}12 m_0^{II} + \left(1 + 2{,}7 \cdot 10^{-4} M^6\right) \times \right.$$

$$\left. \times 0{,}04 m_0^{II}\sqrt{\frac{n_{пас} + n_{ек}}{100}} - 0{,}0011\left(m_0^{II}\right)^{4/3}\right], \qquad (5.164)$$

де M – число Маха, відповідне крейсерській швидкості польоту;

$k_{уст}^{сх}$ = 1,00 – всі двигуни розміщені на крилі;

$k_{уст}^{сх}$ = 1,01 – змішане компонування двигунів;

$k_{уст}^{сх}$ = 1,08 – двигуни розміщені на кормі фюзеляжу;

$k_c = 0{,}8(1 - 0{,}015\Delta t)$.

В. Маса устаткування і спорядження ракетоносців і важких надзвукових літаків

Масу устаткування і спорядження ракетоносців і важких надзвукових літаків розраховують за формулою

$$m_{уст.сп} = m_{уст.кер} + n_{тк}(m_л + m_{сид}), \qquad (5.165)$$

де

$$m_{уст.кер} = k_c \left[0{,}05 m_0^{II} + m_{рад.уст} + \left(1 + 2{,}7 \cdot 10^{-4} M^6\right) \times \right.$$

$$\left. \times \left(30 n_{ек} + 0{,}02 m_0^{II}\right)\right], \qquad (5.166)$$

$m_{уст.кер}$ – маса устаткування і керування, кг;

$m_л$ = 105 кг – маса одного члена екіпажу з костюмом і парашутом;

$m_{сид}$ = 40…50 кг – маса одного сидіння катапульти;

k_c = 1−0,01 Δt;

$m_{рад.уст}$ = 1500 кг – маса радіоустаткування;

M – число Маха, відповідне максимальній швидкості польоту.

Г. Маса устаткування літаків типу винищувачів і штурмовиків

Масу устаткування літаків типу винищувачів і штурмовиків розраховують за формулою

$$m_{уст.сп} = m_{уст.кер} + n_{ек}\left(m_л + m_{сид}\right), \tag{5.167}$$

де

$$m_{уст.кер} = k_c \left[\left(1 + 2{,}7 \cdot 10^{-4} M^6\right)\left(0{,}082 m_0^{II} + 30 n_{ек} + m_{рад.уст}\right)\right]. \tag{5.168}$$

Тут $m_{рад.уст}$ = 240 кг – маса радіоустаткування, решта позначень див. вище.

Д. Маса устаткування транспортних літаків

Масу устаткування транспортних літаків визначають за формулами:

$$m_{уст.сп} = m_{уст.кер} + m_{ек}; \tag{5.169}$$

$$m_{уст.кер} = k_c\left[0{,}2345 + 5 \cdot 10^{-4} m_0^{II} + 1{,}9 \cdot 10^{-6}\left(m_0^{II}\right)^2\right] \times \left(m_0^{II}\right)^{0{,}7622 - 4{,}37 \cdot 10^{-4} m_0^{II}}, \tag{5.170}$$

де $m_{уст.сп}$ – маса устаткування і спорядження, т;

$m_{уст.кер}$ – маса устаткування і керування, т;

$m_{ек} = \left(80 n_{ек} + 10 n_{ек}\right) \cdot 10^{-3}$ – маса екіпажу, т.

Тут 80 – маса одного члена екіпажу, кг; 10 – маса особистих речей одного члена екіпажу, кг;

m_0^{II} – злітна маса другого наближення, т;

k_c =1…0,01 Δt.

Номенклатуру устаткування вибирають відповідно до призначення літака і конкретних характеристик. Спектр вирішуваних задач, принципи роботи і побудови комплексів обладнання розглядають у спеціальних курсах. Перелік обладнання конкретних типів літаків, габаритні розміри, масу окремих блоків і елементів, розміщення визначають відповідно до технічних описів і паспортів.

5.6.6. Визначення злітної маси

Злітну масу літака в третьому наближенні визначають за таким рівнянням:

$$m_0^{III} = m_{кр}^{II} + m_{ф}^{II} + m_{оп}^{II} + m_{ш}^{II} + m_{ек} + m_{об}^{III} + m_{П}^{III} + m_{с.у}^{III} + m_{ком}, \quad (5.171)$$

де $m_{кр}^{II}$, $m_{ф}^{II}$, $m_{оп}^{II}$, $m_{ш}^{II}$ – відповідно маси крила, фюзеляжу, оперення та шасі, взяті із результатів розрахунків другого наближення; ці маси необхідно вибирати для оптимального питомого навантаження на крило $p_{опт}$, геометричних параметрів λ, χ, $\lambda_ф$, $\bar{c}$, які забезпечують $m_{0\min}^{II}$; $m_{ек}$ – маса екіпажу, яку беруть за нормами і відповідно з ТТВ; $m_{уст}$, $m_{с.у}$, $m_{П}$ визначені в попередніх підрозділах; $m_{ком}$ – маса комерційного або бойового навантаження, дана у технічному завданні.

Після визначення маси літака в третьому наближенні m_0^{III} виконують остаточний розрахунок розмірів літака:

$S^{III} = \dfrac{m_0^{III} g}{10 p_{опт}}$ – площа крила, м^2;

$\ell^{III} = \sqrt{\lambda^{II} S^{III}}$ – розмах крила, м;

$b_к^{III} = \dfrac{2S^{III}}{\ell^{III}\left(\eta^{II} + 1\right)}$ – кінцева хорда крила, м;

$b_0^{III} = b_к^{III} \eta^{II}$ – коренева хорда крила, м;

$S_{г.о}^{III} = \bar{S}_{г.о} S^{III}$ – площа горизонтального оперення, м^2;

$S_{в.о}^{III} = \bar{S}_{в.о} S^{III}$ – площа вертикального оперення, м^2.

Величини $\lambda_{г.о}$, $\chi_{г.о}$, $\bar{c}_{г.о}$, $\eta_{г.о}$ встановлюються розробником за результатами збору і аналізу статистичних даних. Аналогічно визначаються $\lambda_{в.о}$, $\chi_{в.о}$, $\bar{c}_{в.о}$, $\eta_{в.о}$, $\lambda_ф$, $d_ф$, $\lambda_{н.ч}$, $\lambda_{к.ч}$.

Після визначення розмірів частин літака слід побудувати його загальний вигляд у третьому наближенні, виконати докладне вагове зведення паралельно з виконанням компонування і центрування літака.

Точне положення крила і оперення на фюзеляжі встановлюють тільки на основі компонування і центрування літака у всіх обов'язкових варіантах і з дотриманням нормативів і запасів поздовжньої статичної стійкості.

5.7. АНАЛІЗ РОЗРАХУНКІВ МАС ЛІТАКІВ ТА ЇХ СКЛАДОВИХ ЧАСТИН

Раніше вже підкреслювалося, що розрахунок маси літака являє собою процес послідовних наближень. У зв'язку з цим виникає декілька питань: питома вага складових частин літака відносно повної його маси, точність розрахунків, можливі шляхи зменшення мас складових частин літака. Розглянемо послідовно ці питання.

Відносна маса крила. В середньому відносна маса крила $\overline{m}_{кр} \approx$ 0,08...0,12, яка становить 0,3...0,4 від маси конструкції літака, тобто

$$m_{кр} = (0{,}3...0{,}4) m_{кон}.$$

Аналіз формул маси крила показує, що відносна маса крила збільшується із зростанням розрахункового перевантаження n^p, подовження λ і стрілоподібності крила χ і зменшується із зростанням питомого навантаження при зльоті p, відносної товщини крила $\bar{c}_0$ біля кореня, звуження в плані η і зі збільшенням відношення $\mu = \bar{c}_0 / \bar{c}_к$. Із зростанням m_0 при $(n^p, p, \varphi) = const$ та інших незмінних параметрах значення $\overline{m}_{кр}$ збільшуються.

Якщо із зростанням m_0 питоме навантаження крила зростає за законом лінійної подібності: $p = 10\sqrt[3]{m_0}$, то $\overline{m}_{кр}$ також збільшується.

Зростання площі крила при інших незмінних параметрах призводить до збільшення $\overline{m}_{кр}$.

Маса 1 м^2 крила росте із збільшенням m_0.

Способи зниження маси крила, які залежать від конструктора:

- розвантаження за допомогою розміщення цільового навантаження по розмаху (особливо велике зниження $\overline{m}_{кр}$ може бути отримане на важких і надважких вантажних літаках);
- зниження розрахункових перевантажень за допомогою обмежень режимів польоту, а також застосування “активних” поверхонь керування, що знижують піки повітряних навантажень і зменшують перерізувальні сили, згинальний та крутильний моменти;
- застосування нових матеріалів з вищою питомою міцністю, жорсткістю, витриваліших до повторних навантажень (наприклад, вугле- і бороплastиків і т. п);
- оптимізація силової схеми і параметрів.

Типовий розподіл маси по елементах для лонжеронних крил літаків з $m_0 \le 3 \cdot 10^3$ кг і кесонних крил літаків з $m_0 \ge 20 \cdot 10^3$ наведено в табл. 5.7.

Таблиця 5.7

Маси елементів крила, %

Елементи	Лонжеронне крило	Кессонне крило
Силова і несилова обшивки (без елеронів і механізації)	35...40	27...32
Лонжерони	23...28	7…11 (стінки)
Стрингери	4...8	25...30
Нервюри	8...10	8…12
Вузли, стики	3...4	6...8
Елерони, закрилки, передкрилки, інтерцептори	10...15	10...15
Кріплення та інше	4...6	4...6

Масу крила в процесі проектування можна знизити також при заданих (відомих) розмірах і силовій схемі крила, заданих навантаженнях і ресурсі за допомогою комплексу конструктивних і технологічних заходів, основними з яких є такі:

- уточнення методів розрахунку, які призводять до зменшення запасів “на недостатню впевненість”;
- підвищення рівня напруги (головним чином – критичної напруги втрати стійкості) і жорсткості тонкостінних силових елементів крила, що може бути досягнуте зі застосуванням композиційних конструкцій та ін.;
- зниження об'ємної густини матеріалу несилових елементів крила за допомогою застосування легких сплавів, пластмас, склопластиків і т.п.; відмова від конструктивних рознімань крила по розмаху або зменшення кількості рознімань;
- зменшення числа деталей і стиків;
- зміцнення поверхонь панелей кесона та інших силових елементів, наприклад, за допомогою спеціальних дробоструминних машин;
- звуження полів допусків, більш широке використання мінусових (негативних) допусків;
- усунення технологічних надлишків маси конструкції, наприклад, за допомогою хімічного фрезерування.

Ретельне конструктивно-технологічне опрацьовування крила, застосування нових матеріалів та інші заходи можуть привести до сумарного зниження маси крила на 15...20 % (без урахування ефекту розвантаження і активного керування).

Відносна маса фюзеляжу. Маса фюзеляжу складається з маси його конструкції з

підлогою, перегородками, гермоднищами, лючками, вікнами, ліхтарями кабіни пілотів, вузлами стиків із крилом і опереннням, вузлами кріплення двигунів і цільового навантаження, рампами, кріпленням озброєння і шасі.

В середньому $\overline{m}_{ф} \approx 0{,}08...0{,}12$, що становить 30…40% маси конструкції літака.

Аналіз маси фюзеляжу, як і її розрахунок, часто потребує визначення маси 1м^2 його поверхні $F_{ф.вм}$, що обтікається:

$$g_{ф} = m_{ф} / F_{ф.вм} = \overline{m}_{ф} m_0 / F_{ф.вм}, \qquad (5.172)$$

де $F_{ф.вм}$ – в м^2:

$$F_{ф.вм} = 4\lambda_{ф} S_{мід} \left(1 - \frac{0{,}2\lambda_{нос}}{\lambda_{ф}} - \frac{0{,}35\lambda_{корм}}{\lambda_{ф}} \right). \qquad (5.173)$$

Аналіз вагових формул фюзеляжу показує, що відносна маса фюзеляжу зменшується із зростанням злітної маси літака. Збільшення $\ell_{ф}$, $d_{ф}$, $\lambda_{ф}$ при інших незмінних параметрах приводить до зростання $\overline{m}_{ф}$.

Маса 1м^2 обтічної поверхні фюзеляжу збільшується зі зростанням m_0 і $\lambda_{ф}$ і трохи зменшується зі зростанням $d_{ф}$ при $\ell_{ф}$ = const.

Типовий розподіл маси фюзеляжу між елементами для легких (з негерметичним фюзеляжем) і важких дозвукових пасажирських літаків наведений в табл. 5.8.

Для зниження маси фюзеляжу в процесі його проектування слід застосовувати ті ж конструктивно–технологічні заходи, що і при проектуванні крила.

Маса фюзеляжу значно залежить від його довжини і діаметра, від загальних компонувальних особливостей літака. Тому при компонуванні літака необхідно проаналізувати всі можливі рішення і знайти оптимальне.

Відносна маса оперення. Маса оперення значно менше маси крила або фюзеляжу. В середньому вона становить $\overline{m}_{оп}$ = 0,015... 0,025. Для літаків безхвостої схеми $\overline{m}_{оп} \le 0{,}01$; для маневрених літаків (типу F-15; Су-27; МіГ-29) $\overline{m}_{оп}$ = 0,025... 0,035. Незважаючи на малу відносну масу, на початку проектування масу оперення слід визначати по можливості точніше. Така увага до маси оперення пояснюється її великим впливом на центрування літака.

Аналіз формул для $\overline{m}_{оп}$ показує, що відносна маса оперення знижується із зростанням злітної маси, якщо $\overline{S}_{оп}$ = const, а площі крила і оперення зростають за законом лінійної подібності (при інших незмінних параметрах). Із збільшенням площі, подовження, а також стрілоподібності горизонтального і вертикального оперень відносна маса оперення зростає. Збільшення відносної товщини профілів ГО і ВО приводить до зниження $\overline{m}_{оп}$.

Таблиця 5.8

Розподіл маси фюзеляжу між його елементами, %

Елементи	Легкі літаки $\lambda_ф$ = 6...8	Важкі літаки $\lambda_ф$ = 9...12
Обшивка	25...30	25.30
Стрингери і лонжерони	12...15	15...20
Шпангоути	20...25	22.27
Підлоги	6...9	8.12
Ліхтар пілотів	10...12	2...3
Вікна пасажирської кабіни	3...5	4...5
Двері, трапи, люки	6...8	3...4
Інші (перегородки, з'єднання, багажники, герметизація, кріплення)	7...9	9...11

Т-подібне оперення значно важче оперення з низькорозташованим ГО (на 50...60 %) при інших незмінних параметрах ($S_{г.о}$, $S_{в.о}$, p та ін.), оскільки вертикальне оперення довантажується силами і моментами від горизонтального оперення. І, додатково, горизонтальне оперення в Т-подібній схемі важче низькорозташованого, оскільки розраховується на несиметричне навантаження, яке на 1/3 більше симетричного.

Розподіл маси оперення дозвукових літаків між елементами наведено в табл. 5.9.

У табл. 5.9 мається на увазі, що оперення легких літаків – дволонжеронне, а важких літаків – кесонне.

Відносна маса шасі. Відносна маса колісного шасі сучасних літаків становить у середньому $\overline{m}_ш$ = 0,03...0,05. Як правило, із збільшенням тоннажу літаків (до 250... 350 т) $\overline{m}_ш$ зменшується.

Таблиця 5.9

Розподіл маси оперення між елементами, %

Елементи	$m_0 \le 7 \cdot 10^3$ кг	$m_0 < 10^5$ кг
Стабілізатор і кіль		
Лонжерони і стрингери	25...30	25...30
Обшивка	30...35	32...37
Нервюри	5...7	9...12
Вузли кріплення	2...3	6...8
Рулі з балансирами, тримерами, вузлами кріплення та ін.	20...25	15...18
Інші (закінцівки, кріплення, деталі кріплення устаткування)	6...10	3...6

Значно впливають на $\overline{m}_ш$ вимоги прохідності на грунтових аеродромах. У цьому випадку маса шасі збільшується унаслідок необхідності збільшення ширини і діаметрів коліс, зниження тиску в пневматиках.

Залежність відносної маси шасі $\overline{m}_ш$ від злітної маси літака m_0 показана на рис. 5.37.

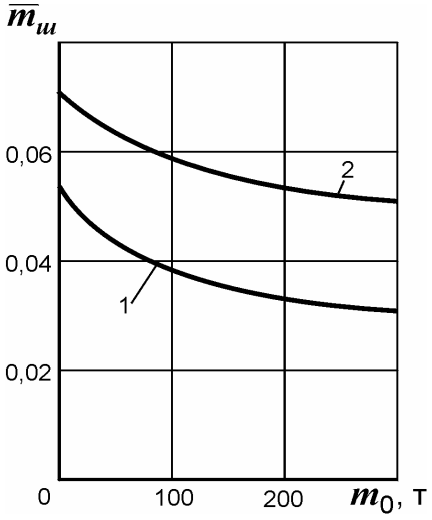


Рис. 5.37. Відносна маса шасі залежно від злітної маси літака:
1 – колісне шасі для бетонного аеродрому;
2 – колісне шасі для грунтового аеродрому

Розподіл маси шасі літаків між елементами (без обтічників для прибраного положення) наведено в табл. 5.10. Дані цієї таблиці стосуються літаків, які експлуатуються на бетонних аеродромах.

Таблиця 5.10

Розподіл маси шасі між елементами, %

Елементи	Головні стояки		Носовий стояк
	з двома колесами	чотирьох–колісний візок	
Колеса	55...60	45...50	20...25
Амортизаційні стояки зі шліц-шарнірами	14...16	16...5	20...25
Деталі візка, осі коліс	3...4	9...11	3...4
Кінематичні деталі і механізми, замки, деталі керування і автоматики	20...24	20...24	45...48
Стулки з керуванням та інше	2...3	2...3	3...4

На основні стояки шасі зазвичай доводиться 80...85% маси шасі, на носову – 15...20 %.

Шасі для грунту, як уже підкреслювалося, важче, ніж шасі для бетонного аеродрому, внаслідок збільшеної маси коліс великих розмірів. Діаметр коліс $d_к$ та їх ширина $b_к$, см, для цих літаків мають задовольняти співвідношенню

$$d_к b_к \geq 3{,}15 \frac{\overline{m}_{гол.ш} \cdot m_0}{n_к \left(\sigma_{міц} - k_m\right)}, \qquad (5.174)$$

де $n_к$ – сумарна кількість коліс (включаючи і носове);

m_0 – злітна маса, кг;

$\sigma_{ум}$ – задана умовна міцність грунту, даН/см^2;

k_m – коефіцієнт тандемності.

Число коліс, які проходять по колії	1	2	3 і більше
k_m	0,6	1,6	2,2

Для зменшення маси шасі необхідно:

- прагнути до зменшення висоти шасі;
- зменшувати діаметр і ширину коліс, збільшувати їх число і тиск у шинах (у межах, в яких забезпечується проходження по грунту або по бетону);
- використовувати безкамерні пневматики, які на 7 % легше за пневматики з камерами;
- застосовувати нові матеріали з високою питомою міцністю, а для дисків гальм – з

високою теплоємністю (у межах доцільності зниження маси при зростанні вартості);
- використовувати прогресивну технологію виготовлення деталей шасі, зокрема зварювання встик оплавленням (без зменшення міцності в місці зварювання і практично без шва);
- уникати важільної схеми шасі з роздільними стояками і амортизаторами;
- застосовувати титанові болти в шарнірах і з'єднаннях;
- зменшувати кількість деталей, їх розміри, об'єднувати їх функції.

Маса силової установки. Відносна маса силової установки для пасажирських і транспортних літаків з ТРДД становить у середньому $\overline{m}_{c.y}$ = 0,06...0,1; для літаків з ТГД $\overline{m}_{c.y}$ = 0,1...0,18; для сучасних винищувачів $\overline{m}_{c.y}$ = 0,15...0,22. На масу силової установки впливає дуже багато чинників: конструктивних, характеристик двигунів, тактико-технічних вимог.

Як відомо, відносна маса являє собою добуток трьох множників:

$$\overline{m}_{c.y} = R\,\gamma_{дв}\,t_0 .$$

Величина коефіцієнта R може бути зменшена досягненням компактності силової установки, що приведе до скорочення всіх комунікацій. Зменшенню R сприяє також об'єднання функцій конструкції планера і силової установки: паливні баки-відсіки крила; об'єднання повітрозабірників з конструкцією фюзеляжу; кріплення двигунів і т.п. Практично всі заходи, які були позначені для зменшення маси крила і фюзеляжу, раціонально використовувати і при проектуванні силової установки.

Питома вага двигунів $\gamma_{дв}$ відіграє значну роль для зниження $\overline{m}_{c.y}$. Залежність $\gamma_{дв}$ від стартової тяги (або потужності) і ступеня двоконтурності є досить складною. Для двигунів з малим ступенем двоконтурності $y \approx$ 0,2…1,5 найменші значення $\gamma_{дв}$ припадають на тягу $P_{0i} \approx$ 1500... 3000 даН. Для двигунів з y = 6...8 найменшим $\gamma_{дв}$ відповідають P_{0i} = 8000... 10000 даН, найменші $\gamma_{дв}$ відповідають y = 4...6 у широкому діапазоні стартових тяг двигунів.

Отже, для зменшення $\overline{m}_{c.y}$ треба прагнути застосовувати двигуни з якомога меншим $\gamma_{дв}$ (якщо існує вибір або можливість замовити двигуни з малими $\gamma_{дв}$).

Тяго- або енергоозброєність літака t_0 прямо впливає на масу силової установки. Їх величина залежить від аеродинамічних характеристик літака і тактико-технічних вимог, які ставлять до літака. Зменшення t_0 при виконанні всіх ТТТ можливо тільки оптимальним вибором розмірів і форм літака, і в першу чергу – забезпеченням мінімальних коефіцієнтів лобового опору C_x і максимальних коефіцієнтів піднімальної сили C_y на основних експлуатаційних режимах літака.

Відносна маса палива. Відносна маса палива при заданій дальності польоту повністю визначається характеристиками двигуна(ів) і аеродинамічними

характеристиками літака, а також режимами польоту (M, H). Всі наведені вище формули для розрахунків $\overline{m}_{П.крейс}$ відповідають режиму польоту (V, C_y) = const, коли в міру вигорання палива літак поволі набирає висоту (політ "на стелі") і мають загальний вигляд

$$\overline{m}_{П.крейс} = 1 - e^{-\frac{LC_{р\,крейс}}{V_{крейс}K_{крейс}}}, \qquad (5.175)$$

де $C_{р\,крейс}$ – питома витрата палива на крейсерському режимі польоту;

$K_{крейс}$ – аеродинамічна якість літака в крейсерському польоті;

Величина $C_{р\,крейс}$ залежить від $V_{крейс}$ і $H_{крейс}$ і від досконалості самого двигуна. При L = const $\overline{m}_{П.крейс}$ повністю визначається економічністю самого двигуна і вибором оптимального режиму польоту, тобто відношенням $\frac{C_p(H,V)}{V}$. На сучасних літаках для оптимізації відношення $\frac{C_p(H,V)}{V}$ широко використовують автоматизовані системи об'єднаного керування роботою силової установки і режимом польоту.

Велику роль у забезпеченні економічності літаків, тобто мінімізації $\overline{m}_{П.крейс}$, відіграє величина крейсерської аеродинамічної якості літака. Аеродинамічне проектування літака – вибір зовнішніх форм і розмірів його частин, взаємне розташування, вибір запасів поздовжньої статичної стійкості – мають забезпечити якомога більші значення аеродинамічної якості літака у польоті.

Якщо для зручності керування повітряним рухом цивільних літаків необхідно, щоб у крейсерському польоті зберігалася постійна висота, то необхідним є режим (H, V) = const. Але слід враховувати, що цей режим менш економічний за витратою палива, чим режим (V, C_y) = const (“на стелі”). Для режиму (H, V) = const наведено формулу для розрахунків, а порівняльні результати дані в табл. 5.11.

При польоті на дальність більше 3...4 тис. км нерідко користуються ступінчастим збільшенням висоти крейсерського польоту замість польоту “на стелі”. В цьому випадку відносну масу необхідного палива можна визначити за формулою

$$\overline{m}_{П.крейс} = \left(1 - \overline{m}_{П.н.р}\right)\frac{\left(L - L_{н.зн}\right)\left[1 - 2{,}56\cdot 10^{-5}\left(L - L_{н.зн}\right)\right]C_p}{\left(V - W\right)K}. \qquad (5.176)$$

“Ступінчастий режим” крейсерського польоту поступається режиму “на стелі”, але економічніше за режим (H, V) = const. Приріст відносної маси палива залежно від дальності й режиму польоту показано для прикладу в табл. 5.11.

Таблиця 5.11

Приріст відносної маси палива $+\Delta\overline{m}_{п.крейс}$ порівняно з режимом (V ,C_y) = const (сходинки дальності 1000 км)

Режим польоту	Дальність польоту				
	1000	2000	3000	5000	7000
Ступінчастий політ	0,009	0,014	0,018	0,023	0,026
Політ (H , V) = const	0,028	0,045	0,055	0,064	0,074

5.7.1. Про точність вагових розрахунків

При виведенні формул для розрахунку маси конструкції агрегатів прагнуть до того, щоб вагові формули були по можливості компактними і простими і в той же час враховували вплив всіх основних параметрів, особливостей конструкції і обмежень. Вагові формули мають кількісно, а не тільки якісно правильно враховувати вплив параметрів, зважаючи на те, що маса силових конструкцій (за розрахунками статичної міцності) істотно менше сумарної маси агрегату. Досвід показує, що громіздкі й складні вагові формули не завжди бувають кращими за точністю.

Необхідно, щоб точність вагових розрахунків була сумірною з точністю початкових даних і передумов. На стадії технічної пропозиції або аванпроекту достатньою точністю розрахунку маси літака вважається (6...10) %, на стадії ескізного проекту – (3...5) %, у процесі робочого проектування – (1...2) %. Як базу еталона приймають злітну масу першого льотного зразка. Слід відмітити, що в процесі проектування маса літака, як правило, зростає.

Оскільки маса першого льотного зразка літака до його виготовлення ще невідома, то як базу для оцінювання точності вагових розрахунків і формул приймають масу виготовлених раніше аналогічних літаків і агрегатів.

Точність вагових розрахунків і формул найчастіше оцінюється величиною середньоквадратичної похибки

$$\sigma_m = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n}(\Delta\overline{m}_i)^2}{n_{розр}}}, \qquad (5.177)$$

або

$$\sigma_m = 100\sqrt{\frac{1}{n_{розр}}\sum_{i=1}^{n}\left(\frac{m_{теор}}{m_{факт}}-1\right)^2}, \qquad (5.178)$$

де Δm_i – величина розходження (помилки),

$$\Delta\overline{m}_i = \left[\left(m_{теор} - m_{факт}\right)/m_{факт}\right]\ 100\%;$$

$m_{теор}$, $m_{факт}$ – теоретичне і фактичне значення маси;

$n_{розр}$ – число контрольних розрахунків, унаслідок яких знайдені значення $m_{теор}$.

Для підвищення точності вагових розрахунків і, отже, якості проектування літака рекомендується:

- систематично перевіряти і уточнювати вагові формули, порівнюючи з даними однотипних літаків, які мають високу вагову культуру; масу кожного агрегату і кожної системи устаткування визначати, використовуючи декілька формул, які мають приблизно однакову точність;
- розробляти нові методи і формули вагових розрахунків, які враховують нові вимоги, обмеження і умови, застосування нових матеріалів і т.п.;
- удосконалювати систему вагового контролю і прогнозування.

Тільки на основі ретельного вагового аналізу, контролю, систематичного вагового опрацьовування конструкції з урахуванням всіх аспектів проектування (міцності, жорстокості, ресурсу, аеродинаміки, вартості) можна створити літак високої вагової віддачі й ефективності.

5.7.2. Перерахунок вагових характеристик літака

У процесі проектування доводиться змінювати один-два параметри літака або його частин, а нове значення злітної маси або маси агрегатів (крила, фюзеляжу...) простіше і швидше знаходити методом перерахунку з початкового варіанта наново, а не методом ітерацій. Такий перерахунок доцільно виконувати при ваговому аналізі літака, при оцінюванні окремих параметрів, при модифікаціях агрегатів, коли є прототип. Основна формула перерахунку злітної маси, основана на методі кінцевих приростів, має вигляд

$$m_{0нов} = m_{0поч} \pm \sum_{k=1}^{n} \frac{\partial m_0}{\partial i_k} \Delta i_k , \qquad (5.179)$$

де i – змінний параметр;

k – число змінних параметрів.

У разі появи додаткової маси $\Delta m_{дод}$ маємо

$$m_{0нов} = m_{0поч} + \chi_m \Delta m_{дод} , \qquad (5.180)$$

де χ_m – коефіцієнт зростання злітної маси за додатковою масою (χ_m = const).

При перерахунках m_0 можна скористатися і питомими показниками g_i:

$$m_{0нов} = m_{0поч} \pm \chi_m (g_i \Delta i), \qquad (5.181)$$

де $g_i = m_{агр}^{поч} / i = const$.

Наприклад, якщо змінюється довжина фюзеляжу, то

$$m_{0нов} = m_{0поч} \pm \chi_m (g_{\ell_ф} \Delta \ell_ф), \qquad (5.182)$$

де $g_{\ell_ф} = m_ф^{поч} \big/ \ell_ф^{поч} \approx const$.

Якщо збільшується площа крила $\Delta i = \Delta S$, то

$$m_{0нов} = m_{0поч} \pm \chi_m (g_S \Delta S), \tag{5.183}$$

де $g_S = m_{кр}^{поч} \big/ S_{поч} \approx const$ – маса 1 м^2 крила; χ_m – коефіцієнт зростання m_0 при заданих обмеженнях.

При зміні злітної маси відносна маса конструкції літака може бути обчислена за формулою

$$\overline{m}_{кон} = n^p \left(0{,}005 \sqrt[3]{m_0} + \frac{0{,}082}{\sqrt[3]{m_0}} \right) + 0{,}061. \tag{5.184}$$

Формула (5.184) придатна для неманеврених літаків класичної схеми з n^p = 3,5...5,5 і m_0 =10... 1000 т. При використанні цієї формули на перших порах коректують її числові коефіцієнти за даною початковою відносною масою конструкції, потім виконують перерахунок $\overline{m}_{кон}$ з новим значенням m_0.

При зміні площі крила і навантаження на 1 м^2 крила нове значення маси крила може бути знайдено за формулою

$$m_{кр}^{нов} = m_{кр.б.мех}^{поч} \frac{S_{нов}}{2S_{поч}} \left(1 + \frac{p_{нов}}{p_{поч}} \sqrt{\frac{S_{нов}}{S_{поч}}} \right) + m_{мех}^{нач} \frac{S_{мех}^{нов}}{S_{мех}^{поч}}, \tag{5.185}$$

де $m_{кр.б.мех}^{поч}$ – початкова маса крила без урахування маси механізації;

$S_{мех}^{поч}$, $S_{мех}^{нов}$ – початкова і нова площі механізації крила.

Якщо змінюється тільки стартова маса, то розрахунок маси крила зручно вести за формулою, яка для важкого неманевреного літака має вигляд

$$\overline{m}_{кр} \approx 0{,}0147 \sqrt[3]{m_0} + 0{,}0275, \tag{5.186}$$

де m_0 – в тоннах; використовувати формулу (5.186) потрібно так само, як і (5.184).

Перерахунок маси крила зручно також вести, користуючись приблизно постійною масою 1 м^2 при порівняно невеликій (≤15%) зміні його площі:

$$m_{кр}^{нов} = m_{кр}^{поч} \pm g_{кр} \Delta S, \tag{5.187}$$

де $g_{кр} = m_{кр}^{поч} \big/ S_{поч} \approx const$.

Таким же чином можна перерахувати масу оперення або фюзеляжу, наприклад

$$m_ф^{нов} = m_ф^{поч} + g_ф \Delta \ell_ф, \tag{5.188}$$

де $g_ф = m_ф^{поч} \big/ \ell_ф^{поч} \approx const$.

Відносна маса фюзеляжу важкого неманевреного літака у функції злітної маси

$$\overline{m}_{\phi} = 0{,}005\sqrt[3]{m_0} + \frac{0{,}2}{\sqrt[3]{m_0}} + 0{,}03, \qquad (5.189)$$

де m_0 – злітна маса в тоннах.

5.7.3. Питання формування загальних масових характеристик і прогнозування їх зміни в процесі створення літака

Наведені вище розрахунки є аналізом маси літака і його частин, який є складовою частиною загального поняття "вагове проектування".

Суть процесу вагового проектування полягає в оптимізації злітної маси літака і його конструкції на стадії визначення характеристик зовнішнього вигляду і мінімізації маси частин літака і агрегатів при розробленні силових схем і конструкцій, а також систем устаткування і силових установок базових літаків та їх модифікацій.

Вагове проектування містить п'ять самостійних розділів, що відрізняються характером і методами вирішуваних задач (табл. 5.12). Методи, викладені в кожному з розділів, мають свої теоретичні основи і майже у всіх випадках – поправкові коефіцієнти, основані на обробленні статистичного матеріалу і уточнюючі аналітичні розрахунки практикою проектування і створення безлічі літаків різних класів.

Таблиця 5.12

Теоретичні основи вагового проектування

№ п/п	Розділ	Теоретичні основи і зміст
1	Теорії і методи вагових розрахунків	Основані на багатьох положеннях будівельної механіки (балкова теорія і теорії тонкостінної конструкції), теорії вірогідності, теорії статистики, теорії подібності і на вагових похідних
2	Методи вагового аналізу	Основані на теорії ефективності, на деяких положеннях науки кваліметрії і науки дослідження операцій, на вагових похідних
3	Принципи проектування конструкцій і систем з мінімальною масою	Основані на оптимізації силових схем і конструктивних елементів, що виключає надмірну міцність і надмірну масу. У конструкції реалізуються, зокрема, на основі методу скінченноелементної ідеалізації
4	Організаційно-технічна система вагового контролю	Основана на системі вагових лімітів. Реалізується як одна з підсистем керування якістю
5	Геометрія мас (про величини, що характеризують розподіл мас у твердому тілі)	Включає методи розрахунку центрування ЛА, методи розрахунку моментів інерції

У 1970–1990 рр. однією з головних задач вагового проектування було досягнення високої вагової віддачі, тобто мінімізація злітної маси при заданій продуктивності літака, що було наслідком прагнення до різкого зниження витрати палива на одиницю транспортної продуктивності.

Вирішення цієї задачі здійснювалося: зменшенням аеродинамічного опору літака, зокрема поліпшенням місцевої аеродинаміки, знаходженням якнайкращого поєднання характеристик двигунів і крила, його оптимальним аеродинамічним компонуванням. Наприклад, на літаку 1990-х років Іл-96-300 прийнято суперкритичний профіль крила, що стало досконалим і дуже ефективним засобом підвищення аеродинамічної якості, але призвело до значного обважнення конструкції.

Подібне не є виключенням. Наприклад, розроблена в літаку "ХАІ-1" схема висувного шасі значно зменшила аеродинамічний опір, але обважнила літак.

Очевидно, що вагове проектування істотно впливає на зовнішній вигляд нового літака, параметри якого, з одного боку, мають забезпечувати задану ефективність, а з іншого – реально досяжні експлуатаційні характеристики до моменту введення літака в експлуатацію.

Це одна з найбільш складних задач створення нового літака. Діалектично ця задача є подвійною. З погляду життєвого циклу літака, тобто досягнення в ньому якогось рівня науково-технічного прогресу, вона імовірнісна. З погляду реалізації конкретного проекту із заданою ефективністю вона має бути детерміністичною.

Вирішення подібних протиріч здійснюється таким шляхом:

– розробленням науково обгрунтованого прогнозу досяжних на життєвий цикл літака поліпшень параметрів і мас, що витрачаються;

– розробленням певного набору заходів – пакета нових технічних рішень, що забезпечують новий технічний рівень літака.

Вироблення науково обгрунтованого нового технічного рівня літака базується на сукупності методів експертних оцінок, а також на логістичних моделях прогнозу.

Проте слід відмітити, що логістичні моделі не можуть урахувати великих "революційних" зрушень, пов'язаних з появою радикальних винаходів, але добре відображають реальний процес впливу на технічний рівень потоку щодо "дрібних" удосконалень. Це і є базою для формування пакетів нових технічних рішень у конкретному проекті.

Основні положення формування такого пакета, наприклад, для важкого транспортного літака, стосуються (рис. 5.38, 5.39) розроблення:

– нових концептуально-структурних рішень, що найбільшою мірою впливають на зовнішній вигляд літака, – рішень I рівня;

– нових конструктивних рішень, що впливають на конструктивні схеми агрегатів, – рішень II рівня;

– нових технологічних рішень – рішень III рівня.

Принципові структурні рішення – рішення I рівня – в більшості випадків піднімають питання, які знаходяться в області загального компонування і позначаються відразу на зовнішньому вигляді всіх або більшості агрегатів. До основних таких рішень щодо літака Ан-124 відносяться:

– використання відносно товстого суперкритичного профілю (відносна товщина біля кореня – 13 %) з високими аеродинамічними характеристиками, що дозволив реалізувати крило великої площі та подовження, з великим внутрішнім об'ємом;

– застосування структури рульових приводів, які забезпечують зняття масового балансування руля;

– компонування літака на задній діапазон центрівок, з малим запасом статичної стійкості, що дозволило зменшити навантаження на фюзеляж і розміри оперення;

– багатоопорне шасі з регулюванням висоти, що дало можливість розподілити навантаження і зменшити довжину вантажних рамп у фюзеляжі;

– роздільна герметизація кабін фюзеляжу, яка дозволила понизити повторюваність навантажень від внутрішнього тиску;

– використання схеми двох вантажних люків із різним призначенням, що оптимізувало їх функції;

– автоматизована система керування літаком з обмеженням граничних режимів, що формує оптимальні закони управління;

– диференційоване призначення розрахункових навантажень за ступенем важливості окремих вузлів та агрегатів.

Впровадження нових конструктивних рішень вузлів і агрегатів – рішення II рівня, що забезпечують зниження маси, підвищення жорсткості, міцності й ресурсу. До основних таких рішень щодо літака Ан-124 відносяться:

– шарнірний стик крила з фюзеляжем, що понизив навантаження в найбільш навантаженому вузлі літака;

– дворядний фланцевий стик консолей і центроплана, що підвищив ресурс і розподілив навантаження;

– чотирьохлонжеронний кесон крила, що оптимально розподілив навантаження по лонжеронах;

– застосування довгомірних і вафельних монолітних панелей в конструкції;

– застосування комбінованих металевих конструкцій з посиленнями з композиційних матеріалів;

– гідравлічна система регулювання висоти шасі з використанням на носовому шасі механізмів прибирання, а на головному – циліндрів амортизаторів без введення додаткових пристроїв.

Впровадження нових матеріалів і технологічних процесів – рішення III рівня. До основних таких рішень щодо літака Ан-124 відноситься **широке застосування:**

– великогабаритних монолітних конструкцій з легких алюмінієвих сплавів (довгомірні панелі крила, силові шпангоути фюзеляжу, балки і т.п.);

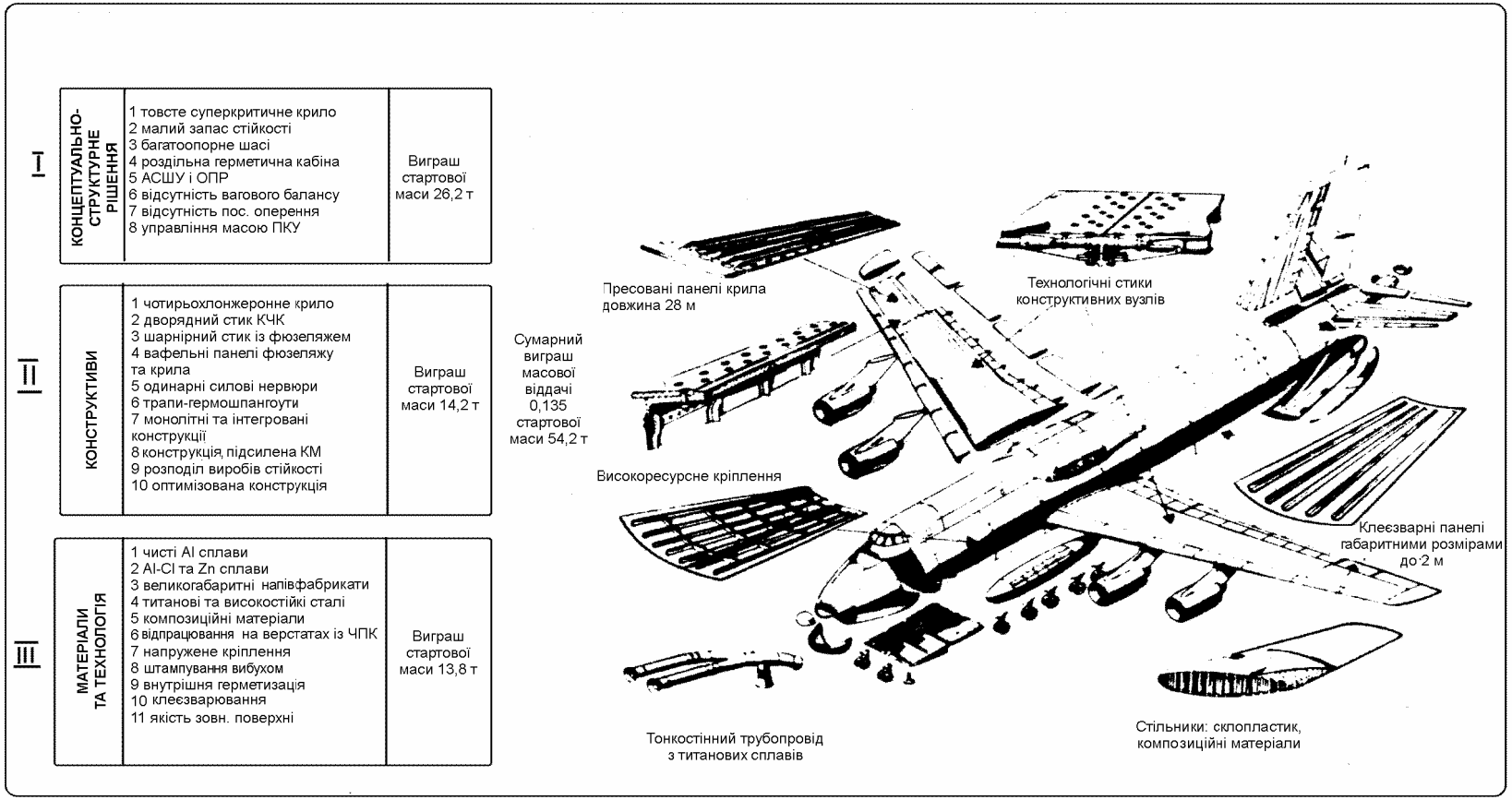


Рис. 5.38. Пакет науково–технічних рішень щодо забезпечення вагового проектування літака Ан-124

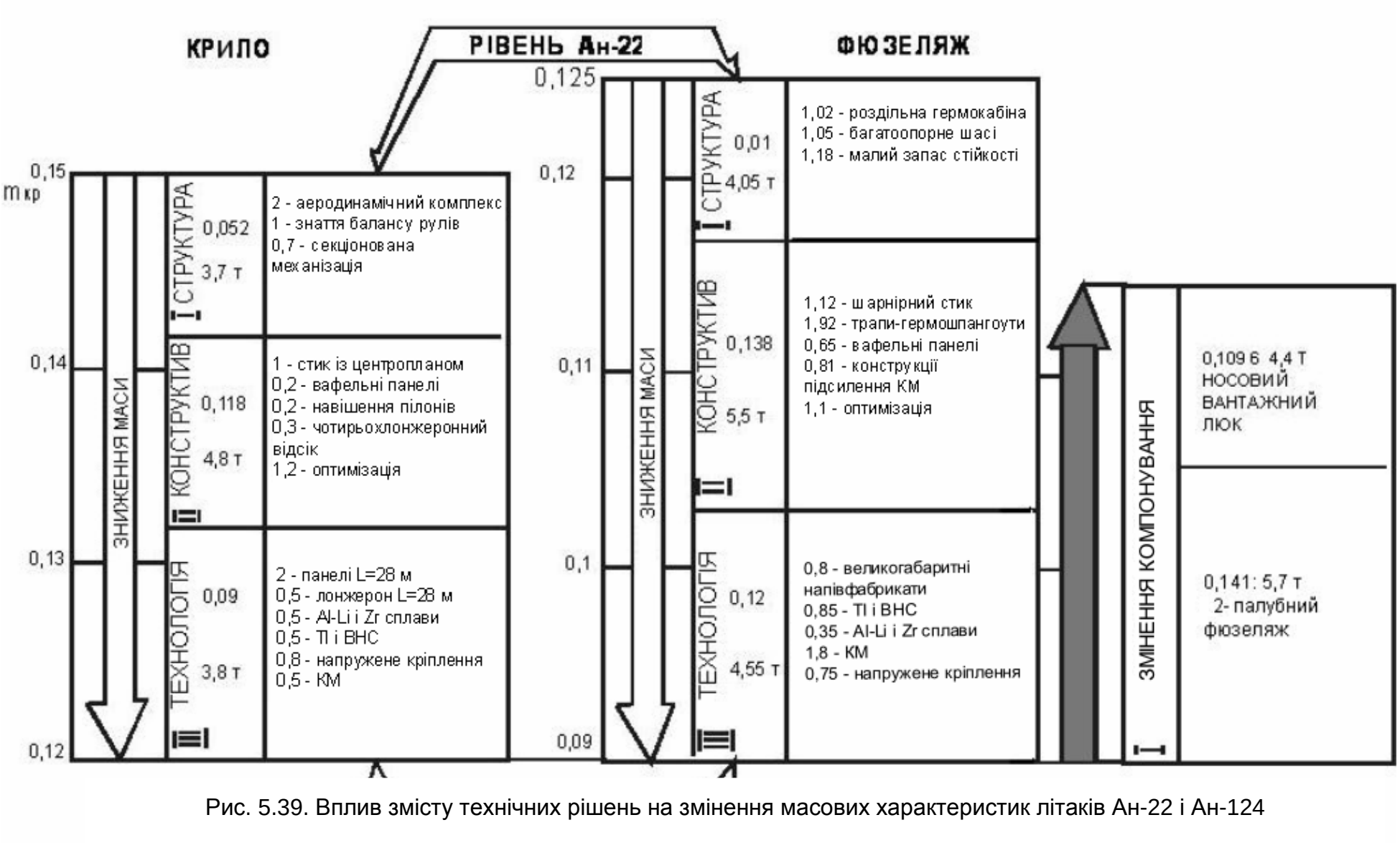


Рис. 5.39. Вплив змісту технічних рішень на змінення масових характеристик літаків Ан-22 і Ан-124

– легких алюмінієвих сплавів типу 01420, 1161 з присадками літію, цирконію з високими характеристиками;

– композиційних матеріалів на основі вугле-, боро-, скло- і органопластиків;

– напруженого кріплення, що дозволило зняти поверхневу герметизацію і підвищити ресурс;

–титану і високоміцних сталей.

Розроблення конкретних рішень, що входять у цей пакет, є, по суті, винахідницькою задачею, а її кількісний аналіз – задачу щодо мінімізації маси конструкції вузла, агрегату або системи, а також літака в цілому.

Рішення першого рівня (концептуально-структурні), як зазначено вище, зачіпають одночасно ряд спряжених агрегатів і систем.

Так, наприклад, забезпечення протифлатерних характеристик без установлення вантажів масового балансування рулів потребує чотирьохканальної системи гідроприводів з паралельною установкою для кожної рульової секції елеронів, руля висоти і руля напряму. При цьому, незважаючи на подвоєну масу системи приводу рульових поверхонь, загальний виграш маси становив близько 5,5 т.

Компонування літака з малим запасом статичної стійкості відноситься також до рішень першого рівня. Таке компонування потребує застосування чотирьохканальної електромеханогідравлічної автоматизованої дистанційної системи управління (АСШУ) і при дотриманні нормованих вимог до стійкості і керованості дозволяє:

– зменшити коефіцієнти статичних моментів і розміри оперення на 28 %;

– забезпечити діапазон експлуатаційних центрувань 27…42 % замість 18…36 % САХ;

– сформувати закони керування, що забезпечують обмеження граничних режимів і лінійність характеристик завантаження у всьому діапазоні робочих режимів польоту;

–забезпечити коректування характеристик стійкості в зоні нелінійності поздовжніх моментів стрілоподібного крила великого подовження.

Природно, що така система потребувала чотирикратного резервування по електричних і гідравлічних каналах і збереження резервного механічного каналу, перехід на який дає можливість завершити політ із певним обмеженням режимів. Все це дозволило, незважаючи на збільшення маси системи керування, виграти близько 0,5 одиниці аеродинамічної якості, близько 2,2 т палива і близько 4 тонн стартової маси літака.

Рішення другого рівня відносяться до вибору внутрішніх конструктивів конкретного агрегата або системи. Так, наприклад, у рамках поставленого завдання – перевезення всієї номенклатури народногосподарських і військових вантажів із високим навантаженням на вісь (до 12,5 т при однорядному вантаженні і до 7 т при дворядному вантаженні), а також зведення обмежень щодо рознесення вантажів у вантажній кабіні до мінімуму і при цьому – отримання мінімально можливої маси – була проведена параметрична оптимізація конструкції вантажної підлоги (рис. 5.40).

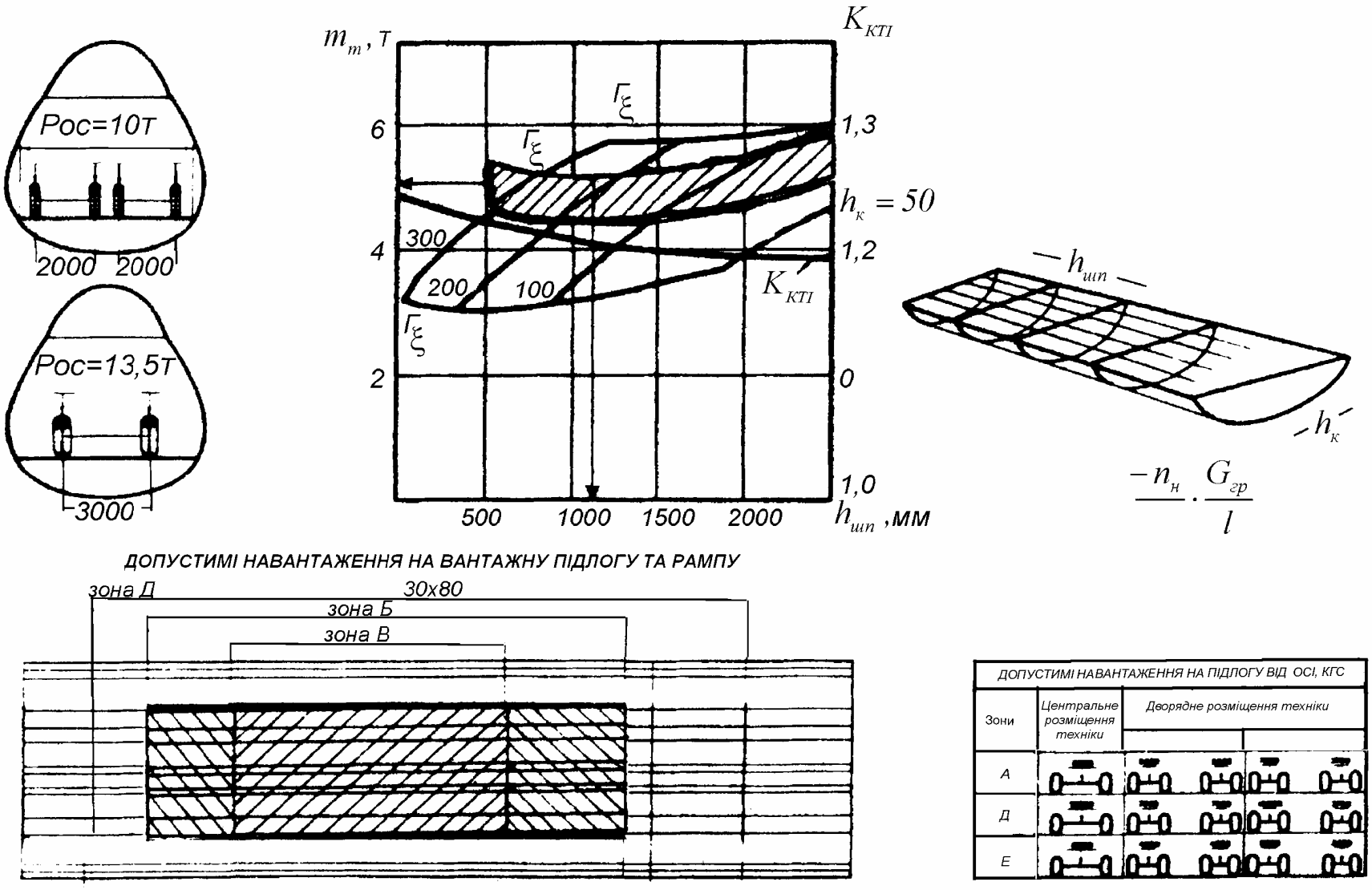


Рис. 5.40. Приклад реалізації технічного рішення другого рівня оптимізації по масі вантажної підлоги літака Ан-124

У результаті вдалося підібрати параметри конструкції для отримання маси вантажної підлоги близько 4,5 т при його несучій здатності, що дозволяє перевозити практично рівномірно розміщені по площі колісні і гусеничні зразки вантажів із заданим навантаженням на вісь без застосування розподільних пристроїв. Слід зазначити, що при цьому відносна маса вантажної підлоги Ан-124 на 25 % нижче, ніж у транспортних літаків попереднього покоління.

Рішення третього рівня, за своїм змістом технологічні, формують способи і засоби реалізації конструктивів і, природно, відбиваються в них. Одним з найголовніших таких рішень є створення технології виготовлення і застосування пресованих довгомірних напівфабрикатів у конструкції кесона крила.

За заданих початкових умов – забезпечення статичної міцності з експлуатаційним перевантаженням 2,5 за наявності руйнування одного з елементів поздовжнього набору (панелі), а також забезпеченні ресурсу 8000 польотів і ЛА 40000 льотних годин – розглянуто два можливі (забезпечувані вітчизняною промисловістю) варіанти конструкції поздовжніх силових елементів крила – варіант із застосуванням пресованих монолітних панелей завдовжки 28 м і шириною 600…900 мм і варіант збірно-монолітної конструкції з катаних панелей з приєднаними стрингерами (рис. 5.41).

Як видно з наведених залежностей, варіант пресованих довгомірних панелей забезпечив економію маси близько 20%, а можливість практично повністю забезпечити механічне оброблення панелей на верстатах із ЧПК дозволила підняти якість виготовлення (практично виключивши ручну обробку) і тим самим знизити розкид по ресурсу, пов'язаний з неминучим збільшенням кількості дефектів при ручному обробленні.

Прийнятий вище пакет нових технічних рішень, спрямованих на досягнення прогнозованих складових мас, а також стартової маси літака в цілому, потребував серйозного розрахункового, модельного і експериментального відпрацювання (рис. 5.42), що містило декілька рівнів:

– розрахунково-теоретичне обґрунтування можливих рішень і синтез вимог до них;

– моделювання і макетування, зокрема математичне, напівнатурне і натурне;

– експериментальне відпрацювання елементної бази на зразках, відсіках і пошукових стендових установках;

– відпрацювання на залікових (сертифікаційних) стендових установках, зокрема літаючих лабораторіях, літака для міцнісних випробувань;

– натурні льотні залікові випробування.

Розроблення власне конструкції і систем літака проводилося на основі такого відпрацювання і внесення в робочі креслення необхідних коректівів.

Одним із важливих питань аналізу і синтезу масових характеристик у процесі створення літака є завдання не тільки формування мас, але і керування динамікою змін маси. За період розроблення і створення дослідного літака, його випробувань і доведення, а також освоєння серійного виробництва відбуваються зміни у всій сукупності параметрів з таких основних причин:

– вплив уточнення рівня технічних вимог у зв'язку зі зміною концептуальних поглядів на створюваний літак;

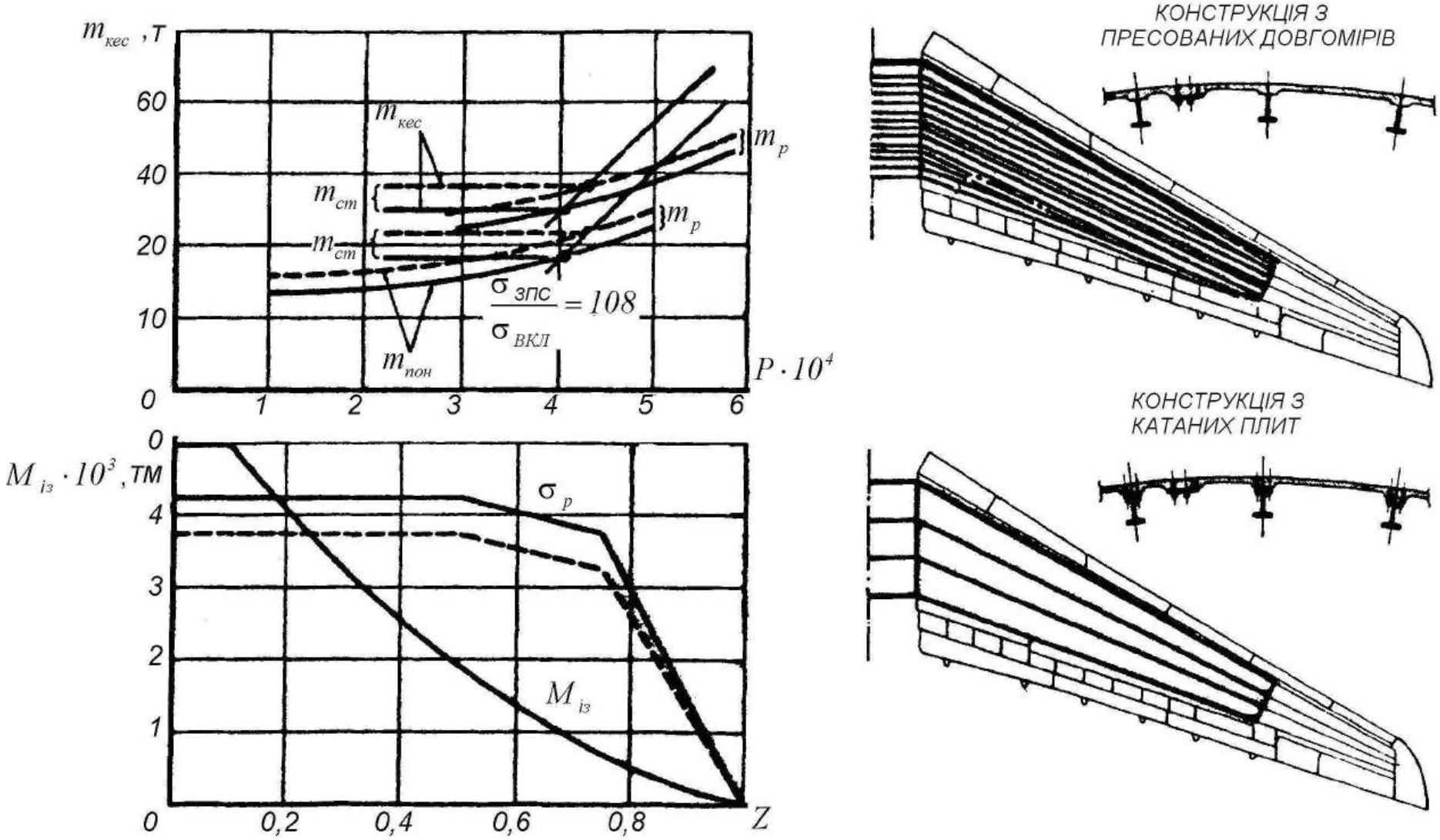


Рис. 5.41. Приклад використання рішення третього рівня (оптимізація за масою кесона крила літака Ан-124)

– вплив уточнення технічного рівня в міру поглиблення і накопичення інформації про проект;

– вплив кон'юнктури, яка примушує ОКБ переглядати початкові умови;

– вплив співрозробників, що змінюють свої вихідні дані на стиках із літаковим КБ.

Структура складових маси проекту і згортка їх в масу порожнього літака з урахуванням прогнозу та реалізації планованого пакета технічних рішень дає оцінку мінімально можливої проектної теоретично реалізовної маси, яка в конкретному проекті може бути прийнята за так звану "лімітну" масу.

З урахуванням технологічного допуску і вірогідності невиконання деяких рішень з прийнятого пакета, а також з урахуванням допустимої межі погіршення ефективності проекту в цілому встановлюється граничне верхнє значення "гарантованої" маси, перевищення якої є неприпустимим.

Для проекту Ан-124 згортка мас у масу порожнього літака, величина "лімітної" і "гарантованої" маси показані на рис. 5.43. Різницю між "лімітною" і "гарантованою" масами прийнято такою, що не перевищує для Ан-124 3% стартової маси.

Тенденції зростання маси в процесі розроблення має бути протиставлена цілеспрямована робота щодо протидії цій тенденції.

Виконання комплексної цільової програми забезпечення масових характеристик і є тим засобом, який забезпечує боротьбу з погіршенням масових характеристик.

Здійснюється це, як правило, спеціальною програмою управління масовими характеристиками (рис. 5.44).

Ця програма містить систему поточного обліку і контролю масових характеристик – АСВК, що працює у складі САПР, а також певний порядок ухвалення технічних рішень керівництвом проекту з введенням спеціальних груп вагового аналізу.

До найбільш важливих змін, що виникли в процесі створення конкретного проекту Ан-124, можна віднести:

– переміщення двигунів по розмаху крила у зв'язку із зсувом центрування, що намітився;

– зміна конфігурації хвостової частини фюзеляжу для поліпшення аеродинамічних характеристик;

– зміна конструктивних рішень в основних опорах шасі у зв'язку з виявленням коливань типу "шимі".

Характер зміни маси в процесі створення показано на рис. 5.46. Цей характер достатньо типовий і відображає різке зростання маси на початку випуску робочих креслень, потім зниження маси за наслідками реалізації програми забезпечення мас і роботи системи керування динамікою мас. Має місце і подальший незначний приріст маси у міру випуску креслень і будування першого екземпляра літака, пов'язаний з впливом численних проектно-конструкторських і технологічних доробок.

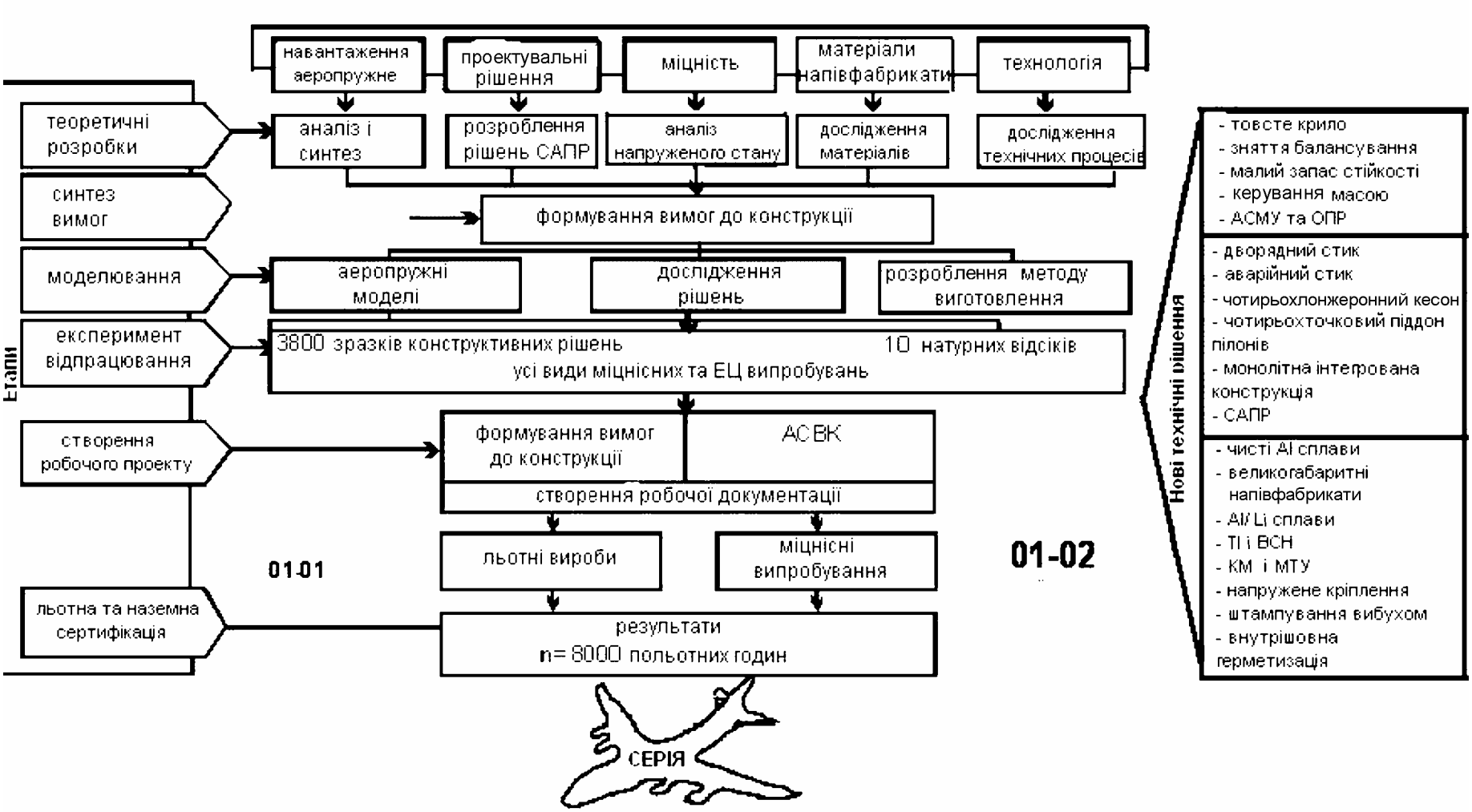


Рис. 5.42. Структура програми забезпечення масових характеристик

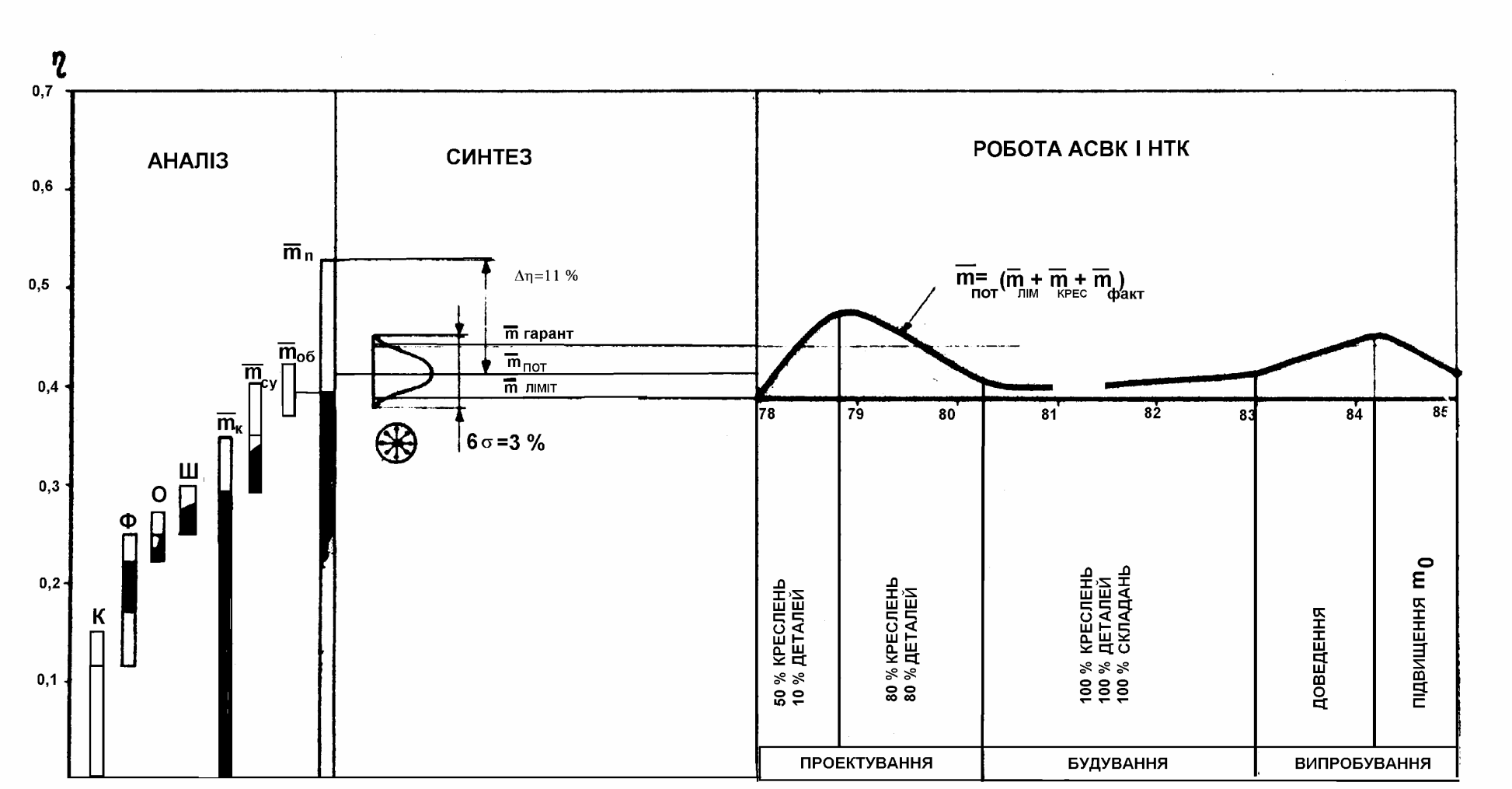


Рис. 5.43. Реалізація програми мас літака Ан-124 на різних етапах його створення

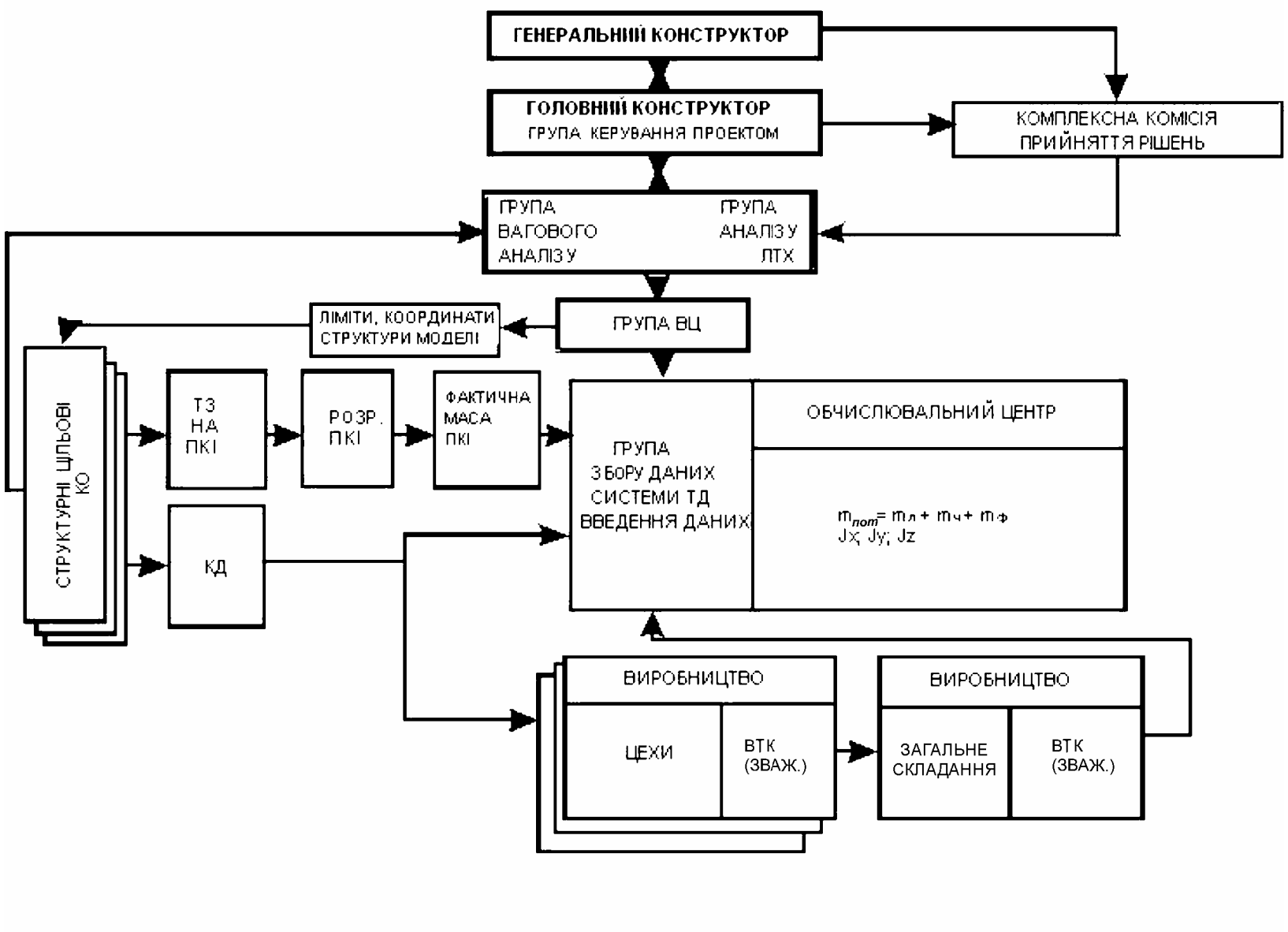


Рис. 5.44. Структура керування масовими характеристиками літака у процесі його створення (система вагового контролю)

У кінцевій стадії спостерігається деяке збільшення темпу зростання маси, пов'язане з впровадженням доробок за виявленими в льотних випробуваннях недоліками.

Незважаючи на незначне накопичення маси порожнього літака, на останньому етапі доводиться (як це має місце завжди) трохи підвищити стартову масу літака (рис. 5.45), що дозволяє відновити всі відносні масові характеристики.

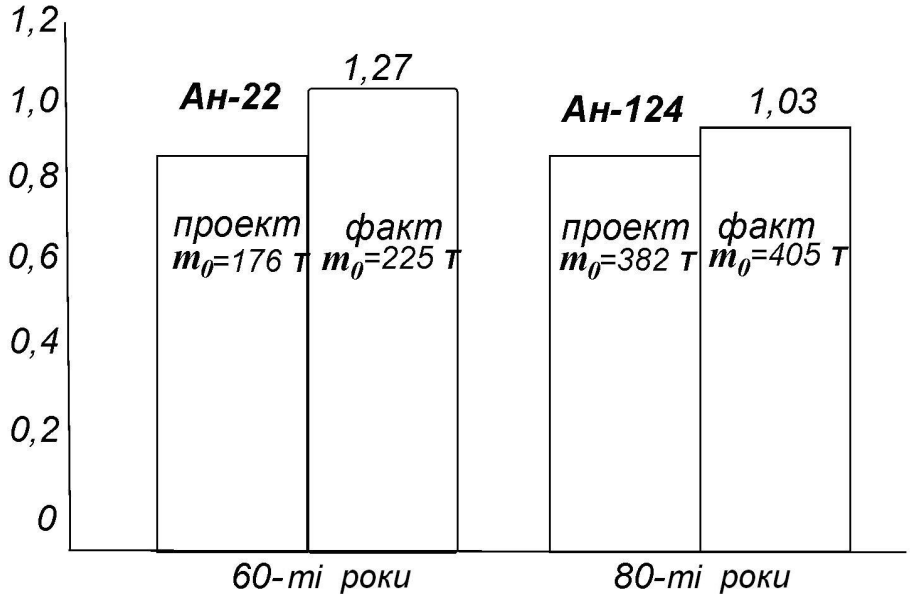


Рис. 5.45. Приклади "утримання" масових характеристик літаків Ан-22 і Ан-124 у процесі їх створення

Із наведеного вище виходить:

1. Шляхи досягнення вагомих показників ефективності літака (економічної, паливної та ін.), швидкісних і заданих злітно-посадкових характеристик на рівні ескізного проектування (в період формування зовнішнього вигляду характеристик) зазвичай приводять до обваження літака. Такою є закономірність розвитку авіації.

2. Будь-які вагові витрати мають окупатися досягнутим результатом. У цьому і полягає сенс оптимізації. Показник вагової віддачі цих властивостей не має, його високе значення може бути досягнутим не при мінімальній злітній масі і не при кращій паливній ефективності. Відрізняючись й іншими недоліками, його більше не застосовують як критерій вагової ефективності й оптимізації параметрів літака.

Критерій же злітної маси дозволяє порівняти витрати маси на підвищення параметрів ефективності й мінімізацію розмірів літака.

3. При проектуванні, розробленні робочих креслень, при виробництві літака необхідно зробити всі можливі "утримання" масових характеристик у заявленому варіанті.

5.8. АЛГОРИТМ ВИБОРУ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА З ТГД

Визначення геометричних параметрів літака – дуже важливий і відповідальний етап його проекту. Розміри агрегатів, їх форма і взаємне розташування визначають зовнішній вигляд літака, його аеродинамічні, масові, експлуатаційні і, зрештою, економічні характеристики.

Базовими вихідними даними для розрахунку геометрії літака є результати розрахунків мінімальної злітної маси літака ($m_{0min} \approx$ 6000…30000 кг), оптимальні значення питомого навантаження на крило ($p_{опт} \approx$180...440 кг/м^2) і оптимальні значення подовження крила ($\lambda_{опт} \approx$10...14) або відносної товщини профілю крила ($\bar{c}_{опт} \approx$12…18), стрілоподібності ($\chi_{п.к} \approx$0…10), а також дані статистики або попередніх розрахунків за відносними розмірами і формами закрилків, елеронів, руля, горизонтального і вертикального оперень, фюзеляжу та шасі. Необхідно також мати нормативні дані: мінімальна відстань фюзеляжу, гвинтів від поверхні ЗПС, відстань гвинтів від борту фюзеляжу, площини гвинтів від передньої кромки крила, норми на величину плеча горизонтального оперення та ін.

5.8.1. Розрахунок геометричних параметрів літака

5.8.1.1. Геометричні параметри крила (рис. 5.46, 5.47)

Площа крила, м^2: $S = \dfrac{m_{0min} \cdot g}{10 \cdot p_{опт}}$.

Розмах крила, м: $l = \sqrt{\lambda_{опт} \cdot S}$.

Коренева хорда крила, м: $b_0 = \dfrac{2S}{l} \cdot \dfrac{\eta}{\eta + 1}$,

для даного типу літаків $\eta \approx$1…3.5.

Кінцева хорда крила, м: $b_к = \dfrac{b_0}{\eta}$.

Координата носка кінцевої хорди крила, м, відносно носка кореневої хорди:

$$x_{нкх} = \frac{l}{2} \cdot tg\chi_{п.к};$$

де $\chi_{п.к} \approx$ 0…10 – стрілоподібність крила по передній кромці.

Середня аеродинамічна хорда крила, м: $b_a = \dfrac{2 \cdot \left(1 + \eta + \eta^2\right) \cdot b_0}{3 \cdot \eta \cdot (1 + \eta)}$.

Координата по розмаху середньої аеродинамічної хорди крила, м:

$$Z_a = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1}.$$

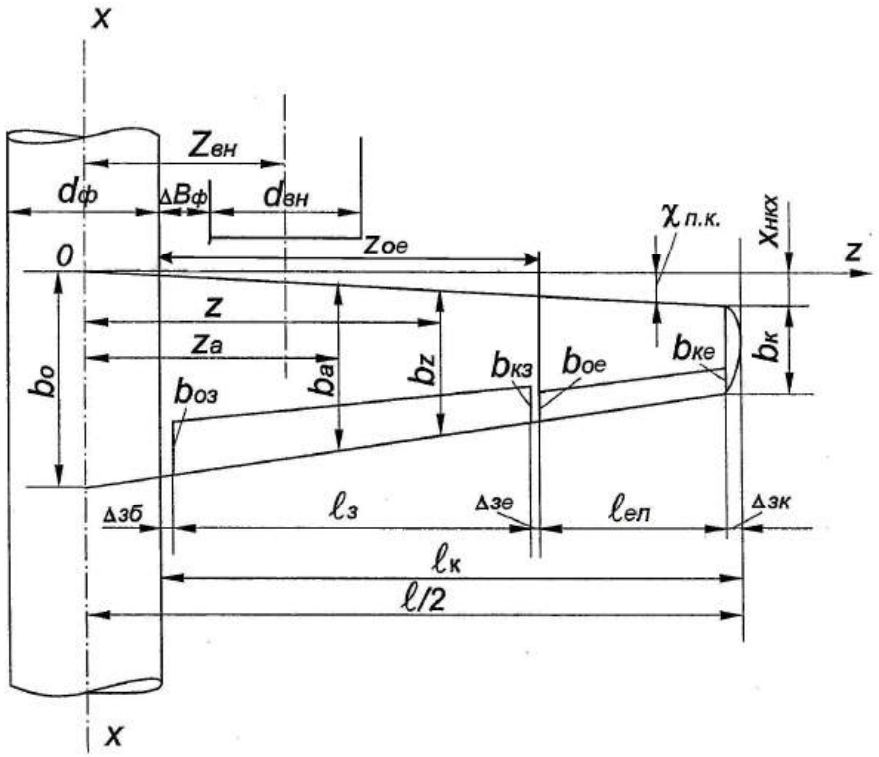


Рис. 5.46. Геометричні параметри крила

Поточна хорда крила, м: $b_z = b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{2 \cdot z}{l}\right)$.

Розмах закрилка (на консолі крила), м: $l_з = \frac{l - d_ф - 2Δзб}{2} \cdot \bar{l}_з$,

де $d_ф \approx 2...3$ – діаметр фюзеляжу, м;

$Δзб$ – зазор між кореневою хордою закрилка і бортом фюзеляжу, м;

$\bar{l}_з \approx 0{,}5…0{,}8$ – відносний розмах закрилка.

Коренева хорда закрилка, м: $b_{0з} = \bar{b}_з \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{d_ф + 2Δзб}{l}\right)$,

де $\bar{b}_з \approx 0{,}2…0{,}4$ – відносна хорда закрилка.

Кінцева хорда закрилка, м: $b_{кз} = \bar{b}_з \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{d_ф + 2Δзб + 2l_з}{l}\right)$.

Розмах елерона, м: $l_{ел} = \frac{l - d_ф}{2} - l_з - Δзб - Δзе - Δзк$,

де $Δзе$ – зазор між закрилком і елероном, м;

$Δзк$ – ширина закінцівки крила, м.

Коренева хорда елерона, м: $b_{оел} = \bar{b}_{ел} \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \bar{Z}_{оел}\right)$,

де $\overline{b}_{ел} \approx 0{,}25\ldots0{,}3$ – відносна хорда елерона;

$$\overline{Z}_{оел} = \frac{d_ф + 2\cdot(l_з + Δзб + Δзе)}{l}.$$

Кінцева хорда елерона, м:

де $\overline{Z}_{кел} = \frac{d_ф + 2\cdot(l_з + l_{ел} + Δзб + Δзе)}{l}$.

Товщина крила по бортовій нервюрі (по нервюрі центроплана; в окремому випадку розмах центроплана $l_ц$ може дорівнювати діаметру фюзеляжу $d_ф$ або його ширині $b_ф$ при некруглій формі перерізу) (рис. 5.47):

$$C_{б.кр} = \overline{C}_б \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta}\cdot\frac{l_ц}{l}\right).$$

Товщина крила по кінцевій нервюрі, м:

$C_{к.кр} = \overline{C}_к \cdot \frac{b_0}{\eta}$ (без урахування закінцівки крила);

$C_{к.кр} = \overline{C}_к \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta}\cdot\frac{l - 2Δзк}{l}\right)$ (з урахуванням закінцівки).

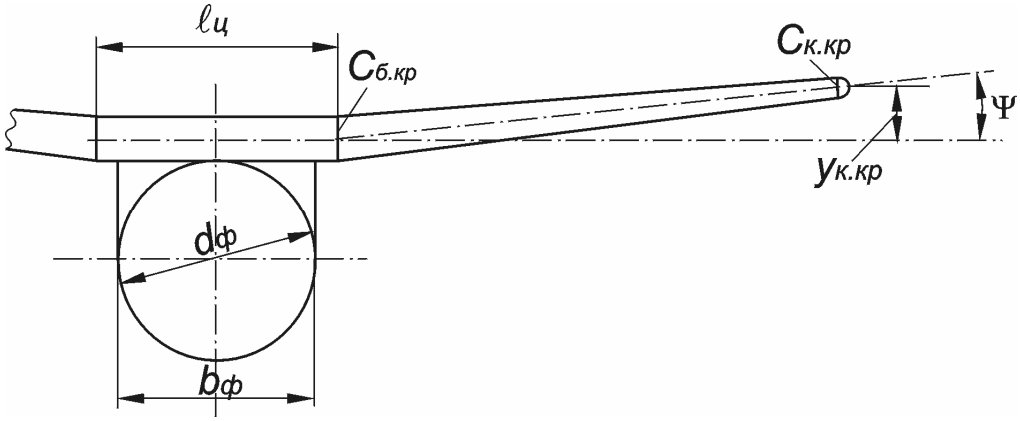


Рис. 5.47. Геометричні параметри крила

Вертикальний зсув кінцевої хорди крила, м, відносно бортової хорди (через кут Ψ поперечного V крила): $y_{к.кр} = \pm\left(\frac{l}{2} - \frac{l_ц}{2}\right)\cdot tg\,\Psi$.

Знак “плюс” відповідає позитивному поперечному V ; знак “мінус” – негативному V :

Для даного типу літаків $\psi \approx -5°\ldots + 5°$.

Вертикальна координата носка бортової хорди крила (хорди центроплана), м:

$$y_{н.б.х} = b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta}\cdot\frac{l_ц}{l}\right)\cdot tg\,\alpha_{уст},$$

де $\alpha_{уст} \approx 0 \ldots 3$ °– кут установки (заклинювання) крила;

За вісь повороту прийнято задню кромку крила, базова вісь $X' - X'$ паралельна будівельній горизонталі літака (рис. 5.48):

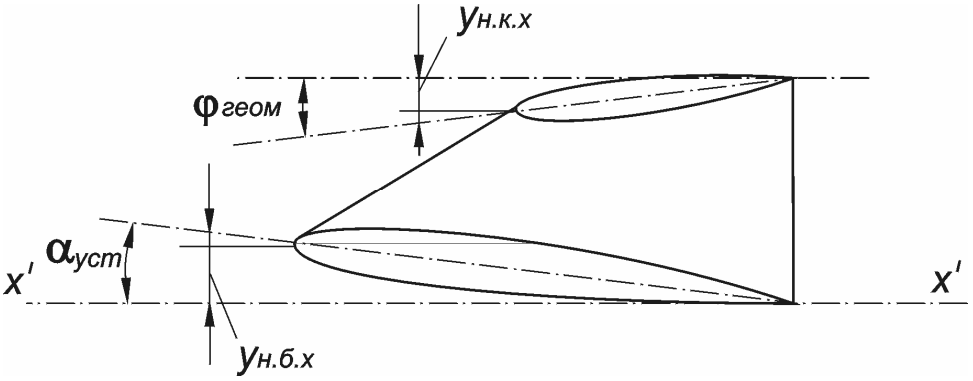


Рис. 5.48. Геометричні параметри крила

Вертикальна координата носка кінцевої хорди крила (без урахування закінцівки), м:

$$y_{н.к.х} = \frac{b_0}{\eta} \cdot tg\varphi_{геом},$$

де $\varphi_{геом} \approx 1 \ldots 7°$ – кут геометричного скручування кінцевого перерізу крила.

Зміну товщини крила по розмаху обумовлено не тільки зміною розмірів хорд через звуження крила, але й індивідуальним набором профілів крила. Крило може бути набрано як із профілів однієї серії, але з різною відносною товщиною по розмаху $\overline{C}_0$, $\overline{C}_к$, так і з профілів різних серій і типів (ЦАГІ, NACA). Наприклад, крило літака Ан-140 від нервюри № 0 до нервюри № 3 – профіль П-301-16.5 з $\overline{C}$ = 16.5% відносною кривизною $\bar{f}$ = 3,187 %; від нервюри № 3 до № 26 – профіль П-301-13К з $\overline{C}$ = 13 % і $\bar{f}$ = 3.283%.

Побудова профілю крила ведеться за допомогою кривих другого порядку, схема побудови яких показана на рис. 5.49.

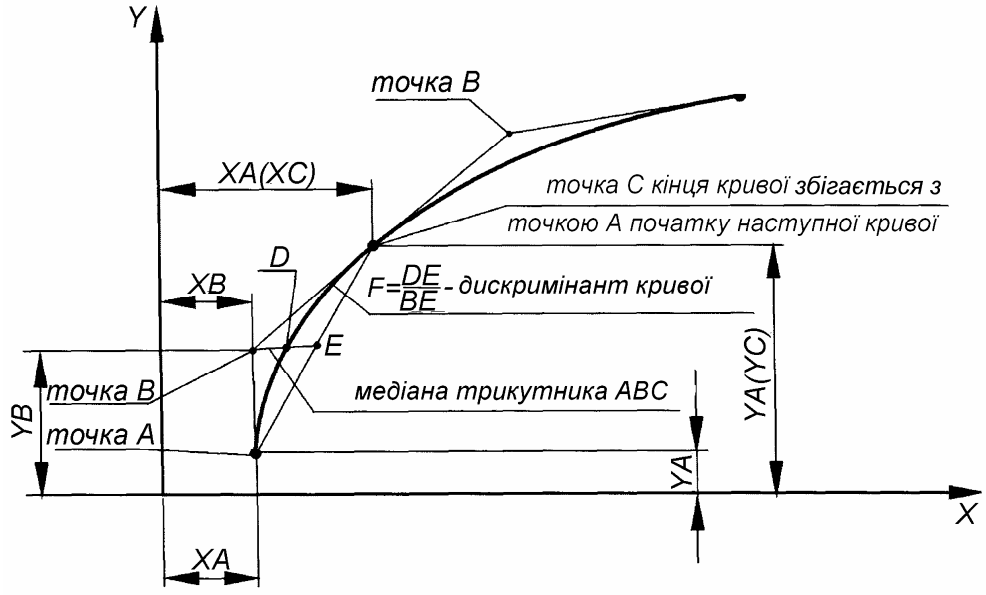


Рис. 5.49. Схема побудови кривих другого порядку

Отже, в програмі обчислень мають бути зарезервовані масиви вигляду, наведеного в табл. 5.13.

Таблиця 5.13

XA (XC), мм	YA (YC), мм	XB, мм	YB, мм	F
0.0	0.0			
6.57	45.44	0.461649	22.15	0.544416
36.65	111.30	15.33	78.83	0.517907
142.57	216.17	75.60	170.60	0.485500
375.37	301.69	235.56	279.44	0.503243
930.78	315.16	553.55	330.05	0.507245
1577.62	266.18	1274.23	301.60	0.471998
2407.62	108.06	1967.40	220.68	0.528041
2960.12	–44.86	2643.44	47.73	0.501393
0.0	0.0			
29.53	–57.71	–0.63135	–36.74	0.468922
100.27	–86.06	48.11	–70.63	0.466855
974.07	–173.22	377.60	–168.08	0.451383
1707.51	–138.66	1358.77	–176.52	0.490761
2074.76	–90.13	1830.92	–125.27	0.559705
2278.81	–62.41	2206.48	–71.16	0.591682
2523.44	–41.87	2405.30	–47.10	0.525925
2604.91	–39.37	2564.12	–40.07	0.499917
2959.98	–52.86	2790.71	–36.21	0.461633

5.8.2.2. Розрахунок параметрів горизонтального оперення (рис. 5.50; 5.51)

Площа горизонтального оперення, м^2: $S_{г.о} = \overline{S}_{г.о} \cdot S$,

де $\overline{S}_{г.о} \approx 0{,}15\ldots0{,}3$.

Розмах горизонтального оперення, м: $l_{г.о} = \sqrt{\lambda_{г.о} \cdot S_{г.о}}$,

де $\lambda_{г.о} \approx 5\ldots7$.

Коренева хорда горизонтального оперення, м: $b_{0\,г.о} = \frac{2 \cdot S_{г.о}}{l_{г.о}} \cdot \frac{\eta_{г.о}}{\eta_{г.о} + 1}$,

де $\eta_{г.о} \approx 2\ldots3{,}5$.

Кінцева хорда горизонтального оперення, м: $b_{к\,г.о} = \frac{b_{0\,г.о}}{\eta_{г.о}}$.

Середня аеродинамічна хорда горизонтального оперення, м:

$$b_{a\,г.о} = \frac{2 \cdot b_{0\,г.о} \cdot \left(1 + \eta_{г.о} + \eta_{г.о}^2\right)}{3 \cdot \eta_{г.о} \cdot \left(1 + \eta_{г.о}\right)}.$$

Координата середньої аеродинамічної хорди горизонтального оперення, м:

$$Z_{a\,г.о} = \frac{l_{г.о}}{6} \cdot \frac{\eta_{г.о} + 2}{\eta_{г.о} + 1}.$$

Координата носка кінцевої хорди горизонтального оперення, м:

$$x_{нкхго} = \frac{l_{г.о}}{2} \cdot tg\chi_{п.к.г.о},$$

де $\chi_{п.к.г.о} \approx 0\ldots20$ °– стрілоподібність горизонтального оперення по передній кромці.

Поточна хорда горизонтального оперення, м:

$$b_{zг.о} = b_{0\,г.о} \cdot \left(1 - \frac{\eta_{г.о} - 1}{\eta_{г.о}} \cdot \frac{2z}{l_{г.о}}\right).$$

Розмах руля висоти (одна консоль), м:

$$l_{р.в} = \frac{l_{г.о}}{2} - \Delta кор - \Delta кон,$$

де $\Delta кор$ – зазор між фюзеляжем (вертикальним оперенням, якщо горизонтальне оперення розташоване на ньому) і кореневою хордою руля висоти;

$\Delta кон$ – ширина закінцівки горизонтального оперення.

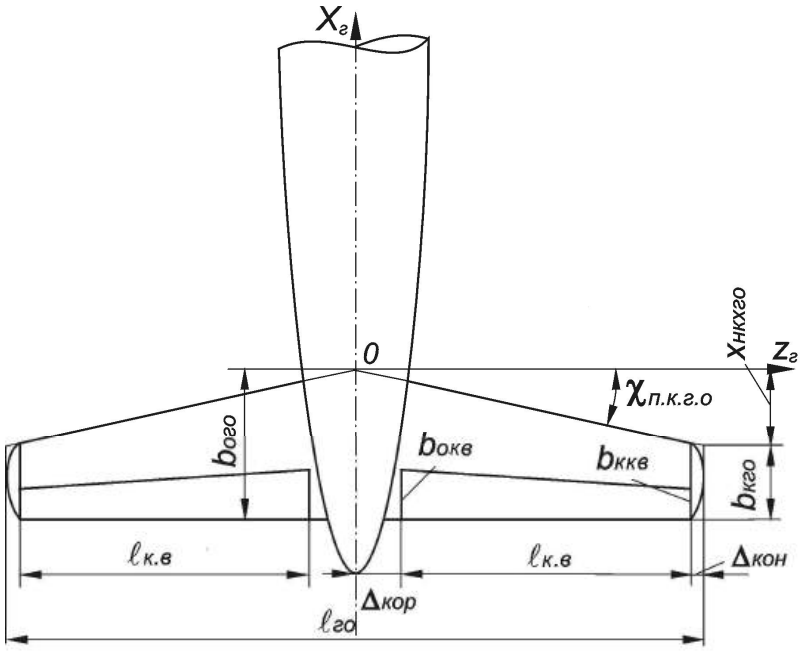


Рис. 5.50. Геометричні параметри горизонтального оперення

Коренева хорда руля висоти, м:

$$b_{0\,к.в} = \bar{b}_{к.в} \cdot b_{0\,г.о} \cdot \left(1 - \frac{\eta_{г.о} - 1}{\eta_{г.о}} \cdot \frac{2\Delta кор}{l_{г.о}}\right),$$

де $\bar{b}_{к.в} \approx 0{,}25\ldots0{,}35$ – відносна хорда руля висоти.

Кінцева хорда руля висоти, м:

$$b_{к\,к.в} = \bar{b}_{к.в} \cdot b_{0\,г.о} \cdot \left(1 - \frac{\eta_{г.о} - 1}{\eta_{г.о}} \cdot \frac{l_{г.о} - 2\Delta кон}{l_{г.о}}\right).$$

Товщина горизонтального оперення по нульовій хорді, м:

$$C_{0\,г.о} = \bar{C}_{0\,г.о} \cdot b_{0\,г.о}.$$

Товщина горизонтального оперення по кінцевій хорді, м:

без урахування закінцівки $C_{к\,г.о} = \bar{C}_{к\,г.о} \cdot \frac{b_{0\,г.о}}{\eta_{г.о}} = \bar{C}_{к\,г.о} \cdot b_{к\,г.о}$;

з урахуванням закінцівки $C_{к\,г.о} = \bar{C}_{к\,г.о} \cdot b_{0\,г.о} \cdot \left(1 - \frac{\eta_{г.о} - 1}{\eta_{г.о}} \cdot \frac{l_{г.о} - 2\Delta кон}{l_{г.о}}\right)$.

Вертикальний зсув кінцевої хорди горизонтального оперення відносно нульової хорди без урахування кута установки г.о. ($\alpha_{уст} = 0$), м:

без урахування закінцівки г.о $y_{к\,г.о} = \frac{l_{г.о}}{2} \cdot tg\,\psi_{г.о}$;

з урахуванням закінцівки г.о $y_{к\,г.о} = \left(\frac{l_{г.о}}{2} - \Delta кон\right) \cdot tg\,\psi_{г.о}$;

$\psi_{г.о} \approx 0\ldots15°$.

Установлення горизонтального оперення по висоті визначається координатою нульової хорди $y_{0\,г.о}$ (рис. 5.51), величина якої залежить від місця розташування горизонтального оперення: на фюзеляжі, в місці стику вертикального оперення і фюзеляжу, на кінці вертикального оперення (Т–подібне оперення).

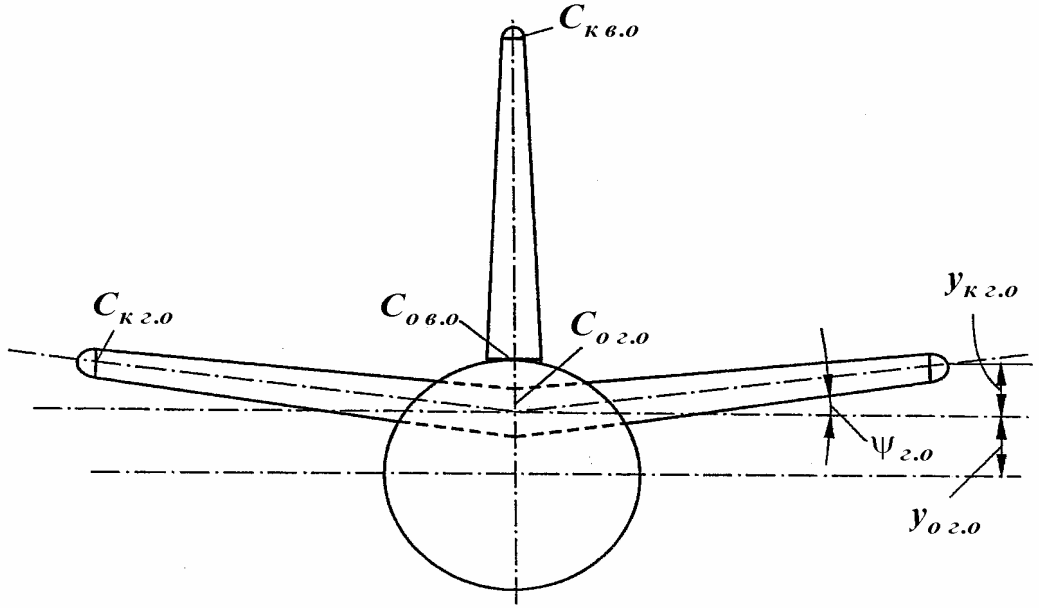


Рис. 5.51. Геометричні параметри горизонтального оперення

5.8.2.3. Розрахунок геометрії вертикального оперення (рис. 5.52)

Площа вертикального оперення, м^2: $S_{в.о} = \bar{S}_{в.о} \cdot S$,

де $\bar{S}_{в.о} \approx 0{,}08\ldots0{,}2$.

Розмах вертикального оперення (висота в.о), м: $l_{в.о} = \sqrt{\lambda_{в.о} \cdot S_{в.о}}$.

Коренева хорда вертикального оперення, м: $b_{0\,в.о} = \dfrac{2 \cdot S_{в.о}}{l_{в.о}} \cdot \dfrac{\eta_{в.о}}{\eta_{в.о}+1}$,

де $\eta_{в.о} \approx 2\ldots3{,}5$.

Кінцева хорда вертикального оперення, м^2: $b_{к\,в.о} = \dfrac{b_{0\,в.о}}{\eta_{в.о}}$.

Середня аеродинамічна хорда вертикального оперення, м:

$$b_{а\,в.о} = \frac{2 \cdot b_{0\,в.о} \cdot \left(1+\eta_{в.о}+\eta_{в.о}^2\right)}{3 \cdot \eta_{в.о} \cdot \left(1+\eta_{в.о}\right)}.$$

Координата (по висоті в.о) середньої аеродинамічної хорди вертикального оперення, м:

$$y_{а\,в.о} = \frac{l_{в.о}}{3} \cdot \frac{\eta_{в.о}+2}{\eta_{в.о}+1}.$$

Координата носка кінцевої хорди вертикального оперення, м:

$$x_{нкхв.о} = l_{в.о} \cdot tg\chi_{п.к.в.о},$$

де $\chi_{п.к.в.о} \approx 10\ldots30°$– стрілоподібність по передній кромці вертикального оперення.

Поточна хорда вертикального оперення, м:

$$b_y = b_{0\,в.о} \cdot \left(1 - \frac{\eta_{в.о}-1}{\eta_{в.о}} \cdot \frac{y}{l_{в.о}}\right).$$

Розмах руля напряму, м:

$$l_{р.н} = l_{в.о} - \Delta рн - \Delta зкво,$$

де $\Delta кн$ – зазор між рулем напряму і фюзеляжем, м;

$\Delta зкво$ – висота закінцівки вертикального оперення, м.

Коренева хорда руля напряму, м:

$$b_{0\,к.н} = \bar{b}_{к.н} \cdot b_{0\,в.о} \cdot \left(1 - \frac{\eta_{в.о}-1}{\eta_{в.о}} \cdot \frac{\Delta кн}{l_{в.о}}\right),$$

де $\bar{b}_{к.н} \approx 0{,}25\ldots0{,}4$ – відносна хорда руля напряму.

Кінцева хорда руля напряму, м:

$$b_{к\,к.н} = \bar{b}_{к.н} \cdot b_{0\,в.о} \cdot \left(1 - \frac{\eta_{в.о}-1}{\eta_{в.о}} \cdot \frac{l_{в.о} - \Delta зкво}{l_{в.о}}\right).$$

Товщина вертикального оперення по кореневій хорді, м:

$$C_{0в.о} = \overline{C}_{0в.о} \cdot b_{0в.о}.$$

Товщина вертикального оперення по кінцевій хорді, м:

без урахування закінцівки $C_{кв.о} = \overline{C}_{кв.о} \cdot \dfrac{b_{0в.о}}{\eta_{в.о}} = \overline{C}_{кв.о} \cdot b_{кв.о}$;

з урахуванням закінцівки $C_{кв.о} = \overline{C}_{кв.о} \cdot b_{0в.о} \cdot \left(1 - \dfrac{\eta_{в.о} - 1}{\eta_{в.о}} \cdot \dfrac{l_{в.о} - \Delta зкво}{l_{в.о}}\right)$.

5.8.2.4. Розрахунок геометричних параметрів фюзеляжу (рис. 5.52)

Довжина фюзеляжу, м:

$$l_ф = \lambda_ф \cdot d_ф,$$

де $\lambda_ф \approx 4…10$, $d_ф \approx 2…3$.

Довжина носової частини фюзеляжу, м:

$$l_{н.ф} = \lambda_{н.ф} \cdot d_ф,$$

де $\lambda_{н.ф}$ – подовження носової частини фюзеляжу, $\lambda_{н.ф}$ =1,3…1,8.

Довжина кормової частини фюзеляжу, м:

$$l_{к.ф} = \lambda_{к.ф} \cdot d_ф,$$

де $\lambda_{к.ф}$ – подовження кормової частини фюзеляжу, $\lambda_{к.ф}$ = 2,5…3,5.

Довжина циліндрової частини фюзеляжу, м:

$$l_{ц.ф} = l_ф - l_{н.ф} - l_{к.ф}.$$

Обводи носової частини фюзеляжу, м:

$$y_{н.ф} = \pm a \cdot \left(\frac{x_{н.ф} \cdot d_ф}{4\lambda_{н.ф}}\right)^m.$$

Коефіцієнти m і a наведені в табл. 5.14.

Таблиця 5.14

Коефіцієнти й показники ступенів

m	0,35	0,40	0,45	0,5	0,55	0,60	0,65
a	1,1293	1,08845	1,04138	1	0,96026	0,9221	0,88546

Початок координат побудови тіла обертання носової частини фюзеляжу на бічній проекції показано на рис. 5.52. Кут повороту координатних осей проти годинникової стрілки $\varphi_{н.ф}$ = (8…11)°. Поворот осі $X_{н.ф}$ здійснюється щодо точки, розташованої на будівельній горизонталі літака, позначеній $O_Н$, на відстані $l_{н.ф}$ від носка фюзеляжу.

На плановій проекції вісь носової частини фюзеляжу збігається з віссю симетрії літака $X - X$.

Обводи кормової частини фюзеляжу

$$y_{к.ф} = \pm b \cdot \left(\frac{\left(\lambda_{к.ф} \cdot d_ф - x\right) \cdot d_ф}{4 \cdot \lambda_{к.ф}} \right)^n .$$

Коефіцієнти n і b наведені в табл. 5.15.

Таблиця 5.15

Коефіцієнти й показники ступенів

n	0,30	0,35	0,40	0,45	0,5	0,55	0,60	0,65	0,70
b	18,5396	8,9707	4,3174	2,0778	1	0,48127	0,23162	0,11147	0,053649

Початок координат побудови тіла обертання кормової частини фюзеляжу на бічній проекції показано на рис. 5.52 і розташовано на відстані $l_{н.ф} + l_{ц.ф}$ від носка фюзеляжу. Координатні осі $Y_{к.ф} - X_{к.ф}$ повернені проти годинникової стрілки на кут $\varphi_{к.ф}$ = (4…6)°.

На плановій проекції вісь кормової частини фюзеляжу збігається з віссю симетрії – поздовжньою віссю літака $X - X$.

При виборі показників ступеня m і n, які дорівнюють 0,5, обводами носової і кормової частин фюзеляжу є звичайні квадратичні параболи. При виборі менших значень m і n форми носової і кормової частин фюзеляжу будуть повнішими, великих значень m і n – більш загостреними.

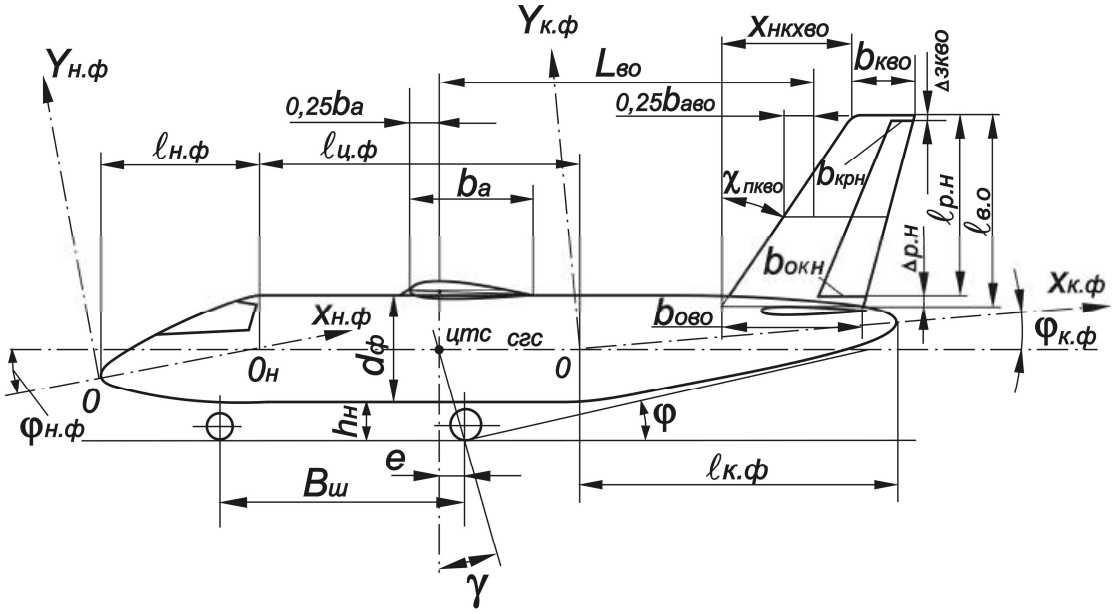


Рис. 5.52. Геометричні параметри вертикального оперення

Формули для визначення $Y_{к.ф}$ і $Y_{н.ф}$ наведені для окремого випадку, коли поперечний переріз циліндрової частини фюзеляжу має форму кола, а носовою і кормовою частинами фюзеляжу є тіла обертання з осями $X_{н.ф}$ і $X_{к.ф}$.

Контури носової і кормової частин фюзеляжу на бічній проекції можуть бути утворені різними кривими, тобто для верхніх і нижніх контурів вибрані різні значення показників ступенів m, n і коефіцієнтів a і b. Для контурів носової і кормової частин фюзеляжу на плановій проекції показники ступеня m, n (і коефіцієнти a, b) також можуть відрізнятися від величин для бічної проекції. Природно, що поперечні перерізи носової і кормової частин фюзеляжу не матимуть форми кола.

У загальному випадку форма поперечного перерізу фюзеляжу може відрізнятися від кола – овальна, прямокутна зі скругленими кутами, утворена дугами двох кіл (Ан-24, F-27).

Для опису контурів носової і кормової частин фюзеляжу можуть бути вибрані формули, що подають інші аналітичні криві (експоненти, багаточлени високих порядків і т. п.).

5.8.2.5. Ув'язка крила і оперення з фюзеляжем (рис. 5.53, 5.54)

Розташування крила і оперення по довжині фюзеляжу визначається плечима горизонтального $L_{г.о}$ і вертикального $L_{в.о}$ оперень.

Плече горизонтального оперення, м, у першому наближенні вибирають виходячи з величини коефіцієнта статичного моменту площі горизонтального оперення (рис. 5.53):

$$L_{г.о} = \frac{A_{г.о} \cdot b_a}{\bar{S}_{г.о}}.$$

Для літаків даного класу

$A_{г.о}$ = 0,8…1,1; $\bar{S}_{г.о}$ = 0,2…0,28.

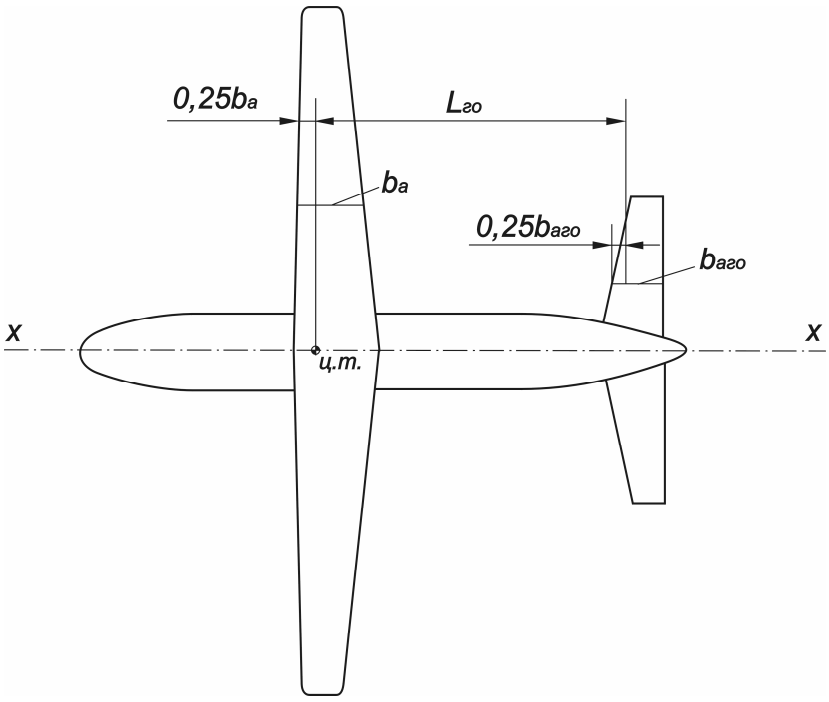


Рис. 5.53. Ув'язка крила і оперення з фюзеляжем

Плече вертикального оперення, м, у першому наближенні вибирають виходячи з величини коефіцієнта статичного моменту площі вертикального оперення (рис. 5.52):

$$L_{в.о} = \frac{B_{в.о} \cdot l}{\bar{S}_{в.о}}.$$

Для літаків даного класу

$$B_{в.о} = 0{,}05\ldots0{,}08;\ \bar{S}_{в.о} = 0{,}13\ldots0{,}19.$$

Положення горизонтального оперення по висоті було описано раніше.

Положення крила по висоті фюзеляжу визначається координатою площі хорд центроплана щодо будівельної горизонталі літака (рис. 5.54, а, б, в, г). У даному випадку прийнято, що будівельна горизонталь розташована посередині циліндрової частини фюзеляжу.

Відстань від площини хорд центроплана $Y_ц$ до будівельної горизонталі наводиться тут без урахування кута установки крила $\alpha_{уст}$. Якщо врахувати кут установки крила, то $Y_ц$ слід вважати до хвостика бортової хорди

Для фюзеляжу круглого поперечного перерізу

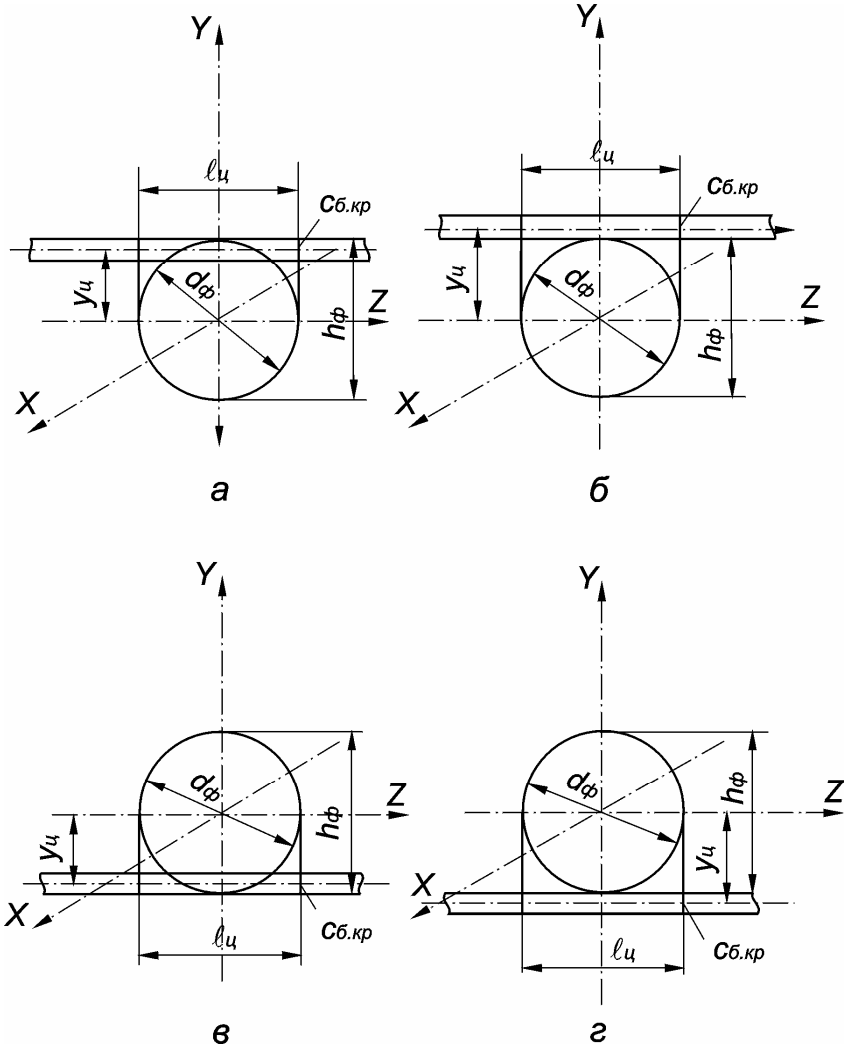


Рис. 5.54. Ув'язка крила і оперення з фюзеляжем

$$Y_ц = \pm\left[\frac{d_ф}{2} \pm C_{б.кр}\right] = \pm\left[\frac{d_ф}{2} \pm \overline{C}_б \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{l_ц}{l}\right)\right].$$

Для фюзеляжу некруглого поперечного перерізу

$$Y_ц = \pm\left[\frac{h_ф}{2} \pm C_{б.кр}\right] = \pm\left[\frac{h_ф}{2} \pm \overline{C}_б \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{l_ц}{l}\right)\right].$$

Знак “плюс” у квадратних дужках – для крила, встановленого над або під фюзеляжем (рис. 5.54, б, в, г).

Знак “мінус“ у квадратних дужках – для крила, вписаного в обводи фюзеляжу (рис. 5.54, а, в).

Знак “плюс” перед квадратною дужкою – для високорозташованого крила.

Знак “мінус“ перед квадратною дужкою – для низькорозташованого крила.

5.8.2.6. Розрахунок геометричних параметрів мотогондоли (рис. 5.55)

Відстань від поздовжньої осі літака (площини симетрії до осі гвинта), м:

$$Z_{в.н} = \frac{d_ф + d_{гвн}}{2} + \Delta B_ф,$$

де $\Delta B_ф$ – зазор між гвинтом і фюзеляжем, м.

Якщо діаметр гвинта, м, невідомий (його належить визначити), то в першому наближенні це можна зробити за формулою

$$d_{гвн} = \sqrt[4]{\frac{N_0}{8{,}1}},$$

де N_0 – потужність одного двигуна, кВт.

Зазор між гвинтом і фюзеляжем, м, має бути в межах:

$$\Delta B_ф = (0{,}1...0{,}3) \cdot d_{гвн}.$$

Розміри l_2, b_2, h_2, d_2 і форма мотогондол повністю визначаються індивідуальними розмірами і формою встановлюваних двигунів. Якщо головні стояки шасі забираються в гондоли, що об'єднуються з гондолами двигунів, то ширина b_2 і висота h_2 зростають.

Винесення осі гвинта відносно площини хорд крила $-Y_{гвн}$ – для двигунів під крилом і $+Y_{гвн}$ – для двигунів над крилом повністю визначається індивідуальними формами і розмірами двигунів.

Винесення площини обертання гвинта від передньої кромки крила (по осі гвинта) необхідно вибирати в межах $X_{гвн} = (0{,}5...1) \cdot b_{гвн}$, м, де $b_{гвн}$ – хорда крила, що збігається з віссю обертання гвинта.

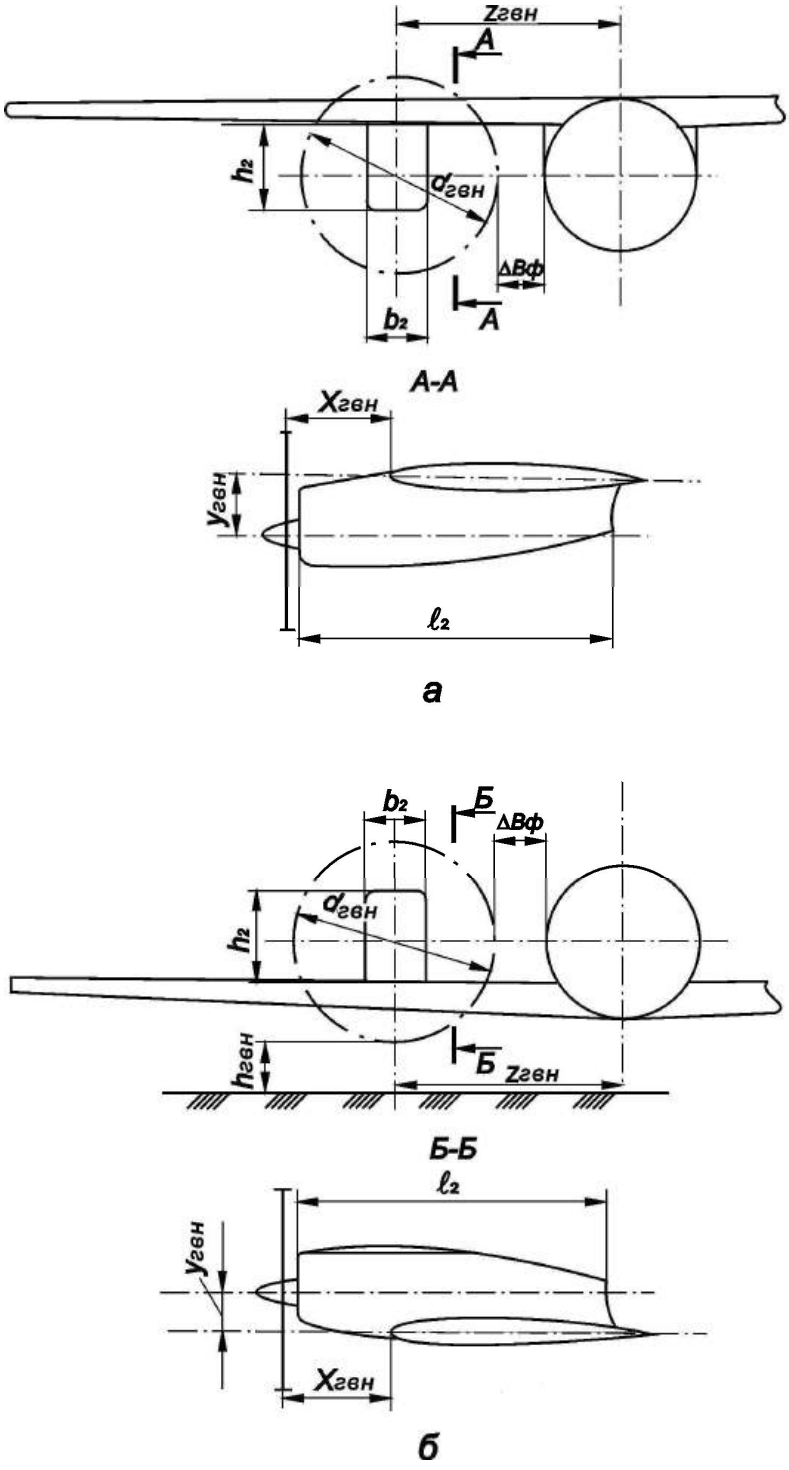


Рис. 5.55. Геометричні параметри мотогондоли

5.8.2.7. Розрахунок геометричних параметрів шасі (рис. 5.52, 5.56)

Для літака з високим розташуванням крила висота шасі диктується мінімальною відстанню від нижньої точки фюзеляжу до поверхні злітно-посадкової смуги $h_н$. При цьому висота $h_н$ має забезпечити кут перекидання φ = (10…13)°.

Винесення головних стояків шасі для літаків з високим розташуванням крила, м, при гранично задньому центруванні $\bar{x}_{T3}$ = 0,25 можна приймати

$$e = (0{,}18...0{,}2)\left(\frac{d_ф}{2} + h_н\right)$$

з обов'язковою перевіркою $\gamma = \varphi + (1...3)^o$.

Для літаків з низьким розташуванням крила висота шасі та мінімальна відстань від нижньої точки фюзеляжу (крила) $h_н$ (див. рис. 5.56) диктуються величиною мінімально допустимої відстані від гвинтів до поверхні злітно-посадкової смуги $h_{гвн}$ (див. рис. 5.56). Відстань $h_{гвн}$, м, у більшості випадків вибирають у межах

$$h_{гвн} = (0{,}17...0{,}25) \cdot d_{гвн},$$

але не менше 0,5 м.

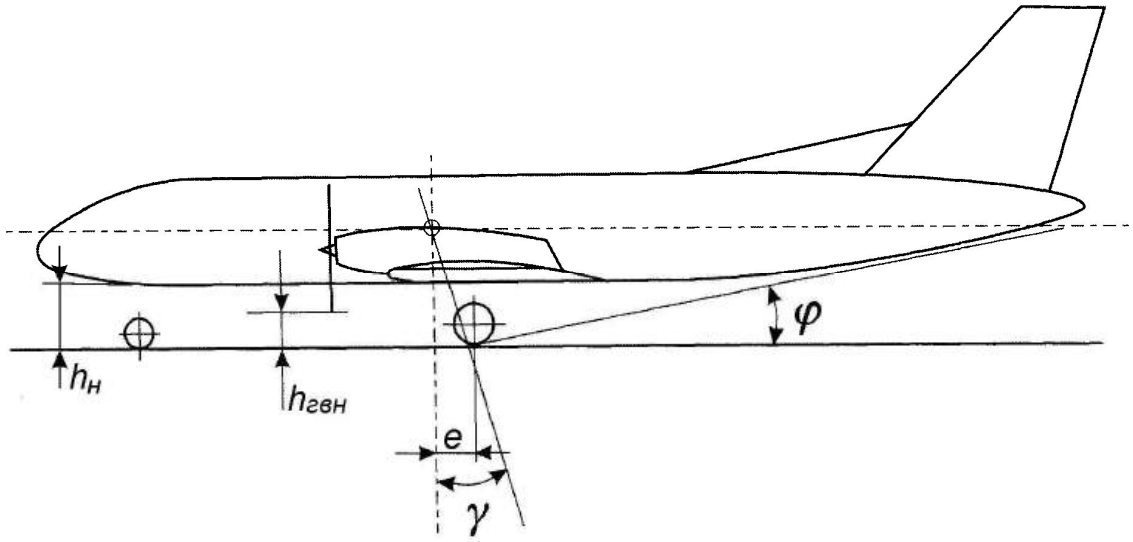


Рис. 5.56. Геометричні параметри шасі

Кут перекидання і для цього випадку має бути φ = (10…13)°.

Для літаків з низьким розташуванням крила винесення головних стояків шасі, м:

$$e = (0{,}15...0{,}20) \cdot b_a,$$

і перевірка $\gamma = \varphi + (1...3)^o$.

Базу шасі незалежно від положення крила по висоті фюзеляжу, м, приймають як

$$B_ш = (0{,}3...0{,}4) \cdot l_ф.$$

Колія шасі для літаків з високорозташованим крилом і головними стояками, що закріплені на фюзеляжі і забираються у фюзеляж, м, має бути

$$K_ш \geq 0{,}11 \cdot l.$$

Якщо головні стояки шасі суміщені з гондолами двигунів, то колія шасі, м:

$$K_ш = d_ф + d_{вн} + \Delta B_ф.$$

5.9. КОМПОНУВАННЯ І ЦЕНТРУВАННЯ ЛІТАКА

Компонування літака – це завершальний етап синтезу проекту літака на стадії ескізного проектування. На цьому етапі проект на основі вибраної схеми, вибраних і оптимізованих основних параметрів літака і визначення вагових характеристик набуває закінченої форми як за зовнішнім оформленням, так і за розміщенням усередині літака основних вантажів і об'ємів і встановленням конструктивної силової схеми всіх частин літака.

У зв'язку з цим процес компонування об'єднує в собі три взаємозв'язаних процеси, які відбуваються одночасно і паралельно: аеродинамічне компонування, об’ємно-вагове компонування і конструктивно-силове компонування.

5.9.1. Термінологія

Компонування – це взаємна просторова ув'язка частин літака, їх зовнішніх форм і конструктивно-силової схеми з розміщенням екіпажу, пасажирів, вантажів, устаткування, палива і двигунів (для військових літаків і озброєння).

Середньою аеродинамічною хордою крила (САХ) називається хорда рівновеликого за площею прямокутного крила без поперечного V, такого, що має той же момент поздовжньої статичної стійкості щодо схожих осей, що і у початкового крила.

Центрування літака визначається положенням центру мас всього літака відносно крила і виражається у відсотках САХ. Центрування дорівнює відношенню довжини відрізка від початку САХ, спроектованої на площину симетрії літака, до центру мас до величини САХ і виражається у відсотках її довжини:

$$\bar{x}_м = \frac{x_м - x_a}{b_a} 100\,\% \quad ,$$

де x_a – відстань від початку координат до носка САХ.

Біля поверхні землі центр мас системи збігається з її центром ваги, тоді

$$\bar{x}_T = \frac{x_T - x_a}{b_a} 100\,\% \quad .$$

Коротший запис – не у відсотках $\bar{x}_T$ = 30 %, а у відносних величинах $\bar{x}_T$ = 0,3.

Центруванням називають також і сам процес визначення центру мас літака або його частин і агрегатів відносно довільно вибраного початку координат.

Нейтральним центруванням називають таке центрування, при якому міра поздовжньої статичної стійкості дорівнює нулю: $m_z^{c_y}$ =0.

Нейтральне центрування досягається на літаку тоді, коли центр мас завантаженого літака збігається з його фокусом, і тоді для літака має значення порушення рівноваги. Величина нейтрального центрування є різною при різних режимах польоту, тобто вона залежить від швидкості і висоти польоту, оборотів

двигуна, кута відхилення закрилка. Нейтральне центрування (фокус крила) переміщається назад із зростанням чисел M.

Якщо експлуатаційне центрування літака більше (більш заднє), ніж нейтральне центрування, то літак статично нестійкий (центр мас розташований за фокусом по польоту).

Оскільки літак має бути стійким на всіх режимах польоту (включаючи автомати штучного забезпечення стійкості), то визначальне значення має мінімальна величина нейтрального центрування, що зазвичай і розглядають, коротко називаючи її нейтральним центруванням.

Керованість – здатність літака виконувати за бажанням пілота, у відповідь на його дії важелями управління, кожен маневр, передбачений умовами льотної експлуатації літаків даного типу, притому простіше, з малою витратою енергії пілота.

Стійкість – здатність літака самостійно, без участі пілота зберігати заданий режим польоту і повертатися до початкового режиму після довільного відхилення від нього під дією зовнішніх збурень.

Ступінь поздовжньої статичної стійкості $m_z^{c_y}$ зручно виражати, використовуючи поняття фокуса літака, оскільки момент діючих сил щодо фокуса літака дорівнює нулю, а момент тангажа літака щодо фокуса не змінюється при зміні кута атаки.

Фокусом літака називається точка на лінії перетину площини OXZ зв'язаної системи координат з площиною симетрії, щодо якої аеродинамічний момент тангажа залишається постійним при малих змінах одного кута атаки: $\partial m_z / \partial \alpha = 0$. Положення аеродинамічного фокуса і його залежність від числа M польоту визначається формою крила в плані, формою носової частини фюзеляжу, компонуванням крила з фюзеляжем і фюзеляжу з гондолами.

Балансування літака – стан рівноваги всіх моментів, що діють на літак, у сталому режимі польоту, яке для кожної конфігурації літака забезпечується відповідним відхиленням руля.

Гранично переднє і гранично заднє центрування визначаються умовами нормального пілотування літака.

Гранично переднє допустиме центрування літаків звичайних схем визначається умовами достатнього запасу керованості під час посадки.

Гранично заднє допустиме центрування літака визначається умовами достатнього запасу стійкості у польоті. Мінімальне його значення встановлюється спеціальними нормами. Гранично заднє допустиме центрування визначається як різниця значень нейтрального центрування і мінімального запасу стійкості.

Запас стійкості для кожного даного літака визначається як різниця значень нейтрального і гранично заднього експлуатаційного центрування.

Інші поняття пов'язані з положенням центру мас літака при різному його завантаженні.

Діапазоном експлуатаційного центрування називають повну амплітуду переміщення центру мас від його гранично переднього до гранично заднього положення.

Гранично переднім і гранично заднім експлуатаційним центруваннями літака називаються крайні центрування, які можуть бути у польоті при самих різних варіантах завантаження з прийнятою послідовністю вироблення палива.

Положення центру мас порожнього літака визначається зовнішнім і внутрішнім компонуваннями літака.

Розрізняють такі експлуатаційні центрування, пов'язані з етапами польоту: злітне і посадкове.

Злітним центруванням літака називають центрування літака на старті у момент набору висоти.

Посадковим центруванням літака називають центрування літака під час заходу на посадку (з деяким запасом палива) і центрування у момент приземлення.

За конфігурацією літака розрізняють:

– злітне центрування літака:

а) на старті з випущеними шасі та закрилками;

б) при наборі висоти з прибраними шасі та закрилками;

– посадкове центрування літака:

а) під час заходження на посадку з прибраними шасі;

б) у момент приземлення з випущеними шасі та закрилками.

Центрувальний графік – офіційний документ, за допомогою якого визначають розміщення вантажів на літаку з умов заданого діапазону центрування.

Автомат визначення маси і центрування (АМЦ) – бортове пристосування (пристрій) для автоматичного визначення маси і центрування літака. Відомі схеми таких пристроїв передбачають визначення цих величин на землі і, крім того, видають попередні рекомендації щодо розподілу навантаження на основі ручного введення величин, що визначають навантаження.

5.9.2. Аеродинамічне компонування

5.9.2.1. Задачі аеродинамічного компонування

1. При вирішенні певної задачі ефективності необхідно, щоб правильно скомпонований літак мав мінімальні розміри.

2. У крейсерському польоті із заданою швидкістю слід забезпечити максимальну аеродинамічну якість літака, що приводить до мінімальної витрати палива. У зв'язку з цим у літака мають бути мінімальний опір і, зокрема, мінімальна втрата на балансування.

3. При зльоті і під час посадки необхідно, щоб літак мав якомога більшу величину $C_{y\,max}$ при забезпеченні нормованих запасів безпеки.

4. На всіх режимах польоту слід забезпечити нормовані запаси стійкості і керованості літака.

5. На літаку мають бути забезпечені найбільш сприятливі умови для роботи силової установки, які визначаються мінімально можливими втратами на вході повітря в двигуни і на виході газів з вихідних сопел двигунів.

6. Вихід літака на граничні режими польоту (наприклад, великі швидкості або великі кути атаки) не має супроводжуватися небезпечними наслідками (флатер, бафтинг, глибокий зрив, штопор та ін.); крім того, слід передбачати заходи, що попереджують вхід у такі режими і допускають вихід з цих режимів на нормальні.

5.9.2.2. Зменшення втрат на балансування

Однією з першочергових проблем аеродинамічного компонування є, як було підкреслено вище, забезпечення мінімальних втрат на балансування. Ці втрати існують, як тільки на горизонтальному оперенні літака виникає зрівноважувальна сила незалежно від напряму її дії (вгору або вниз). І саме оперення, як додаткова поверхня, яку обтікає поток, вносить додатковий опір літака. Раніше вже розглядалися балансувальні схеми. Як відомо, рівняння балансування поляри для нормальної схеми має вигляд

$$C_{x\,бал} = C_{x\,0} + \frac{1+\omega}{\pi \lambda_{кр\,еф}} C_y^2 \qquad (5.190)$$

де $\omega = \bar{\sigma}_{б.г.о}\left[2\left(K_\varepsilon - 1\right) + \bar{\sigma}_{б.г.о}\left(1 - 2K_\varepsilon + \frac{\lambda_{кр.еф}}{k_{г.о}\lambda_{г.о.еф}\bar{S}_{г.о}}\right)\right]$,

або

$$\omega = \left[m_z^{Cy} \Big/ \bar{L}_{г.о.еф} + k_{г.о} C_{y\,г.о}^{\alpha}\left(1-\varepsilon^{\alpha}\right)\bar{S}_{г.о}\right] \times \{\, 2\left(K_\varepsilon - 1\right) + \\ + \left[m_z^{Cy} \Big/ \bar{L}_{г.о.еф} + k_{г.о} C_{y\,г.о}^{\alpha}\left(1-\varepsilon^{\alpha}\right)\bar{S}_{г.о}\right] \times \\ \times \left[1 - 2K_\varepsilon + \lambda_{кр.еф} \Big/ \left(k_{г.о}\lambda_{г.о.еф}\bar{S}_{г.о}\right)\right] \}. \qquad (5.191)$$

Очевидно, що мінімальне значення $C_{x\,бал}$ буде при ω =0;

$$\omega = 0 \text{ при } \begin{cases} \bar{\sigma}_{б.г.о} = 0 \\ \bar{\sigma}_{б.г.о} = \dfrac{2\left(K_\varepsilon - 1\right)}{1 - 2K_\varepsilon + \lambda_{кр.еф} \Big/ \left(k_{г.о}\lambda_{г.о.еф}\bar{S}_{г.о}\right)} \end{cases}. \qquad (5.192)$$

У формулах (5.191) і (5.192)

$$\bar{\sigma}_{б.г.о} = m_{zб.г.о}^{Cy} \Big/ \bar{L}_{г.о.еф} = m_z^{Cy} \Big/ \left(\bar{L}_{г.о.еф} + k_{г.о} \frac{C_{y\,го}^{\alpha}}{C_{y\,кр}^{\alpha}} \left(1-\varepsilon^{\alpha}\right)\bar{S}_{г.о} \right). \qquad (5.193)$$

Для літака схеми "качка"

$$\omega = \bar{\sigma}_{б.г.о}\left\{\bar{\sigma}_{б.г.о}\lambda_{кр.еф}/\left(\lambda_{г.о}\bar{S}_{г.о}\right) - \right.$$

$$\left. - 2\left[K_{\varepsilon\,кр} + K_{\varepsilon\,г.о}\lambda_{кр.еф}/\left(\lambda_{г.о.еф}\bar{S}_{г.о}\right)\right]\right\}; \qquad (5.194)$$

$\omega = 0$ при

$$\begin{cases} \bar{\sigma}_{б.г.о} = 0 \\ \bar{\sigma}_{б.г.о} = \dfrac{2\left(K_{\varepsilon\,кр}\lambda_{г.о}\bar{S}_{г.о} + K_{\varepsilon\,г.о}\lambda_{кр.еф}\right),}{\lambda_{кр.еф}} \end{cases} \qquad (5.195)$$

де $\bar{\sigma}_{б.г.о} = m_{z\,б.г.о}^{Cy}\Big/\bar{L}_{г.о} = m_z^{Cy}\Big/\bar{L}_{г.о} - \left(C_{y\,г.о}^{\alpha}\Big/C_{y\,кр}^{\alpha}\right)\bar{S}_{г.о}.$ (5.196)

У формулах (5.190) – (5.196) $\bar{L}_{г.о.еф} = \left(x_{F\,г.о} - x_{F\,б.г.о}\right)\Big/B_A$ – відносна відстань між фокусом оперення і фокусом літака без горизонтального оперення; K_{ε} – коефіцієнт скосу потоку за крилом і переднім горизонтальним оперенням у схемі літака "качка".

Рівняння (5.190) дозволяє побудувати балансування поляри для літаків нормальної схеми і схеми "качка" (рис. 5.57, 5.58).

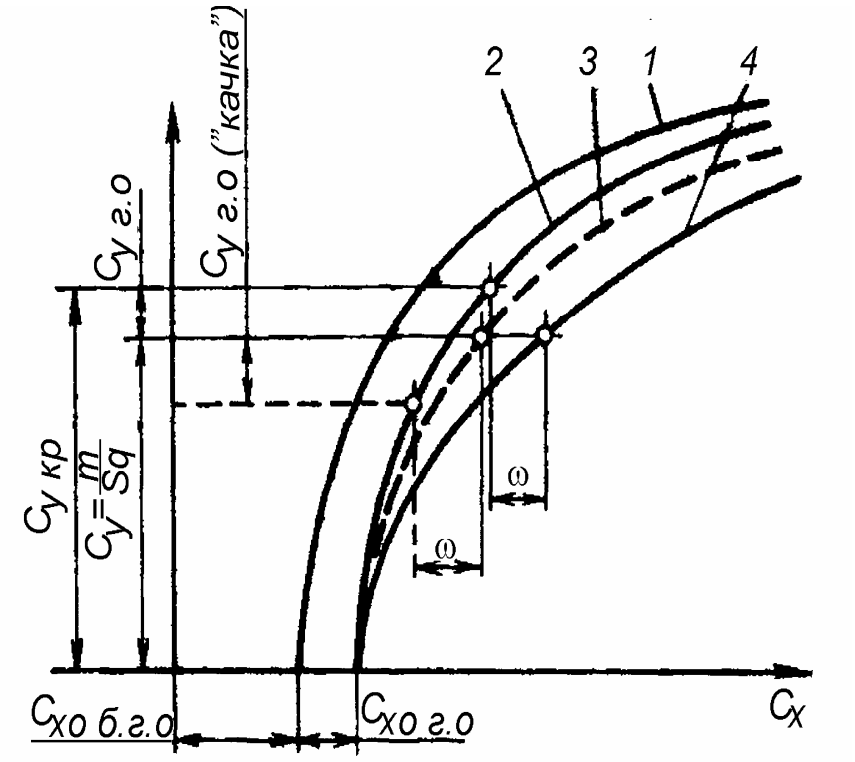


Рис. 5.57. Побудова балансувальних поляр для літаків нормальної схеми і схеми "качка": 1 – літак без Г.О.; 2 – літак з Г.О. при $m_z^{Cy} = 0$; 3 – балансувальна поляра схеми "качка"; 4 – балансувальна поляра нормальної схеми при $m_z^{Cy} < 0$

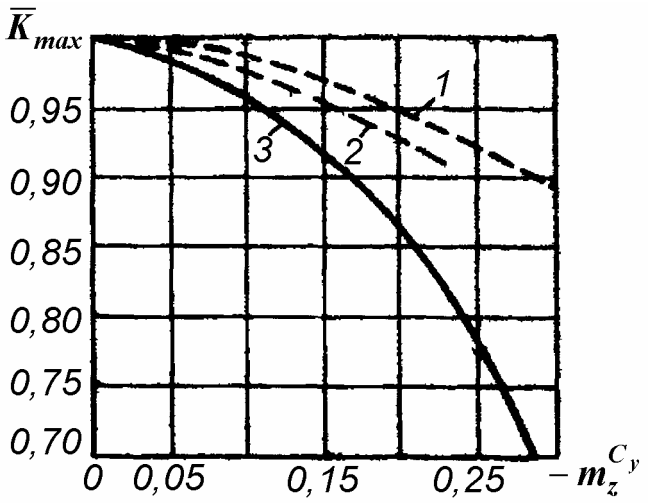


Рис. 5.58. Втрати $\overline{K}_{\max}$ у різних схемах залежно від величини $m_z^{C_y}$:

———— – нормальна схема; – – – схема "качка";

1 – $\overline{S}_{г.о}$ = 0,12; $\overline{L}_{г.о}$ =1,5; 2 – $\overline{S}_{г.о}$ = 0,08; $\overline{L}_{г.о}$ = 1,5; 3 – $\overline{S}_{г.о}$ = 0,15; $\overline{L}_{г.о}$ = 1,0

$$\overline{K}_{\max} = \frac{K_{\max бал}}{K_{\max \ при\, m_Z^{C_y}=0}}.$$

Аналізуючи (5.190), (5.191), (5.195), можна дійти таких висновків:

1. Балансування літака призводить до збільшення відвала поляри і, таким чином, до зменшення аеродинамічної якості.

2. Величина втрат на балансування визначається ступенем поздовжньої статичної стійкості $m_z^{C_y}$ або $m_{z\,б.г.о}^{C_y}$ і параметрами горизонтального оперення ($\overline{S}_{г.о}$, $\overline{L}_{г.о}$, $a_{г.о} = C_{y\,г.о}^{\alpha}$).

3. У схемі "качка" зменшено величину $C_{y\,кр}$ унаслідок розвантаження крила піднімальною силою оперення, яке приводить до зменшення індуктивного опору крила і втрат на балансування.

Другий висновок пояснює те, що з розвитком способів автоматичного керування і з появою можливості забезпечити поздовжню стійкість літака цими способами конструктори сучасних літаків йдуть на різке зменшення величини $m_z^{C_y}$ (до $-0{,}02 \ldots -0{,}03$), на створення літаків з нейтральною стійкістю ($m_z^{Cy} = 0$) і навіть статично нестійких літаків ($m_z^{Cy} > 0$).

Третій висновок пояснює те, що літаки схеми "качка" хоч і мають ряд істотних недоліків, але характеризуються меншими втратами (див. рис. 5.58) балансувань, і конструктори літаків періодично повертаються до схем "качка", розглядаючи їх разом з варіантами нормальної схеми.

Як видно з рис. 5.58, при нормальному запасі статичної стійкості для пасажирських магістральних літаків $m_z^{C_y}$ = – 0,15 при нормальній схемі втрати аеродинамічної якості досягають 9 … 10 %, а для крайньої передньої центрівки, коли вона переміщається від гранично задньої на 15...20 % $в_a$, ці втрати можуть збільшитися до 30 % і більше.

Відповідно до цього зменшується дальність польоту і збільшуються годинні або кілометрові витрати палива.

5.9.2.3. Правило площ

При виконанні процесу аеродинамічного компонування слід пам'ятати одне з положень проектування складних систем, роблячи акцент на тому, що система, яка складається з оптимальних частин, не є в загальному випадку оптимальною. Це означає, що літак, скомпонований з оптимізованих окремо частин (крила, фюзеляжу, оперення, силових установок і гондол шасі), може виявитися неоптимальним через негативний вплив цих частин одна на одну або інтерференцію.

Ця інтерференція може бути істотно знижена, і взаємний вплив окремих частин літака може приводити до зменшення загального аеродинамічного опору літака і до збільшення аеродинамічної якості. Прикладом цього є використання правила площ.

Правило площ досить детально було розглянуто раніше. Тут обмежимося тільки формулюванням цього правила: для забезпечення мінімального опору літака при великих дозвукових швидкостях, і в трансзвуковій зоні швидкостей епюра суми поперечних перерізів всіх елементів літака має відповідати епюрі еквівалентного тіла обертання мінімального опору.

5.9.2.4. Розташування горизонтального оперення

Одним із найважливіших задач аеродинамічного компонування літака є розташування горизонтального оперення.

Для забезпечення поздовжньої статичної стійкості літака при перевантаженні його центр мас має знаходитися перед фокусом літака і відстань між цими точками, віднесена до величини САХ крила, визначає ступінь поздовжньої стійкості:

$$m_z^{Cy} = \bar{x}_T - \bar{x}_F < 0. \qquad (5.197)$$

У нормальній схемі літака фокус комбінації "крило – фюзеляж" після установлення горизонтального оперення переміщається назад, у схемі "качка" – вперед. Величина цього переміщення оцінюється рівнянням

$$\Delta \bar{x}_{F\,г.о} = k_{г.о} A_{г.о} \frac{C_{y\,г.о}^{\alpha\,г.о}}{C_y^{\alpha}} \left(1 - \varepsilon^{\alpha}\right), \qquad (5.198)$$

де ε^{α} – зміна скосу потоку в зоні горизонтального оперення при одиничній зміні кута атаки крила; $k_{г.о} = q_{г.о}/q$ – коефіцієнт гальмування потоку в області горизонтального оперення.

При деякій необхідній або заданій поздовжній статичній стійкості $m_{z\,потр}^{Cy}$ і при відомому положенні центру мас (відносно САХ) необхідне переміщення фокуса комбінації крило – фюзеляж за рахунок горизонтального оперення визначається формулою.

$$\pm \Delta\bar{x}_{F\,г.о} = m_{z\,потр}^{Cy} - \bar{x}_T + \bar{x}_{F\,г.о}, \qquad (5.199)$$

де $-\Delta x_{F\,г.о}$ – для нормальної схеми;

$+\Delta x_{F\,г.о}$ – для схеми "качка".

Порівнюючи (5.197) і (5.198) і знаючи величини, $m_{z\,потр}^{Cy}$, $\bar{x}_T$ і $\bar{x}_{F\,б.г.о}$ ($\bar{x}_T$, $\bar{x}_{F\,б.г.о}$,визначаються параметрами крила, фюзеляжу, гондол двигунів та ін.), можна визначити необхідне значення $A_{г.о}$. Коефіцієнти $k_{г.о}$, C_y^{α}, $C_{y\,г.о}^{\alpha\,г.о}$ і ε^{α} беруть із статистики, з продувань аеродинамічних моделей літаків близьких схем або з аеродинамічного розрахунку.

Значення коефіцієнтів статичних моментів і плечей оперення для орієнтовних розрахунків наведені в табл. 5.16.

Таблиця 5.16

Значення коефіцієнтів статичних моментів і плечей оперення

Типи літаків	$A_{г.о}$	$A_{в.о}$	$\frac{L_{г.о}}{b_a} = \frac{L_{в.о}}{b_a}$
Магістральні пасажирські з ТГД	0,8...1.1	0,05...0,08	2,0...3,0
Магістральні пасажирські з ТРД і ТРДД	0,65...0,8	0,08...0,12	2,5...3,5
Важкі неманеврені із стрілоподібним крилом	0,5...0,6	0,06...0,1	2,5...3,5
Важкі неманеврені з прямим крилом	0,45...0,55	0,05...0,09	2,0...3,0
Швидкісні маневрені	0,40...0,50	0,05...0,08	1,5...2,0

Оскільки величина $A_{г.о} = \bar{S}_{г.о}\bar{L}_{г.о}$ є добутком величин $\bar{S}_{г.о}$ і $\bar{L}_{г.о}$, то її необхідне значення може бути одержано за рахунок різних, великих або менших значень $\bar{S}_{г.о}$ і $\bar{L}_{г.о}$.

При цьому слід мати на увазі, що із зростанням плеча ефективність горизонтального оперення і поздовжня керованість літака пропорційно збільшуються і що коефіцієнт демпфірування і ступінь загасання поздовжніх коливань літака

пропорційні $(L_{г.о})^2$. Але збільшення плеча горизонтального оперення сприяє збільшенню довжини фюзеляжу. А це завжди пов'язано з більшими ваговими витратами, чим на збільшення площі оперення. Внаслідок цього процес вибору співмножників, що визначають величину, ітеративний і підлягає оптимізації.

Після попереднього компонування літака і попереднього вибору геометричних параметрів оперення ($\lambda_{го}, \eta_{г.о}, \bar{c}_{г.о}$ і $\chi_{г.о}$) величину $A_{г.о}$ уточнюють. При цьому використовують метод "граничних ліній". Цей метод дозволяє при проектуванні відразу відповісти на питання, в яких межах можна вибирати величину $A_{г.о}$ для забезпечення вимог щодо характеристик стійкості і керованості, а також забезпечення необхідного експлуатаційного діапазону центрівок. Для поздовжньої стійкості і керованості найважливішими з цих вимог є:

– забезпечення мінімально допустимого ступеня поздовжньої статичної стійкості за перевантаженням (при гранично задньому центруванні $\bar{x}_{T\,гр.з}$);

– створення необхідної ефективності органу поздовжнього керування для балансування літака на злітно-посадкових режимах на великих кутах атаки з відхиленою механізацією крила і максимально передньою центрівкою.

З урахуванням (5.197) умова виконання першої вимоги може бути записана так:

$$\bar{x}_{T\ гр.з} - \bar{x}_{F\ б.г.о} - k_{г.о} A_{г.о} \frac{a_{г.о}}{a_{кр}} \left(1 - \varepsilon^{\alpha}\right) \le m_{z\min}^{Cy}, \qquad (5.200)$$

де $a_{г.о} = C_{y\,г.о}^{\alpha\,г.о}$, $a_{кр} = C_y^{\alpha}$. При складанні нерівності слід мати на увазі, що $m_{z\min}^{Cy} < 0$.

Значення необхідної ефективності органу поздовжнього керування для балансування літака на злітно-посадкових режимах польоту (великі кути атаки) з відповідно відхиленою механізацією крила і гранично передньою центрівкою $\bar{x}_{T\,гр.п}$ може бути отримано з рівняння поздовжніх моментів на цих режимах. Наприклад, для випадку балансування на зльоті

$$m_z = m_{z0.б.г.о} + \Delta m_{z\,мех} + \Delta m_{z\,дв} + C_y^{\alpha}\left(\bar{x}_{T\ гр.п} - \bar{x}_{F\ б.г.о}\right)\alpha_{відр} -$$
$$- k_{г.о}\alpha_{г.о} A_{г.о} \times (\alpha_{відр} - \varepsilon_{об.мех} - \varepsilon_{б.мех}^{\alpha}\alpha_{відр} - \Delta\varepsilon_{мех} -$$
$$- \Delta\varepsilon_{зем} + \bar{S}_{ст}\varphi_B + n_{к.в}\delta_в). \qquad (5.201)$$

Індексами виділені : "мех" – зміну аеродинамічних параметрів при відхиленні механізації крила "б.г.о" і "б.мех" – без горизонтального оперення і з невідхиленою механізацією; "зем" – зміна параметрів від впливу близькості земної поверхні; $\bar{S}_{ст} = S_{ст} / S_{г.о}$ – відношення площі стабілізатора, який знаходиться в потоці, до загальної площі горизонтального оперення; $n_{к.в} \approx \sqrt{\bar{S}_{к.в}} = \sqrt{S_{к.в} / S_{г.о}}$ – коефіцієнт ефективності руля висоти (у разі застосування суцільнозворотного керованого

стабілізатора член $n_{к.в}\delta_в$ випадає, а для кута відхилення стабілізатора зазвичай приймають значення $\varphi_в = 0{,}8\varphi_{в\,max}$; якщо на літаку передбачається переставний у польоті стабілізатор, то для злітно-посадкових режимів приймають; $\varphi_в = \varphi_{в.зл}$ або $\varphi_в = \varphi_{в.пос}$ відповідно); $\Delta m_{z\,дв} = \dfrac{P_{дв} y_{дв}}{q_{зл} S в_A}$ – коефіцієнт моменту тяги двигунів.

З рівняння (5.200) отримаємо такі умови для вибору коефіцієнта статичного моменту горизонтального оперення:

$$A_{г.о} \geq \frac{-m_{z\min}^{Cy} + \bar{x}_{T\,гр.з} - \bar{x}_{F\,б.г.о}}{1-\varepsilon^{\alpha}} \cdot \frac{a_{кр}}{k_{г.о} a_{г.о}}, \qquad (5.202)$$

а з (5.201) –

$$A_{г.о} \geq \frac{m_{z\,б.г.о} + \Delta m_{z\,мех} + \Delta m_{z\,дв} + C_y^{\alpha}\left(\bar{x}_{T\,гр.п} - \bar{x}_{F\,б.г.о}\right)\alpha_{відр}}{k_{г.о} a_{г.о}\left(\alpha_{отр} - \varepsilon_{об.мех} - \varepsilon_{б.мех}^{\alpha} \cdot \alpha_{відр} - \Delta\varepsilon_{мех} - \Delta\varepsilon_{зем} + \bar{S}_{ст}\varphi_в + n_{к.в}\delta_в\right)}. \qquad (5.203)$$

Побудовані за формулами (5.202), (5.203) в координатах $\bar{x}_T - A_{г.о}$ граничні лінії створюють так званий "хрест", обмежуючи область вибору значень $A_{г.о}$ залежно від діапазону розгону центрівок $\bar{x}_{T\,гр.з} - \bar{x}_{T\,гр.п}$ (рис. 5.59).

Якщо значення $\bar{x}_{T\,гр.з}$ і $\bar{x}_{T\,гр.п}$ уже визначені під час компонування літака, то за відповідними граничними лініями знаходять необхідні значення $A_{г.о}$ для кожної з цих центрівок і набувають найбільшого значення. Якщо значення $\bar{x}_{T\,гр.з}$ і $\bar{x}_{T\,гр.п}$ ще не визначені, то, задаючи деяке значення $A_{г.о} > A_{г.о\,\min}$, отримують допустимий при цьому діапазон розбігу центрівок, а потім забезпечують його відповідним компонуванням.

Збільшення допустимого діапазону розбігу центрівок при вибраному значенні $A_{г.о}$ можна досягти за допомогою підвищення коефіцієнта $a_{г.о} = C_{y\,г.о}^{\alpha}$ (наприклад, шляхом збільшення подовження оперення, як це показано на рис. 5.59 пунктиром). Але не слід забувати, що кінцевою метою проектування є вибір таких параметрів оперення, при яких маса конструкції оперення могла б бути найменшою, а при збільшенні подовження маса зростає. Тому під час компонування необхідно оптимізувати за критерієм мінімальної маси вибір відповідних геометричних параметрів горизонтального оперення або величини площі.

Для важких швидкісних літаків визначальною умовою для вибору $A_{г.о}$ у разі переднього центрування може стати умова забезпечення достатньої ефективності органу поздовжнього керування для відриву переднього стояка шасі від ЗПС і збільшення кута атаки до злітного значення $\alpha_{відр}$ при $V = 0{,}85V_{відр}$ у межах обмеженої довжини ЗПС.

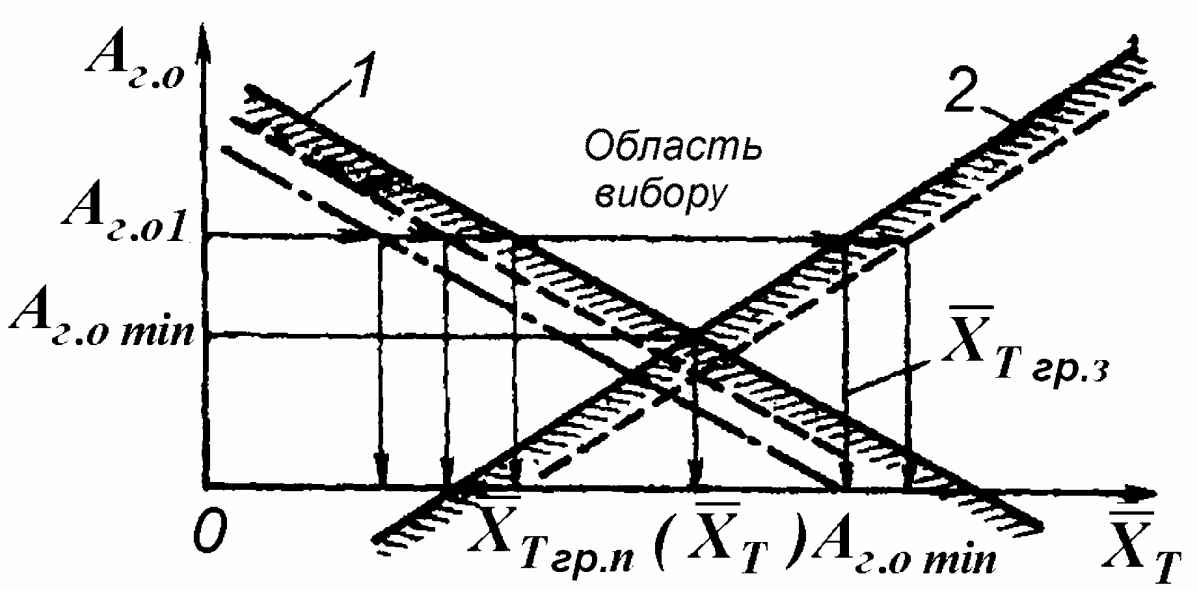


Рис. 5.59. Характер граничних ліній ("хрест"), що обмежують область вибору $A_{г.о}$ і $\bar{x}_T$ з умов забезпечення мінімально допустимого ступеня поздовжньої статичної стійкості за перевантаженням $m^{Cy}_{z\,\min}$ (1) і балансуванням літака на великих кутах атаки (2):

– – – – – – розширення області вибору при збільшенні похідної $a_{г.о} = C^{\alpha}_{y_{г.о}}$;

– · – · – · – –розширення області вибору при застосуванні стабілізатора із змінним кутом установки

Для маневрених надзвукових літаків визначальною умовою для вибору $A_{г.о}$ у разі переднього центрування, як правило, стає забезпечення заданої маневреності літака, тобто достатньої ефективності органу поздовжнього керування для балансування літака при максимальному перевантаженні, особливо при надзвукових швидкостях на великих висотах.

Для нешвидкісних літаків з безбустерними системами керування область вибору коефіцієнта $A_{г.о}$ визначається додатково граничними лініями, побудованими за умовами допустимих меж:

– декремент загасання власних поздовжніх коливань літака;

– зміна зусиль на важелі поздовжнього керування;

– зміна втрат зусиль на одиницю перевантаження (показник керованості $P^{n_y}_{в}$) та ін.

На швидкісних літаках з незворотними бустерними системами керування необхідні характеристики керованості забезпечуються, як правило, автоматизацією системи керування і штучним формуванням цих характеристик.

Однією із задач аеродинамічного компонування літака нормальної схеми є вибір положення горизонтального оперення за висотою.

Як відомо, у польоті за крилом утворюється зона загальмованого і скошеного потоку. Швидкісний натиск і кути атаки горизонтального оперення визначаються параметрами цього потоку: коефіцієнтом гальмування $k_{г.о} = q_м / q$ і кутом скосу потоку, які залежать від взаємного розміщення крила і оперення, а також від режиму польоту (див. рис. 5.60 – 5.62).

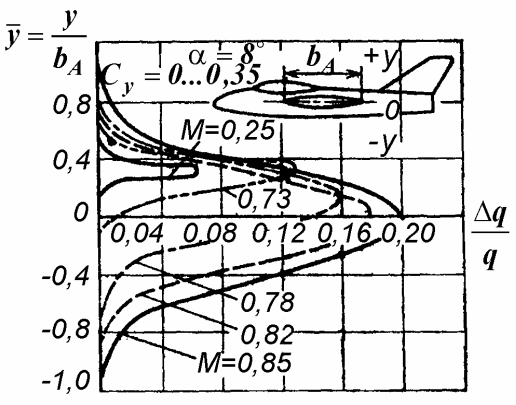


Рис. 5.60. Витрати тиску в супутньому потоці за крилом при різних дозвукових значеннях чисел M, отримані при продуваннях моделей

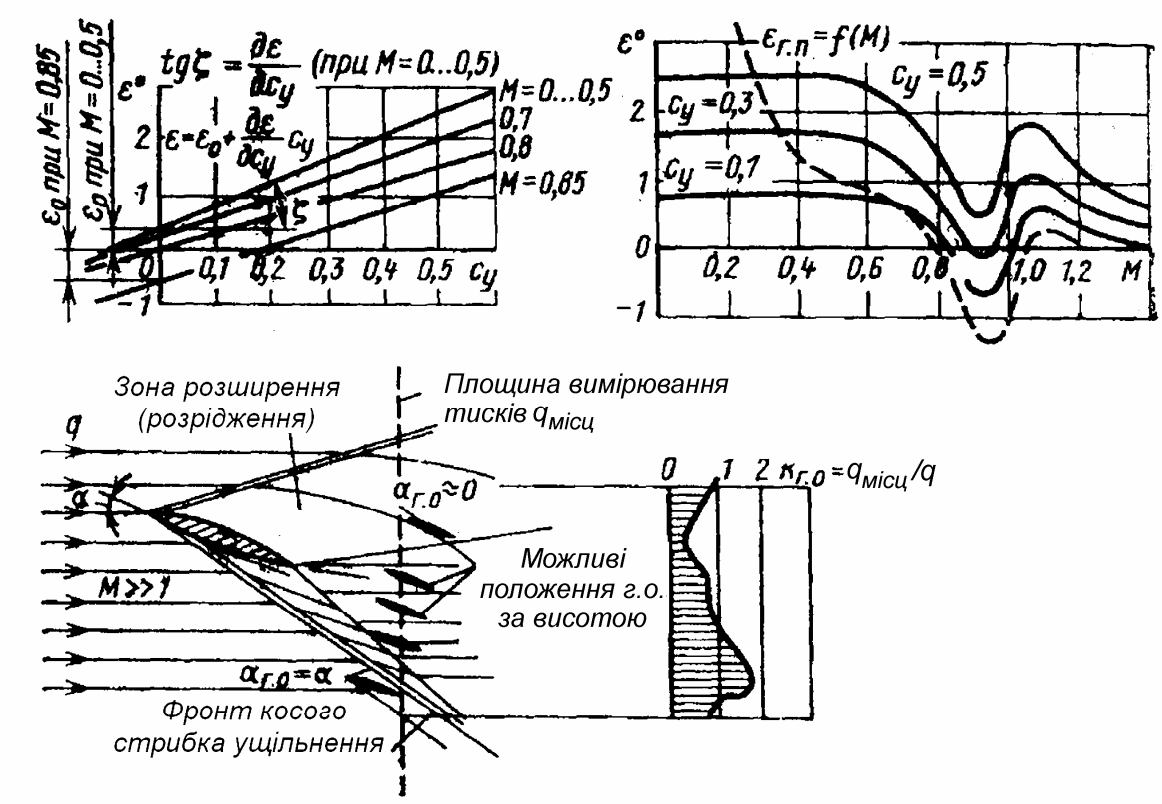


Рис. 5.61. Приклад зміни скосу потоку за крилом при зміні коефіцієнта піднімальної сили крила і чисел M польоту (пунктиром показано зміну скосу в горизонтальному польоті); характер зміни коефіцієнта гальмування потоку $k_{г.о}$ за крилом і кутів атаки оперення при різних положеннях по висоті на великій надзвуковій швидкості (M = 4; α = 5°)

При попаданні горизонтального оперення в зону сильного гальмування і несприятливого скосу потоку характер аеродинамічних сил на горизонтальному

оперенні при зміні кута атаки крила може істотно змінитися і літак може втратити статичну стійкість за перевантаженням (при збільшенні кута атаки крила поздовжній пікіруючий момент замість збільшення почне зменшуватися або навіть зміниться на кабрувальний). Це наочно показано на рис. 5.63.

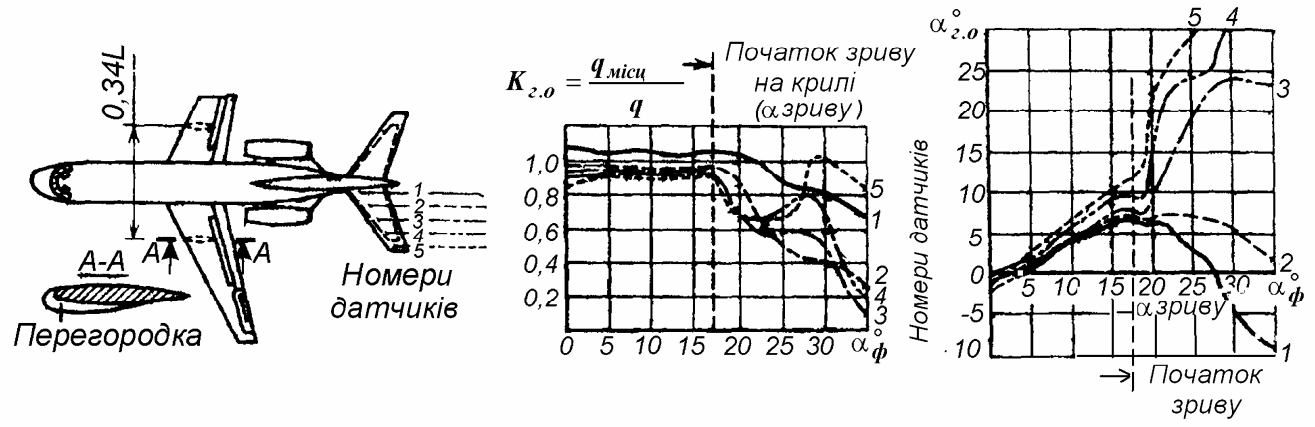


Рис. 5.62. Результати вимірів втрат динамічного тиску і зміни кутів атаки оперення за його розмахом при зміні кута атаки фюзеляжу моделі літака DC–9 (США) (пунктиром на схемі літака показані початкові розміри Г.О., збільшені внаслідок випробувань для забезпечення необхідної ефективності Г.О. на великих кутах атаки)

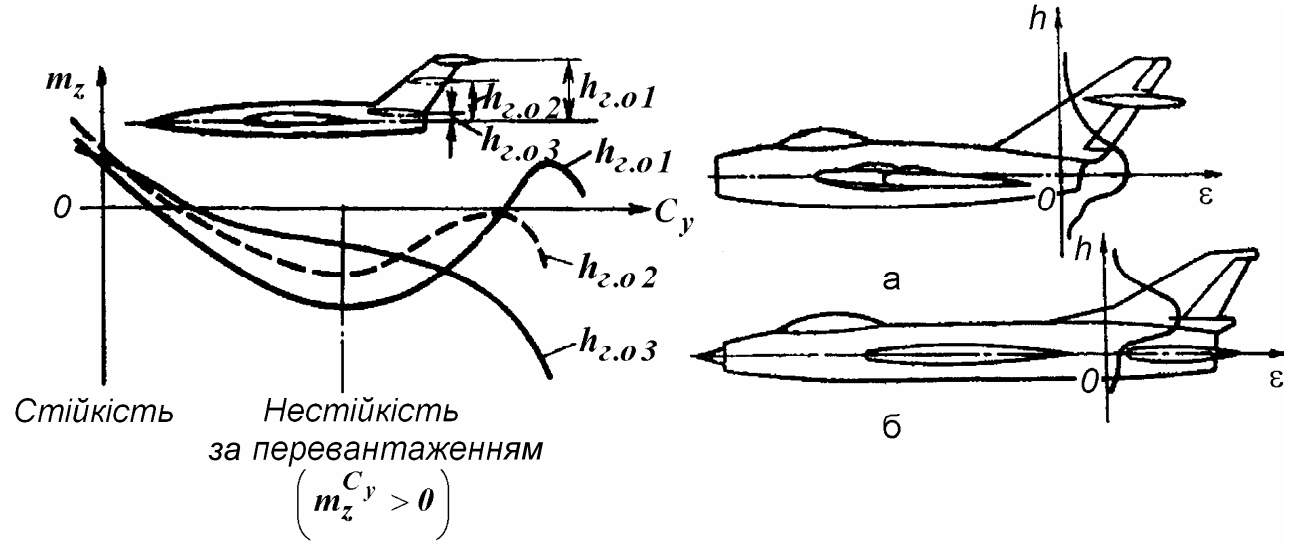


Рис. 5.63. Вплив висоти розміщення горизонтального оперення на характер перебігу залежностей $m_z = f(C_y)$; характер зміни за висотою величини скосу потоку ε і вибір місця розміщення горизонтального оперення: а – за стрілоподібним крилом середнього подовження з коротким фюзеляжем (Г.О. – зверху); б – за крилом малого подовження літака з порівняно довгим фюзеляжем (Г.О. – знизу)

У літаків з крилом малих подовжень і достатньо довгою хвостовою частиною фюзеляжу (надзвукові літаки) зона максимальних скосів біля хвостової частини фюзеляжу, де розміщується оперення, як правило, переміщається вгору. Тому у таких літаків горизонтальне оперення розміщується на фюзеляжі (рис. 5.63).

У надзвукових літаків всіх типів можна розміщувати горизонтальне оперення

нижче лінії продовження бортової хорди крила, біля нижньої поверхні хвостової частини фюзеляжу.

Для дозвукових літаків з відносно невеликими швидкостями польоту (V < 800 км/год) і порівняно довгими хвостовими частинами фюзеляжу ($\overline{L}_{г.о}$ = 2,7 … 3,0) можна рекомендувати встановлювати горизонтальне оперення з винесенням вгору на величину $\eta_{г.о}$ = (0,15…0,5) $в_{борт}$, де $в_{борт}$ – величина бортової хорди крила.

Особливо слід зупинитися на літаках, у яких унаслідок їх компонувальних особливостей (наприклад, при розміщенні двигунів на хвостовій частині фюзеляжу) доводиться передбачати верхнє розміщення горизонтального оперення на кілі (Т-подібне оперення). При перевищенні допустимих значень кутів атаки можливе попадання таких літаків у режим глибокого зриву, унаслідок якого літак ніби зависає на великому куті атаки, не маючи можливості зменшити його, починає втрачати швидкість і звалюється. Суть явища полягає в тому, що при випадковому перевищенні допустимих значень кута атаки (наприклад, при сильному вертикальному пориві) супутній потік зірваного з крила і сильно загальмованого потоку піднімається вгору і охоплює оперення. При цьому скіс потоку на оперенні змінюється таким чином, що з'являється додатковий момент на кабруванні, що викликає подальше збільшення кута атаки. Оскільки оперення знаходиться в сильно загальмованому потоці, то ефективність руля висоти, навіть при повному їх відхиленні вниз, може виявитися недостатньою для подолання моменту, що викликає кабрування.

Характер перебігу залежності $m_z = f(\alpha)$ для літака з Т-подібним оперенням показано на рис. 5.64

У літаків з низькорозташованим горизонтальним оперенням (пунктир на рис. 5.64) після виникнення зриву потоку на крилі та переміщення вгору спутного струменя скіс потоку в зоні горизонтального оперення зменшується. Це викликає появу пікіруючого моменту, що сприяє переведенню літака на менші кути атаки, тим більше що руль висоти не знаходиться в сильно загальмованому потоці і зберігає свою ефективність.

Щоб запобігти можливості попадання літака Т-подібним оперенням у режим глибокого зриву, у системах поздовжнього керування зазвичай передбачають спеціальні автоматичні сигналізатори підходу до небезпечних режимів (наприклад трясіння штурвала).

Усуненню розвитку глибокого зриву сприяє збільшення подовження горизонтального оперення $\lambda_{г.о}$ з тим, щоб кінці цього оперення виходили якомога більше із зони повітряного потоку, зірваного гондолами двигунів, і потоку, що збільшує гальмування і обтікає горизонтальне оперення. У літаків, спроектованих за схемою "качка", розміщене попереду горизонтальне оперення знаходиться практично в незбуреному потоці, і для нього можна застосовувати $k_{г.о}$ = 1 і $\varepsilon^{\alpha} \approx 0$.

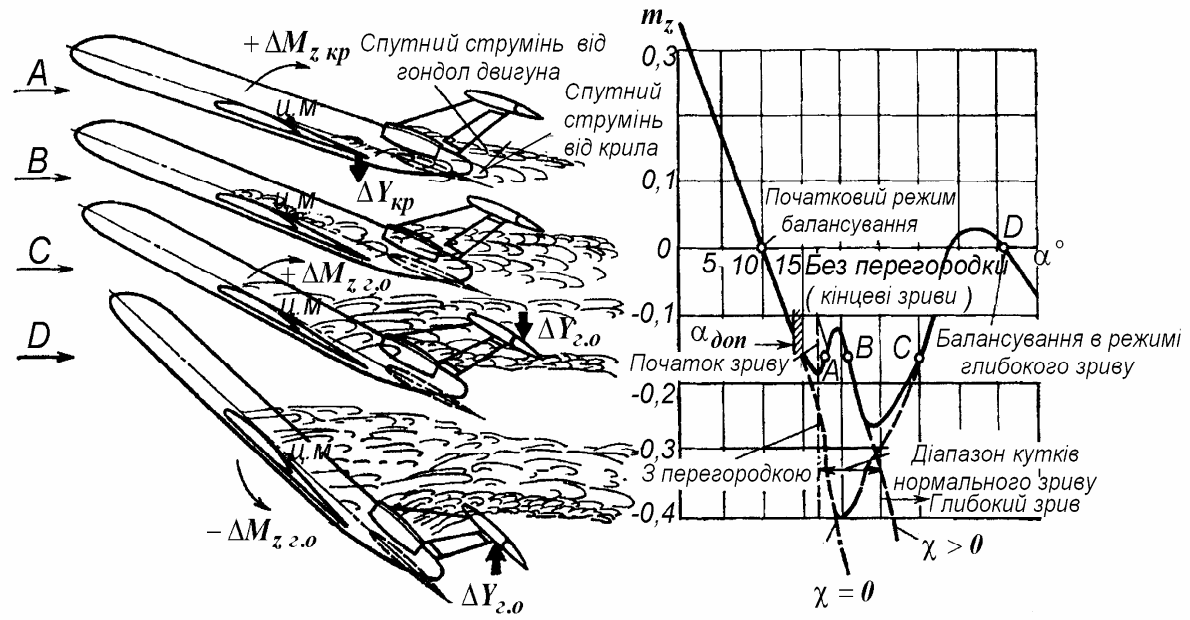


Рис. 5.64. Розвиток зриву потоку на стрілоподібному крилі у літака з верхнім розміщенням горизонтального оперення і характерний перебіг залежності $m_z = f(\alpha)$: цифрові дані – результати продувань моделей DC–9; для порівняння $m_z = f(\alpha)$ для літака з прямим крилом (– · – · – ·) і літака із стрілоподібним і низькорозташованим горизонтальним опереннням (– – –).

5.9.2.5. Вибір параметрів вертикального оперення і поперечного V крила

Для забезпечення необхідних характеристик бічної стійкості і керованості літака без застосування способів автоматизації керування при вибраних основних параметрах крила у конструктора залишається можливість щодо вибору коефіцієнта статичного моменту вертикального оперення $A_{в.о} = S_{в.о}L/(Sl)$ і кута поперечного V крила. Ці параметри ($A_{в.о}$ і V) істотніше впливають на зміну похідних m_x^{β}, m_y^{β} і $m_Z^{\omega_y}$, що великою мірою визначають характеристики бічної стійкості й керованості.

Для нешвидкісних літаків з безбустерними та неавтоматизованими системами керування вибір параметрів вертикального оперення, кута поперечного ψ° крила, а також ефективності шляхового і поперечного керування обумовлюються такими основними вимогами:

1) показник $\kappa = \dfrac{|\varpi_{x\,max}|}{|\varpi_{y\,max}|}$, що визначає співвідношення кутових швидкостей крену і рискання в розвитку бічного руху, має знаходитися в певних межах; при великих значеннях χ літак у польоті на збурення відповідає розгойдуванням з крила на крило, при малих значеннях χ виявляється схильність до спіральної нестійкості (надзвукові літаки без автоматизації керування мали б значення 10° і більше);

2) ступінь загасання бічних короткоперіодичних коливань має бути достатнім;

3) запізнювання реакції літака на відхилення важелів керування не має перевищувати допустимих меж;

4) можливість балансування і достатня бічна стійкість літака під час посадки із заданим бічним вітром і при зльоті з односторонньою зупинкою двигуна (тобто при неповній і несиметричній тязі у багатодвигунового літака) має бути забезпечена;

5) необхідно, щоб ефективність органів поперечного і шляхового керування була достатньою для виконання заданих маневрів на всіх можливих режимах польоту і для надійного виведення літака з штопора;

6) спіральний рух літака не повинен мати дуже вираженої нестійкості (обмежується допустимий час здвоювання відхилення параметрів від початкових значень у спіральному русі).

Для швидкісних літаків із бустерними системами керування виконання пунктів 1, 2 і 6, як правило, забезпечується застосуванням спеціальних автоматичних систем незалежно від льотчика, що діє на орган керування (демпферів рискання і автоматів ковзання).

А ось так, конкретніше, формулюються деякі вимоги до шляхової і поперечної стійкості й керованості. Вертикальне оперення має забезпечити:

– необхідні літаку характеристики стійкості і керованості польотів на всіх експлуатаційних режимах;

– балансування у разі відмови одного крайнього (критичного) двигуна на зльоті при $C_y = C_{y\,зл}$ з невідхиленою механізацією крила;

– балансування при відмові двох двигунів з одного боку у польоті на найбільш характерному режимі для даного типу літака (наприклад, для пасажирського літака, крейсерський режим);

– посадку без зносу з бічним вітром швидкістю в 15 м/с під кутом 90° у напрямку до злітно-посадкової смуги.

Для задовільного співвідношення шляхової і бічної стійкості величина відношення коефіцієнтів моментів m_x^β і m_y^β має бути

$$\frac{m_x^\beta}{m_y^\beta} < 0{,}7\,. \qquad (5.204)$$

Наведені вище вимоги стосуються і органів поперечного керування (елеронів, інтерцепторів, диференціально відхилених половинок керованого стабілізатора), тобто необхідно забезпечити:

- балансування літака при нульовому куті ковзання $\beta_{ков} = 0°$, прибраному положенні закрилків $\delta_з = 0$ і при відмові крайнього двигуна;

- планування і посадку з випущеними шасі і закрилками при дії бічного вітру із швидкістю 15 м/с під кутом 90° до ЗПС;

- балансування літака при відмові двох двигунів з одного боку в крейсерському польоті;

- відносну кутову швидкість для пасажирських і транспортних літаків при швидкості V = (1,1...1,3) $V_{min\ еволют}$.

$$\varpi_x = \frac{\omega_x l}{2V} \geq 0{,}07; \qquad (5.205)$$

- для маневрених літаків величину кутової швидкості в межах $1 \leq \omega_x \leq 1{,}6$ рад/с.

Вибір параметрів вертикального оперення і ефективності органів шляхового керування (руля напряму) літака здійснюється шляхом послідовних наближень із застосуванням методу граничних ліній. Ці лінії після завершення попереднього компонування і визначення аеродинамічних характеристик (наприклад, похідної $a_{в.о} = C^{\beta}_{z\,в.о}$) і плеча $L_{в.о}$ вертикального оперення будуються в координатах. $\bar{S}_{в.о} - \psi^{\circ}$ або $n_{к.н} - A_{в.о}$ (де на дозвукових швидкостях коефіцієнт ефективності руля напряму $n_{к.н} \approx \sqrt{S_{к.н}/S_{в.о}}$).

Застосування методу граничних ліній можна показати на прикладі вибору значень коефіцієнтів $A_{в.о}$ і $n_{к.н}$ з умов забезпечення балансування літака при односторонній відмові двигуна на зльоті і під час посадки з бічним вітром, а також з умови прийнятої величини показника κ у бічному русі.

Режим посадки з бічним вітром вибирають як один з основних розрахункових випадків при виборі ступеня поперечної статичної стійкості літака m^{β}_{x}. Кут ковзання в цих умовах визначається заданою у вимогах до літака величиною максимальної швидкості бічного вітру, при якій має забезпечуватися посадка ($\beta_{max} \approx W_{Z\,max}/V_{пос}$) ($\beta$ = 3...6°). З рівняння бічних сил і моментів у прямолінійному польоті з ковзанням можна отримати умови для побудови лінії, що обмежує область вибору $A_{в.о}$ і $n_{к.н}$:

$$A_{в.о} > \frac{m^{\beta}_{приб.в.о}}{a_{в.о}\left(1 - n_{к.н}\delta_н/\beta_{\max}\right)}, \qquad (5.206)$$

де $\delta_н = 0{,}8\,\delta_{н\,max}$.

При односторонній відмові двигуна на зльоті (на літаку з декількома двигунами, рознесеними від осі симетрії) створюється розгортаючий момент від несиметричної тяги $M_{уТ}$. Цей момент виходить найбільшим, коли двигуни працюють на злітному режимі. вертикального оперення і ефективності руля напряму, оскільки ці органи мають забезпечити зрівноваження моменту несиметрії тяги недостатньо високої швидкості (зазвичай $V = V_{відр} = \sqrt{\frac{2m_0 g}{Cy_{відр}\rho_0 S}}$). З умови балансування літака в прямолінійному польоті з несиметричною тягою рівняння лінії, що обмежує область вибору значень $A_{в.о}$ і $n_{к.н}$, має вигляд

$$A_{в.о} > \frac{m_{yT}}{n_{к.н} a_{в.о} \delta_н}, \qquad (5.207)$$

де $m_{yT} = \frac{\sum_{1}^{n_{дв}-1} P_{0i} Z_i}{q_{відр} SL}$ – коефіцієнт моменту від несиметрії тяги; Z_i – відстань від осі двигуна до осі симетрії літака.

Співвідношення максимальних кутових швидкостей крену і рискання при бічних коливаннях літака визначається показником

$$\kappa = \frac{|\varpi_{x\,max}|}{|\varpi_{y\,max}|} \approx \frac{\overline{m}_x^{\beta}}{\overline{m}_y^{\beta}} = \frac{m_x^{\beta} I_y}{m_y^{\beta} I_x}. \qquad (5.208)$$

Звідси можна приблизно визначити необхідний ступінь шляхової статичної стійкості для виконання вимог $\chi < \chi_{дод}$ (нагадаємо, що m_y^{β} <0):

$$m_y^{\beta} < \frac{m_x^{\beta}}{\kappa_{дод}} \frac{I_y}{I_x}. \qquad (5.209)$$

Відношення моментів інерції I_y / I_x для кожного класу літаків достатньо стабільне і може бути або прийнято із статистичних даних, або визначено розрахунками з попереднього компонування.

Величина похідної m_x^{β}, яка характеризує ступінь поперечної стійкості (m_x^{β} < 0), змінюється при зміні форм і розмірів крила і вертикального оперення, а також значною мірою – при зміні кута поперечного ψ крила. Це добре видно з наближеного виразу, який визначає m_x^{β}:

$$m_x^{\beta} = m_{x\,кр}^{\beta} + m_{x\,в.о}^{\beta} = m_{x0}^{\beta} - \frac{1}{2} Cy^{\alpha} \overline{Z}_{cT} \psi \cos^2 \chi - \frac{1}{2} \overline{Z}_{cT} Cy \sin \chi - k_{в.о} a_{в.о} \frac{S_{в.о}}{S} \frac{y_{в.о}}{l}, \qquad (5.210)$$

де χ – кут стрілоподібності крила;

ψ – кут поперечного V крила;

$y_{в.о}$ – координата точки прикладення бічної сили на вертикальному опереннi щодо осі OX літака (рис. 5.65);

$\overline{Z}_{cT} = \frac{1}{3} \frac{\eta + 2}{\eta + 1}$ – відстань від площини симетрії літака до центру ваги площі напівкрила, віднесена до напіврозмаху;

η – звуження крила;

l – розмах крила.

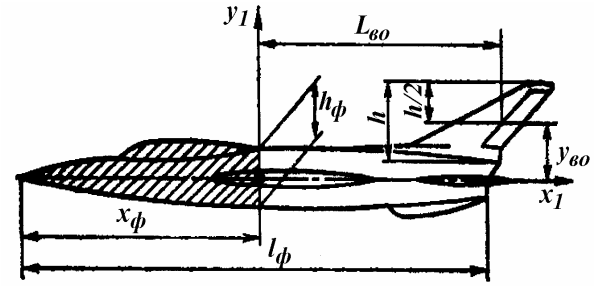


Рис. 5.65. Визначення геометричних параметрів літака, які входять у формули для похідних m_x^β і m_y^β з характеристикою бічної статичної стійкості

Як випливає з (5.210), на літаку, основні параметри якого (S, χ, $\overline{S}_{в.о}$, C_y^α) вже вибрані, для зменшення абсолютних значень m_x^β і поліпшення тим самим динаміки бічного руху на великих кутах атаки найпростіше застосувати негативне поперечне V крила (ψ < 0), як це зроблено на Ту-104 і Ту-114.

При цьому в (5.210) другий член суми стає позитивним і негативне значення похідної зменшується. Але, як видно з рис. 5.66, при малих кутах атаки (політ на великих швидкостях) цей захід може привести до надмірного зменшення абсолютної величини m_x^β, через що може виникнути зворотна реакція по крену на відхилення руля напряму ("дача ноги").

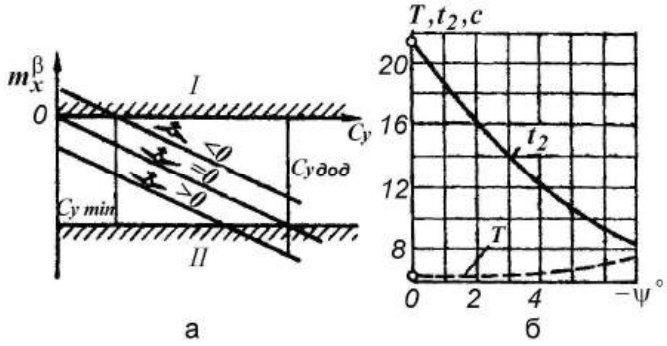


Рис. 5.66. Вплив зміни поперечного V крила (ψ < 0; ψ = 0; ψ > 0) на статичні та динамічні характеристики літака в бічному русі: а – характер зміни залежності $m_x^\beta = f(Cy)$ літаків із стрілоподібним крилом; б – зміна характеристик бічної динамічної стійкості літака Боїнг В-47 на режимах заходу на посадку (H = 0; V = 240 км/год; закрилки відхилені); T – період бічних короткоперіодичних коливань; t_2 – час зменшення амплітуди коливань удвічі; I – зона поперечної нестійкості; II – зона дуже великої поперечної стійкості

Разом із цим опущені донизу кінці крила призводять до складнощів компонування шасі літака і двигунів: доводиться збільшувати довжину стояків. Внаслідок цього на сучасних літаках проблема забезпечення динамічних характеристик у бічному русі вирішується застосуванням різних автоматичних способів

(автоматів ковзання і демпферів рискання), а поперечне V крила виконується позитивним ($\psi > 0°$).

Похідна m_y^β, характеризуючи шляхову статичну стійкість, в основному залежить від співвідношення площ проекції на площину симетрії літака носової частини фюзеляжу і вертикального оперення (див. рис. 5.65):

$$m_y^\beta \approx -0{,}06C_y^2 tg\chi - \alpha\left(m_x^\beta\right)_{кр} - k_{в.о}a_{в.о}A_{в.о} + k_\beta \frac{h_ф l_ф^2}{Sl}, \qquad (5.211)$$

де $k_\beta \approx \left(0{,}32\left(\bar{x}_ф - 0{,}25\right) + 1{,}5\right)\lambda_ф^{1{,}5}$; $\bar{x}_ф = x_ф / l_ф$, $\lambda_ф = h_ф / l_ф$.

Характерне збільшення довжини фюзеляжів $l_ф$ і їх носових частин $x_ф$ у сучасних літаків, пов'язане з особливостями їх компонування і необхідністю максимального зниження хвильового опору, приводить до зростання "дестабілізуючого" останнього члена в (5.211) і, отже, до зменшення абсолютної величини m_x^β. Разом із цим вираз (5.211) показує, що із зростанням кутів атаки (заходження на посадку і політ на великих висотах) шляхова стійкість знижується через несприятливий впливу $m_{x\,кр}^\beta <$ 0 і збільшення затінювання вертикального оперення фюзеляжем, унаслідок чого знижується коефіцієнт гальмування потоку в зоні оперення: $k_{в.о} = V_{в.о}^2 / V^2 < 1$.

При великих числах M польоту похідна m_y^β зменшується і через зниження ефективності вертикального оперення ($a_{в.о} = \frac{\partial C_{z\,в.о}}{\partial \beta}$ зменшується).

Все це приводить до необхідності відповідного збільшення площі вертикального оперення для забезпечення шляхової стійкості, особливо в умовах надзвукового польоту на великих висотах (рис. 5.67).

Для швидкісних літаків потрібно також забезпечити необхідний ступінь загасання бічних коливань, що в основному визначається похідною $m_y^{\omega_y}$. З наближеного виразу цієї похідної

$$m_y^{\omega_y} \approx \left(m_y^{\omega_y}\right)_{в.о+ф} = -2{,}4k_{в.о}a_{в.о}\frac{S_{в.о}}{S}\frac{L_{в.о}^2}{l^2} \qquad (5.212)$$

виходить, що вона швидко зменшується на великих надзвукових швидкостях (через зменшення $a_{в.о}$) і при великих кутах атаки (унаслідок гальмування потоку і зменшення $k_{в.о}$). Ефективнішими способами її збільшення при вибраних параметрах крила є збільшення плеча вертикального оперення $L_{в.о}$ і його площі $S_{в.о}$. Оскільки збільшення

$L_{в.о}$ і $S_{в.о}$ пов'язано із збільшенням маси конструкції, то проблема забезпечення необхідних значень похідною $m_y^{\omega_y}$ на сучасних швидкісних літаках вирішується встановленням демпфера рискання.

Повертаючись до методу граничних ліній для визначення області вибору $A_{г.о}$ і $n_{к.н}$, перетворюємо (5.210) і (5.211):

$$m_x^{\beta} = m_{x\,кр}^{\beta} - k_{в.о} a_{в.о} A_{в.о} \frac{y_{в.о}}{l};$$

$$m_y^{\beta} = m_{y\,б.в.о}^{\beta} + m_{y\,в.о}^{\beta} = m_{y\,бв.о}^{\beta} - k_{в.о} a_{в.о} A_{в.о}.$$

Якщо підставити вирази m_x^{β} і m_y^{β} в умову (5.209), то воно матиме вигляд

$$m_{y\,б.в.о}^{\beta} - k_{в.о} a_{в.о} A_{в.о} < \left[m_{x\,кр}^{\beta} - k_{в.о} a_{в.о} A_{в.о} \frac{y_{в.о}}{l} \right] \frac{I_y}{I_x \kappa_{дод}}.$$

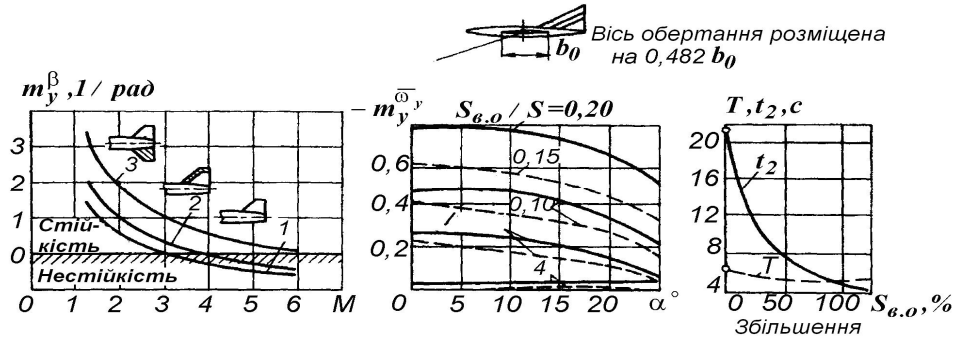


Рис. 5.67. Вплив зміни площі вертикального оперення на статичні й динамічні характеристики бічного руху літака:

а – зміна шляхової статичної стійкості літака на надзвукових швидкостях; б – зміна похідної $m_y^{\omega_y}$, що характеризує демпфірування коливань рискання при різних кутах атаки: ––––– – дані випробувань фірми "Брістоль"; – – – – дані випробувань RAE; у – зміна характеристик бічної динамічної стійкості літака Боїнг В-47 на режимах заходу на посадку (H = 0; V = 240 км/год; закрилки відхилені)

Осі координат на рис. 5.67 б,в відповідають початковому варіанту літака: 1 – початковий варіант; 2 – площа кіля, збільшена на 50 %; 3 – площа кіля, збільшена на 100 %; 4 – кіль відсутній.

Звідси отримаємо

$$A_{в.о} > \frac{m_{y\,б.в.о}^{\beta} - \dfrac{I_y}{I_x \kappa_{дод}} m_{x\,кр}^{\beta}}{k_{в.о} a_{в.о} \left(1 - \dfrac{y_{в.о}}{l} \dfrac{I_y}{I_x \kappa_{дод}} \right)}. \qquad (5.213)$$

Побудовані за умовами (5.207), (5.208) і (5.213) граничні лінії мають вигляд, показаний на рис. 5.68, а. Ці лінії обмежують область вибору коефіцієнтів $A_{в.о}$ та $n_{к.н}$.

В умовах автоматизованого проектування з використанням ЕОМ вже на стадії попереднього проектування можна набути таких значень похідних m_x^{β} і m_y^{β}, які забезпечать оптимальні характеристики бічного руху. Після цього параметри вертикального оперення і кути поперечного V крила можуть вибиратися за допомогою виразів (5.210) і (5.211). У цьому випадку зручно, прийнявши з попередньої компонування орієнтовні значення $\overline{L}_{в.о}$ та інші геометричні параметри проектованого літака, які входять у вирази для похідних m_x^{β} та m_y^{β}, будувати залежність цих похідних від параметра $\overline{S}_{в.о}$, як це зображено на рис. 5.68,б.

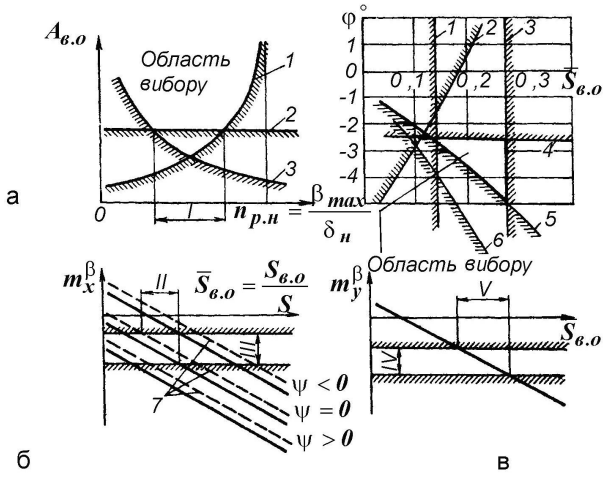


Рис. 5.68. Вибір параметрів вертикального оперення (В.О.) і кута поперечного V крила (ψ°): а – область вибору коефіцієнтів статичного моменту В.О. і ефективності руля напряму з умов: 1 – забезпечення посадки з бічним вітром, відповідним куту ковзання β_{max}; 2 – забезпечення балансування літака при зльоті з несиметричною тягою; 3 – забезпечення заданого ступеня гармонічності коливань по крену і рисканню ($\kappa \le \kappa_{доп}$); б – вибір відносної площі В.О. у рекомендованих межах значень похідних m_x^{β} і m_y^{β}; в – приклад побудови граничних ліній і отримання області вибору відносної площі В.О. ($\overline{S}_{в.о} = S_{в.о}/S$) і кута поперечного V крила ψ° легкого дозвукового літака із стрілоподібним крилом з умов: 1 – максимально допустимий час загасання, за яке амплітуда бічних короткоперіодичних коливань зменшується удвічі; 2 – максимально допустиме значення показника κ_{max}; 3 – гранично допустиме відхилення руля напряму під час посадки з бічним вітром; 4 – гранично допустиме відхилення елеронів при посадці з бічним вітром; 5 – мінімально допустиме значення показника κ_{min}; 6 – максимально допустиме значення ступеня спіральної нестійкості (мінімально допустимий час збільшення в два рази первинної амплітуди в спіральному русі); 7 – механізація крила відхилена; I – мінімальний діапазон

ефективності руля напряму; II – діапазон вибору $\overline{S}_{в.о}$ при ψ = 0°; III – рекомендовані межі зміни m_x^{β}; IV – рекомендовані межі зміни m_y^{β}; V – діапазон вибору $\overline{S}_{в.о}$.

5.9.2.6. Взаємне розміщення горизонтального і вертикального оперень

Вище йшлося про розміщення і параметри горизонтального оперення ($A_{г.о}$, $\overline{L}_{г.о}$, $\lambda_{г.о}$), пов'язаних з умовами його роботи в спутному струмені від крила. Крім того, було викладено питання про вибір параметрів вертикального оперення ($A_{в.о}$, $\overline{L}_{в.о}$,...) і кута поперечного V крила ψ. Ці проблеми були розглянуті у зв'язку з необхідністю забезпечити літаку стійкість і керованість: поздовжню, поперечну і шляхову.

Але є ще один важливий момент, який потребує аналізу взаємного розташування вертикального і горизонтального оперень, тобто питання взаємного впливу, і особливо впливи горизонтального оперення на ефективність вертикального.

Ці питання тісно пов'язані з таким дуже небезпечним явищем, як звалювання літака в штопор при виході на критичні кути атаки. Причиною цього явища є порушення стабільного обтікання крила, і особливо у маневрених літаків-винищувачів.

На перший погляд, у цьому явищі немає нічого спільного з оперенням. Але це помилкова думка.

Річ у тому, що найціннішою в керованості літака є можливість гарантованого виведення літака із штопора. Для цього перш за все вертикальне оперення має зберегти свою ефективність на будь-яких режимах польоту літака.

Підкреслимо ще раз, що це дуже важливо для маневрених літаків. При неправильному виборі положення горизонтального оперення щодо вертикального оперення останнє потрапляє в тінь (загальмована і збурена течія) від горизонтального оперення (рис. 5.69 і 5.70). Це затінювання призводить до падіння ефективності кіля і особливо руля напряму – основного керуючого органу для виведення літака з штопора.

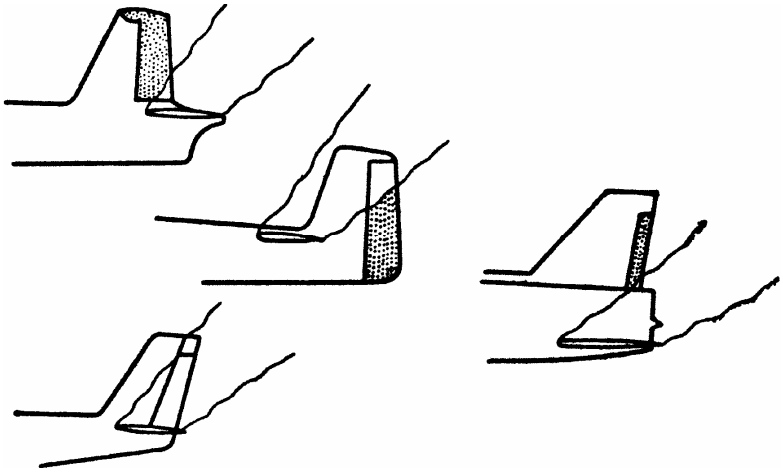


Рис. 5.69. Приклад взаємного розташування вертикального та горизонтального оперень. Ефективна площа руля напряму заштрихована

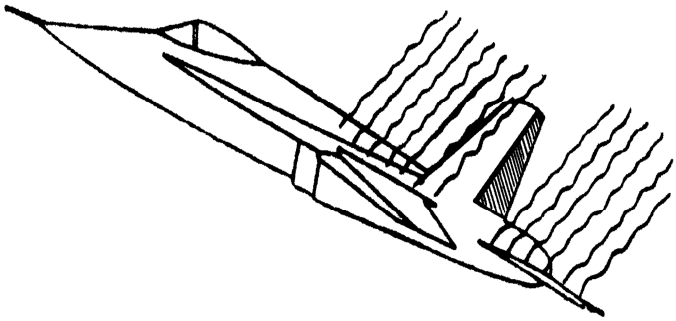


Рис. 5.70. Спутний струмінь від крила і стабілізатора літака F-18 при дуже великому куті атаки (~ 45°). Руль напряму знаходиться за межами потоків (заштриховані)

Для літаків з Т-подібним оперенням затінювання вертикального оперення горизонтальним не відбувається. При розташуванні горизонтального оперення на фюзеляжі треба дуже ретельно вибрати його положення як по висоті кормової частини фюзеляжу, так і уздовж нього.

Для літаків з відносно невеликою довжиною носової частини фюзеляжу і подовженням крила більше ≈ 4 – 4,5 цього способу (розміщення Г.О. відносно В.О.) досить для вирішення задачі штопора. Для сучасних високоманеврених літаків цей спосіб є необхідним, але недостатнім. Треба вирішити ще задачу форми носової частини фюзеляжу, напливів і т.п.

5.9.3. Об'ємно-масове компонування

5.9.3.1. Центрування літака. Основні поняття і класифікація розрахунків

Задача розрахунку центрування літака полягає головним чином у математичному обгрунтуванні компонувальних схем літака, внутрішнього компонування салонів і відсіків, а в області експлуатації – у вирішенні питань завантаження літака.

Вплив центрування на ефективність і економіку літака досить обмежений. В той же час коло питань проектування, пов'язаних із центруванням літака, чималий, тому розрахунки мають відповідати певним вимогам. Відповідно до цього наш виклад і починається з формування вимог до стійкості і керованості літака на землі і у польоті, до свободи маніпуляцій при його завантаженні, повному або частковому розвантаженні.

Якнайкраще їх задоволення сприяє підвищенню безпеки, надійності і спрощує рішення багатьох питань експлуатації.

Велике значення має і точність визначення положення центру мас порожнього або спорядженого літака і нейтрального центрування, що зумовлює діапазон допустимих центрувань. Досягнення цієї точності є нескладною, але трудомісткою роботою, у зв'язку з чим застосування ЕОМ є доцільними.

Розрахунок центрування за ескізними кресленнями, на основі яких визначаються зовнішнє і внутрішнє компонування літака, вдається зазвичай виконати з точністю 2 % САХ, тобто розбіжність проектної і фактичної центрувань, визначених за наслідками зважування літака, не перевищує вказаної величини. Невдалі розрахунки центрування, які виражаються в значній розбіжності проектних і фактичних значень, можуть звузити експлуатаційні можливості літака відносно розподілу корисного навантаження або викликати ускладнення при пілотуванні літака.

Розрахунки центрування літака відрізняються як від розрахунків вагових характеристик і моментів інерції, так і від розрахунків в області аеродинаміки і міцності тим, що повторюються багато разів на всіх етапах проектування, при побудові, випробуваннях і доведенні, при експлуатації і ремонті літаків. Будь-яка зміна маси при проектуванні і споруді має знаходити своє відображення в розрахунку центрування, а в рішеннях про переміщення тих або інших агрегатів необхідно враховувати умови центрування. Крім того, розрахунок центрування вимагає підвищеної уваги до дрібних, на перший погляд, змін.

Будь-який з розрахунків центрування має свої задачі. Так, при розробленні ескізного проекту визначають:

– положення крила на поздовжній осі літака;

– положення головних стояків шасі уздовж поздовжньої осі літака;

– положення всіх видів навантаження з умов їх мінімального впливу на розгін центрування;

– оптимальну послідовність витрати палива за умовами плавної і однозначної зміни координати центру маси сумарного палива у польоті.

Умови центрування впливають також:

– на вибір розмірів горизонтального оперення;

– на розміщення агрегатів устаткування з метою досягнення мінімального розриву між центруванням порожнього літака і діапазоном польотних центрувань.

І, нарешті, сам розрахунок центрування являє собою початковий матеріал для визначення навантажень, що діють на літак, і для розрахунків моментів інерції. Класифікація всіх видів розрахунку центрування літака з коротким переліком їх особливостей і характеру вживаних формул систематизовані в табл. 5.17.

5.9.3.2. Значення центрування при проектуванні й експлуатації літака

Значення точного положення центру мас будь-якої інженерної споруди абсолютно необхідне. Для літака, що має шість степенів вільності, точне визначення його центру мас і створення достатньо широкого діапазону допустимих центрувань має велике значення, оскільки центрування істотно впливає на стійкість і керованість літака на землі і в повітрі, а також на простоту пілотування, надійність і безпеку польоту, на економічну ефективність літака, оперативність і економічність експлуатації.

Таблиця 5.17

Класифікація розрахунків центрування літаків

Види розрахунків	Типи	Рівні розрахунків	Характер вирішуваних задач	Методи розрахунків	Характер формул і графіків
Проектні	1.Прямі розрахунки 2. Перерахунки	1-го, 2-го, 3-го наближення, що відповідають збільшенню і уточненню вихідних даних	Визначення: 1) необхідного діапазону центрувань; 2) положення крила і стояків основного шасі уздовж поздовжньої осі літака	Основані на порівнянні статичних моментів	Многоцільові формули
Виконавчі	1. Прямі розрахунки 2. Перерахунки	З робочих креслень, із зважуванням	Контроль результатів проектних розрахунків на основі робочих креслень і результатів зважування	Основані на порівнянні статичних моментів	Многоцільові формули
Експлуата-ційні	Розрахунки впливу розміщення вантажів на положення центру мас літака	–	Визначення завантаженості літака і польотних центрувань для кожного рейса (кожного самостійного планового польоту)	Графічні, графоаналітичні, основані на індексах статичних моментів, автоматизовані	Спеціалізо-вані графіки (з візуаліза-цією на моніторі ЕОМ)

5.9.3.2.1. Вплив центрування на пілотажні властивості літака

Впродовж всього польоту центр маси літака має знаходитися в наперед певному допустимому діапазоні. Положення центру маси попереду допустимої передньої межі викликає необхідність значного відхилення руля висоти і підвищення швидкості, яка ускладнює зліт і посадку. Положення центру маси позаду допустимої задньої межі робить літак нестійким. При переміщенні центру маси назад запас стійкості зменшується, при переміщенні вперед – збільшується. Таким чином, поведінка літака в повітрі – його балансування, стійкість і керованість – великою мірою визначається положенням центру маси літака і величиною його переміщення уздовж хорди крила. Нормальне зусилля на штурвал (ручку) при ручному управлінні також забезпечується правильним вибором діапазону центрування літака.

Вимоги до стійкості і керованості літаків зростають унаслідок багатьох причин, наприклад, через підвищення навантаження на одиницю несучої поверхні крила, збільшення швидкості польоту, ускладнення керування літаком і пілотажу внаслідок зміни його конфігурації і т.п. Найбільш важливим чинником, що впливає на поздовжню стійкість, є центрування літака і особливо його зміни уздовж хорди крила.

5.9.3.2.2. Вплив центрування літака на величину маси конструкції і витрати палива

Вимоги до центрування літака, які ставлять як у процесі проектування, так і в процесі експлуатації, впливають на його ефективність. У першому випадку цей вплив здійснюється через величину маси літака, а в другому – через витрати палива. Вплив на витрату палива реалізується в експлуатації шляхом завантаження літака в діапазоні не тільки допустимого, але і рекомендованого (вужчого) з цією метою діапазону центрувань. Подібна можливість забезпечується при проектуванні паливної системи: наперед програмується послідовність витрати палива за умовами заданого закону зміни центрування літака у польоті.

Вплив вимог до діапазону центрування літака на масу його конструкції. Задоволення вимог широкого діапазону центрування приводить до необхідності збільшення розмірів горизонтального оперення і підвищення навантажень на фюзеляж як від власної маси оперення, так і від повітряних навантажень, що діють на нього у польоті. Широкий діапазон центрування приводить до збільшення маси порожнього літака і зниження його економічної ефективності. У той же час його збільшення впливає на підвищення економічності експлуатації і підвищує безпеку польотів. Отже, задача може бути вирішена шляхом оптимізації на основі економічного критерію.

Вплив центрування літака на витрату палива в крейсерському польоті. Витрата палива залежить певною мірою від керування польотом на крейсерській ділянці шляху. У найбільшій мірі це відноситься до літаків, які мають велику дальність польоту і широкий діапазон центрувань (при малому діапазоні центрувань літаки балансують у межах малих значень кута, на який відхиляється руль висоти). Це завдання при керуванні літаком в горизонтальному польоті зводиться до визначення

оптимального закону зміни центрування від кількості і порядку витрати палива.

Розрізняють декілька програм польоту, пов'язаних з порушенням рівності піднімальної сили і сили ваги літака у міру вигорання палива і полегшення літака.

При цьому можна розглядати декілька умов продовження польоту на заданій висоті:

1) зміна режиму роботи двигунів у бік зменшення величини тяги, що має місце, при збереженні постійної швидкості польоту;

2) збільшення швидкості польоту при фіксованому режимі роботи двигунів;

3) збереження постійного кута атаки.

Для програми польоту з постійним режимом роботи двигунів використовують рівняння, яке пов'язує витрату палива з центруванням літака та іншими параметрами, що визначають цю програму польоту.

5.9.3.2.3. Вплив діапазону центрування на економічність експлуатації літака

Широкий діапазон центрувань літака дозволяє:

1) значно спростити розрахунки, що виконуються перед кожним польотом;

2) спростити процес завантаження і скоротити час, необхідний для нього в аеропортах відправлення;

3) спростити або виключити необхідність розрахунку центрування;

4) виключити необхідність переміщення вантажів у проміжних аеропортах при частковому розвантаженні або довантаженні літака;

5) віддавати перевагу деяким багажним приміщенням при неповному завантаженні всіх багажників або для звичайних видів вантажів.

Це приводить до помітного скорочення часу обслуговування літака на землі і, нарешті, підвищує оборотність, а також збільшує середньодобовий і середньорічний наліт літака, тобто підвищує економічність експлуатації повітряного транспорту.

Особливого значення набувають вимоги до широкого діапазону центрувань для літаків, обладнаних системою транспортування, виконаною за принципом “багаж при собі”. У цьому випадку необхідно не тільки допускати велику свободу в розміщенні особистого багажу, але і враховувати умови відмови від попереднього його зважування.

5.9.3.2.4. Вплив центрування літака на безпеку польоту

Центрування літаків, які лежать за межами допустимого діапазону, ускладнюють процес пілотування літака, підвищують стомлюваність пілотів, вимагаючи підвищеної уваги і частого перебалансування літака. Це знижує безпеку в умовах нормального польоту.

В аварійних ситуаціях неправильне центрування призводить до значного зниження безпеки і в сукупності з іншими ненормальними явищами може бути причиною важких подій.

Збільшення діапазону допустимих центрувань знижує можливість помилок у

розрахунках польотних центрувань і впливу можливої похибки при завантаженні літака, а в результаті підвищує безпеку польотів.

Можливі наслідки порушення допустимого діапазону центрувань. Створення центрування, більш переднього (при неправильному завантаженні), ніж гранично допустиме, призводить до таких наслідків:

– заважає (утрудняє) відриву носового колеса шасі під час розгону перед зльотом;

– збільшує необхідну довжину розгону, яка є особливо небезпечною на мокрій смузі;

– приводить до необхідності балансування літака на великих кутах стабілізатора (руля висоти) як при зльоті, так і при крейсерській конфігурації літака, яка, у свою чергу, знижує ефективність оперення і збільшує витрату палива;

– примушує виконувати захід на посадку при значно більшій швидкості, чим зазвичай; при нормальній швидкості в цьому випадку може не вистачити запасів кутів відхилення руля.

Створення центрування, більш заднього, ніж гранично допустиме, приводить до таких наслідків:

– зменшує навантаження на носове колесо при розгоні і пробізі, яке погіршує керованість носовим колесом і може призвести до сходу літака зі злітно-посадкової смуги; небезпека сходу зі смуги зростає при бічному вітрі і на швидкостях, при яких руль напряму неефективний;

– знижує стійкість літака в крейсерському польоті, ускладнюючи пілотування, особливо в умовах неспокійного повітря;

– ускладнює захід на посадку.

5.9.3.3. Вимоги до центрування дозвукових пасажирських літаків при проектуванні

Комплекс вимог до проектування пасажирських літаків містить вимоги:

– до величини діапазону центрування;

– запасу стійкості літака на землі під час стоянки і руху;

– впливу палива на центрування літака;

– мінімальних обмежень при розміщенні комерційного навантаження;

– послідовності процесу завантаження і розвантаження;

– центрування літака при аварійному зливі палива і скиданні вантажів у польоті;

– зміни центрування в аварійних ситуаціях;

– експлуатаційних методик і технічної документації з питань маси, центрування і завантаження літаків;

– автоматичних пристроїв для визначення маси і центрування літака.

Вимоги до діапазону допустимих центрувань. Діапазон центрувань дозвукового пасажирського літака, обмежений гранично допустимими переднім і заднім центруваннями, доцільно задавати для літака без палива з тією умовою, щоб центрування літака з будь-яким запасом палива і будь-якою послідовністю його

витрачання знаходилося у встановленому діапазоні. Діапазон центрувань задають залежно від типу літака, його тоннажу і відносної маси комерційного навантаження. Зміна центрування і меж цього діапазону відбувається залежно від рознесення мас різних видів навантаження і від величини розрахункового параметра, який іноді називають ціною одного відсотка центрування:

$$c = 0{,}01 m_i в_A, \qquad (5.214)$$

де m_i – маса літака, кг, щодо якої розглядають зміни центрування.

Діапазон центрування літака має забезпечити:

а) необхідний запас стійкості на всіх ділянках траєкторії польоту (зліт, крейсерський політ, посадка):

$$\Delta \bar{x}_{з.у} = \bar{x}_F - \bar{x}_{T\,гр.з}, \qquad (5.215)$$

де $\Delta \bar{x}_{з.ст}$ – запас стійкості літака у польоті, % САХ; $\bar{x}_{T\,гр.з}$ – гранично заднє допустиме центрування літака, % САХ;

б) необхідний запас кутів відхилення руля висоти під час посадки з мінімально допустимою швидкістю заходу на посадку.

Вимоги до діапазону стійкості літака на землі. Запас стійкості літака під час стоянки має забезпечити:

а) нормальне його положення при завантаженні та розвантаженні;

б) стійкість під час розгону і пробігу як у безвітряних умовах, так і при бічному вітрі;

в) нормальне керування колесом носового стояка шасі.

Вимога статичної стійкості виконується створенням певного навантаження на носове колесо, яке здійснюється необхідним винесенням коліс головного шасі щодо центру мас літака при різних центруваннях, включаючи центрування порожнього літака. Друга вимога виконується створенням певного навантаження на носовий стояк шасі.

Виконання вимог динамічної стійкості під час розгону визначається, крім того, урахуванням впливу тяги двигунів.

Вимоги до обмеження впливу витрати палива на центрування літака. Вплив витрати палива на центрування літака має бути мінімальним і впродовж всього польоту мати один знак відхилення, тобто вигорання палива має змінювати центрування або тільки вперед, або тільки назад. Змінювати переміщення не рекомендується. Переміщення центрування від вигорання палива у польоті, як правило, проходить при більш передньому положенні центру мас літака без палива, і, навпаки, воно переміщається назад при відповідно більш задньому його положенні. Мінімальне відхилення центрування у міру вигорання палива досягається при розміщенні центру мас всієї маси палива, яке заправляється, поблизу центру мас літака без палива. А незмінність знака відхилення і плавність кривих зміни центрування досягається раціональною послідовністю витрати палива з основних місткостей і підбором перекачування з резервних місткостей паливної системи. Таблиця, що регламентує заправку палива, має бути дуже простою і по можливості виключати необхідність

перекачування палива під час дозаправки його на землі.

Вимоги до розміщення комерційного навантаження. Необхідна свобода розміщення комерційного навантаження на літаку при його експлуатації лімітується такими умовами:

1) гранично допустимими центруваннями;

2) об'ємами багажно-вантажних приміщень;

3) місцевою і загальною міцністю фюзеляжу.

Діапазон центрування має допускати:

– свободу (з мінімальними обмеженнями) вибору в розміщенні пасажирів у салонах (особливо при двокласному компонуванні салонів);

– мінімально обмежений умовами центрування вибір багажників для завантаження багажу і вантажів з метою мінімальної витрати часу (особливо при контейнерному завантаженні);

– транспортування мінімальної кількості пасажирів без завантаження баласту;

– здійснення перегонки (перебазування) літака без баласту або з мінімальною його масою.

Послідовність процесу завантаження і розвантаження. Центрування і запас стійкості літака на землі мають забезпечити мінімальні обмеження в послідовності завантаження і розвантаження багажних приміщень за таких умов:

– за наявності і за відсутності палива в баках (це правило не має відношення до баків у стабілізаторах і кілі, якщо такі є);

– без додаткових наземних пристроїв (у вигляді опорних штанг, які підставляються, або подібних до них).

Ці правила відносяться до такого процесу завантаження літаків, при якому пасажирів у салонах немає. Для завантаження або розвантаження (часткового або повного) за наявності пасажирів у салоні (наприклад, у проміжних аеропортах) можуть бути введені обмеження в послідовності, але мінімальні.

Обладнання літаків системою автоматичного визначення маси і центрування (АМЦ). Магістральні пасажирські та вантажні літаки бажано обладнати бортовою системою АМЦ, призначення якої полягає:

– у вимірюванні й індикації стоянкових значень маси і центрування літака;

– у видачі рекомендацій про розміщення багажу в багажних приміщеннях з метою досягнення заданого злітного центрування на основі додаткового ручного введення даних (очікуване число пасажирів) і реально очікуваного завантаження літака.

Система АМЦ має включати внутрішній контроль, що забезпечує комплексну перевірку працездатності шляхом індикації на пульті контрольних значень маси і центрування літака.

Центрування при аварійному зливі палива і скиданні вантажів у польоті. Центрування літака при аварійному зливі палива повністю або частково не має виходити за межі допустимого діапазону.

Якщо паливо зливається не одночасно зі всіх баків, то бажано, щоб перекачування палива з різних місткостей в баки, з яких виконується злив палива, проходило в послідовності, яка забезпечує достатньо плавний характер зміни центрування.

При миттєвому скиданні вантажу можна допустити різкі стрибки центрувань і чималу їх зміну за величиною (навіть до переходу за нейтральне центрування). Проте це допустимо за неодмінної умови миттєвої зміни. Пілоти наперед мають бути проінформовані про характер зміни центрування у момент переміщення вантажів усередині кабіни і у момент скидання.

Зміна центрування літака при аварійних ситуаціях. При появі в салонах диму, виникненні пожежі та інших аварійних ситуаціях можливі одночасні переміщення великої кількості пасажирів з одних салонів в інші (з хвостової частини фюзеляжу в носову або навпаки).

При цьому відбувається різка зміна центрування, величина якої перевищує звичайні експлуатаційні відхилення. Подібні зміни можуть вивести центрування за межі допустимого діапазону і викликати великі труднощі й ускладнення у керуванні літаком. Найбільші неприємності можуть з'явитися при переміщенні пасажирів у передні салони (зсув центрування вперед), що приводить до пікіруючих моментів.

У результаті виникає необхідність розрахунків центрування для різних варіантів переміщення пасажирів в аварійних ситуаціях і в аналізі поведінки літака. У тих випадках, якщо забезпечити допустимість відповідної зміни центрування не вдається, слід передбачити відповідні рекомендації для екіпажу.

5.9.3.4. Розрахунок центрування в першому наближенні

Одним із найважливіших задач компонування літака є визначення положення крила уздовж поздовжньої осі літака на основі розрахунків центрування, а заздалегідь – за матеріалами статистики; розміщення опор шасі щодо центру маси. Центр маси (ц.м.) літака має бути приведений в таке положення щодо середньої аеродинамічної хорди крила $\boldsymbol{в_A}$, при якому:

– у варіанті найбільш заднього положення ц.м., щоб забезпечувалася умова

$$\bar{x}_{T\,гр.з} - \bar{x}_F = m_{z\,дод}^{Cy};$$

– у варіанті найбільш переднього положення ц.м., щоб забезпечувалася умова достатності відхилення руля висоти або стабілізатора для балансування літака на режимі зльоту і посадки при відхиленій механізації крила.

При розрахунках центрування визначальною є умова, згідно з якою

$$\bar{x}_{T\,гр.з} = \bar{x}_F + m_{z\,дод}^{Cy} \qquad (5.216)$$

(слід пам'ятати, що величина m_z^{Cy} <0).

При розрахунках першого наближення можна прийняти значення m_z^{Cy}:

– для дозвукових пасажирських літаків – 0,15;
– для надзвукових пасажирських і важких військових літаків – 0,05;
– для маневрених літаків – 0,03.

Розрахунок центрування рекомендується виконувати в такій послідовності:

1. Підготувати креслення: вигляд у плані крила, горизонтального оперення і фюзеляжу; вигляд збоку фюзеляжу.

2. Визначити середні аеродинамічні хорди крила $в_A$ і горизонтального оперення $в_{A.г.о}$ від їх носиків.

3. На вигляді фюзеляжу в плані розмістити горизонтальне оперення (як показано на рис. 5.71).

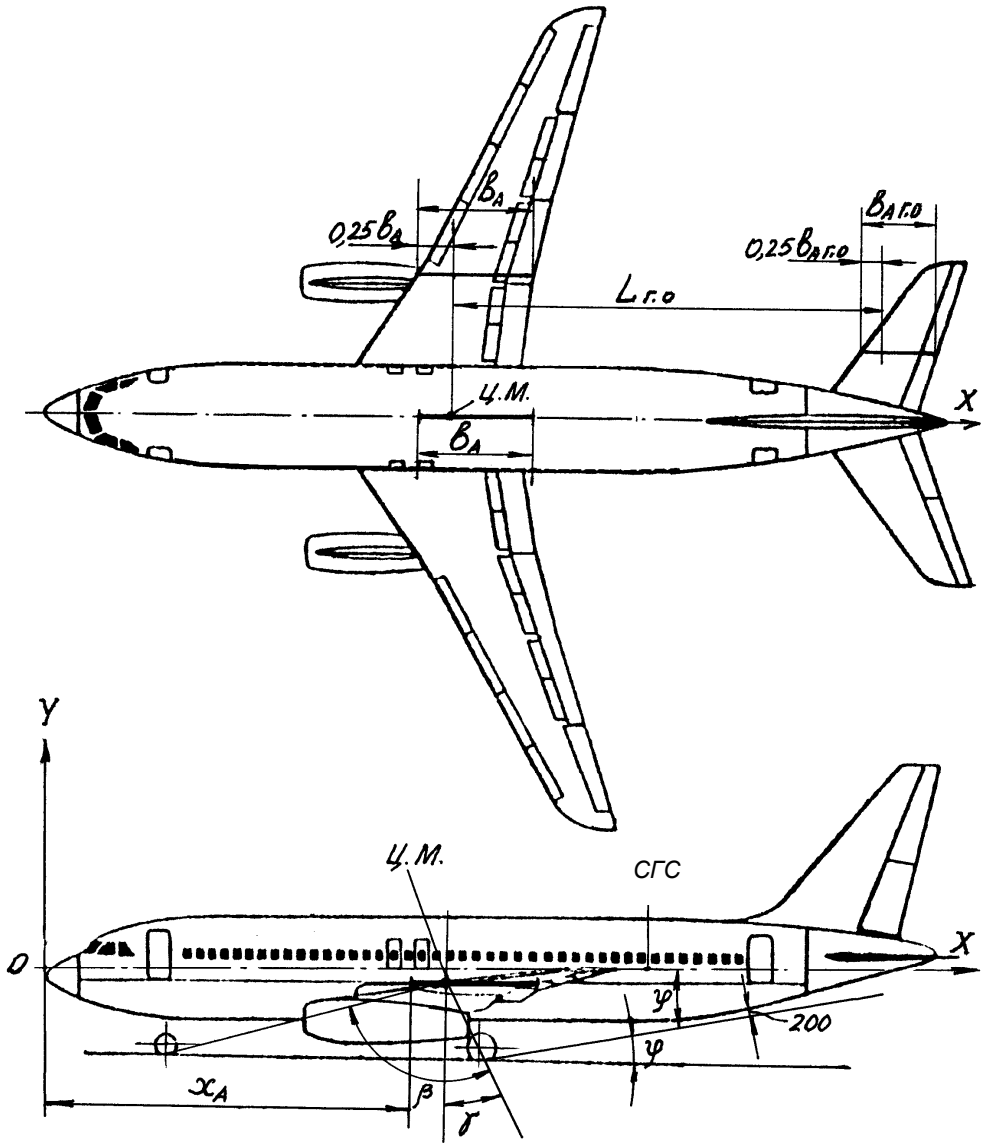


Рис. 5.71. Схема ув'язування горизонтального і вертикального оперень, крила і шасі з фюзеляжем літака і щодо центру маси літака

4. Користуючись даними табл. 5.16, визначити плече горизонтального оперення $L_{г.о}$ і від точки $0{,}25в_{A.г.о}$ для дозвукових літаків ($0{,}5в_{A.г.о}$ – надзвукових) відкласти

його вперед по польоту. Зробити мітку на поздовжній осі літака. Ця мітка і буде очікуваним центром маси літака.

5. Розмістити вигляд крила в плані так, щоб точка на $0{,}25\boldsymbol{в}_A$ крила збіглася з точкою очікуваного ц.м. (рис. 5.71). На поздовжній осі літака помітити положення $\boldsymbol{в}_A$ крила.

6. На бічному вигляді фюзеляжу розмістити вертикальне оперення, нанести положення крила і горизонтального оперення, положення двигунів.

7. Розмістити опори шасі. Для цього з очікуваного ц.м. на бічному вигляді провести вертикальну лінію (перпендикуляр до будівельної горизонталі літака СГС) і лінію під кутом винесення головних стояків шасі γ ($\gamma \approx$ 10…13°). Під кутом перекидання φ до СГС лінію проводять так, щоб між цією лінією і нижньою частиною фюзеляжу залишилася відстань ~ 200 мм. Точка перетину цих двох ліній буде точкою зіткнення колеса головного стояка шасі. Через цю точку проводять горизонталь – лінію, паралельну СГС. Ця лінія визначає поверхню ЗПС. Положення носового стояка визначають так, щоб кут β на рис. 5.71 був в межах 95 ... 110°.

При цих побудовах кут φ вибирають так:

$$\varphi = \alpha_{Cy\,max} - \Delta\alpha - \alpha_{закл}, \qquad (5.217)$$

де $\alpha_{Cy\,max}$ – кут атаки, який відповідає максимальному значенню коефіцієнта піднімальної сили з механізацією крила в посадочному положенні;

$\Delta\alpha$ – кут запасу, що гарантує від виходу літака на критичний кут атаки, при якому починається зрив потоку з крила;

$\alpha_{закл}$ – кут заклинювання (установки щодо осі OX) крила.

У першому наближенні для неманеврених літаків можна приймати $\varphi \approx$ 10…12°; для маневрених літаків з крилом малого подовження $\varphi \approx$ 13...16°. Бажано також, щоб виконувалася умова

$\gamma = \varphi + (1\ldots2)^\circ$.

8. Для розрахунків центрування визначити координатні осі OX і OY. Центрування визначається відносно двох осей: горизонтальною OX і вертикальною OY. За початок координат при розрахунку центрування приймають:

– або носок фюзеляжу (рис. 5.71) для того, щоб всі координати “X” вантажів були позитивними і цим виключали помилки під час підсумовування статистичних моментів; але якщо в процесі центрування доводиться переміщати вперед або назад носову частину фюзеляжу, то вибрана точка початку координат стає відірваною від будь-якої фізичної точки конструкції літака (або процес центрування доводиться виконувати спочатку);

– або початок кореневої хорди крила, ще краще – будь-якого конструктивного елемента крила – вісь переднього або заднього лонжерона крила (рис. 5.72); у цьому випадку вантажі, які знаходяться попереду від початку координат, матимуть негативну величину координат “X”.

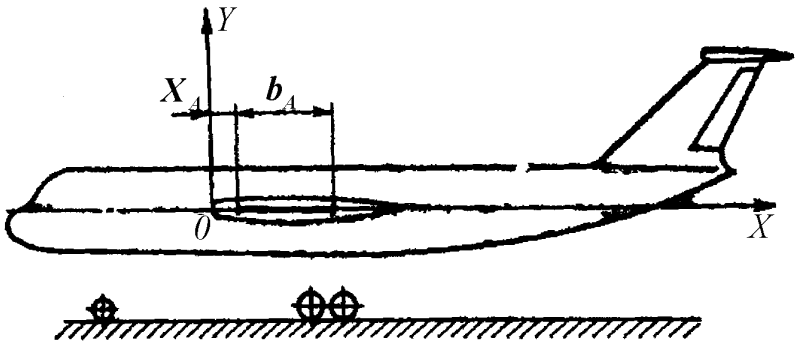


Рис. 5.72. Розміщення осей OX і OY при розрахунку центрування літака: x_A – абсциса носка середньої аеродинамічної хорди крила (негативна, якщо носок $в_A$ знаходиться попереду початку координат – точки О)

Вісь OX зазвичай об'єднують з будівельною віссю СГС (будівельною горизонталлю фюзеляжу – БГФ).

9. Для розрахунків центрування обов'язково скласти вагове зведення або відомість. При розрахунках центрування в першому наближенні за початкові маси приймають маси другого наближення. Підраховують статичні моменти маси основних елементів (вантажів) відносно початку координат: частка від ділення суми цих статичних моментів на суму мас і дає координату положення центру мас літака. Зразок центрувального зведення наведено в табл. 5.18. Після підрахунків $\sum(mgx)_i$, $\sum(mgy)_i$ і $\sum(mg)_i$ отримуємо координати центру мас:

$$x_m = \frac{\sum(mgx)_i}{\sum(mg)_i}, \quad y_m = \frac{\sum(mgy)_i}{\sum(mg)_i} \tag{5.218}$$

а значення центрування визначаємо як

$$\bar{x}_T = \frac{x_T - x_A}{в_A}, \tag{5.219}$$

де x_A – відстань від початку координат до носка $в_A$.

Величина $\bar{x}_T$ указується у відсотках: $\bar{x}_m$ = 30 %$в_A$, або у відносних величинах: $\bar{x}_T$ = 0,3$в_A$, а іноді ще простіше: $\bar{x}_T$ = 0,3. При цьому розуміють, що ц.м. розміщений на 0,3$в_A$ від її початку.

Положення центру мас літака за висотою y_T має велике значення при розрахунках динаміки руху літака; його знання потрібне для визначення необхідного положення шасі у випущеному положенні. Положення центру мас літака за висотою необхідно врахувати і у тому випадку, коли він знаходиться далеко від крила, наприклад у схемі високоплана (рис. 5.73):

$$x'_T = \frac{x_T - x_A}{\cos\varphi} + \left[(y_A - y_T) - (x_T - x_A)tg\varphi\right]\sin\varphi. \tag{5.220}$$

Таблиця 5.18

Центрувальна відомість літака

Агрегат, вантаж	$(mg)_i$, даН	x_i, м	$(mgx)_i$, даН·м	y_i, м	$(mgy)_i$, даН·м
I. КОНСТРУКЦІЯ					
Крило					
Фюзеляж					
Горизонтальне оперення					
Вертикальне оперення					
Переднє шасі (випущено)					
Переднє шасі (прибрано)					
Основні стояки шасі (випущені)					
Основні стояки шасі (прибрані)					
II. СИЛОВА УСТАНОВКА					
Двигуни середні					
Двигуни крайні					
Гондоли середніх двигунів					
Гондоли крайніх двигунів					
Паливна система					
III. УСТАТКУВАННЯ					
Радіо, навігаційне, управління, зв'язне електричне устаткування					
Гідравлічне та інше устаткування					
IV. СПОРЯДЖЕННЯ					
Льотчики					
Бортінженер					
Стюардеси					
Спеціальне спорядження					
V. ПАЛИВО					
Група I					
Група II					
....					
VI. НАВАНТАЖЕННЯ					
Пасажири					
Багаж					
Бойове навантаження					
Сума	$\sum(mg)_i$		$\sum(mgx)_i$		$\sum(mgy)_i$

Координати вантажів беруть з компонувального креслення (рис. 5.74 – 5.77), яке є бічною проекцією літака або поздовжнім перерізом літака по осі симетрії в якомога

більшому масштабі. На це креслення наносять всі вантажі і агрегати літака.

У процесі компонування взаємне положення агрегатів і вантажів змінюється, і тому процес створення компонувального креслення також є інтерактивним, як і сам процес компонування.

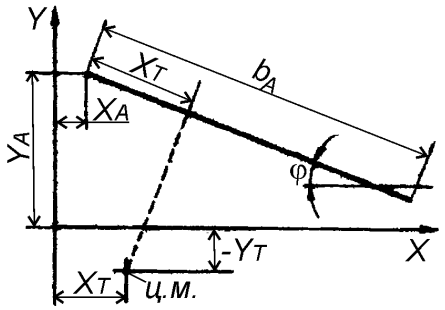


Рис. 5.73. Схема визначення центрування при великій відстані центру мас літака від площини середньої аеродинамічної хорди: φ – кут між $в_A$ і горизонтальною площиною XOZ

У розрахунках центрування першого наближення можна прийняти:

а) положення центру маси крила на (0,4...0,42) $в_A$;

б) положення центру мас оперення на (0,45...0,5) $в_{A.г.о}$, (0,45...0,5) $в_{A.в.о}$;

в) положення центру мас фюзеляжу приблизно на 0,5 довжини фюзеляжу, якщо крило пряме, і на 0,6 довжини фюзеляжу, якщо крило стрілоподібне;

г) центр мас палива і паливної системи в центрі мас площі паливних відсіків крила на плановій проекції літака; для паливних відсіків (баків) у фюзеляжі підраховують об'єм палива для кожного бака окремо.

Максимальний об'єм палива в крилі, м^3:

$$V_{п.кр} \approx 0{,}7 \frac{\overline{C}_{сер} S^{1{,}5}}{\sqrt{\lambda}}. \qquad (5.221)$$

Густину палива для ГТД приймають як $\rho_{пал} \cong$ 800 кг/ м^3;

д) масу устаткування для розрахунків першого наближення, наприклад для пасажирських літаків, можна розділити на чотири однакові частини:

– радіоелектронне устаткування з центром мас у кабіні або поблизу кабіни екіпажу;

– електроустаткування з центром мас біля двигунів, оскільки основну масу його складають генератори;

– гідравлічне устаткування з центром мас біля основних стояків шасі, кореневої хвостової частини крила (біля закрилків);

– обладнання пасажирських салонів, система кондиціонування повітря з центром мас посередині пасажирської кабіни;

е) маса льотчиків – 100 кг для військових літаків і 80 кг для цивільних; бортпровідників – 80 кг; маса пасажира залежить від типу літака, для місцевих або магістральних ліній та інших умов у середньому можна приймати масу пасажира 75 кг і його багажу – 15 кг.

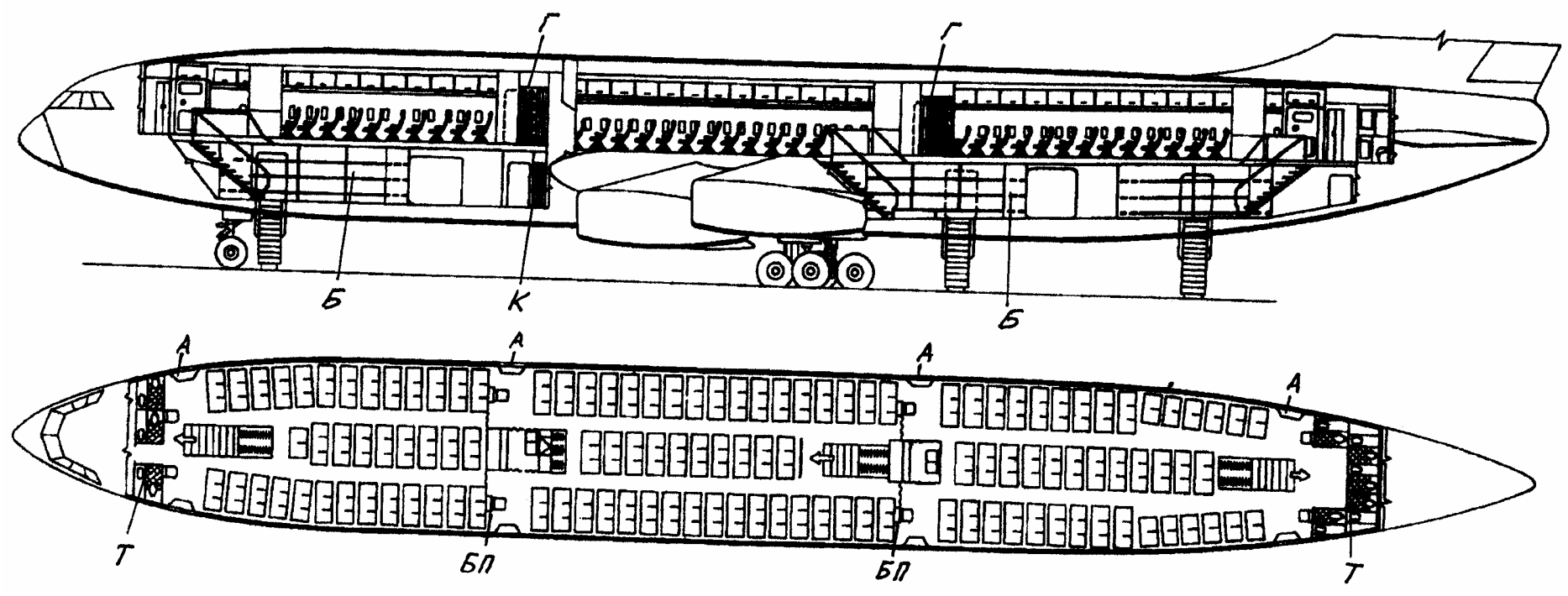


Рис. 5.74. Компонування пасажирських і вантажних приміщень широкофюзеляжного пасажирського літака Іл-86:
Т – туалети; Б – вантажні приміщення; Г – гардероби; К – кухня; БП – бортпровідники

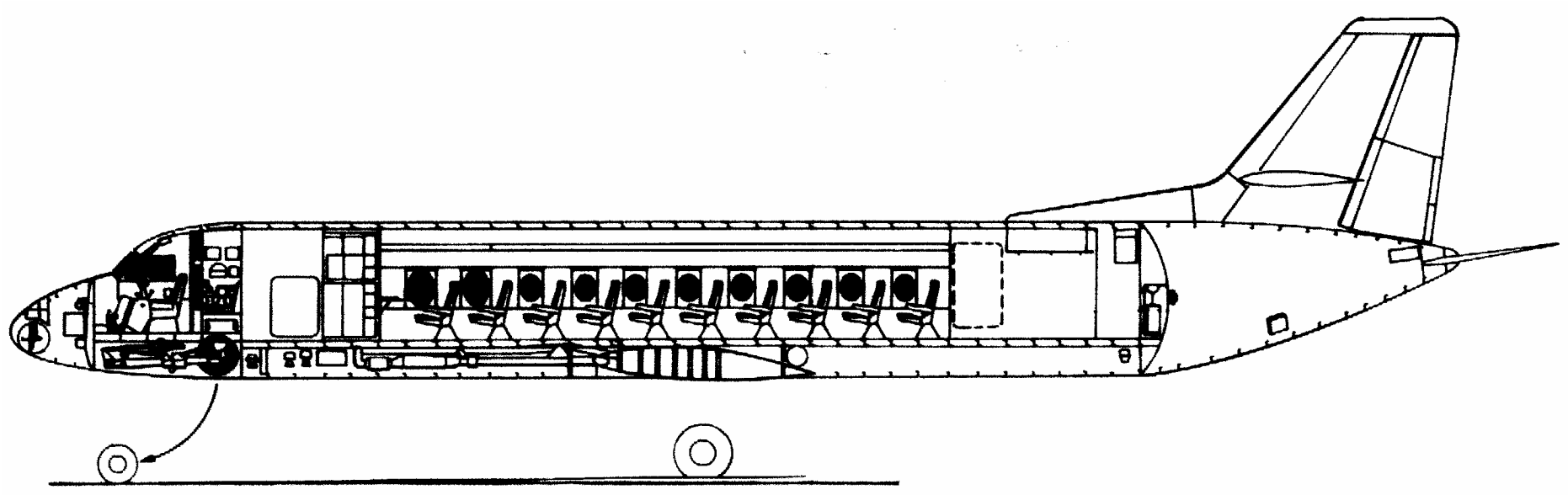


Рис. 5.75. Компонування фюзеляжу регіонального пасажирського літака

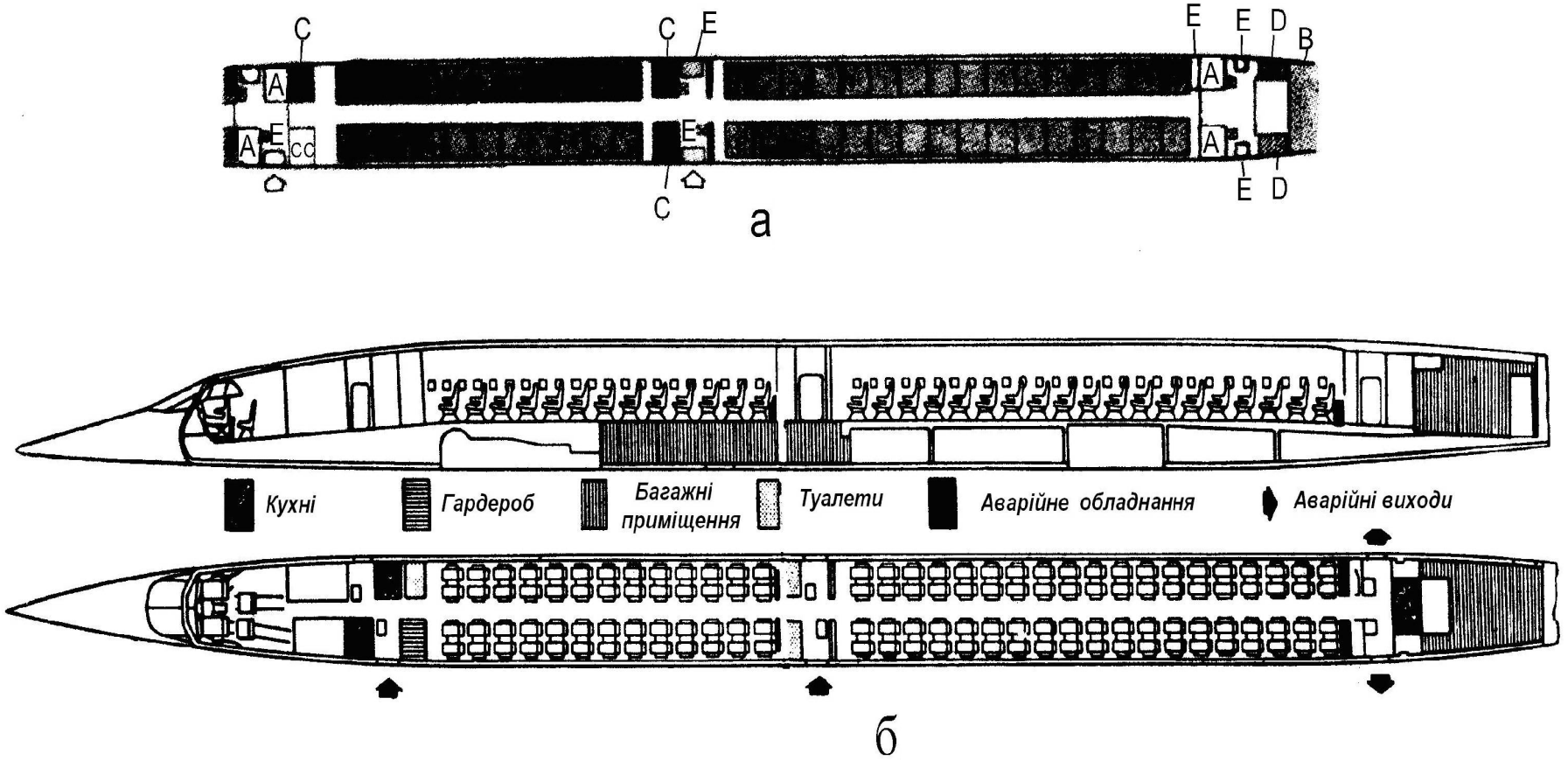


Рис. 5.76. Компонувальні схеми пасажирської кабіни літака “Конкорд”:
а – на 108 місць одного класу; б – на 128 місць; А – кухні; В – вантажні приміщення; С – туалети;
D – електронне обладнання; Е – аварійне обладнання

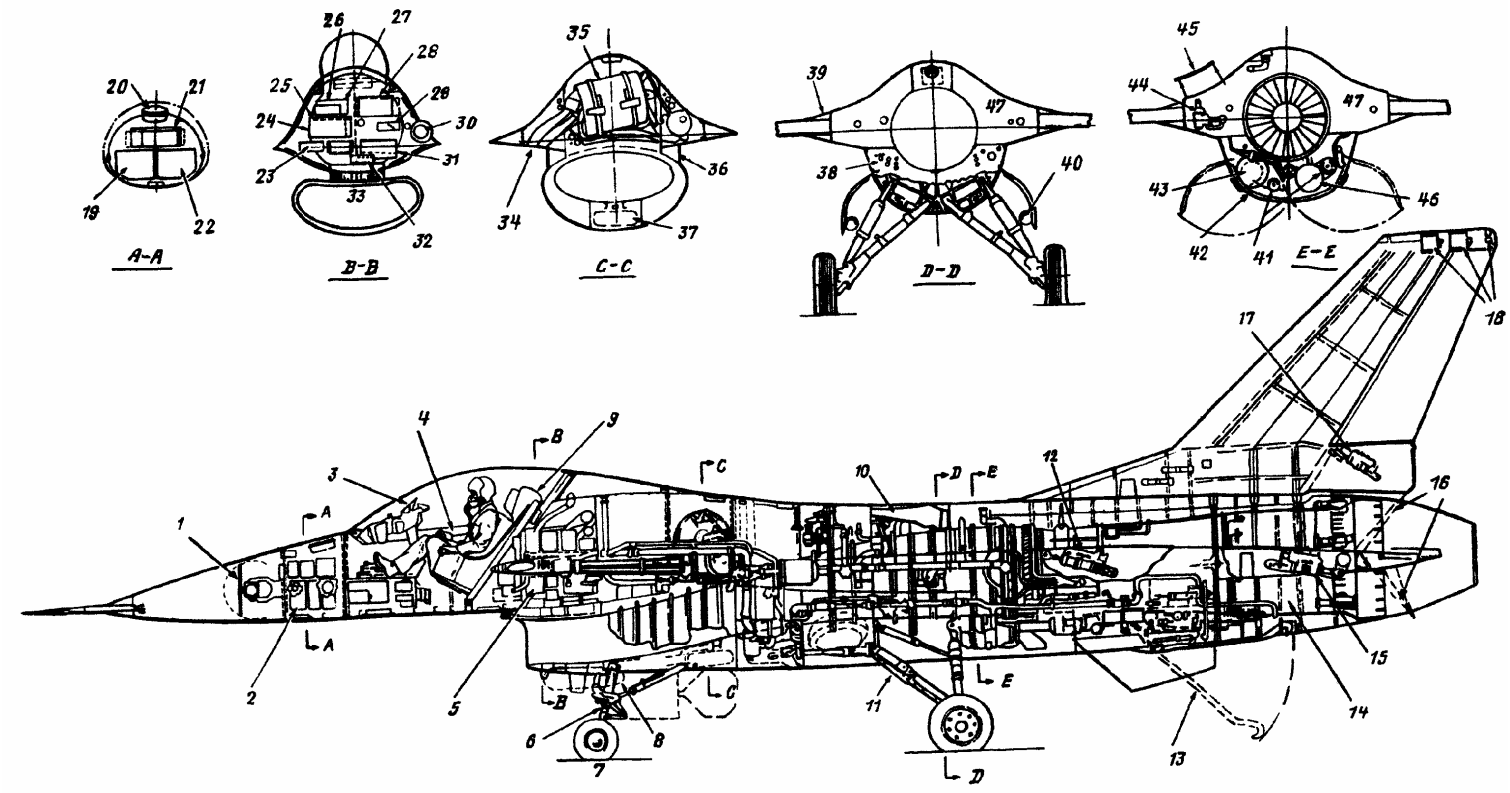


Рис 5.77. Компонування фюзеляжу літака F-16:

1 – антена радіолокатора; 2 – передній відсік з радіоелектронним обладнанням; 3 – індикатор на лобовому склі та фотокінокулемет; 4 – ручка керування на підлокітнику; 5 – задній відсік радіоелектронного обладнання; 6 – носовий стояк шасі; 7 – колесо носового стояка 457140 мм; 8 – контейнер системи подолання перешкод; 9 – катапультне крісло; 10 – приймач палива для заправляння в польоті; 11 – основний стояк шасі (час випускання – 7 с); 12 – привід елеронів-закрилків; 13 – затримувальний крюк; 14 – ТРДДФ Пратт-Уітні F-100PW-100;15 – привід горизонтального оперення; 16 – повітряне гальмо; 17 – привід руля напряму; 18 – система захисту хвоста; 19 – радіолокаційний передавач і джерело живлення; 20 – антена УКХ автоматичного радіопеленгатора; 21 – перетворювач та обчислювач системи повітряних даних; 22 – радіолокаційний приймач; 23 – джерело постійного струму; 24 – обчислювач системи керування зброєю; 25 – процесор сигналів; 26 – приймач системи розпізнавання; 27 – передавач системи розпізнавання; 28 – обладнання системи подолання перешкод; 29 – система керування основним та аварійним електрогенератором; 30 – пушка М61 “Вулкан”; 31 – електроблок індикатора на лобовому склі; 32 – система ILS; 33 – повітрозабірник; 34 – панель заряджання барабана снарядами; 35 – барабан на 500 снарядів для пушки; 36 – канал відведення повітря; 37 – носове колесо/стояк у прибраному положенні; 38 – проводка керування та трубопроводи; 39 – вузли кріплення консолі крила; 40 – посадково-рульова фара; 41 – здвоєні гідравлічні насоси; 42 – знімні панелі; 43 – стартер двигуна; 44 – регулятор подачі палива; 45 – панелі обслуговування; 46 – генератор 40 кВА з приводом постійної швидкості; 47 – паливо

Після розрахунків центрування в першому наближенні необхідно мати такі значення $\bar{x}_T$ (положення центру мас літака відносно $в_A$):

– літаки з прямим крилом –0,15...0,25;

– літаки із стрілоподібним крилом (χ=30...40°) –0,26...0,30;

– літаки із стрілоподібним крилом (χ=50...60°) –0,30...0,34;

– літаки з трикутним крилом малого подовження –0,32...0,36.

Якщо такі значення не одержані, то слід змінити положення центру мас літака. Це можливо двома шляхами:

а) переміщенням окремих (вагоміших) вантажів; тоді переміщення центру мас літака

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{m_i}{m_c} \frac{x_{i0} - x_{i1}}{в_A}, \qquad (5.222)$$

де m_i – маса переміщуваного вантажу;

m_c – маса літака в розрахунковому варіанті;

x_{i0} – початкова координата переміщуваного вантажу;

x_{i1} – нова координата переміщуваного вантажу;

б) переміщенням всього фюзеляжу з розміщеними в ньому вантажами відносно крила; з цією метою всі маси літака діляться на дві групи:

– маса групи крила, куди входять власна маса крила, маса всіх вантажів, які знаходяться на і в ньому (двигуни, паливо і т. п.), і маса основного шасі незалежно від того, де шасі закріплено (на фюзеляжі або на крилі);

– маса групи фюзеляжу, включаючи всі інші маси літака.

Тоді необхідне переміщення фюзеляжу відносно крила

$$\Delta x_{гр.ф} = \frac{\Delta x_T^* m_c в_A}{m_{гр.ф}}, \qquad (5.223)$$

де $m_{гр.ф}$ – сумарна маса групи фюзеляжу;

Δx_T^* – величина необхідного переміщення центру мас літака.

Для пасажирських літаків для ув'язки крила і фюзеляжу запропоновано інший порядок. Умова – вибір положення крила, яке забезпечує стійкість літака в повітрі і визначається положенням крила для досягнення заданого центрування порожнього літака. Положення крила на поздовжній осі літака визначається на основі розрахунків центрування і в першому наближенні – за матеріалами статистики в такій послідовності:

1. До виконання розрахунку центрування положення крила може бути прийнято за графіком (рис. 5.78), на основі якого можна об'єднати точку на САХ, яка відповідає прийнятій величині $\bar{x}_T$ – центруванню літака, з точкою **С** на поздовжній осі фюзеляжу (рис. 5.79).

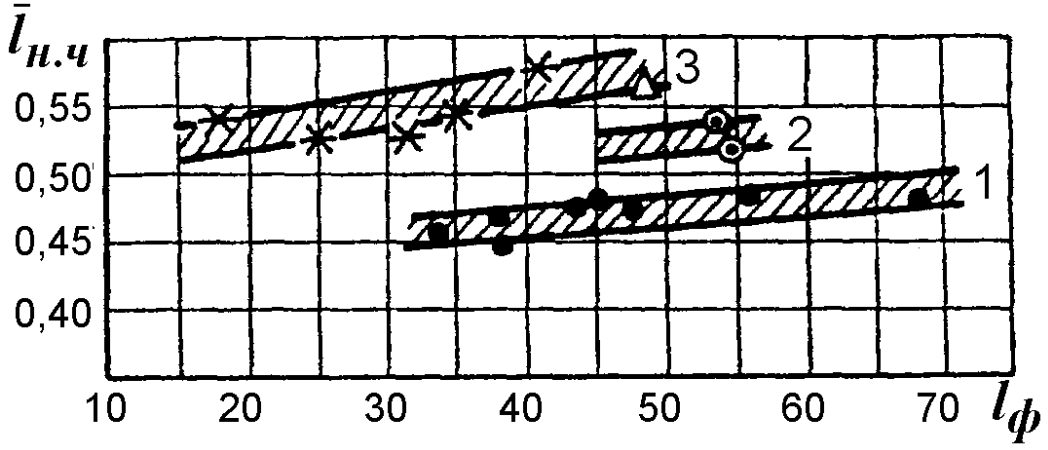


Рис. 5.78. До визначення положення крила (значення $\bar{l}_{н.ч}$, отримане за умови $\bar{x}_T$ = 0,25$в_A$): 1 – літаки з ТРДД під крилом ($d_ф \leq$ 4 м і $d_ф >$ 6 м); 2 – літаки з трьома двигунами (два – під крилом, один – на кормі фюзеляжу, $d_ф >$ 6 м); 3 – літаки з двома, трьома і чотирма двигунами на фюзеляжі ($d_ф \leq$ 4 м)

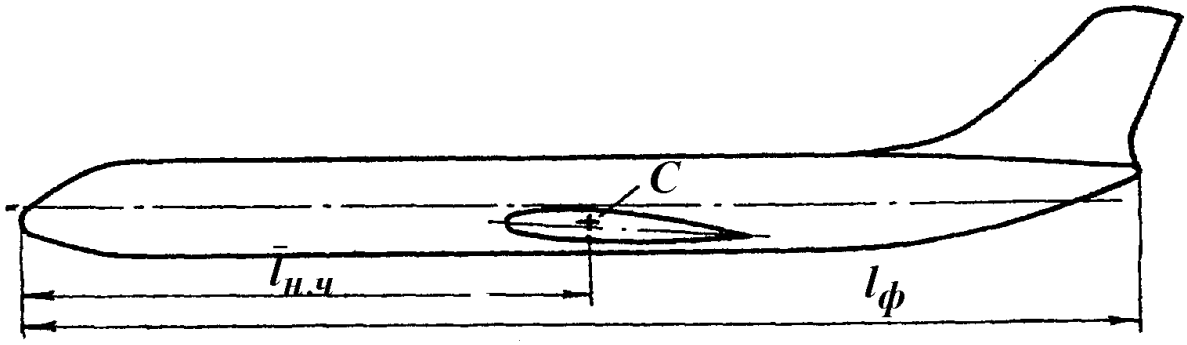


Рис. 5.79. До визначення положення крила по довжині фюзеляжу

Ці графіки показують, що взаємне положення крила і фюзеляжу характеризується відносною довжиною носової частини фюзеляжу – $\bar{l}_{н.ч.}$. Її величина найменша у літаків з нестрілоподібними крилами і помітно збільшується у літаків зі стрілоподібними крилами, особливо при $\chi \geq 35.°$ Компонування двигунів на кормовій частині фюзеляжу привела до ще більшого зростання $\bar{l}_{н.ч}$. У той же час значення $\bar{l}_{н.ч}$ знаходяться в тісній залежності від довжини фюзеляжу, яка підтверджується малим розгоном точок, які виражають значення цієї величини як для малих, так і для великих фюзеляжів.

2. У тому випадку, коли розрахунками не підтвердилося заздалегідь прийняте положення крила і центрування порожнього або спорядженого літака необхідно змінювати переміщенням крила, можна скористатися рівнянням

$$\Delta x_{кр} = \frac{0{,}01(\pm \Delta \bar{x}_T)в_A}{1 - \frac{m_{гр.кр}}{m_{п.сп}}}, \qquad (5.224)$$

де $\Delta x_{кр}$ – величина переміщення крила, мм;

$\Delta \bar{x}_T$ – величина необхідної зміни центрування літака, % САХ;

$в_A$ – середня аеродинамічна хорда крила, мм;

$m_{гр.кр}$ – маса групи крила включно із силовою установкою, стояками шасі та іншими агрегатами на крилі та всередині нього, а також маса кріплення крила з фюзеляжем, кг;

$m_{п.сп}$ – маса порожнього спорядженого літака, кг.

При переміщенні центрування вперед ($-\Delta \bar{x}_T$) крило переміщають назад ($+\Delta x_{кр}$), при переміщенні центрування назад ($+\Delta \bar{x}_T$) крило переміщають вперед ($-\Delta x_{кр}$). Відповідно міняють знаки в рівнянні (5.223), яке враховує те, що величина зміни центрування від переміщення крила є функцією двох змінних, викликаючи протилежний вплив. Так, при переміщенні крила назад $в_A$ переміщається в тому ж напрямі, що і приводить до більш переднього центрування, а центр мас групи крила одночасно зміщується назад і зменшує ефект переміщення $в_A$. Тому крило доводиться переміщати на величину, декілька більшу, ніж необхідний зсув $\Delta \bar{x}_T$.

Якщо розглядається зміна злітного центрування літака, то в чисельник (5.224) слід додавати масу палива, розміщеного в крилі ($m_{гр.кр} + m_T$), а в знаменник, крім того, і масу навантаження (тобто підставляти m_0).

5.9.3.5. Розрахунок центрування в другому і подальших наближеннях

Цей розрахунок відбувається так:

– уточнюють вагове зведення літака з розбиттям на дрібніші групи;

– розраховується фокус літака;

– відповідно до прийнятої величини $m_{z\,min}^{Cy}$ перераховують центрування для забезпечення необхідного положення центру мас літака.

Розрахунок центрування виконують для таких основних варіантів:

а) максимально допустима маса літака з повною заправкою паливом і відповідно зменшеним навантаженням;

б) максимально допустима маса літака з повним навантаженням (комерційним або бойовим); баки заповнені відповідною кількістю палива;

в) літак із повною заправкою паливом без навантаження (перегінний варіант);

г) літак із повним навантаженням без палива (граничний посадочний варіант);

д) порожній літак без навантаження і палива:

– із спорядженням (з екіпажем);

– без спорядження.

Варіанти а – г розраховують з випущеним і прибраним шасі, варіант д – з випущеним шасі для оцінювання поведінки літака під час стоянки (відсутність

перевалювання на хвіст).

У результаті цих розрахунків виявляється, що діапазон розгону льотних центрувань визначає розміри оперення і, як наслідок, масу літака.

Якщо отриманий діапазон розгону центрувань менше допустимого при даній величині, то є можливість понизити величину $A_{г.о}$ шляхом зменшення площі горизонтального оперення і тим самим понизити масу літака.

Якщо отриманий діапазон розгону центрувань більше від допустимого, то необхідно:

– або розширити допустимий діапазон розгону центрувань збільшенням гранично заднього центрування шляхом збільшення $S_{г.о}$ або зменшення запасу стійкості, наприклад, введенням у систему керування відповідної автоматики;

– або розширити допустимий діапазон розгону центрувань зменшенням гранично переднього центрування при підвищенні ефективності оперення (збільшення кутів відхилення руля висоти або стабілізатора);

– або скоротити отриманий діапазон розгону центрувань більш довершеним компонування (перекомпонування) літака.

З метою отримання мінімального діапазону центрувань необхідно розміщувати:

– ц.т. палива поблизу ц.м. літака так, щоб при витрачанні палива центрування переміщалося не більш ніж на $0{,}05\,в_A$;

– вантажі, які скидаються у польоті, так, щоб при їх скиданні центрування змінювалося не більш ніж на $0{,}03\,в_A$;

– змінні вантажі (наприклад, пасажирів) якомога ближче до ц.м. літака, щоб вони давали мінімальну зміну центрування в будь-яких варіантах за кількістю (масою) цих вантажів.

З урахуванням цих заходів діапазон розгону льотних центрувань має бути в діапазоні (0,05...0,10) $в_A$ для військових літаків (менший діапазон – для маневрених літаків); для пасажирських і транспортних літаків залежно від відносної маси комерційного навантаження ширина діапазону розгону центрувань змінюється від (0,12...0,15) $в_A$ при $\overline{m}_{ком} \approx 0{,}13$ до (0,22...0,25) $в_A$ при $\overline{m}_{ком} \approx 0{,}25$.

Третє наближення центрування розраховують після того, як пропрацювала конструкція літака і є можливість уточнити маси окремих елементів конструкції, і після того, як уточнені схеми і конструктивні елементи систем літака, а розміщення цих елементів уточнено відповідно до виробничо-технологічних і експлуатаційних вимог.

Зазвичай це пов'язано із закінченням розроблення ескізного проекту. Але ітерації процесу продовжуються на всіх подальших етапах створення літака.

5.9.3.6. Вибір діапазону центрувань

Діапазон допустимих центрувань зазвичай задається графічно у функції злітної маси літака: $\overline{x}_T = f(m_0)$ (рис. 5.80).

Подібні залежності зображують у вигляді заштрихованої зони (рис. 5.81), яка визначає експлуатаційні можливості не тільки за умовами стійкості і керованості, але й міцності, яка забезпечує експлуатацію літака в заданому діапазоні центрувань.

Точніше, цей графік є первинним, служить початковим матеріалом для створення необхідної міцності, що забезпечує експлуатацію літака в заданому діапазоні центрувань.

При виборі діапазону центрувань і всебічному його обгрунтуванні можна розглядати різні функціональні залежності потрібного діапазону центрувань ($D\bar{x}_T$), пов'язуючи його з $A_{г.о}$, з величиною $0{,}01 \cdot m \cdot в_A$ і т.п. Якнайкращий, фізично зрозумілий зв'язок і понад усе строга залежність виражається рівнянням $D\bar{x}_m = f\left(m_{ком} / m_0\right)$.

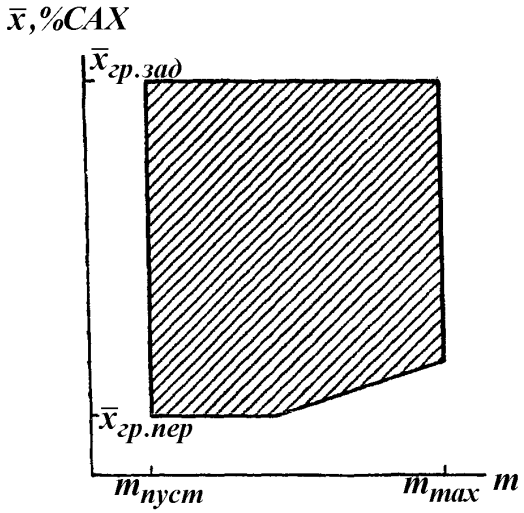


Рис. 5.80. Графічне зображення центрувань у функції злітної маси (зрізана зона невикористаних центрувань для зменшення величини навантажень на оперення і на фюзеляж від Г.О.)

Графічне зображення цієї залежності дано на рис. 5.83, де $D\bar{x}_m$ закономірно зростає із зростанням комерційної віддачі $m_{ком} / m_0$.

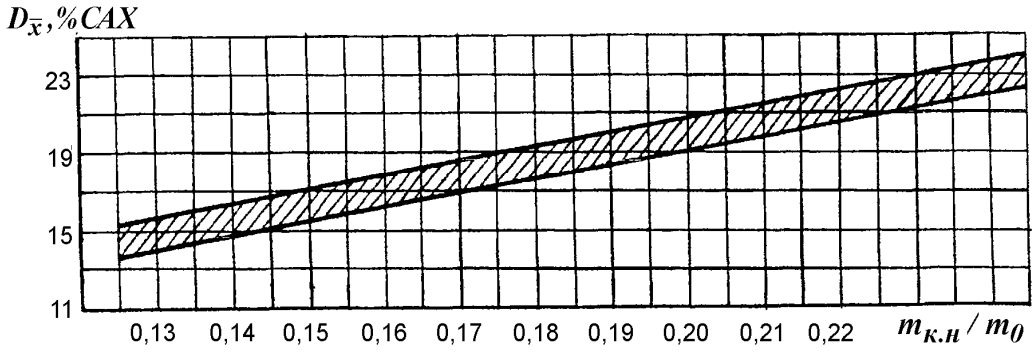


Рис. 5.81. Необхідний для експлуатації діапазон центрувань для літаків з різною вантажопідйомністю і дальністю польоту

Із збільшенням запасу палива у більш дальніх літаків зростає його вплив на центрування літака, що так само, як і зростання комерційного навантаження, приводить до збільшення необхідного діапазону центрувань.

Умов вибору потрібного діапазону центрувань небагато, і вони суперечливі. До них відносяться:

1, Свобода маніпуляцій при завантаженні літака, тобто відсутність жорстких обмежень щодо розміщення пасажирів і вантажів. У цьому відношенні віддається перевага зосередженому розміщенню пасажирів і контейнерів і менше – зручно симетричному (в ідеальному випадку – довільне розміщення пасажирів).

2. Безперешкодні (з умов центрування) можливості перекомпонування пасажирських салонів і, зокрема, варіації щодо кількості й класності крісел.

3. Мінімальне відхилення центрування літака при заправці й витраті палива.

4. Можливість мінімальних запасів стійкості ради економії використовуваного палива.

Шляхи виконання цих умов:

а) створення широкого діапазону центрувань;

б) досягнення такого положення ц.т. порожнього спорядженого літака (з екіпажем), яке знаходилося б поблизу точки, яка лежить у центрі діапазону центрувань;

в) визначення положення діапазону центрувань за довжиною $\boldsymbol{в}_A$.

Остання задача не має однозначного рішення. Більш переднє положення краще за все відповідає першим трьом умовам, але призводить до підвищеної витрати палива. Задоволення останньої умови досягається більш заднім положенням діапазону центрувань, яке ускладнює умови експлуатації. Але де б не знаходився (уподовж $\boldsymbol{в}_A$) діапазон центрувань, виконання пункту “б” у будь-якому випадку доцільно.

Способи створення потрібного діапазону центрувань:

– вибір розмірів і параметрів оперення відповідно до прийнятих характеристик крила;

– вибір взаємного розміщення ц. м. порожнього спорядженого літака і середньої аеродинамічної хорди крила відповідно до допустимого діапазону центрування;

– компонування. салонів і багажних приміщень за умовами мінімальних розгонів центрування;

– пристрій паливної системи і підбір послідовності витрачання палива за умовами мінімального впливу на центрування літака і плавної зміни останньої у міру вигорання палива у польоті.

5.9.3.7. Визначення величини середньої аеродинамічної хорди

Як було сказано вище, центрування – це визначення положення ц.м. літака щодо середньої аеродинамічної хорди крила b_A (b_A – це хорда прямокутного крила, еквівалентна даному крилу за моментними характеристиками щодо поперечної осі Z, яка проходить через початок кореневої хорди даного крила).

У загальному випадку

$$b_A = \frac{2}{S}\int_0^{l/2} b^2(z)dz, \qquad (5.225)$$

а її початок щодо осі Z

$$x_A = \frac{2}{S}\int_0^{l/2} x(z)b(z)dz, \qquad (5.226)$$

де S – площа крила, м^2;

$l/2$ – половина розмаху крила, м;

$b(z)$, $x(z)$ – поточні розміри хорди крила і відстані від початку даної хорди до осі Z.

У тому випадку, якщо крило має велике поперечне V, виникає необхідність визначення положення b_A за висотою від площини XOZ, і величину y_A визначають за аналогічною формулою

$$y_A = \frac{2}{S}\int_0^{l/2} y(z)b(z)dz. \qquad (5.227)$$

Якщо крило має геометричне скручування кінцевої хорди щодо кореневого, то кутове положення b_A щодо хорди кореневого перетину визначається як

$$\varphi_A = \frac{2}{S}\int_0^{l/2} \varphi(z)b(z)dz. \qquad (5.228)$$

Величини y_Z і φ_Z у формулах (5.227) і (5.228) – поточні значення положення хорди по висоті і по куту закручування.

Для трапецієподібного крила (рис. 5.82) ці формули набувають такого вигляду:

$$в_A = \frac{2}{3}\frac{в_0^2 + в_0 в_к + в_к^2}{в_0 + в_к} = \frac{2}{3} в_0 \frac{1+\eta+\eta^2}{\eta(1+\eta)}; \quad (5.229)$$

$$x_A = \frac{x_к}{3}\frac{в_0 + 2в_к}{в_0 + в_к} = \frac{x_к}{3}\frac{\eta+2}{\eta+1}; \quad (5.230)$$

$$y_A = \frac{y_к}{3}\frac{в_0 + 2в_к}{в_0 + в_к} = \frac{y_к}{3}\frac{\eta+2}{\eta+1}; \quad (5.231)$$

$$\varphi_A = \frac{\varphi_к}{3}\frac{в_0 + 2в_к}{в_0 + в_к} = \frac{\varphi_к}{3}\frac{\eta+2}{\eta+1}, \quad (5.232)$$

де $в_0$ – коренева хорда трапецієподібного крила;

$в_к$ – кінцева хорда трапецієподібного крила;

$\eta = в_0 / в_к$ – звуження крила;

$x_к$, $y_к$, $\varphi_к$ – відповідні величини, які характеризують положення кінцевої хорди.

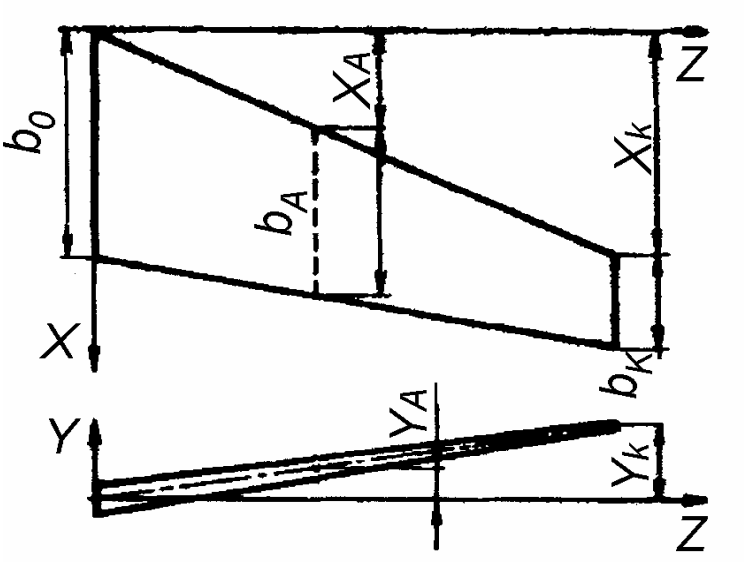


Рис. 5.82. Схема розрахунку $в_A$ для трапецієподібного крила

У разі потреби знати положення $в_A$ за розмахом трапецієподібного крила її координата від осі X

$$Z_A = \frac{l}{6}\frac{в_0 + 2в_к}{в_0 + в_к} = \frac{l}{6}\frac{\eta+2}{\eta+1}. \quad (5.233)$$

Якщо крило складено з двох і більше трапецій (рис. 5.83), то визначають значення $в_i$, x_{Ai}, y_{Ai} і φ_{Ai} для кожної складеної трапеції крила, а відповідні величини для всього крила в цілому знаходять з формул

$$в_A = \frac{в'_A S' + в''_A S'' + \ldots + в^i_A S^i}{S' + S'' + \ldots S^i}; \qquad (5.234)$$

$$x_A = \frac{x'_A S' + (x'_к + x''_A) S'' + \ldots + (x'_к + x''_к + \ldots + x^i_A) S^i}{S' + S'' + \ldots + S^i}. \qquad (5.235)$$

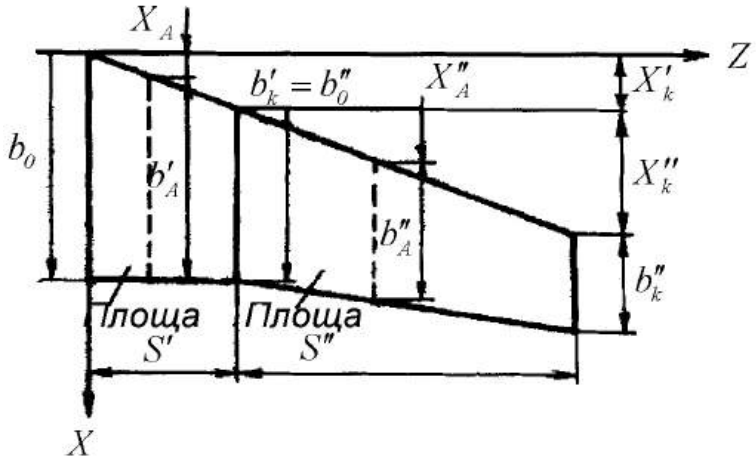


Рис. 5.83. Схема розрахунку $в_A$ для складеного крила

Аналогічно визначаються і величини y_{Ai} і φ_{Ai}.

Всі наведені вище формули застосовують і для визначення середніх аеродинамічних хорд горизонтального і вертикального оперень. При цьому площу горизонтального оперення беруть разом із частиною усередині фюзеляжу, утвореною продовженням передньої і задньої кромок Г.О. до осі літака; на перетині цих ліній з віссю літака утворюється коренева хорда Г.О.

Кореневу хорду вертикального оперення беруть по верхньому обводу фюзеляжу і проводять зазвичай паралельно осі фюзеляжу (осі X) через точку перетину задньої кромки В. О. з верхнім обводом фюзеляжу.

5.9.3.8. Особливі варіанти компонування

Деякі компонування літаків мають відмітні особливості центрування. Характерні центрування великих пасажирських літаків залежно від місця установлення двигунів.

Установлення двигунів на хвостовій частині фюзеляжу створює великий статичний момент щодо центру мас літака, і, щоб зрівноважити цей момент, тобто отримати навіть гранично допустиме заднє центрування, доводиться носову частину фюзеляжу виносити далеко вперед. Внаслідок цього пасажирська кабіна (центр мас її об'єму і центр мас пасажирів і пасажирського устаткування) виявляється попереду центру мас порожнього літака. При завантаженні пасажирів центр мас літака переміщається вперед – з'являються “ножиці” між дуже заднім центруванням порожнього літака і дуже переднім центруванням повністю завантаженого літака (рис. 5.84).

Внаслідок цього:

а) заднє центрування порожнього літака для запобігання перекиданню літака на хвіст вимагає відповідного винесення коліс основного шасі далеко назад; при такому задньому положенні коліс шасі забезпечення зльоту повністю завантаженого літака з переднім центруванням вимагає або збільшення площі горизонтального оперення, або відхилення стабілізатора і руля висоти на дуже великі кути, які збільшують негативне перевантаження на оперенні, потрібну піднімальну силу крила і довжину розгону перед зльотом;

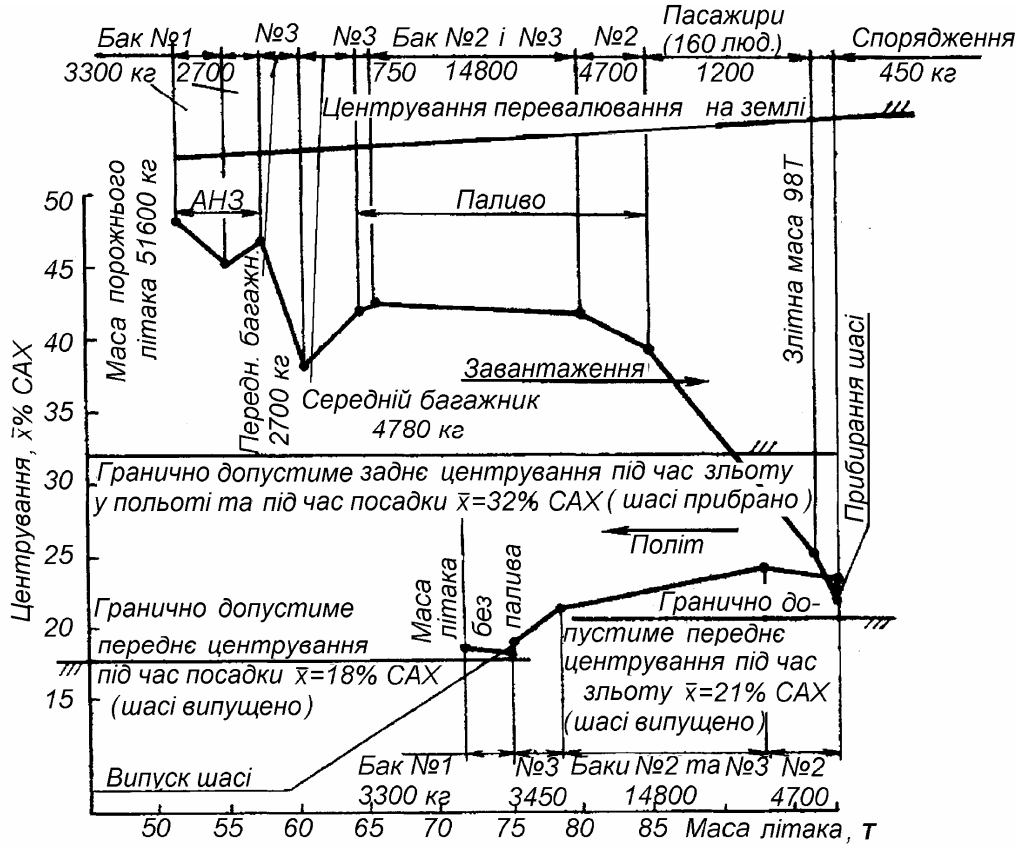


Рис. 5.84. Центрувальний графік літака з двигунами на хвостовій частині фюзеляжу

б) політ повністю завантаженого літака з переднім центруванням через великі значення m_z^{Cy} проходить з великими втратами на балансування і, отже, зі збільшеними витратами палива;

в) політ у перегінному варіанті без пасажирів і їх багажу для отримання максимально допустимого центрування, яке забезпечує мінімально допустимий запас стійкості, вимагає або установлення центрувального вантажу, або заповнення передніх паливних баків баластним паливом, яке не витрачається.

Установлення двигунів на пілонах під крилом з великим винесенням їх вперед від передньої кромки крила і розміщенням попереду центру мас літака потребує винесення назад хвостової частини фюзеляжу. Пасажирська кабіна зміщується назад, центр її об'єму виявляється позаду центру мас порожнього літака і при завантаженні

пасажирів центрування зміщується назад. Таким чином, у цьому випадку створюються “ножиці” між дуже заднім центруванням повністю завантаженого літака і дуже переднім центруванням порожнього літака (рис. 5.85).

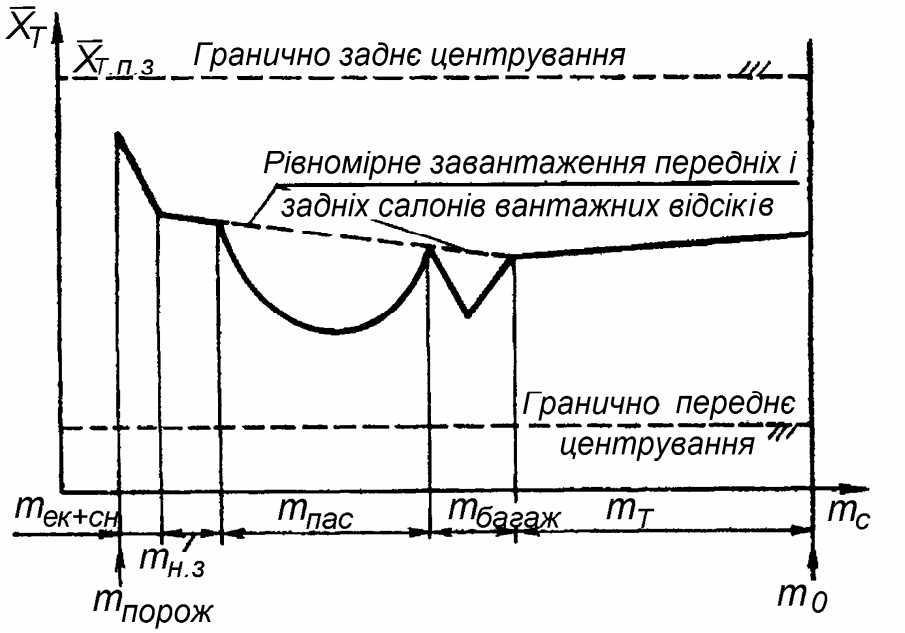


Рис. 5.85. Центрувальний графік літака з двигунами під крилом

Але при цьому:

а) зліт повністю завантаженого літака відбувається при малому статичному плечі центру мас літака щодо коліс основного шасі, що зменшує навантаження на горизонтальне оперення;

б) політ повністю завантаженого літака проходить при малих (нормованих) значеннях m_z^{Cy}, і втрати на балансування при цьому мінімальні;

в) зліт літака в перегінному варіанті з переднім положенням ц.м. у рідкісних випадках потребує установлення центрувального вантажу для забезпечення необхідної ефективності оперення при зльоті і посадці.

5.9.3.9. Розрахунок моментів інерції літака

Знання величин моментів інерції необхідне для розрахунку стійкості і керованості літака, розрахунку інерційних навантажень, що виникають у процесі обертання літака, для вирішення задач проектування шасі, руля управління і т.п.

Для розрахунку осьових моментів інерції, наприклад щодо осі X, користуються залежністю

$$I_x = \int_v r_x^2 dm \approx \sum_{i=1}^{n} r_{xi}^2 \Delta m_i \ , \qquad (5.236)$$

де I_x – момент інерції тіла щодо осі X;

dm – елементарна маса тіла;

Δm_i – маса кінцевого елемента тіла;

r_x, r_{xi} – відстані елементарної і кінцевої мас осі X;

v – об'єм тіла.

Осьовий момент інерції є мірою інертності тіла при обертанні навколо осі, так само як маса є мірою інертності в прямолінійному русі.

Для розрахунку моментів інерції щодо осей X, Y, Z користуються центрувальними відомостями. У першому наближенні осьові моменти інерції літака можна знайти з таких формул, кг/ м^2:

$$I_x = \frac{m_0 l^2}{12}\varphi_x; \tag{5.237}$$

$$I_y = \frac{m_0}{12}\left(l^2 + l_\phi^2\right)\varphi_y; \tag{5.238}$$

$$I_z = \frac{m_0 l_\phi^2}{12}\varphi_z, \tag{5.239}$$

де m_0 – злітна маса літака, кг;

l – розмах крила, м;

l_ϕ – довжина фюзеляжу, м;

φ_x, φ_y, φ_z – коефіцієнти, які визначають із графіків на рис. 5.88.

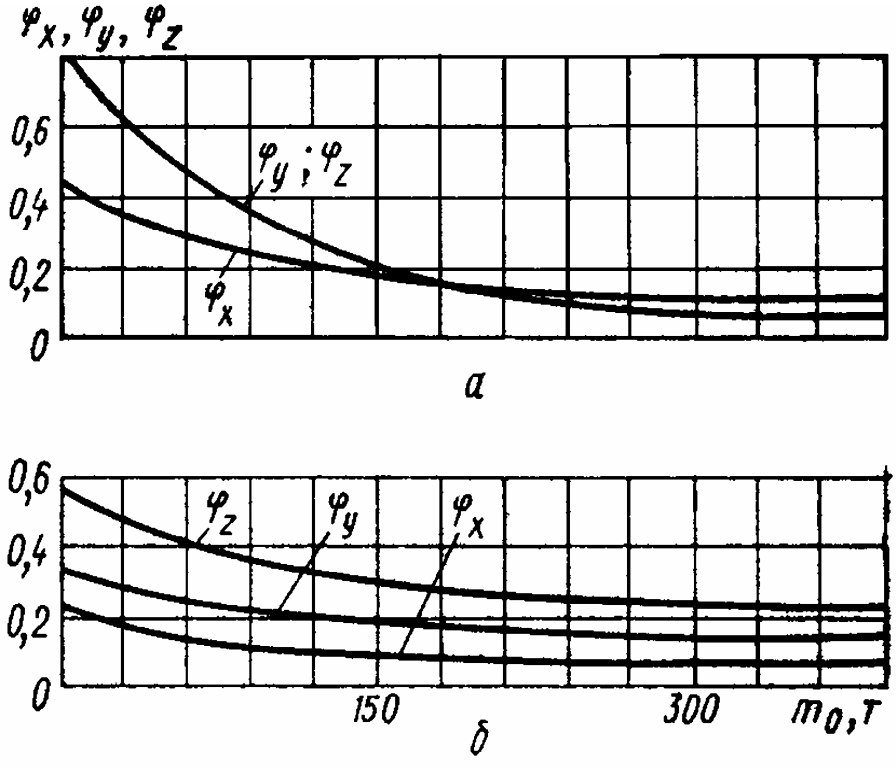


Рис. 5.86. Коефіцієнти для розрахунку моментів інерції літака:
а – звичайні літаки; б – літаки з вертикальним зльотом і посадкою

5.9.3.10. Розміщення екіпажу

Важливою задачею об'ємно-вагового компонування є розміщення екіпажу. Службова кабіна, або кабіна екіпажу, розміщується в передній носовій частині фюзеляжу. Її розміри і компонування залежать від складу екіпажу.

Екіпаж сучасних пасажирських магістральних літаків зазвичай складається з трьох чоловік: командира корабля – першого пілота, другого пілота і бортінженера. Для спеціальних рейсів до складу екіпажу включають іноді штурмана, спеціального радиста; для них передбачається місце, яке потім може використовуватися для інструктора або інспектора, який перевіряє роботу членів екіпажу. Треба підкреслити, що в останні півтора-два десятиліття намітилася стійка тенденція до скорочення кількості членів екіпажу при одночасному зменшенні їх фізичного і психологічного навантаження. Все це досягається шляхом широкого застосування різних автоматичних пристроїв, комп'ютеризації процесів контролю роботи систем літака, процесів навігації, принципової перебудови приладових дошок, оснащення їх багатофункціональними дисплеями і т.п. Можливі схеми розміщення екіпажу в службовій кабіні показані на рис. 5.87 і 5.88.

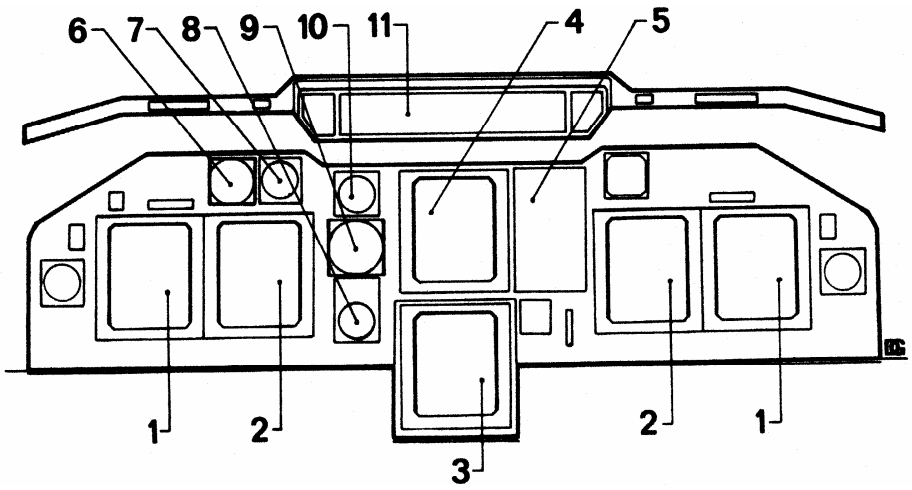


Рис. 5.87. Схема приладової дошки літака Ту-204:
1 – монітор (дисплей) параметрів і режимів польоту;
2 – навігаційний екран (карта польоту); 3 – екран контролю бортових систем;
4 – монітор подання параметрів роботи двигунів; 5 – панель керування приладами контролю роботи двигунів; 6 – радіовисотомір; 7 – варіометр (вимірник вертикальної швидкості V_y); 8 – покажчик курсу; 9 – авіагоризонт; 10 – барометричний вимірник висоти; 11 – пульт контролю і керування автоматичними системами управління польотом

На рис. 5.91 зображено компонування носової частини фюзеляжу і кабіни екіпажу магістрального пасажирського літака.

Для екіпажу важливо забезпечити необхідний огляд з кабіни. Вимоги до огляду льотчика такі:

1. Зона огляду для лівого льотчика без перешкод:

– ліворуч – 5°;

– праворуч – 30°;

– вниз по осі сидіння льотчика – не менше 16°;

– вгору по осі сидіння льотчика – 5.

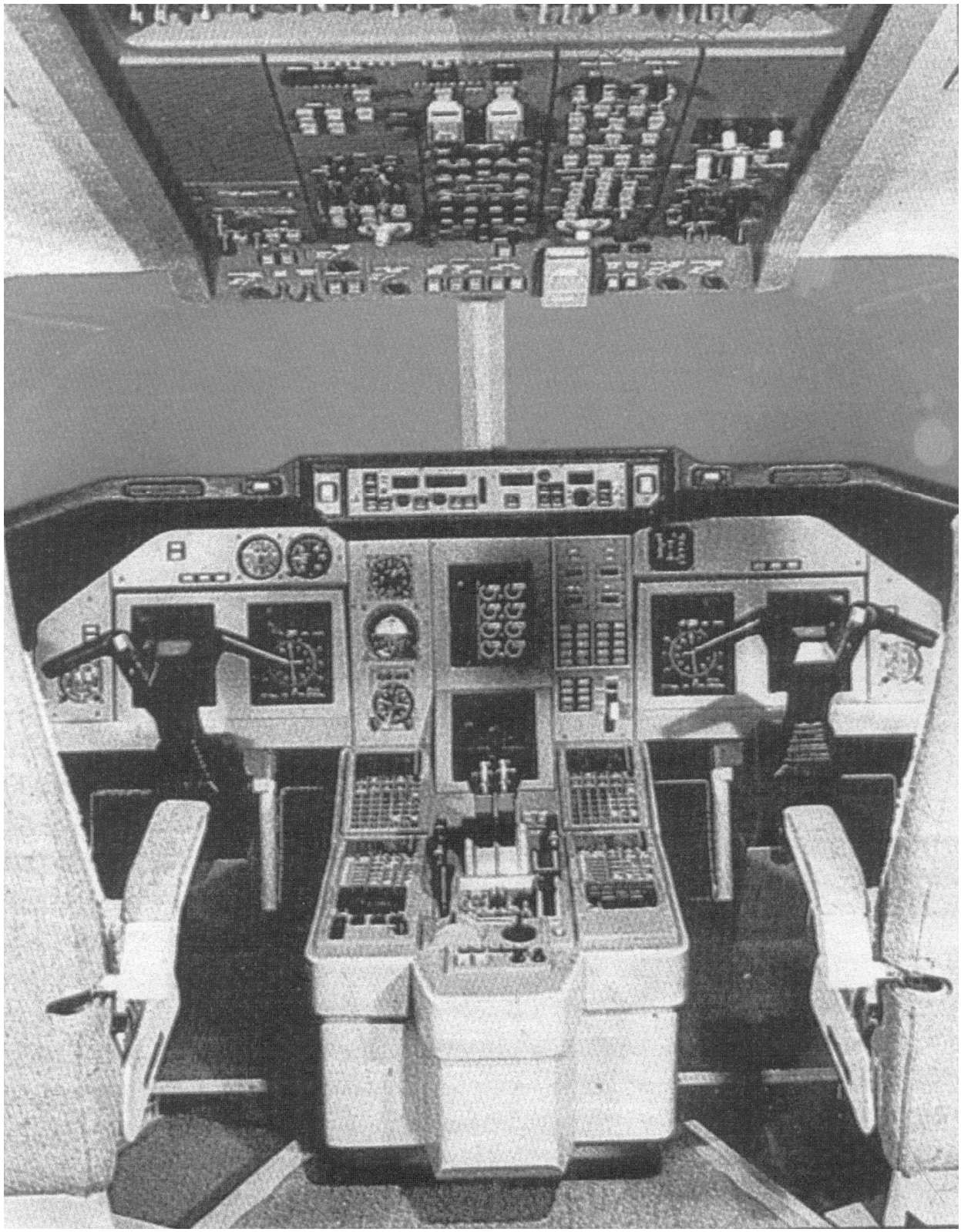


Рис. 5.88. Кабіна пілотів літака Ту-204

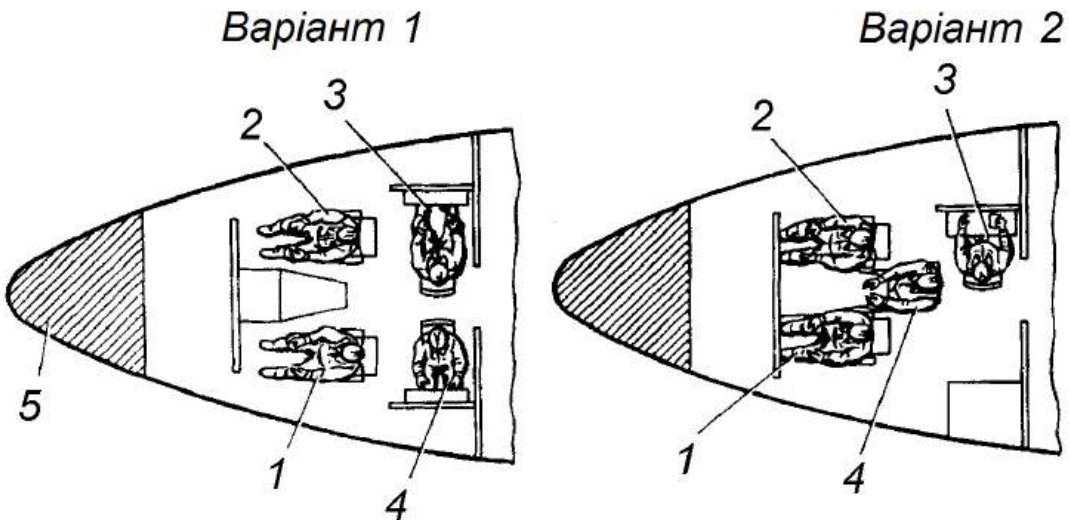


Рис. 5.89. Можливі схеми розміщення екіпажу в службовій кабіні:
1 – перший пілот (командир повітряного судна); 2 – другий пілот;
3 – бортінженер; 4 – штурман; 5 – відсік радіолокатора

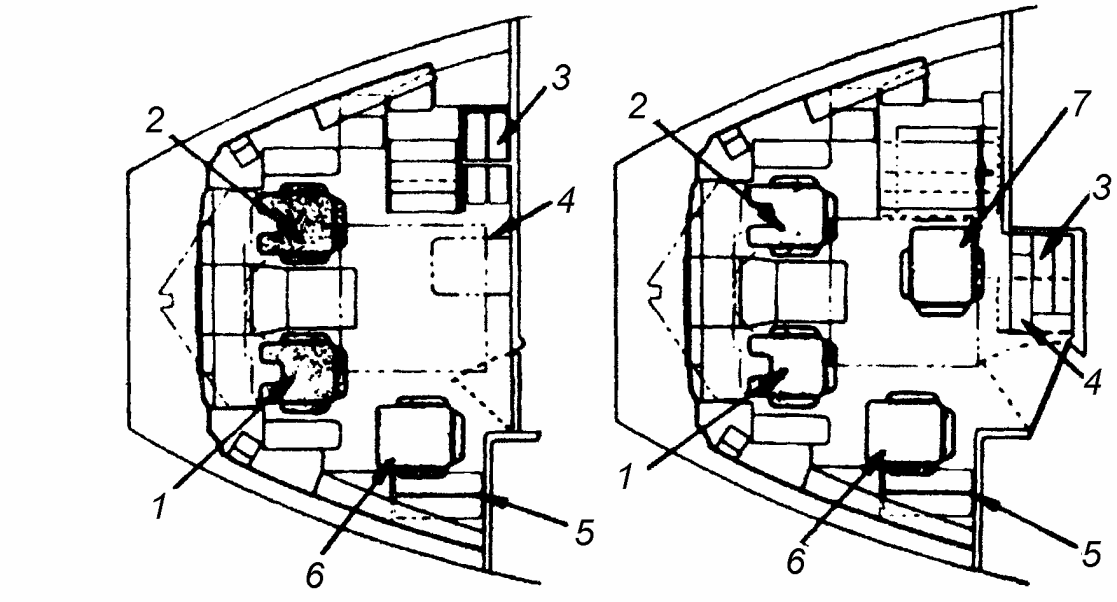


Рис. 5.90. Компонування кабіни екіпажу (зліва – екіпаж із двох чоловік, справа – екіпаж із трьох чоловік):
1 – перший пілот (командир); 2 – другий пілот; 3 – шкаф–гардероб; 4 – місце другого спостерігача-інспектора (на вимогу); 5 – шафа;
6 – місце першого спостерігача-інспектора ; 7 – бортінженер

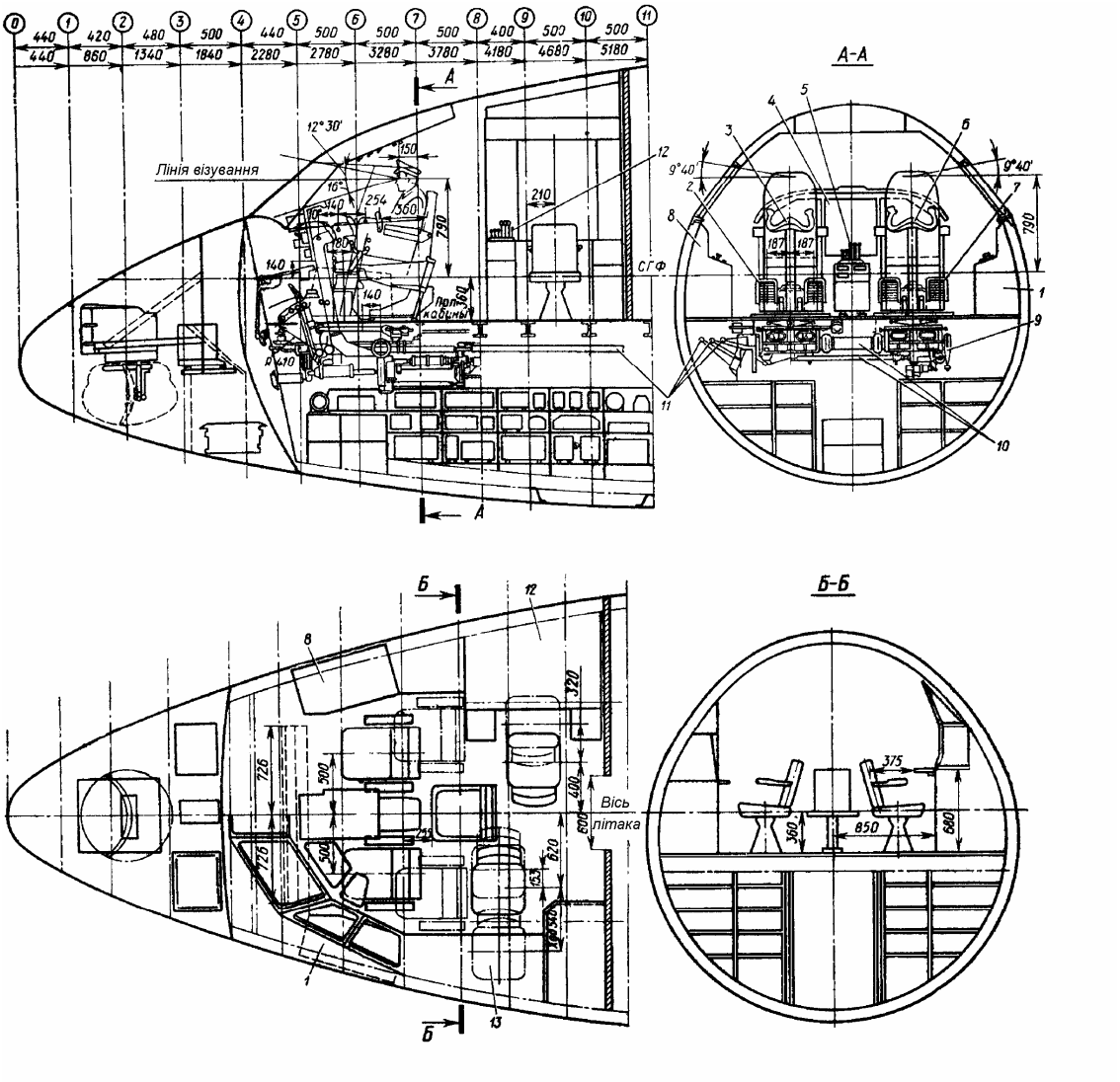


Рис. 5.91. Компонування носової частини фюзеляжу і кабіни екіпажу магістрального пасажирського літака Ту-154:

1 – лівий пульт пілота; 2 – педалі лівого пілота (командира корабля) ; 3 – штурвал лівого пілота; 4 – дошка приладів пілотів; 5 – центральний пульт пілотів з РУД; 8 – правий пульт пілота; 9 – елементи проводки керування під підлогою кабіни; 10 – тяга зв'язку керування лівого і правого пілотів; 11 – вихід тяги до органів керування; 12 – пульт бортового інженера з РУД; 13 – дошка приладів штурмана

2. У діапазоні кутів 5...45° ліворуч по азимуту допускається в конструкції ліхтаря наявність одного силового стояка.

3. Огляд наліво має забезпечувати видимість половини кінцевого обтічника крила (на літаку Іл-86 це потребує наявність огляду по азимуту 145° замість нормованих 135°).

4. Ширина затінювання огляду конструкцією силовими стояками ліхтаря не повинна перевищувати 70 мм.

5. Від ока льотчика до внутрішньої поверхні скла в площині сидіння льотчика (розмір L_c на рис. 5.94) має бути не менше 500 мм.

6. При побудові діаграми огляду з точки С1 допускається переміщення голови $\boldsymbol{P}$ = 100 ... 150 мм (у межах ходу прив'язних ременів).

Необхідна діаграма огляду лівим льотчиком із кабіни магістрального пасажирського літака показана на рис. 5.92.

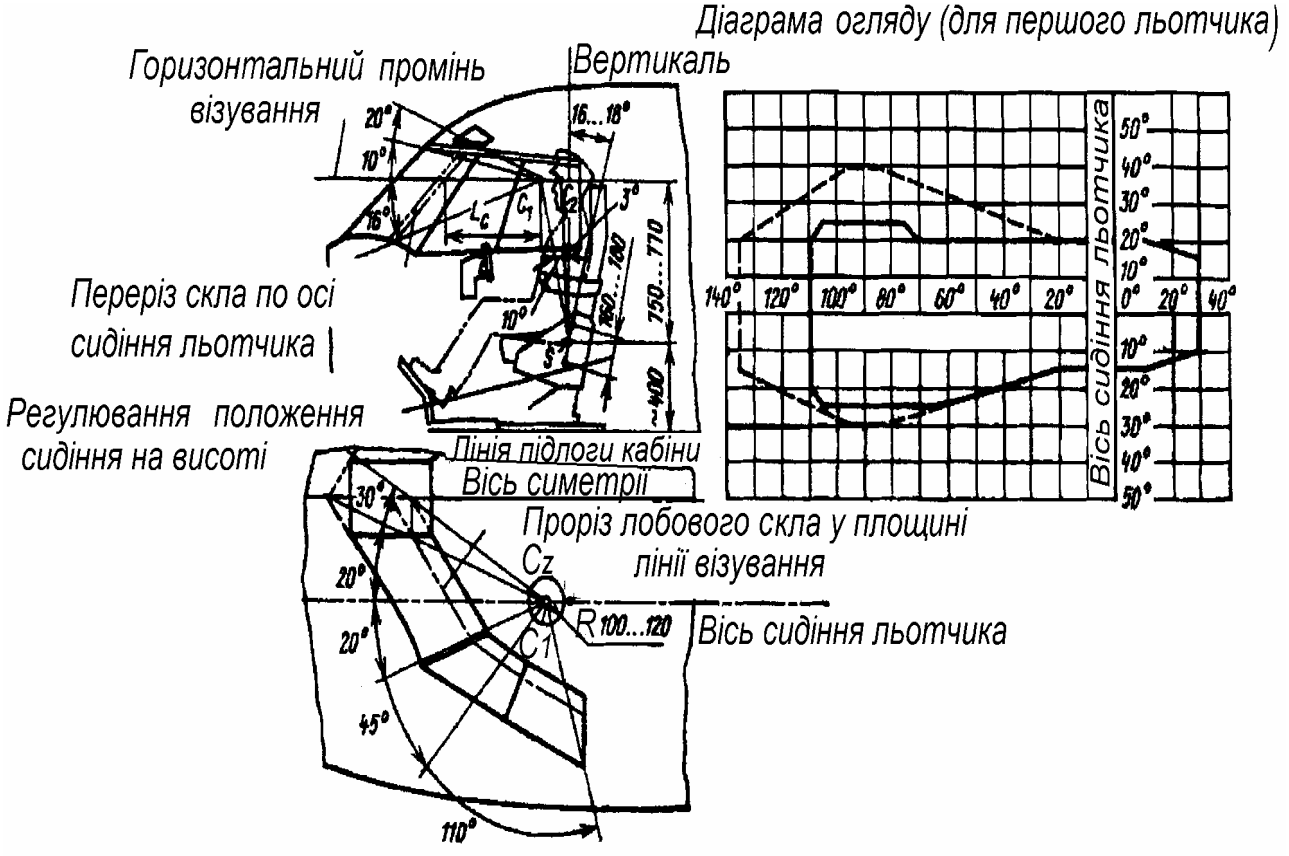


Рис. 5.92. Огляд з кабіни льотчика, необхідний за Нормами льотної придатності пасажирських літаків: С1 – положення ока льотчика при зльоті і під час посадки літака; С2 – положення ока льотчика в крейсерському польоті; ––––––––– – зона обов'язкового огляду, – – – – – – – – – – зона бажаного огляду

При компонуванні носової частини фюзеляжу і ліхтаря льотчиків рекомендується окрім НЛГС-3, АП-25 враховувати і побажання льотчиків:

– бачити у момент дотику до поверхні ЗПС колесами смугу посадки на відстані від літака не більше 50...70 м;

– бачити у момент заходу на посадку вночі на висоті “ ухвалення рішення” (на висоті 30 м під час посадки за другою категорією ІСАО) не менше п’яти – шести вогнів підходу до ЗПС.

Виконання цих умов потребує огляду вниз прямо перед льотчиком до 19...22°. На літаку "Боїнг 747" цей кут становить 18,5°, а на літаку Іл-86 – 20°.

5.9.4. Конструктивно-силове компонування

5.9.4.1. Задача конструктивно-силового компонування

Основною задачею конструктивно-силового компонування є створення або вибір таких силових схем частин літака, в яких би забезпечувалися:

а) мінімальна маса конструкції частин літака і всього літака в цілому;

б) органічне об'єднання (з'єднання) силових елементів конструкції і корисних об'ємів всередині і зовні цієї конструкції, використовуваних для розміщення цільового навантаження, екіпажу, устаткування, силової установки;

в) урахування вимог виробничої і експлуатаційної технологічності;

г) необхідна жорсткість конструкції з урахуванням динамічного навантаження і засобів демпфірування з метою статичної і динамічної стійкості конструкції у повітряному потоці;

д) отримання потрібного ресурсу і безпеки при локальних руйнуваннях від втоми.

5.9.4.2. Закон “квадрата–куба” і проблема оптимізації силової конструкції літака

Розвиток авіаційної техніки, ускладнення задач, які має вирішувати ця техніка, вимоги підвищення економічності експлуатації цивільних літаків є причиною неухильного зростання розмірів літаків і збільшення їх злітної маси і маси конструкції літаків.

При збільшенні розмірів літака площі крила, оперення і поверхні фюзеляжу, гондол та інших елементів зростають пропорційно квадрату коефіцієнта лінійного збільшення. Якщо силова конструкція при цьому не змінюється, тобто всі її елементи збільшуються в тому ж співвідношенні в ширину, висоту і довжину, то маса силових елементів зростає пропорційно кубу коефіцієнта лінійного збільшення. При цьому, природно, приймається, що рівень напруги в силових частинах і розподіл аеродинамічних і масових навантажень по конструкції не змінюються.

Якщо вважати, що основні злітно-посадкові і швидкісні характеристики літака, які визначаються питомим навантаженням на крило, і дальність польоту, яка визначається відносним запасом палива, зберігаються на тому ж рівні, то закон “квадрата–куба” може бути сформульовано так:

При збільшенні лінійних розмірів літака злітна маса зростає пропорційно квадрату коефіцієнта лінійного збільшення, а маса силової конструкції – кубу коефіцієнта лінійного збільшення і відносна величина корисного навантаження лінійно зменшується.

Це теоретичне положення. У дійсності відносна маса конструкції літака зростає, але дуже повільно. Причини, що стримують зростання маси:

– застосування все більш довершених силових схем окремих частин літака і створення оптимальних конструкцій з меншою масою додаткових несилових частин цих конструкцій;

– використання нових матеріалів з великим рівнем допустимої напруги (якщо цей рівень допускається вимогами міцності від втоми);

– вдосконалення методів розрахунків літака на статичну, динамічну і втомну міцність;

– вдосконалення методів зменшення аеродинамічних навантажень.

Незважаючи на всі ці заходи, із збільшенням розмірів літака відносна маса конструкції літака все-таки зростає. Це додає особливої важливості проблемі оптимізації силової конструкції і виконанню оптимального конструктивно–силового компонування літака на найранніших стадіях проектування.

Можливу схему оптимізації силової конструкції літака показано на рис. 5.93.

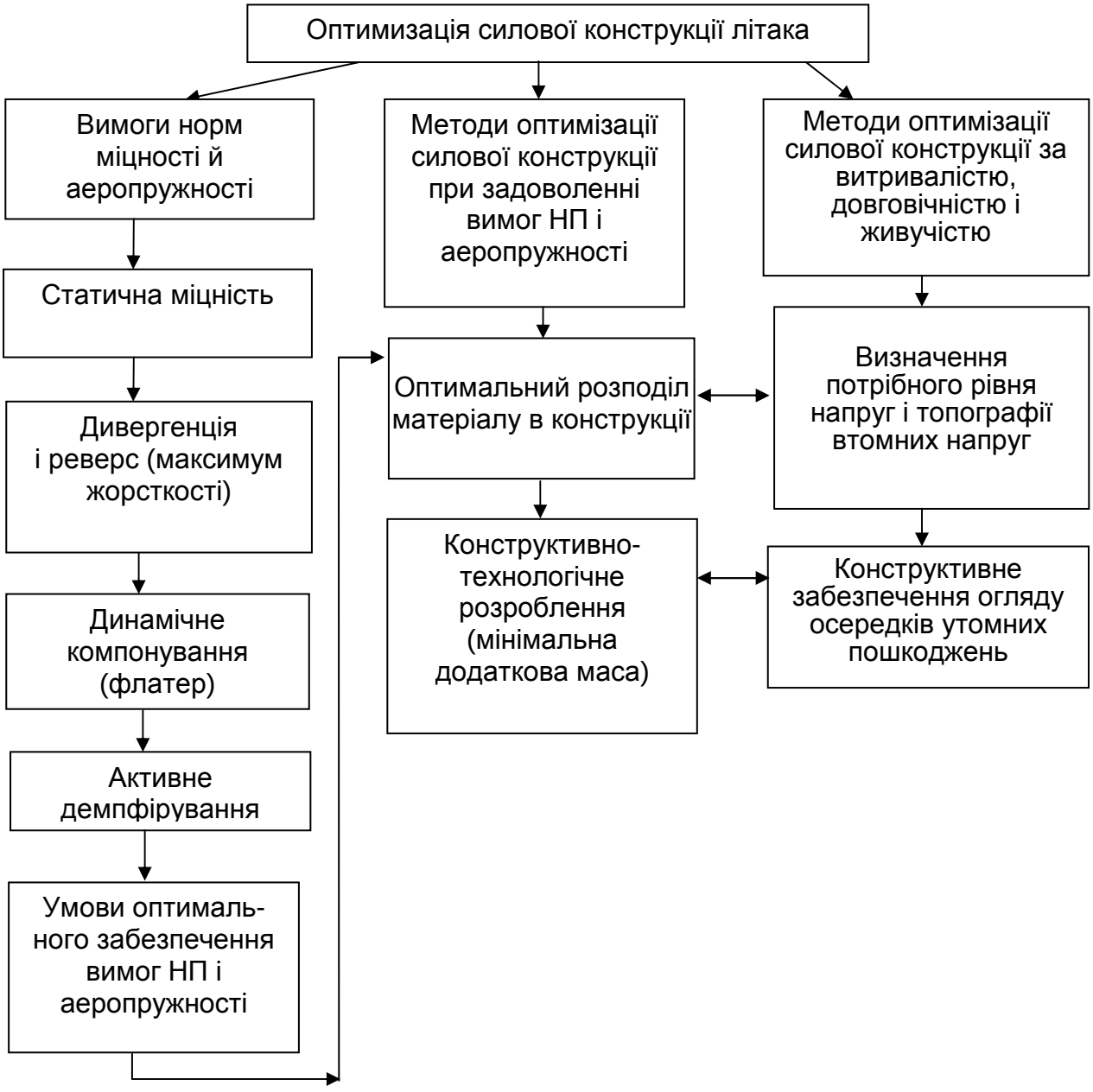


Рис. 5.93. Схема оптимізації силової конструкції літака

5.9.4.3. Урахування виробничої і експлуатаційної технологічності при конструктивно-силовому компонуванні літака

Однією з перших задач конструктивно-силового компонування є встановлення експлуатаційних і технологічних (виробничих) рознімань частин літаків. Задача ця є оптимізаційною. З одного боку, умови організації багатосерійного виробництва потребують максимального розчленовування конструкції літака на окремі агрегати з тим, щоб скоротити цикл складання літака. З іншого боку, кожне експлуатаційне рознімання і виробничо-технологічний стик елементів конструкції – це додаткова маса і дуже часто – додатковий осередок концентрації напруги з подальшим місцем руйнування від втоми. Наприклад, на літаку Ту-154 експлуатаційне рознімання між середньою частиною крила і відокремленими кінцевими частинами крила дає збільшення маси крила на 350 ... 400 кг. Адже може відбутися таке, що підвищення економічності експлуатації літака при зменшенні маси конструкції буде таким, що економічно доцільно побудувати новий складальний цех заводу з великими розмірами, чим виконувати додаткові рознімання конструкції.

Одночасно з процесом конструктивно-силового компонування ведеться розробка директивної технології виготовлення частин літака і складання літака в цілому, оскільки технологічні процеси, які вибираються, можуть визначити і особливості силової схеми конструкції. Наприклад, розміри листів силової обшивки крила досить часто визначають відстань між лонжеронами крила і наявність технологічних стиків панелей обшивки крила по розмаху. Директивна технологія відображає разом із новими досягненнями в області виробництва літака, новими розробленими технологічними процесами особливості конкретного дослідного і серійного заводів (його виробничі можливості за площами, розмірами цехів і складом устаткування), серійність літака (орієнтовна кількість замовників літаків) і передбачені особливості експлуатації літака (на півночі, у тропічному кліматі і т.п.). У директивній технології даються і обмеження по номенклатурі використовуваних при проектуванні літака матеріалів, асортименту профілів і листів, кріпильних виробів (болтів, заклепок та ін.).

У процесі конструктивно-силового компонування мають забезпечуватися експлуатаційний підхід (доступ) у зони, де розміщені агрегати і проводка систем устаткування і керування літаком, і підхід до ділянок конструкції, які слід оглядати в процесі експлуатації літака. Це потребує створення відповідних люків або знімних панелей в конструкції літака, окрім люків, що забезпечують розміщення цільового навантаження (для пасажирських літаків – окрім вхідних і службових дверей, багажних та аварійних люків і віконних прорізів).

З метою зменшення маси конструкції літака силові окантовки всіх вирізів для люків і знімних панелей мають органічно входити в силову схему агрегатів літака.

5.10. УВ'ЯЗКА ФОРМИ І ПОБУДОВИ ЗОВНІШНІХ ОБВОДІВ ЛІТАКА

5.10.1. Ув'язка форм літака

Ув'язка форм літака – досить об'ємна і складна задача. У сучасних умовах вона є надбанням спеціальних курсів, які об'єднують теоретичні методи з практичним виконанням за допомогою ЕОМ. У Національному аерокосмічному університеті "ХАІ" існує система "UNIGRAPHICS" для побудови моделей поверхні і конструктивно–силового набору. Наведемо відомості тільки для загального уявлення про ув'язку форм і побудову зовнішніх обводів літака.

Всі три процеси компонування зрештою об'єднуються і завершуються побудовою зовнішніх обводів літака, доданням проектованому літаку конкретної, закінченої форми.

Формування, побудова зовнішніх обводів літака зазвичай проводиться в два етапи. На першому етапі відбувається попередня ув'язка форми і визначається положення основних конструктивних елементів агрегатів, на другому – виконується остаточне завдання форм агрегатів у теоретичному кресленні за допомогою різних математичних методів.

Під ув'язкою форми розуміють графічне або аналітичне визначення координат обводів агрегатів і їх частин щодо ряду площин з подальшою графічною перевіркою взаємної відповідності обводів і перетинів у різних проекціях.

Процес ув'язки фюзеляжу (гондол) полягає в тому, що на епюрі сумісних перетинів намічають по вертикальній і горизонтальній осях точки, що визначають обводи в бічній і горизонтальній проекціях, а потім ці точки сполучають кривими, які дають обводи шпангоутів. Одночасно в бічній проекції і в плані наносять лінії батоксів і горизонталей і проводять взаємну корекцію їх з епюрою суміщених перетинів.

Ув'язку крила, оперення, пілонів та інших агрегатів, що мають конічний закон утворення поверхонь, можна, використовуючи властивості трапецієподібних перетинів, виконати як графічно, так і аналітичними засобами.

Для ув'язки мають бути задані: форма крила в плані, розбивання нервюр, профілі крила біля кореня і на кінці крила, профілі проміжні, якщо форма крила утворюється не одним або двома профілями, і довжини перехідних зон (від одного профілю до іншого).

За кожним заданим профілем мають бути відомі сім'я, хорда і відносна товщина.

У найбільш довершених автоматизованих системах проектування літаків попередня ув'язка обводів проводиться конструктором у режимі діалогу з ЕОМ. Конструктор з урахуванням різних аеродинамічних і конструктивних вимог може скоректувати контури поверхні літака безпосередньо на екрані монітора, а ЕОМ урахує цю корекцію при апроксимації поверхні одним із математичних методів. У цьому випадку досвід і інтуїція конструктора доповнюються великим обсягом пам'яті і величезними обчислювальними можливостями сучасних ЕОМ.

5.10.5.2. Математичні методи опису обводів літака

Після закінчення попередньої ув'язки поверхні літака необхідно зафіксувати її форму в теоретичному кресленні, описавши за допомогою одного або декількох математичних методів. Розглянемо основні вимоги до цих методів.

Аеродинамічна гладкість поздовжніх контурів (перетинів) більшості агрегатів забезпечується збереженням у цих перетинах безперервності першої похідної. Для особливо відповідальних агрегатів, які істотно впливають на характер обтікання літака в цілому (крило, оперення, носові частини, гондоли двигунів і т. п.), необхідно забезпечити в поздовжніх перетинах безперервність другої і обмежені величини третьої похідних. Як загальне правило можна відзначити, що вимоги до гладкості поперечних перетинів літака зазвичай на порядок нижче, ніж до гладкості поздовжніх. Наприклад, якщо профілі крила по польоту вигладжуються до безперервності другої похідної, то в перетинах крила по лонжеронах бажано мати безперервну першу похідну.

При опрацьовуванні форми поверхні літака з погляду експлуатаційних, конструктивних і технологічних вимог математичні методи опису обводів мають забезпечувати:

– плавне включення в створювану поверхню літака циліндрових, конічних, параболічних та інших аналітично описаних поверхонь, таких, як лобові циліндрові стекла пілотських кабін, елементи поверхні крила і оперення з конічним утворенням, обтічники спеціальних антен заданої форми і т.д.;

– плавне включення в створювану поверхню плоских ділянок, що є люками під стекла фотоапаратів і астронавігаційних приладів, скління кабін, плити спеціальних датчиків;

– прямолінійність заданих перетинів деяких силових елементів, наприклад, перетин стисненої верхньої полиці лонжерона крила.

Разом з указаними вимогами математичні методи формування обводів літака мають повністю і однозначно описувати поверхню літака, не допускаючи зон, які зводять на плавність на плазах або згладжують на макетах поверхні. Ця вимога є обов'язковою з широким впровадженням у практику літакобудування, оброблення деталей, пов'язаних з обводами, а також шаблонів, рубильників стапелів та інших деталей оснащення на верстатах із числовим програмним керуванням.

Різноманітність вимог до математичних методів завдання поверхні агрегатів літака, а також різноманітність типів самих агрегатів спричинили за собою появу великої кількості методів опису обводів, з яких найбільш використовуваними в даний час є:

– метод кривих другого порядку;

– метод завдання контуру літака дугами кола;

– завдання поздовжніх контурів літака степеневими рівняннями;

– методи завдання поверхні літака за допомогою сплайн-функцій;

– аналітичне завдання контуру літака за допомогою поліномів.

Слід також виділити ще таку вимогу до математичних методів завдання поверхні літака, як наочність і графоаналітичність, тобто можливість отримати на кожному етапі проектування наочне уявлення про форму створюваної поверхні у вигляді зображення на екрані монітора при роботі з ЕОМ у режимі діалогу або у вигляді ескізу, отриманого на графічному пристрої.

Проектування літака містить як найважливішу стадію повний математичний опис геометричних тіл і граничних поверхонь. Блок відтворення і коректування зовнішніх обводів літака займає центральне місце серед модулів системи автоматизованого проектування, забезпечуючи початковими даними задачі аеродинаміки і міцності. У системах автоматизованого проектування застосовують прийоми об'єднання геометричних розрахунків обводоутворюючих поверхонь і внутрішніх деталей конструкції. Сьогодні необхідно мати єдину геометричну, математичну й інформаційну модель конфігурації і структури, яку використовують для таких цілей:

– підготовки розрахунків силового каркаса з використанням методу скінченних елементів;

– розміщення приладів і агрегатів при компонуванні відсіків за допомогою ЕОМ;

– розрахунку поверхонь, центрувальних характеристик і об'ємів агрегатів, паливних баків, герметичних кабін;

– побудови полів потоків і розрахунків газодинамічних параметрів у примежовому шарі;

– визначення геометричних параметрів при автоматизованому накреслюванні вузлів і деталей оболонки корпусу і елементів конструкції усередині відсіків;

– моделювання на ЕОМ рухів пружної конструкції з урахуванням динамічних процесів навантаження і спотворення зовнішніх обводів;

– автоматизованого виготовлення деталей, що формують обводи літака та інших агрегатів.

5.10.5.3. Побудова теоретичного креслення

Після того, як визначено математичний метод опису поверхні і з його допомогою задані і розраховані на ЕОМ обводи агрегату літака, можна приступити до оформлення теоретичного креслення (рис. 5.94). У теоретичному кресленні зазвичай дають розбиття конструктивно-силової схеми агрегату і умовними лініями показують основні елементи, навколо яких формується проектована поверхня.

До теоретичних креслень ставляться такі вимоги:

– досить об'ємні і складні – поверхня агрегату має бути задана математично з однозначним визначенням будь-якої точки поверхні;

– необхідно, щоб при завданні агрегату в місцевій системі координат необхідно вказувати зв'язок місцевої системи з основною системою координат літака;

– має міститися цифрова інформація, що дозволяє побудувати основні перетини агрегату як із застосуванням ЕОМ, так і без залучення ЕОМ, графічних пристроїв і плотерів;

– для агрегатів типу крила, оперення необхідно навести дані аеродинамічних профілів у безрозмірному (процентному) вигляді;

– як додаткова інформація мають бути наведені геометричні параметри агрегату, необхідні для аеродинамічних розрахунків (подовження, звуження, САХ крила, відносний діаметр входу і міделя гондол двигунів, подовження носової та хвостової частин фюзеляжу і т. п.);

– слід указати індекси програмоносіїв (стрічок, дискет, компакт-дисків, вінчестерів ...).

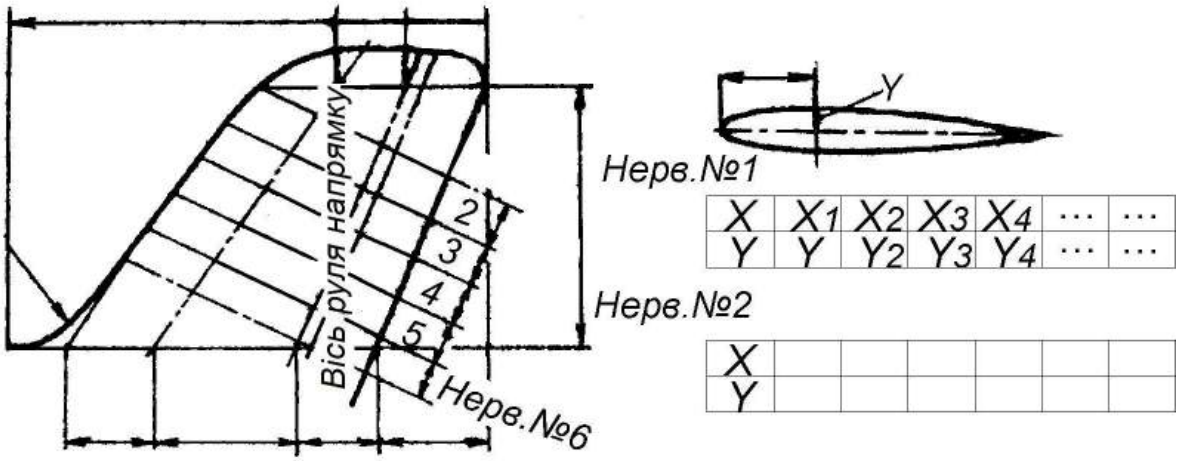


Рис. 5.94. Приклад теоретичного креслення

Остання вимога викликана тим, що в сучасних умовах передача обводоутворюючої документації з конструкторських бюро в серійне виробництво відбувається через машинні (магнітні) носії графічної інформації (програмоносії), які містять математичні та цифрові моделі поверхні і дозволяють не тільки автоматично накреслити контури агрегату, але і виготовити його деталі на верстатах з числовим програмним керуванням.

5.10.5.4. Оформлення результатів компонування

Після визначення в першому наближенні основних розмірів і параметрів літака викреслюють попереднє креслення загального вигляду літака в трьох проекціях. У процесі компонування літака, особливо в процесі центрування, а також у результаті аеродинамічного розрахунку і розрахунків стійкості і керованості в креслення загального вигляду літака вносять необхідні зміни і доповнення, після чого креслення, яке є однією з найважливіших складових частин попереднього (аванпроекту) і ескізного проектів, оформляють остаточно.

Зрозуміло, що подальші наближення проекту літака (технічний, робочий проекти) можуть привести до цілого ряду змін: ваги, розмірів, форм і т.п., тому загальний вигляд літака і його креслення також мають ітераційний характер.

В процесі робочого проектування креслення загального вигляду в трьох проекціях додатково уточнюється, і в нього вносять дані, необхідні для розрахунків літака (площі окремих поверхонь літака, їх "плечі" до базових ліній ...), – створюється

розрахунковий загальний вигляд літака. Приклади креслень загального вигляду літака показані на рис. 5.95 – 5.97.

Основні вимоги до креслення загального вигляду літака:

– повна відповідність нормативам ЄСКД;

– необхідність основних розмірів літака на кресленні;

– у нижній правій чверті формату (вільній чверті) – таблиця основних даних літака:

– льотні дані – крейсерська швидкість і висота польоту для пасажирських і транспортних літаків; максимальна швидкість і відповідна ній висота, швидкопідйомність для бойових літаків; посадкова швидкість і швидкість при зльоті; дальність польоту із заданим комерційним або бойовим навантаженням;

– дані мас – злітна маса, маса порожнього літака, маса палива, маса комерційного навантаження (кількість пасажирів) або бойового навантаження;

– дані силової установки – тип і кількість двигунів, тяга (потужність) двигунів, бажано маса двигунів і питома витрата палива;

– геометричні дані літака – площа крила, горизонтального і вертикального оперення, подовження, звуження крила, діаметр і подовження фюзеляжу (розміри, які є на кресленні, в таблиці не повторювати);

– похідні дані – питоме навантаження на крило, навантаження на мідель, тягоозброєність (енергоозброєність, відносна маса корисного навантаження).

У процесі попереднього проектування виконують компонувальне креслення літака. Як правило, його здійснюють у двох проекціях: бічний вигляд (перетин по осі симетрії площиною ХОУ), вигляд у плані (перетин по осі фюзеляжу площиною XOZ) і в якомога більшому масштабі. Компонувальне креслення в першу чергу є необхідним для виконання центрування і просторової ув'язки внутрішньої "начинки" літака і його силової схеми. Для цього на компонувальному кресленні з витримкою масштабів і форм мають бути зображені всі основні вантажі: екіпаж, цільове навантаження, паливні баки, устаткування, озброєння, побутові та багажні приміщення, пасажирська і вантажна кабіни, шасі, двигуни, механізація крила. Потрібно нанести основний силовий каркас планера і пов'язати його з розміщенням вантажів. Місце і ув'язки, які неможливо показати на основних проекціях, зображаються за допомогою додаткових перетинів і видів. І, нарешті, відмітимо, що компонувальне креслення має дати повне уявлення про розміри, форму і розміщення всіх агрегатів літака, а також його конструктивно-силову схему. Деякі фрагменти компонування показані на рис. 5.77, 5.98.

Отже, можна ще раз нагадати, що креслення загального вигляду літака і компонування мають виконуватися в повній відповідності з існуючими нормативами і стандартами (наприклад, ЄСКД), незалежно від того, яку форму мають ці креслення: виконуються на папері, зберігаються в пам'яті ЕОМ або на магнітних носіях – дискетах і компакт-дисках.

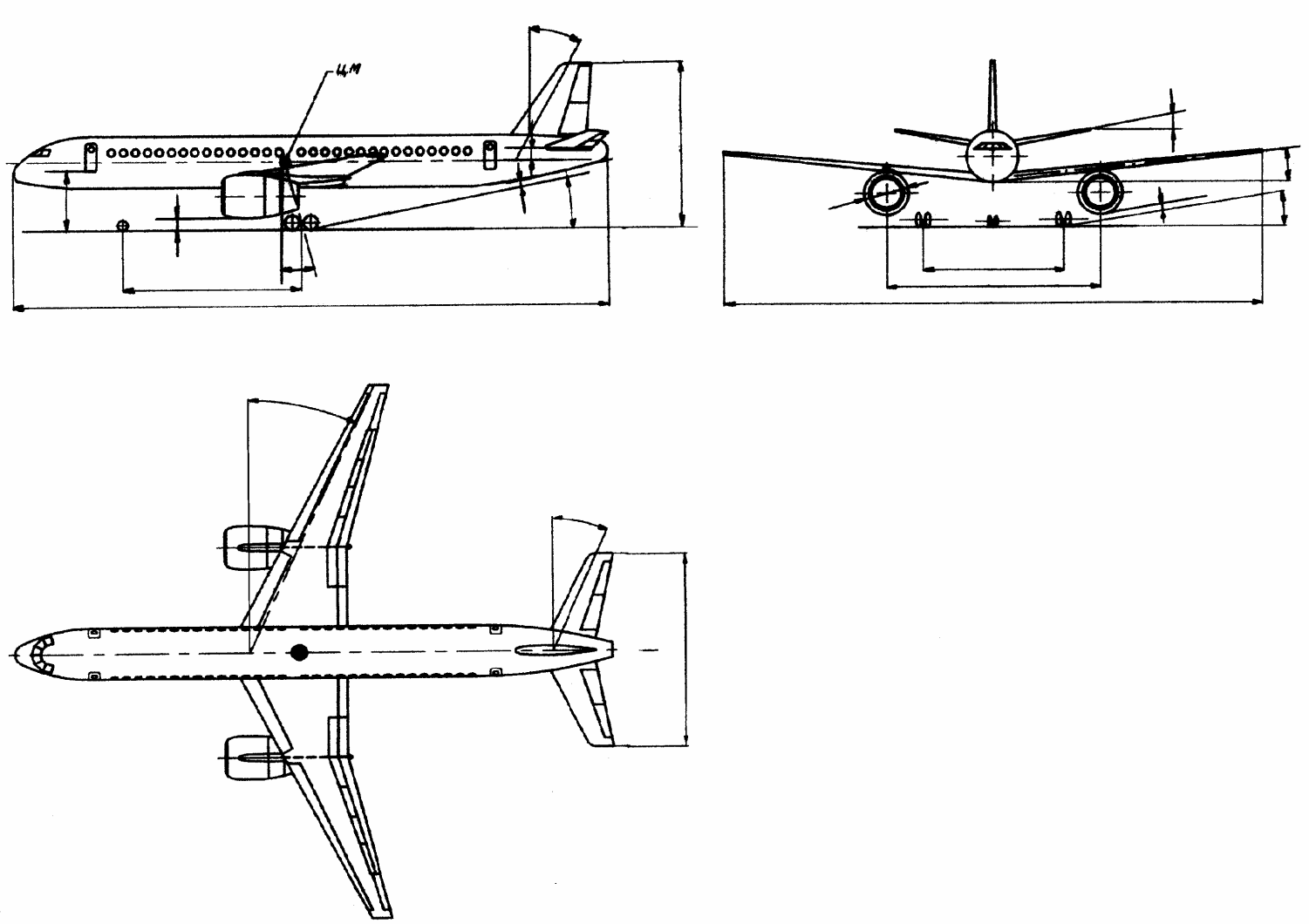


Рис. 5.95. Загальний вигляд пасажирського літака з ТРДД

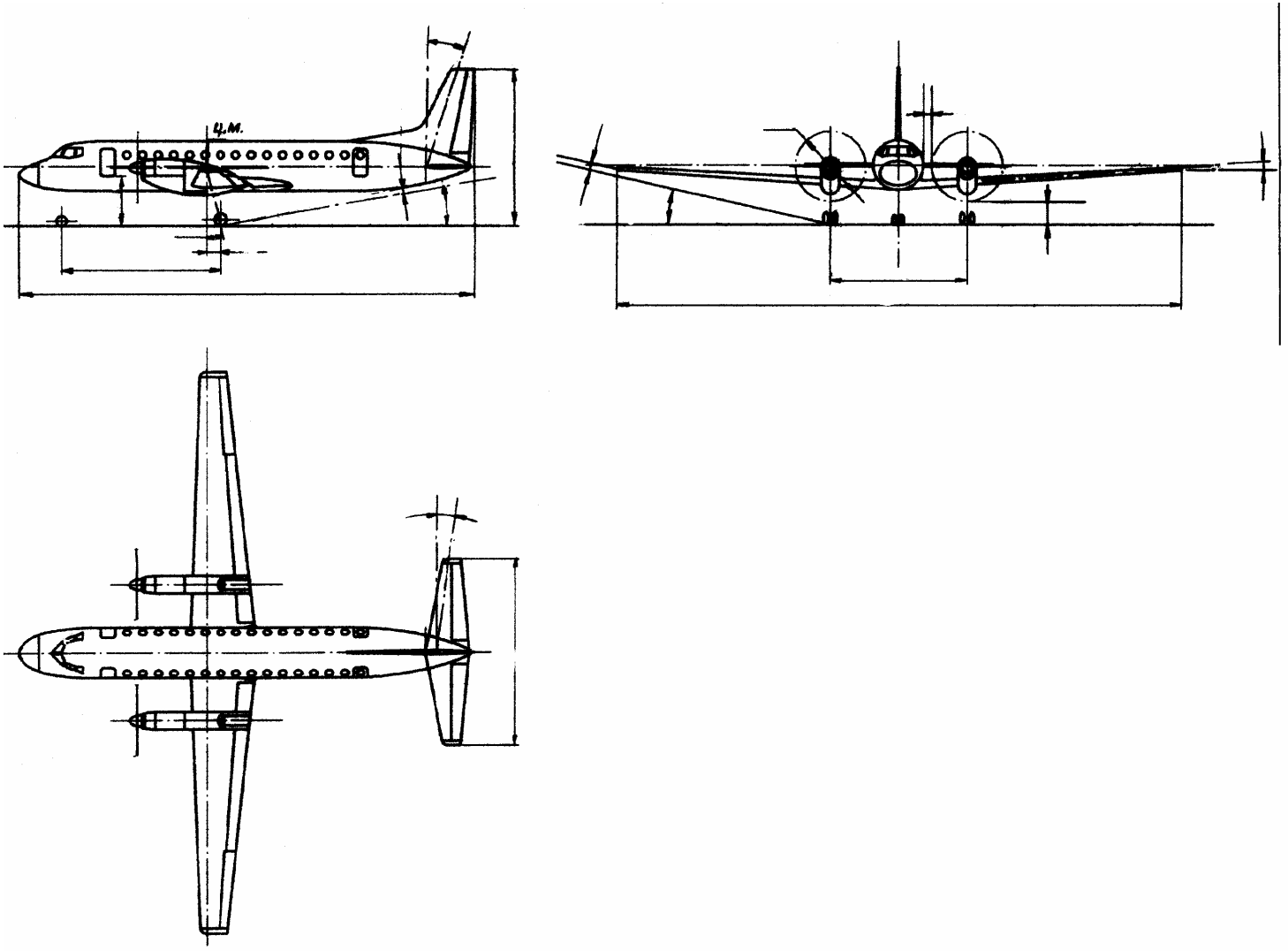


Рис. 5.96 Загальний вигляд пасажирського літака з ТВД

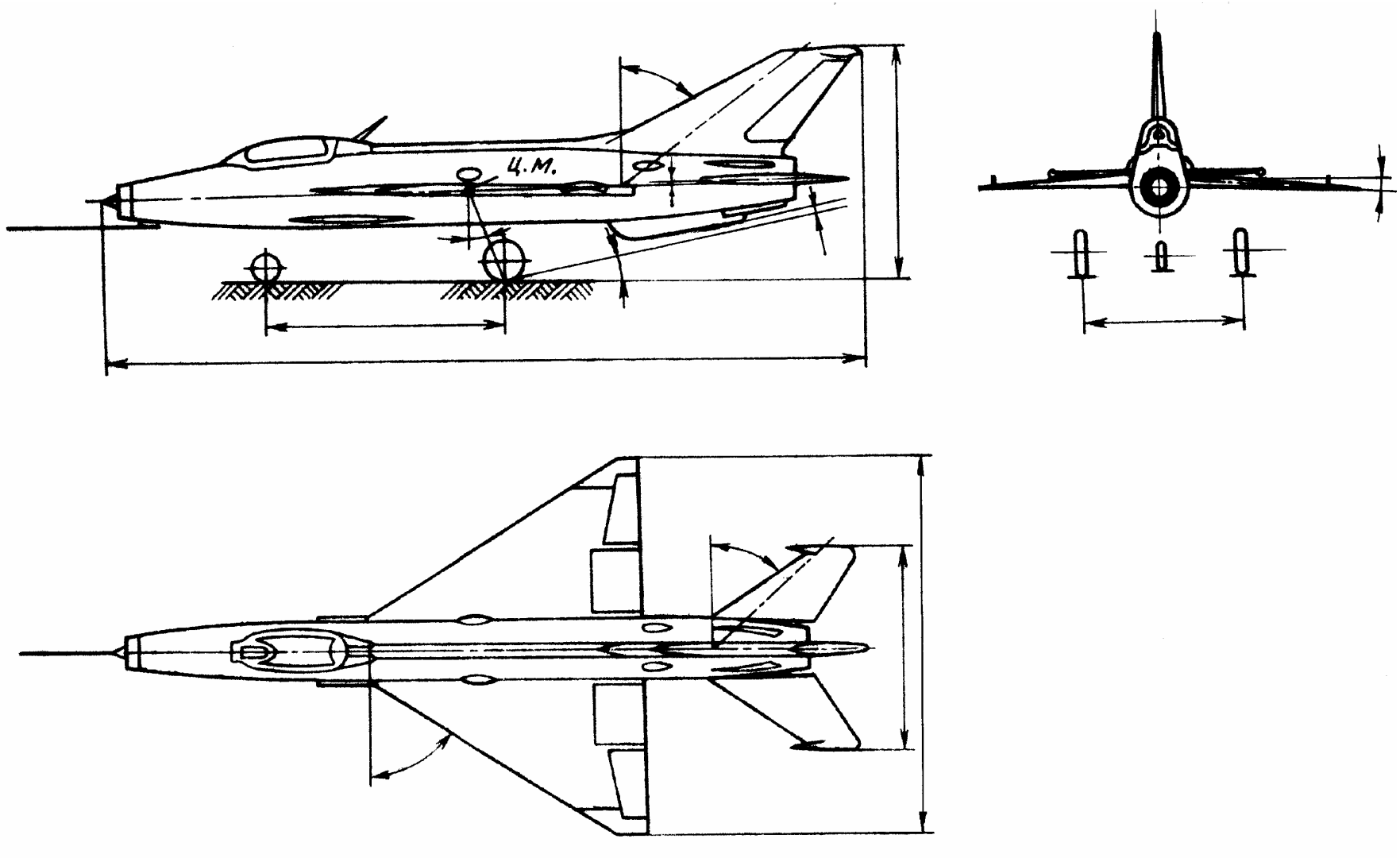


Рис. 5.97. Загальний вигляд літака-винищувача

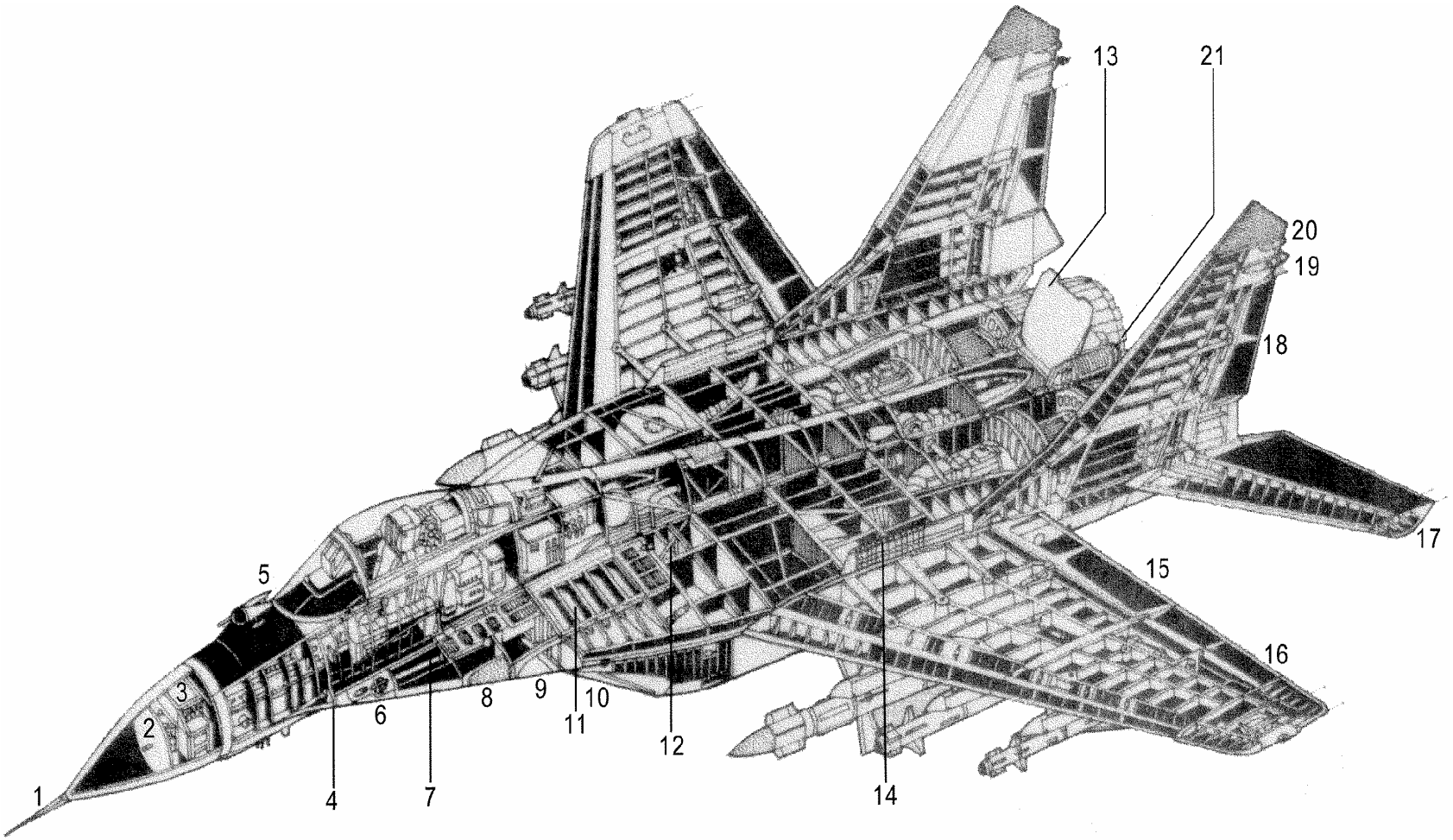


Рис. 5.98. Компонувальна схема літака МіГ-29:

1 – приймач повітряного тиску (ППТ); 2 – антена радіолокатора; 3 – доплерівський радіолокатор; 4 – бортове радіоелектронне обладнання; 5 – інфрачервоний сенсор; 6 – передній кореневий наплив крила; 7 – канал гармати; 8 – гармата; 9 – канал відведення газів при стрільбі гармати; 10 – повітрозабірник лівого двигуна; 11 – забірник повітря для двигуна при випущеному шасі; 12 – відведення примежового шару від повітрозабірників; 13 – верхній гальмівний щиток; 14 – стабілізатор примежового шару та випрямляч потоку; 15 – закрилок; 16 – елерон; 17 – поворотний стабілізатор; 18 – руль напрямку; 19 – радіолокатор захисту хвоста; 20 – хвостовий ліхтар; 21 – гальмівний парашут

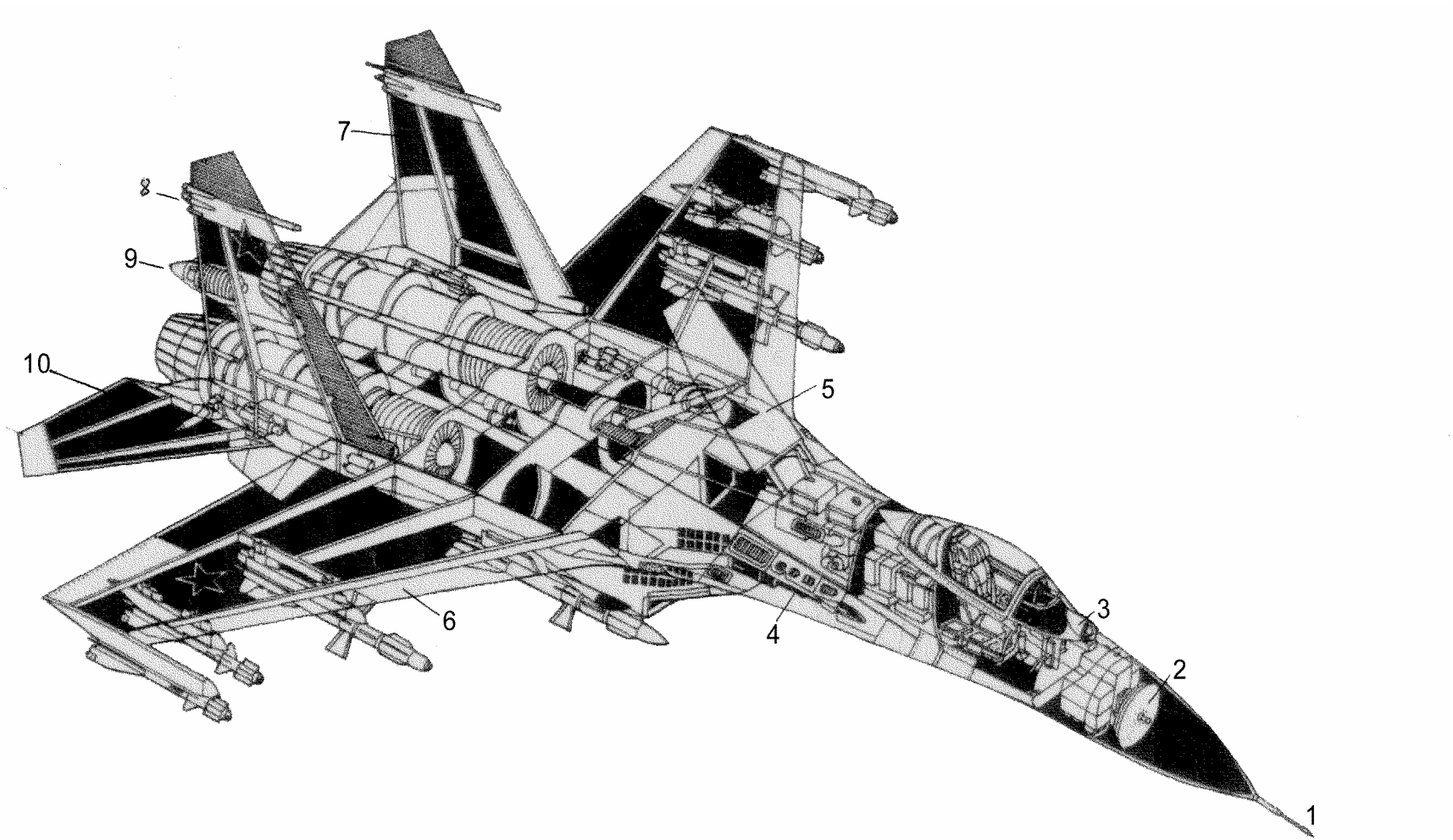


Рис. 5.99. Компонувальна схема літака Су-27:

1 – приймач повітряного тиску (ППТ); 2 – антена радіолокатора; 3 – інфрачервоний приймач-датчик; 4 – бортова гармата; 5 – гальмівний щиток; 6 – передкрилок; 7 – руль напрямку; 8 – антена радіолокатора захисту хвоста; 9 – гальмівний парашут; 10 – цільнозворотний стабілізатор

Глава 6. ОСОБЛИВОСТІ ПРОЕКТУВАННЯ ЛІТАКІВ РІЗНИХ ТИПІВ

6.1. ОСОБЛИВОСТІ ПРОЕКТУВАННЯ ПАСАЖИРСЬКИХ ЛІТАКІВ

Раніше вже мовилося про особливості вимог до пасажирських літаків. Принципова побудова цих вимог така: безпека, економічність, комфорт і екологія. Зупинимося ще раз на цих вимогах та їх трактуванні.

6.1.1. Безпека експлуатації цивільних літаків

Безпека і життя сучасної людини багато в чому залежать від якості світу техніки, що оточує її. Якість техніки визначає зараз якість життя. Критерій "якість" деякою мірою тотожний критерію "ефективність" і є сукупністю властивостей літака, які у всьому циклі їх використання задовольняють пасажира. Якість так само, як і об'єкт техніки – літак, має системні властивості й складається з багатьох компонентів.

Якість пасажирського літака (повітряного судна – ПС) – це прийнятна вартість квитків і зручність їх придбання, зручність і комфорт дорогою в аеропорт і на борту ПС, система обслуговування і живлення у польоті і т.д.

Проте перш за все якість ПС – це безпека польоту.

Безпека польоту може бути оцінена як відсутність у процесі тривалої експлуатації ПС найбільш тяжких наслідків особливих ситуацій – аварії (льотної події, яка не привела до загибелі пасажирів і членів екіпажу, але такої, після якої літак не підлягає ремонту і відновленню) або катастрофи (льотної події, яка призвела до загибелі навіть одного пасажира або члена екіпажу при повному або частковому руйнуванні літака).

Особливі ситуації мають випадковий характер: в одному випадку – особлива ситуація, що виникла відразу ж після зльоту, в іншому – через декілька годин польоту, а в більшості інших польотів таких ситуацій взагалі не було.

Вірогідність – числова характеристика ступеня можливості появи якоїсь випадкової події при тих або інших визначених, які можуть повторюватися необмежене число разів, умовах; обчислюється як відношення кількості подій, що цікавлять нас, до загальної кількості подій.

Сучасні вітчизняні й зарубіжні норми встановлюють такі кількісні діапазони для вірогідності особливих ситуацій:

– катастрофічна ситуація – $Q_к < 1 \cdot 10^{-9}$;

– аварійна ситуація – $Q_а = 1 \cdot 10^{-7} \ldots 1 \cdot 10^{-9}$...

Людина, яка народилася в літаку і прожила в ньому 100 років ($100 \cdot 364 \cdot 24 = 873600$ год $< 1 \cdot 10^{-6}$), може потрапити в аварійну ситуацію з вірогідністю 0,1...0,01.

Надзвичайно високі вимоги до безпеки польоту ($Q_а = 1 \cdot 10^{-7} \ldots 1 \cdot 10^{-9}$) при

об'єктивно існуючій надійності агрегатів (інтенсивність відмов яких за одиницю часу – $1 \cdot 10^{-3} ... 1 \cdot 10^{-6}$ 1/год, тобто одна відмова на 1000…1000000 годин польоту) і систем викликають необхідність резервувати найбільш відповідальні системи два, три і навіть чотири рази. Багато агрегатів літака необхідно за час його ресурсу багато разів замінювати – тільки так можна забезпечити високу безпеку польотів.

Як уже підкреслювалося, ПС мають відповідати вимогам ТЗ і ТТТ, а також розробленим МАК (Міждержавним авіаційним комітетом) і обов'язковим для виконання Авіаційним правилам (АП), що містять Норми льотної придатності (НЛП). АП, керівництва щодо експлуатації ПС, інші норми, правила і інструкції є державними документами, виконання вимог яких забезпечує підвищення безпеки польоту, розширення можливостей використання ПС, поліпшення його експлуатаційних характеристик.

Контроль за виконанням вимог цих документів на всіх етапах життєвого циклу ПС (проектування, виготовлення, експлуатація) здійснюють Авіаційний реєстр МАК (Авіареєстр – АР) і орган державного регулювання цивільної авіації (авіаційна адміністрація).

Перш за все необхідно, щоб ОКБ (розробник ПС), серійний завод (виробник ПС) і авіакомпанія (експлуатант ПС) мали право на проведення відповідних робіт за певним типом ПС, підтверджене сертифікатом (франц. certificat – документ, що засвідчує якість товару), який видає АР за наслідками сертифікації.

Сертифікація – оцінювання незалежною інспекцією можливості організації забезпечити якісне виконання проектування (виготовлення, експлуатація) завдяки правильній структурі організації, кваліфікації її персоналу, наявності і якості необхідного устаткування, засобів контролю якості виконуваних робіт і т.д.

Авіаційний реєстр або уповноважена їм незалежна організація здійснюють також постійний контроль сертифікованої організації з метою виявлення будь-яких змін у всіх компонентах проектування (виготовлення, експлуатація), які можуть вплинути на відповідність ПС Авіаційним правилам, на систему забезпечення його якості або його льотну здатність.

Таким чином, на всіх етапах життєвого циклу ПС здійснюється жорсткий постійний контроль виконання вимог відповідних Авіаційних правил, що дозволяє забезпечувати надійність ПС і безпеку його експлуатації.

При проектуванні ПС за певними ТЗ і ТТТ необхідність виконання цих вимог може зробити великий вплив на концепцію, схему, силову установку, конструкцію систем і агрегатів літака і, як наслідок, на його ЛТХ і економічні показники.

Тому на самому початку проектування розробляється і узгоджується з АР Сертифікаційний базис проектованого літака, тобто повний перелік вимог до льотної придатності, забезпечення відповідності яким є необхідною і достатньою умовою отримання Сертифіката типу на цей конкретний літак.

Відповідно до вимоги Авіаційних правил АП–21, що визначають загальні правила сертифікації, Сертифікаційний базис складається з таких розділів:

– діючих АП, вимоги яких розповсюджуються на даний тип літака;

– спеціальних технічних умов до норм льотної придатності даного типу літака, які

пред'являє до нього проектувальник;

– вимог по захисту навколишнього середовища.

Так, залежно від вимог ТЗ до ПС (призначення літака, число пасажирів, льотно-технічні характеристики) і визначені проектні параметри (число членів екіпажу, злітна маса і т.п.). Основою для розробки Сертифікаційного базису можуть бути Норми льотної придатності, АП–23 або АП–25.

Відповідно до вимог НЛП, сформульованих у конкретних АП, сертифікуються маршові двигуни, повітряні гвинти, бортове устаткування вітчизняного й імпортного виробництва і всі інші компоненти майбутнього літака.

Відповідно до визначених АП літак сертифікуватиметься за рівнем шуму на місцевості і за димністю двигунів, тобто щодо забруднення атмосфери.

Авіареєстр видає розробникові ПС Сертифікат типу – документ, що засвідчує відповідність розробленого зразка авіаційної техніки вимогам Сертифікаційного базису, на основі доказової документації, який встановлює відповідність зразка авіаційної техніки (ПС) вимогам Сертифікаційного базису і містить результати перевірок, випробувань і оцінок льотної придатності (сертифікаційних робіт) і висновки про відповідність ПС і його компонентів вимогам Сертифікаційного базису.

Сертифікаційні роботи встановлюють відповідність ПС і кожної його системи, підсистеми, характеристики (міцність, льотно-технічні характеристики і т.д.) вимогам Сертифікаційного базису за допомогою таких методів визначення відповідності:

– інженерних оцінок – розгляду конструкції, аналізу описів, креслень, розрахункових записок і т.п., оцінки безпеки при відмовах (відмовобезпечності);

– випробувань – стендових, лабораторних, моделювання на моделюючих стендах, випробувань комплектуючих виробів до встановлення їх на ПС, наземних і льотних випробувань ПС;

– аналізу і узагальнення досвіду експлуатації зразка авіаційної техніки або його прототипів.

Таким чином, уже на ранніх стадіях проектування проектувальник працює в тісному контакті з великою групою фахівців вузького кола: аеродинаміками, динаміками, будівельниками двигунів, фахівцями систем літака, міцності, технологами, експлуатаційниками, економістами.

Тільки взаєморозуміння фахівців різних спеціальностей дозволяє глибоко оцінити всі аспекти проектування, реалізувати найвищий рівень безпеки польотів створюваного літака.

6.1.2. Деякі економічні питання проектування

Як уже підкреслювалося в главі 1, необхідність нового літака об'єктивно виникає внаслідок розвитку суспільства і диктується змінами (або необхідністю змін) соціальних, економічних, екологічних, технічних та інших умов.

Так, необхідність нового типу літака може виникнути для заміни застарілих морально, технічно, економічно літаків, що виконують певне постійне коло завдань;

для забезпечення перевезень підвищених обсягів вантажопасажирських потоків; при інтенсивному розвитку мережі аеродромів; для вирішення транспортних задач у регіонах, які мають малорозвинену інфраструктуру наземного транспорту; для вивчення і експериментальної перевірки нових концепцій і технічних рішень і т.д.

Сучасний літак – складна технічна система, витрати на його проектування і виготовлення настільки великі, що в деяких випадках тільки об'єднаними зусиллями декілька ОКБ (фірм) при міждержавній фінансовій підтримці вдається вирішити поставлені задачі ("Конкорд", А-300, А-310, А-320 ...). Це відноситься і до пасажирських, і до бойових літаків.

Тому вже на етапах вибору концепції літака і розроблення технічної пропозиції узагальнений критерій "ефективність-вартість" має бути розгорнений в систему економічних критеріїв, які дозволяють проектувальникам оцінити витрати на всі етапи життєвого циклу літака, порівняти економіку конкуруючих (альтернативних) проектів і літаків, які знаходяться в експлуатації, і вибрати раціональне рішення не тільки для літака в цілому, але і для окремих його компонентів.

Величезне значення при проектуванні має оцінка ринку збуту. Цілком допустима ситуація, коли перспективний по своїх технічних рішеннях літак тривалий час не матиме попиту, що призведе до фінансових втрат. Тому важливо планувати постачання літака на ринок.

Якщо літак з'явиться на ринку надто рано, інтенсивність його постачання буде невеликою, що призведе до зниження прибутків від капітальних вкладень у проект. Затримка з постачанням може викликати насичення ринку конкурентними літаками або потребуватиме великих капіталовкладень на швидке розгортання виробництва.

Як правило, на початкових етапах розроблення експериментального літака веде до фінансових втрат, але в перспективі розробник може стати монопольним володарем продукції, яка має підвищений попит. Тому дуже важливими є фінансування таких робіт і наявність методик, що дозволяють оцінити ступінь ризику при їх фінансуванні.

Наявність у розпорядженні проектувальників надійного інструменту достовірної економічної оцінки літаків при проектуванні, серійному виробництві і експлуатації, включаючи наземне технічне обслуговування і ремонт, дозволяє створювати високоефективні конкурентоспроможні літаки.

У главі 2 було показано, що критерієм оцінювання цивільних літаків є приведені витрати, в основі яких лежить собівартість тонно-кілометра при перевезенні пасажирів і вантажів. Цивільний літак тим ефективніше (собівартість перевезень тим менше):

– чим більше величина комерційного навантаження $m_{ком.н}$;

– чим більше рейсова швидкість польоту V_p;

– чим менше витрати на експлуатацію літака впродовж однієї льотної години A.

Ці три висновки і показують три можливі шляхи розвитку пасажирських і вантажних літаків:

– збільшення комерційного навантаження,

– збільшення рейсової швидкості польоту

– зменшення витрат на експлуатацію літака.

Перші два шляхи доцільні, якщо

$$\left|\frac{\partial a}{\partial m_{ком.н}}\right| > \left|\frac{\partial A}{\partial m_{ком.н}}\right|, \qquad (6.1)$$

тобто якщо відносна зміна собівартості при збільшенні комерційного навантаження або при збільшенні рейсової швидкості більше, ніж відносна зміна витрат на експлуатацію літаків, пов'язана зі збільшенням комерційного навантаження або збільшенням рейсової (крейсерської) швидкості польоту літака.

Зменшення витрат на експлуатацію літаків у першу чергу пов'язано зі зменшенням витрати палива за годину польоту. Величина цих витрат визначається формулою

$$Q_n = \frac{mg}{K} Cp, \qquad (6.2)$$

де m, K, C_p – відповідно середні за час польоту значення маси літака, аеродинамічної якості й питомої витрати палива двигунами.

З (6.2) виходить, що зменшення витрати палива пов'язано зі зменшенням середньої польотної маси літака (в основному за рахунок зменшення маси порожнього літака), збільшенням аеродинамічної якості літака і зменшенням питомої витрати палива двигунами. Ці висновки також визначають шляхи подальшого розвитку і удосконалення пасажирських і вантажних літаків.

6.1.3. Питання ергономіки і екології при проектуванні

Ергономіка (від грецьк. ergon – робота і notos – закон) – наука, яка вивчає функціональні можливості людини в трудових процесах. У ширшому плані ергономіка розглядає будь-які взаємодії людини з машиною, літаком: у процесі виробництва, підготовки до польоту і в процесі польоту. Ефективність цієї взаємодії істотним чином впливає на ефективність літака. Для забезпечення високої ефективності системи чоловік – машина (робочий – верстат, льотчик – літак, оператор – система керування повітряним рухом УПС) необхідні виконання вимог гігієни і фізіології, урахування антропометричних, біомеханічних і психологічних параметрів людини і узгодження з ними параметрів машини.

На самих ранніх стадіях проектування пасажирських літаків формуються об'єми для робочих місць екіпажу і розміщення пасажирів. Габаритні розміри і розміщення крісел членів екіпажу, органів керування, приладових дошок, пультів, засобів, відображення інформації, їх конструктивне рішення і функціональні можливості мають в умовах строгого дефіциту компонувального простору забезпечити членам екіпажу оптимальні умови для роботи, дозволяючи в процесі польоту повною мірою реалізувати проектні характеристики літака. Пасажири набагато менше зацікавлені в технічних достоїнствах літака, чим у своєму власному комфорті, безпеці. Забезпечення

конкурентоспроможності створюваного літака викличе необхідність урахування всіх вимог майбутніх пасажирів, а також формування на борту особливого середовища життєдіяльності, що розробляється з урахуванням фізіологічних особливостей пасажира, характеру його поведінки на борту, його психологічного стану.

Отримання високої виробничої і експлуатаційної технологічності літака неможливе також без урахування в процесі проектування людських чинників.

Робота колективу проектувальників (зокрема фахівців з авіаційної медицини, інженерної психології, дизайнерів) спрямована на те, щоб не людина пристосовувалася до технічної системи, а ця система як засіб розвитку і посилення людських здібностей пристосовувалася до людини, до її можливостей і потреб.

Серед проблем, які доводиться вирішувати творцям нових літаків, особливо виділяються екологічні (від грецьк. Oikos – будинок, житло і logos – слово, учення) проблеми, пов'язані з впливом авіаційної техніки на навколишнє середовище.

Перша екологічна проблема полягає в тому, що сучасні аеродроми з довгими ЗПС займають площу в сотні гектарів рівної земної поверхні. Ці ділянки землі украй потрібні для сільського господарства, тим більше що вони розташовані в безпосередній близькості від міст і великих населених пунктів. Це викликає задачу створення в майбутньому пасажирських літаків зі скороченим і коротким зльотом і посадкою, здатних використовувати ЗПС завдовжки не більше 500 м, для чого необхідно в десятки раз скоротити площі землі, відведені для цивільних аеропортів.

Друга проблема – шум літака при зльоті і посадці, що порушує нормальні умови життя людей в зоні аеропорту.

Виникає задача створення пасажирських літаків з низьким рівнем шуму.

Зрештою дуже істотну екологічну проблему створює емісія двигунів (від лат. Emissio – випуск), тобто забруднення атмосфери продуктами згорання вуглеводневого палива (гасу) в двигунах сучасних літаків.

Застосування рідкого водню як паливо для двигунів перспективних літаків дозволить вирішити цю проблему, оскільки продуктом згорання в цьому випадку буде водна пара.

Гармонізація відносин людини з природним і штучним зовнішнім середовищем – основна задача колективу проектувальників.

У цьому і попередніх підрозділах були описані першочергові і найбільш важливі вимоги, які слід вирішувати при проектуванні пасажирських літаків. Далі послідовно і стисло розглянемо конкретні методи вирішення цих задач.

6.1.4. Вибір тягоозброєності (енергоозброєності) дозвукового пасажирського літака

Питання про визначення необхідної тяго- або енергоозброєності пасажирських літаків були вже розглянуті досить детально в контексті визначення мінімальної злітної маси літака. Зважаючи на велику важливість величини тяго-, енергоозброєності, зупинимося ще раз на цьому питанні, зокрема для літака з ТРДД.

Для пасажирського літака визначальною умовою для вибору тягоозброєності є, відповідно до НЛП, забезпечення продовженого зльоту літака при відмові одного двигуна і розрахункових значеннях температури і тиску зовнішнього повітря (+30° С, 730 мм рт.ст.).

Необхідна злітна тягоозброєність при всіх працюючих двигунах у розрахункових умовах (+30° С, 730 мм рт.ст.) не має бути менше:

– для літака з двома двигунами

$$t_0 \geq \frac{2}{\xi_{зл}}\left(\frac{1}{k_{зл}} + 0{,}024\right); \qquad (6.3)$$

– для літака з трьома двигунами

$$t_0 \geq \frac{1{,}5}{\xi_{зл}}\left(\frac{1}{k_{зл}} + 0{,}027\right); \qquad (6.4)$$

– для літака з чотирма двигунами

$$t_0 \geq \frac{1{,}33}{\xi_{зл}}\left(\frac{1}{k_{зл}} + 0{,}03\right). \qquad (6.5)$$

Таким чином, якщо швидкість польоту, довжина розгону перед зльотом або збалансована довжина ЗПС не потребують більшої тягоозброєності, величини тягоозброєності, визначені за формулами (6.3) – (6.5), є мінімально необхідними для забезпечення безпеки продовженого зльоту.

Менші значення t_0 виходять у пасажирських літаків з чотирма двигунами, які забезпечують їм менші величини відносної маси силової установки $\overline{m}_{Cy}$ і відносної маси порожнього літака $\overline{m}_{пор}$. Це визначає найбільш доцільне застосування чотирьохрухової схеми для дальніх магістральних літаків.

Максимальна необхідна тягоозброєність виходить у літаків з двома двигунами. Це забезпечує для таких літаків кращі злітні характеристики (меншу довжину розгону і довжину злітної дистанції), що робить доцільним використання таких літаків як ближніх магістральних або як літаків для місцевих авіаліній зі скороченою довжиною ЗПС.

6.1.5. Визначення питомого навантаження на крило, основних параметрів крила і крейсерської швидкості польоту

Раніше детально було викладено визначення мінімальної злітної маси літака і питомого навантаження на крило, відповідного мінімальній злітній масі. Було також показано, що остаточне рішення про величину питомого навантаження на крило (а також і про розміри крила $S = m_{0\min} g / p_{опт}$) ухвалюється тільки після визначення граничної величини питомого навантаження за умовами забезпечення певної величини посадкової швидкості $p_{гран}^{V_{пос}}$. Таке рішення повністю виходить із нормативів,

обумовлених Нормами льотної придатності.

Слід зазначити, що таке обмеження питомого навантаження на крило може у багатьох випадках різнитися з отриманням мінімальної злітної маси і забезпеченням оптимальної крейсерської швидкості, максимальної дальності польоту при $\overline{m}_T = const$.

Тому досягнення прийнятих величин посадкової швидкості і $p_{опт}$ ставить невідкладною задачею аеродинамічного компонування пасажирського літака забезпечення максимально можливої величини $C_{y\,пос\,\max}$, вибору параметрів крила і його механізації.

Зупинимося ще на одному питанні, пов'язаному з визначенням величини питомого навантаження на крило та її параметрів. Йдеться про нормальні перевантаження при польоті в умовах атмосферної турбулентності $n_y^{турб}$. У Нормах льотної придатності величина цього перевантаження обмежується двома одиницями, тобто $n_y^{турб} \le 2$.

Для того, щоб отримати таку величину перевантаження, треба при вибраних параметрах крила (λ, $\bar{c}$, χ), швидкості польоту V і швидкості (висхідного – вертикального) потоку W на величину питомого навантаження на крило накласти обмеження:

$$p_{гран}^{n_y} \ge 3{,}6 C_y^{\alpha} V W . \qquad (6.6)$$

Це обмеження величини p по мінімуму і може бути актуальним для літаків місцевих авіаліній. Такі літаки здійснюють польоти досить часто на висотах 4…5 км, де величини W досягають досить значних величин, нерідко до W = 20…30 м/с. Для таких літаків також характерні прямі крила досить великого подовження ($\chi \approx 0°$, $\lambda \approx 10…13$), а це приводить до значних величин C_y^{α}. За наближеною формулою

$$C_y^{\alpha} = \frac{0{,}11 - 0{,}03\sqrt[4]{\bar{c}}}{\dfrac{1}{\cos \chi_{0{,}25}} + \dfrac{2}{\lambda}}, \qquad (6.7)$$

для крила $\chi_{0,25}$ = 1° $\bar{c}_{сер}$ = 0,14; λ =12; C_y^{α}=0,079;

для крила $\chi_{0,25}$ = 25° $\bar{c}_{сер}$ = 0,12; λ =8; C_y^{α}=0,068.

Підрахунки показують, що при швидкостях V = 90 м/с W = 15 м/с і p = 300 даН/м^2 літак із стрілоподібним крилом і λ = 8 випробовуватиме перевантаження $n_y^{турб}$ =2, тоді як літак з прямим крилом і λ = 12 вже випробовуватиме $n_y^{турб}$ = 2,2. Для зниження в цьому випадку $n_y^{турб}$ необхідно підвищувати питоме навантаження на крило, але для літаків місцевих ліній це є неприйнятним через велику

посадкову швидкість. Тоді рішення приводить до зменшення швидкості польоту і, що найраціональніше, обходу зони з великими швидкостями потоків $W \geq 15$ м/с.

Вибір найвигіднішої крейсерської швидкості польоту дозвукового пасажирського літака з ТРДД і ТГВД і вибір таких параметрів крила, як подовження і кут стрілоподібності, здійснюються в процесі вирішення оптимізаційної задачі пошуку екстремуму функції, яка залежить від декількох параметрів, які знаходяться в суперечності.

З одного боку, крейсерська швидкість $V_{крейс}$ польоту визначає величину собівартості перевезень, і чим більше $V_{крейс}$ (адже і $V_{рейс}$), тим менше собівартість перевезень a і тим економічніше пасажирський літак.

Для дозвукових пасажирських літаків з метою забезпечення польоту зі швидкостями, що відповідають M = 0,85...0,9, необхідне створення крила із звичайним профілем із стрілоподібністю χ = 37...40°, а з суперкритичним профілем – із стрілоподібністю χ = 25...30.

З іншого боку, величина витрат на експлуатацію літака впродовж однієї години A є сумою

$$A = A_{а.л} + A_{а.д} + A_{т.о.л} + A_{т.о.д} + A_{п} + A_{з.п} + B, \qquad (6.8)$$

де $A_{а.л}$ – амортизаційні витрати на літак;

$A_{а.д}$ амортизаційні витрати на двигуни;

$A_{т.о.л}$ – витрати на технічне обслуговування літака;

$A_{т.о.д}$ – витрати на технічне обслуговування двигунів;

$A_{п}$ – витрати на паливо;

$A_{з.п}$ – витрати на заробітну плату льотно-підйомного складу;

B – непрямі витрати (витрати аеропорту).

Найбільшу величину мають витрати на паливо $A_{п}$, які залежно від ціни палива складають від 35...40 до 70...75 % від загальної величини A.

Мінімізація величини A в першу чергу потребує мінімізації величини A_T, яка виступає у функції від витрати палива літаком впродовж однієї льотної години $Q_{п}$ (див. (6.2)):

$$Q = \frac{m_{сер} g}{K_{сер}} C_{р сер}. \qquad (6.9)$$

Таким чином, задача мінімізації величини a і A з боку аеродинамічного компонування пасажирського літака зводиться до забезпечення максимальної величини аеродинамічної якості в крейсерському польоті (друга задача аеродинамічного компонування). Конкретно це означає пошук мінімальної величини лобової опори літака, тому що

$$C_x = C_{x0} + \frac{1+\omega}{\pi \lambda_{еф}} C_y^2, \qquad (6.10)$$

де ω – коефіцієнт втрат на балансування літака; $\lambda_{еф}$ – ефективне подовження крила. Окрім завжди актуального для проектувальника створення літака з мінімальним значенням величини C_{x0} задача аеродинамічного компонування пасажирського літака зводиться, зокрема, до зменшення втрат на балансування і до створення крила з якомога великим подовженням.

При великій стрілоподібності крила збільшення λ пов'язано із значним зростанням маси крила і загостренням проблем аеропружності (реверс елеронів, флатер). Внаслідок цього виникає необхідність зменшення кута стрілоподібності крила і, як наслідок, зменшення величини $V_{крейс}$. При менших кутах стрілоподібності крила полегшується вирішення першої задачі аеродинамічного компонування – забезпечення максимально можливої величини $C_{y\,max\,пос}$. Процес оптимізації щодо цих двох протиріч приводить, як правило, до того, що із зростанням ціни палива оптимальні величини $V_{крейс}$ і χ зменшуються, а оптимальна величина подовження крила λ збільшується.

6.1.6. Категорії посадки і параметри двигунів

Зліт і особливо посадка є найбільш складними і потенційно небезпечними режимами польоту літака. Це пояснюється багатьма причинами, зокрема тим, що проектно-конструкторські рішення, які забезпечують виконання основних (крейсерських) режимів польоту, знаходяться в явній суперечності з рішеннями, які забезпечують необхідні злітно-посадкові характеристики. Вище вже неодноразово було відмічено про суперечність вибору параметрів крила λ, $\bar{c}$, χ з погляду крейсерської і посадкової швидкостей. Тут зупинимося ще на такій характеристиці двигунів, як прийомистість.

Прийомистість двигуна $\tau_{пр.д}$ оцінюється часом, за який двигун може перейти з режиму роботи на малому газі на режим максимальної тяги (потужності).

Для кращих двигунів бойових літаків з малим ступенем двоконтурності $\tau_{пр.д} \approx$ 1,7...2 с, для могутніх двигунів пасажирських і транспортних літаків зі ступенями двоконтурності 4...6 ця величина вже досягає $\tau_{пр.д} \approx$ 8...16 с.

Для розуміння впливу прийомистості двигунів на безпеку виконання посадки наведемо ще дані категорій посадки за даними ICAO. Ці категорії визначаються горизонтальною і вертикальною видимостями при виконанні посадки (табл. 6.1).

Таблиця 6.1

Категорії посадки по ICAO

Категорія посадки		Вертикальна видимість, м	Горизонтальна видимість, м
I		60	800
II		30	400
III	A	15	200
	B	0	50
	C	0	0

Під час заходу на посадку і самої посадки двигуни переводять на стійкий режим роботи з мінімальною тягою (потужністю). Не виключається можливість припинення заходу на посадку і виходу на друге коло для виконання посадки. У цьому випадку двигуни треба перекласти з режиму роботи з мінімальною тягою на режим роботи з номінальною або максимальною тягою. Цей час переходу з мінімальної тяги на максимальну і є прийомистістю двигунів.

За час цієї зміни режимів роботи двигунів і збільшення тяги (потужності) від мінімальних значень до максимальних літак втрачає висоту, що демонструють графіки на рис. 6.1. Із цього рисунка видно, що літак, який оснащений двигунами з прийомистістю $\tau_{пр.д} \approx 5$ с, за час зміни режиму їх роботи втрачає висоту близько 30 м, а з двигунами $\tau_{пр.д} \approx 9$ с втрата висоти вже буде близько 75 м. Літак же з двигунами $\tau_{пр.д} \approx 16$ с втратить висоту близько 150 м.

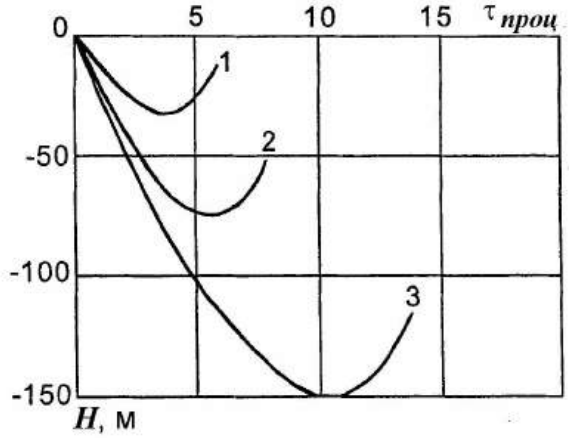


Рис. 6.1. Залежність втрати висоти H літаком від прийомистості двигунів $\tau_{пр.д}$ і тривалості процесу $\tau_{проц}$: 1 – $\tau_{пр.д}$ = 5 с; 2 – $\tau_{пр.д}$ = 9 с; 3 – $\tau_{пр.д}$ = 16 с

Якщо тепер порівняти втрату висоти літаком за час зміни режимів роботи двигунів і вертикальну видимість за категоріями ICAO, то зрозуміло, що жоден літак з двигунами, у яких $\tau_{пр.д} \geq 9$ с, не може виконати візуальну посадку.

Отже, для забезпечення виконання надійної і безпечної посадки пасажирського

літака навіть за категоріями I і II необхідно створювати і застосовувати двигуни по можливості з більшою прийомистістю, тобто з якомога меншим часом $\tau_{пр.д} \leq 5$ с. Необхідно, щоб усі пасажирські літаки (і особливо для посадки за категоріями II і III) мали сучасне високоефективне і високонадійне наземне і бортове устаткування для напівавтоматичного і автоматичного виконання посадки в умовах обмеженої або повної відсутності видимості.

Таким чином, безпека виконання посадки залежить від льотних характеристик літака ($C_{y\max пос}$), характеристик двигунів (зокрема $\tau_{пр.д}$) і радіоелектронного устаткування – наземного і бортового.

6.1.7. Аварійно-рятівні заходи

6.1.7.1. Системи індивідуального життєзабезпечення

Індивідуальні системи забезпечення життєдіяльності (ІСЗЖ) комплектуються залежно від призначення і умов застосування літаків.

ІСЗЖ на пасажирському літаку – це в основному кисневі системи. Кисневу систему (систему живлення киснем) екіпажу пасажирського літака використовують як штатну: перший або другий льотчик впродовж всього польоту дихає збагаченою киснем повітряною сумішшю або чистим киснем через кисневу маску, щоб у разі розгерметизації перевести літак у режим екстреного зниження. У той же час ця система забезпечує екіпаж киснем у разі розгерметизації кабіни, відмови системи кондиціонування, появи диму в кабіні і т.п., тобто в аварійній ситуації.

Незалежна від системи екіпажу система живлення киснем пасажирів є аварійним засобом життєзабезпечення: вона по гнучких шлангах 1 подає кисень в індивідуальні кисневі маски 2, які розміщуються або вгорі на багажних полицях (рис. 6.2), або в спинці попереду крісел, що стоять, і падають у разі розгерметизації кабіни.

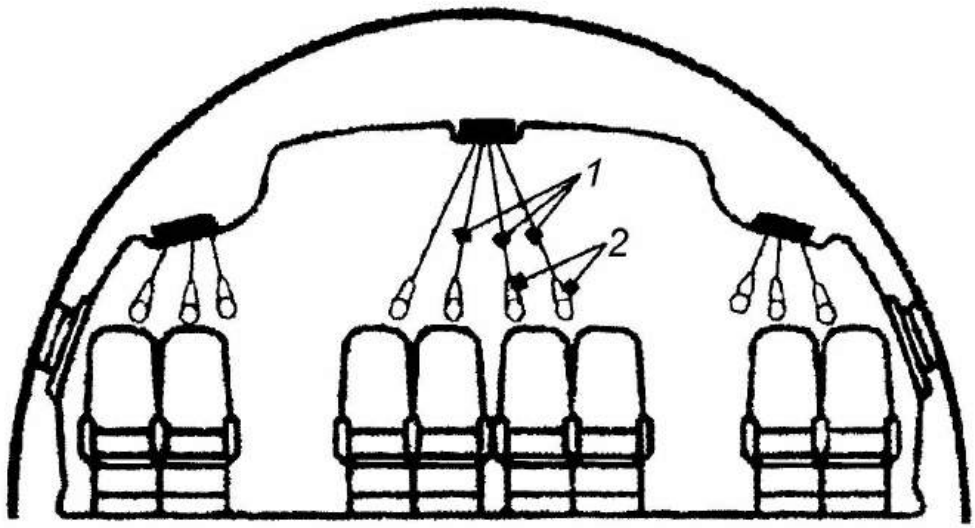


Рис. 6.2. Розміщення індивідуальних кисневих масок для пасажирів

На рис 6.3 показано кисневе обладнання регіонального літака з ТГД Ан-140.

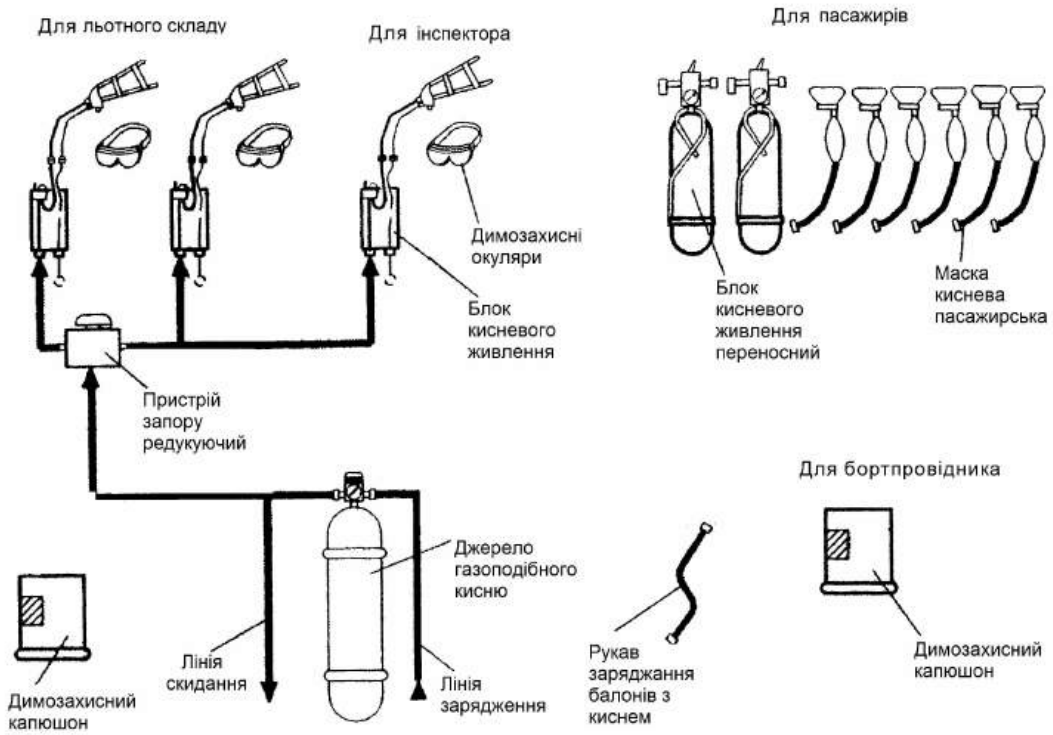


Рис. 6.3. Кисневе устаткування на літаку Ан-140

6.1.7.2. Засоби порятунку на пасажирських літаках

Висока надійність і живучість сучасних пасажирських літаків та їх систем, засобів навігації і керування повітряним рухом дозволяють попередити багато небезпечних льотних випадків. Але їх повне виключення знаходиться за межами людських можливостей.

Як уже підкреслювалося, у разі розгерметизації кабін у екіпажу пасажирського літака мають бути можливість і резерв часу для зниження літака на безпечну висоту, крім того, необхідно, щоб пасажирські літаки мали систему аварійного живлення пасажирів киснем.

За даними статистики, 70...80 % небезпечних випадків (аварій) в цивільній авіації відбувається на зльоті і під час аварійної посадки на землю (воду). Конструкція пасажирського літака має будуватися так, щоб зменшити перевантаження на пасажирів і екіпаж до рівня можливого їх перенесення у момент удару літака об землю (воду) за рахунок пластичної деформації нижньої частини фюзеляжу, на що витрачається значна частина кінетичної енергії літака у момент удару. Крім того, крісла також мають бути елементами порятунку.

Результати розслідування аварій і катастроф пасажирських літаків показують, що більшість пасажирів витримували удар під час аварії, але гинули від задухи від виниклої пожежі, оскільки не могли своєчасно покинути літак. Тому основним засобом порятунку пасажирів і екіпажу є їх екстрена евакуація з літака під час аварійної посадки.

Розміщення аварійно-рятівних засобів сильно впливає на компонування пасажирської кабіни. Сучасні технічні вимоги до засобів аварійної евакуації пасажирів

такі:

– аварійна евакуація всіх пасажирів і екіпажу на землі – за час не більше 90 с при випущеному і прибраному положенні шасі, а також у випадку, якщо шасі прибране тільки з одного боку;

– у будь-яких положеннях літака, які він може прийняти внаслідок руйнування однієї або більше опор шасі, мають бути два працездатні (не перекритих землею і не заклинених за рахунок деформації конструкції) виходи на кожні 100 пасажирів; пристрої відкриття виходів мають бути простими і не потребувати додатку зусиль більше 150 Н;

– для кожного аварійного виходу допоміжний пристрій, за допомогою якого пасажир спускається на землю, має бути надувним трапом, який може напівавтоматично або автоматично набувати робочого положення не більше ніж за 10 с з моменту початку відкриття аварійного виходу і висуватися на таку довжину, щоб нижній кінець трапа міг самостійно підтримуватися на землі після пошкодження одного або декількох стояків шасі;

– аварійна висадка пасажирів і екіпажу має здійснюватися в бортові аварійні плаваючі засоби (надувні плоти при вимушеній посадці літака на водну поверхню).

Ці вимоги в першу чергу забезпечуються створенням аварійних виходів. Число аварійних виходів пасажирського літака, передбачене НЛПС, показано в табл. 6.2.

Таблиця 6.2

Число аварійних виходів з кожного боку фюзеляжу пасажирського літака

Число пасажирських місць (без бортпровідників)	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV
1 ... 10	–	–	–	1
11 ... 19	–	–	1	–
20 ... 39	–	1	1	–
40 ... 79	1	–	1	–
80 ... 109	1	–	2	–
110 ... 139	2	–	1	–
140 ... 179	2	–	2	–

При числі пасажирів більше 179 і до 299 необхідні додаткові пари аварійних виходів з розрахунку застосування виходів типу III на 35 пасажирів (більше 179), виходів типу II на 40 додаткових пасажирів, виходів типу I на 45 додаткових пасажирів і виходів типу "А" на 100 додаткових пасажирів.

При числі пасажирських місць більше 299 кожен аварійний вихід на борту фюзеляжу має бути виходом типу "А" або типу I. На кожну пару виходів типу "А" дозволяється мати не більше 100 пасажирських місць, а на кожну пару виходів типу I – не більше 45 місць.

Якщо передбачений підфюзеляжний або хвостовий вихід, що забезпечує швидкість евакуації пасажирів як вихід типу III, якщо літак знаходиться в найбільш

несприятливому положенні для відкриття виходу, то цей вихід може розглядатися як додатковий для 12-15 пасажирів.

Для забезпечення високої безпеки експлуатації пасажирських літаків велике значення має розміщення аварійних виходів, які обов'язково розташовуються з обох боків фюзеляжу літака і бажано – на початку і в кінці пасажирської кабіни для покидання пасажирами і екіпажем літака у разі вимушеної посадки. Кожні вхідні двері для пасажирів, які відкриваються назовні і не мають порога, вважаються аварійним виходом, якщо її розміри "в світлі" відповідають певним вимогам НЛПС і ІСАО до додаткових аварійних виходів. Зазвичай вхідні двері розташовуються по лівому борту літака, широкофюзеляжні літаки (з числом пасажирських місць більше 250) мають вхідні двері, розташовані по обох бортах.

Виходи мають бути прямокутної форми з радіусом закруглення, який дорівнює 1/6 ширини виходу типу "А" і 1/3 ширини виходу – для решти типів. Розміри виходів наведені в табл. 6.3.

Виходи типів "А" і I мають бути на рівні підлоги. Виходи решти виходів також мають бути на рівні підлоги, якщо вони не розташовані над крилом. Якщо ж вони розташовані над крилом, то необхідно, щоб пороги не перевищували значень, наведених у табл.6.4.

Таблиця 6.3

Розміри виходів

Тип виходу	"А"	I	II	III	IV
Ширина, мм	1070	610	510	510	480
Висота, мм	1830	1220	1120	915	660

Таблиця 6.4

Тип виходу	II	III	IV
Висота порогу усередині літака, мм	250	510	140
Висота порогу зовні літака, мм	430	690	910

При розміщенні аварійних виходів на літаку і при компонуванні пасажирської кабіни (розміщення рядів крісел по довжині кабіни) слід мати на увазі, що до аварійних виходів типу I, II має забезпечуватися вільний прохід шириною не менш ніж 510 мм, а до аварійного виходу типу "А" – шириною не менш ніж 910 мм.

Безпосередньо біля аварійних виходів типу "А", I, II, які не знаходяться в зоні крила, необхідно розміщувати аварійні гумові трапи, які автоматично надуваються при викиді (рис. 6.4 і 6.5). Біля аварійного виходу типу "А" надувний аварійний трап має одночасно паралельно евакуювати два потоки пасажирів.

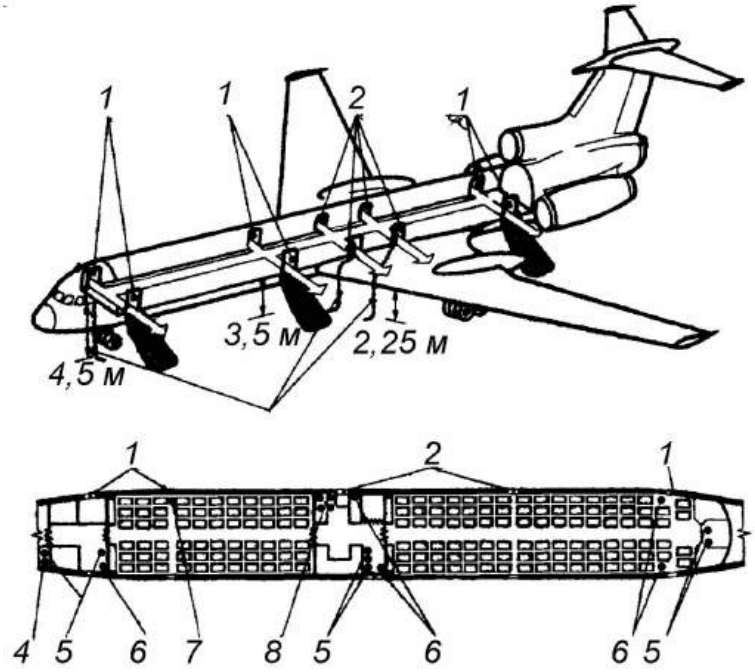


Рис. 6.4. Аварійно-рятівне устаткування літака Ту-154:
1 – основні входи в пасажирську кабіну; 2 – аварійні виходи на крило;
3 – рятувальні канати; 4 – аварійні сокири; 5 – переносні вогнегасники; 6 – надувні трапи; 7 – тканинний жолоб; 8 – рятувальні плоти

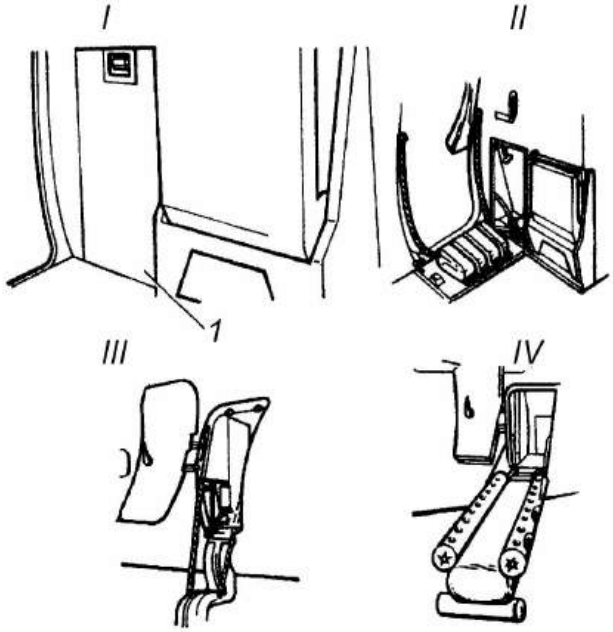


Рис. 6.5. Розміщення надувного аварійного трапа: I – польотне положення (кришка ніші для трапа закрита), II – трап у положенні "Готовий до скидання", III – двері відкриті, трап скинутий, IV – трап автоматично надутий і готовий для спуску пасажирів, 1 – кришка ніші для трапа

Слід зазначити, що організація аварійної евакуації пасажирів – одна із складних задач, методи і способи вирішення якої залежать не тільки від вимог забезпечення екстреної евакуації, але й від загального компонування і конструктивно-силових схем

агрегатів літака. Ці рішення мають визначатися вже на початкових етапах проектування і практично індивідуальні для кожного літака.

На рис. 6.4 показано розміщення аварійно-рятівного устаткування на пасажирському літаку Ту-154.

Окрім основних входів у пасажирську кабіну 1, які служать і аварійними виходами, над крилом знаходяться аварійні виходи 2. Крок крісел біля кожного виходу збільшений, і з кожного боку від проходу до аварійного виходу передбачені місця для того, щоб члени екіпажу могли допомагати евакуювати пасажирів.

На рис. 6.6 і 6.7 показано аварійно-рятівне устаткування літака Ан-140 і схему евакуації пасажирів в аварійних ситуаціях.

Якщо аварійна посадка літака здійснена з випущеним шасі, для того, щоб спуститися з крила на землю, служать рятувальні канати 3 (рис. 6.4 і 6.7). Після евакуації в аварійній ситуації всіх пасажирів і членів екіпажу через кватирку кабіни екіпажу, користуючись рятувальним канатом, останнім залишає літак командир екіпажу (лівий льотчик). У кабіні екіпажу розміщуються аварійні сокири 4, якими вирубуються в спеціальних місцях виходи в обшивці фюзеляжу у разі заклинювання аварійних виходів. Переносні ручні вогнегасники 5 служать для ліквідації пожежі, яка виникла в пасажирській кабіні. Пасажири спускаються на землю надувними трапами 6 і тканинними жолобами 7.

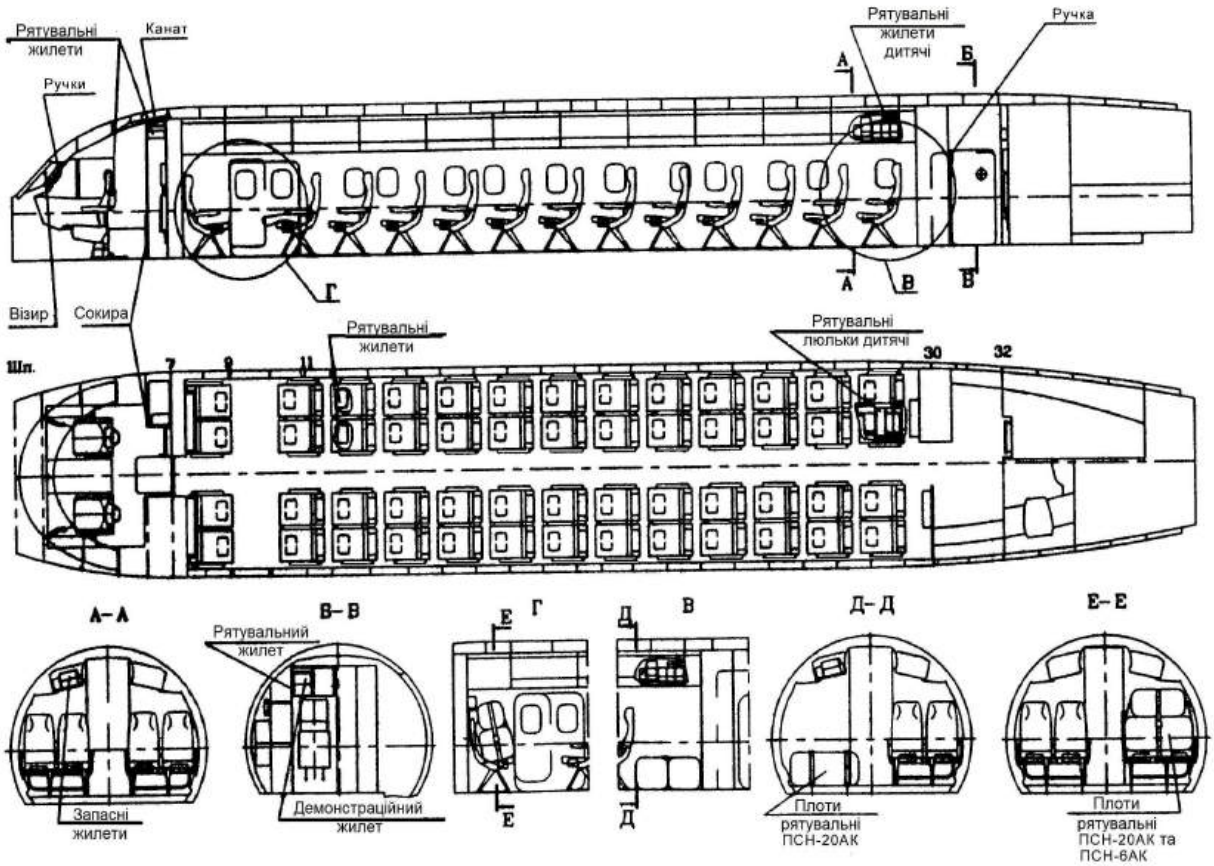


Рис. 6.6. Розміщення аварійно-рятівного устаткування на літаку Ан-140

Сучасні сухопутні пасажирські й вантажні літаки з герметичною кабіною допускають аварійну посадку на водну поверхню і досить тривале перебування на плаву після такої посадки (не менше 15...20 хв), причому плавучість літака значно збільшується при аварійному зливанні палива перед посадкою, тому що водотоннажність паливних баків майже дорівнює вазі літака без палива.

У процесі створення літака будують динамічно подібну модель, яку катапультують у воду, імітуючи аварійну посадку літака на водну поверхню. При цьому відпрацьовуються рекомендації такої аварійної посадки і встановлюється безпечний для посадки рівень хвилювання моря (бальність).

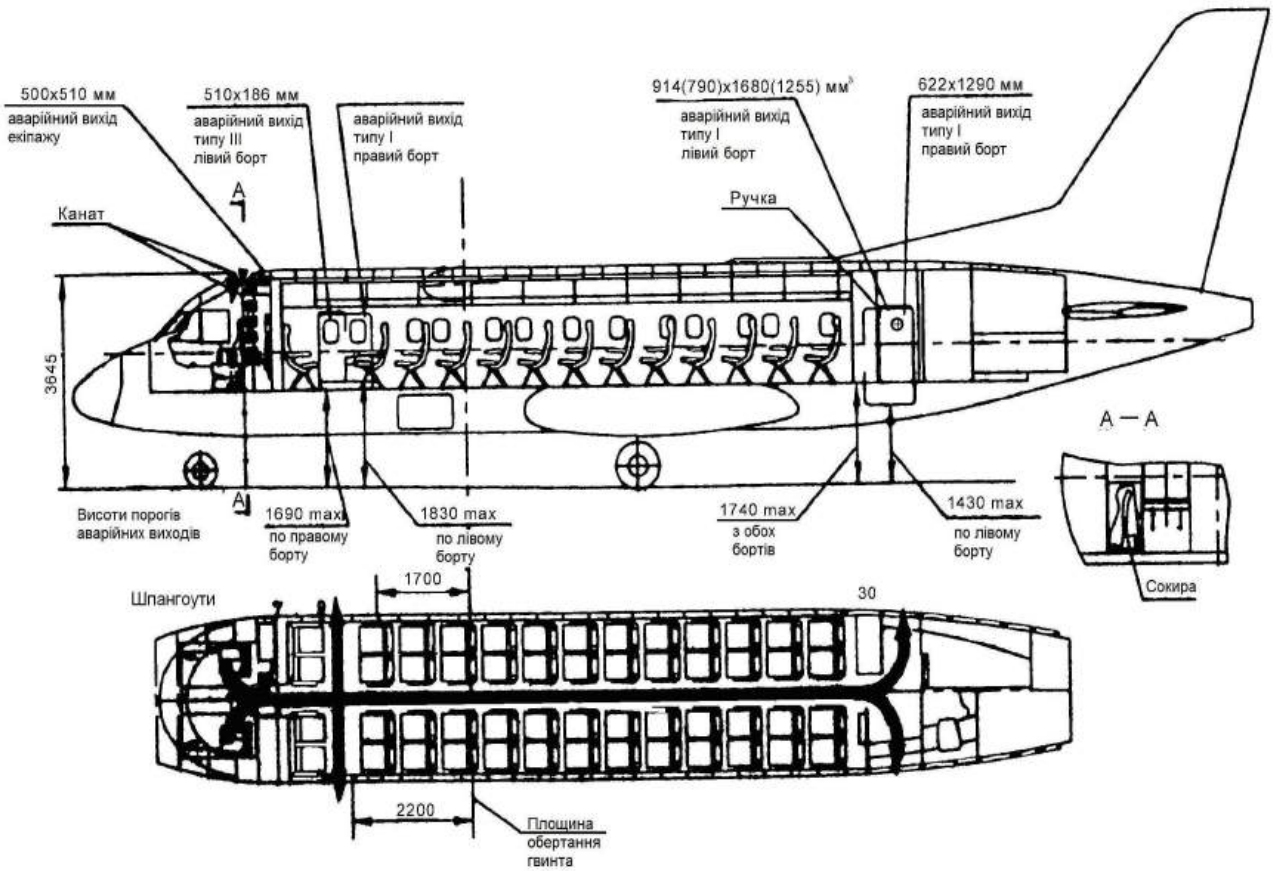


Рис. 6.7. Схема аварійної евакуації пасажирів літака Ан-140 на суші

Якщо політ проходить над водою не більше години, то кожен пасажир забезпечується рятувальним надувним жилетом, розміщеним зазвичай в пасажирському сидінні. При тривалішому польоті над водою на борту літака поблизу аварійних виходів встановлюються надувні аварійні плоти, які забезпечують розміщення в них всіх пасажирів і екіпажу (кількість плотів визначається їх несучою здатністю).

Якщо аварійні люки (виходи) знаходяться нижче за ватерлінію, то на літаку має бути не менше двох легкодоступних верхніх люків (виходів) розміром не менше виходу типу III.

Пасажири і екіпаж розміщуються на рятувальних плотах (рис. 6.8), біля яких у кабіні (або прямо в них) зберігається недоторканний аварійний запас НАЗ, який містить

засоби виявлення і забезпечення виживання постраждалих пасажирів і екіпажу (радіомаяки, ліхтарі, ракетниці, аптечки, запас продуктів, вудочки, засоби захисту від акул, опріснювачі морської води і т.п.).

Сучасні трапи, контейнер з аварійним устаткуванням і плоти з великими робочими об'ємами (до 10 м^3) у складеному стані мають дуже невеликі розміри і можуть розміщуватися залежно від конструкції і розмірів біля виходів на стелі, на підлозі кабіни або на дверях, через які ведеться евакуація пасажирів. Виготовлені з газонепроникних еластичних матеріалів трапи наповнюються стислим газом автоматично при відкритті дверей.

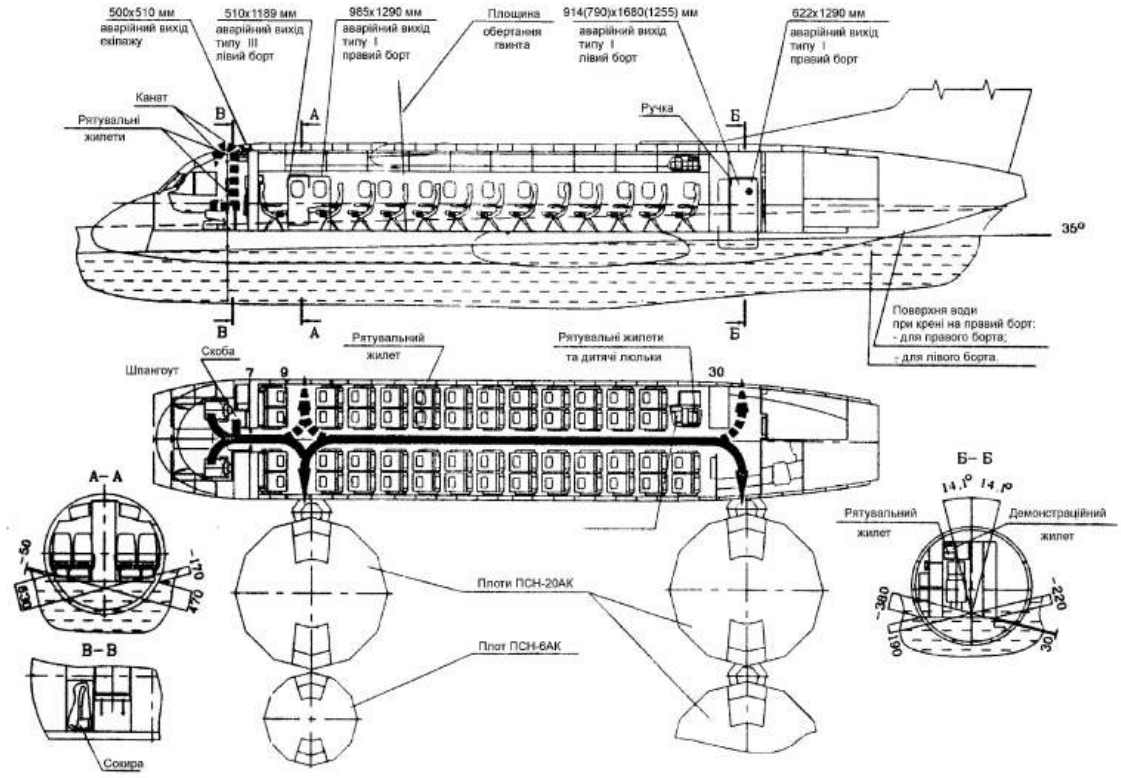


Рис. 6.8. Схема аварійної евакуації пасажирів літака Ан-140 на воді

Трап у робочому стані являє собою одно–, двох– або трьохшляховий жолоб, одним кінцем закріплений на борту літака, а іншим, що вільно спирається на землю, – частиною своєї поверхні. Така конструкція і оптимальний кут нахилу трапа забезпечують швидку евакуацію і зменшують можливість травмування пасажирів, які спускаються, незалежно від їх маси і фізичних даних.

У керівництві щодо льотної експлуатації пасажирських літаків мають бути вказівки і рекомендації, які визначають конкретні правила льотної експлуатації, техніку і методику виконання кожним членом екіпажа всіх етапів підготовки до польоту і пілотування літака на всіх можливих режимах польоту, у тому числі і в аварійних ситуаціях.

Відповідно до міжнародних правил перед початком польоту необхідно ознайомити пасажирів з правилами поведінки при аварії і використання аварійно-рятівного устаткування.

У цивільній авіації, щоб не зменшити комерційне навантаження за допомогою габаритного і важкого аварійно-рятівного устаткування, мають використовуватися всі досягнення, вживані на військових літаках, де дуже обмежено місце в кабіні і рятувальне устаткування є гранично компактним.

6.1.7.3. Вікна і двері пасажирських кабін

На пасажирських літаках з числом пасажирів більше 80 має бути не менше двох вхідних дверей, при цьому бажано, щоб вони розміщувалися в передньому і задньому кінцях пасажирської кабіни. Вхідні двері слід розташовувати по лівому борту літака. Літаки з числом пасажирських місць більше 250 можуть мати вхідні двері, розташовані на обох бортах.

Кожні вхідні двері для пасажирів можуть класифікуватися як аварійний вихід, якщо її розміри відповідають вимогам до аварійних виходів типу I і "А" або перевищують ці розміри. Вхідні двері не повинні мати порога над підлогою кабіни.

Вхідні двері мають відкриватися назовні. Ця вимога створює дуже великі труднощі в розробленні конструкції дверей, оскільки необхідно, щоб конструкція забезпечувала герметизацію дверного отвору після закриття дверей, неможливість відкриття дверей у польоті, маленькі зусилля при відкритті дверей на землі і невелике вітрове навантаження у відкритому положенні під час стоянки на аеродромі.

Слід мати на увазі, що на двері з розмірами виходу типу "А" діє навантаження в 120 ... 150 кН від внутрішнього надмірного тиску в кабіні.

Вікна в пасажирській кабіні мають забезпечувати можливість зручного користування ними з місць, розташованих біля борту, при зміні кроку установки крісел. Конструктивно це виконується у вигляді окремих невеликих вікон (ширина – 200...250 мм, висота – 320...350 мм), розташованих між шпангоутами каркаса кабіни (крок вікон – 500...510 мм).

6.1.7.4. Інші засоби підвищення безпеки експлуатації пасажирських літаків

Не зайвим буде ще раз підкреслити, що надійність і безвідмовність роботи агрегатів і систем є гарантією безпеки експлуатації пасажирського літака. Як вирішується надійність роботи систем, розглянемо на прикладі гідросистеми.

Гідросистема на борту сучасного літака забезпечує роботу багатьох підсистем і є однією з найбільш розгалужених і складних систем.

На сьогодні нормальний робочий тиск в гідросистемах – від 10 до 21...28 МПа (100...280 даН/см^2). Як робочу рідину застосовують вибухопожежобезпечну рідину НГЖ–4.

На бойових літаках у разі аварійної (катастрофічної) ситуації на борту екіпаж має можливість покинути літак у повітрі катапультуванням.

Для екіпажу і пасажирів цивільних літаків такої можливості немає, тому на таких літаках приймаються більш радикальні заходи забезпечення надійності всього устаткування, у тому числі й гідросистем.

Вітчизняні й зарубіжні норми забезпечення безпеки польотів пасажирських літаків передбачають можливість продовжувати політ і після двох послідовних відмов.

Тому літаки такого класу мають дві, три, а то і чотири самостійні, незалежні одна від одної гідросистеми, і споживачі (силові приводи), відмова яких навіть при правильних діях льотчика може призвести до катастрофи, резервуються три, чотири і навіть п'ять разів.

Резервування функціональних підсистем здійснюється або їх одночасним підключенням до всіх систем (гаряче резервування), або перемиканням із системи, що відмовила, на ту, що діє (холодне резервування). І перше, і друге схемні рішення допускають можливість появи в одному польоті двох незалежних відмов без виникнення аварійної або катастрофічної ситуації.

Рис. 6.9 ілюструє резервування в системі управління важкого пасажирського літака.

Всі рульові поверхні й елементи механізації крила секціоновані, і додатково будь-хто приводиться в дію резервованим силовим приводом.

На рис. 6.9 показано принципову схему багатоканального гідромеханічного приводу зі складанням зусиль каналів (бустерів) 1, до золотників яких через вхідну ланку 2 подається сигнал, що управляє, на відхилення секції руля 5. Тяга 4 через вирівнюючу качалку 3 передає зворотний зв'язок до золотників.

У такій системі парируються не тільки відмови силових приводів, але й відмови (наприклад, руйнування) окремої секції рульової поверхні і елементів механізації крила.

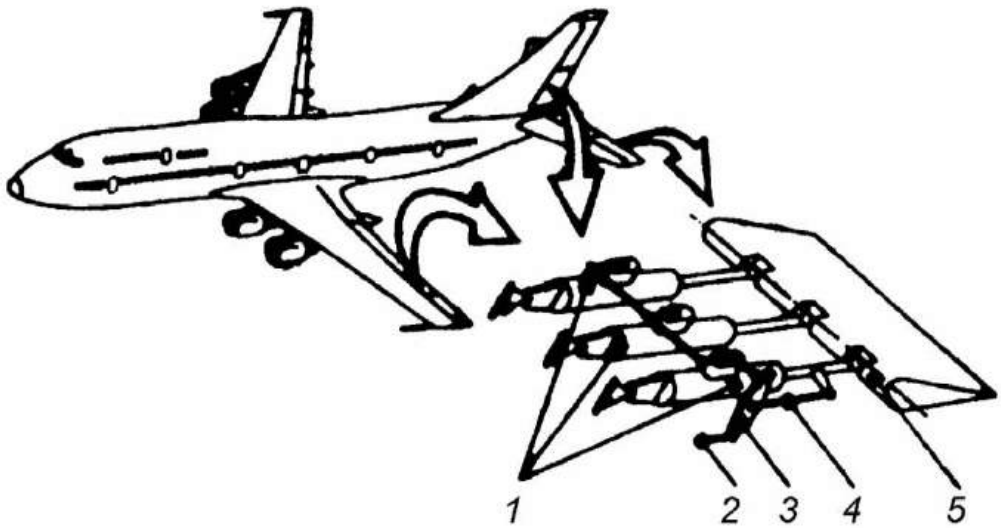


Рис. 6.9. Резервування в системі важкого пасажирського літака (приклад):
1 – складання зусиль гідропідсилювачів (бустерів); 2 – вхідна тяга (керуючий сигнал на відхилення секції руля 5); 3 – качалка зворотного зв'язку; 4 – вирівнююча тяга

Можливе резервування живлення гідроприводів. Резервування по гідроживленню забезпечується паралельним живленням двокамерних електрогідравлічних приводів (бустерів) органів керування літаком (рис. 6.10).

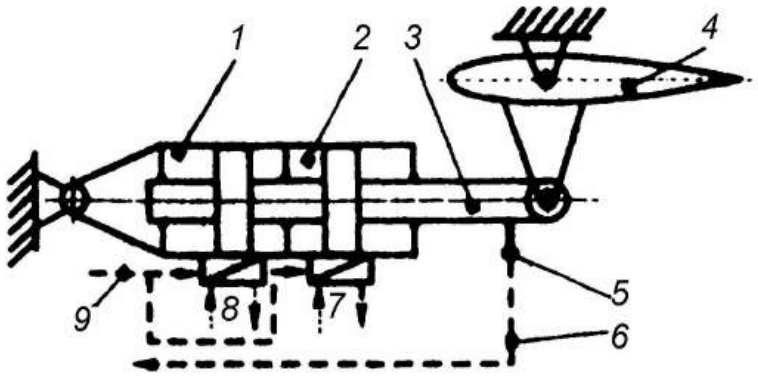


Рис. 6.10. Двокамерний електрогідравлічний привід: 1 – перша камера приводу; 2 – друга камера приводу; 3 – виконуючий шток приводу; 4 – рульова поверхня; 5 – електричний датчик зворотного зв'язку; 6 – зворотний електричний зв'язок в електродистанційній системі керування; 7 – живлення золотника другої камери від загальної гідросистеми; 8 – живлення першої камери від бустерної гідросистеми; 9 – керуючий сигнал в електродистанційній системі керування

Бустерна система обслуговує першу камеру електрогідравлічних приводів. Загальна система обслуговує другу камеру електрогідравлічних приводів і гідроприводи систем літака (шасі, закрилків, передкрилків, гальмівних інтерцепторів).

Для зменшення маси і габаритних розмірів гідросистем у перспективі передбачається підвищення тиску до 40...50 МПа (мінімізація маси) і 40...80 МПа (мінімізація габаритних розмірів). Відомо, що гідроприводи мають досить низьку інтенсивність відмов, інтенсивність же відмов трубопроводів досить висока. У зв'язку з підвищенням номінального робочого тиску в перспективних гідроприводах актуальним є створення гідроприводів, в яких гідроциліндр (силовий привід) має власний вбудований гідробак, гідронасос і гідроакумулятор. Такий гідропривід повністю автономний, отримує енергію від електромережі літака, що дозволяє відмовитися від централізованої гідравлічної системи і передачі рідини під високим тиском по трубопроводах. Цей пристрій системи має надійність значно вище.

6.1.7.5. Регулярність і безпека польотів пасажирських літаків

Як свідчить статистика, авіаційний транспорт є найбезпечнішим видом транспорту (на сьогодні в середньому гине одна людина на 109 пасажиро-кілометрів). Незважаючи на це, забезпечення регулярності й безпеки польотів є однією з основних задач, що постійно стоять перед колективами проектувальників.

Більшість аварій відбувається з літаками в районах аеропортів. Це пояснюється складністю пілотування на режимах зльоту і посадки, великою інтенсивністю повітряного руху і можливими несприятливими погодними умовами в районі аеропорту.

Для роботи на аеродромах, для управління польотами вночі і в складних метеорологічних умовах аеропорти обладнані радіотехнічними і світлотехнічними засобами (рис. 6.11).

Система кольорових посадочних вогнів 4 оснащена могутніми світильниками, дозволяє льотчикові добре орієнтуватися на завершальному етапі посадки і при зльоті.

Точність заходу на посадку забезпечується взаємодією бортового радіотехнічного і пілотажно-навігаційного устаткування з наземними радіотехнічними засобами. Перетин вузьконаправлених зон випромінювання 5 і 6 курсового і глісадного радіомаяків формує необхідну траєкторію зниження при посадці – глісаду (франц. glissade – ковзання). Дальній і ближній приводні радіомаяки (ДПРМ і БПРМ) створюють вузьконаправлені зони випромінювання у вертикальній площині і разом з курсовим і глісадним радіомаяками дозволяють точно вийти на вісь ЗПС і проконтролювати точність витримки висоти при зниженні по глісаді.

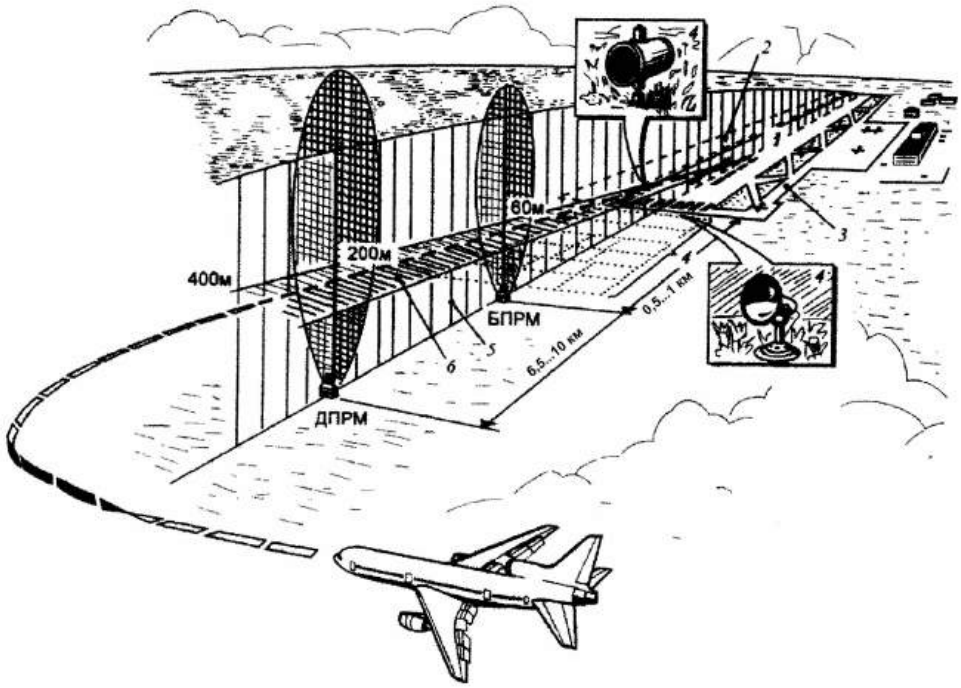


Рис. 6.11. Аеродром: 1 – злітно-посадкова смуга (ЗПС); 2 – бічна смуга безпеки (БСБ); 3 – рульова доріжка (РД); 4 – система кольорових посадочних вогнів; 5–6 – зона перетину зон випромінювання курсового та глісадного радіомаяків; ДПРМ, БПРМ – дальній і ближній привідні радіомаяки

Комплекс наземної і бортової апаратури, що забезпечує льотчика або бортову систему автоматизованого керування інформацією, необхідною для керування літаком на етапі посадки, називається системою всепогодної посадки (СВП), або устаткуванням сліпої посадки (УСП).

Об'єднуючи бортову апаратуру СВП з органами керування літака, можна забезпечити автоматичну посадку – пілотування літака по глісаді до певної висоти без участі льотчика. Залежно від висоти, на якій керування передається льотчикові, системи автоматичної посадки ділять на категорії I, II, IIIA, IIIB, IIIC у міру зростання можливостей системи (див. підрозд. 6.1.6, табл. 6.1).

Як видно з табл. 6.1, категорія I дозволяє безпечно здійснювати польоти при висоті хмар 60 м і горизонтальній видимості в районі аеропорту більше 800 м,

категорія IIIA – при висоті хмар 15 м і горизонтальній видимості не менше 200 м, яка дозволяє виконувати безпечні й регулярні польоти за розкладом близько 98 % рейсів.

Різноманітність завдань, які вирішуються за допомогою авіації, привела до того, що в повітряному просторі одночасно знаходиться багато літальних апаратів, які належать різним відомствам. Це значно ускладнює умови не тільки в районі аеропорту, але і по всій трасі польотів.

В організаційному плані безпека на всіх етапах польоту забезпечується незалежною службою управління повітряним рухом (УВР), який планує, координує повітряний рух, безпосередньо керує ним і контролює його.

У технічному плані безпека польотів забезпечується ешелонуванням (від франц. echelon – ступінь) – вертикальним, поздовжнім і бічним розподілом літаків у повітряному просторі.

Численність літаків, що одночасно летять, – це складна динамічна система, управління якої можливо тільки за наявності інформації про всі компоненти цієї системи і оперативний обмін цією інформацією між наземними службами УВР і екіпажами літаків. Наземне і бортове радіонавігаційне, радіолокаційне та радіозв'язне устаткування з необхідними засобами відображення інформації і перероблення її за допомогою ЕОМ дозволяє на землі і на борту літака отримувати інформацію про метеорологічні умови та повітряний рух, попереджати екіпаж про наявність небезпечних метеоутворень і зустрічних літаків по курсу руху і вживати заходів, що забезпечують високий рівень регулярності й безпеки польотів. Природно, що це вимагає установлення на борту літака важкого, великогабаритного, складного енергоємного і цінного устаткування.

Проектувальник, формуючи склад устаткування на борту пасажирського літака, має вибрати оптимальне співвідношення між планованою частотою, тобто регулярністю рейсів (доходами авіакомпанії), і складом пілотажно-навігаційного устаткування (витратами на нього) за умови забезпечення безпеки польоту.

6.1.8. Компонування пасажирської кабіни

Політ у літаку для середнього пасажира – не дуже звичайний і в психологічному, і у фізіологічному плані. Одна з основних задач проектувальника – створити на борту пасажирського літака середовище життя, максимально наближене до звичайних для людини "земних", "домашніх" умов комфорту щодо клімату і рівня шуму, загального естетичного враження від інтер'єру пасажирської кабіни (салону) літака і обслуговування у польоті, зручності розміщення пасажирів.

Практично 95...96 % часу на борту літака пасажир проводить, знаходячись в кріслі, тому пасажирське крісло є найважливішим устаткуванням салону літака, і від того, наскільки воно зручне і як навколо нього скомпоновані інші елементи устаткування, які забезпечують комфорт і обслуговування у польоті, залежить оцінка пасажиром умов польоту, вибір ним літака певної авіакомпанії і, як наслідок, її прибуток.

У практиці повітряних перевезень застосовують різні класи кабін, які відрізняються рівнем обслуговування і розміщенням пасажирів у польоті; існує їх

широкий асортимент, що забезпечує комфортабельне перебування пасажирів у польоті і безпеку при аварійних обставинах.

Крісла проектують з урахуванням антропологічних даних людини, виготовляють з високоміцних матеріалів, які відповідають вимогам пожежобезпечності, і при невеликій масі (для блоку крісел на 3 місця – 22...25 кг, для блоку на 2 місця – 14...17 кг) мають високі характеристики міцності, які дозволяють завдяки устаткуванню крісла прив'язними ременями забезпечити виживання пасажира під час аварійної посадки з розрахунковим перевантаженням до 16. Таким чином, крісло є не тільки частиною бортового устаткування, але й елементом системи порятунку.

Крісла, які забезпечують мінімальні вимоги щодо комфорту, обладналися спинкою, що відхилялася, з фіксацією її в будь-якому положенні для зручності відпочинку пасажирів, сидіннями, що відхиляються у вертикальному положенні, і підлокітниками для зручності проходу пасажирів і прибирання салону при технічному обслуговуванні літака в аеропортах. У конструкції крісел розміщують попільнички (складальниці сміття), рятувальні жилети в чохлах, на спинці крісла позаду – індивідуальний столик для пасажира наступного ряду.

Пасажирські крісла встановлюють на напрямних рейках, утоплених у підлозі, які дозволяють змінювати відстань між ними в ряду (крок крісел) і проводити перекомпонування салону відповідно до класу кабіни.

Крісла кабін вищого класу, наприклад бізнес-класу (VIP-салону, від англ. Very Important Person – дуже важлива персона), забезпечують умови як для відпочинку, включаючи сон, так і для ефективної роботи у польоті і мають збільшену ширину подушок і підлокітників, а також великі (до 65°) кути відхилення спинки, обладнують підставками для ніг, переднім столиком, вмонтованим на підлокітниках, кнопкою виклику бортпровідника (стюардеси), індивідуальним освітленням, вентилятором, блоком рознімань для підключення навушників аудіотрансляції і апаратів радіотелефонного зв'язку.

Сидіння членів екіпажу пасажирських літаків також прийнято відносити до пасажирського бортового устаткування. Щоб забезпечити зручне положення льотчика щодо важелів керування, приладів і скління кабіни, сидіння льотчиків регулюють у горизонтальному і вертикальному напрямі, а також по куту відхилення спинки. Напрямні рейки сидінь льотчиків мають давати їм можливість переміщатися назад і убік для зручності посадки і виходу, а також для наближення до віддалених панелей приладів і ручок управління ними.

До пасажирського бортового устаткування відносяться засоби і устаткування для розваги у польоті (наприклад, відеотрансляція), гардероби, багажники, кухні і буфети, туалети.

Природно, що габаритні розміри цього устаткування, розміри крісел, величина кроку крісел, кількість і ширина проходів між рядами крісел істотно впливають на компонування фюзеляжу і його розміри.

Підвищення рівня комфорту на борту збільшує масу літака і експлуатаційні

витрати. Але підвищення рівня комфорту, особливо на магістральних широкофюзеляжних літаках (де в ряду розміщується 8–10 крісел з двома – трьома проходами між ними), збільшує кількість пасажирів на висококомфортабельні літаки і доходи (прибутки) авіакомпаній, які експлуатують їх, що неминуче приводить до підвищення рівня комфорту на легких літаках коротких авіаліній.

При компонуванні пасажирського літака важливо забезпечити розміщення заданого числа пасажирів і вантажів при найменшій масі порожнього літака. При цьому має також враховуватися можливість модифікації літака у бік збільшення числа пасажирів.

Сьогодні в практиці повітряних пасажирських перевезень в основному застосовують три різних класи кабін, які відрізняються одна від одної комфортом розміщення пасажирів і умовами обслуговування пасажирів у польоті.

У вищому, I класі збільшені ширина сидінь і відстань між рядами (крок сидінь), пасажири частіше отримують живлення (збільшено об'єм кухонь) і т.п. У II, або туристичному, і в III, або економічному, класах – відповідно вужчі сидіння і менший крок між рядами сидінь.

6.1.8.1. Визначення необхідної ширини пасажирської кабіни

Основні розміри пасажирських сидінь показані на рис. 6.12 і наведені в табл. 6.5.

Основні вимоги до конструкції і розміщення пасажирських сидінь такі:

1. Пасажирські сидіння зазвичай виготовляють у вигляді блоків із двох і трьох сидінь. Для салонів першого класу застосовують тільки блоки з двома сидіннями, для II і III класу можливі блоки як з двома, так і з трьома сидіннями.

Примітка. У блоках сидінь I класу відстань між сидіннями дорівнює 120 мм; у сидіннях підвищеного комфорту цей розмір збільшується до 300 мм, а загальна ширина блока B_2 – до 1480 мм.

2. Необхідно, щоб сидіння в салонах I класу мали спинку, яка відхиляється назад на кут до 45 ° від вертикалі, і знімну підніжку, щоб забезпечити напівлежаче положення пасажира для відпочинку; спинки сидінь II і III класів мають відхилятися назад на кут 36 і 25 ° відповідно.

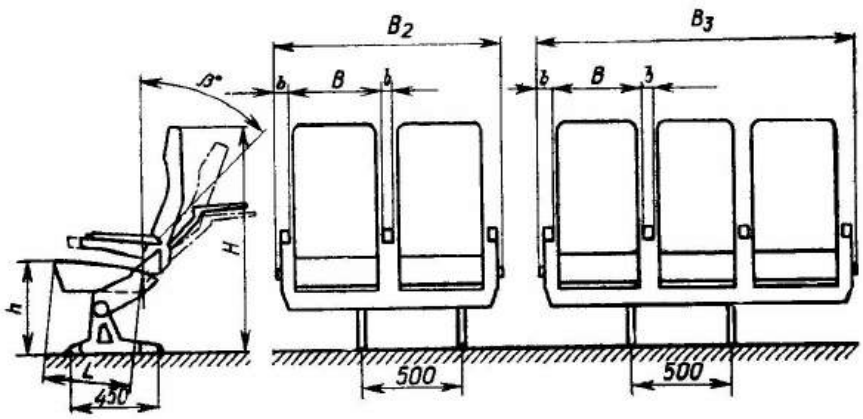


Рис. 6.12. Основні розміри пасажирських сидінь

Таблиця 6.5

Основні розміри пасажирських сидінь

Класи пасажирських сидінь	Відстань між підлокітниками, мм	Ширина підлокітників, мм	Довжина подушки сидіння до спинки, мм	Висота сидіння над підлогою, мм	Висота сидіння із спинкою, мм	Кут відхилення спинки від вертикалі, град	Ширина блока сидінь, мм	
							1	B_3
I	500	70	500	445	1140	45	60	900
III	440	50	470	445	1120	25	10 30	152 0

3. Сидіння II і III класів слід зробити так, щоб вони мали спинку, яка вільно відкидається вперед, для того, щоб при аварії пасажир заднього ряду не міг ударитися головою об спинку переднього сидіння.

4. Подушки сидінь у салонах III класу обов'язково мають бути відкидними через маленький крок між сидіннями.

5. Необхідно, щоб кожне сидіння I класу обов'язково мало два підлокітники шириною не менше 70 мм. У блоках сидінь II і III класів середні підлокітники встановлюють поодинці між сидіннями; ширина їх – не менше 50 мм.

6. При установленні в одному ряду декількох блоків сидінь ширина проходу між цими блоками на висоті від підлоги – 635 мм (зона розміщення підлокітників сидінь) і має бути вище при числі пасажирів від 20 до 299 (не менше 510 мм) і при числі пасажирів 300 і більше (не менше 650 мм).

7. На літаках, які мають тільки один основний поздовжній прохід у пасажирській кабіні, слід розміщувати не більше трьох сидінь з кожного боку проходу. Отже, при числі пасажирів у ряді більше шести в пасажирській кабіні мають бути два поздовжні проходи.

8. Зазор між внутрішньою обшивкою пасажирської кабіни і конструкцією сидіння (біля підлокітника або по верху спинки) має бути не менше 50 мм для сидінь салонів I класу і не менше 30 мм для сидінь II і III класів.

9. Товщину стінки пасажирської кабіни, включаючи силову конструкцію, теплозвукоізоляцію і декоративне покриття, при компонуванні приймають такою, що дорівнює 120...130 мм.

Наведені вище умови дозволяють визначити необхідну за компонувальними міркуваннями ширину фюзеляжу на рівні 635 ... 650 мм вище за підлогу пасажирської кабіни. Її визначають за формулою

$$B_\phi = B_2 n_2 + B_3 n_3 + C_n n_n + 2\delta_1 + 2\delta_2, \qquad (6.11)$$

де B_2 і n_2, B_3 і n_3 – відповідно ширина і число двомісних і тримісних блоків сидінь;

C_n і n_n – відповідно ширина і число проходів;

δ_1 – зазор між сидінням і внутрішньою поверхнею стінки кабіни;

δ_2 – товщина стінки кабіни.

Якщо у ряді 10 сидінь, то між середніми двомісними блоками виконується вставка шириною 250 ... 260 мм.

У табл. 6.6 наведені приклади розміщення сидінь у пасажирських салонах деяких літаків; на рис. 6.13 і 6.14 показані перерізи деяких сучасних літаків, де видно розміри і розміщення сидінь.

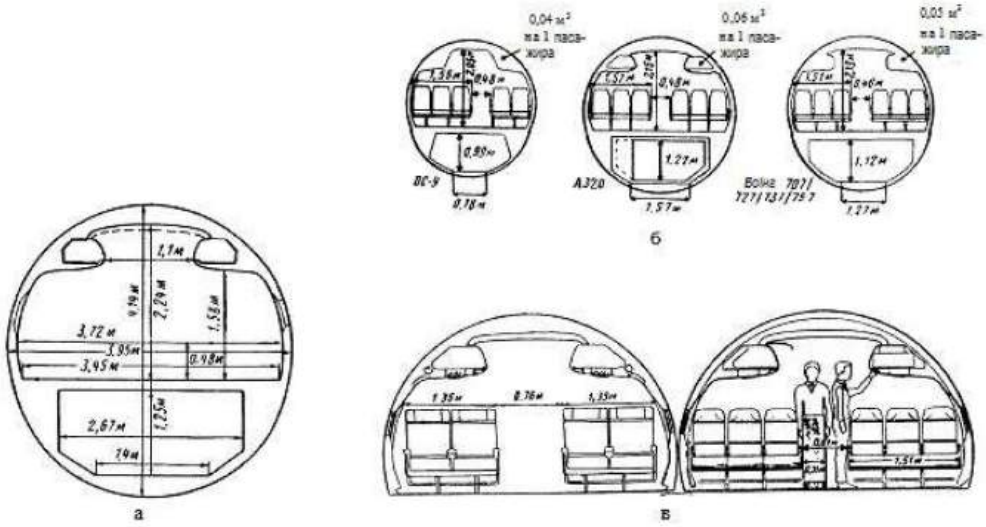


Рис. 6.13. Поперечні перерізи фюзеляжів: а – літака "Ербас Індастрі А320"; б – порівняння поперечних перерізів фюзеляжів літаків А320, "Боїнг" 707, 727, 737, 757 і "Макдоннелл–Дуглас DC-9"; в – варіанти компонування пасажирської кабіни літака А320: зліва – салон першого класу; справа – туристичний салон

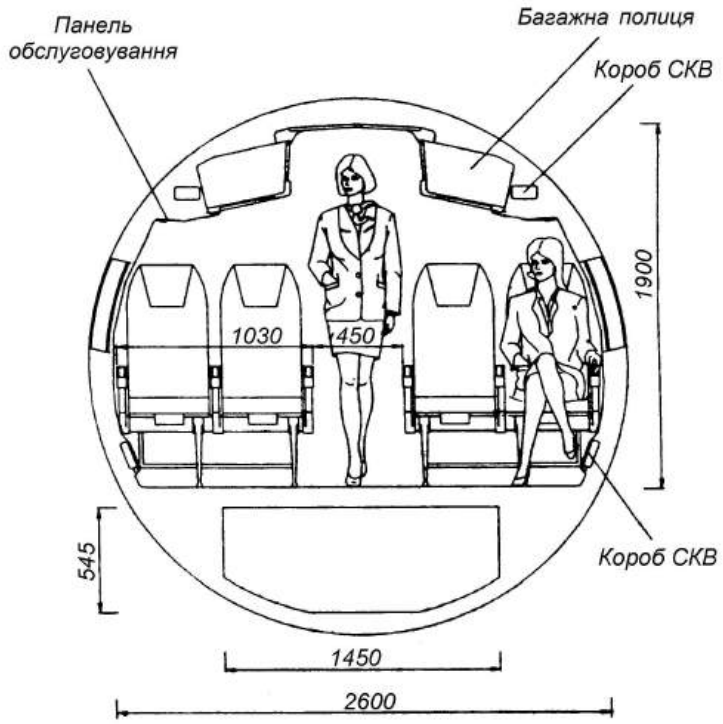


Рис. 6.14. Поперечний переріз пасажирського салону літака Ан-140

Слід підкреслити, що в табл. 6.5 і 6.6 наведені мінімально допустимі розміри крісел, проходів і підлокітників. Сучасна тенденція спрямована на підвищення комфорту пасажирів і, зокрема, за рахунок збільшення розмірів крісел і проходів.

Вище наведено метод вибору діаметра фюзеляжу тільки з міркувань компонування. Але вибір діаметра впливає і на аеродинаміку (забезпечення максимальної аеродинамічної якості літака в цілому), і на міцність (забезпечення мінімальної маси конструкції). Отже, остаточний вибір діаметра фюзеляжу потребує рішення оптимізаційної задачі.

Таблиця 6.6

Розташування крісел у пасажирському салоні

Число сидінь у ряду	Число і тип блоків	Ширина проходу, мм	Зазор між підлокітником і стінкою, мм	Ширина фюзеляжу в зоні сидінь або його діаметр, мм	Діаметр фюзеляжу конкретних пасажирських літаків, мм
3	1+2	510	30	2380	–
4	2+2	510	30	2870	Ту-134 – 2900
5	2+3	510	30	3360	Ту-104, Іл-18 – 3500
6	3+3	510	30	3850	Ту-154, Іл-62 – 3800 "Боїнг В-707" – 3760
7	2+3+2	6502×	40	5200	
8	3+2+2	6502×	45	5700	"Локхід L-1011" – 5970
9	3+3+3	6502×	50	6200	"Дуглас DC-10" – 6020 Іл-86 – 6080 " Боїнг В-747»"– 64906800
10	3+2+2+3	6502×	50	7050	–

6.1.8.2. Визначення необхідної довжини пасажирської кабіни

Довжину пасажирської кабіни визначають з урахуванням таких умов:

1. За заданим числом пасажирів і вибраним числом сидінь в одному ряду визначають необхідне число рядів сидінь. У хвостовій частині пасажирської кабіни ширина її звужується через додання фюзеляжу добре обтічної повітряним потоком форми. Внаслідок цього кількість пасажирських місць в останніх рядах зменшується і кількість рядів доводиться збільшувати на 1–2 ряди (а в кабінах з двома проходами – на 3-4 ряди).

2. Відстань t між рядами сидінь (крок) виконують кратним 30 мм (в Європі і США – кратним одному дюйму – 25, 4 мм).

Мінімальна відстань l_1 – від площини передньої перегородки кабіни до першого ряду сидінь.

Мінімальна відстань l_2 – від площини задньої перегородки кабіни до переднього кріплення останнього ряду сидінь. Розмір l_2 необхідний для того, щоб при повністю відхиленій спинці зазор між конструкцією сидіння і перегородкою був не менше 20 мм. Розміри t, l_1 і l_2 показані на рис. 6.15.

3. Відношення ширини пасажирської кабіни до її довжини $k_ф$ (коефіцієнт форми кабіни) необхідно вибирати в межах $k_ф$ = 0,2...0,5. Якщо $k_ф$<0,2, то пасажирська кабіна стає схожою на "трубу", а якщо $k_ф$>0,5, – складається враження "стислого" об'єму.

У зв'язку з цією умовою при великій довжині салону (велике число пасажирів) доводиться ділити його на два і більше окремих салонів.

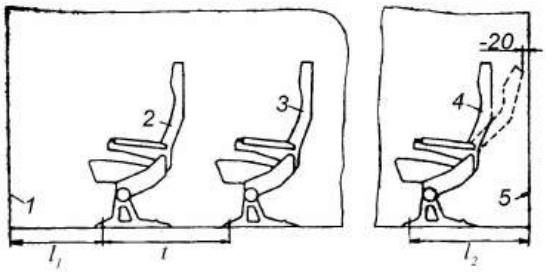


Рис. 6.15. Схема установлення пасажирських сидінь щодо передньої і задньої перегородок кабіни: 1 – передня стінка пасажирської кабіни; 2 – передній ряд сидінь; 3 – другий ряд сидінь; 4 – останній ряд сидінь; 5 – задня стінка пасажирської кабіни

4. Висота пасажирської кабіни має бути не менше 1900 мм і не більше 2500 мм, щоб приміщення не нагадувало ангар.

Вибране компонування, довжину і ширину салону або окремих салонів необхідно перевірити за величиною питомого об'єму салону (кабіни) $V_{ф.п}$, що доводиться на одного пасажира (табл. 6.7).

Таблиця 6.7

Крок сидінь пасажирів і відстань перегородок

Параметр	Клас салону		
	I	II	III
t, мм	980 ... 1080	840 ... 870	780 ... 810
l_1, мм	630	615	585
l_2, мм	1000	800	750

На основі наведених вище умов необхідна довжина пасажирської кабіни, мм, визначається формулою

$$L_{п.каб} = l_1 + (i_{ряд} - 1)t + l_2, \qquad (6.12)$$

де $i_{ряд}$ – число рядів крісел.

Таблиця 6.8

Мінімальні значення питомого об'єму пасажирської кабіни, м^3/люд.

Діаметр фюзеляжу, мм	Тривалість польоту, год					
	до 1	1...2	2...4	4...6	6...8	8...10
< 4000	0,84	0,85	0,92	0,98	1,2	1,2
>5000	0,96	0,98	1,06	1,13	1,27	1,36

6.1.8.3. Кількість і розміщення бортпровідників

До складу екіпажу для підтримки порядку і роздавання їжі пасажирам у польоті, інструктажу щодо користування різними засобами пасажирського устаткування і аварійними системами і надання меддопомоги входять бортпровідники. Число їх у літаку визначається такими вимогами:

а) на салон I класу з числом пасажирів до 30...32 – два бортпровідники, якщо число пасажирів I класу більше – 30...32, – один бортпровідник на 15...16 пасажирів;

б) у салонах II і III класів – один бортпровідник на 25...30 пасажирів.

Необхідно, щоб кожен бортпровідник мав місце з прив'язними ременями; сидіння може бути відкидним, і розміщувати його бажано так, щоб бортпровідник міг бачити всіх пасажирів салону. У бортпровідника має бути двосторонній зв'язок з льотним екіпажем, бажано мати мікрофон з підсилювачем для інформування пасажирів, біля місця бортпровідника – аптечку.

6.1.8.4. Компонування багажно-вантажних приміщень

Для розміщення багажу пасажирів і вантажу в пасажирському літаку мають бути багажно-вантажні приміщення. У літаків, які експлуатуються на висотах більше 3000 м, ці приміщення треба розташовувати в герметичній частині фюзеляжу.

При безконтейнерному завантаженні багажу і вантажів необхідний об'єм багажно-вантажних приміщень, м^3, визначається заданим для літака числом пасажирів і масою пошти або вантажу за формулою

$$V_б = \frac{15n_{пас.max}}{120} + \frac{m_{ком} - 90n_{пас.max}}{290}, \qquad (6.13)$$

де $n_{пас.max}$ – максимальне число пасажирів;

$m_{ком}$ – задана величина комерційного навантаження, кг;

120 і 290 – відповідно щільність багажу і пошти або вантажу, кг/м^3.

При завантаженні багажу і вантажів у літак у контейнерах необхідний об'єм, м^3, контейнерів

$$V_к = \frac{15n_{пас.max}}{250} + \frac{m_{ком} - 90n_{пас.max}}{350}, \qquad (6.14)$$

де 250 і 350 – відповідно щільність багажу і пошти або вантажу, кг/ м^3.

Збільшення щільності порівняно з безконтейнерним завантаженням пов'язано з

можливістю щільнішого укладання.

На літаках з діаметром фюзеляжу більше 3 м багажно-вантажні приміщення розташовуються зазвичай під підлогою пасажирських салонів і діляться на відсіки так, щоб завантаженням цих відсіків можна було регулювати положення центру мас літака. Висота багажно-вантажних відсіків має бути не менше 1,10 м. Багажні люки для будь-якого з відсіків розміщують з урахуванням того, щоб до них був забезпечений під'їзд вантажних автомобілів. Розміри багажних люків вибирають за умовами завантаження в них контейнерів, спеціально виготовлених для даного літака або стандартизованих для міжнародних авіаліній (рис. 6.16).

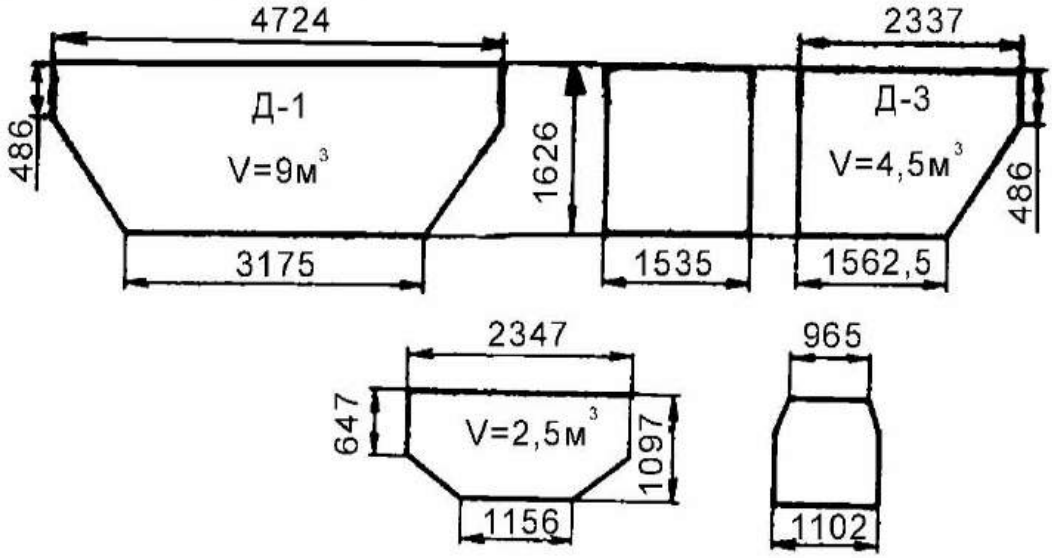


Рис. 6.16. Розміри багажних контейнерів, які застосовують на міжнародних авіалініях

6.1.8.5. Компонування буфетів-кухонь

Для забезпечення харчування пасажирів у польоті в пасажирському приміщенні передбачаються одна або дві кухні, в які на аеродромі завантажуються контейнери з розфасованими продуктами і напоями. У польоті бортпровідники тільки підігрівають необхідну кількість продуктів і розвозять на спеціальних візках сервіровані підноси пасажирам.

Одну кухню на літаку роблять у тому випадку, якщо на ньому – однотипне компонування пасажирської кабіни і число пасажирів не перевищує 100 чоловік. Якщо в пасажирській кабіні є салони, то незалежно від числа пасажирів у літаку мають бути дві кухні, загальний об'єм яких, м^3:

$$V_{кух} = (0,12...0,14)n_{пас}, \qquad (6.15)$$

а площа підлоги, м^3:

$$S_{кух} = (0,1...0,05)n_{пас}, \qquad (6.16)$$

де коефіцієнт 0,1 відноситься до кухні для салонів I класу, а 0,05 – до кухонь салонів II і III класів.

На широкофюзеляжних літаках кухню доцільно розміщувати на нижньому

поверсі під підлогою пасажирського приміщення, подаючи для роздавання сервіровані підноси в контейнерах або візках на спеціальних ліфтах.

При складанні вагового зведення літака треба мати на увазі таке:

а) маса кухні з устаткуванням становить 11...12 кг на одного пасажира, зокрема 4...5 кг – маса знімного устаткування;

б) маса продуктів харчування становить 2,5 кг на одного пасажира I класу і 1,2...1,6 кг – на одного пасажира II і III класу при тривалості польоту більше 6...8 годин.

Завантаження кухні здійснюється через службові двері, які розміщуються на літаках по правому борту. Розміри службових дверей мають бути не менше 1220×610 мм.

6.1.8.6. Компонування туалетних приміщень

Число туалетів на літаку залежить від тривалості польоту і числа пасажирів (табл. 6.9).

Площа підлоги туалетного приміщення має бути не менше 1,5...1,6 м^2, ширина – не менше 1 м.

Літак перед польотом заправляється водою для побутових потреб (у кухні і буфет) і для гігієнічних потреб (у туалети). Необхідний об'єм води, дм^3:

$$V_{води} = (0{,}3 + 0{,}15T_{пол}) \cdot (n_{пас} + n_{ек} + n_{б.п}), \qquad (6.17)$$

де $T_{пол}$ – тривалість польоту, год; $n_{пас}, n_{ек}, n_{б.п}$ – відповідно число пасажирів, членів екіпажу і бортпровідників. Необхідно, щоб місткості для води мали на 10 % більший об'єм.

Необхідно, щоб зливні місткості вміщали кількість води, визначену формулою (6.17), і мали додатковий об'єм з розрахунку 0,15 дм^3 на 1 годину на людину, а також вміщали хімічну рідину для дезінфекції з розрахунку 12 % від сумарного об'єму, тобто об'єм зливних місткостей, дм^3:

$$V_{злив} \geq 1{,}12(0{,}3 + 0{,}3T_{пол}) \cdot (n_{пас} + n_{ек} + n_{б.п}). \qquad (6.18)$$

Таблиця 6.9

Число туалетів на борту літака

Тривалість польоту, год	Менше 2	2 ... 4	2 ... 4	Більше 4	Більше 4	Більше 4
Число пасажирів	–	До 120	Більше 120	Менше 120	120 200	Більше 120
Розрахункове число пасажирів на 1 туалет	50	0	45 ... 50	30	40	45 ... 50

6.1.8.7. Компонування гардеробів

Компонування гардеробів на пасажирських літаках є дуже невизначеною проблемою і залежить від пори року (літо – зима), напряму траси польоту (південь – північ – південь).

Для гардеробів необхідно відводити приміщення з площею підлоги, м^2:

$$S_{гард} \geq (0{,}035 \ldots 0{,}050) n_{пас}, \qquad (6.19)$$

а об'єм гардероба, м^3, має бути

$$V_{гард} \geq (0{,}5 \ldots 0{,}008) n_{пас}. \quad (6.20)$$

Раціональним рішенням цієї проблеми є організація гардеробів з перегородками, які знімаються для того, щоб літом замість гардероба в літаку можна було встановити додаткові пасажирські місця. Гардероби слід розміщувати у вестибюлях біля вхідних дверей або в зонах, де шум усередині пасажирської кабіни найбільший.

6.1.9. Шляхи підвищення економічності пасажирських літаків

Розвиток пасажирського літакобудування надзвичайно тісно пов'язаний з необхідністю безперервного зниження собівартості повітряних перевезень. Експлуатація пасажирського літака має приносити прибуток, який є різницею між тарифами на авіаперевезення і собівартістю цих перевезень:

$$П = Т - а, \quad (6.21)$$

де $П$ – отримуваний прибуток;

$Т$ – тариф;

$а$ – собівартість перевезень.

Існує багато методик визначення собівартості перевезень, але в основі всіх методик лежить одна і та ж закономірність, яка виражається таким співвідношенням:

$$a = \frac{A}{k_{ком} m_{ком} V_{рейс}}, \quad (6.22)$$

де a – собівартість перевезень, грн/т км;

A – витрати на експлуатацію впродовж однієї льотної години, грн/год;

$k_{ком}$ – коефіцієнт комерційного завантаження літака (враховує можливість неповного завантаження літака залежно від пори року і напряму польоту за різними маршрутами);

$m_{ком}$ – маса комерційного навантаження, т;

$V_{рейс}$ – рейсова швидкість польоту (середня швидкість польоту з моменту старту на ЗПС аеродрому, зльоту до кінця пробігу по ЗПС аеродрому, прибуття), км/год.

Формула (6.22) показує залежність собівартості від чотирьох складових, що визначають, яким чином розвиватиметься пасажирське літакобудування:

– збільшення маси комерційного навантаження або збільшення пасажиромісткості, якщо мати на увазі тільки пасажирські перевезення;

– збільшення рейсової швидкості польоту або крейсерської швидкості польоту, якщо враховувати, що основна частина польоту проходить у крейсерському режимі на горизонтальному відрізку маршруту;

– збільшення коефіцієнта комерційного навантаження;

– зменшення витрат на експлуатацію літака впродовж однієї льотної години.

6.1.9.1. Збільшення комерційного навантаження

Економічність літака зростає зі збільшенням числа пасажирів, що розміщуються на його борту. Це привело до появи широкофюзеляжних літаків, які вміщують 350-550 пасажирів ("Боїнг В-747", Іл-96, "Локхід І-1011", "Дуглас DC-10", А330). Аналізуючи формулу (6.22), можна стверджувати, що і подальший розвиток літакобудування йтиме шляхом збільшення пасажиромісткості.

Літаки з великою пасажиромісткістю вигідно експлуатувати на лініях великої протяжності з великими пасажиропотоками. Зростає також і об'єм повітряних перевезень, і на середніх дальностях (1500 ... 2500 км) відкриваються нові лінії меншої довжини, які привертають у систему авіаперевезень нові населені пункти. На цих лініях пасажирські потоки зазвичай невеликі.

Експлуатація багатомісних літаків на цих лініях недоцільна, оскільки коефіцієнт комерційного завантаження буде дуже низьким, або буде обмежено число рейсів, хоча для пасажирів зручніше наявність декількох рейсів у добу, інакше пасажири віддадуть перевагу іншим видам транспорту.

Ці обставини привели до появи в експлуатації нових літаків середньої дальності польотів і середньої пасажиромісткості (150-200 місць) і літаків для місцевих повітряних ліній з числом пасажирських місць 50-80.

Таким чином, пасажиромісткість літака і його фактичне комерційне навантаження виявляються взаємозв'язаними величинами і залежать від умов експлуатації літака.

На коефіцієнт комерційного завантаження роблять безпосередній вплив і дозволяють його збільшити:

– зниження тарифів на авіаперевезення;

– підвищення регулярності польотів;

– поліпшення комфорту авіаперевезень, комфорту на борту літака і при обслуговуванні пасажирів на аеровокзалах.

Істотно підвищити коефіцієнт комерційного завантаження тільки за рахунок цих заходів неможливо. Частково вирішити цю проблему можна використанням багажних відділень пасажирських літаків. У цьому випадку недостача пасажирів і їх багажу можна компенсувати оперативним розміщенням комерційних вантажів при відповідному устаткуванні багажно-вантажних приміщень, створенням конвертованих літаків (наприклад, Ан-74-300).

Поява великої кількості літаків середньої і малої пасажиромісткості стримує темпи зростання пасажиромісткості, але середнє число пасажирських місць для всіх типів магістральних літаків неухильно зростає.

Зростання пасажиромісткості літаків викликано ще однією причиною – необхідністю зменшення кількості літаків, які знаходяться під час зльоту і посадки в повітряному просторі біля аеропортів. Зараз є аеропорти, в яких зліт – посадка відбуваються з інтервалом в 1 хвилину і біля аеропорту знаходиться до 100 і більше літаків. Природно, що збільшення числа пасажирських рейсів викличе різке зниження безпеки польотів.

Створення літаків великої пасажиромісткості пов'язане з великими труднощами, і в першу чергу – із забезпеченням високої надійності і безпеки польотів. Автоматизація керування літаками на всіх етапах польотів – від зльоту до посадки, удосконалення і багатократне резервування систем керування, удосконалення енергетичних систем і устаткування, забезпечення високої міцності від втоми і живучості силової конструкції, удосконалення систем забезпечення польотів – це тільки частина проблем, які мають вирішуватися при створенні таких літаків.

Крім того, збільшення розмірів літаків призводить до збільшення відносної маси конструкції, а також до зменшення відносної маси корисного навантаження. Це викликає гостру необхідність удосконалення конструкції планера літака. І всі ці проблеми стають все гострішими із зростанням пасажиромісткості літаків.

6.1.9.2. Збільшення рейсової швидкості польоту

У переважної більшості реактивних пасажирських літаків максимальна крейсерська швидкість знаходиться у межах 880...940 км/год, яка відповідає числам M = 0,84…0,88 при середніх висотах польоту 11 км, тобто освоєні досить високі дозвукові швидкості польоту.

Для досягнення максимальних дальностей польоту крейсерські швидкості небагато знижуються – до 800...880 км/год. Співвідношення рейсової і крейсерської швидкостей значною мірою залежить від дальності польоту. При крейсерській швидкості 850 км/год і дальностях польоту 5000 км рейсова швидкість буде 780 км/год, а при дальності польоту 2500 км ще менше – 725 км/год.

Аналіз формули (6.22) показує, що для збільшення рейсової швидкості поява надзвукових пасажирських літаків неминуча. Але досвід експлуатації англо-французького надзвукового пасажирського літака "Конкорд" не виправдав надії відносно зниження собівартості перевезень через низьку паливну ефективність, а також не вирішив проблему шуму на місцевості при надзвуковому польоті.

Для вирішення проблем економічності необхідне створення надзвукових пасажирських літаків з крейсерською швидкістю, відповідною M = 2,2…2,5, з крейсерською аеродинамічною якістю, підвищеною на 40...50 %, зменшеною на 15...20 % масою порожнього літака і збільшеною в 1,5-2 рази паливною ефективністю. При цьому слід мати на увазі, що паливна ефективність великою мірою залежить від економічності двигунів, тобто від питомої витрати палива на крейсерських режимах польоту.

6.1.9.3. Зменшення витрат на експлуатацію

Витрати на експлуатацію, як було показано в підрозд. 6.5 (формула (6.8)), впродовж однієї льотної години складаються з витрат на амортизацію (оплату вартості) літака, двигунів і систем літака, витрат на поточний ремонт і обслуговування літака, вартості витраченого палива, витрат на заробітну плату екіпажу і витрат аеропорту, які містять утримання аеропортів і адміністративно-технічних служб авіакомпаній.

Як уже підкреслювалося, витрати палива на політ можуть бути критерієм ефективності літака. У зв'язку з цим розглянемо паливну ефективність, яка є важливою частиною економічності пасажирського літака. Паливна ефективність визначається формулою, год/пас.км:

$$q_{пал} = \frac{981 m_0 C в_{крейс}}{K_{крейс} V_{рейс} n_{пас}} \qquad (6.23)$$

де m_0 – злітна маса літака, кг;

$C_{в\,крейс}$ – питома витрата палива, кг/даН·год ·на крейсерській висоті і швидкості польоту;

$K_{крейс}$ – аеродинамічна якість літака на крейсерському режимі польоту;

$V_{крейс}$ – рейсова швидкість польоту, км/год;

$n_{пас}$ – число пасажирів.

Для літаків з ТГД питома витрата палива, кг/кВт·год, необхідно перевести в кг/даН·год:

$$C_{в\,крейс} = \frac{C_{е\,крейс} V_{крейс}}{374{,}4 \eta_{гв.крейс}} \text{ год/пас·км,} \qquad (\cdot 6.24)\cdot$$

де $C_{е\,крейс}$ – питома витрата палива, кг/кВт·год, на крейсерському режимі польоту;

$V_{крейс}$ – крейсерська швидкість польоту, км/год;

$\eta_{гв.крейс}$ – коефіцієнт корисної дії повітряного гвинта на крейсерському режимі польоту.

Аеродинамічну якість літака на крейсерському режимі польоту визначають за даними продувань або з аеродинамічного розрахунку. Якщо такі дані аеродинамічної якості відсутні, то для першого наближення для його визначення можна скористатися статистичною формулою залежності $K_{крейс}$ від ефективного подовження крила:

$$K_{крейс} = 8{,}2 + 1{,}65\lambda_{еф} - 0{,}05\lambda_{еф}^2, \qquad (6.25)$$

$$\lambda_{еф} = \frac{\lambda}{1 + 0{,}09\lambda} \text{ або } \lambda_{еф} = \frac{k_1 \lambda}{k_2\left(1 + \bar{S}_ф\right)}, \qquad (6.26)$$

де λ – геометричне подовження крила;

$\bar{S}_ф$ – відносна площа крила, зайнята фюзеляжем і гондолами двигунів;

k_1, k_2 – коефіцієнти, які враховують вплив стрілоподібності і геометричного подовження крила на його ефективне подовження.

Визначення $\bar{S}_ф$, k_1, k_2 див. в главі 4.

Рейсова швидкість визначається як частка від ділення дальності польоту по маршруту на тривалість рейсу. Тривалість рейсу враховує величину крейсерської швидкості польоту, км/год, висоту польоту і витрати часу на рулювання перед зльотом і після посадки, а також час на набір висоти і зниження:

$$V_{рейс} = \frac{L_м V_{крейс}}{L_м + V_{крейс}\left(0{,}16 + 1{,}85 \cdot 10^{-4} \cdot H^3_{крейс}\right)}, \qquad (6.27)$$

де $L_м$ – дальність польоту по маршруту, км;

$H_{крейс}$ – крейсерська висота польоту, км.

З формули (6.23) видно, що окрім розглянутих вище шляхів розвитку пасажирських літаків (збільшення комерційного навантаження і рейсової швидкості) важливі й такі напрями:

– зменшення злітної маси літака m_0;

– збільшення аеродинамічної якості $K_{крейс}$;

– зменшення питомої витрати палива двигунів, встановлених на літаку $C_{в\,крейс}$.

Оцінимо тепер ефект від кожного з названих вище удосконалень.

Розглянемо приклад регіонального пасажирського літака з ТГД і такими даними: літак перевозить 50 пасажирів на дальність 1000 км, середня польотна маса літака – 17575 кг, крейсерська аеродинамічна якість – 16, рейсова швидкість – 400 км/год і питома витрата палива – 0,39 кг/даН·год. ·При річному нальоті 2500 годин такий літак здійснить 1000 рейсів.

Підрахунки за формулою (6.23) дають паливну ефективність 0,021 кг/пас·км. Тоді річна витрата палива одним літаком

$q_{пал} \cdot n_{пас} \cdot L \cdot n_{рейсів}$ = 0,021·50·1000·1000 = 1050000 кг.

Якщо середня польотна маса зменшена на 1 кг, то річна економія палива буде 59,8 кг, і при парку літаків 500 одиниць ця економія вже становитиме 29,9 тонни палива. Тепер неважко уявити, що при зниженні маси літака на 100 кг це дасть річну економію палива 2990 тонн.

У попередніх главах неодноразово підкреслювалося, що отримання в процесі проектування і виробництва якомога меншої маси всіх компонентів літака – одна з важливих задач фахівців, що створюють літак.

Цю задачу вирішують зниженням маси конструкції за рахунок:

– вибору оптимальних конструктивно-силових схем агрегатів і використання більш довершених методів розрахунків конструкції на міцність;

– застосування нових, міцніших матеріалів або матеріалів з великим опором пошкодженням від втоми (алюмінієво–літієвих сплавів, композиційних матеріалів).

Зменшення маси конструкції літака можливо і шляхом застосування автоматичних систем керування, призначених для зменшення експлуатаційних перевантажень при дії вертикальних поривів повітря і виконанні маневрів під час польоту.

Зменшення маси літака досягається використанням легшого довершеного устаткування. Перехід до електродистанційного керування літаком без запасної механічної системи керування, до автоматичної системи підвищення стійкості літака, що дозволяє зменшити розміри оперення, до використання гідравлічної системи з

вищим тиском, дисків гальм із композиційних матеріалів, зроблених з вуглецю, до нових з великим тиском і меншою вагою пневматиків, полегшення елементів інтер'єру пасажирських салонів, зокрема крісел, – все це в сукупності істотно зменшує масу порожнього літака.

Розглянемо тепер ефект підвищення аеродинамічної якості літака в крейсерському польоті на прикладі того ж регіонального літака. Аналогічні підрахунки показують, що підвищення аеродинамічної якості на 0,5 одиниці, тобто до $K_{крейс}$ = 16,5, для того ж парку літаків дасть річну економію палива 15441 т.

Підвищення аеродинамічної якості літака можливе трьома шляхами:

– проектно-конструкторським;

– виробничо-технологічним;

– експлуатаційним.

Підвищення аеродинамічної якості, в першу чергу, потребує зменшення аеродинамічного опору і підвищення несучої здатності літака.

Перше – зменшення втрат на балансування літака. Для цього необхідно забезпечити політ з гранично допустимими задніми центруваннями при мінімальному запасі стійкості, яка досягається застосуванням автоматичної системи керування з режимом забезпечення стійкості і використанням паливних баків балансувань, що дозволяють перекачуванням палива регулювати положення центру мас літака. Застосування схеми "утка" для пасажирського літака також істотно знижує втрати аеродинамічної якості на балансування.

Друге – ламінаризація обтікання крила і оперення з використанням нових аеродинамічних профілів крила, зокрема надкритичних профілів, з удосконаленням компонування крила (розподіл профілів і скручування крила уздовж розмаху, форма і розміри напливів і т.п.) для збільшення коефіцієнта піднімальної сили при великих швидкостях польоту і зменшення втрат на балансування.

Третє – застосування крила максимально можливого подовження для зниження індуктивного опору і використання кінцевих вихорів крила для зменшення опору крила і "розмивання" спутного сліду літака. Для цього на кінцях крила встановлюють вертикальні закінцівки різної форми.

Четверте – створення такої зовнішньої конфігурації літака, яка дала б максимальне зниження шкідливого опору (опори інтерференції) від взаємного впливу одних частин літака на інші і були б можливі менше ділянок поверхні літака, де створюються умови для порушення плавного обтікання, а також поліпшення місцевої аеродинаміки за рахунок кращого обтікання виступаючих елементів літака.

Виробничо-технологічний шлях зводиться до забезпечення високої якості поверхні літака. Для цього необхідно досягти мінімальних відхилень від теоретичних контурів, забезпечити мінімальні виступи листів обшивок один над іншим, високу герметичність ущільнень гермокабіни, щільне прилягання агрегатів (передкрилок, закрилків, інтерцепторів, рулів, різних кришок і т.п.), що відхиляються, мінімальну несиметрію літака. Досвід експлуатації, дослідження і розрахунки показують, що ці заходи можуть забезпечити економію палива в десятки і навіть сотні тонн на рік.

В експлуатаційному плані йдеться про збереження високої аеродинамічної якості літака впродовж його життєвого циклу збереженням високої якості обтічної поверхні повітряним потоком. Цьому сприяють чистота поверхні – без пилу, комах, крапель води, покриття поверхні стійкими фарбами проти механічних пошкоджень, стійких протикислотних і лужних речовин. В експлуатації дуже важливі також правильні показання приладів і польоти на оптимальних режимах по висоті й швидкості.

Тепер про зменшення витрати палива. Якщо у відомому вже прикладі досягти питомої витрати палива 0,38 замість 0,39 кг/даН·год, то річна економія палива буде 13462 тонн. Цей приклад свідчить про те, що зменшення витрат палива є важливою задачею розвитку пасажирських літаків.

Успішне вирішення цієї задачі визначається вибором типу двигунів і досягненням максимальної ефективності системи планер-двигун з урахуванням взаємного впливу елементів силової установки і конструкції планера. Вибір місцеположення двигунів на літаку, урахування при проектуванні впливу характеристик і геометрії повітрозбірників, вихідних сопел на аеродинаміку літака дозволяє отримати високу аеродинамічну якість літака і підвищити його паливну ефективність. Відбувається це тому, що характеристики вхідних і вихідних пристроїв істотно впливають на витратні характеристики двигунів.

Задача зменшення питомої витрати палива двигунів для перспективних пасажирських літаків має вирішуватися, в першу чергу, шляхом удосконалення широко вживаних сьогодні двигунів традиційних двоконтурних схем, впровадження нових ефективних конструкційних матеріалів, удосконалення робочих процесів двигуна і конструкції всіх вузлів і елементів силової установки.

Застосування вдосконалених двоконтурних двигунів (ТРДД) з великим і надвеликим ступенем двоконтурності (до 12...20), збільшення до 40-50-го ступеня підвищення тиску і підвищення температури газів за турбіною дозволять понизити питомі витрати палива в крейсерському польоті на 10...15 %.

Впровадження в практику виробництва і експлуатації турбогвинтовентиляторних двигунів (ТГВД) різних схем зменшує питомі витрати палива ще на 15…20 %.

Необхідність істотного скорочення витрат палива примусила розглядати як можливий варіант повернення до ширшого використання турбогвинтових двигунів (ТГД).

Боротьба за підвищення паливної ефективності пов'язана з обмеженими ресурсами вуглеводневого палива (газу) на Землі.

Природно, що в перспективі розглядається проблема заміни вуглеводневих палив зрідженим природним газом (метаном) або воднем.

І, нарешті, підрахуємо загальну економію палива від зниження маси літака на 100 кг, підвищення аеродинамічної якості на 0,5 одиниці і зниження питомої витрати палива на 0,01 кг/даН·год. Річна економія палива буде 31893 тонни для парку регіональних пасажирських літаків в 500 одиниць.

6.2. ОСОБЛИВОСТІ СТВОРЕННЯ ВАЖКОГО ДАЛЬНЬОГО ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА

Необхідність створення дальнього транспортного літака визначається об'ємом перевезень і зміною їх якості при перевезенні великогабаритного промислового, енергетичного, будівельного і транспортного устаткування і великовагової техніки. Такий літак має відповідати сучасному технічному рівню за своєю транспортною і паливною ефективністю, а за ресурсозберіганням у цілому має бути значно ефективніше, ніж літаки попереднього покоління. Необхідно, щоб застосування нового літака в транспортних перевезеннях забезпечило економію матеріальних і людських ресурсів країни, вимірювану десятками тисяч тонн металу, пального, мільйонами годинників трудовитрат і сотнями кваліфікованих екіпажів.

Дальній транспортний літак порівняно з раніше створеним широкофюзеляжним літаком Ан-22 мав задовольняти ряду універсальних вимог: вантажопідйомність має зрости в 2,5-3 рази; дальність польоту з вантажем – збільшитися більш ніж в два рази; габаритні розміри кабіни – в півтора раза. Необхідно, щоб час, який витрачається на його обслуговування, віднесене до 1 год. польоту, не перевищував часу обслуговування літака місцевих повітряних ліній Ан-24. Літак має перевершувати американський літак С-5А за максимальною вантажопідйомністю, дальністю польоту, габаритними розмірами вантажної кабіни, можливостями базування на аеродромах, зокрема грунтових; автономністю експлуатації у відриві від основної бази, ресурсу експлуатації і ряду інших важливих показників.

Проектування і створення літака з необхідними характеристиками являє собою науково-технічну проблему за рядом основних напрямів розвитку авіації: аеродинаміка, стійкість і керованість, міцність, конструкція, вагова досконалість, створення принципово нової силової установки, матеріали, технологія, системи і устаткування, експлуатаційна технологічність, безпека і надійність. Необхідно було розробити обширну програму досліджень і забезпечення характеристик літака по цих напрямах.

Таку цільову комплексну програму забезпечення високого науково-технічного рівня досконалості і ефективності літака було розроблено і реалізовано шляхом створення дальнього транспортного літака Ан-124.

Метою робіт були розроблення і створення важкого дальнього транспортного літака, що задовольняє заданим перспективним вимогам, відповідним задачам розвитку народногосподарського комплексу країни, і забезпечення технічного рівня досконалості, що перевершує рівень кращих зарубіжних і вітчизняних літаків аналогічного класу.

Досягнення вказаної мети здійснено на основі розроблених П. В. Балабуєвим і фахівцями АНТК ім. О. К. Антонова нових концепцій:

– з аеродинаміки – розроблення і створення аеродинамічного компонування літака з крейсерською аеродинамічною якістю близько 17-18 одиниць і злітною аеродинамічною якістю близько 11,0 одиниць, що на 20 % вище за рівень, досягнутий вітчизняним літакобудуванням в 70-х роках;

– з вагової досконалості – розроблення і створення конструкції планера і систем з ваговою віддачею по повному навантаженню не менше 56...58 % (за масою конструкції планера – не більше 30 %), що на 10...15 % вище за рівень літакових конструкцій 70-х років;

– щодо силової установки – розроблення і створення силової установки літака з новими двоконтурними турбореактивними двигунами з великим ступенем двоконтурності, що забезпечує питому витрату палива на крейсерських режимах польоту не більше $C_p = 0{,}57...0{,}59 \frac{\text{кг палива}}{\text{кг тяги} \cdot \text{год}}$, що приблизно на 15 % нижче за рівень, досягнутий в 70-х роках;

– щодо міцності – розроблення і створення конструкції планера і систем, яка при необхідній ваговій віддачі забезпечує ресурс не менше 8000 польотів і 40000 льотних годин;

– щодо керованості – розроблення і створення автоматизованої багатоканальної електрогідродистанційної системи керування літаком, що не має аналогів у світовій практиці, забезпечує необхідний рівень надійності і безпеки польоту при малому ступені статичної стійкості;

– щодо систем літака – розроблення і створення багатоканальних і надійних систем енергопостачання потужністю 350 кВт, гідравліки – потужністю 1000 л.с., керування механізацією, багатоопорного шасі, кондиціонування і наддування кабін та інших систем, аналогів у вітчизняній і зарубіжній практиці літакобудування, що не мали собі аналогів;

– з електроніки – розроблення і створення принципово нових комплексів бортового устаткування на цифровій техніці, що забезпечують задані вимоги за пілотажними, навігаційними характеристиками з підвищенням точності числення порівняно з устаткуванням літака Ан-22 в 4 рази;

– щодо експлуатаційної технологічності, надійності і безпеки – розроблення і створення конструкції вантажної кабіни і навантажувально-розвантажувального устаткування для забезпечення швидкого вантаження і вивантаження і безпечного перевезення великогабаритної і великовагової техніки і вантажів; забезпечення часу передпольотної підготовки не більше 2 год, заміни устаткування при відмові – не більше 30 хв., питомої трудомісткості обслуговування – не більше $25 \frac{\text{чол. год}}{\text{година польоту}}$.

Вперше сформовані і науково обгрунтовані концепції створення дальнього транспортного літака великої вантажопідйомності за аеродинамічною і ваговою досконалістю, силовою установкою і системами, експлуатаційною надійністю і ресурсом, що дозволяють забезпечити проектування, виробництво і експлуатацію літака, що перевершує за основними характеристиками вітчизняні та зарубіжні транспортні літаки.

Розроблено комплексно-цільовий метод реалізації запропонованих концепцій при створенні важкого дальнього транспортного літака із заданим рівнем тактико-технічних характеристик.

Розроблено і впроваджено методи розрахунково-теоретичних і експериментальних досліджень з оптимізації і вибору параметрів, забезпечення гарантованих характеристик.

Охарактеризуємо детальніше новизну отриманих результатів:

1. Вперше в світі розроблено і застосовано на важкому транспортному літаку стрілоподібне крило з надкритичними профілями. Спеціально розроблені товсті надкритичні профілі дозволили скомпонувати порівняно легке крило великого подовження (λ= 8,34) із стрілоподібністю χ = 28° із значними резервними місткостями для палива. Крило забезпечено передкрилками і щілистими закрилками.

2. Вперше в світі розроблено і реалізовано компонування важкого транспортного літака-високоплана із стрілоподібним крилом і палубним оперенням із малим запасом статичної стійкості, що забезпечило підвищення аеродинамічної якості, зниження маси конструкції і експлуатацію літака на недостатньо обладнаних аеродромах.

3. Розроблено і застосовано автоматизовану електродистанційну систему керування, що не має аналогів у вітчизняному і зарубіжному авіабудуванні. Принциповим нововведенням її є формування командних сигналів по зусиллях на важелях. Це дозволило включити паралельно в контур керування резервну механічну проводку і забезпечити виконання електродистанційною системою функцій компенсатора тертя, механізму завантаження, приводу системи автоматичного керування обмежувача граничних режимів, приводу системи суміщеного керування. Принциповим нововведенням є також чотирикратна резервована система за схемою 2х2, тобто розроблення автономних по борту двох підсистем із вбудованим контролем по виходу, що забезпечило детекцію і обмеження наслідків активних відмов.

Застосовані нові принципи забезпечили створення електродистанційної системи керування з високим рівнем надійності, безпеки і експлуатабельності.

За оцінками зарубіжних фахівців електродистанційна система керування літака Ан-124 – технічний стрибок у принципах побудови конструкції систем керування транспортних літаків.

4. Розроблено і впроваджено конструкцію і технологію виготовлення крила із застосуванням довгомірних панелей із закінцівкою. Характерна особливість крила – відсутність поперечних рознімань, що стало можливим завдяки застосуванню панелей великої довжини (28 м).

У результаті створено крило з поліпшеною якістю зовнішньої поверхні, спрощено складання, підвищено експлуатаційну технологічність, зменшено лобовий опір і скорочено витрату палива.

5. Розроблено і реалізовано двопалубний фюзеляж з високою аеродинамічною досконалістю з переднім і заднім вантажними люками для забезпечення швидкого навантаження-вивантаження. Літак має місткість, яка в три рази перевершує місткість фюзеляжу літака Ан-22.

Вантажна кабіна дозволяє розміщувати контейнери масою по 20 т, елементи конструкції підіймальних кранів, металеві ферми, гусеничні трактори, машини для

дорожніх робіт, річкові катери, вантажні автомашини і устаткування, що створюється різними машинобудівними та іншими галузями.

6. Розроблено і впроваджено конструкції з композиційних матеріалів, зокрема такі, що не мають аналогів у світовій літакобудівній практиці за своїми розмірами і масою. Характерною особливістю є об'єм застосування композиційних матеріалів: близько 5,5 т або більше 3 % маси конструкції.

7. Розроблено і реалізовано багатостоякову схему шасі з орієнтованими стояками і механізмами "присідання" як носових, так і основних опор.

Застосовані принципи проектування та методи дослідження і оптимізації дозволили створити шасі не тільки як маневрений злітно-посадковий пристрій з високим ступенем надійності і безпеки для експлуатації важкого літака на аеродромах з різним покриттям, але і як засіб забезпечення навантажувально-розвантажувальних робіт через передній і задній люки.

8. Розроблено і впроваджено концепцію і методи забезпечення високої надійності, безпеки і експлуатаційної технологічності важкого літака. Розроблено і реалізовано першу в СРСР і таку, що не має прямих зарубіжних аналогів, бортову автоматизовану систему контролю систем і устаткування літака.

Практична цінність. Створено транспортний літак Ан-124, що характеризується унікальними транспортними можливостями і високими льотно-технічними даними, які підтверджені льотними випробуваннями і світовими рекордами (рис. 6.17, 6.18, 6.19).

При вирішенні типових задач перевезення народногосподарських вантажів повітряним транспортом парк літаків Ан-124 порівняно з парком літаків Ан-22 та Іл-76 забезпечує зменшення:

– потрібної кількості літаків – в 5,2 раза;

– витрати палива – в 2,4 раза;

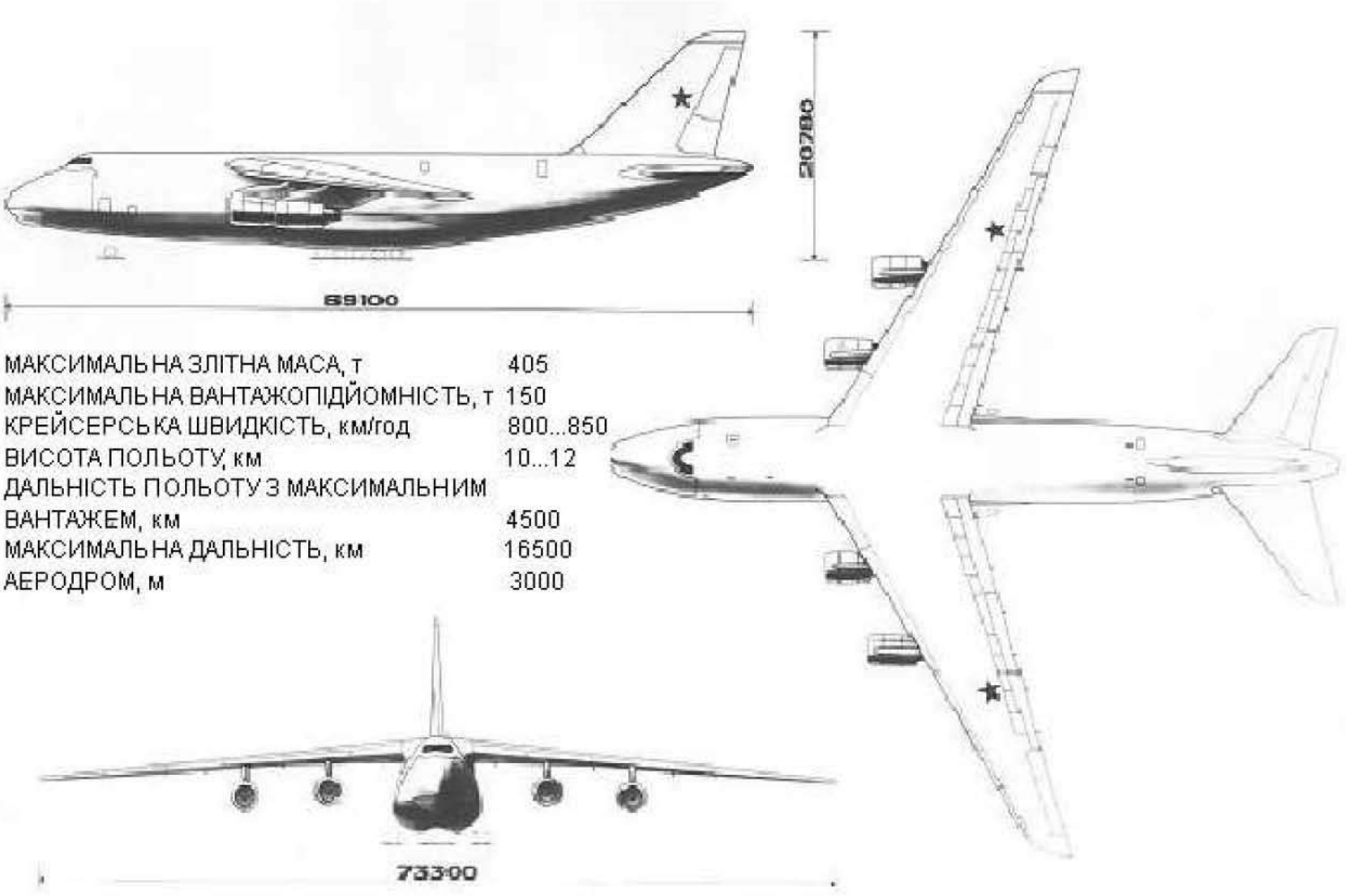
– потрібної кількості двигунів і електронних комплексів – в 5,2 раза;

– матеріаломісткості – в 3 рази;

– льотного і наземного складу – в 4,8 раза;

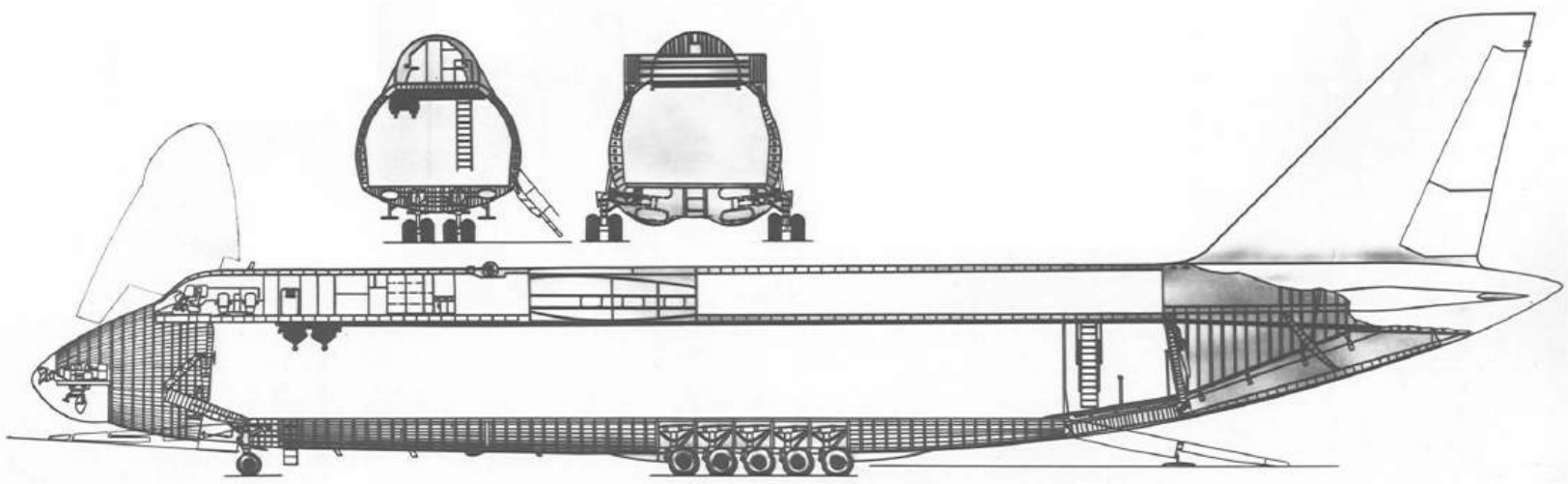
– трудомісткості – в 1,7 раза.

Розроблені і упроваджені в процесі створення літака Ан-124 методи, розрахунково-теоретичні і експериментальні дослідження щодо оптимізації і вибору параметрів, забезпечення гарантованих характеристик, так само, як і нові підходи і рішення щодо аеродинаміки, конструкції, матеріалів, технології, систем і устаткування, не мають частинного характеру, а є загальними. Окремі елементи систем відпрацьовувалися раніше при створенні літаків Ан-22, Ан-72 і у ряді інших проектів. При створенні літака Ан-124 методи і рішення досягли певної завершеності. У даний час вони набувають подальшого розвитку і застосовуються в дослідно-конструкторському бюро при розробленні і створенні нових літаків.



МАКСИМАЛЬНА ЗЛІТНА МАСА, т	405
МАКСИМАЛЬНА ВАНТАЖОПІДЙОМНІСТЬ, т	150
КРЕЙСЕРСЬКА ШВИДКІСТЬ, км/год	800...850
ВИСОТА ПОЛЬОТУ, км	10...12
ДАЛЬНІСТЬ ПОЛЬОТУ З МАКСИМАЛЬНИМ ВАНТАЖЕМ, км	4500
МАКСИМАЛЬНА ДАЛЬНІСТЬ, км	16500
АЕРОДРОМ, м	3000

Рис. 6.17. Ан-124



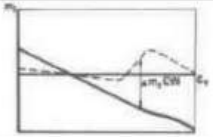
ГАБАРИТНІ РОЗМІРИ ВАНТАЖНОЇ КАБІНИ

Довжина	36,5 м
Висота	4,4 м
Ширина	6,4 м

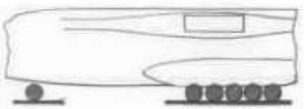
Рис. 6.18. Компонування літака Ан-124



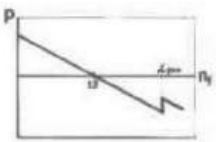
Суперкритичний профіль
- висока аеродинамічна якість К~18
- підвищення відносної товщини і зниження ваги



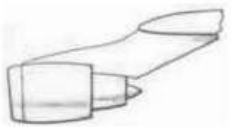
Автоматична система поліпшення стійкості **СУУ**



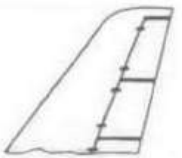
Багатоопорне шасі з присіданням
- зниження навантажень на поверхню аеродрому і забезпечення експлуатації з грунтових ЗПС
- зручність завантаження-розвантаження
- зменшення ваги



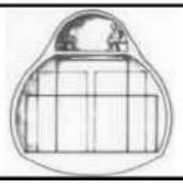
Обмежувач граничних режимів (ОПР–α)
- виключення можливості перевищення максимально допустимих кутів атаки



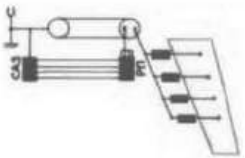
Двигуни з великим ступенем двоконтурності
- зменшення витрати палива і підвищення дальності польоту
- оптимальне відношення крейсерської тяги до злітної



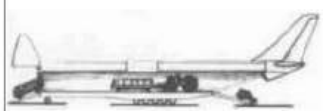
Секціонування керуючих поверхонь
- збереження заданих характеристик під час відмов у системах енергопостачання



Двопалубний фюзеляж
- забезпечення безпеки екіпажу і супроводжуючих під час аварійної посадки
- підвищення ресурсу фюзеляжа внаслідок роздільної герметизації палуби



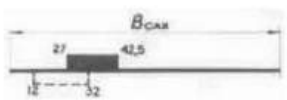
4-канальна система керування літаком
- забезпечення безпеки польоту



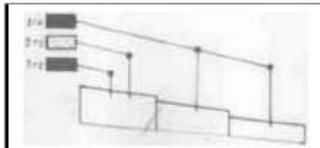
Два вантажних люки фюзеляжу
- можливість наскрізного проходу техніки
- скорочення часу завантаження-розвантаження



Компонування обладнання в ізольованих відсіках вантажної кабіни
- підвищення експлуатаційної технологічності



Зниження навантаження на Г.О. і малий запас стійкості
- зменшення площі Г.О.
- зменшення ваги літака
- підвищення якості



Подвійний привід закрилків
- виключення посадки з повністю прибраною механізацією

Рис. 6.19. Основні особливості літака Ан-124

У грудні 1985 р. за замовленням Міністерства кольорової металургії було проведено перевезення надважкого самоскида фірми "Юклід" масою 154000 кг з м. Владивостока в м. Полярний (відстань – 3200 км). Транспортні рейси проводилися з масами 80000 і 94000 кг. У червні 1986 р. за замовленням Міністерства енергетики і енергетичного машинобудування проведено перевезення двох робочих коліс гідротурбін з м. Харкова в м. Ташкент для електростанції Таш-кумирської ГЕС, що будується в Киргизькій РСР з каскаду гідроелектростанцій на річці Нарин. Маса транспортування в кожному польоті становила 120000 кг, відстань – 3000 км.

У даний час літак Ан-124 застосовують для транспортування важких вантажів негабаритних вантажів та устаткування, на міжнародних лініях, зокрема в умовах північних районів.

У сучасному авіабудуванні накопичено певний досвід створення транспортних літаків. Вітчизняна наука і практика працями вчених і авіаконструкторів зробили гідний внесок до розвитку цього класу літальних апаратів. У 70-ті роки в літакобудуванні виникла потреба в створенні дальніх транспортних літаків великої вантажопідйомності. Для вирішення цієї складної проблеми фахівці АНТК ім. О. К. Антонова розробили комплексно-цільову програму забезпечення високого науково-технічного рівня досконалості і ефективності літака Ан-124 (рис. 6.20, 6.21).

1. Програма створення важкого дальнього транспортного літака Ан-124. Технічні вимоги до літака практично по всіх основних напрямах були на високому рівні, який зумовив розроблення і впровадження в реальну конструкцію нових рішень, нових якостей і властивостей.

Програма створення літака Ан-124 містила такі основні підпрограми: аеродинамічне компонування літака, міцність, конструкція, вагова досконалість конструкції, силова установка, системи літака, електронне устаткування, експлуатабельність, надійність і безпека. Вони мали забезпечити різке підвищення технічної досконалості літака з аеродинаміки, силової установки, вагової культури в середньому на 15...20 %.

Для досягнення наміченої мети підпрограми передбачали організаційно–технічні заходи різного плану, зокрема теоретичні, розрахункові і експериментальні дослідження, розроблення і впровадження нових методів організації і планування робіт, створення моделей і спеціальних стендів, забезпечення матеріалами, устаткуванням, обчислювальною технікою, трудовими ресурсами, розроблення і впровадження підсистем автоматизованого проектування і автоматизованого контролю і т.д.

Основною частиною підпрограми відносно силової установки були заходи щодо створення на новому технічному рівні двоконтурного турбореактивного двигуна з великим ступенем двоконтурності (m = 6), із злітною тягою близько 23...25 т. По суті, це була складна, розгалужена і багато в чому самостійна програма, розроблена і реалізована машинобудівним конструкторським бюро під керівництвом генерального конструктора В. А. Лотарева.

Аеродинаміка	Міцність	Вагова досконалість (конструкція, матеріали, технологія)	Силова установка
• Підвищення рівня $K_{КРЕЙС}$ с 14...15 до 17.5... 18.5 ($K_{НА}$~ 20 %) • Розроблення компонування з механизацією при $K_{зл}$ =10,5...11,0; $C_{УБЕЗ}$ =1,5...1,6; $C_{УМАХ}$ ≈ 2.7 • Забезпечення нормативних характеристик стійкості і керованості надважкого літака • Теоретичні й експериментальні дослідження нових типів профілів, компонувань крила • Оптимізація параметрів крила, оперення, фюзеляжу, компонування в цілому • Експериментальна доводка місцевої аеродинаміки на моделях у трубах • Застосування нових конструктивно-технологічних рішень для підвищення якості поверхні • Надкритичні товсті профілі ($\overline{C}$ = 15 %; ΔM = 0,03) • Товсте стрілоподібне крило великого подовження з надкритичними профілями (λ = 8,4; ΔK = 0,9) • Компонування з малими запасами статичної стійкості ($m_z^{c_y} \approx$ -0,03; ΔK = 0,5) • Виключення кріплення з випуклими головками. Зменшення числа зовнішних надбудов. Довгомірикомпозити - ΔK = 1,0 • Експериментальні дослідження і доводка в трубах: • 185 моделей у т.ч. • 36 крил • 12 фюзеляжів • Загальний обсяг продувань 19500 трубогодин • САПР: аналіз з метою оптимізації 540 компонувань – 1000 г машинного часу	• Ресурс – не менше 8000 польотів, 40000 год (в 2 рази вище рівня С–5А) • Зниження розрахункових навантажень • Зняття балансувальних вантажів на рулях • Скорочення строків випробувань • Зниження вартості випробувань • Дослідження і аналіз умов експлуатації з метою уточнення і зниження навантажень • Нові методи міцнісних розрахунків на ЕВМ • Оптимізація навантажень • Відпрацювання конструкції на зразках і відсіках • Міцнісні, втомні і флатерні випробування • Об'єднання статичних і ресурсних випробувань • Автоматизація випробувань **Випробувано**: • 3500 зразків • 3 натурних відсіки • Повний виріб на статичну і втомну міцність **Вироблено:** • 105000 лабораторних циклів • 40000 циклів на міцнісній машині	• Маса конструкції ≤ 30 % • Масова віддача ≥ 56...58 % (підвищення рівня на 10...15 %) • Розроблення і обгрунтування лімітів і гранично допустимих мас • Оптимизація навантажень на конструкцію параметрів і характеристик агрегатів вузлів, систем • Нові конструкційні матеріали, напівфабрикати і техпроцеси • Нові конструктивно-компонувальні рішння • Система автоматизованого контролю мас у САПР-АН • Довгомірні панелі з закінцівкою в крилі ($m_{констр}$ = – 4100 кг) • Великогабаритні «вафельні» панелі фюзеляжу ($m_{констр}$ = – 890кг) • Композиційні матеріали ($m_{км}$ = 5500 кг; $m_{констр}$ = – 1800 кг) • Матеріали з підвищеними механічними властивостями – 1420, Д16Т; В95; В93Т3; 1161Т; 1933Т3; 1973Т3 ($m_{констр}$ = – 1500кг) • Шарнірний стик фюзеляжу з крилом ($m_{констр}$ = – 1500кг) • Роздільна герметизація кабін ($m_{констр}$ = – 900кг) • Герметичне високоресурсне кріплення ($m_{констр}$ = – 1200кг) • Оптимизація навантажень і параметрів ($m_{констр}$ = – 5000кг)	• $C_R \le 0{,}57...0{,}59 \frac{кг\ палива}{даН\ тяги \cdot год}$ (підвищення технічного рівня на15%) • $\le 0{,}18 \frac{кг\ палива}{даН\ тяги \cdot год}$ (підвищення технічного рівня на 10%) • $R_{зл}$ = 23000... 25000 даН (кгс) • Забезпечення стійкості і акустичної стійкості при високих параметрах циклу $\pi_к$ = 27; Т=1600 К • Нові матеріали і технологія • Нові конструктивно-компонувальні рішення • Нові машинні методи проектування і оптимізації за допомогою САПР • Машинне моделювання • Стендове відпрацювання • Літаюча лабораторія • **Випробувано:** • 95 елементів • 60 моделей • 46 вузлів • 28 двигунів **Напрацювання становить:** • в аеродинамічних трубах – 1500 год • на стендах – 10000 год • на літаючих лабораторіях - 800 год • на літаку – 2500 год

Рис. 6.20. Комплексно-цільова програма забезпечення високого науково-технічного рівня досконалості й ефективності літака Ан-124 (лист 1 із двох)

СИСТЕМИ ЛІТАКА	ЕЛЕКТРОНІКА	ЕКСПЛУАТАБЕЛЬНІСТЬ, НАДІЙНІСТЬ, БЕЗПЕКА
Розроблення основних систем і комплексів, які забезпечують надійне і безпечне функціонування унікального за розмірністю літака: • системи керування при малій статичній стійкості • комплексу гідравліки на ~1000 к.с. • комплексу енергопостачання • системи кондиціонування і наддування • комплексу шасі • системи керування механізацією • застосування автоматизації в системах і комплексах • резервування, дублювання, багатоканальність • автономізація • застосування спецпідсистем забезпечення безпеки • застосування методів машинного моделювання і оптимізації • проведення дослідження на 34 пошукових стендах • проведення випробування 10 сертифікаційних стендів • виконання випробування на трьох літаючих лабораторіях	• підвищення точності обчислення в 4 рази • підвищення імовірності попадання в 1.5...2 рази (з 0,95 до 0,97) • розширення функціональних можливостей бортового обладнання в 1.3...1.5 раза • підвищення імовірності виконання завдання на порядок • зниження завантаження екіпажем на 10 ... 15% • використання досконалих датчиків інформації з цифровою обробкою • реалізація задач комплексної обробки інформації і оптимізації режимів польоту • інтеграція пультів керування • використання методів математичного і напівнатурного моделювання • стендове і лабораторне відпрацювання комплексів і систем **Випробувано:** • на стенді матмоделювання – проведено первинне налагодження всіх алгоритмів • на напівнатурних моделях– налагоджено і доведено до 80% задач, виявлено і усунено ~ 50% зауважень • на літ. лабораторії – налагоджено і доведено до робочого стану ~40% алгоритмів і технічні характеристики РЛС • на дослідному літаку – випробувано і доведено 30% виробів і систем загального використання	• підготовка до польоту: - передпольотна, год ≤ 2 - повторна, год ≤ 1,5 • напрацювання на відмову у польоті, год ≥ 10 • заміна обладнання при відмові, хв. ≤ 30 • питома трудомісткість, чол.год/год польоту ≤ 25 **Підвищення рівня в 2–5 раз порівняно з Ан-22** • комплексна програма забезпечення експлуатаційної технологічності • комплексна програма забезпечення надійності • комплексна програма забезпечення безпеки • бортова автоматизована система контролю • оптимізація системи наземного обслуговування • на ГСІ вироблено оцінку і доводку показників експлуатаційної технологічності й надійності до заданого рівня • на дослідному літаку відпрацьовано і впроваджено в серію систему БАСК-124

Рис. 6.21. Комплексно-цільова програма забезпечення високого науково-технічного рівня досконалості й ефективності літака Ан-124 (лист 2 із двох)

У створенні важкого дальнього транспортного літака брали участь багато десятків підприємств і організацій. В умовах складної кооперації і взаємодії підприємств і інститутів різних міністерств і відомств важливу роль відіграло керування реалізацією програми. Керування було організовано в рамках існуючої структури міністерств і відомств. Були створені і функціонували Центральна координаційна рада, Рада головних конструкторів, функціонували секції Координаційної ради з напрямів. Ці та ряд інших спеціально створених інститутів і організаційних форм значною мірою сприяли вирішенню як оперативних питань створення літака, так і науково-технічних проблем. У цілому керування реалізацією програми будувалося за принципом відповідальності за кінцевий результат. Цей же принцип був проведений і в керуванні програмою на підприємстві. Практично в традиційній структурі з деяким функціональним перерозподілом повноважень і відповідальності за кінцевий результат керування створенням літака забезпечило вирішення основних проблем. Служба заступника головного конструктора щодо літака забезпечувала вирішення організаційних питань, служби заступників головного конструктора по напрямах спільно з підлеглими їм спеціалізованими відділами забезпечували і вирішували науково-технічні задачі. Координація робіт за програмою і ухвалення рішень з особливо важливих і ключових проблем і напрямів виконувалися головним конструктором.

Загальне керівництво роботою здійснював Генеральний конструктор Олег Костянтинович Антонов.

У зв'язку з тим, що проблеми створення важкого транспортного літака були складними, малодослідженими і неоднозначними, у розробленні широко застосовувався принцип альтернативних рішень. У ряді напрямів одночасно розроблялися два, три, а іноді і більша кількість передбачуваних рішень. Особливо широко принцип альтернативності застосовувався в аеродинаміці, ваговому проектуванні, системі керування. Такий підхід дозволяв зменшити ризик, гарантовано вийти на заплановану якість або властивість і забезпечити певні резерви як на випадок неефективного розроблення інших напрямів, так і для подальшого поліпшення і доведення.

Таким чином, програма літака Ан-124 відображала цілі, шляхи, методи, засоби, терміни і прогнозовані результати її виконання, що забезпечувало і гарантувало створення важкого дальнього транспортного літака на рівні технічної досконалості 80-х років.

2. Аеродинамічне компонування. Дослідження щодо аеродинамічного компонування літака були націлені на вирішення трьох основних проблем:

– розроблення і створення аеродинамічного компонування літака в крейсерській конфігурації з аеродинамічною якістю літака порядку $K_{крейс}$ = 17,0...18,0;

– розроблення і створення аеродинамічного компонування літака у злітно-посадковій конфігурації, яка забезпечує на зльоті аеродинамічну якість збалансованого літака $K_{без}$=10,5...11,0, коефіцієнта піднімальної сили $C_{y\ без}$=1,5...1,6;

– забезпечення необхідних характеристик стійкості і керованості літака на всіх режимах польоту в новій області массово-інерційних сил і геометричних розмірів.

Розроблення і реалізацію програми з аеродинамічного компонування проводили спільно з ЦАГІ.

Крейсерська аеродинаміка. Проблема розроблення і створення аеродинамічного компонування з крейсерською якістю порядку К = 17,0...18,0 полягала в необхідності підвищення рівня аеродинамічної досконалості транспортного літака на $\Delta K_{крейс.}$ = 3,0...4,0 одиниці порівняно з рівнем якості транспортних літаків 70-х років, тобто приблизно на 20 %. Для забезпечення вказаного зростання рівня аеродинамічної якості були розглянуті і проаналізовані можливі шляхи підвищення аеродинамічної якості, зроблені прогнози, оцінки і розроблені заходи щодо їх реалізації. Велика увага була приділена розробленню і впровадженню нових розрахунково-теоретичних методів дослідження профілів, крил, фюзеляжів, а також нових організаційно-технологічних форм розроблення і створення експериментальних моделей, зокрема розроблення і впровадження підсистем автоматизованого проектування на етапах передпроектних досліджень, попереднього і робочого проектування. У цілому розроблені заходи були розраховані на збільшення розрахунково-теоретичних і експериментальних досліджень порівняно з попереднім поколінням літаків більш ніж на порядок.

Крило – основний агрегат, що визначає рівень аеродинамічної досконалості літака. Розроблені і впроваджені в процесі проектування літака Ан-124 числові методи розрахунку дозволили провести дослідження крила у великому діапазоні його параметрів, зокрема за вибором профілів, скручування, подовження, стрілоподібності, товщини, звуження. Розрахунковий аналіз показав, що компонування крил з відпрацьованими раніше і такими, що застосовувалися на літаках Ан-22, Іл-76 та інших літаках профілями класичного типу С-2, С-3, П-151, не дозволяють отримати нового рівня якості. Необхідно було розробити і впровадити принципово нові, більш махостійкі профілі, які забезпечили б необхідні швидкості польоту з крилами меншої стрілоподібності, більшої товщини і, отже, більшого подовження при тих же вагових витратах. Прогноз показав, що деяке підвищення аеродинамічної якості може бути також досягнуто за рахунок оптимізації кривизни поверхні крила. Проведений комплекс розрахунково-експериментальних і компонувально-конструкторських робіт з дослідження профілів і крил забезпечив розроблення і створення принципово нового крила транспортного літака Ан-124 з рівнем досконалості, що забезпечив приріст аеродинамічної якості літака на ΔK = 0,8. Вперше в світі для важкого транспортного літака було застосовано компонування крила із спеціально розробленими спільно з ЦАГІ надкритичними профілями П-185 з відносною товщиною біля кореня $\overline{C_0}$ = 0,137, середньою відносною товщиною $\overline{C_{сер}}$ = 0,117, відносним подовженням λ = 8,34, звуженням η = 4,15 і стрілоподібністю χ = 28°. Товсте крило забезпечило значні резервні місткості палива, яких, як правило, не вистачає на більшості літаків у міру їх розвитку. Цей результат став підсумком розрахункових досліджень близько 500 варіантів крил, експериментальних досліджень 13 профільних відсіків і 26 компонувань крил.

Істотні резерви підвищення аеродинамічної якості має фюзеляж вантажного

літака. Відносний поперечний переріз фюзеляжу вантажного літака визначається габаритними розмірами вантажів, що перевозяться, і, як правило, міделъ вантажного фюзеляжу істотно більше міделя пасажирського фюзеляжу. Це ускладнює аеродинамічне компонування носової і хвостової частин фюзеляжу з метою забезпечення мінімальних втрат аеродинамічної якості. Крім того, необхідність забезпечення завантаження і вивантаження різної самохідної і несамохідної техніки через хвостовий люк вимагає обов'язкового відгину вгору хвостової частини фюзеляжу. Це також приводить до втрати аеродинамічної якості. Наявність великих обтічників шасі на фюзеляжі є ще одним великим джерелом втрат якості.

Аналіз показав, що проблема підвищення аеродинамічної якості літака за рахунок фюзеляжу багато в чому пов'язана з вирішенням конструктивно-компонувальних задач щодо вантажної, пілотської кабін і кабіни супроводжуючих, шасі, люків, хвостового оперення. У пошуках оптимального варіанта фюзеляжу було проведено конструктивно-компонувальне опрацьовування численних варіантів і силових схем шасі, люків, носових і хвостових частин, кабін. Необхідні були і великі розрахунково-експериментальні аеродинамічні дослідження. Числовій оптимізації були піддані десятки різних варіантів фюзеляжів, 12 варіантів було досліджено в аеродинамічних трубах. У результаті проведеного комплексу робіт було створено компонування фюзеляжу, яке дало приріст аеродинамічної якості літака $\Delta K = 0{,}9$ порівняно з літаком Ан-22.

Важливим резервом підвищення аеродинамічної якості є компонування літака із заднім діапазоном центрувань при малому запасі поздовжньої статичної стійкості. Для реалізації такого компонування необхідним було розроблення принципово нової електрогідродистанційної багато разів резервованої системи керування з автоматичною системою поліпшення стійкості. У результаті виконання намічених заходів така система була створена, і вперше в світі на важкому транспортному літаку застосовано поздовжнє компонування з малим (не більше 3 %) запасом статичної стійкості. Компонування забезпечує малі втрати аеродинамічної якості літака на балансування, що дозволило отримати приріст якості $\Delta K = 0{,}5$ і зменшити масу конструкції на 2800 кг. Слід зазначити, що за кордоном вихід на рівень зменшених запасів поздовжньої статичної стійкості (~ 6 %) для великих літаків намічався на 1987–1988 рр., а на рівень малих запасів – на 1982–1993 рр.

Для забезпечення мінімальних втрат аеродинамічної якості за допомогою силової установки й інтерференції крила з силовою установкою спільно з ЦАГІ і ЦІАМ було заплановано і проведено великий комплекс розрахунково-експериментальних і конструктивно-компонувальних робіт щодо дослідження вхідного пристрою, обтічника вентилятора, обтічника газогенератора, пілонів і компонування "крило + силова установка" в цілому. Всього випробувано більше 60 моделей, обсяг експериментальних досліджень становить 1500 трубогодин. У результаті відпрацьоване компонування забезпечує на літаку встановлювальні втрати удвічі

менше, ніж на літаках, що розглядалися як аналоги.

Досвід вітчизняного і зарубіжного літакобудування указував на необхідність ретельного відпрацювання місцевої аеродинаміки літака, що за прогнозами могло забезпечити приріст аеродинамічної якості ΔK = 0,5 до ΔK = 1,0. Спільно з ЦАГІ було намічено програму відпрацювання залізів, обтічників, стиків і т.п. Десятки варіантів були випробувані в аеродинамічній трубі АНТК, а потім ряд якнайкращих – в аеродинамічних трубах ЦАГІ. Були знайдені оптимальні компонування залізів крила з фюзеляжем, фюзеляжу з оперенням, елементів форми носової і хвостової частин фюзеляжу, які забезпечили мінімальні втрати аеродинамічної якості на інтерференцію, вихороутворення і зриви. У результаті виграш в аеродинамічній якості літака становить ΔK = 0,5.

Аналіз показував, що є резерви підвищення аеродинамічної якості за рахунок поліпшення якості зовнішньої поверхні. Нерівності, стики, щілини, уступи і виступи, шорсткість поверхні, різного типу антени та інші надбудови приводять до значного зростання опору літака і, в результаті, до втрати аеродинамічної якості. Наприклад, на літаку Ан-22 додатковий опір за рахунок вказаних чинників досягав 20 % початкового мінімального опору літака. Для зменшення цієї величини потрібні були нові конструктивно-технологічні рішення, що забезпечують істотне поліпшення якості зовнішньої поверхні літака. За прогнозом втрати могли бути зменшені до 5 %. Проте розроблений з урахуванням можливостей вітчизняної серійної технології комплекс конструктивно-технологічних заходів забезпечив зменшення додаткового опору літака тільки до 10 %. В основному зменшення було досягнуто шляхом практично повного виключення на зовнішній поверхні кріплення з опуклими головками, скорочення на порядок зовнішніх надбудов при розширенні їх функціональних можливостей, застосування пресованих панелей і композиційних матеріалів з меншою хвилястістю і шорсткістю поверхні. Зниження шкідливого опору з 20 до 10 % забезпечило збільшення аеродинамічної якості приблизно на ΔK = 1,0. У цілому обсяг розрахунково-теоретичних досліджень становив більше 1000 годин машинного часу на ЕОМ, обсяг експериментальних досліджень в аеродинамічних трубах ЦАГІ та АНТК – близько 19500 год на 185 моделях. Виконана програма забезпечила створення компонування літака з крейсерською аеродинамічною якістю $K_{крейс}$ = 17,6 на M = 0,75.

Злітно-посадкова аеродинаміка. Визначальною умовою для вибору злітно-посадкової механізації крила була умова забезпечення безпечного зльоту літака з аеродрому першого класу з довжиною ЗПС 2500 м у разі відмови критичного двигуна. Проблема злітного компонування полягала в необхідності розроблення механізації, яка забезпечить на безпечній швидкості зльоту підвищення аеродинамічної якості збалансованого літака з $K_{зл\,без}$ = 9,0, відповідного рівня літаків 70-х років, до $K_{зл\,без}$ = 10,5…11,0 при коефіцієнті піднімальної сили $C_{y\,без}$ = 1,5...1,6. Рівень аеродинамічної досконалості мав зростати на 15...20 %.

Розроблена спільно з ЦАГІ програма передбачала такі основні розрахунково-

теоретичні та експериментальні дослідження:

– різних типів закрилків на крилах різного компонування;

– різних типів передкрилків;

– оптимізації секційності закрилків і диференціації кутів відхилення секцій - закрилків та елеронів;

– впливу елементів, конструкції навішування і приводів закрилків;

– різного типу інтерцепторів уздовж розмаху крила, їх секційності і диференціації;

– шляхів зменшення шкідливої інтерференції в злітній конфігурації літака.

У результаті виконання програм розрахунково-конструкторських і експериментальних робіт було визначено і створено для транспортного літака Ан-124 таку механізацію крила:

Закрилки: однощілисті, одна ланка на внутрішній і середній секціях, з додатковою профільованою другою щілиною на внутрішніх частинах секцій, однощілисті типу Фаулер з одною ланкою, – на зовнішній секції. Відносна хорда закрилків – 0,25 ... 0,30; відносне висунення – 0,13 ... 0,15; відносний сумарний розмах трьох секцій закрилків – 0,7. На зльоті середній кут відхилення $\delta_з$ = 30°, на посадці $\delta_з$ = 40°.

Передкрилки: щілисті, висувні, з чотирьох секцій, уздовж всього розмаху крила, відносна хорда – 0,13, відносне висунення – 0,07, кут відхилення на зльоті і посадці $\delta_{перед}$ = 17°.

Інтерцептори: по задній кромці основної частини крила уздовж розмаху закрилків з хордою близько 1 м. Із 12 секцій чотири внутрішні – гальмівні, чотири середні – глісадні, чотири зовнішні – інтерцептори-елерони для поперечного керування літаком. Кути відхилення гальмівних і глісадних інтерцепторів – до 60°, інтерцепторів–елеронів – до 45°. При гальмуваннях на землі всі інтерцептори використовують як гальмівні. Розроблене аеродинамічне компонування літака у злітно-посадковій конфігурації не тільки забезпечило виконання заданих вимог щодо базування на аеродромах різних класів, але і дозволило створити необхідні резерви несучих здатностей крила для подальшого розвитку літака.

Стійкість і керованість. Основною проблемою забезпечення нормованих характеристик стійкості і керованості літака Ан-124 була проблема забезпечення поздовжньої стійкості літака на крейсерських режимах польоту. Складність проблеми визначалася трьома основними причинами. По-перше, установлення горизонтального оперення літака на палубі фюзеляжу в сліді за крилом призвела до втрати ефективності горизонтального оперення на кутах атаки 9...12° за рахунок гальмування і скосу потоку і нелінійності поздовжньої моментної характеристики літака (утворення "ложки"). По-друге, стрілоподібне крило порівняно великого подовження і звуження з надкритичними профілями на кутах атаки 9...12° було піддано зриву в кінцевих перерізах і зростанню несучих здатностей в кореневих перерізах, що практично удвічі збільшило "ложку" в поздовжній моментній характеристиці. По-третє, прийняте компонування літака з малими запасами статичної стійкості за наявності "ложки" вимагало розроблення і

реалізації системи керування і спеціальних аеродинамічних заходів, які забезпечили би безпеку і надійність продовження і завершення польоту в особливих випадках, зокрема при різних відмовах у системі керування, включаючи і нерозрахункові відмови.

Комплекс робіт щодо стійкості й керованості літака дозволив досліджувати, створити і відпрацювати аеродинамічне компонування літака в цілому і його рульових поверхонь, які забезпечують необхідні характеристики стійкості і керованості, а також безпеку і надійність польотів на всіх режимах і в будь-яких відмовних ситуаціях.

Керування. Проблеми забезпечення стійкості і керованості важкого транспортного літака з надкритичним стрілоподібним крилом і палубним оперенням визначалися в основному компонуванням з малим запасом статичної стійкості і наявністю місцевої поздовжньої нестійкості на великих кутах атаки. Труднощі викликалися також великою протяжністю проводки управління, її інерційністю, тертям і люфтами.

Ефективне вирішення цих проблем могло бути досягнуто застосуванням електродистанційної системи керування з автоматичною системою поліпшення стійкості. Проте при цьому необхідно було створити систему, яка не приводила б до тяжких наслідків при активних непрогнозованих відмовах (при електромагнітних випромінюваннях, пожежах, помилках обслуговування і т.п.) і надійно взаємодіяла з резервною механічною системою. Крім того, вона має бути позбавлена від складності нашарування автоматичних підсистем (системи завантаження, тримирування, автоматичного управління, компенсації тертя в механічній проводці, обмеження граничних режимів і т.д.), що неминуче призводить до зниження надійності і погіршення умов технічного обслуговування і експлуатації.

Розроблено і реалізовано принципи побудови автоматизованої системи керування літака Ан-124, що не мають аналогів у вітчизняному і зарубіжному авіабудуванні, дозволили вирішити розглянуті проблеми.

Автоматизована система керування з підсистемою поліпшення стійкості і керованості виконана чотирьохканальною за схемою 2х2, тобто двох практично автономних підсистем, контрольованих по виходу. Це забезпечує детекцію і обмеження наслідків активних відмов і створює високий рівень надійності й безпеки.

Принциповою відмітною особливістю систем у поздовжньому і поперечному каналах є те, що командні сигнали від льотчика формуються за допомогою багатоканальної електродистанційної системи не за переміщенням важелів керування, а по зусиллях на важелях. Таке рішення дозволяє оптимально включити в контур керування резервну механічну систему й істотно спростити структуру керування. У разі прикладання зусиль до важелів керування датчики формують електричний сигнал, пропорційно якому переміщаються виконавчий привід, а також пов'язані з ним резервна механічна система керування і золотники рульових приводів, встановлені на рульових поверхнях. Таким чином, електродистанційна система крім передачі керуючих сигналів виконує функції компенсатора тертя в механічній системі, механізму завантаження важелів керування, приводу системи автоматичного керування, обмежувача граничних режимів – штовхача штурвальної колонки приводу системи суміщеного керування.

Особливістю системи керування є також установлення на кожній секції руля по

чотири рульові приводи, що забезпечують високу динамічну жорсткість системи і що живляться від автономних гідросистем. Це дозволило забезпечити необхідні флатерні характеристики навіть після відмови трьох приводів без застосування традиційних вагових балансирів, маса яких для Ан-124 становила 2,5 ... 3,0 т.

Ураховуючи новизну принципів побудови, схемних і конструктивних рішень, необхідно було приділити особливу увагу відпрацюванню надійності і відмовобезпечності. З цією метою було розроблено довгострокову програму, відповідно до якої виконано великий обсяг експериментально-дослідних робіт. На етапі конструктивних опрацьовувань на спеціальному стенді-макеті системи були проведені пошукові роботи з оптимізації структури системи, а на імітаторі польоту – наближене відпрацювання законів керування і вирішено ряд ергономічних задач. Із значним випередженням було виконано інженерний аналіз відмовних ситуацій і проведено їх експертну оцінку за участю провідних льотчиків і фахівців, що дозволило уточнити структуру системи, а також обсяги стендових і льотних випробувань. Перед початком польотів остаточні дослідження проводили на комплексному стенді, що містить натурний стенд керування й імітатор польоту літака.

Льотні випробування літака Ан-124 з автоматизованою системою керування повністю підтвердили заявлені характеристики стійкості й керованості літака і показники надійності, відмовобезпечності та експлуатабельності системи.

Створена система керування забезпечила реалізацію аеродинамічного компонування літака з малим запасом статичної стійкості, внаслідок чого досягнуто підвищення аеродинамічної якості на $\Delta K = 0{,}5$ і зменшено злітну масу літака на 2,3 %.

Вагове проектування і деякі конструктивно-технологічні особливості. Підпрограма вагової досконалості літака була спрямована на вирішення основних проблем:

– розроблення і створення конструкції планера і систем з ваговою віддачею за повним навантаженням не менше 56...58 %, за масою конструкції – не більше 30 %; проблема загострювалася тим, що в останні десятиліття відбувалося невідворотне зростання відносної маси конструкції літаків через цілий ряд нових вимог:

– необхідність забезпечення витривалості конструкції, звідси – зниження рівня напруги в елементах конструкції;

– підвищення рівня механізації конструкції; маса механізованих елементів планера зросла з 10 до 20 %;

– необхідність підвищення рівня контролепридатності і ремонтопридатності конструкції, що є важливим чинником забезпечення безпеки і постійної готовності парку літаків;

– необхідність забезпечення птахостійкості, блискавкозахищеності, живучості конструкції при різного роду поразках і т.д.

Посилюється проблема також тим, що із зростанням розмірності літака через закон "квадрата-куба" зростає відносна маса конструкції. Проблема розроблення літака з повною ваговою віддачею не менше 56 ... 58 % по суті означала необхідність створення літака з новим перспективним рівнем вагової досконалості, який був би

приблизно на 15 % вище досягнутого рівня вітчизняних літаків і на 5 ... 7 % вище за рівень кращих зарубіжних зразків 70-х років.

Однією з основних особливостей задачі була необхідність розроблення конструкції не тільки з високою ваговою досконалістю, але і з великим ресурсом – не менше 8000 польотів і 40000 льотних годин.

Створений фірмою "Локхід" літак С-5А мав первинний ресурс 8750 год, а після заміни крила матиме його близько 20000 ... 30000 год (за різними джерелами). Таким чином, і за ресурсом літак Ан-124 мав перевершувати рівень зарубіжних транспортних літаків в 1,5 - 2 рази.

Підпрограма забезпечення вагової досконалості містила такі основні розділи:

– дослідження і аналіз умов експлуатації літака з метою уточнення зовнішніх навантажень і виявлення можливостей їх зниження;

– розроблення і впровадження концепції базового варіанта літака і його конструктивно-технологічних особливостей;

– розроблення і обгрунтування вагових лімітів і гранично допустимих мас агрегатів, вузлів, систем і літака в цілому;

– оптимізація параметрів, характеристик агрегатів, систем, вузлів літака;

– застосування нових конструкційних матеріалів і нових технологічних процесів;

– розроблення і впровадження в рамках САПР–АН системи автоматизованого контролю мас і центрувань;

– організація і проведення роботи спеціальної вагової комісії.

Великий обсяг розрахунково-дослідницьких робіт щодо урахування впливу пружності конструкції на навантаження з використанням сучасних методів і обчислювальних засобів дозволив додатково понизити розрахункові навантаження на основні агрегати літака. Льотні випробування літака, включаючи граничні за міцністю режими польоту, виконані з вимірами приблизно по 500 каналах, підтвердили правильність прогнозування розрахункових навантажень. Великий обсяг розрахунково-дослідних робіт виконаний щодо оптимізації силових схем основних агрегатів конструкції, зокрема крила, фюзеляжу, оперення, їх зчленувань, з використанням у розрахунках міцності методу скінченних елементів. Результати статичних випробувань конструкції свідчать про правильність вибору силових схем агрегатів, високу точність застосованих методів розрахунку і відсутність зайвих запасів міцності. У цілому оптимізація, уточнення і зниження навантажень на агрегати конструкції забезпечили підвищення корисної вагової віддачі літака на 1,0 %.

У несилових елементах конструкції літака широко використані композиційні матеріали, досвід застосування яких розглянуто в наступному розділі. За обсягом застосування композиційних матеріалів літак Ан-24 не має аналогів у світі серед важких транспортних літаків. Маса конструктивних елементів з композиційних матеріалів становить 5500 кг, що забезпечує зниження маси конструкції більше ніж на 2000 кг, тобто корисна вагова віддача зростає приблизно на 0,5 %.

Комплексний підхід до вирішення задач забезпечення високих вагових і аеродинамічних характеристик надійності, безпеки, ресурсу, технологічності й

експлуатаційної технологічності потребував глибокого вивчення і використання вітчизняного і зарубіжного досвіду створення важких широкофюзеляжних літаків і пошуку принципово нових конструктивно-технологічних рішень. Синтезу нових рішень значною мірою сприяли творча активність конструкторів та їх високий професійний рівень. Освоєння, впровадження і доведення нових конструктивно-технологічних рішень підкріплювалися великим обсягом випереджаючих досліджень і випробувань як у лабораторіях, так і на спеціально створених стендах.

Одним із конструктивно-технологічних розроблень, виконаних уперше в галузі і таких, що принесли найбільшу ефективність, є розроблення конструкції консольної частини крила без розчленовування його по розмаху на базі застосування великогабаритних монолітних пресованих панелей із закінцівкою і поясів лонжеронів завдовжки до 28 метрів (рис. 6.22). Застосування довгомірних пресованих панелей із закінцівкою дозволило:

– вперше в світовій практиці створити конструкцію крила з полегшеним, дворядним стиком центроплана і КЧК, який не поступається за ваговими і ресурсними характеристиками зрізним стикам крил вітчизняних і зарубіжних літаків, забезпечують можливість повної механізації процесів оброблення стикувальних поверхонь і просте стикування агрегатів (рис. 6.23);

– скоротити обсяг складально-клепальних робіт і підвищити якість зовнішньої поверхні крила за рахунок зменшення кількості кріплення;

– понизити трудомісткість і скоротити цикл виготовлення і стикування крила на 5600 чол/год, і 1,5 - 2,6 місяця відповідно порівняно з варіантом збірно-монолітної конструкції.

Застосування довгомірних пресованих панелей, дворядного фланцевого стику і однієї стикувальної нервюри замість двох традиційних дозволило зменшити масу конструкції літака на 2900 кг, підвищити втомну довговічність і контролепридатність конструкції.

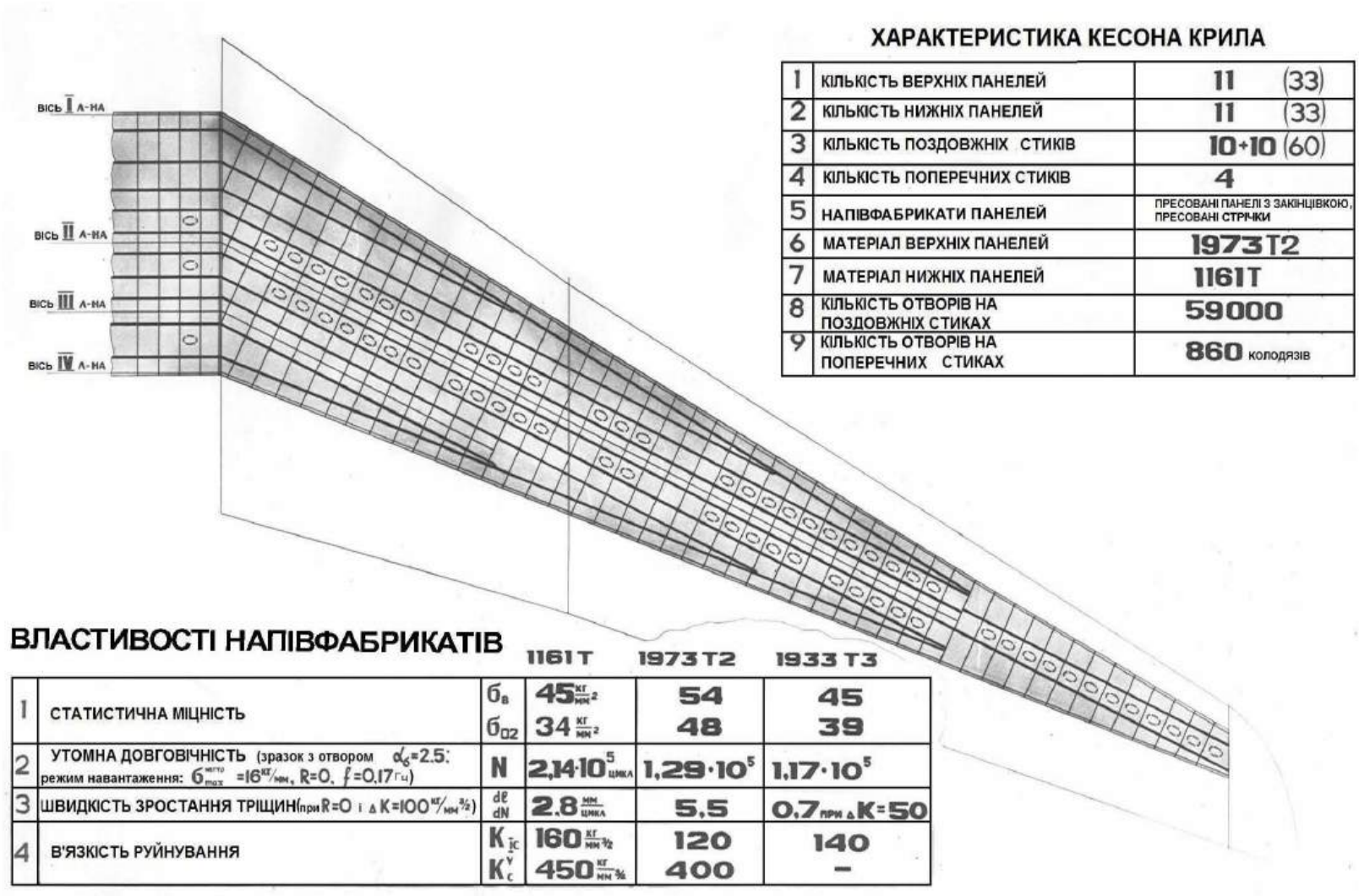
Нове конструктивно-технологічне рішення було вибрано на підставі проведених порівняльних розрахунково-експериментальних досліджень монолітних і збірно-монолітних конструкцій за оцінкою їх статичної міцності, витривалості й живучості, а також за аналізом вартості життєвого циклу варіантів конструкції. Для його впровадження необхідно було вперше розробити ряд технологічних процесів і створити спеціальне устаткування.

Цей комплекс містить:

– виробництво напівфабрикатів на металургійних підприємствах, що потребувало вирішення таких проблем: розроблення і створення контейнера для пресування, розроблення і освоєння технології отримання закінцівок, кооперованого забезпечення ад'юстажного оброблення, міжзаводського транспортування довгомірів, зокрема центроплана та консолей крила до місця остаточного складання;

– механічне оброблення на верстатах з ЧПК, для чого необхідно було вирішити проблеми модернізації того, що є, і постачання нового верстатного устаткування (з подовженим столом і новим коректувальним пристроєм), освоєння процесів формування базових поверхонь і оброблення панелей в умовах мінімальних припусків на заготовці;

КРИЛО



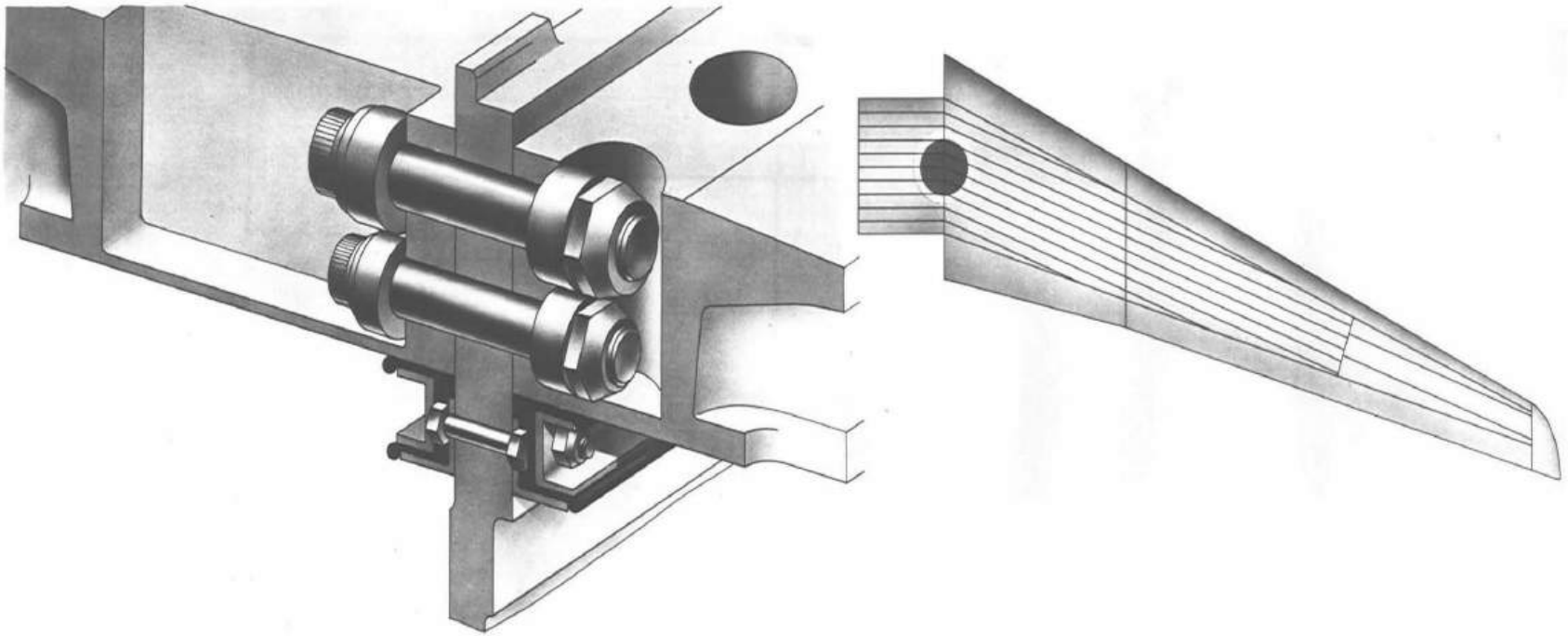
ХАРАКТЕРИСТИКА КЕСОНА КРИЛА

1	КІЛЬКІСТЬ ВЕРХНІХ ПАНЕЛЕЙ	11 (33)
2	КІЛЬКІСТЬ НИЖНІХ ПАНЕЛЕЙ	11 (33)
3	КІЛЬКІСТЬ ПОЗДОВЖНІХ СТИКІВ	10+10 (60)
4	КІЛЬКІСТЬ ПОПЕРЕЧНИХ СТИКІВ	4
5	НАПІВФАБРИКАТИ ПАНЕЛЕЙ	ПРЕСОВАНІ ПАНЕЛІ З ЗАКІНЦІВКОЮ, ПРЕСОВАНІ СТРІЧКИ
6	МАТЕРІАЛ ВЕРХНІХ ПАНЕЛЕЙ	1973Т2
7	МАТЕРІАЛ НИЖНІХ ПАНЕЛЕЙ	1161Т
8	КІЛЬКІСТЬ ОТВОРІВ НА ПОЗДОВЖНІХ СТИКАХ	59000
9	КІЛЬКІСТЬ ОТВОРІВ НА ПОПЕРЕЧНИХ СТИКАХ	860 колодязів

ВЛАСТИВОСТІ НАПІВФАБРИКАТІВ

			1161 Т	1973 Т2	1933 Т3
1	СТАТИСТИЧНА МІЦНІСТЬ	$\sigma_в$	45 кг/мм²	54	45
		$\sigma_{0,2}$	34 кг/мм²	48	39
2	УТОМНА ДОВГОВІЧНІСТЬ (зразок з отвором α_σ=2.5; режим навантаження: $\sigma^{мягк}_{max}$=16 кг/мм, R=0, f=0,17 Гц)	N	$2{,}14\cdot10^5$ цикл	$1{,}29\cdot10^5$	$1{,}17\cdot10^5$
3	ШВИДКІСТЬ ЗРОСТАННЯ ТРІЩИН (при R=0 і ΔK=100 кг/мм$^{3/2}$)	$\frac{dl}{dN}$	2.8 мм/цикл	5,5	0,7 при ΔK=50
4	В'ЯЗКІСТЬ РУЙНУВАННЯ	K_{1c}	160 кг/мм$^{3/2}$	120	140
		K^{V}_{c}	450 кг/мм$^{3/4}$	400	–

Рис. 6.22. Крило



- ПОВНІСТЮ МЕХАНІЗОВАНО ПРОЦЕС ОБРОБЛЕННЯ СТИКУВАЛЬНОЇ ПОВЕРХНІ.

- МАЄ ВИГРАШ У ВАЗІ ПЕРЕД ВІТЧИЗНЯНИМИ ОДНОРЯДНИМИ ФЛАНЦЕВИМИ СТИКАМИ ТА НЕ ПОСТУПАЄТЬСЯ ЗРІЗНИМ СТИКАМ КРИЛ ЗАРУБІЖНИХ ЛІТАКІВ.

- СКОРОЧЕНО КІЛЬКІСТЬ ОТВОРІВ / ВРАХОВУЮЧИ КОЛОДЯЗІ /, ПІДВИЩЕНО КОНТРОЛЕПРИДАТНІСТЬ, ЗНИЖЕНО ТРУДОМІСТКІСТЬ ОБРОБЛЕННЯ ОТВОРІВ І ПІДВИЩЕНО УТОМНУ ДОВГОВІЧНІСТЬ КОНСТРУКЦІЇ ПОРІВНЯНО ЗІ ЗРІЗНИМ СТИКОМ.

Рис. 6.23. Дворядний фланцевий стик

– формування панелей по теоретичному контуру, включаючи косий поперечний перегин, гнуття і правку поясів лонжеронів, що потребувало вирішення проблем розроблення і освоєння технології формоутворення, створення і оснащення спеціальним устаткуванням ділянки формоутворення довгомірів з підігріванням;

– складання-комплектацію секції панелей, що потребували вирішення проблеми забезпечення комплектовності довгомірних деталей, виготовлених у різних температурних умовах, організації такелажно-транспортувальних операцій;

– поверхневе зміцнення деталей, для чого необхідно було вирішити проблеми розроблення і створення пресів і засобів місцевого пневмодинамічного зміцнення елементів панелей крила на різних етапах виготовлення, а також розроблення і освоєння технології поверхневого дробометного зміцнення довгомірних панелей і поясів лонжеронів на установці УДП-2-35 в автоматичному режимі із забезпеченням мінімальних поводок і однакового подовження;

– захисне покриття панелей з вирішенням проблеми відпрацювання і освоєння комплексної технології анодування довгомірних деталей.

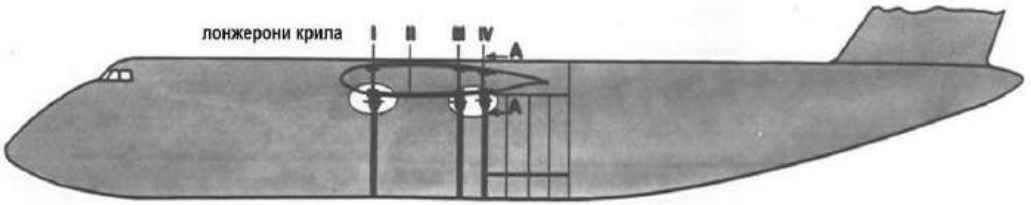
Розроблена конструкція і технологія перегину поздовжнього набору крила замість стику забезпечили додаткове зменшення маси конструкції на 1200 кг.

Вперше в світовій практиці для важкого транспортного літака розроблено і створено шарнірний стик крила з фюзеляжем замість традиційного фланцевого стику (рис. 6.24). У процесі розробки було проведено моделювання контактних процесів, досліджено близько 30 зразків і здійснено випробування натурного стику з випереджаючим напрацюванням, що підтвердили надійну роботу високонавантаженого з'єднання із заданим ресурсом. Завдяки застосуванню шарнірного з'єднання крила з фюзеляжем маса конструкції була зменшена на 1500 кг.

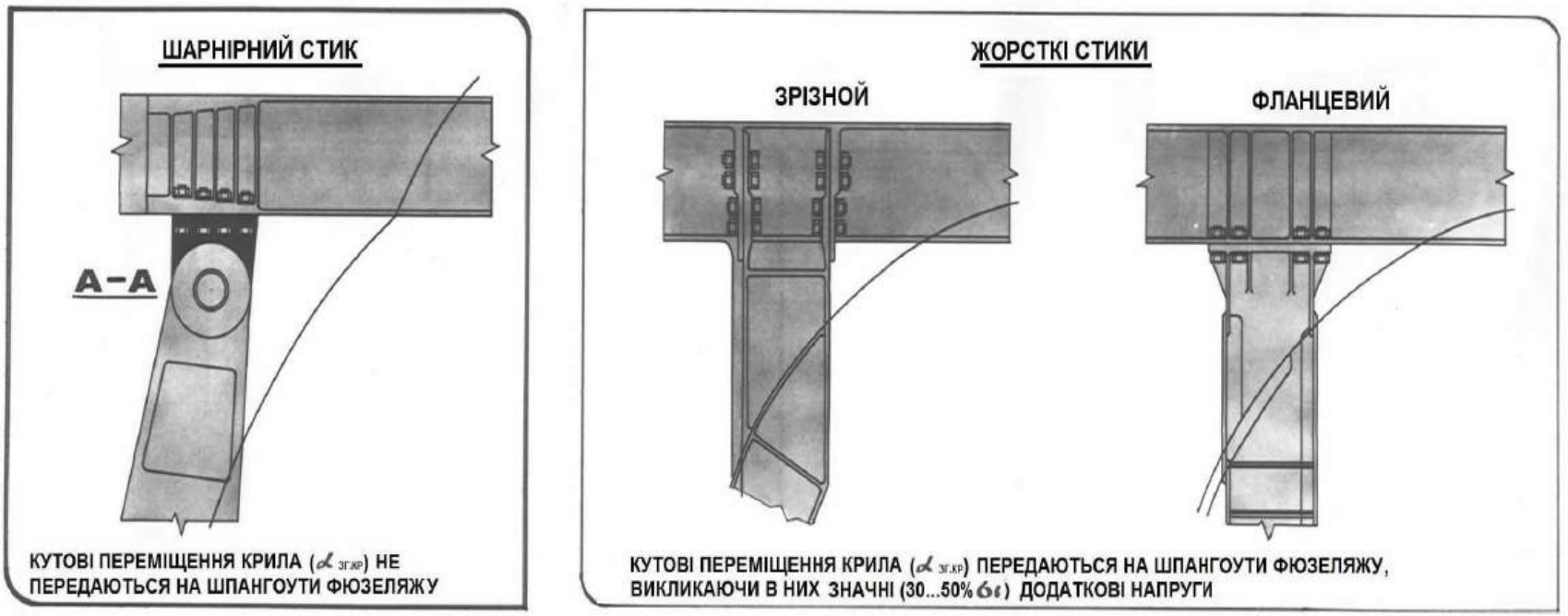
З метою зниження маси конструкції, підвищення її надійності, експлуатаційної та виробничої технологічності в розчленовуванні фюзеляжу на відсіки були ліквідовані чисто конструктивні стики і проведено поєднання технологічного розчленовування з конструктивно-компонувальним. Це рішення дозволило обійтися мінімальною кількістю стиків конструкції, забезпечило високий ступінь технологічної завершеності відсіків, спрощення монтажу систем, їх закінченість, підвищення якості складання, маса фюзеляжу була зменшена на 120 кг.

Значне зниження маси конструкції – близько 370 кг – досягнуто за допомогою оригінальної системи заднього вантажного люка (підвіска рампи на штангах, чергування поперечних силових і розподільних балок на рампі, конструкція гермотрапа по схемі усіченого конуса, конструктивна схема середньої стулки з незашитими зсередини бічними частинами та ін.).

Система роздільної герметизації кабін – верхніх і вантажної, конструкція вантажної підлоги – з перехресною системою каркаса підлоги, наявністю розподільних балок, застосування великогабаритних монолітних – вафельних панелей фюзеляжу і цілий ряд інших конструктивно-технологічних рішень щодо фюзеляжу забезпечили підвищення надійності безпеки, експлуатабельності конструкції і привели до зниження маси її ще більш ніж на 3000 кг.



ІСНУЮЧІ У СВІТОВОМУ ТА ВІТЧИЗНЯНОМУ ЛІТАКОБУДУВАННІ ВАРІАНТИ СТИКІВ ШПАНГОУТІВ ФЮЗЕЛЯЖУ З КРОНШТЕЙНАМИ НАВІШУВАННЯ КРИЛА



- **ШАРНІРНИЙ СТИК ВПРОВАДЖЕНО НА ВИРОБІ *"400"*.**
- **ЗАБЕЗПЕЧУЄ ЗНИЖЕННЯ ВАГИ НА ~350 кг ПРИ ОДНОЧАСНОМУ ЗБІЛЬШЕННІ РЕСУРСУ З'ЄДНАННЯ.**
- **ЗАРУБІЖНИХ І ВІТЧИЗНЯНИХ АНАЛОГІВ НЕ МАЄ.**

Рис. 6.24. Шарнірний стик шпангоутів фюзеляжу з кронштейнами навішування крила

З метою збільшення ресурсу, зниження маси, підвищення коефіцієнта використання матеріалу і зниження трудомісткості виготовлення вперше в галузі для літака Ан-124 було розроблено і впроваджено конструкцію титанових трубопроводів повітряних систем із цільнотягнутих і одношовних особливо тонкостінних труб діаметром до 160 мм. Для вирішення цієї задачі було розроблено і впроваджено комплексну технологію виготовлення титанового трубопроводу на базі групи уніфікованих елементів із трубчастих заготовок і створено комплекс спеціального устаткування, при цьому значно розширено номенклатуру елементів за типами і розмірами.

Розроблена і впроваджена комплексна технологія містить:

– виготовлення точних одношовних трубчастих заготовок із листа 7М і ВТІ–0 методом автоматичного зварювання;

– формоутворення в роликах на профілезгинальних машинах, у штампі на гідропресі або трубозгинальних машинах зігнутих патрубків із радіусом згинання, який більше трьох діаметрів трубопроводу або дорівнює їм;

– виготовлення крутозігнутих патрубків із радіусом згинання, що дорівнює діаметру трубопроводу, методом проштовхування заготовок з легкоплавким заготівником через струмковий штамп;

– виконання відбортовок на патрубках методом штампування з використанням поліуретану;

– виготовлення закінцівок, фланців бандажів, перехідників та інших елементів методом гідродинамічного штампування на прес-гарматі;

– складання-комплектацію трубопроводів з окремих елементів в універсально–збірних пристосуваннях з подальшим автоматичним зварюванням кільцевих швів.

Впровадження високоресурсних і титанових трубопроводів забезпечило зниження маси трубопроводів на 10 ... 15 % при підвищенні ресурсу в 5 – 10 разів, зниження трудомісткості виготовлення на 20 ... 30 % і підвищення КВМ до 0,5 ... 0,7.

У результаті проведених широких експериментальних досліджень варіантів конструкції за параметрами і типами кріплення були розроблені і впроваджені високоресурсні герметичні заклепочні та болтові з'єднання із застосуванням нової конструкції заклепок із компенсатором і болтів підвищеного натягу. Розроблено таємну конструкцію всієї гами кріплення, оформлену галузевими стандартами, а спільно з Українським філіалом НІАТ розроблено і впроваджено у виробництво механізовані методи і засоби утворення отворів по 7-му і 9-му квалітетам точності і безударності і беззадирної постановки кріплення з підвищеним натягом.

Впровадження нових заклепочних і болтових з'єднань забезпечило підвищення ресурсу і герметичності конструкції за рахунок збільшення натягу в з'єднанні, рівня механізації складальних робіт і поліпшення умов праці при складанні, дозволило знизити масу літака приблизно на 1200 кг шляхом скорочення об'єму внутрішньошовної і поверхневої герметизації.

У цілому реалізація програми вагового проектування дозволила виконати технічні вимоги до літака по вищих межах і забезпечила резерви для подальшого підвищення його техніко-економічної ефективності.

Застосування композиційних матеріалів. Найближчим часом конструктор практично не зможе боротися з безперервним зростанням відносної маси конструкції за допомогою тільки металевих конструкційних матеріалів.

Відсунути цей критичний момент можна "проривом" в якій-небудь з областей знань. Сьогодні таким "проривом" можна вважати появу полімерних композитів. Тому істотний прогрес у розробленні літакових конструкцій обґрунтовано пов'язується з цими перспективними матеріалами. У конструкціях із композиційних матеріалів реалізуються такі їх переваги (рис. 6.25):

1. Виключно високі питомі характеристики як міцності, так і жорсткості.

2. Унікальні показники опору втомі (межа витривалості на розрив близька до межі міцності).

3. Керована в широких межах анізотропія властивостей.

4. Можливість ліквідації так званої надмірності "конструктивної" маси, неминучої, наприклад, у тонкостінних металевих конструкціях.

5. Можливість створення великогабаритних інтегральних конструкцій складної геометричної форми.

6. Можливість зниження поверхневого тертя. Першочерговою задачею прийнятої в ОКБ стратегії впровадження композитів з'явилося проектування і виготовлення з композитів "дублерів" серійних металевих агрегатів, що вже знаходилися в експлуатації, а потім – їх випробування і проведення порівняльного аналізу. Були розроблені агрегати планера, які не є критичними з погляду безпеки польоту і легко піддаються заміні: стулки, сервокомпенсатори, відкидні панелі і т.п. Результати порівняльних випробувань і аналізу підтвердили розрахунки.

Композиційні конструкції виявилися легшими, жорсткіше металевих, а їх тривала льотна експлуатація не виявила яких-небудь несподіванок. У КБ були широко розгорнені експериментальні дослідження матеріалів і конструкцій з них. У міру вивчення матеріалу вироблялася методика проектування. Виявилася так звана "замкнутість" конструктивних і технологічних рішень.

У ході проектування створювалися раціональні структури і нові технологічні процеси. На літаку Ан-72 вже був закладений значний обсяг композиційних конструкцій. Накопичений досвід і необхідність забезпечення високої вагової віддачі важкого транспортного літака привели до широкого застосування композиційних матеріалів, зокрема в складних і навантажених елементах конструкції. Було розроблено і впроваджено цілий ряд конструктивних компонувань із застосуванням композиційних матеріалів (рис. 6.26):

– конструктивні елементи у вигляді незамкнутих оболонок, що переміщалися у польоті і зберігають під навантаженням задану форму: обтічники монорельсів закрилків;



Рис. 6.25. Механічні характеристики КМ



Рис. 6.26. Композиційні матеріали в конструкції Ан-124

– стулки ніші багатостоякового шасі, що виконують функції ложементів, які утримують шасі в прибраному положенні і дозволяють обійтися без складних механічних замків;

– великогабаритні залізи і обтічники складної конфігурації, які здатні зберігати задану аеродинамічну форму під значним повітряним навантаженням і допускають застосування "плаваючого" кріплення до силових конструкцій;

– герметична палуба, що є гермоперегородкою площею близько 200 м^2, що навантажується надмірним тиском 0,55 кг/см^2 (сумарна сила 1000 тс); застосування балок із поясами, посиленими композиційними матеріалами, забезпечило необхідну жорсткість палуби в прольоті більше 4 м;

– канали повітрозабірника маршового двигуна, що працюють в умовах високого акустичного тиску, який перевищує 150 дБ.

У процесі дослідно-конструкторських робіт для кожного типу застосування створені відповідні конструктивно-технологічні схеми.

Починаючи з важкого транспортного літака Ан-124 композиційні конструкції вступили в стадію широкої й інтенсивної експлуатації.

Система технічного обслуговування. Вартість експлуатації парка за життєвий цикл, що у багато разів перевищує вартість виготовлення, значною мірою визначається трудомісткістю технічного обслуговування, складом запасних частин, організацією технічного обслуговування і ремонту. Комплексна задача зниження часу, трудомісткості, вартості експлуатації може бути вирішена тільки в тому випадку, якщо на всіх етапах – від ескізного проекту до експлуатаційних випробувань – проектування літака і його систем, розроблення бортових і наземних засобів контролю, розроблення засобів наземного обслуговування ведуться за умови забезпечення високого рівня експлуатаційної технологічності при мінімальних часових і вартісних витратах на експлуатацію парка.

Розроблені та реалізовані концепція і система технічного обслуговування літака Ан-124 дозволили вирішити цю задачу за рахунок:

– призначення обсягів і періодичності виконання робіт з контролю і підтримки якості літака і його систем на основі аналізів безвідмовності;

– вдосконалення конструкції літака і його систем у частині експлуатаційної і ремонтної технологічності (контролепридатності, доступності, легкознімання, простоти обслуговування і т.п.);

– широкого застосування вбудованих засобів контролю і бортової автоматизованої системи контролю для оцінювання технічного стану, вирішення задач діагностики і прогнозування;

– цілеспрямованого вибору складу засобів технічного обслуговування.

Складність систем і устаткування літака Ан-124 і необхідність забезпечення автономної експлуатації літака з мінімальним часом пошуку несправностей і мінімальними трудовитратами потребували розроблення і створення бортової автоматизованої системи контролю – БАСК-124 (рис. 6.27).

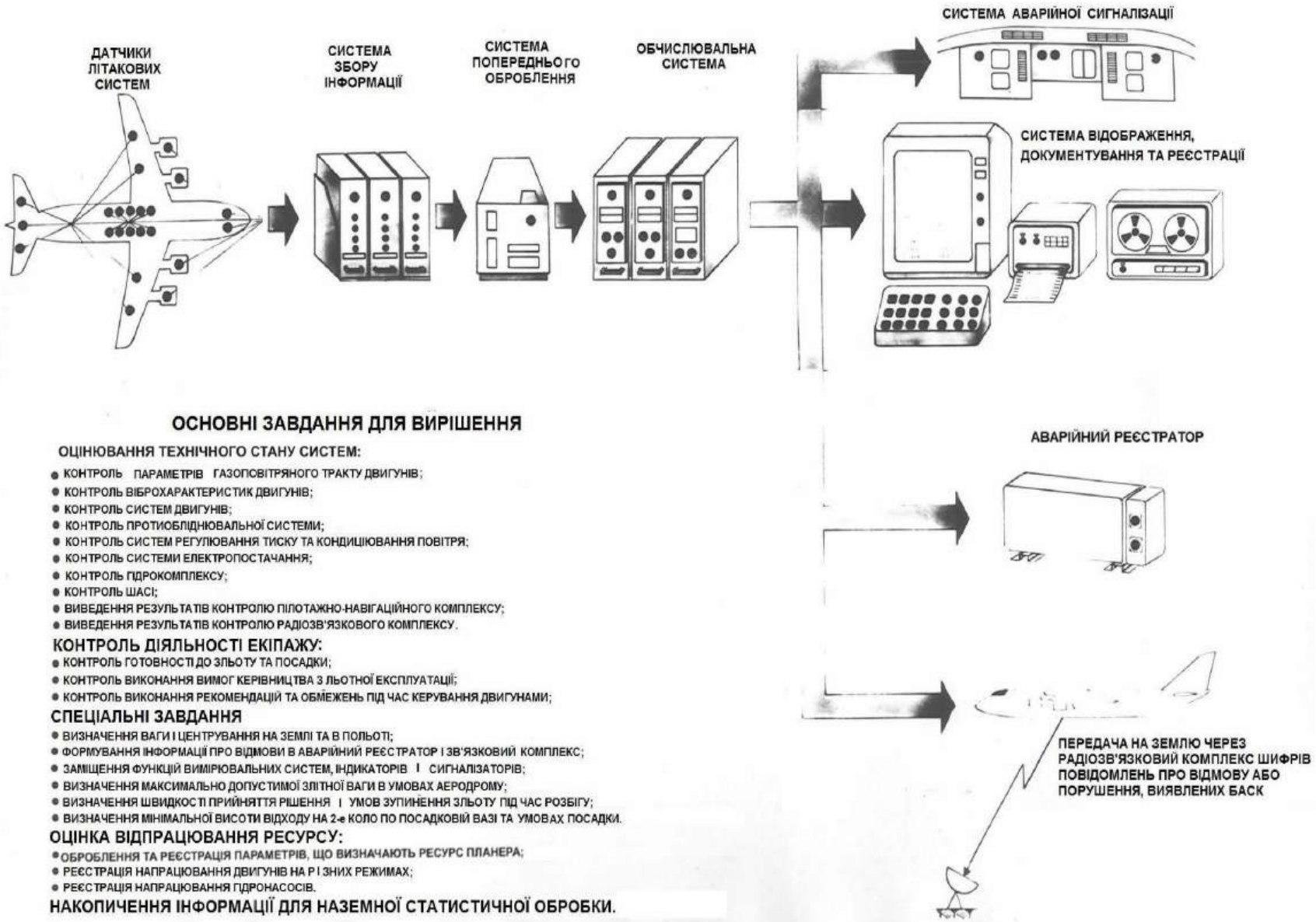


Рис. 6.27. Бортова автоматизована система контролю

БАСК-124 – перша вітчизняна бортова автоматизована система контролю з великим обсягом математичного забезпечення, яка спеціально розроблена для літака Ан-124 і не має прямих аналогів за кордоном. Основне призначення – безперервний циклічний (1 раз у секунду) параметричний контроль технічного стану систем і дії екіпажу на землі і у польоті відповідно до закладених алгоритмів і виведення результатів контролю на сигналізатори, екран дисплея, що друкує пристрій і експлуатаційний магнітний реєстратор.

Організація такого контролю дозволяє:

– підвищити безпеку польотів за рахунок своєчасної видачі екіпажу об'єктивної інформації про стан контрольованих систем;

– понизити час пошуку несправностей в контрольованих системах за допомогою об'єктивності автоматично документованої інформації у польоті, оперативного виведення на дисплей всієї вимірюваної інформації в поточний час, а також за попередні польоти з експлуатаційного реєстратора;

– створити банк даних щодо польотів всього парку літаків для статистичного і прогностичного оброблення на землі шляхом стиснення інформації, записуваної в експлуатаційний реєстратор, і реєстрації її у фізичних значеннях.

БАСК-124 пройшов державні сумісні випробування з позитивною оцінкою і встановлений на всіх серійних літаках Ан-124.

Створена система технічного обслуговування літака Ан-124 перевершує за своїми показниками аналогічні системи літаків попереднього покоління:

– питому трудомісткість технічного обслуговування понижено більше ніж в 4 рази;

– кількість наземного технічного екіпажу скорочено на 30 %;

– тривалості видів підготовок скорочено в середньому на 50 %;

– скорочено номенклатуру і кількість засобів технічного обслуговування, з яких СНО спецзастосування – на 58 %, інструменту – на 80 %, КПА спеціального застосування – на 22 %, загального застосування – на 36 % (рис. 6.28).

Застосування системи автоматизованого проектування в процесі створення важкого транспортного літака. До початку проектування літака Ан-124 підприємством було накопичено багатий досвід застосування обчислювальної техніки в розрахунках аеродинаміки, міцності, силових установок, різних систем. Проте це був рівень використання розрізнених програм, що автоматизують окремі, не пов'язані один з одним розрахунки, іноді навіть у рамках однієї спеціальності. Передача інформації між програмами здійснювалася вручну, що затримувало оброблення і збільшувало можливість додаткових помилок. Крім того, практично не розроблялися питання графічної візуалізації проектування і отримання проектної документації. Існуючі методи і технологія проектування не дозволяли ефективно працювати із зростаючим обсягом роботи. Це могло призвести або до затягування термінів проектування, або до погіршення якості проекту. Рівень, обсяги і терміни роботи щодо літака Ан-124 потребували переходу на якісно новий ступінь – ступінь автоматизованого проектування в рамках системи. Система автоматизованого проектування транспортних літаків (САПР-АН) мала забезпечити комплексну автоматизацію інженерної праці.

ВИД ПІДГОТОВКИ / ВИД ТО	ВИМОГИ ДО ЛІТАКА: ТРИВАЛІСТЬ, год	ВИМОГИ ДО ЛІТАКА: ТРУДОМІСТКІСТЬ, ЧОЛ. год	Ан·124: ТРИВАЛІСТЬ, год — РОЗРАХУНОК	Ан·124: ТРИВАЛІСТЬ, год — ХРОНОМЕТРАЖ	Ан·124: ТРУДОМІСТКІСТЬ, ЧОЛ.год — РОЗРАХУНОК	Ан·124: ТРУДОМІСТКІСТЬ, ЧОЛ.год — ХРОНОМЕТРАЖ	Ан·124: ТЕХНІЧНИЙ ЕКІПАЖ ОДИНОЧНОГО ЛІТАКА, ЧОЛ.	Ан·22: ДАНІ ХРОНОМЕТРАЖУ 1975 р. — ТРИВАЛІСТЬ, год	Ан·22: ДАНІ ХРОНОМЕТРАЖУ 1975 р. — ТРУДОМІСТКІСТЬ ЧОЛ.год	Ан·22: ДАНІ ХРОНОМЕТРАЖУ 1975 р. — ТЕХНІЧНИЙ ЕКІПАЖ, ЧОЛ.	Ан·22: ДАНІ 1980 р. — ТРИВАЛІСТЬ ПІДГОТОВОК
ПЕРЕДПОЛЬОТНА	2,0	8,0	2,02	2,07	12,02	13,1	11	4,0	62,0	16	2,0
ДО ПОВТОРНОГО ВИЛЬОТУ	1,5	6,0	1,2	1,0	3,73	6,3	10	3,5	51,7	16	1,5
ПІСЛЯ-ПОЛЬОТНА	–	–	1,35	1,36	6,05	8,2	9	4,3	43,4	17	1,8
ПОПЕРЕДНЯ	4,5	20,0	4,5	4,4	36,5	33,3	11	11,0	137,0	17	6,0
ПИТОМА ТРУДОМІСТКІСТЬ, чол.год/год польоту		25,0			16,565				79,5		

ЗАСОБИ

	СНО: СПЕЦЗАСТОСУВАННЯ	ІНСТРУМЕНТ: КІЛЬКІСТЬ ВАЛІЗ З ІНСТРУМЕНТОМ	ІНСТРУМЕНТ: ЗАГАЛЬНА КІЛЬКІСТЬ НАЙМЕНУВАНЬ	ІНСТРУМЕНТ: КІЛЬКІСТЬ НАЙМЕНУВАНЬ СПЕЦІНСТРУМЕНТУ	КПА: СПЕЦІАЛЬНОГО ЗАСТОСУВАННЯ	КПА: ЗАГАЛЬНОГО ЗАСТОСУВАННЯ
Ан-22	312	13	727	238	188	152
Ан-124	130	7	194	30	145	96

Рис. 6.28. Характеристики ТО. Тривалість, трудомісткість, чисельність

Як основні цілі САПР-АН були намічені такі:

– підвищення якості проекту і за рахунок цього – підвищення техніко-економічного рівня проектованого літака;

– підвищення продуктивності праці проектувальників;

– скорочення загального циклу проектування, споруди і доведення дослідних літаків.

Розроблення і впровадження САПР-АН у повному обсязі, що охоплює всі види інженерної діяльності і всі зв'язки проектних робіт конструктора, з повним випуском робочої документації, є тривалим і багатоетапним процесом. Розроблені на підприємстві програма і технічне завдання на створення САПР-АН передбачали розроблення і впровадження системи по черзі. В період проектування і спорудження дослідних літаків Ан-124 було розроблено і впроваджено першу чергу системи автоматизованого проектування транспортних літаків.

Перша черга САПР-АН базувалася на тих задачах і спеціальностях, які мали найбільший заділ у застосуванні обчислювальної техніки. Разом із тим основні задачі першої черги САПР-АН більшою або меншою мірою охоплювали всі етапи проектування. Це були такі задачі:

– автоматизація процесу компонування і отримання попереднього зовнішнього вигляду літака;

– оптимізація льотно-технічних та економічних характеристик літака;

– автоматизація проектування агрегатів і систем літака на етапі ескізного проектування з використанням точних проектувальних розрахунків агрегатів і систем літака;

– автоматизація процесу конструювання деталей і вузлів літака і аеродинамічних моделей;

– доведення проекту на етапі робочого проектування шляхом впровадження в практику точних перевірочних розрахунків агрегатів і систем літака;

– автоматизація геометричної ув'язки конструкції і технологічної підготовки виробництва з використанням програмного технологічного устаткування;

– автоматизація контролю поточного стану основних характеристик створюваного літака в процесі проектування, спорудження та доведення.

Технічною базою для САПР-АН були вітчизняна електронно-обчислювальна техніка і периферійні пристрої ЕОМ. Більшість підсистем розробляли і впроваджували з використанням діалогових методів роботи і з отриманням вихідної технологічної документації у вигляді таблиць і графічних матеріалів.

Особливого розвитку набули і широко застосовувалися підсистеми попереднього проектування, зокрема підсистема "Вибір параметрів літака".

Впровадження підсистеми дозволило в 5 разів підвищити продуктивність праці порівняно з методами, що існували раніше, розрахунків за окремими програмами. Завдяки підсистемі в короткі терміни було проаналізовано 540 компонувань літака. Система постійно розвивається і застосовується при проектуванні всіх нових літаків підприємства.

На етапі робочого проектування широко була використана підсистема "Статична міцність". Підсистема призначена для автоматизованого виконання міцнісних розрахунків складних конструкцій, включаючи планер у цілому, фюзеляж, крило, оперення, інші агрегати і вузли, за допомогою методу скінченних елементів. Підготовка і перевірка масиву початкових даних (десятки тисяч чисел) і аналіз результатів неможливі без автоматизованої системи для великих агрегатів і вузлів. Особливо важливе значення мали впроваджені графічні методи контролю і відображення результатів. За допомогою підсистеми для літака Ан-124 було проаналізовано напружено-деформований стан найважливіших агрегатів і їх зчленувань:

– крила-фюзеляжа;

– крила пілонів СУ;

– люкового відсіку фюзеляжу;

– фюзеляжу-оперення.

Впровадження підсистеми дозволило підвищити продуктивність праці розраховувачів–міцністів в 5 – 6 разів, збільшити точність розрахунків у середньому на 5 ... 10 %.

Завдяки підвищенню достовірності розрахунків було скорочено обсяг статичних випробувань літака приблизно на 5 %.

У рамках першої черги САПР-АН розроблено і впроваджено автоматизований процес проектування, конструювання, технологічної підготовки виробництва і виготовлення крил і шаблонів для аеродинамічних моделей. Процес об'єднує роботу семи підсистем, що дозволило скоротити тривалість створення крил для аеродинамічних моделей в 3 – 4 рази, а загальний цикл виготовлення повної моделі – на 30 %.

У даний час на АНТК ім. О. К. Антонова впроваджується в процес створення літаків система CAD/CAM/CAE CADSS 5.

6.3. ОЦІНКА Й ОФОРМЛЕННЯ ПОПЕРЕДНЬОГО ПРОЕКТУ

Оформлення попереднього проекту літака містить креслення загального вигляду, показники основних параметрів і геометрії, а також результати попередньої оцінки льотних характеристик і вартості експлуатації.

У цьому розділі наведено загальні уявлення щодо первинного якісного оцінювання конструктивної цілісності й обґрунтування проекту літака на користь зменшення маси конструкції. Надано перелік елементів, що мають бути зображені у кресленнях загального вигляду, і зазначено питання, що потребують розгляду, коли робитиметься загальний висновок щодо літака і його подальшого розроблення.

6.3.1. Оформлення проекту

Попередній проект літака — це розроблення базової схеми, що, на думку конструктора, задовольнятиме висунутим вимогам. Подальша розробка проекту може потребувати параметричних досліджень і опрацювання інших варіантів літака. Таким чином, останній етап розроблення попереднього проекту літака потребуватиме залучення активної конструкторської діяльності для визначення остаточних конструктивних параметрів літака.

Оскільки первинна базова схема є відправним моментом для подальшого розроблення літака, важливо, щоб усі результати конструкторської діяльності разом із основною інформацією були систематизовані й узагальнені в зведеному звіті. Відділ попереднього проектування зазвичай оформлює таку документацію до нового проекту літака:

а) креслення загального вигляду літака (приклад на рис. 6.29), подані для того, щоб можна було скласти уявлення про схему, основні елементи, внутрішнє компонування і форму частин літака; на цих кресленнях позначають розташування головних силових елементів конструкції, яке показує, що в процесі подальшого розроблення технічного проекту не виникне серйозних проблем;

б) довідка з основними характеристиками і геометричними показниками літака в обсязі, еквівалентному типовому опису літака (наприклад, видання Jane, "All the World's Aircraft");

в) результати попереднього оцінювання параметрів, льотних характеристик і вартості експлуатації літака.

Попередній проект часто використовують на стадії переговорів із зацікавленими потенційними покупцями літака. Через це і для порівняння з наявними літаками і з конкуруючими новими проектами конструктор може додати огляд основних даних аналогічних проектів. Нарешті, він має скласти уявлення про придатність і обґрунтованість проекту літака в цілому і позначити подальші шляхи його розроблення.

Оформлення проекту є тим етапом, коли конструктор має обміркувати придатність загальної схеми літака та її конструкторську цілісність.

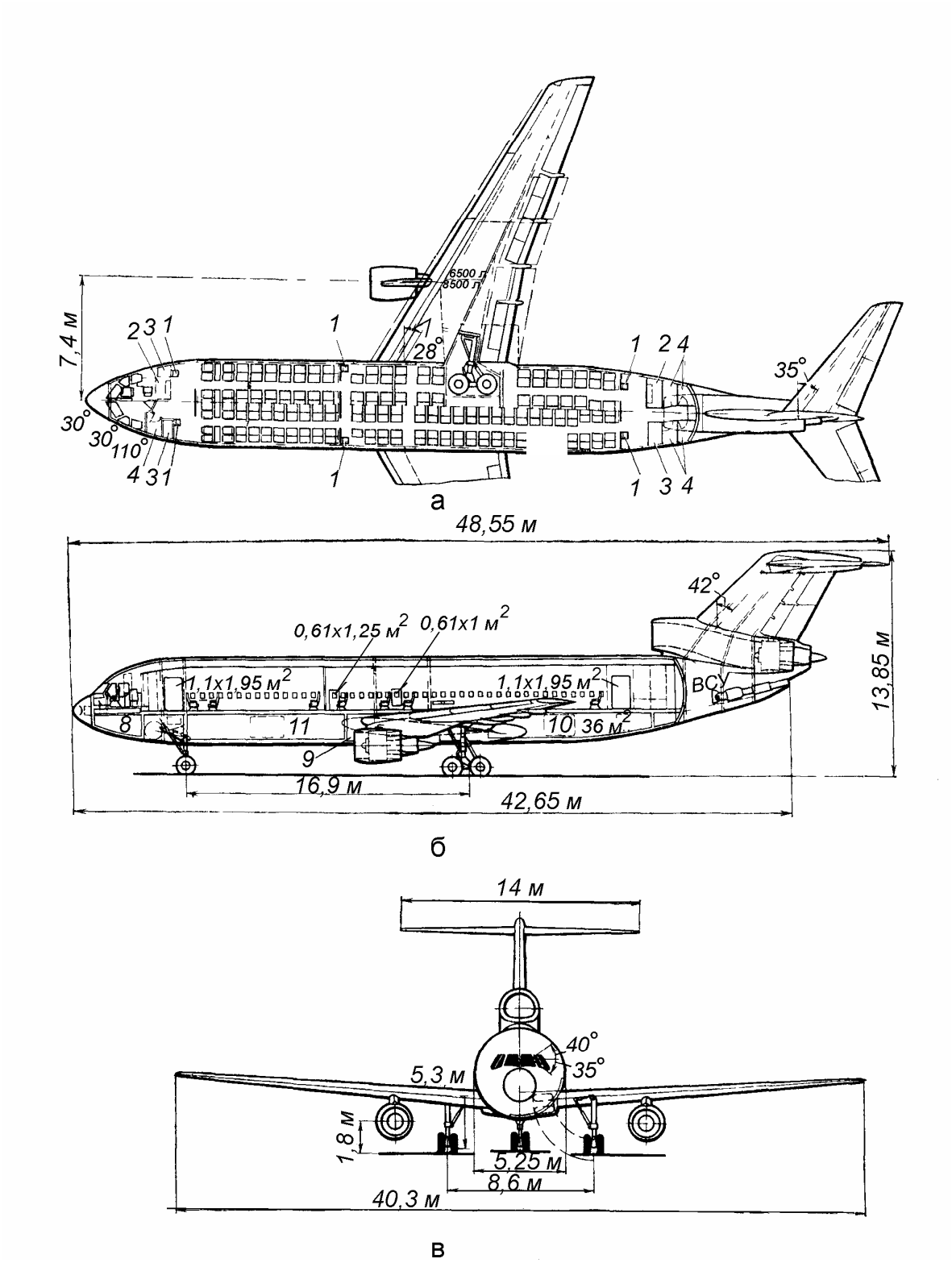


Рис. 6.29. Креслення загального вигляду попереднього проекту гіпотетичного літака: а – вигляд зверху; б – вигляд збоку; в – вигляд спереду; 1 – сидіння стюардеси; 2 – кухня; 3 – гардероб; 4 – туалет; 5 – гідравлічний відсік; 6 – компонування салону з кроком сидінь 860 мм; 7 – компонування салону з кроком сидінь 760 мм; 8 – електронний відсік; 9 – відсік системи кондиціонування; 10 – задній вантажний відсік; 11 – передній вантажний відсік

6.3.2 Геометрія літака і конструктивна схема

Бригада попереднього проектування не є відповідальною за детальне опрацьовування конструкції проекту. Проте зовнішня геометрія літака, тобто зовнішні контури, і конструктивна силова схема дещо пов'язані. Обидві ці якості літака істотно впливають на масу літака та її визначення. Основні принципи силової схеми літака мають бути закладені на ранньому етапі попереднього проектування для отримання легкої конструкції усередині даної геометрії. Звичайно, слід розглядати тільки основні силові елементи. Рис. 6.30 є прикладом креслення із зображенням початкової силової схеми літака.

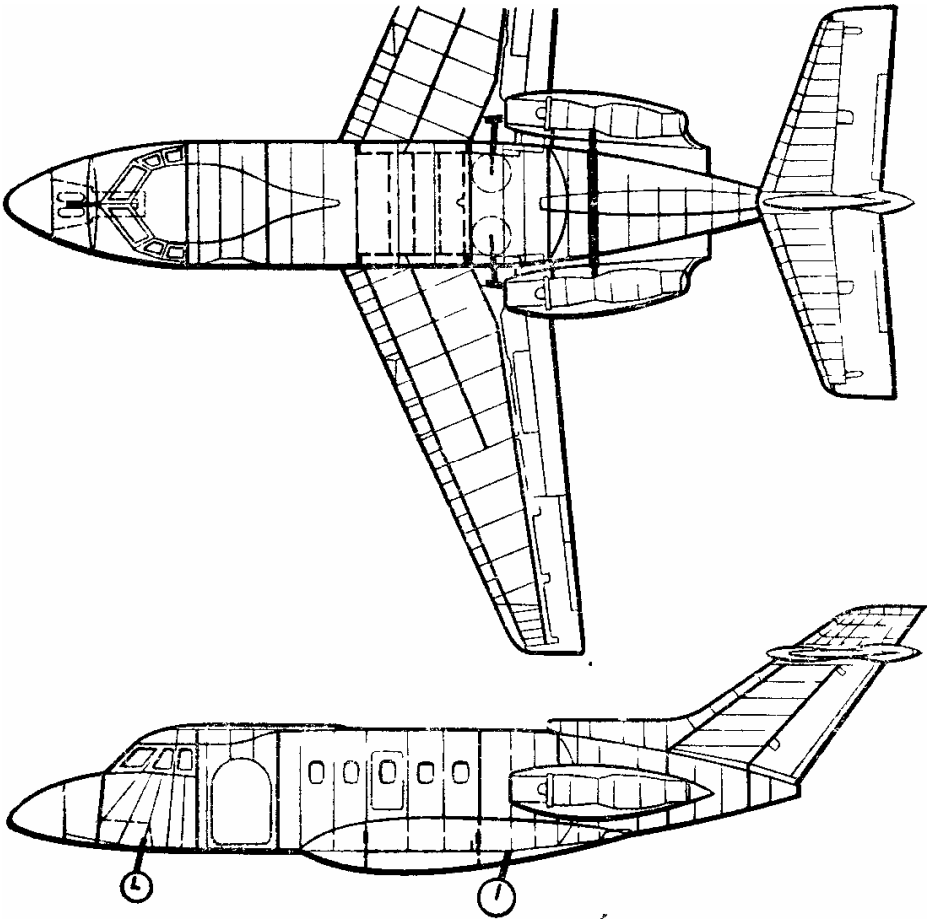


Рис. 6.30. Конструктивна схема й основні силові елементи літака (на прикладі попереднього проекту літака "Хокер Сиддлі" HS 125 "Домінав")

У конструкцію все ще можна вносити корективи для того, щоб отримати оптимальну концепцію. Її можна сформулювати таким чином:

1. Конструктивна цілісність силової схеми має забезпечуватися в разі руйнування одного головного силового елемента або часткового пошкодження зовнішньої конструкції, наприклад панелі обшивки. При цьому має бути забезпечено прийнятну залишкову міцність і жорсткість, а також досить повільне збільшення тріщини.

2. Слід передбачити просте обслуговування і контроль не тільки силової установки і систем, але й самої конструкції (рис. 6.31).

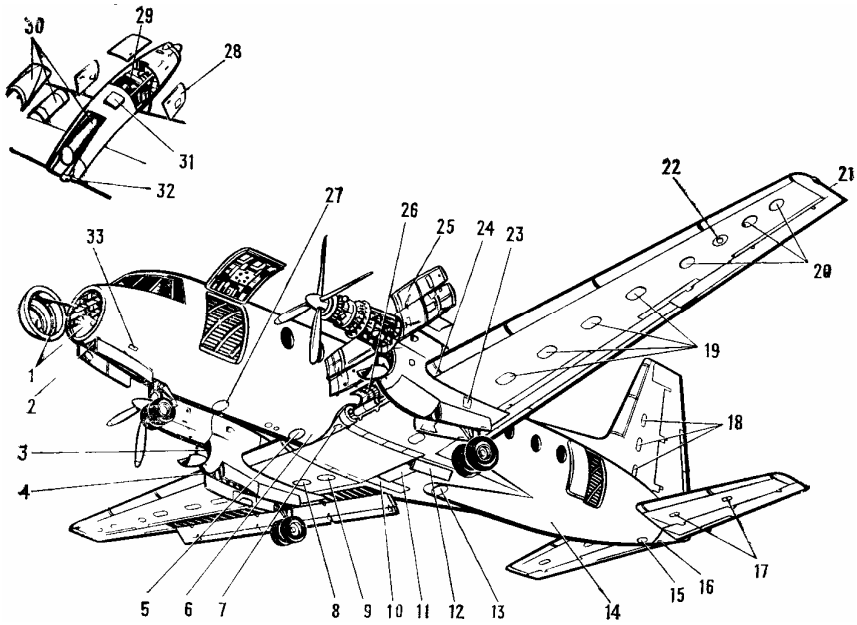


Рис. 6.31. Приклад розташування люків для обслуговування, контролю і ремонту таких елементів літака "Хокер Сиддлі HS 748" (Aircraft Eng, Sept, 1961, p.249):

1 — акумулятори; 2 — гідравлічні агрегати; 3 — штуцер наземної перевірки гідросистеми; 4 — гідробак і фільтр; 5 — електричне устаткування й обладнання системи кондиціонування; 6 — доступ до центроплана крила; 7 — електрорознімання; 8 — відстійник палива; 9 — коренева частина крила; 10 — двигун і редуктор закрилків; 11 — трансмісія і вал системи висування закрилків; 12 — регулятор натягнення проводки до елеронів; 13 — генератор змінного струму, альтернатор, гіродатчики автопілота; 14 — клапан регулювання тиску в кабіні і блоки автопілота; 15 — сервоприводи руля висоти; 16 — хвостовий обтічник; 17 — огляд конструкції сервокомпенсатора; 18 — огляд конструкції кіля; 19 — огляд паливних баків; 20 — огляд конструкції крила; 21 — знімна закінцівка крила; 22 — посадочна фара; 23 — стулки ніші головного стояка шасі; 24 — фільтр системи протизаморожувача; 25 — відкидні капоти; 26 — відкидний носок крила для доступу до керування двигунами; 27 — електроустаткування і агрегати системи кондиціонування; 28 — фільтр нагнітача; 29 — привід коробки агрегатів; 30 — вихлопна труба; 31 — клапан і балон протипожежної системи; 32 — напрямна закрилків; 33 — штуцери для заправки на землі

3. Необхідно прагнути мінімізувати масу конструкції з урахуванням точної оцінки її навантаження й вимог міцності як шляхом функціональної простоти конструктивної схеми, так і вибору відповідних матеріалів.

4. Конструкція має бути розрахована на певний термін служби в одиницях годин експлуатації (наприклад, 30000–60000 год.), кількість циклів польоту, зльотів або посадок (наприклад, 30000).

Чимало наведених нижче рекомендацій мають загальний і в деяких випадках суперечливий характер. При розробленні проекту кожного літака виникає багато конструктивних проблем і проблем вибору матеріалів, що не є предметом детального опрацьовування в цій книзі, хоча такі питання і питання технології виробництва стають дедалі важливішими.

Для зменшення навантажень на конструкцію доцільно:

а) розташовувати незнімні елементи на крилі для його розвантаження під час польоту;

б) під час встановлення шасі на крилі вибирати таке його положення, щоб вигинальні моменти і перерізувальні сили, що виникають при посадці, не були для крила критичніші за навантаження в польоті;

в) уникати встановлення зосереджених мас на крило за віссю жорсткості, оскільки це може призвести до проблем з аеропружністю крила;

г) розміщувати паливні баки-відсіки по консолі крила для зменшення згинального моменту в горизонтальному польоті, але останні 0,9 м консолі мають бути вільними від палива задля зменшення ризику займання палива від електростатичної електрики;

д) розміщувати зосереджені маси у фюзеляжі близько до ЦМ для зменшення інерційних навантажень;

е) зменшувати навантаження на хвостове оперення шляхом збільшення його плеча;

ж) використовувати стояки шасі мінімальної довжини;

з) уникати великого завантаження носового колеса шляхом правильного розміщення стояка.

Для зменшення моментів від навантажень на конструкцію літака рекомендується:

а) обмежувати кут стрілоподібності крила до мінімальної потрібної величини, використовувати прямий центроплан і уникати зменшення товщини крила в площині симетрії, якщо це не спрощує конструкції і не зменшує маси (рис. 6.32);

б) наближати, наскільки можливо, вузли кріплення шасі і гондол двигунів до основної силової конструкції літака;

в) прагнути до нерознімності конструкції крила, що проходить крізь фюзеляж, і уникати застосування кільцевих силових шпангоутів, якщо можливі інші розв’язання питання;

г) зберігати конструктивну цілісність у місці стикування низькорозташованого крила з фюзеляжем навіть шляхом застосування підфюзеляжної балки, що проходить по всій довжині центроплана;

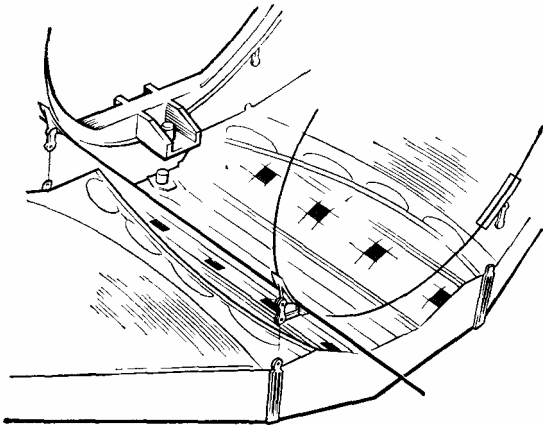


Рис. 6.32. Приклад зменшення товщини крила в площині симетрії для попередження порушення цілості фюзеляжу на літаку HS 125 (див. також рис. 6.30)

д) розміщувати кореневу частину крила так, щоб навантаження від стінок лонжеронів можна було легко розподілити по оболонці фюзеляжу; не допускати розташування вирізів під вікна й аварійних виходів в основних силових елементах;

е) не кріпити зосереджені маси і вузли шасі консольно до шпангоутів.

Щодо вирізів і розривів рекомендують:

а) великі вирізи в конструкції віддаляти від високонавантажених зон, наприклад від зони стикування крила з фюзеляжем;

б) уникати гострих кутів у вирізах, особливо при герметичному фюзеляжі;

в) висоту вікон у герметичній кабіні робити більше за ширину;

г) проводку системи керування (троси, тяга), паливні магістралі, повітряну проводку розміщувати за межами силової схеми крила для спрощення їх контролю;

д) уникати застосування вирізів у силовій конструкції крила для каналів повітрозабірників і випускних труб двигунів;

е) у разі установлення двигунів у кореневій частині крила передбачати особливі заходи для забезпечення доступу до них і їхнього монтажу;

ж) уникати різких змін у характері навантажень, що діють у вузлах кріплення крила, хвостового оперення і шасі до фюзеляжу;

з) прагнути розміщувати ніші для прибирання шасі за межами кесона крила, особливо, якщо працює напружена обшивка;

і) кількість рознімних з'єднань скорочувати до мінімально необхідної для задоволення вимог технологічності й обслуговування.

З метою забезпечення функціональної простоти й уникнення ускладнень конструкції доцільно:

1. Уникати ускладнених механізмів із застосуванням рейок, роликів, кареток тощо. Це особливо стосується механізмів закрилків і випуску – прибирання шасі. За приклад, коли конструктивних ускладнень немає змоги уникнути, може бути рис. 6.33.

2. Скорочувати поверхні складної кривизни до мінімуму й уникати застосування

дверей подвійної кривизни.

3. Прагнути використовувати схему з низьким рівнем напруги від шуму, що діє на основні силові елементи. Велика акустична напруга в панелях обшивки виникає з рівня понад 145 дБ. У зонах акустичних навантажень добре працює клеєзварна конструкція, в якій відсутні отвори під заклепки і яка має достатнє демпфірування.

Необхідно, щоб силові елементи виконували кілька функцій, для чого слід:

а) об'єднувати нервюри крила, що підтримують двигуни, шасі й закрилки;

б) прагнути, щоб елементи, що працюють на вигин, мали також жорсткість на кручення;

в) використовувати загальний шпангоут фюзеляжу для кріплення горизонтального і вертикального оперень;

г) використовувати наявні шпангоути для розділення паливних відсіків і для кріплення елементів устаткування, стояків шасі тощо;

д) уникати зайвого застосування кілів, підлог, рам тощо.

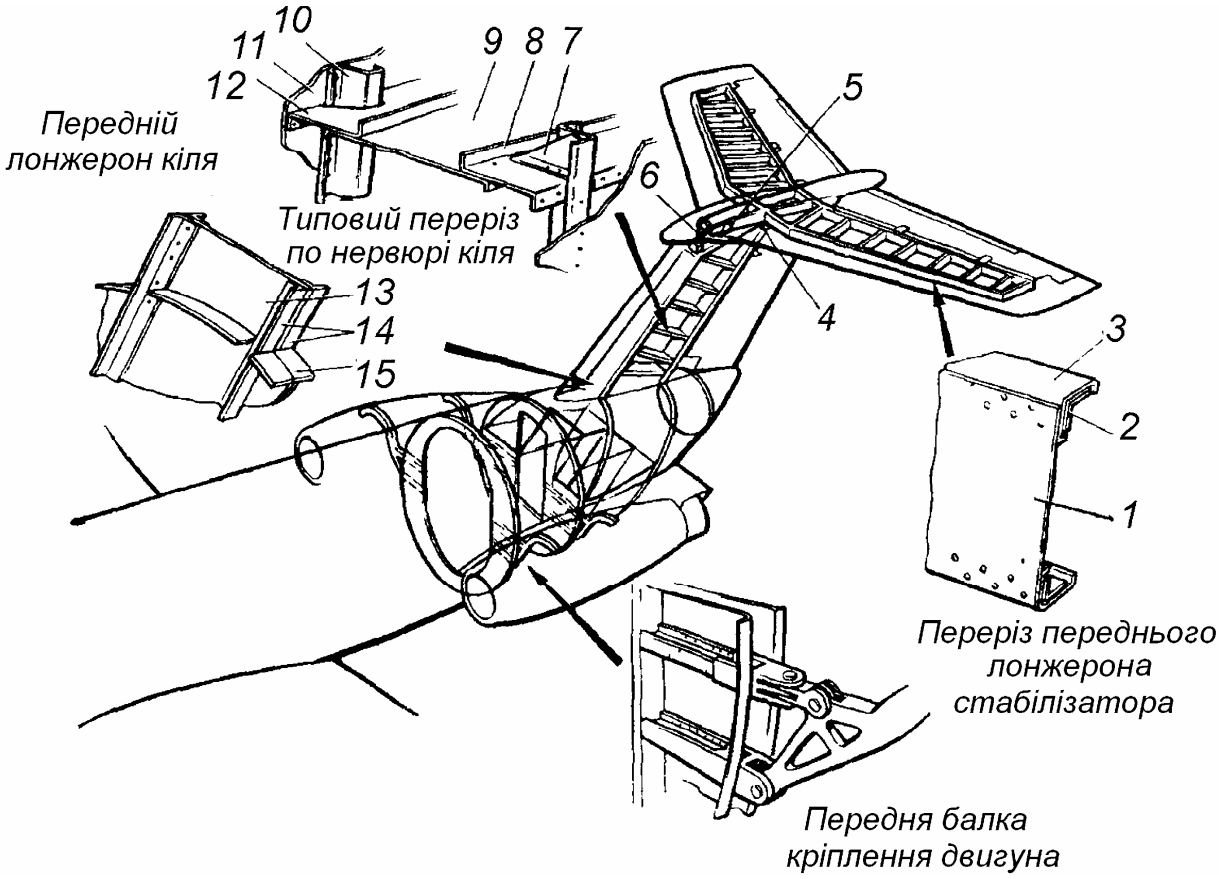


Рис. 6.33. Приклад складної конструктивної схеми хвостової частини фюзеляжу й оперення на літаку BAC 1-11 (Aircraft Eng. May, 1962):

1 — стінка; 2 — підсилюючий кутник; 3 — профіль; 4 — шарнірне з'єднання; 5 — тяга до стабілізатора; 6 — привід стабілізатора; 7 — косинка стрингера; 8 — полиця нервюри; 9 — стінка нервюри; 10 — стрингер; 11 — обшивка кіля; 12 — полиця нервюри; 13 — стінка; 14 — полиця лонжерона; 15 — шпангоут

З метою підвищення безпеки рекомендується:

а) застосовувати силову схему літака транспортної категорії з відмовобезпечною конструкцією і дублюванням основних силових елементів;

б) передбачати відповідний захист від можливого потрапляння уламків гвинтів або лопаток турбін у разі руйнування; уникати використання відповідальних силових елементів у зонах можливого ураження цими уламками;

в) уникати положень, коли стояки шасі та їх вузли кріплення можуть ушкодити паливні баки під час вимушеної посадки;

г) забезпечувати необхідні зазори між навантаженою конструкцією, що деформується (наприклад, рульовими поверхнями) і рухомими частинами;

д) забезпечувати взаємозв'язок закрилків і руля висоти на протилежних консолях крила і стабілізатора;

е) передбачати, щоб силова схема вузлів підвіски двигуна витримувала певний відсоток розрахункового навантаження навіть після руйнування одного зв'язку.

6.3.3. Креслення загального вигляду

Креслення загального вигляду мають бути подані в досить великому масштабі й містити як внутрішню схему, так і зовнішню геометрію літака (рис. 6.29). На них зазвичай позначають кілька поперечних перерізів (рис. 6.34). На кресленнях необхідно приділити увагу таким елементам.

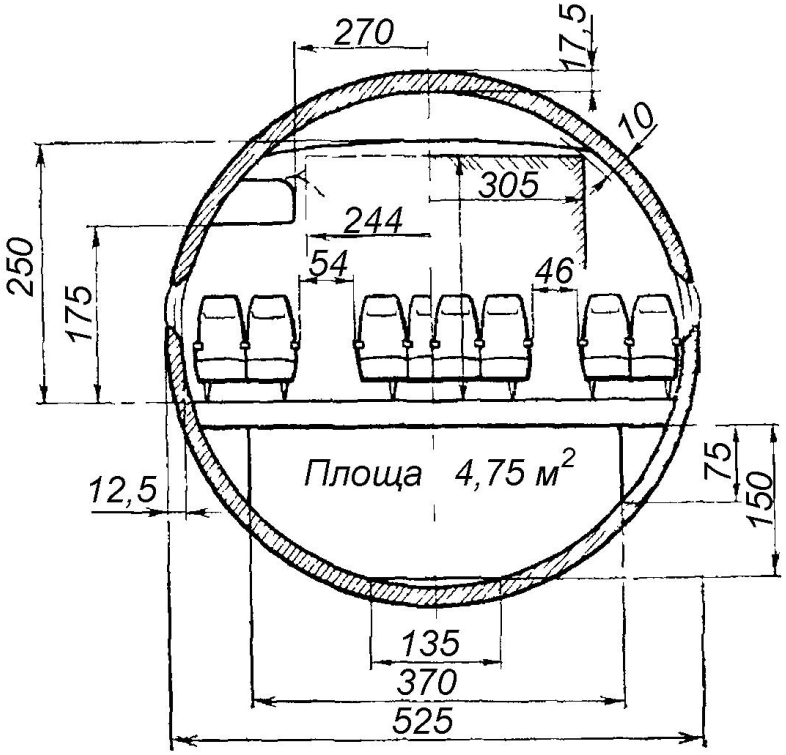


Рис. 6.34. Приклад виконання поперечного перерізу фюзеляжу літака з туристським (зліва) й економічним (справа) класами розміщення сидінь для проекту, зображеного на рис. 6.29 (розміри – у см)

Фюзеляж. Пасажирська кабіна: компонування сидінь, поперечний переріз, вікна, вхідні двері, аварійні виходи, туалети, кухня, гардероби, багажні відділення, полиці для поклажі, розділення кабіни, герметичні шпангоути.

Вантажні відсіки: розміри, люки, завантажувальні двері.

Кабіна екіпажу: розміщення крісла пілота і приладової панелі, розміщення скління, основні органи керування (схема), доступність до органів керування.

Конструктивна схема: положення силових рам, лонжеронів, головних шпангоутів і поздовжніх балок.

Силова установка і гондоли двигунів

Двигуни і гондоли: зовнішні контури гондол, гвинти, повітрозабірники і вихлопні патрубки, вузли кріплення двигунів, пілони, панелі і люки для обслуговування, пожежні перегородки, пристрій реверсу тяги, система охолоджування.

Паливні баки: розміщення, розміри, об'єм, доступність.

Крило. Кореневий і кінцевий перерізи, передня і задня кромки, САХ, пристрої механізації, які мають висувне положення, елерони, спойлери, повітряні гальма.

Конструктивна схема: вузли кріплення двигунів, керування закрилками й елеронами, лонжерони і високонавантажені нервюри, підкоси (в разі застосування), напрямна закрилків, шарніри й опори.

Хвостове оперення і система керування. Кореневий і кінцевий перерізи, передня і задня кромки, середня хорда, руль висоти і його кути відхилення, розміщення шарнірів, кут установки (діапазон вимірювання кута розташування для керованого стабілізатора); основні елементи конструкції системи керування.

Шасі. Розміщення шасі, положення стояків у висувному стані, повністю навантажених і деформованих під дією $m_{зл\max}$; схема відсування, відсувне положення, розміри ніш.

Системи. Хоча проектування систем здійснюється на пізнішій стадії розроблення проекту, необхідно передбачити місце розташування головних елементів цих систем, особливо системи життєзабезпечення і ДСЗ, відсіки для гідравлічної, пневматичної систем, навігаційного і зв'язного устаткування.

Креслення проекцій для гіпотетичного літака показані на рис. 6.29 як ілюстрація оформлення результатів попереднього проектування.

6.3.4. Висновок

Якісна оцінка характеристик проектованого літака здійснюється шляхом порівняння з показниками для інших аналогічних проектів або літаків аналогічного класу, що експлуатуються. Це порівняння має бути здійснено за об'єктивними правилами і методами аналізу. Результати пробного оцінювання є необхідною умовою для ухвалення рішення щодо подальшого розроблення проекту літака. У табл. 6.10 систематизовані основні параметри, які мають бути порівняні. При оформленні проекту

конструктор має не тільки описати відповідні характеристики літака, але й звернути увагу на ті аспекти, що, на його думку, є найважливішими для подальшого успішного його розроблення, особливо якщо є сумніви в слушності деяких передумов і припущень. Необхідно також зазначити низку питань, що потребують опрацьовування при подальшому "параметричному проектуванні". Нижче як приклад наведені деякі питання.

Чи придатна загальна схема і чи не нададуть через неї незадовільні характеристики? Тут можуть бути знов розглянуті різні аспекти, вказані в розд. 2.

Чи підходить тип вибраного двигуна для даного літака? У разі неприйнятності деяких параметрів необхідно з'ясувати, чи погодиться розробник двигуна зробити певні зміни.

Таблиця 6.10

Порівняння основних характеристик проектованого літака, показаного на рис. 6.29, з характеристиками інших літаків

Найменування параметрів	Роз-мір-ність	"Ербас А-300В2"	"Боїнг 727-200"	"Макдоннел Дуглас DC-9/30"	"Дассо Меркюр" (проект)	Проект на рис. 6.29
Крило:						
розмах	м	44,84 260	39,91	28,46	30,54	49,29 191
площа	$м^2$	7,71	157	93	116	8,46
відносне подовження	–	51	7,67	8,73	8,09	48,6
Довжина загальна	м	16,6	46,9	35	6,7	13,8 42,6
Висота загальна	м	49,4	10,2	8,4	11,37	5,22
Довжина фюзеляжу	м	5,65	41,5	32,6	6,7	3,9
Ширина	м	4,7	3,77	3,34	3,9	32,0
Висота підлоги кабіни над ЗПС	м	36,5	2,72	2,2	3,6	2,6 144,0
Довжина кабіни	м	2,54	28.3	21,4	24,6	
Висота кабіни	м		2,18	2,06	2,2	185
Площа підлоги	$м^2$		91,0	60,0	80,0	236
Кількість пасажирів:		259				69,0
туристський клас	–	286	163	105	134	
підвищеної щільності	–	118,0	189	120	155	
Загальний об'єм вантажного відсіку	$м^3$		42,0	25,0	6,0	
Силова установка:						
кількість двигунів	–	2	3	2	2	3
тип	–	GE-CF-6-50A	JT-8D-15	JT-8D-7	JT-8D-15	M-86-40
Злітна тяга в статиці МСА на рівні моря	кгс	22600	7050	6350	7050	10000 56000
Експлуатаційна маса порожнього літака	кг	80000	46000	25300	28600	24000
Маса корисного навантаження,	кг	31800	17700	11900		

Найменування параметрів	Роз-мір-ність	"Ербас А-300В2"	"Боїнг 727-200"	"Макдоннел Дуглас DC-9/30"	"Дассо Меркюр" (проект)	Проект на рис. 6.29
обмеженою максимальною масою	кг	109000	63500	37200	16200	80000 24000
Максимальна маса без палива	кг	34400	29600	11100 44500	45000	96000
Загальний запас палива	кг	132000	81500	42500	10400	91500
Максимальна злітна маса	кг	120000	72200	480	65600	500
Максимальна посадочна маса	кгс/м2	510	547		49000	
Максимальне питоме навантаження на крило	–	2,97	4,10	3,51	450	3,20
Максимальне навантаження на тягу					3,70	
Максимальна крейсерська швидкість за умов:	км/г кг	936	965	910	935	900
маса	м	132000		44100	50000	90000
крейсерська висота		7500	9000	7500	7500	9000
крейсерське число М	–	0,84	0,84	0,816	0,83	0,825
максимальне експлуатаційне число M_{max}	км/г	0,86	0,90	0,89	0,85	0,85
максимальна індикаторна експлуатаційна гранична швидкість $V_{max\ max}$		665	720	630	705	705
Безпечна швидкість зльоту при $G_{злт\ max}$	км/г км/г	260	294	272		244
Швидкість заходу на посадку при $\mathbf{G_{пос\ max}}$	м	244	254	298	230	244
Довжина злітної дистанції за нормами FAR, на рівні моря, МСА, при $\mathbf{G_{злт\ max}}$	м	1840	2660	2080	1980	1600
Довжина посадочної дистанції за нормами FAR, на рівні моря, при $\mathbf{G_{пос\ max}}$	км	1780	1620	1500	1440	1550
Дальність з максимальним корисним навантаженням (політ з максимальною крейсерською швидкістю)	км	1600	2520	1680	60	1360
Максимальна дальність з урахуванням резерву палива	км	4150	4460	2170	1530	3550
Дальність з максимальною кількістю пасажирів у туристському класі		2170	2800	2030	1220	2230

Чи необхідно змінювати основні параметри крила, такі, як площа, відносне подовження і звуження? За рахунок крила можна поліпшити найбільш важливі характеристики літака без значного впливу на інші параметри.

Чи правильний зроблено вибір механізації? Тільки після аналізу характеристик літака можна сказати, чи вимагає система закрилків ускладнення або спрощення.

Чи є можливість зменшення опору за рахунок поліпшення аеродинамічного компонування або омиваної поверхні?

Наскільки задовільне масове зведення? Остаточний масовий аналіз, зроблений після оцінювання характеристик літака, може показати значні розбіжності під час порівняння з іншими літаками. В цьому випадку необхідно знайти причину розбіжності.

Чи можна вказати заходи, спрямовані на зменшення рівня шуму? Це запитання викликає особливий інтерес для конструктора літака, оскільки в найближчому майбутньому очікується перегляд чинних стандартів щодо шуму.

Практично всі рішення, що приймаються на етапі попереднього проектування, пов'язані з експлуатаційними витратами, і, хоча кількісна оцінка не завжди можлива, конструктор має уважно розглядати економічні показники проектованого літака. Тільки останнім часом виникла також проблема впливу на навколишнє середовище. Кожен новий цивільний літак зараз має задовольняти широкому колу вимог, щоб бути прийнятним не тільки як засіб транспорту, але і чинник впливу на навколишнє середовище. Слід вітати творчий підхід до рішення будь-якого з питань, що стосуються зменшення шуму, забруднення атмосфери, порушення енергетичного балансу атмосфери тощо.

6.4. АНАЛІЗ АЕРОДИНАМІЧНИХ ТА ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКА

Задачею попереднього проектування є отримання характеристик, зазначених у технічних вимогах до літака. Перший етап або цикл проектування закінчується цим підрозділом, де подається аналіз експлуатаційних характеристик літака й оцінюється ступінь їх відповідності вимогам.

Розглянуто деякі загальні положення з оцінювання аеродинамічних характеристик. Уточнено термінологію складової опору літака. Обговорено питання вибору обмежень експлуатаційних швидкостей літака, подано аналіз діаграм "перевантаження — швидкість". Наведено методи оцінювання профілю польоту, визначення резерву палива, аналіз діаграм "корисне навантаження — дальність" і загальні вимоги до характеристик набору висоти.

6.4.1. Вступ

У попередніх розділах викладено методи і способи визначення розмірів основних частин літака і розміщення їх одна щодо одної. Матеріали цього підрозділу допомагають зрозуміти суть процесу проектування і дозволяють у першому наближенні виконати попередній проект літака.

Першим кроком тут є розрахунковий аналіз деяких аеродинамічних характеристик, визначення основних даних і льотних якостей проектованого літака. Мета цього етапу полягає в перевірці відповідності параметрів літака початковим вимогам. У результаті цього аналізу може виникнути необхідність поліпшення проекту або на підставі досвіду проектування зміни самих вимог. У будь-якому випадку розрахунковий аналіз і оцінювання приведуть до створення попереднього проекту, в якому враховується остання точка зору на вимоги до літака.

Хоча багато питань можуть бути розглянуті тільки після детального опрацьовування і випробувань літака, деякі з характеристик літака, такі, як крейсерські параметри, злітно-посадкові характеристики, розрахункові швидкості і прямі експлуатаційні витрати, можуть бути оцінені на початковій стадії. Інформація для розрахунку проекту має містити такі початкові дані:

а) попередню криву піднімальної сили, поляру опорів і криву моменту тангажа для розрахункових крейсерських умов;

б) розрахунки крейсерської швидкості або максимальної швидкості польоту і питомої дальності (тобто дальності на одиницю маси палива) для декількох швидкостей і висот крейсерського польоту;

в) матеріали для вибору розрахункової швидкості для конструкції ($V_{крейс}$ і $V_{\max\max}$) і оцінювання зони допустимих висот і швидкостей польоту;

г) розрахункову діаграму $V - n_y$ для визначення навантажень при маневрі й поривах вітру для кількох числових експлуатаційних умов;

д) розрахунки максимальної швидкості набору висоти і стель польоту з усіма працюючими двигунами і при одному двигуні, що відмовив;

е) попередні криві $C_y = f(\alpha)$ і поляри літака для кількох положень механізації з випущеним і прибраним шасі;

ж) обмеження злітної і посадкової мас, що ґрунтуються на вимогах НЛП до характеристик набору висоти;

з) розрахунки злітно-посадкових дистанцій, потрібних по НЛП для даної категорії літака;

і) діаграми "корисне навантаження — дальність" для кількох крейсерських умов з урахуванням резерву палива;

к) оцінку відповідного стандартного методу експлуатаційних витрат залежно від дальності польоту.

У перебігу попереднього проектування може з’явитися низка інших питань, зважаючи на які конструктор має ухвалити відповідне рішення. Наприклад, якщо виникнуть сумніви щодо слушності вибору оперення і поверхонь керування, можуть знадобитися детальні розрахунки стійкості і керованості. Проте конструктор має також розуміти, що багато передумов мають бути підтверджені пізніше, і вирішити питання, чи варто витрачати багато часу на аналіз ступеня їхньої неточності на даному етапі.

6.4.2. Термінологія, що відноситься до визначення аеродинамічного опору

При порівнянні методів оцінювання опору або інтерпретації результатів його вимірювання певні труднощі й плутанину створює термінологія. Розділення опору літака на складові є можливим за кількома схемами (рис. 6.35).

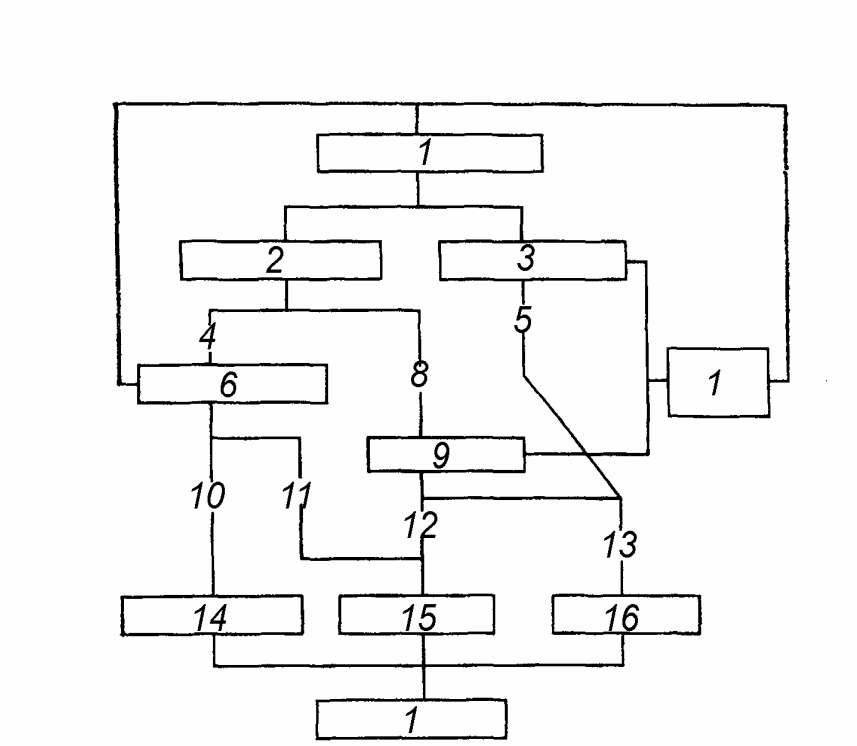


Рис. 6.35. Схема розділення опору тіла без внутрішніх проток на складові:
1 — сумарний опір; 2 — опір тиску; 3 — опір тертя;
4 — навантаження по розмаху; 5 — омивана поверхня;
6 — індуктивний опір; 7 — профільний опір; 8 — об'єм, форма;
9 — опір форми; 10 — вихори, викликані піднімальною силою;
11 — стрибки, викликані піднімальною силою; 12 — стрибки, викликані об'ємом; 13 — відрив примежового шару; 14 — вихровий опір; 15 — хвильовий опір; 16 — опір сліду

6.4.2.1 Опір тиску і тертя

Загальну силу, котра виникає при обтіканні тіла потоком, можна розглядати як результат елементарних сил, що діють на всі точки його поверхні в нормальному і тангенціальному напрямах. Розглядаючи опір при безвідривному обтіканні (тобто не спотворений зовнішнім потоком від силової установки або зовнішніми системами), можна сказати, що опір тертя або поверхневий опір створюється тангенціальними силами, а опір тиску — нормальними. Таким же чином можна розділити і піднімальну силу, але стосовно неї зазвичай розглядають тільки сили тиску. Розподіл тиску залежить також від виду

примежового шару і зон відриву потоку. Експерименти в аеродинамічних трубах дозволяють отримати сили тиску безпосередньо шляхом вимірювання розподілу тиску за допомогою дренажних отворів на поверхні тіла, тоді як опір тертя визначається відніманням опору тиску із загального опору. Позначаючи середній коефіцієнт опору тертя, приведений до омиваної поверхні, через опір тертя поверхні, можна записати у вигляді

$$X_F = \bar{C}_F \frac{1}{2} \rho V^2 S_{ом}. \qquad (6.28)$$

Для більшості дозвукових літаків $\bar{C}_F$ є величиною близько 0,003…0,005. Омивана поверхня тіла або крила є, таким чином, головним геометричним параметром, що визначає поверхневий опір тертя.

6.4.2.2. Опір сліду, вихровий і хвильовий опори

За законом збереження енергії робота, що витрачається на подолання аеродинамічного опору тіла, що рухається з постійною швидкістю, дорівнює збільшенню енергії навколишнього середовища. Формами передачі енергії потоку є енергія вихрового руху, енергія сліду й енергія стрибків ущільнення. Відповідно аеродинамічний опір можна розділити на ці складові (див. рис. 6.35).

Вихровий індуктивний опір — частина опору тиску, відповідна кінетичній енергії, що передається потоку при утворенні системи вихорів по задній кромці несучого крила кінцевого розмаху. Для крил великого подовження з відносно товстими профілями вихровий індуктивний опір може бути розрахований достатньо точно за теорією несучої поверхні. Проте застосування гострих передніх кромок, великих кутів стрілоподібності в поєднанні з малим подовженням крила призводить до спотворення зон розрідження по передній кромці на критичних кутах атаки зі стрімким зростанням вихрового індуктивного опору.

Для еліптичних крил великого відносного подовження вихровий індуктивний опір задається формулою

$$\frac{X_{ві}}{\bar{G}} = \frac{C_y{}^2 \frac{1}{2} \rho V^2 S}{\pi \lambda \bar{G}} = \frac{1}{\pi} \frac{\frac{\bar{G}}{l^2}}{\frac{1}{2} \rho V^2}. \qquad (6.29)$$

Ця формула показує, що для даних умов польоту навантаження по розмаху обумовлює індуктивний опір.

Опір сліду викликається примежовим шаром і відривом потоку. Основним джерелом опору, що генерується примежовим шаром, є градієнт швидкості, що приводить до опору тертя; опір тиску в цьому випадку на порядок менше. При відриві потоку основними складовими опору є, проте, сили, нормальні до поверхні. Для обтічного тіла при невеликих кутах атаки опір тертя складає основну частину опору

сліду.

При наближенні до критичних кутів опір, спричинений відривом потоку, стрімко зростає і виявляється перш за все в погано обтічних зонах стику тіл, тупих закруглень, різких переходів тощо. Відрив потоку можна передбачити теоретично тільки в простих випадках, тому визначення цього виду опору можливе лише емпіричним шляхом. Для проектованого літака його не можна визначити досить точно. Хвильовий опір є іншим видом опору тиску, пов'язаного з роботою, виконуваною при стисненні потоку при великих (локальних) швидкостях, яка виявляється у формі стрибків ущільнення. Деяке ускладнення вносить той факт, що інтенсивні скачки ущільнення можуть призводити до відриву потоку, збільшуючи одночасно опір сліду і вихровий індуктивний опір. На надзвукових швидкостях відповідно до лінійної теорії хвильовий опір може бути розділений на хвильовий опір, викликаний об'ємом тіла, і хвильовий опір від піднімальної сили, але на навколозвукових швидкостях із змішаним потоком це розділення менш очевидне.

Із цього випливає, що розділення опору на вихрове, індуктивне, опір сліду і хвильове не може бути чітким у випадках взаємодії різних полів швидкостей. Ці ефекти взаємодії спричиняють зростання опору, який часто називається опором інтерференції.

6.4.2.3. Опір форми, профільний і індуктивний опори

Складові опору тиску в опорах сліду і хвильового (викликаного об'ємом) можуть бути об'єднані в опір форми. Для заданого кута атаки цей опір залежить від контурів або форми тіла. Для тіл, що не створюють піднімальної сили і вихрової зони, опір форми дорівнює опору тиску цього тіла. Коли дворозмірне крило знаходиться в аеродинамічній трубі, воно створює опір тертя плюс опір форми; така комбінація називається профільним опором. Цей термін використовується також для визначення опору тертя плюс опір форми трирозмірних несучих тіл і тіл, що не створюють піднімальної сили.

Індуктивний опір — результуюча вихрового індуктивного опору і хвильового опору, викликаних піднімальною силою. За відсутності стрибків ущільнення профільний опір дорівнює опору сліду, і для аеродинамічних моделей воно може бути отримано на підставі кривих розподілу статичного і повного тиску, виміряного в сліді за моделлю. Індуктивний опір вираховують шляхом віднімання опору сліду із загального опору.

6.4.2.4. Опір при нульовій піднімальній силі і опір, викликаний піднімальною силою

Розділення, показане на рис. 6.35, є корисним при теоретичному і напівемпіричному розрахунку опору, а також для інтерпретації результатів вимірювань у трубах. Коли йдеться про аналіз результатів льотних випробувань, значення мають сумарні величини піднімальної сили і опору, оскільки вони виходять безпосередньо з вимірювання руху літака. Оскільки коефіцієнт вихрового індуктивного опору залежить головним чином від величини C_y^2, величину C_x будують зазвичай у функції від C_y^2. У

діапазоні експлуатаційних величин C_y цю залежність можна вважати лінійною. Розділення опору на опір при нульовій піднімальній силі і від піднімальної сили

$$C_x = C_{x0} + \frac{C_y^{\,2}}{\pi\lambda_{еф}} \tag{6.30}$$

базується на цій концепції.

На жаль, вираз $\frac{C_y^{\,2}}{\pi\lambda_{еф}}$ часто називається "коефіцієнтом індуктивного опору", що суперечить наведеній вище схемі. У поняття опору від піднімальної сили входять не тільки вихровий індуктивний опір від піднімальної сили, але і зміна профільного опору від кута атаки.

За формулою (6.30) умова мінімального опору відповідає $Cy=0$; практично це відповідає певній позитивній початковій величині C_y, позначеній на рис. 6.36 $C_{y\,вих}$.

Точнішим виразом для поляри опору при невеликих величинах C_y є

$$C_x = C_{x\,вих} + \beta C_y - C_y^2. \tag{6.31}$$

Опір для $C_x = C_{x\,вих} + \beta C_y - C_y^2$ називається іноді первинним, або базовим, опором.

6.4.2.5. Розрахунок опору

На етапі попереднього проектування, коли відсутні дані продувань у трубах, традиційний метод розрахунку опору ґрунтується на таких операціях:

1) розраховують опір кожної основної частини літака, окремо виходячи з передумови, що вони ізольовані одна від одної;

2) складають всі складові;

3) роблять поправку на взаємовплив полів швидкостей.

Останній термін часто називається "опором інтерференції", але термін "поправки на інтерференцію" — правильніший. Класичне розкладання сумарного опору літака виглядає таким чином:

- мінімальний профільний опір крила;
- (мінімальний) паразитний опір, тобто опір всіх інших частин літака плюс поправки на інтерференцію;
- опір, викликаний піднімальною силою.

Значна частина складових опору описується наближеною формулою

$$C_{x\,j} = A_j + A_j C_y + D_j C_y^2. \tag{6.32}$$

На рис. 6.36 показані залежності різних складових від Cy. Мінімальна величина профільного опору крила — базовий опір — відповідає розрахунковому коефіцієнту

піднімальної сили. Аналогічно може бути визначений мінімальний профільний опір інших частин літака; його знаходять зазвичай для позитивної величини Cy, яка відповідає критичним умовам.

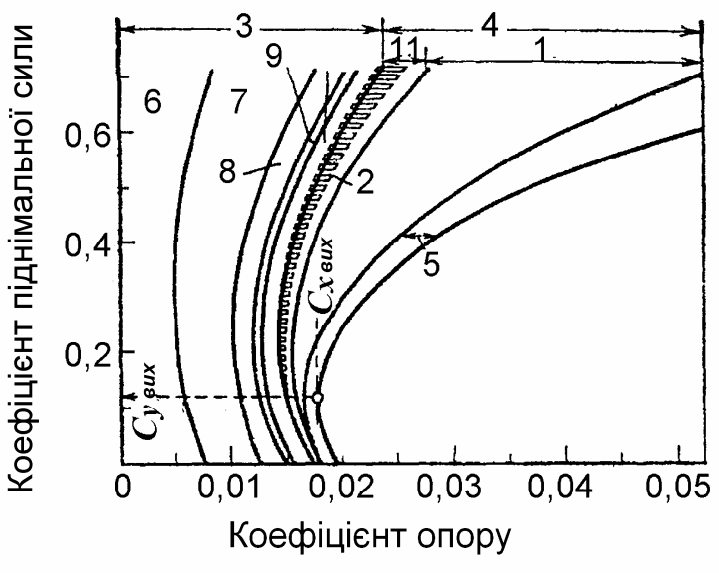


Рис. 6.36. Складові опору літака від окремих частин:
1 — еліптичне крило; 2 — балансувальний опір;
3 — профільний опір; 4 — вихровий опір;
5 — поправка на число М; 6 — крило; 7 — фюзеляж; 8 — силова установка; 9 — вертикальне оперення; 10 — горизонтальне оперення;
11 — нееліптичне навантаження по розмаху

Балансувальний опір є опором, спричиненим навантаженнями від горизонтального оперення, необхідними для забезпечення поздовжньої рівноваги при заданому центруванні. Ця складова складається з вихрового індуктивного опору від навантажень на хвіст і збільшення профільного опору при відхиленні руля висоти. Вона враховує збільшення або зменшення піднімальної сили крила, необхідне для отримання заданого C_y, залежно від напряму навантаження горизонтального оперення.

Для вихрового індуктивного і профільного опорів має вводитися поправка на стисливість. Більшість розрахунків ґрунтується на полярах опорів для малих швидкостей (M≤0,5), а для урахування ефектів стисливості при M>0,5 вводяться окремі поправки.

6.4.2.6. Тіла з внутрішньою протокою

Всі наведені міркування придатні тільки до замкнутих тіл без внутрішньої протоки. Вплив роботи силової установки на аеродинамічні якості має складний характер. Якщо вплив силової установки на піднімальну силу і опір можна оцінити, то криві піднімальної сили і поляри опорів мають бути встановлені для різних умов роботи двигунів.

6.4.3. Визначення аеродинамічних характеристик

Для аналізу параметрів і льотних даних літака на етапі попереднього проектування необхідно визначити такі аеродинамічні характеристики:

* криву залежності C_y від α;
* поляру (залежність C_x від C_y);
* криві моментів m_z від C_y або m_z від α (для $\delta_в$=const).

Ці залежності мають бути визначені як для крейсерської конфігурації, так і при різному відхиленні закрилків. Для великих навколозвукових швидкостей число М необхідно розглядати як незалежну змінну.

Вказані вище залежності необхідні для розрахунку характеристик і визначення нейтральної точки з фіксованою ручкою керування. Для розрахунку поздовжньої стійкості при вільній ручці необхідно знати шарнірні моменти руля висоти і похідні моментів для оцінки динамічної поздовжньої і поперечної стійкості і керованості. Корисні в цьому відношенні стандартні методи, наведені у формі "Початкових даних", що видаються Товариством стандартизації технічних даних (ESDU), і в довіднику зі стійкості й керованості.

Конструктор може зіткнутися з цілою низкою труднощів при оцінюванні аеродинамічних характеристик літака:

1. На етапі попереднього проектування зовнішня форма літака остаточно не встановлена, тому розподіл тиску не може бути розрахований, що приводить до необхідності використання напівемпіричних методів оцінювання. Вплив нерівностей і виступів на поверхнях має враховуватися на підставі статистичних даних.

2. Інтерпретація даних продувань моделі в трубах може бути утруднена, а їх застосовність обмежена через відмінності в числах Re порівняно з умовами польоту.

3. Теоретичні методи розрахунку зазвичай дають хороші результати для тіл правильної форми, але опір, викликаний відривом потоку і стрибками ущільнення, оцінити важко без залучення фахівців з аеродинаміки.

6.4.3.1. Вплив числа Рейнольдса

Для кожної конфігурації літака зміни в швидкості й висоті польоту приводять до різних чисел Re. При попередньому проектуванні зазвичай будують одну поляру для кожної конфігурації. Характерну величину Re вибирають для кожної поляри.

6.4.3.2. Вплив числа М

Складнішим є урахування впливу ефектів стисливості на опір літака. Для оцінки опору, викликаного стисливістю, може бути використано критичне число $M_{кр\,x}$, при якому починається різке зростання опору. При числах *M*, менших цієї величини, приріст опору вважається незначним. Для його урахування використовують такий математичний вираз:

$$\Delta C_x = 0{,}002\left\{1 + n\frac{M_{кр\,x} - M}{\Delta M}\right\}^{-1} \text{ для } M < M_{кр\,x,} \qquad (6.32)$$

а різке зростання враховується формулою

$$\Delta C_x = 0{,}002\left\{1 + \frac{M - M_{кр\,x}}{\Delta M}\right\}^{n} \text{ для } M \geq M_{кр\,x} \qquad (6.33)\geq$$

Ці вирази так само, як і символи n і ΔM, не мають фізичного сенсу, але можуть використовуватися для оцінювання форми кривої опору (рис. 6.37). Відповідну комбінацію ΔM і n беруть за експериментальними даними, якщо вони є. Вважаючи, наприклад, $M = 0{,}05$ і $n = 2{,}5$, отримуємо, що $Cx/M = 0{,}1$ для $M = M_{кр\,x}$.

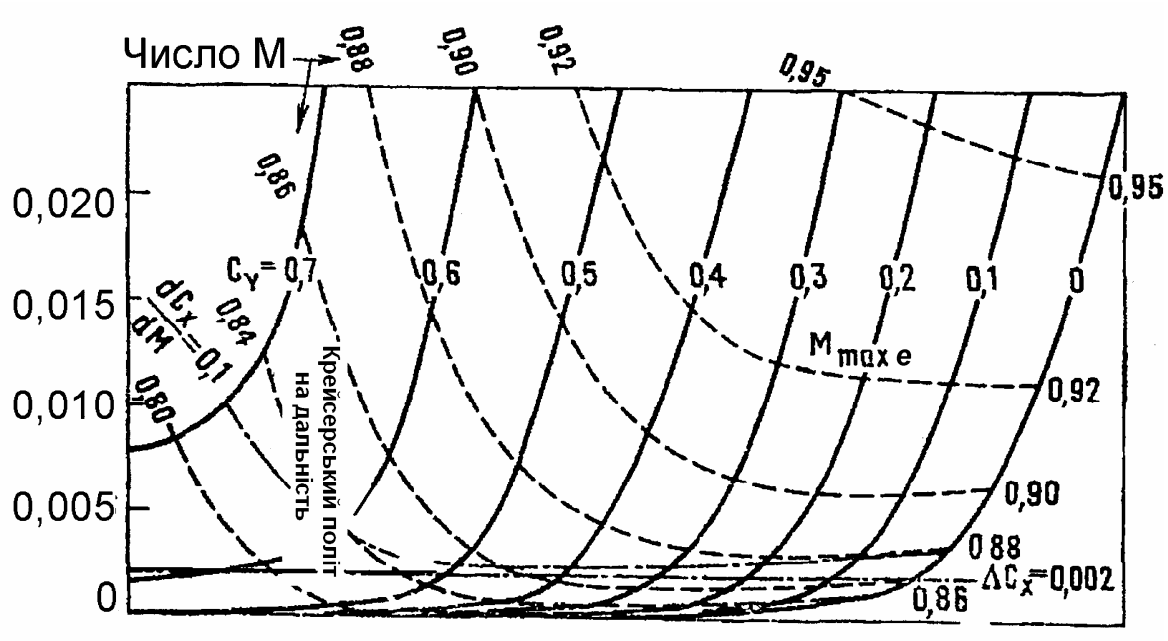


Рис. 6.37. Характер зміни опору літака великої дальності

6.4.3.3. Поляри для малих швидкостей польоту

Для аналізу параметрів літака на малих швидкостях польоту необхідно знати його аеродинамічні характеристики із засобами механізації в різних положеннях при випущеному і прибраному шасі. Оцінювання цих характеристик на основі теоретичних розрахунків зазвичай неможливе в процесі попереднього проектування, тому його проводять напівемпіричними методами. Зважаючи на недостатню точність цих методів, результати продувань у трубах по можливості бажано мати на ранньому етапі розроблення проекту літака.

Розрахункові поляри при малих швидкостях польоту (з прибраним шасі) для гіпотетичного проекту літака, зображеного на рис. 6.29, наведені на рис. 6.38. На графіку відсутні дані щодо опору літака при відмові двигуна, що є важливим моментом для розрахунку характеристик з набору висоти при зльоті або заході на посадку з одним непрацюючим двигуном. Індуктивний опір від вертикального оперення в

несиметричному польоті простіше уявити у вигляді втрати тяги, помножуючи наявну величину тяги на показник:

$$\frac{\textit{тяга} - \Delta\ \textit{опір}}{\textit{тяга}} = 1 - const\frac{R}{G}C_y. \qquad (6.34)$$

Для проекту літака, зображеного на рис. 6.29, типова величина цього показника становить 0,92 при V_2. Отже, асиметричний опір дорівнює 8 % сумарної тяги в цих умовах.

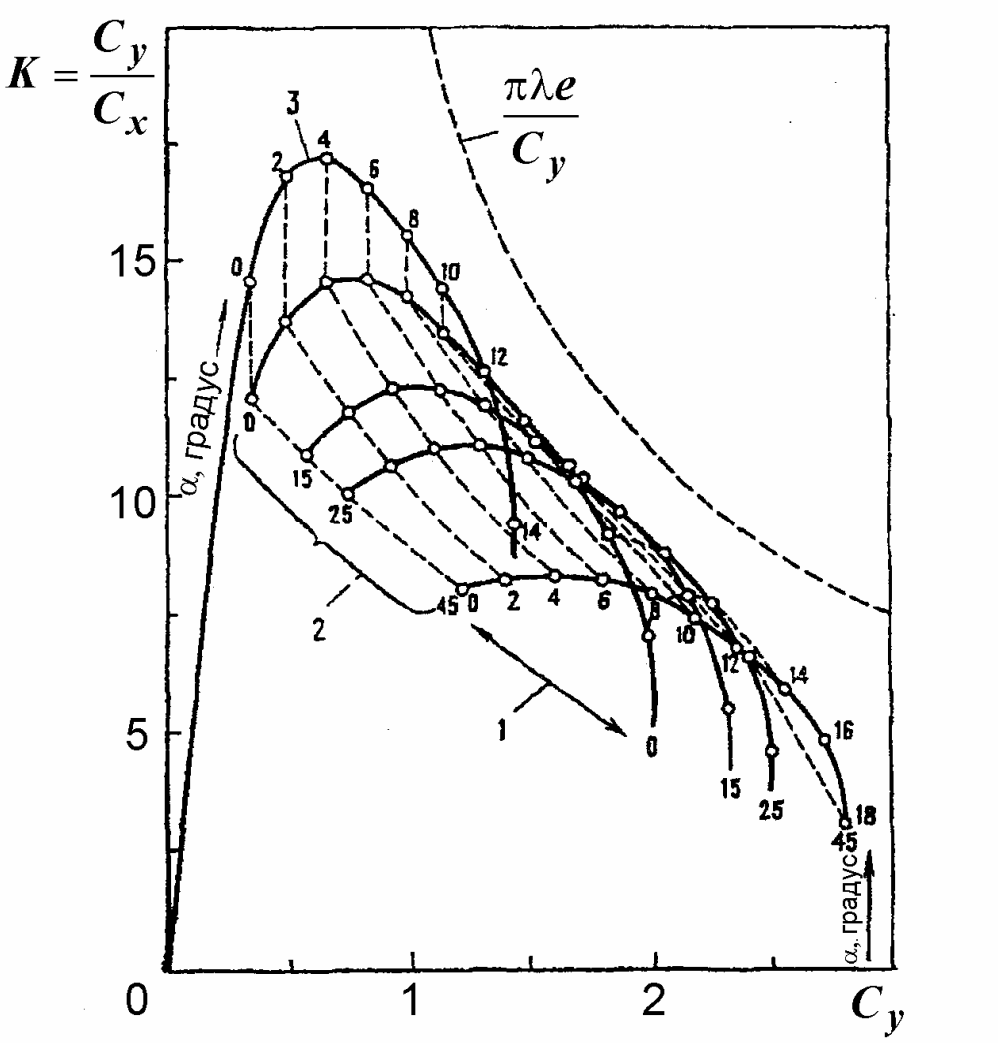


Рис. 6.38. Зміна якості проекту літака, зображеного на рис. 6.1, для умов: шасі прибрано, тяга симетрична, вплив землі не враховується:
1 — кут установки закрилків, град; 2 — передкрилки випущені; 3 — передкрилки і закрилки прибрані

6.4.4. Область режимів польоту

Основна початкова інформація з цього питання міститься в таких документах: FAR 23.335, FAR 23.1505; BCAR, розд. K, гл. K 3,2 і K 7.2 для легких літаків; FAR 25335, FAR 25.1505; BCAR, розд. D, гл. D 32 і D 7.2 для транспортних літаків.

Визначенню параметрів літака має передувати відповідний вибір діапазону змін

експлуатаційних швидкостей і висот польоту, приклад якого показано на рис. 6.39 і який називається областю режимів польоту. Стосовно реактивних транспортних літаків використовують таку термінологію:

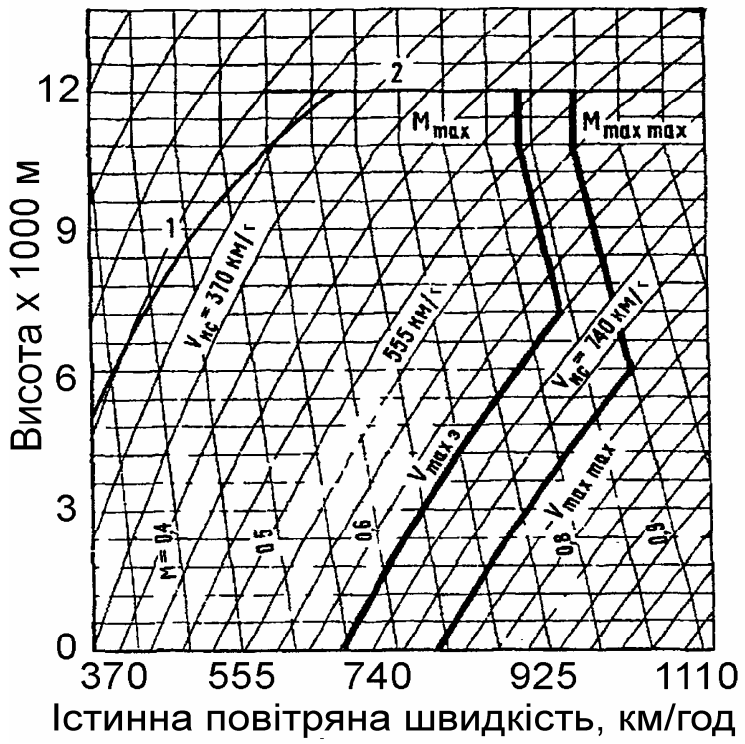


Рис. 6.39. Приклад зображення експлуатаційного діапазону швидкостей і висот польоту літака:

1 — швидкість звалювання в крейсерській конфігурації літака; 2 — максимальна висота

1. Максимальна експлуатаційна швидкість ($V_{max\ e}$) або число М ($M_{max\ e}$) — індикаторна або земна індикаторна швидкість або число М (залежно від висоти), які не мають бути перевищені в будь-якому режимі польоту. Ці параметри вибирають так, щоб літак не потрапляв в область бафтинга або несприятливих льотних якостей, пов'язаних з ефектом стисливості. $V_{max\ e}$ не має перевищувати $V_{max\ доп}$.

2. Максимальна допустима швидкість ($V_{max\ доп}$) — максимальна індикаторна швидкість горизонтального польоту, при якій конструкція літака повинна витримувати задані навантаження, зумовлені НЛП, наприклад, вертикальні пориви вітру із швидкістю 15,3 м/с.

$V_{max\ доп}$ має бути чималою для забезпечення економічного набору висоти і крейсерських характеристик, але в той же час не має приводити до необхідності надмірного збільшення маси конструкції, розрахованої для сприйняття навантажень від поривів вітру. На великих висотах $V_{max\ доп}$ стає пов'язаною з розрахунковим крейсерським числом М для умови отримання оптимальної крейсерської дальності.

Розрахунок максимальної швидкості крейсерського польоту слід проводити, використовуючи діаграму характеристик, аналогічно зображеній на рис. 6.40, для

різних температур і висот. Вибір відношення V_{maxe}/M_{maxe} на крейсерській висоті має бути таким, щоб умови швидкісного крейсерського польоту не були необгрунтовано лімітовані цією граничною швидкістю. Для швидкісного реактивного літака V_{max} зазвичай стає лімітуючою на висотах менше 6000…7500 м.

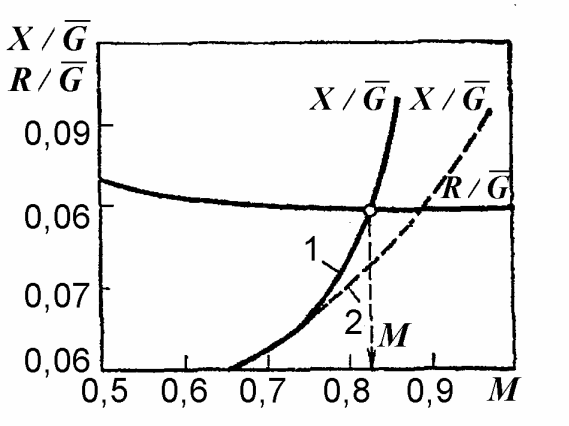


Рис. 6.40. Визначення крейсерської швидкості літака на висоті 9150 м при масі 90 000 кг і максимальній крейсерській тязі:
1 — з урахуванням стисливості; 2 — без урахування стисливості

3. Розрахункова гранична швидкість ($V_{max\,max}$) і число М ($M_{max\,max}$) — максимальна швидкість (індикаторна або земна індикаторна) горизонтального польоту, при якій конструкція літака має витримувати задані навантаження, обумовлені НЛГ, наприклад, вертикальні пориви вітру зі швидкістю до 755 м/с. Вона має бути більше $V_{max\,доп}$ для забезпечення безпечного відновлення режиму польоту при ненавмисних збуреннях при $V_{max\,доп}$. Запас $M_{max\,max} — M_{max\,e}$ зазвичай приймається для швидкісних літаків таким, що дорівнює 0,05…0,08. Розрахунки мають також підтверджувати, що літак не піддаватиметься недемпфіруваним коливанням типу флатера до швидкості, що дорівнює швидкості 1,2 $V_{max\,max}$.

4. Швидкість звалювання $V_з$ — мінімальна швидкість за відсутності тяги, яка може бути досягнута при виконанні маневру на звалювання (закрилки прибрані або випущені). Прийнятна величина $V_з$ має становити 94% швидкості звалювання за перевантаженням n_y = 1, якщо спостерігається помітна тенденція до зменшення швидкості звалювання відносно $V_{з\,ny}$ = 1.

Слід зазначити, що $V_з$ зростає з висотою. Через збільшення числа М стисливість повітря зменшить $C_{y\,max}$ на великих висотах, тому $V_з$ не є постійною індикаторною швидкістю для більшості швидкісних літаків.

5. Крейсерська висота літаків з герметичною кабіною обмежена величиною максимального надмірного тиску, на який розраховані конструкція кабіни і система герметизації:

$$\Delta p_к = \text{навколишній тиск} — \text{тиск у кабіні}. \qquad (6.35)$$

Величину $p_к$ вибирають такою, щоб на нормальній крейсерській висоті польоту висота в кабіні відповідала 1830 м, тобто $\overline{p}_к$ = 0,8 для умов МСА.

Отже,

$$\Delta p_к = (0{,}8 - \bar{p}_к) p_0. \qquad (6.36)$$

Максимальна допустима висота в кабіні становить 2440 м, тобто $\bar{p}_к = 0{,}67$ для умови МСА. Таким чином, максимальна висота, обмежена конструкцією кабіни, визначається формулою

$$p = 0{,}67 - \frac{\Delta p_к}{p_0} = \bar{p}_к - 0{,}13. \qquad (6.37)$$

6. Після визначення розрахункових швидкостей можна побудувати діаграми залежностей маневрених навантажень і навантажень від поривів вітру у функції від індикаторної швидкості, так звані діаграми q — V і n_y — V. Умови для визначення швидкостей поривів вітру, розрахункових швидкостей і нормальних перевантажень указані в НЛП, FAR 23.321–61, FAR 25.321–61, BCAR, гл. D 3.2 і K 3.2. Маневрені перевантаження мають лінійну залежність від польотної маси літака даної категорії. Перевантаження від поривів вітру визначаються формулою

$$n_y = 1 \pm k_\omega \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} \frac{1}{2} \rho_0 \omega_y V_i \frac{S}{\bar{G}}. \qquad (6.38)$$

Нахил кривої піднімальної сили $\partial C_y / \partial \alpha$ залежить від стисливості повітряного потоку. Коефіцієнт демпфірування вертикального повітряного пориву може бути встановлений за НЛП, якщо відсутня інша інформація. Критичні умови для розрахунку навантажень від поривів вітру виникають найчастіше на висотах близько 6000 м при 50%-ному залишку палива.

6.4.5. Аналіз профілю польоту і діаграми "корисне навантаження — дальність"

Характеристики дальності польоту мають прямий вплив на вартість перевезень через аеродинамічні дані літака і характеристики його двигунів. Для оцінювання виконання заданих вимог має бути побудована діаграма "корисне навантаження — дальність" при максимальній злітній масі, визначеній раніше.

На рис. 6.41 показано типове розбиття витрати загального запасу палива для адміністративного літака. Аналіз основного профілю польоту для заданої дальності може бути виконаний з використанням даних табл. 6.11. Мінімальні резерви палива вказані в FAR 91.23 (політ по приладах) і FAR 91.207 (візуальний політ), але на практиці запаси резервного палива зазвичай бувають більше. Типовий розрахунок резервного палива подано в табл. 6.12.

Таблиця 6.11

Аналіз типового профілю польоту транспортного літака (АТА-67, методика SAWE, технічний звіт № 619)

Ділянка польоту	Конфігурація	Потужність/тяга двигунів	Висота, м	Швидкість, км/год	Необхідні дані	Примітка
Руління	$G_{зл\ max}/G_{пос\ max}$, закрилки випущені	Потрібна, f=0,02	0	–	Час – $t^{1)}_{рул}$, паливо – $Q^{1)}_{рул}$, відстань — 0	1. АТА-67: 14 хв гонка +1 хв зліт
Зліт	$G_{зл\ max}$ закрилки в злітному положенні	Злітна для всіх двигунів	0…10,5	0 – V_2 + 18,5		2. Нижче 3000 м $V_{4i} \le$ 463 км/год
Початковий набір висоти і розгін	Закрилки випущені, шасі прибране	Злітна для всіх двигунів	10,5…120	V_2 + 18,5	Час – $t_{зл}$, паливо – $Q_{зл}$, відстань – $L_{зл}$	3. Швидкість зміни висоти в кабіні не більше 90 м/хв; на великій висоті набір висоти проводиться за $M_{наб}$.
	Закрилки прибрані		120…600	Розгін до 1,2 V_c (з прибраними закрилками)	Час – $t_{наб}$, паливо – $Q_{наб}$, відстань – $L^{5)}_{наб}$	4. Крейсерська висота, при якій $L_{сп} + L_{наб} \le L_{кр}$.
Набір висоти по маршруту до крейсерської висоти, розгін	Крейсерська	Максимальна	600 600 до крейсерської висоти	Розгін до $V^{2)3)}_4$ від $V^{2)3)}_4$ до $V_{кр}$	Час – $t_{кр}=L_{кр}/V_{кр}$, паливо – $Q_{кр}$, відстань – $L_{кр}$	5.$L_{кр}$ = *1,02* × реальну дальність + 37 км
Крейсерський політ	Крейсерська	До максимальної крейсерської	$H^{4)}_{кр}$ велика дальність – найбільша з двох ділянок набору висоти	$V_{кр}$ ($M_{кр}$), велика дальність – економічна крейсерська або максимальна крейсерська		6 .Максимальна швидкість зниження висоти в кабіні 90 м/хв; $\theta_{кр} - \theta_{сп} \le 4°$ (θ - кут повороту фюзеляжу)
Спуск і гальмування	Крейсерська Закрилки в положенні заходу на посадку	Режим малого газу	Від крейсерської висоти до 4,5 км Від 4,5 км до 1 км Від 1 км до 0	$V^{2)6)}_{сп}$	Час – $t_{сп}$, паливо – $Q_{сп}$, відстань – $L_{сп}$	7. $t_{ман}$ = 6 хв 8.$Q_{ман}=(t_{ман}/t_{кр})\ Q_{кр}$
Посадка	Закрилки в посадочній конфігурації, шасі випущене	Потрібна для глісади з кутом 3°	$V_{з.п}$ $V_п$ до 0		Час – $t^{7)}_{ман}$, т паливо – $Q^{8)}_{ман}$, відстань – $L_{ман}$	
Маневр у польоті	Крейсерська	Потрібна	Крейсерська	$V_{кр}$		

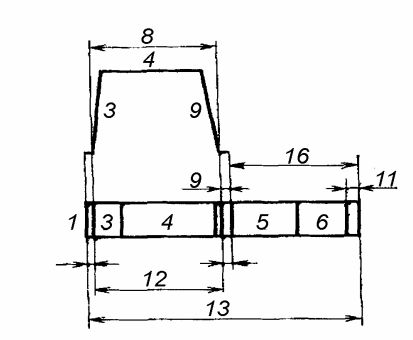


Рис. 6.41. Розподіл витрат палива по режимах польоту адміністративного літака (SAWE Paper, *Л* 996):

1 — маса палива; 2 — зліт; 3 — набір висоти; 4 — крейсерський політ; 5 — очікування посадки (45 хв.); 6 — переліт на інший аеродром (185 км); 7 — посадка; 8 — дальність польоту 42S км; 9 — спуск; 10 — резерв палива; 11 — запас на непередбачені обставини (В°А); 12 — 60 кг палива; 13 — 720 кг палива

Таблиця 6.12

Типові вимоги до резерву палива (методика АТА–67)

Внутрішні авіалінії (до 5500 км)	Міжнародні авіалінії (понад 5500 км)
Резерв палива має забезпечувати: 1. Політ протягом 1 год на крейсерській висоті при витраті палива, характерній для кінцевої крейсерської маси літака, при швидкості, відповідній 99% крейсерської швидкості на максимальну дальність. 2. Виконання перерваної посадки і відхід на друге коло. 3. Переліт на запасний аеродром на відстань 370 км. Інші операції: 1. Виконання перерваного заходження на посадку. 2. Переліт на запасний аеродром на відстань 370 км з крейсерською швидкістю (висота по вибору). 3. Очікування протягом 45 хв на висоті 450 м посадки на запасний аеродром. 4. Спуск і посадка на запасний аеродром. 5. Запас на непередбачені витрати, що дорівнює 50% палива на режим очікування посадки.	Резерв палива має забезпечувати: 1. Продовження польоту протягом часу, що дорівнює 10% основного часу польоту на крейсерській висоті при швидкості, що дорівнює 99% крейсерської, при польоті на максимальну дальність. 2. Виконання перерваної посадки і відхід на друге коло. 3. Переліт на запасний аеродром на відстань 370 км. 4. Очікування протягом 30 хв на висоті 450 м посадки на запасний аеродром. 5. Спуск і посадка на запасний аеродром. Обов'язкова вимога: продовження польоту по маршруту протягом двох годин. Умови перельоту на запасний аеродром і очікування посадки: 1. Тяга або потужність двигунів може дорівнювати 99% максимальної для основного крейсерського польоту (див. табл. 6.11). 2. Тяга або потужність у режимі очікування мають забезпечувати максимальну тривалість польоту або дорівнювати 110% мінімального опору. 3. Крейсерська висота вибирається для більшої дальності, але не має перевищувати висоти, на якій крейсерська дальність дорівнює сумі дальностей набору висоти і спуску.

6.4.5.1. Експлуатаційна швидкість набору висоти

У звя'зку з обмеженням швидкості вимірювання висоти в кабіні і загальним прагненням до підвищення маршрутної швидкості експлуатаційну швидкість набору висоти зазвичай беруть більшу, ніж швидкість, відповідну максимальній швидкопідйомності. Набір висоти при постійній індикаторній швидкості приводить до безперервного зростання дійсної швидкості польоту і числа ***M*** у міру збільшення висоти. Вище певної висоти набір необхідно продовжувати при постійному числі М, для того, щоб уникнути небажаного впливу стисливості потоку.

Для невеликих градієнтів набору висоти швидкість набору задається формулою

$$V_y = \frac{(R - X)V}{\overline{G}\left(1 + \frac{V}{g}\frac{dV}{dh}\right)}. \qquad (6.39)$$

Поправка на прискорення залежить від методу виконання польоту. Для польоту в умовах МСА може бути показано:

$\frac{V}{g}\frac{dV}{dh}$ = 0,5668 м^2 при постійній *Vг*
$\frac{V}{g}\frac{dV}{dh}$ = — 0,1332 м^2 при постійному числі *M*;
} тропосфера

$\frac{V}{g}\frac{dV}{dh}$ = 0,7 м^2 при постійній *Vг*
$\frac{V}{g}\frac{dV}{dh}$ = 0 при постійному числі *M.*
} стратосфера

Експлуатаційну швидкість набору висоти розраховують методом числового інтегрування для відповідних режимів роботи двигуна, які зазвичай задаються розробником двигуна.

6.4.5.2. Крейсерські характеристики

Через велику кількість змінних (маса, висота, швидкість, режим двигуна), пов'язаних з крейсерським польотом у різних експлуатаційних умовах, аналіз бажано проводити, використовуючи безрозмірні параметри. Нижче це виконується для реактивного літака, але аналогічні залежності можуть бути виведені і для гвинтових літаків.

Вважаючи політ горизонтальним, коефіцієнт піднімальної сили можна записати так:

$$C_y = \frac{\overline{G}/S}{\frac{1}{2}\rho M^2} = \frac{\overline{G}}{\overline{p}_н \overline{G}_{зл}} \frac{1}{M^2} \frac{\overline{G}_{зл} S}{\frac{1}{2}\rho_0} = \frac{\overline{G}_{зл} S}{\frac{1}{2}\rho_0} f_1\left(\frac{\overline{G}}{\overline{p}_н \overline{G}_{зл}}; M\right). \qquad (6.40)$$

Узагальнений вираз для поляри опору має вигляд

$$C_x = f(C_y; M) = f_2\left(\frac{\overline{G}}{\overline{p}_н \overline{G}_{зл}}; M\right). \qquad (6.41)$$

Потрібна тяга виходить з умови ***R=X***, отже,

$$\frac{R}{\overline{p}_н R_{зл}} = \frac{C_x}{C_y}\frac{\overline{G}}{\overline{p}_н \overline{G}_{зл}}\frac{\overline{G}_{зл}}{R_{зл}} = \frac{\overline{G}_{зл}}{R_{зл}} f_3\left(\frac{\overline{G}}{\overline{p}_н \overline{G}_{зл}}; M\right). \qquad (6.42)$$

При вибраному двигуні безрозмірні характеристики можуть бути задані в такому вигляді:

$$\frac{R}{p_н R_{зл}} = f_R\left(\frac{N}{\sqrt{\overline{T}}}; M\right); \qquad (6.43)$$

$$\frac{c_R}{\sqrt{\overline{T}}} = f_c\left(\frac{N}{\sqrt{\overline{T}}}; M\right). \qquad (6.44)$$

Питому витрату палива розраховують із цих формул шляхом виключення $N\sqrt{\overline{T}}$:

$$\frac{c_R}{\sqrt{\overline{T}}} = f\left(\frac{R}{\overline{p}_н R_{зл}}; M\right) = f_4\left(\frac{\overline{G}}{\overline{p}_н \overline{G}_{зл}}; M\right). \qquad (6.45)$$

Вплив втрат у повітрозабірнику, відбору повітря і частини потужності при зльоті не враховують у цьому елементарному аналізі, що, ймовірно, є неприйнятним на практиці. Остаточно параметр дальності ***V/Q*** знаходять шляхом об'єднання формул (6.40) — (6.45):

$$\overline{G}\frac{V}{Q} = \frac{\overline{G}V}{c_R R} = a_0 \frac{M}{c_R\sqrt{\overline{T}}}\frac{C_y}{C_x} a_0 f_5\left(\frac{\overline{G}}{\overline{p}_н \overline{G}_{зл}}; M\right). \qquad (6.46)$$

На підставі цієї залежності можна побудувати сім'ю кривих питомої дальності для всіх крейсерських умов, як зображено на рис. 6.42.

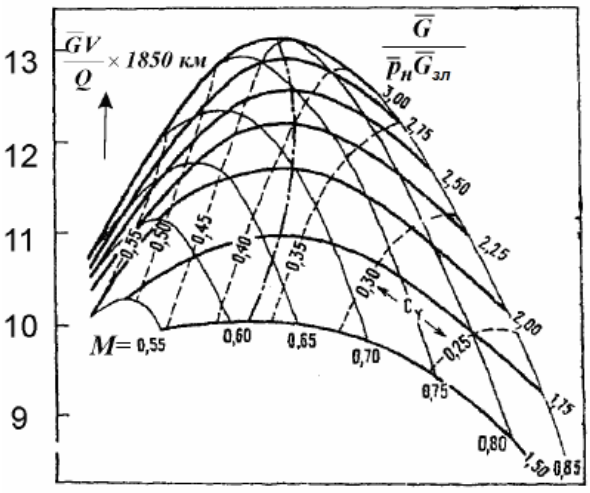


Рис. 6.42. Зміна дальності польоту літака великої дальності

Відстань, яку пролітає літак у крейсерському польоті, визначають як

$$L = \int_{\bar{G}_к}^{\bar{G}_н} \frac{V}{Q} d\bar{G} = \int_{\bar{G}_н / \bar{G}_{зл}}^{\bar{G}_к / \bar{G}_{зл}} \bar{G} \frac{V}{Q} d(-ln\bar{G} / \bar{G}_{зл}), \qquad (6.43)$$

де $\bar{G}\frac{V}{Q}$ задається графічно на рис. 6.42. Залежно від умов виконання крейсерського польоту, наприклад, при постійному числі *M*, постійному режимі двигунів і постійному коефіцієнті піднімальної сили, при тій самій масі палива виникне невелика різниця в дальностях польоту. За відомих початкових умов дальність можна розрахувати для декількох величин $\bar{G}_к / \bar{G}_{зл}$ або, навпаки, визначити потрібний запас палива на крейсерський політ для декількох дальностей.

6.4.5.3. Зниження

Метод аналізу зниження (див. табл. 6.11) оснований на низці передумов щодо швидкості спуску, режиму двигунів, застосування повітряних гальм. На етапі попереднього проектування багато передумов є невизначеними, тому допустимий спрощений підхід. Задовільні дані зазвичай отримують виходячи з припущення, що кількість палива, що витрачається при зниженні на заданій відстані, дорівнює кількості палива, використовуваного в крейсерському польоті на цю ж відстань. Час зниження беруть безпосередньо за допустимою швидкістю зменшення висоти в кабіні і з урахуванням допустимого кута нахилу підлоги кабіни.

6.4.5.4. Діаграма "корисне навантаження — дальність" і маршрутний час

При змінній дальності крейсерського польоту маршрутний час і витрату палива на політ визначають як функції довжини маршруту шляхом складання елементів відповідно до табл. 6.11. Після цього маса резерву палива може бути розрахована залежно від вимог до резерву палива (див. табл. 6.12). Для отримання діаграми "корисне навантаження — дальність" загальну масу палива віднімають з навантаження, що перевозиться. Діаграму найчастіше складають для умов великої дальності й максимальної крейсерської швидкості (рис. 6.43). Цю діаграму порівнюють з потрібною, і ухвалюється рішення щодо необхідності зміни максимальної злітної маси. Якщо таке рішення ухвалюється, то наслідки його відіб'ються на всіх розрахунках, виконаних раніше, і особливо за оцінкою маси конструкції, навантажень і балансування літака.



Рис. 6.43. Діаграма "корисне навантаження — дальність" для літака "Ербас А–300В": 1 — умови МСА: резерв палива з розрахунку 45 хв очікування посадки, перельоту на запасний аеродром на відстань 370 км плюс 5 % непередбачена витрата; 2 — 281 пасажир з багажем; *3* — резерв палива; 4 — ***H*** = 9…10 км, ***M*** = 0,78, 5 — ***H*** = 7,6 км, ***M*** = 0,84

6.4.6. Характеристики набору висоти

6.4.6.1. Максимальна швидкопідйомність, час набору висоти і стелі

Для більшості звичайних дозвукових літаків кут набору обмежується величиною 5° і формула (6.37) може бути використана для розрахунку швидкопідйомності залежно від швидкості польоту. При цьому зазвичай вважають, що характеристики набору висоти визначаються для постійної земної індикаторної швидкості, що на малих дозвукових швидкостях еквівалентно індикаторній швидкості. Визначення максимальної швидкопідйомності аналітичним розрахунком, виходячи з постійності тяги або потужності за швидкістю, зазвичай призводить до значних помилок. Мінімальний час досягнення заданої висоти можна приблизно виразити залежністю

$$t_{н.в} = \int_0^H \frac{dH}{V_{y\,max}}, \qquad (6.44)$$

де $V_{y\ max}$ — максимальна швидкопідйомність на заданій висоті.

Проте $V_{y\ max}$ найчастіше визначається для постійної індикаторної земної швидкості, і це не завжди приводить до оптимальної процедури набору висоти. Для отримання точних результатів найбільш практичним є енергетичний метод розрахунку.

Абсолютна і практична стелі є висотами польоту, для яких $V_{y\ max}$ = 0 і $V_{y\ max}$ = 0,5 м/с відповідно. Стеля визначається на підставі розрахунків $V_{y\ max}$ для декількох висот і графічних побудов цих кривих. Для багаторухового літака стелі розраховують при всіх працюючих двигунах і при одному, що відмовив. Результати

необхідно порівняти з вимогами НЛП і експлуатаційними вимогами.

6.4.6.2. Набір висоти при зльоті і при посадці

НЛП для кожної категорії літаків обумовлюють мінімально допустимі характеристики до набору висоти без відмови і враховуючи відмову двигуна. Узагальнені дані для транспортного літака, обладнаного ТВД, наведені в табл. 6.13. Дані запозичені з FAR–25, але вони еквівалентні в цій частині нормам BCAR, розділ D.

Етап набору висоти при зльоті ділять на кілька умовних ділянок, для яких розглядається випадок відмови двигуна:

1. Перша ділянка визначає потенційну можливість набору висоти відразу після відриву при випущеному шасі і при положенні механізації крила в злітній конфігурації. Сприятливий вплив близькості землі на характеристики набору висоти зазвичай не враховують.

2. Другою ділянкою є політ від моменту прибирання шасі до досягнення висоти 120 м. Механізація на цій ділянці знаходиться в злітному положенні, двигуни працюють на злітному режимі.

3. Третю ділянку охоплює діапазон висот від 120 до 450 м. Коли літак починає розгін, закрилки забираються і двигуни переводяться на максимальний режим тривалої роботи.

Мінімально допустимі характеристики набору висоти задаються також для режимів заходження на посадку і для посадочної конфігурації літака:

1. Потенційна можливість набору висоти на режимі заходу на посадку визначається при одному непрацюючому двигуні. Для заданої посадочної маси ця вимога може обмежити кут відхилення закрилків, внаслідок чого зміняться посадочні характеристики, оскільки між швидкостями звалювання в посадочній конфігурації літака і конфігурації при заходженні на посадку існує прямий зв'язок.

2. Можливість набору висоти при посадці необхідна для забезпечення безпечного припинення посадки після дотику і відходу на друге коло. У зв'язку з доброю прийомистістю сучасних газотурбінних двигунів ця вимога зазвичай не є критичною. Кут набору висоти визначають зі співвідношення

$$tg\theta_н = \frac{R}{G} - \frac{C_x}{C_y}, \qquad (6.43)$$

при цьому вплив прискорення у польоті з постійною індикаторною земною швидкістю не враховується. При заданих положеннях елементів механізації і навколишніх умовах $\theta_н$, що є, може бути розрахований для різних величин злітної маси з урахуванням залежності швидкості звалювання від маси. Таким чином, для кожного пункту вимог за графіком набору висоти встановлюється значення маси, при якій наявний градієнт дорівнює мінімально допустимій величині. Результати розрахунків зазвичай подаються у вигляді кривих обмежень маси для змінних висоти і температури і називаються кривими GHT (рис. 6.44).

Таблиця 6.13

Вимоги до режиму набору висоти для транспортних літаків, обладнаних ТРД (FAR 25)

Ділянка польоту		Конфігурація літака						Мінімальний градієнт набору висоти, %		
		Положення закрилків	Положення шасі	Тяга (міцність)		Швидкість	Висота			
								$N_{дв}$=2	$N_{дв}$=3	$N_{дв}$=4
Зліт і початковий набір висоти (перший етап)		Злітне	↓	Відмова одного двигуна	Злітна	$V_{від}$	**0 – $h_{уш}$**[1)]	0	0,3	0,5
Зліт з відходом по маршруту	другий етап	Злітне	↑		Злітна	V_2[2)]	$h_{уш}$ – 120 м	2,4	2,7	3,0
		Крейсерське	↑		Максимальна тривала	$V \geq 1{,}25V_c$	120…450 м	1,2	1,S	1,7
Захід на посадку		Посадочне[3)]	↑		Злітна	$V \leq 1{,}5V_c$	01	2,1	2,4	2,7
Посадка		Посадочне	↓	Всі двигуни в злітному режимі[4)]		$V \leq 1{,}3V_c$		3,2	3,2	3,2

Позначення: $V_{від}$ – швидкість відриву; V_2 – безпечна швидкість зльоту; $V_{п.ст}$ – швидкість відриву переднього стояка; V_c – швидкість звалювання; h – висота прибирання шасі; $N_{дв}$ – число двигунів на літаку.

[1)] За межами впливу землі.

[2)] Визначення дано в розд. 2 додатка К.

[3)] Закрилки випущені в положення, при якому $V_c \leq 1{,}1V_c$ для посадки.

[4)] Точніше: тяга (потужність) двигунів через 8 с після надання сектором повного газу.

[5)] Злітні вимоги відносяться до реальної маси при зльоті, посадочні – до маси у момент дотику ЗПС.

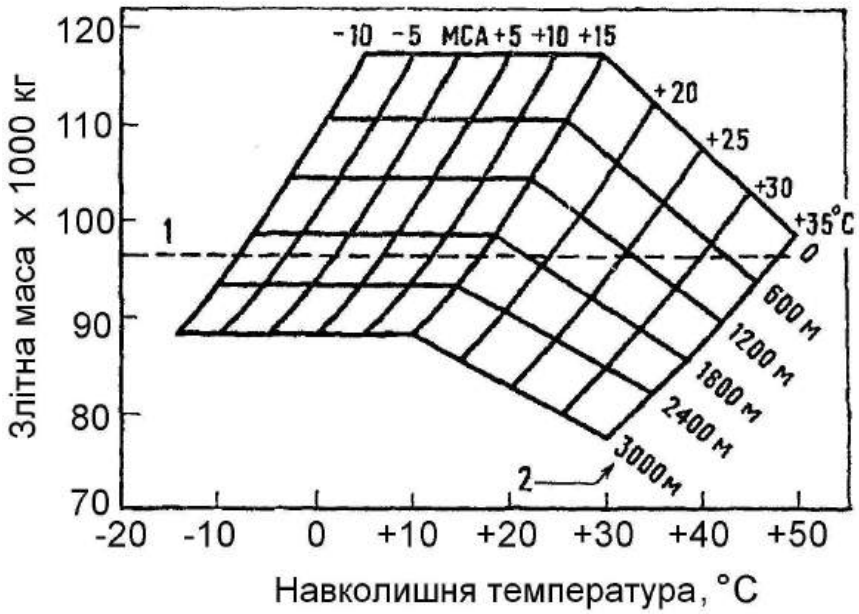


Рис. 6.44. Криві залежності злітної маси від навколишньої температури для літака, зображеного на рис. 6.1, при відхиленні закрилків на 25°: 1 — розрахункова величина $G_{зл\ max}$; *2* — висота аеродрому

Додатково необхідно вказати таке:

а) при аналізі випадку відмови одного двигуна слід враховувати збільшення опору;

б) у разі критичності градієнта набору висоти при зльоті швидкість польоту може бути збільшена більш V_{2min}, що приведе до поліпшення градієнта, особливо для реактивних літаків, проте через взаємозв'язок V_2 і злітних характеристик літака потрібна злітна дистанція значно збільшиться;

в) якщо злітна маса дуже обмежена вимогами кривої **GHT**, наприклад на високогірних аеродромах з жарким кліматом, доцільно досліджувати можливість використання проміжних положень елементів механізації крила при зльоті.

6.4.7. Злітно-посадкові характеристики

6.4.7.1. Злітна дистанція

Аналіз злітних характеристик є найбільш складною частиною розрахунку, особливо для транспортних літаків, коли необхідно враховувати можливість відмови двигуна. Для легкого літака розрахунок набагато простіший, і перехід від вимог до практичного розрахунку злітної дистанції не викликає складнощів. Основні відмінності від транспортної категорії літаків полягають у такому:

– висота умовної перешкоди становить 15,24 м;

– безпечна швидкість зльоту дорівнює 1,3 V_c (FAR 23);

- аварійне гальмування або не враховується (FAR 23), або враховується

обмежено (SFAR 23).

З метою визначення експлуатаційної гнучкості і для оптимізації параметрів літака необхідно розглянути вплив низки параметрів на злітну дистанцію.

Положення елементів механізації крила. Збільшення кута установлення закрилків веде до зростання величин C_y при звалюванні і відриві; V_c і V_2 відповідно зменшуються, і розгін літака скорочується. Проте якість літака Y/X і градієнт набору висоти погіршуються, що, навпаки, приводить до збільшення злітної дистанції. При заданій тягоозброєності $R/\bar{G}$ можна розрахувати оптимальне розташування закрилків, що веде до мінімальної злітної дистанції. Кут відхилення закрилків обмежений вимогами до градієнта набору висоти з одним двигуном, що відмовив, і при низьких $R/\bar{G}$ оптимальний кут розташування закрилків нездійсненний (рис. 6.45, а).

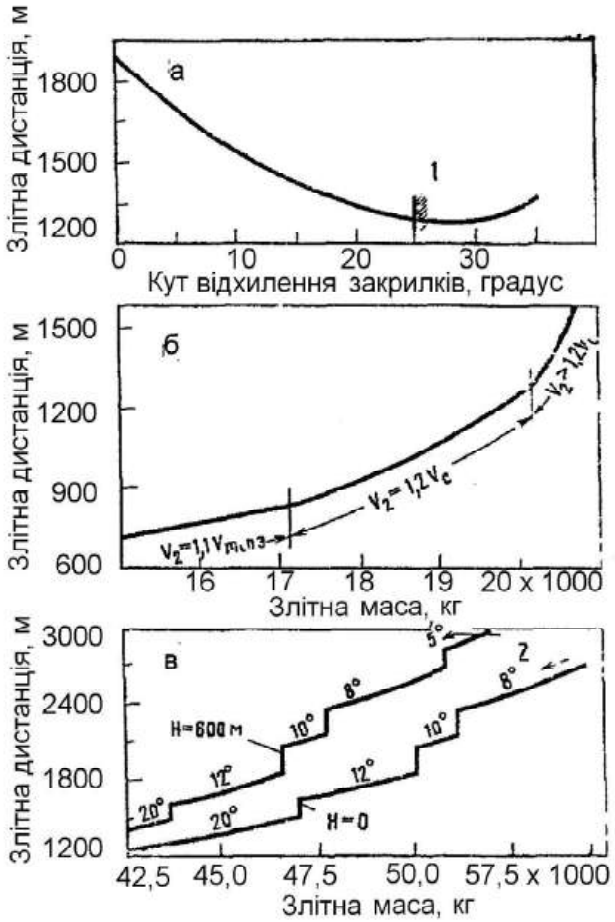


Рис. 6.45. Вплив умов експлуатації на злітні характеристики (графіки "а", "б" і "в" належать до різних літаків):

а — $R/\bar{G}$ = 0,3; λ = 8,5, G/S=400 кгс/м^2; б — МСА+15°С, H = 0; б — навколишня температура МСА + 15°С; 1 — обмеження по куту набору висоти $\theta_н$ на другій ділянці; *2* — кут відхилення закрилків, град

Злітна маса. Для заданого кута розташування закрилків розрізняють три ділянки на кривій залежності злітної дистанції від маси (ваги) (рис. 6.45, б):

– для середніх $N/\overline{G}$ або $R/V_2 = 1{,}2\ V_c$ і злітна дистанція пропорційна $\boldsymbol{V_{c2}}$, а отже, і $\overline{G}/S$ і навантаженню на кілограм тяги або потужності; тому $\boldsymbol{L_{зл}}$ приблизно пропорційна $\overline{G}^2$;

– при великій тягоозброєності $R/\overline{G}$ (за невеликої злітної маси) запас за швидкістю відносно $V_{min\ e}$ утворює нижню межу для $\boldsymbol{V_{п.ст}}$ і V_2; у цій області довжина злітної дистанції визначається в основному тяго- або енергоозброєності, тому $L_{зл}$ приблизно лінійно залежить від маси;

– для малих значень $R/\overline{G}$ або $N/\overline{G}$ вимоги до градієнта набору висоти на другій ділянці нездійснимі;

– $V_{п.ст}$ і V_2 мають бути відповідно збільшені відносно V_c і довжини злітної дистанції значно залежатиме від маси.

При заданому куті розташування закрилків злітна маса не може перевищувати величину, для якої максимальний градієнт набору висоти задовольняє лише мінімальним вимогам, наприклад, коли V_2 дорівнює швидкості, при якій градієнт максимальний. При змінних кутах розташування закрилків допустимі невеликі значення $R/\overline{G}$ з одночасним зменшенням кутів установки закрилків.

Зміна температури і висоти. Збільшення навколишньої температури зменшує щільність повітря і тягу (потужність)[1] двигунів, приводячи до зростання злітної дистанції. З цих же причин злітна дистанція зростає із збільшенням висоти аеродрому. Загальна картина залежності злітної дистанції від маси показана на рис. 6.45, в, що відображає чутливість літака до зміни умов експлуатації.

6.4.7.2. Посадкова дистанція

Конструктор має керуватися НЛП для визначення умов, за яких слід проводити аналіз. Стосовно транспортних літаків потрібна посадкова дистанція зазвичай визначається як фактична посадкова дистанція, тобто найкоротша посадкова дистанція, яка може бути продемонстрована в ідеальних умовах на сухій ЗПС, помножена на коефіцієнт 5/3. Англійські вимоги додатково визначають поняття «еталонної» посадкової дистанції як для сухої, так і для вологої ЗПС в умовах щоденної експлуатації. Розрахунок може бути уточнений шляхом таких операцій:

а) на підставі обмежень за кривими GHT визначається посадкова маса або встановлюється максимальне відхилення закрилків для заданої посадкової маси;

б) числовим методом інтеграції розраховується режим вирівнювання літака для будь-якого взятого закону керування, наприклад лінійного збільшення кута тангажа за часом від моменту досягнення сталого режиму заходу на посадку і до дотику;

в) кут траєкторії при дотику дорівнює приблизно 0,5°, що відповідає швидкості зниження від 0,3 до 0,6 м/с;

г) ділянка гальмування після дотику може бути розрахована аналогічно випадку

[1] Залежно від крутості зміни характеристик або упорскування води у двигун.

перерваного зльоту; у розрахунках використовуються такі типові тимчасові інтервали:

– від моменту дотику до включення гальм — 2 с;

– від моменту дотику до початку ефективної роботи гасителів піднімальної сили — 3,5 с;

– від моменту дотику до ефективного реверсу тяги при швидкості спрацювання обмежувача обертів двигунів 80 … 9,2 км/год — 7 с.

За Нормами FAR 25 застосування реверсу тяги не дозволяється під час демонстрації посадкових характеристик. Норми BCAR допускають використання реверсу, але при цьому поправковий коефіцієнт береться значним за величиною.

6.4.8. Деякі питання економіки

6.4.8.1. Критерії економічності

Витрати на експлуатацію літаків зазвичай розділяють на прямі експлуатаційні витрати (ПЕВ) і непрямі експлуатаційні витрати (НЕВ). У поняття ПЕВ входять витрати, пов'язані з польотами (зарплата льотному складу, вартість палива тощо), технічним обслуговуванням і амортизаційними витратами, тоді як НЕВ містить витрати, пов'язані з експлуатацією наземного устаткування, адмініструванням, сервісом і продажем квитків. Річна витрата зазвичай визначається ефективністю парку літаків в пасажиро-кілометрах або тонно-кілометрах. Для певного виду експлуатації відношення річних доходів до експлуатаційних витрат залежить головним чином від коефіцієнта комерційного навантаження, тобто процентного відношення числа реально проданих місць до загальної кількості. Для більшості регулярних авіаліній середній коефіцієнт комерційного навантаження становить 50…60%. На етапі попереднього проектування основне питання полягає у виборі критеріїв для порівняння різних проектів з погляду економіки.

1. При нерегулярній експлуатації літаків, наприклад приватного користування, може бути використано показник ПЕВ на літако-кілометр.

2. При інтенсивному повітряному русі становить інтерес такий показник, як ПЕВ на місце-кілометр або тонно-кілометр.

3. Може бути використано показник критичного завантаження (за якого ПЕВ + НЕВ = прибуток); відношення цього показника до максимальної кількості пасажирів має бути по можливості мінімальним.

4. Річні витрати і прибутки визначають вигідність експлуатації літаків, а відношення їх різниці до капіталовкладень, пов'язаних з купівлею літаків, дає прибуток від капіталовкладень. Цей вид оцінки економіки конкретного літака зазвичай виконується експлуатуючими авіакомпаніями і рідко використовується при попередньому проектуванні.

5. Іноді економіка літака оцінюється за допомогою "економічного потенціалу", що визначається як площа діаграми в координатах "корисне навантаження — дальність", в межах якої експлуатація літака є прибутковою (рис. 6.46).

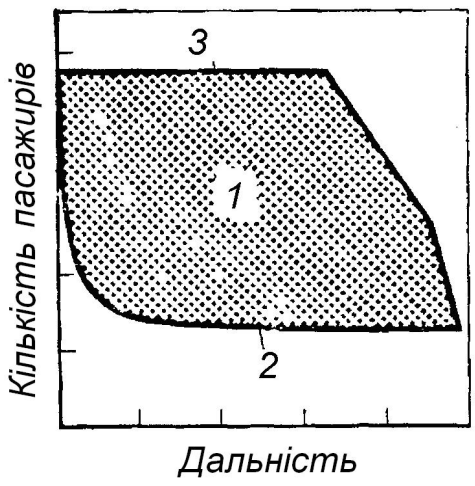


Рис. 6.46. Визначення області "економічного потенціалу" літака:

1 — область економічного потенціалу;
2 — максимум; 3 — критичне завантаження

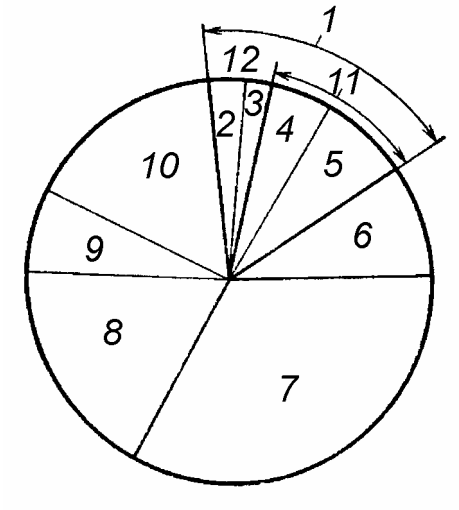


Рис. 6.47. Типова діаграма розділення ПЕВ за методикою АТА-67 для дальності 5350 км:

1 — прямі витрати на обслуговування, 17%;
2 — планер, 3%; 3 — двигуни, 2%; 4 — планер, 5%; 5 — двигуни, 7%; б — додаткове обслуговування, 9%; 7 — амортизація, 33%;
8 — паливо і мастило, 18%; 9 — страховка, 7%;
10 — витрати на екіпаж, 16%; 11 — витрати на матеріали; 12 — витрати на персонал

Хоча ПЕВ складають тільки один з аспектів економіки літака, вони безпосередньо пов'язані з технічними даними і льотними параметрами літака і знаходяться в прямій залежності від діяльності конструкторського бюро, тому їм приділено основну увагу. Всі питання економіки літака не розглядаються в даній лекції. Викладений матеріал дозволить конструктору порівняти свій проект щодо економіки з іншими проектами або типами літаків. Розділення ПЕВ на складові наведено в табл. 6.14, а рис. 6.47 відображає відносну величину складових ПЕВ.

З питань розрахунку НЕВ маємо мало інформації. Це пояснюється різними причинами:

1. НЕВ не контролюється конструктором, хоча у нього може з'явитися бажання оцінити НЕВ з метою отримання повних економічних даних про проект.

2. НЕВ залежать від організації і керування служби експлуатації і особливостей обслуговування пасажирів авіалініями.

3. Опубліковані дані не систематизовані і доступні практично тільки для авіапромисловості США.

Розділення НЕВ на складові наведено в табл. 6.14.

Таблиця 6.14.

Складові експлуатаційних витрат

Прямі експлуатаційні витрати [1]	Непрямі експлуатаційні витрати [2]
Витрати на польоти: витрати на екіпаж вартість палива і мастила страховка Прямі витрати на обслуговування літака: витрати на персонал, що обслуговує літак вартість матеріалів витрати на персонал, що обслуговує двигуни вартість матеріалів для двигунів Амортизаційні витрати на літак	Обслуговування наземного устаткування: прямі витрати на обслуговування додаткові витрати Обслуговування польотів: сервіс пасажирів у літаку [3] сервіс у наземному транспорті Адміністративні витрати: керівництво сервісом замовлення квитків і каси оголошення і реклама загальне керівництво Амортизаційні витрати по наземному устаткуванню

1) Відповідно до методики АТА-67.

2) Відповідно до даних журналу «Aeroplane» 22 Dec. 1966, с. 14.

3) Включаючи посадочний податок; за іншими даними ця стаття витрат відноситься до ПЕВ.

6.4.8.2. Оцінювання ПЕВ у попередньому проектуванні

Метою стандартизованого методу оцінювання експлуатаційних витрат є:

а) отримання можливості порівняння економіки конкуруючих проектів або літаків у стандартних умовах;

б) допомога авіакомпаніям в оцінюванні економічної стабільності літака при експлуатації на визначеному маршруті.

Стандартизовані методи були розроблені Товариством літакових конструкторів Англії і Асоціацією повітряного транспорту (АТА) США. Основним документом з цього питання є Метод розрахунку ПЕВ, виданих АТА в 1967 р. Проте критерії економічності, застосовані в цій роботі, прийнятні, скоріше, для оцінювання тенденції в економіці і мало прийнятні при проектуванні літака. Приклад порівняння економіки двох варіантів літака Фоккер F–2.8 "Феллоушип" за формулами АТА-67 показано на рис. 6.48. ПЕВ зазвичай відбиваються у вигляді залежності від дальності, оскільки маршрутна швидкість є функцією дальності. На коротких лініях маршрутна швидкість і ефективність літака зменшуються, а збільшений час маневрування на землі негативно впливає на економіку. Витрати на літако-кілометр і пасажиро-кілометр різко зростають при дальності польоту менше 360 км.

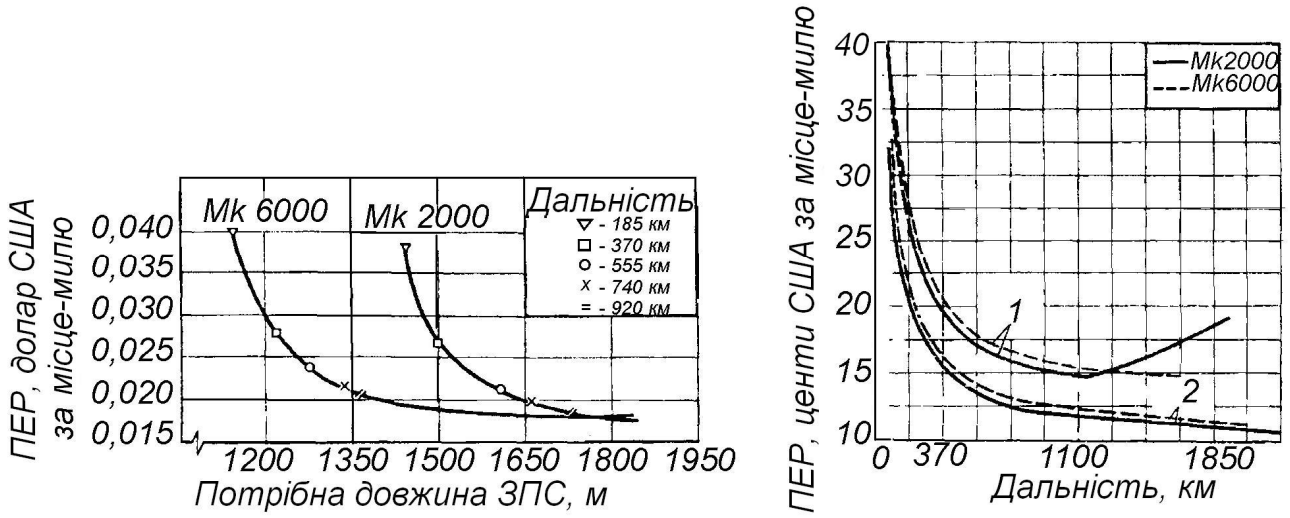


Рис. 6.48. Порівняння ПЕВ двох варіантів літака "Фоккер F-28" (дані 1973 р.) на підставі таких передумов:

вартість запчастин — 15 %, період амортизації — 12 років, залишкова вартість — 15%, страхування — 1,5 % від вартості літака, технічне обслуговування (включно із додатковим) — 100 дол. США за годину, витрати на екіпаж — 90 дол. США за годину, паливо — 0,12 дол. США за 1 галон США, річна кількість — 3000 маршрутних годин: *а* — експлуатаційна гнучкість літаків; *б* — ПЕВ з розрахунку розміщення 79 пасажирів (максимальна кількість); 1 — ПЕВ у центах США за місце-милю; *2* — ПЕВ у доларах США за літако-милю

Витрати на екіпаж складають вагому частину ПЕВ, але не підконтрольні конструктору.

Витрати на паливо і мастильні матеріали залежать від характеристик літака і двигунів, але визначаються також вартістю палива, яка значно змінюється залежно від географічного положення аеродрому і ситуації. Прикладом може служити паливна криза 1974 р., коли вартість палива сильно зросла, що створило великі труднощі для багатьох авіаліній.

Вартість технічного обслуговування традиційно базується на таких параметрах літака, як маса порожнього літака, тяга двигунів і первинна вартість планера і двигунів. Слід вказати, що залежності, використані в методиці АТА–67, є суто статистичними. Прямого зв'язку, наприклад, між масою літака та легкістю і вартістю його технічного обслуговування не існує. Навпаки, заходи, спрямовані на спрощення обслуговування шляхом поліпшення доступу до агрегатів, можуть призвести до зростання маси порожнього літака, що викличе при неправильному використанні методики АТА збільшення вартості технічного обслуговування.

При правильному підході вартість технічного обслуговування літака слід розділити на різні складові, оскільки літакові системи і агрегати за вартістю обслуговування, складнощі і залежності від періодичності регламентних робіт мають великий розкид. Типовим прикладом є обслуговування двигуна, яке значною мірою

залежить від складності двигуна і термінів проведення регламенту. Впровадження в експлуатацію нового двигуна також ускладнить його обслуговування.

Амортизація, як і страхування, оцінюється за рік. У методиці АТА-67 період для оцінювання амортизаційних витрат становить 12 років. Термін служби літака в польотних годинах або за кількістю льотних циклів має, звичайно, перевищувати цей період.

Річна кількість польотних годин залежить головним чином від того, скільки часу літак перебуває на землі за вимогами керування повітряним рухом, а також від часу, витраченого на завантаження, розвантаження, заправки і технічного обслуговування і при затримках вильоту по метеоумовах або через позапланові роботи на літаку. Річна кількість польотних годин залежить також від планування польотів і схеми повітряних магістралей. За методикою АТА-67 крива залежності річної кількості польотних годин від маршрутного часу показує, що річна кількість польотних годин за рік може мінятися від 3000 год. при маршрутному часі 1 год. до 4500 год. при маршрутному часі 8 год. При заданій кількості польотів на день річний наліт пропорційний маршрутному часу. Треба відзначити, що статистичні залежності не враховують заходів, спрямованих на підвищення річної кількості польотних годин, наприклад, шляхом зниження часу маневрування у польоті, скорочення часу між польотами тощо. Для оцінки цих чинників необхідний детальний розрахунок.

Вартість літака (включаючи двигуни) є іншим чинником, що визначає амортизаційні витрати, який треба оцінювати на етапі попереднього проектування. В цьому випадку, як і при оцінюванні маси, може бути застосовано різний підхід, від використання загальних статистичних залежностей, показаних на рис. 6.15, до докладного аналізу вартості літака, що виконується економічним відділом. Необхідно також ухвалити рішення щодо кількості літаків, які мають бути збудовані.

1. Вартість легкого літака з поршневим двигуном збільшується приблизно в квадраті від маси порожнього літака від 22 дол./кг при порожній масі 450 кг до 110 дол./кг при порожній масі 2000 кг. Причиною такої залежності є підвищення складності конструкції, силової установки, устаткування і обробки. Вартість повністю обладнаного літака приблизно на 20 % вище вказаної первинної вартості.

2. Вартість реактивних транспортних літаків коливається від 265 дол./кг для невеликих літаків до 220 дол./кг для великих літаків. Цей рівень цін міняється мало у зв'язку з приблизно однаковим ступенем складності цих літаків незалежно від їх розмірів.

3. Реактивні адміністративні літаки є найбільш дорогою категорією літаків, їх вартість залежить від типу інтер'єру, складності устаткування і може сягати 350 дол./кг.

4. Вартість турбогвинтових транспортних літаків становить приблизно 176 дол./кг порожньої маси.

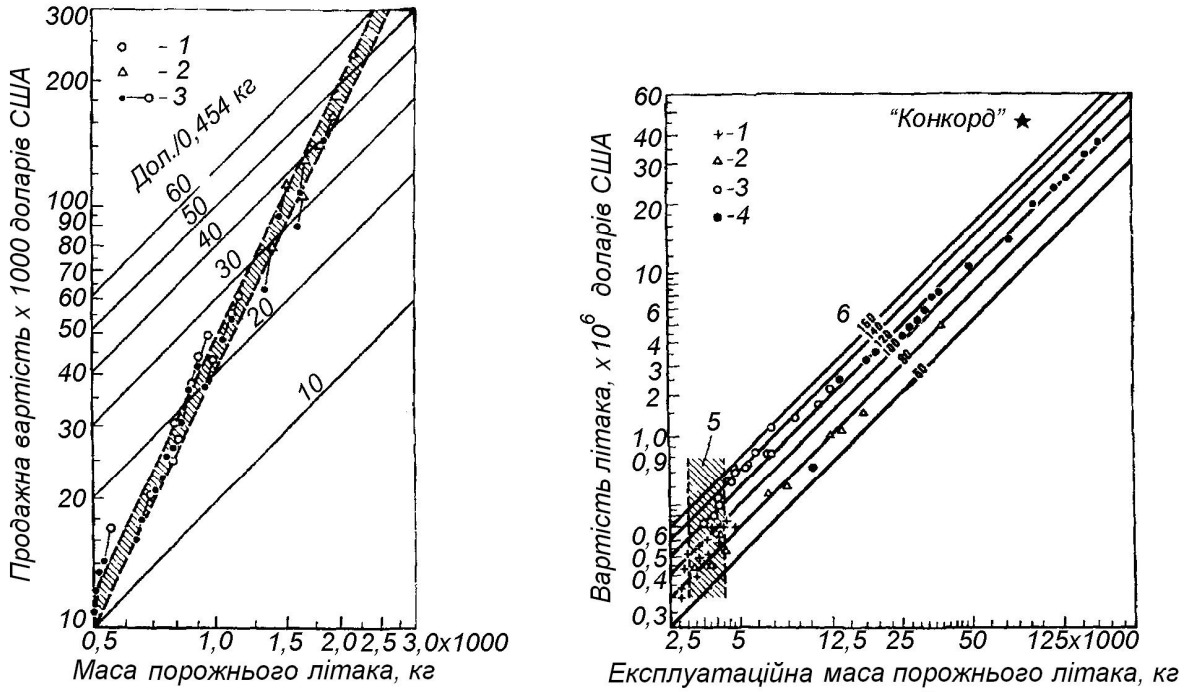


Рис. 6.49. Вартість сучасних літаків (рівень цін 1975 р.):

а — продажна вартість легких літаків фірми "Сессна" з ПД; 1 — один двигун; 2 — два двигуни; 3 — вдосконалений варіант або варіант люкс; б — вартість транспортних літаків; 1 — адміністративні літаки з ТВД; 2 — транспортні літаки з ТВД; 3 — адміністративні літаки з ТРДД; 4 — транспортні літаки з ТРДД; 5 — зона переходу від легких до транспортних літаків $G_{зл\ max}$ = 5700 кг; 6 — дол./0,454 кг

Дані рис. 6.49[2] потребують таких зауважень.

Даними цього рисунка необхідно користуватися розумно. Строгої залежності між масою літака і первинною вартістю не існує. Маса конструкції, наприклад, може бути зменшена завдяки застосуванню нових матеріалів або нових методів оброблення, але це призведе до збільшення вартості літака, хоча за рис. 6.49 має бути навпаки. З іншого боку, застосування більш довершеного устаткування на літаку може збільшити і його масу і вартість; але вартість зростатиме швидше, ніж маса.

Для транспортного літака беззбиткова експлуатація є головним економічним показником, тому треба зазначити, що рівень цін на літак необхідно пов'язувати не тільки з вартістю технічної розробки, але і з ефективністю літака. У зв'язку з цим замість графіків "первинна вартість — маса порожнього літака" може бути побудований графік, що пов'язує первинну вартість з добутком корисного навантаження і крейсерської швидкості, оскільки цей параметр значною мірою впливає на річний прибуток. Можна також поділити вартість літака на вартість планера і вартість двигуна. У всіх випадках вартістю в доларах одиниці маси порожнього літака необхідно користуватися обережно.

[2] Рівень цін за період 1973–1975 рр.

Конструктор зазвичай не прагне порівнювати результати, отримані за формулами АТА-67, з реальними цінами на літаки, які авіакомпанії повідомляють Міжнародному комітету цін. Стандартизовані методи не враховують такі чинники, як розміри літакового парку, його склад, особливості маршрутів, напряму вітрів, зміни у вартості палива тощо, які роблять значний вплив на вартість літака і змінюються залежно від типу авіалінії. У зв'язку з частковою придатністю стандартних методів у загальному випадку мають бути введені такі обмеження:

а) якщо для порівняння економіки проектованого літака з економікою літаків, що знаходяться в експлуатації, необхідний розрахунок абсолютних величин ПЕВ, узагальнені методи, як правило, неприйнятні;

б) методика АТА-67 може дати неправильні результати при оцінці відносних величин за питомою витратою палива і питомою масою силової установки.

Коли основним критерієм для порівняння є приріст ПЕВ, стандартні методи цілком придатні і дозволяють оцінити ступінь впливу на економіку літака первинної вартості літака і двигуна, вартості палива і технічного обслуговування.

Таким чином, розрахунок ПЕВ доцільний у таких випадках:

1. При виконанні деяких видів параметричних досліджень, спрямованих на оцінку прийнятності схеми і розмірів проектованого літака. У цих випадках порівняння варіантів ведеться на основі існуючого рівня техніки і цін на планер і двигуни.

2. При оптимізації крейсерської швидкості польоту, вартість палива на крейсерський політ є мінімальною при максимальній дальності польоту на кілограм палива (див. рис. 6.42); збільшення швидкості призводить до збільшення вартості палива. Проте амортизаційні витрати на політ через зменшений маршрутний час можуть бути знижені за умови збереження постійною річної кількості польотних годин. За деяких проміжних умов між крейсерською швидкістю максимальної дальності й максимальною крейсерською швидкістю досягається мінімальне значення ПЕВ. Для літака дальніх авіаліній економічно оптимальна крейсерська швидкість знаходиться ближче до умов крейсерської швидкості максимальної дальності, для літаків коротких ліній — до умов швидкісного крейсерського польоту.

Глава 7. ІНТЕГРОВАНІ ТЕХНОЛОГІЇ ПРОЕКТУВАННЯ

7.1. ПОНЯТТЯ "ТЕХНОЛОГІЯ"

Останнім часом відбулося переосмислення і значне розширення класичного поняття "технологія". Якщо раніше цей термін розуміли як "сукупність методів і засобів перероблення сировини, матеріалів, напівфабрикатів, виробів тощо в матеріальному виробництві", то сьогодні це поняття набуло нового, більш всеосяжного значення.

Сучасне уявлення тлумачить технологію як фундаментальну основу будь-якої діяльності суспільства; як організацію і реалізацію процесів, спрямованих на творення матеріальних і нематеріальних штучних об'єктів.

Таким чином, може бути запропоновано таке тлумачення технології:

"Технологія — це сукупність управлінських, науково-дослідних, дослідно-конструкторських та інжинірингових процесів, що охоплює також "людський потенціал", є фундаментом продуктивної діяльності суспільства". Вона містить набір галузевих технологій, таких, як промислові (зокрема машинобудівні), транспортні, аграрні, банківські, ресурсоутворюючі, біологічні, підприємницькі, комунікаційні, оборонні, а сьогодні також і гуманітарні (соціальні, політичні).Технології, що відповідають цьому визначенню, відносять до галузевих технологій.

У зв'язку з цим поняття "технологічно розвинені країни" має особливий сенс, а процес розповсюдження сучасних галузевих технологій в усьому світі розглядається як один з основних процесів глобалізації.

Галузеві машинобудівні (зокрема, авіабудівні) технології спрямовані на створення матеріальних об'єктів, що характеризуються, як відомо, високою наукоємністю з тривалим життєвим циклом.

Тому принципово новим і надзвичайно важливим моментом є поширення функцій машинобудівних технологій на проектування (моделювання) і реалізацію повного життєвого циклу виробу (ЖЦВ), що містить не тільки матеріальний (виготовлення), але і нематеріальний етап (задум, проект, план), а також подальші етапи (споживання й утилізація).

Нового змісту набуло також поняття "моделювання". Йому віддають перевагу як еквіваленту поняття "проектування", що, проте, повніше відображає суть процесу. Створення нового виробу — це процес моделювання його повного життєвого циклу і гармонізації цього циклу з моделлю середовища, що оточує виріб. Такий підхід значним чином відповідає сучасним уявленням про суть проектування.

На схемі (рис. 7.1) показано досить спрощену принципову схему, що ілюструє моделювання бізнес-процесів повного життєвого циклу виробу в межах галузевої технології авіабудування.

Нове, більш розширене розуміння технології відображає той історичний факт, що галузеві технології завжди були ключовими технологіями, що створюють довколишній світ, і головними генераторами прогресу суспільства.

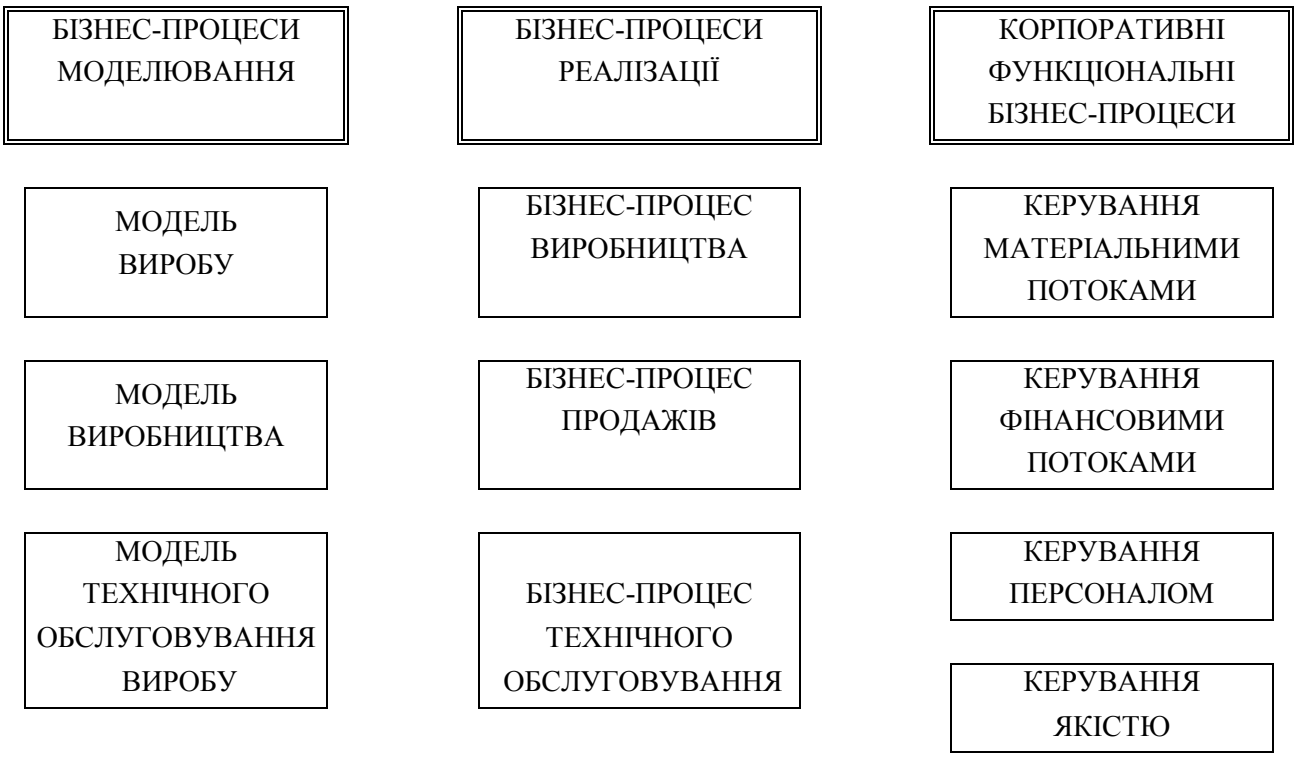


Рис. 7.1. Корпоративне керування повним життєвим циклом виробу

7.2. ПОНЯТТЯ "ІНФОРМАЦІЙНІ ТЕХНОЛОГІЇ"

Існує загальноприйняте трактування: "Інформаційні технології — це сукупність засобів і методів перероблення інформації, що базуються на сучасній програмно-обчислювальній техніці". Таке уявлення не зовсім коректне. Ключовими словами тут є слова "засоби і методи", отже, йдеться про інструментарій для перероблення інформації. Для того, щоб уточнити суть інформаційних технологій і їх місце в діяльності суспільства, доведеться зробити невеликий відступ.

Відомо, що поява перших засобів і методів оброблення інформації, а отже, і перших інформаційних технологій простежується від самих витоків цивілізації, відтоді, коли люди почали спілкуватися, навчилися сприймати інформацію ззовні, накопичувати, осмислювати, переробляти, а також адресувати її в зовнішній світ. Без цього прогрес людства просто був би немислимим.

Проте розвиток інформаційних технологій відбувався надзвичайно повільно. Ресурси суспільства впродовж кількох тисячоліть, аж до початку XX століття, були спрямовані на розвиток матеріального виробництва як головного чинника виживання, і 95% працездатного населення були зайняті фізичною працею. Інтелектуальна складова діяльності суспільства була незначною, а потоки інформації мізерні (рис. 7.2, а).

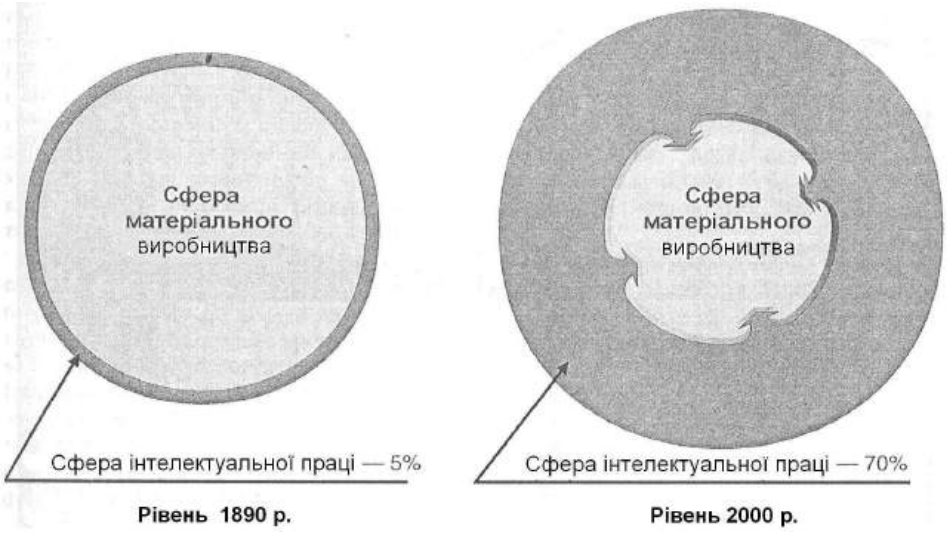
І хоча поступово формувався "культурний шар" мислителів, учених та інженерів, для яких вже з'явилася необхідність в обробленні дедалі більшого обсягу інформації,

вони мусили вирішувати цю проблему своїми силами. Нерідко вчені власноруч створювали обчислювально-розв’язувальні пристрої, що полегшують виконання важких обчислень. Із цього приводу ще в XVII столітті Лейбніц, який сам створив першу в світі машину, що дає можливість досить швидко виконувати чотири дії арифметики, висловився так: "Не варто обдарованій людині гаяти час на обчислення, які, безумовно, можна довірити будь-кому, хто може це зробити за допомогою машини".

І справді, у сфері фізичної праці за останні сто років продуктивність зросла в десятки разів за рахунок впровадження нових індустріальних технологій, а у сфері інтелектуального — всього на 4 %. Інформаційні технології лишалися примітивними. Учені та інженери користувалися арифмометрами, калькуляторами, логарифмічними лінійками тощо. Однак потрібно віддати належне цим примітивним інформаційним технологіям: вони успішно підтримували інтелектуальну діяльність суспільства впродовж всієї багатовікової "докомп’ютерної" ери і забезпечували високі досягнення науки і техніки. Але так довго це не могло тривати. Інтелектуали терпляче чекали своєї години, і ця година настала.

Середина XX століття позначилася надзвичайним ускладненням проблем, що виникають перед сучасним суспільством і безпосередньо пов'язані з чинниками виживання людства. Їхнє рішення потребувало оброблення величезних потоків нової інформації і максимального напруження всіх інтелектуальних ресурсів суспільства. В результаті значно (до 70 %) збільшилася кількість населення, що займається інтелектуальною працею (рис. 7.2, б). Гострі протиріччя між наростанням обсягу інформації і межею людських і технічних можливостей його сприйняття і переробки викликали небачений прорив у царині створення засобів і методів підтримки інтелектуальної діяльності людини. На схемі (рис. 7.3) простежується динаміка розвитку інформаційних технологій, що відображає історичний погляд на цю проблему. Зі схеми видно, що розвиток відбувався за трьома напрямами: носії інформації, засоби зв'язку і засоби перероблення інформації, призначені для підтримки інтелектуальної діяльності. Останній напрям виявився головним, перетворившись на інформаційну індустрію, що зайняла в економічно розвинених країнах ключові позиції.

Прийшло розуміння того, якою недозволеною розкішшю є розтрата дорогоцінних інтелектуальних ресурсів суспільства для виконання виснажливої і нетворчої роботи, яку можна довірити машині. Прорив, як відомо, виявився можливим завдяки створенню комп'ютера. Але "людству найчастіше не дано передбачити, наскільки розшириться первинне призначення того чи іншого його винаходу". Сталося так, що комп'ютер об’єднав значно більше поняття, ніж просто пристрій, задуманий як засіб для обчислення.



а *б*

Рис. 7.2. Структура зайнятості працездатного населення США

Сьогодні комп'ютер — це універсальний цифровий обробник різноманітних даних, котрий використовується не так для обчислень, як для перетворення і оброблення будь-якої інформації. І ніхто не міг припустити, що за допомогою "Її Величності Цифри" можна змоделювати абсолютно все, що оточує нас у цьому світі, і те, чого поки що не існує. Моделювання, як уже згадувалося раніше, завжди було основою інтелектуальної діяльності суспільства. Тому перехід до "комп'ютерного" моделювання (його нерідко називають "електронним", "машинним", "віртуальним", "цифровим") став знаменням часу.

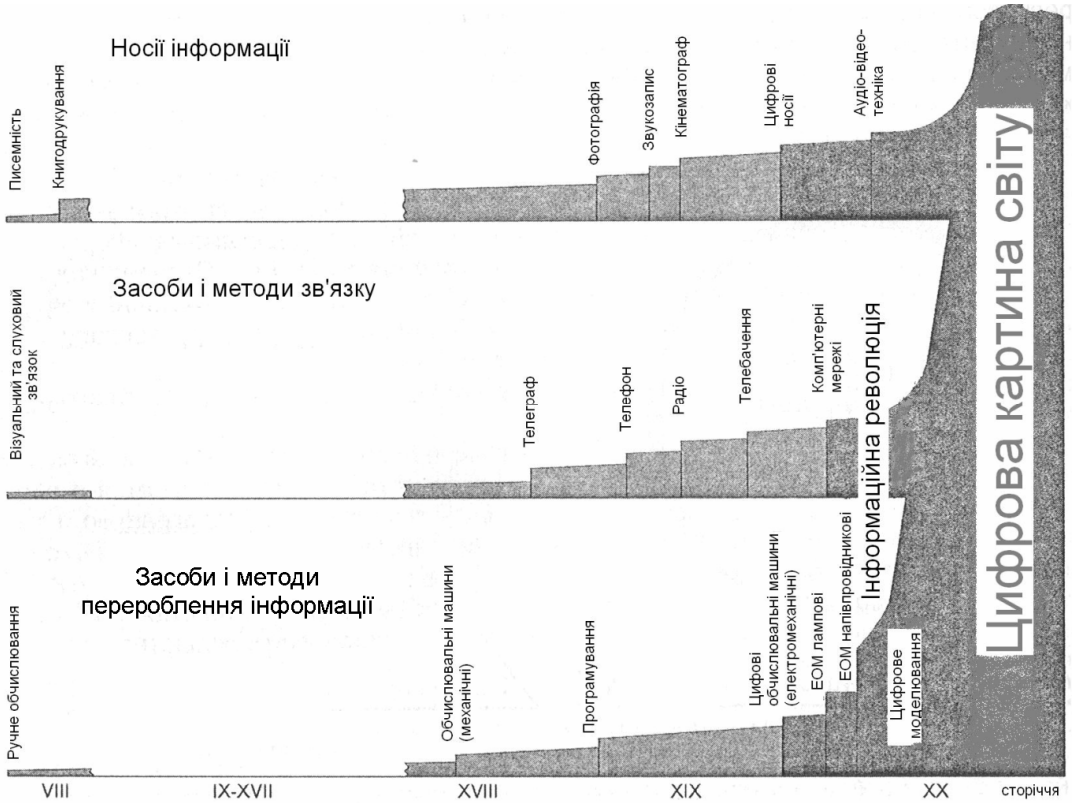


Рис. 7.3. Динаміка розвитку інформаційних технологій

Навряд чи необхідно доводити революційну роль інформаційних технологій. Сьогодні моделюються суперскладні технічні об'єкти, швидкоплинні процеси, управління ними тощо. Але про одну особливість слід згадати окремо. Найбільш вражаючим досягненням інформаційних технологій аналітики вважають тривимірну комп'ютерну графіку. Як відомо, переважна більшість процесів виробничої діяльності можуть бути описані відповідними алгоритмами і тому піддаються формалізації. Виняток становлять творчі процеси проектування. Описаних алгоритмів творчої діяльності проектувальника поки не існує. Вони присутні тільки в індивідуальному мисленні конструктора, в його досвіді, уяві, інтуїції. Всі ми мислимо просторовими образами, але донедавна, проектуючи нові вироби, мусили трансформувати ці уявні образи в "плоскі" двовимірні креслярські зображення, збіднюючи і викривляючи їхню природу.

Комп'ютерна графіка за допомогою об'ємного моделювання відкриває перед конструктором необмежені можливості відтворення у віртуальному просторі всього різноманіття навколишнього світу і дозволяє вбудовувати в нього віртуальні моделі своїх уявних образів майбутніх конструкцій, маніпулюючи ними як реальними матеріальними об'єктами. Таким чином, процес проектування перетворюється на процес "віртуального" моделювання навколишнього світу, що відкриває перед розробником неймовірні перспективи реалізації його творчого потенціалу. І якщо свідчать про те, що комп'ютерне моделювання знаменує початок нової ери людської діяльності, то в цьому немає жодного перебільшення. Комп'ютерна графіка стала головною магістраллю, інтегруючою різні види інформаційних технологій, бо "зображення завжди коштує тисячі слів". Сьогодні кожен фахівець отримав потужний інструмент для візуалізації уявних образів, маніпулювання ними, як це було доступно тільки скульпторові або художникові. Фахівці з машинної графіки не без іронії стверджують, що кроманьйонці пережили розвиненіших фізично неандертальців завдяки тому, що володіли наскальною графікою.

І, нарешті, сьогодні вже йдеться про так звану конвергенцію, про експансію цифрових технологій у всі сфери діяльності суспільства. Йдеться про проникнення "цифри" у високошвидкісні канали зв'язку, у фотографію і телебачення, в носії і зберігачі інформації, у відео- й аудіотехніку, в системи керування і моніторингу тощо. І основою всього цього є комп'ютер (рис. 7.3). От чому під усталеним в сучасних контекстах поняттям "інформаційні технології" мають на увазі технології комп'ютерні. Хоча загалом деякі традиційні інформаційні технології перетворювати на комп'ютерні не завжди доцільно. Комп'ютерні технології завжди інформаційні, але не всі інформаційні технології є комп'ютерними.

Такий просторовий відступ знадобився для з’ясування ролі та місця інформаційних (комп'ютерних) технологій в діяльності суспільства й їх співвідношення з галузевими технологіями. На жаль, у мисленні фахівців машинобудівних галузей останнім часом відбуваються зміни у відношенні до інформаційних технологій. Неприйняття змінялося ейфорією і завищеними очікуваннями того, що інформаційні

технології здатні вирішити всі проблеми діяльності підприємства. Це глибока і небезпечна помилкова думка. Вона зміщує орієнтири. Впровадження інформаційних технологій не змінює пріоритетів. Галузева технологія завжди була і лишається головним генератором продуктивної діяльності підприємства. Інформаційні технології забезпечують комп'ютерну підтримку інтелектуальної діяльності фахівців галузевої технології в створенні доданої вартості. Так, вони є невід'ємною складовою галузевої технології, але безпосередньо доданої вартості не створюють. Вони, за визначенням, є "сукупністю методів і засобів перероблення інформації за допомогою обчислювальної техніки". Не більше і не менше. Існує дуже точне розділення: наочна і системна область. Галузеві технології є наочною областю, а інформаційні технології належать до системної області. Інформаційні технології можна придбати на ринку. Що стосується галузевих технологій, то вони є інтелектуальним потенціалом фірми, який не може бути відчужений. Це ноу-хау, напрацювання, багаторічний корпоративний досвід. Придбати все це можна тільки разом з усім підприємством. Після Другої світової війни країни-переможниці для "придбання" німецького науково-технічного потенціалу вивезли з Німеччини всіх фахівців з реактивного польоту.

Інформаційні технології не слід фетишизувати, оскільки всі успіхи цивілізації були досягнуті в "докомп’ютерний період". Інформаційні технології не є самодостатніми. Рушійною силою впровадження інформаційних технологій на підприємстві завжди будуть фахівці галузевої технології. Вони визначають цілі, формулюють задачі, складають алгоритми. За ними — знання і досвід в наочній області, сила уяви та інтуїція. Інформаційні технології — це область системної підтримки галузевої технології. Для ілюстрації наведено структуру системних засобів і методів, призначених для перероблення інформації.

Сьогодні спектр програмних продуктів, наявних на ринку інформаційних технологій, призначених для промислових галузей, укрупнено виглядає таким чином.

Група перша. Програмні продукти CAD-CAM-CAE-PDM. Ця абревіатура практично витіснила абревіатуру САПР. Буквальний переклад абревіатури виглядає відповідно: "проектування за допомогою комп'ютера", "виробництво за допомогою комп'ютера", "інжиніринг за допомогою комп'ютера", "управління даними виробу". Програмні продукти — це пакети програмних додатків для комп'ютерної підтримки проектування, підготовки виробництва, інженерних розрахунків і управління проектом відповідно.

Група друга. Програмні продукти комп'ютерної підтримки системи ERP. Переклад цієї абревіатури означає: "планування ресурсів підприємства". Програмні продукти — це пакети програмних застосувань, призначені для комп'ютерної підтримки системи планування ресурсів підприємства. Це свого роду еквівалент АСУП.

Група третя. До неї належать засоби створення інформаційної інфраструктури підприємства.

Надані відомості дають уявлення про системний характер засобів інформаційних технологій, що визначає їхнє місце в діяльності підприємства. Проте пріоритетність

галузевих технологій зовсім не зменшує революційного значення інформаційних технологій, а тільки визначає роль тих та інших в діяльності підприємств, а також підкреслює виняткове значення їх чіткої взаємодії й інтеграції.

7.3. ПОНЯТТЯ "CALS-ТЕХНОЛОГІЇ"

CALS-ТЕХНОЛОГІЇ — загальновизнане в світовій спільноті поняття, якому присвячені численні публікації і в книгах, і в періодичних виданнях. Трактується це поняття дуже широко, і спеціалістам-користувачам інформаційних технологій, керівникам, проектувальникам, технологам необхідно чітко уявляти суть цього поняття.

Сьогодні CALS — це комплекс міжнародних стандартів, розумно інтегруючих інформаційні технології, що створюються в географічно віддалених один від одного регіонах. Це інформаційна стратегія промисловості і суспільства, спрямована на підтримку залучення будь-якого розробника в світовий інформаційний простір і його участь у великих — глобальних проектах без додаткових витрат на подолання інформаційних бар'єрів і логічної несумісності фірмових підходів. Це, за визначенням аналітиків, певний міжнародний, інформаційний кодекс, аналогічний римському праву. Це культурна революція в інформаційних технологіях.

CALS-технології в межах корпорації будуються на тих самих принципах, що і в глобальному масштабі: єдині формати надання електронних даних для всіх партнерів, що беруть участь у формуванні і реалізації ЖЦВ. При цьому, як уже мовилося, реалізуються нові підходи у створенні наукоємних промислових виробів з тривалим життєвим циклом, згідно з яким виріб, придбаний споживачем, містить всю інформаційну інфраструктуру, що забезпечує підтримку життєвого циклу на всіх його етапах. Початковою базою єдиного інформаційного середовища служить деревоподібна структура проекту, повного електронного подання виробу (його комп'ютерній моделі), яка є таким собі "генетичним кодом", що породжує всю подальшу інформацію, необхідну для створення аналогічних структур або моделей подальших етапів: виробництва виробу, випробування, техобслуговування і навіть утилізації (сьогодні добре відомі економічні й екологічні проблеми, що виникають під час списання і утилізації технічних об'єктів, що мають техногенний характер). "Генетична" єдність інформації пронизує весь життєвий цикл виробу асоціативними зв'язками, дозволяє ефективно керувати цим циклом за допомогою єдиного джерела інформації — повного електронного опису (моделі) виробу (рис. 7.4).

CALS — поняття, що постійно розширюється, тому абревіатура вже не відображає повністю його змісту. І оскільки CALS-концепція формує єдине інформаційне середовище існування інформаційних технологій, цілком природним є загальне прагнення до перетворення CALS на головне поняття, інтегруюче всю сферу інформаційних технологій. І це, мабуть, виправдано.

Більше того, у деяких публікаціях існує тенденція включити в CALS типові

поняття зі сфери управління (менеджменту), такі, як реінжиніринг бізнес-процесів, віртуальні підприємства, паралельне проектування тощо. Чи виправданий такий підхід, покаже час. На жаль, єдиного загальноприйнятого трактування поки що не існує.

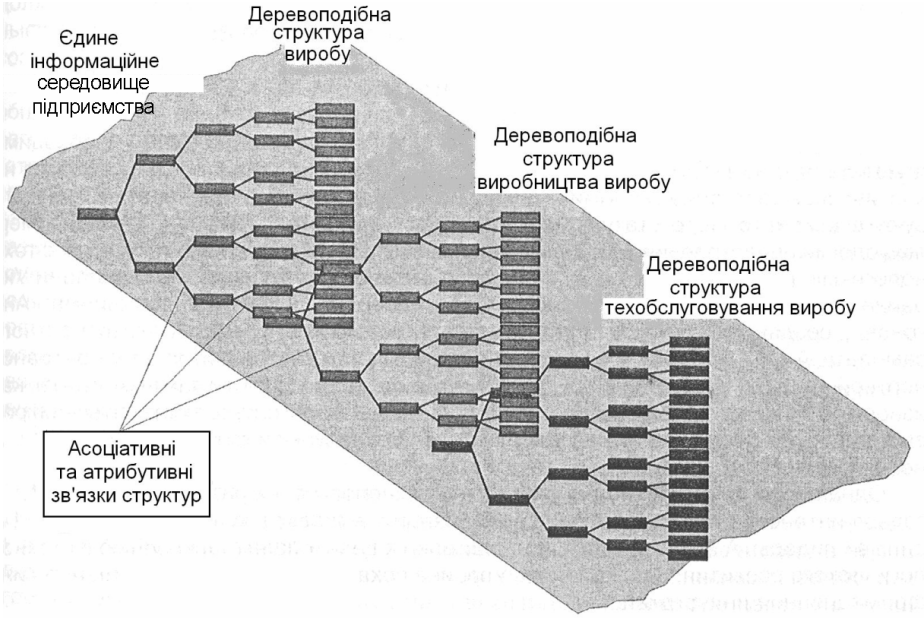


Рис. 7.4. Схема CALS-технології підприємства: повний електронний опис ЖЦВ у єдиному інформаційному середовищі

У найсвіжішому і авторитетнішому документі — проекті "Концепції розроблення і впровадження технологій в галузях промисловості держав-учасниць СНД", розробленому Міністерством економіки РФ, розглянутого Економічною радою СНД 18 квітня 2000 року і наданому на узгодження Кабінету Міністрів України, — наведено таке формулювання: "CALS-технології є сучасною організацією процесів розроблення, виробництва, експлуатації і післяпродажного сервісу виробів шляхом інформаційної підтримки процесів їхнього життєвого циклу на основі стандартизації методів надання даних шляхом безпаперового електронного обміну даними. Концепція CALS визначає сукупність правил, регламентів, стандартів, за якими будується інформаційна (електронна) взаємодія учасників процесів проектування, виробництва, випробувань тощо".

Але і це, здавалося б, офіційне формулювання в першій своїй частині є не дуже виразним, і може скластися уявлення, що до концепції CALS належить також і "сучасна організація" бізнес-процесів, що завжди була головним елементом сфери управління (менеджменту).

Суть CALS, на наш погляд, докладно викладено в другій частині цього формулювання, де йдеться про "набір правил, регламентів, стандартів, за якими будується інформаційна (електронна) взаємодія учасників" проекту.

Програми CALS-технології широко впроваджуються у США, в Європі та Японії. Подібна програма готується і в Російській Федерації. На жаль, Україна в міжнародне співтовариство CALS поки що не входить.

7.4. ІНФОРМАЦІЙНИЙ ПРОСТІР: РОЗСТАНОВКА СИЛ

Зараз із країн СНД тільки Україна і Російська Федерація, попри критичний стан економіки, в багатьох галузях промисловості відповідають певною мірою статусу "технологічно розвинених" країн. Так, наприклад, технології авіабудування за своїм рівнем, як і раніше, зберігають паритет з технологіями західних країн, а у сфері створення військово-транспортної авіації Україна навіть помітно переважає. У середині 1960-х років фірма "Антонов" створенням першого в світі широкофюзеляжного військово-транспортного літака Ан-22 "Антей" раптово змінила траєкторію розвитку військово-транспортної авіації світу (рис. 7.5). А середній військово-транспортний літак Ан-70, як відомо, за своїм технологічним рівнем ще довго лишатиметься світовим лідером. Все це досягається завдяки стратегії технологічних проривів, що реалізується фірмою.

Проте сьогодні світ швидко змінюється, і технологічно розвинені країни завдяки інтенсивному процесу інформатизації виходять у світові "інформаційні" лідери. А це серйозні передумови до подальшого прискорення їх технологічного розвитку. На жаль, Україна поки що не має в своєму розпорядженні власної інформаційної індустрії.

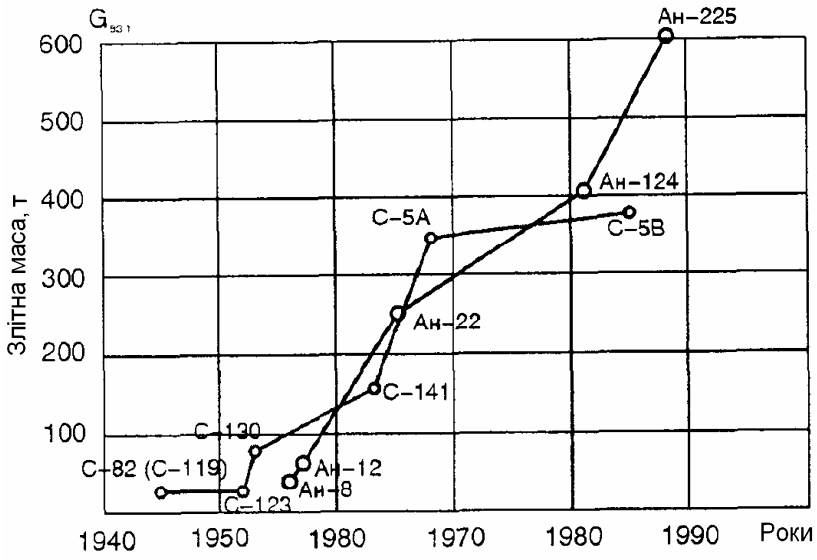


Рис. 7.5. Траєкторія розвитку військово-транспортної авіації світу

Аналітики відзначають три світові інформаційні полюси: США, Європа і Японія. Стрімкий темп розвитку інформаційних технологій у цих регіонах створює серйозні передумови для успішної глобальної конкурентної стратегії на світовому ринку.

Як відомо, XX століття задекларувало створення глобального "інформаційного суспільства" як головне завдання XXI століття. Наголошувалося, що розвитку "інформаційного суспільства" в цих регіонах надано безумовний пріоритет. Воно вже давно вийшло зі стадії утопічних концепцій і футурологічних досліджень і впевнено

набирає силу, поступово перетворюючись на реальність. Відбувається поступове заміщення традиційних індустріальних технологій інформаційними технологіями і, як наслідок, зміна пропорцій в структурі трудових ресурсів (як уже згадувалося, інтелектуальною працею в розвинених країнах нині займається 60…70% працездатного населення, і цей відсоток продовжує зростати). У США, Європі і Японії прийнято відповідні державні програми, створено національні комітети. У Російській Федерації також створено Інститут технологій інформаційного суспільства. У листопаді 1998 року у Відні відбулася віртуальна конференція "Технологія розвитку інформаційних суспільств-98", в якій взяли участь понад 3 тис. делегатів із багатьох регіонів світу. Брала участь у ній і Російська Федерація, що уклала з Комітетом європейських співтовариств угоду про співпрацю в "П'ятій європейській програмі інформаційного суспільства".

Неухильно збільшується розрив між інформаційно-розвиненими країнами та рештою світу. Заклик "Великої сімки" з Окінави сприяти поширенню інформатизації на відсталі регіони — не більше ніж політична риторика. Великі відмінності в рівнях інформатизації перетворюють концепцію "багатополюсного" світу на утопію. Поки що реальністю є триполюсна структура світу. Проте і тут на тлі погано розвинених європейського і поволі відроджуваного японського центрів відбувається нестримна експансія американоцентризму.

У другій половині XX століття США — загальновизнаний світовий лідер економічної, науково-технічної і військово-політичної могутності. Основою такої могутності є стратегія національного розвитку, сформована вже сьогодні на принципах майбутнього інформаційного суспільства. Дотримуючись доктрини, згідно з якою фізика не виправдала очікувань людства, а термоядерний синтез, не вирішивши енергетичних проблем людства, приніс світу загрозу екологічної катастрофи, США подальший прогрес пов'язують з розвитком біологічних, генних та інформаційних технологій. Вони форсують розвиток високоінтелектуального потенціалу НІОКР у цій наукоємній сфері, свідомо поступаючись Європі, Японії, а також країнам, що розвиваються, пальмою першості у сфері техногенних і матеріаломістких промислових технологій.

Зберігається абсолютне лідерство США в розробленні особливо складних програмних продуктів, у тому числі й у сфері CAD-CAM, а також у створенні апаратних засобів і мережних систем. Новації в області інформаційних технологій, що створюються в світі, будують на базі розробок США.

США має у своєму розпорядженні досконалу систему стеження за всім світом і найбільш високотехнологічне озброєння. Вже багато років США залишається найпривабливішою країною для вчених і фахівців всього світу, що прагнуть реалізувати свої здібності.

Успішно розвиваючи індустрію виробництва інтелектуальних знань, США набули статусу виняткового утримувача всесвітнього інтелектуального потенціалу, такого собі глобального банку знань, що дає їм можливість зберігати ключові позиції в світовій економіці і впливати на міжнародні інститути, що визначають політичну ситуацію в світі.

Таким чином, навіть достатньо інформаційно розвинені країни Європи є в серйозній "інформаційній залежності" від США.

Рішення Європейського союзу про створення програми ліквідації відриву США в області інформаційних технологій свідчить про прагнення усунути інформаційну залежність Європи від свого могутнього заокеанського союзника. Аналітики вважають, що часовий розрив між США і Європою — не менше десяти років.

Для України таке геополітичне положення здатне викликати загрозу цілковитого "випадання" з цивілізованого співтовариства. Процеси інформатизації в Україні відбуваються надто повільно. Найбільш згубно це позначається на стані промисловості. Авіаційна промисловість, наприклад, без сучасної інформаційно-комп'ютерної підтримки ризикує швидко втратити позиції лідера.

Якщо вірити заявам авіабудівної корпорації "Боїнг", то вона вже створила супераеробус-777, використовуючи виключно безпаперову технологію. Це означає, що весь життєвий цикл літака змодельований в цифровій формі. Успіхи європейських компаній в здійсненні реальних тривимірних проектів поки лишаються скромнішими, проте "Ербас Індастрі" завершує проект глибокої модифікації фюзеляжу А340 в тривимірному цифровому вигляді.

Інформаційні технології перетворюються на один із найцінніших ресурсів авіабудування. Тільки один приклад з галузі проектування (рис. 7.6) показує, що в одвічній боротьбі конструктора за утримання маси конструкції в допустимих межах в його арсеналі лишається дедалі менше ефективних засобів, і тому все більш значними стають інформаційні технології, що підтримують творчу винахідливість конструктора. Вибрати найбільш оптимальний варіант аеродинамічного обтікання або напружено-деформованого стану сучасного літака навіть найталановитішому фахівцеві без допомоги комп'ютерної технології надзвичайно складно.

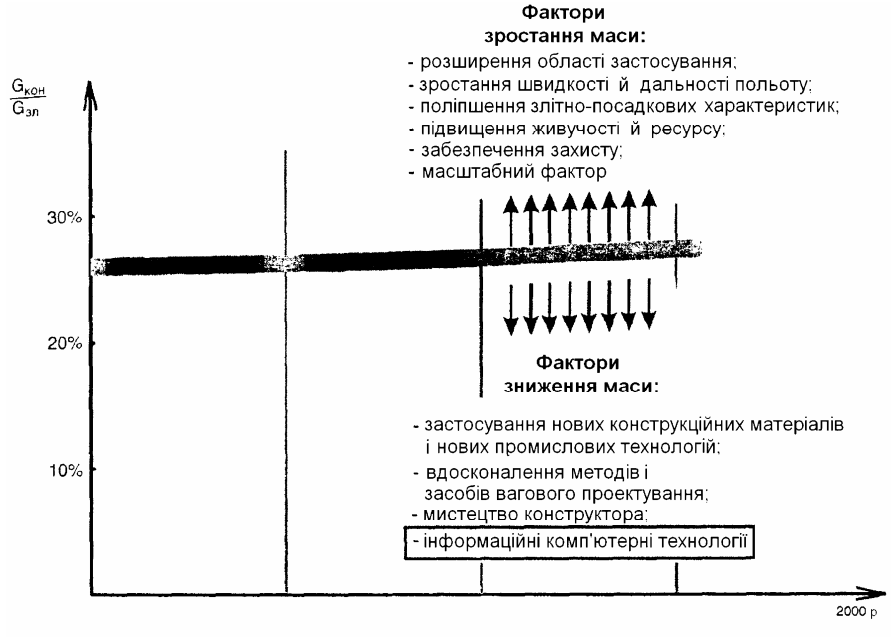


Рис. 7.6. Графік зміни відносної маси конструкції військово-транспортного літака — $G_{кон}/G_{зл}$

У міжнародній конкурентній боротьбі, що вкрай загострилася, перемагає тільки та країна, яка здатна вчасно подати на ринок продукцію, що не тільки відповідає світовим стандартам (цього сьогодні недостатньо), але і відзначається особливостями, яких немає в конкурентів. Тут вирішальну роль відіграє інтелектуальний потенціал країни. І перемагають ті, хто за інших подібних умов володіють більш досконалими інформаційно-комп'ютерними технологіями. Це створює потенційні можливості для випереджаючого розвитку. Крім того, сьогодні виникає ряд глобальних проблем, які без застосування інформаційних технологій вирішити просто неможливо, наприклад: розшифрування геному людини, надійне керування атомним реактором, екологічний моніторинг тощо. Таким чином, інформаційне відставання країни може стати серйозною загрозою її виживанню, як самостійному суб'єктові світової спільноти.

Тому прийшов час рішучих дій для подолання відставання України в галузі інформаційних технологій. Починати потрібно з промисловості, оскільки вона багато в чому визначає рівень розвитку країни. До речі, російське Міністерство промисловості об'єднує і науку, і технології. Великі українські високотехнологічні машинобудівні підприємства як головні потенційні користувачі інформаційних технологій мають перетворитися на своєрідні базові "центри інформатизації", що визначають і виконують національну політику інформатизації промисловості. Їхня мета — створення бази для розвитку інформаційної індустрії в Україні, проте не "з чистого аркуша", а шляхом впровадження і засвоєння запозичених за кордоном інтелектуальних розробок. Наявні сьогодні на світовому ринку високоінтелектуальні системи CAD-CAM спочатку створювалися в найбільших аерокосмічних корпораціях: Локхід (CADAM), Дассо (CAT1A), Макдонелл-Дуглас (UNGRAPHICS) і Матра (EUCLID). Якщо піти цим шляхом, то можна поступово поліпшити положення.

7.5. ДІЯЛЬНІСТЬ ФІРМИ "АНТОНОВ"

Фірма "Антонов" давно обрала для себе саме такий шлях. Уже понад 20 років ретельно відстежується поступ світового розвитку комп'ютерних інформаційних технологій, і відповідно до того, як вони "визрівають", проводиться їх впровадження для забезпечення ефективної комп'ютерної підтримки діяльності фірми. Початком було переведення всієї номенклатури механічно оброблюваних деталей на верстати ЧПК. Деякі засоби були створені власними силами. Було розроблено програмний комплекс математичного моделювання геометричних поверхонь літака "Сигма", на той час унікального в галузі. Вперше в галузі розроблено і впроваджено програмно-обчислювальний комплекс аналізу напружено-деформованого стану планера широкофюзеляжного літака методом скінченноелементного моделювання.

На початку 1980-х років, після оснащення сучасним на той час імпортним програмно-обчислювальним комплексом "Медуза", на базі двовимірної машинної графіки було розроблено реальний, повністю комп'ютеризований проект крила літака Ан-70. Було сформовано і навчено спеціалізований колектив, розроблено й

впроваджено методологію і технологію комп'ютерного проектування: методику паралельного проектування, створення банку даних конструктивних рішень, реалізацію повного циклу "проектування — підготовка виробництва — виготовлення" та ін. На той час це був прорив у впровадженні інформаційних технологій в авіабудуванні як у СРСР, так і у всьому світі. Було також розроблено комплексну програму автоматизації виробництва літака Ан-70, проте через непідготовленість серійних заводів ці плани не були реалізовані.

Коли світова авіаційна спільнота почала переходити на новий рівень створення літаків на базі тривимірних безпаперових технологій, цей досвід дозволив у найкоротші терміни також перейти на цей вищий рівень інформатизації нашої діяльності. Для цього обчислювальний центр був перетворений на високорозвинуту Службу комп'ютерних інформаційних технологій, яку очолив заступник генерального конструктора. Це дозволило успішно переоснаститися сучасним імпортним програмно-технічним комплексом, що забезпечує високий рівень комп'ютерної підтримки бізнес-процесів проектування і управління, переобладнати конструкторські зали відповідно до міжнародних стандартів, організувати близько 400 комп'ютерних конструкторських робочих місць, повністю перепідготовити персонал і приступити до реального проектування.

Службі комп'ютерних інформаційних технологій надано досить високий статус, згідно з яким на неї покладено всі функції комп’ютерно-інформаційної підтримки творчої діяльності підприємства.

Нижче наведено перелік основних функцій Служби комп'ютерних інформаційних технологій (КІТ) фірми "Антонов", спрямованих на підтримку бізнес-процесів формування і реалізації життєвого циклу виробу (структуру цих бізнес-процесів див. на рис. 7.1):

— впровадження і розвиток системи програмних застосувань підтримки бізнес-процесів проектування (CAD-CAM-CAE-PDM) і управління підприємством (IRP);

— впровадження і розвиток CALS-технології в масштабі підприємства;

— організація інформаційних потоків і ранжируваного доступу користувачів до інформації в реальному масштабі часу;

— створення і розвиток корпоративних мереж і систем, адміністрування мереж, систем і баз даних;

— моніторинг світового рівня розвитку інформаційних технологій;

— придбання, адаптація і супровід програмних і технічних засобів;

— навчання і перепідготовка персоналу підприємства в плані освоєння комп'ютерних інформаційних технологій.

Віддаючи належне найважливішій ролі Служби комп'ютерних інформаційних технологій (КІТ), слід підкреслити, що головним генератором процесів освоєння нової системи створення літаків, як і раніше, лишаються фахівці наочної області: проектувальники, технологи, керівники. Ініціаторами створення проектів впровадження інформаційних технологій і їх втілення в життя завжди виступають провідні фахівці з

числа майбутніх користувачів цими технологіями.

Багаторічний досвід доводить, що там, де головні користувачі в процесі своєї реальної діяльності серйозно спираються на комп'ютерні інформаційні технології, можна розраховувати на успіх. А там, де лінійні підрозділи чекають, коли служби КІТ поведуть їх в "інформаційне майбутнє", впровадження інформаційних технологій приречене на провал. У той же час успіхи або невдачі головних користувачів є головною об'єктивною оцінкою ефективності діяльності служби КІТ. Якщо системна підтримка виявиться "доброзичливою" до головних користувачів і буде ними сприйнята, це буде найвищою характеристикою діяльності цієї служби.

Інформаційні технології мають вирішальний вплив на вдосконалення технологій управління (менеджменту). За однією з концепцій, подібно до того, як промислові технології породили управлінські концепції Тейлора, поява інформаційно орієнтованих технологій сприяє розвитку нових інформаційно орієнтованих управлінських новацій (паралельне проектування, реінжиніринг бізнес-процесів і впровадження мережних організаційних структур, створення віртуальних підприємств) (рис. 7.7).

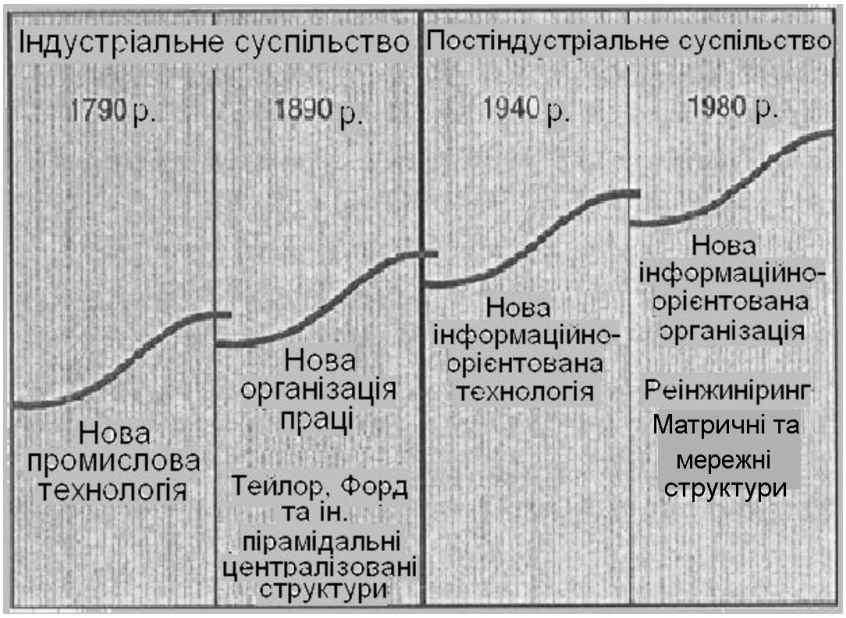


Рис. 7.7. Еволюція технології та організації

Ідеї "паралельного проектування", реінжинірингу, мережних організаційних структур і навіть віртуальних підприємств з погляду менеджменту не є чимось принципово новим і застосовуються на фірмі "Антонов" вже багато років. Проте тільки впровадження інформаційних комп'ютерних технологій дозволяє реалізувати ці ідеї з максимальною ефективністю.

На фірмі вже давно практикується поєднання за часом процесів проектування всіх функціональних складових виробу, що розробляється. Для формування зовнішнього вигляду літака формується комплексна команда з фахівців різного профілю, зокрема проектувальників, технологів, виробничників, експлуатантів. У робочому проектуванні безпосередню участь беруть фахівці серійних заводів-виробників. Сьогодні завдяки об'єднанню робочих місць всіх виконавців в єдину

корпоративну комп'ютерну мережу забезпечуються "віртуальний" контакт і повна синхронність роботи учасників проекту, скасовуються "паперові" канали передачі інформації. Значно скорочуються терміни робіт і підвищується якість узгодження всіх складових проекту (рис. 7.8).

Як відомо, поняття "реінжиніринг" тлумачиться як перепроектування бізнес-процесів і організаційної структури підприємства, що ставить своєю метою концентрацію всього керівного потенціалу фірми на формуванні і постійній підтримці динамічності ключового ділового процесу, що безпосередньо створює кінцевий продукт (додану вартість). Такий ключовий процес виділяється в наскрізний, інтегрований, виробничо-інформаційний потік, не розчленований формальними межами структурних функціональних підрозділів. Це досягається створенням так званих "процесних команд" — зведених комплексних підрозділів, орієнтованих на виконання наскрізного процесу створення кінцевого продукту.

Керівникам зведених підрозділів надається статус, що розумно поєднує керівну автономію з опорою на фахівців функціональних підрозділів, що забезпечують технічний рівень функціональних систем. Такий підхід припускає відмову від традиційних централізованих ієрархічних пірамідальних структур на користь гнучкіших — матричних і мережних.

Фірма "Антонов" уже давно перейшла на матричні організаційні структури. Нині відповідно до рівня впровадження інформаційних технологій і паралельного проектування для реалізації комплексного комп'ютерного проекту фюзеляжу, що входять у нього устаткуванням і системами, вдосконалено і наближено до мережної матричну структуру.

Наскрізний комплексний підрозділ організовано на базі конструкторського відділу фюзеляжу (рис. 7.9). Керівник відділу фюзеляжу є одночасно керівником зведеного підрозділу і робочого комп'ютерного проекту фюзеляжу, що містить весь комплекс розташованих у фюзеляжі систем і устаткування.

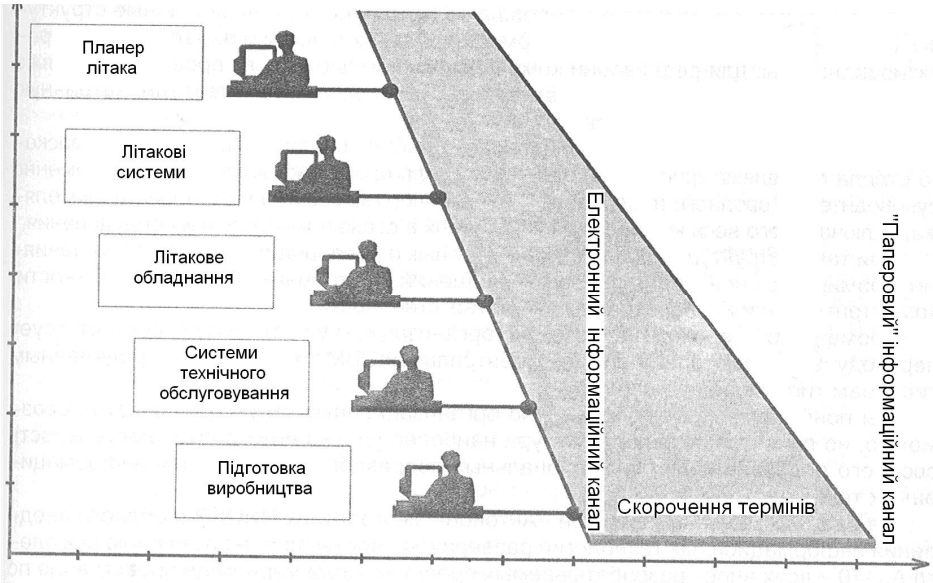


Рис. 7.8. Схема комп'ютерного паралельного проектування



Рис. 7.9. Матрично-мережна структура організації комплексного проекту фюзеляжу

У такій структурі разом із традиційними розпорядницькими відносинами формується новий вид ділових відносин, побудованих на колегіальності, компетентності і корпоративному дусі відповідальності.

Крім того, перехід на мережну організаційну структуру відповідає переходу від комп'ютерних систем з центральною ЕОМ типу ЄС до розподілених систем типу "клієнт-сервер".

Універсальну організаційну структуру створити неможливо, але прийнята мережна структура найвдаліше інтегрує діяльність зведеного підрозділу, функціональних підрозділів і служби інформаційних технологій.

На базі проведених фірмою "Антонов" багаторічних НІОКР в області впровадження інформаційних технологій розпочато роботи на подання літака Ан-70 і всіх проектів, що знову розробляються, в тривимірному цифровому вигляді за безпаперовою технологією. Таким чином, можна увійти на рівних в Міжнародне авіаційне співтовариство.

7.6. CALS-ТОВАРИСТВО І УКРАЇНА

Існують проблеми, для вирішення яких необхідно втручання держави. Йдеться про вступ України в міжнародне CALS-товариство. Як уже згадувалося, світ інтенсивно впроваджує нову концепцію інформаційної підтримки промислових технологій, що отримала назву CALS-концепції, яка, по суті, є системою міжнародних стандартів, що формує єдиний інформаційний простір, де безперешкодно відбуваються процеси взаємодії всіх суб'єктів глобальної економіки. Впровадження CALS-технологій — неодмінна умова реалізації Національної програми інформатизації, яку Президент України затвердив в 1999 році. У ній передбачено випуск українських стандартів, гармонізованих з міжнародними стандартами ISO і призначених для підтримки інформаційних технологій.

Впровадження CALS-технологій створить умови для формування в Україні сучасного інформаційного середовища, необхідного для розроблення гармонізованих із Заходом інформаційних технологій і прискорення процесу реалізації затвердженої президентом національної програми інформатизації. Інакше Україна може залишитися в ізоляції від міжнародного інформаційно-технологічного простору, і тоді всі зусилля промислових підприємств, спрямовані на впровадження інформаційних технологій, будуть марними. Справа йде до того, що жоден промисловий виріб не знайде збуту на світовому ринку, якщо його життєвий цикл не підтриманий технологією CALS.

Тому прийшов час зробити рішучі кроки для реалізації технічної політики в області інформатизації промисловості України та її входження в світове CALS-товариство. Мабуть, задля цього необхідно заснувати національний координуючий центр. Це може бути "Всеукраїнська асоціація CALS-технологій", до якої увійдуть галузеві CALS-центри, найбільші промислові підприємства, державні органи, науково-дослідні інститути й технічні університети.

Доречно також нагадати, що ще в 1997 році Верховна Рада України прийняла "Концепцію національної безпеки", в якій однією із серйозних загроз національній безпеці законодавці визначили "сповільненість входження України у світовий інформаційний простір".

7.7. СТРАТЕГІЯ І ПРАКТИКА АНТК "АНТОНОВ" У СТВОРЕННІ ЛІТАКІВ "Ан" НА ОСНОВІ ПОВНОГО ЕЛЕКТРОННОГО ВИЗНАЧЕННЯ ВИРОБУ

Ситуація на світовому ринку наукоємної продукції розвивається у бік повного переходу на безпаперову електронну технологію проектування, виготовлення і збуту наукоємної продукції. За прогнозами зарубіжних фахівців, після 2005 року неможливо буде продати на зовнішньому ринку машинно-технічну продукцію без безпаперової електронної документації, що відповідає міжнародним стандартам. Зарубіжні фірми

розглядають роботу в цьому напрямі як дієвий засіб обмеження доступу на міжнародний ринок наукоємної продукції тих країн, які не зуміють своєчасно опанувати відповідні міжнародним вимогам безпаперові електронні технології.

У світлі світових тенденцій в галузі виробництва авіаційної техніки намічена і реалізується АНТК "Антонов" програма використання сучасних інформаційних технологій, украй важлива для збереження і розвитку позицій фірми на світовому ринку.

При формуванні програми враховано, що досягнення максимально можливого кінцевого ефекту від застосування інформаційних технологій потребує комплексного підходу, узгодженого розвитку КІТ всіма підприємствами-партнерами, що беруть участь у створенні і експлуатації літаків Ан. Для вирішення цієї задачі АНТК "Антонов" регулярно проводить наради з підприємствами-партнерами, на яких обговорюються плани і конкретні рішення, що приймаються і реалізуються в області автоматизованого створення літаків, виробляється спільна стратегія і узгоджена технічна політика для забезпечення створення конкурентних на світовому ринку літаків. Ухвалені на АНТК рішення базуються на багаторічному досвіді робіт щодо комп'ютерного проектування, на аналізі сучасних світових рішень як відносно застосовуваних інструментальних засобів, так і в організації робіт з використанням інформаційних технологій.

Ураховані також варіанти можливого партнерства в реалізації міжнародних авіаційних проектів із західними фірмами.

Стратегія АНТК "Антонов" в розвитку КІТ передбачає розроблення і реалізацію в рамках розширеного підприємства (АНТК і партнери) технології повного електронного визначення виробу (ПЕВВ) і паралельного інжинірингу, основаної на 3D моделюванні і створенні інтегрованої бази даних проекту, що акумулює і забезпечує інформацію для різних категорій фахівців протягом всього життєвого циклу літака.

Під комп'ютерним проектом літака розуміють сукупність конструкторських, розрахункових, технологічних моделей, а також даних для сертифікації, керування якістю, технічного обслуговування в експлуатації, керування життєвим циклом, утилізації.

Збільшено склад конструктивної комп'ютерної моделі літака, показаного на рис. 7.10. Конструктивна модель містить модель № 1 (модель майстер-геометрії), модель № 2 (модель розподілу об'ємів) і модель № 3 (модель повного визначення). Кожна з моделей має кілька ступенів розвитку, які відіграють свою роль у розробленні проекту і зберігаються в базі даних проекту впродовж всього життєвого циклу. Кожен елемент конструкції впродовж розвитку проекту минає стадії від грубих просторових контурів до повного визначення конструкції, придатного для формування конструкторської документації і виготовлення деталей і вузлів.

Технологія повного електронного визначення виробу припускає паралельне і в тісній взаємодії з розвитком конструктивної моделі створення і супровід цілої низки моделей, що є наслідком таких процесів (рис. 7.11):

— міцнісний і аеродинамічний аналізи;

— забезпечення технологічності конструкції і технологічної підготовки виробництва;

— забезпечення експлуатаційної технологічності і створення комплексу експлуатаційної технічної документації для супроводу літака протягом життєвого циклу;

— керування якістю;

— створення сертифікаційного базису проекту.

Як інструментальні засоби реалізації технології ПЕОІ на АНТК "Антонов" прийнято або намічено до придбання такі системи:

— CAD/CAM/PDM-система типу CADDS5/OPTEGRA — для виконання конструкторсько-технологічного проекту;

— розрахунковий комплекс АНТК "Антонов", Pro Mechanika, PATRAN/NASTRAN — для задач аеродинамічного і міцнісного аналізу;

— ERP-система типу SAPR3 або ORAGLE Applications для задач керування ресурсами підприємства;

— Windchill або система типу SAP PLM (Product Lifecycle Management) — для керування життєвим циклом виробу.

До елементів стратегії АНТК "Антонов" також віднесені:

— узгодження технології ПЕОІ АНТК щодо основних принципових параметрів з технологіями, що реалізуються на європейських авіаційних фірмах (зокрема, на Airbus);

— освоєння і застосування в процесі реалізації проектів технології ПЕОІ всіма структурними підрозділами підприємства (в обсязі вирішуваних задач), а не спеціально створеним спеціалізованим підрозділом;

— готовність до участі у спільних проектах з європейськими авіаційними підприємствами на основі використання єдиних узгоджених підходів в інформаційних технологіях.

Головні цілі створення і застосування технології ПЕОІ:

— забезпечення для Замовника можливості вибору найбільш оптимальної для його стратегічних задач конфігурації виробу на стадії формування замовлення;

— надання Замовникові спільно з виробом найбільш ефективної системи експлуатації виробу впродовж життєвого циклу, включаючи етап утилізації;

— мінімізація циклу і вартості створення виробів;

— забезпечення високої якості проектів створюваних виробів;

— оперативне проведення змін у проектах і малі терміни створення модифікацій;

— можливість участі АНТК "Антонов" у спільних міжнародних проектах створення наукоємної продукції шляхом швидкої адаптації до вимог загального інформаційного середовища учасників.

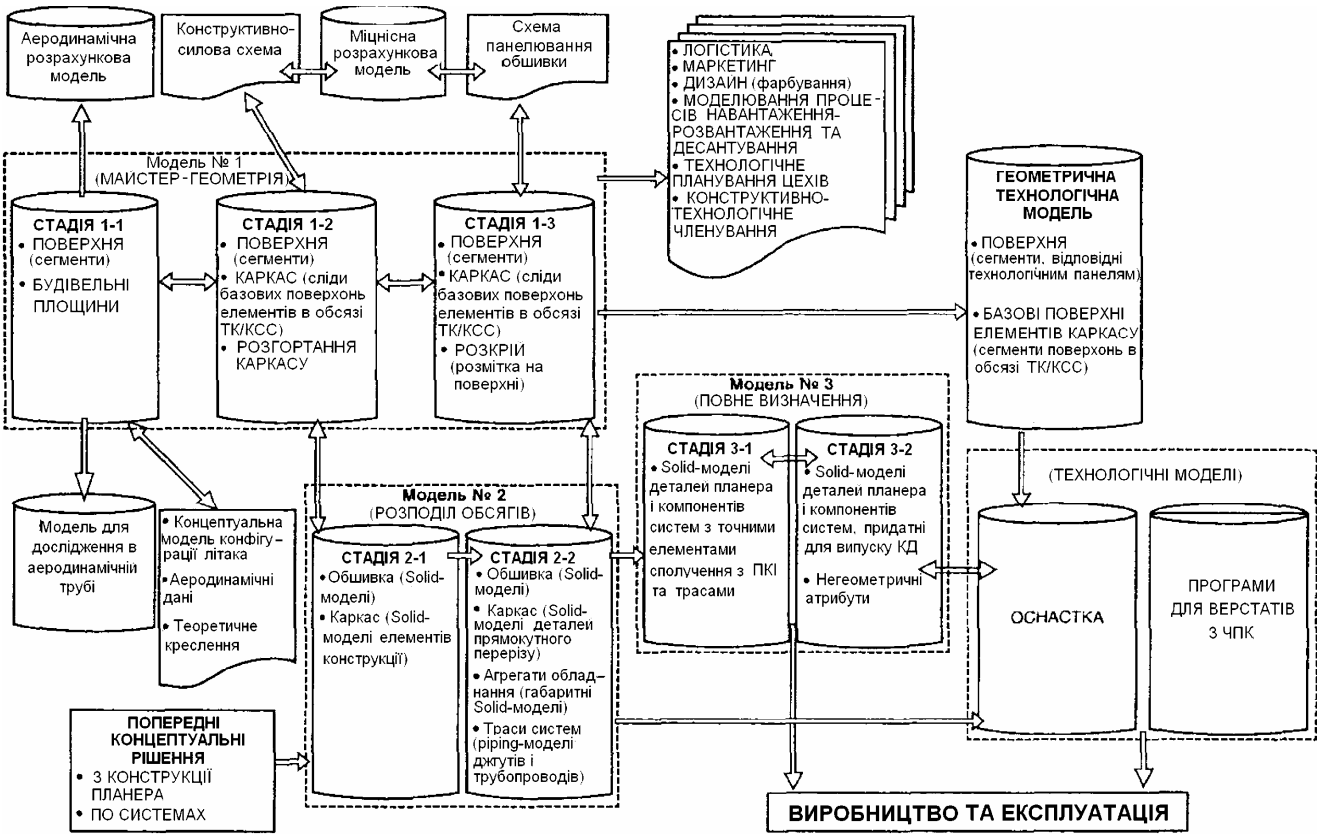


Рис. 7.10. Склад конструктивної комп'ютерної моделі літака

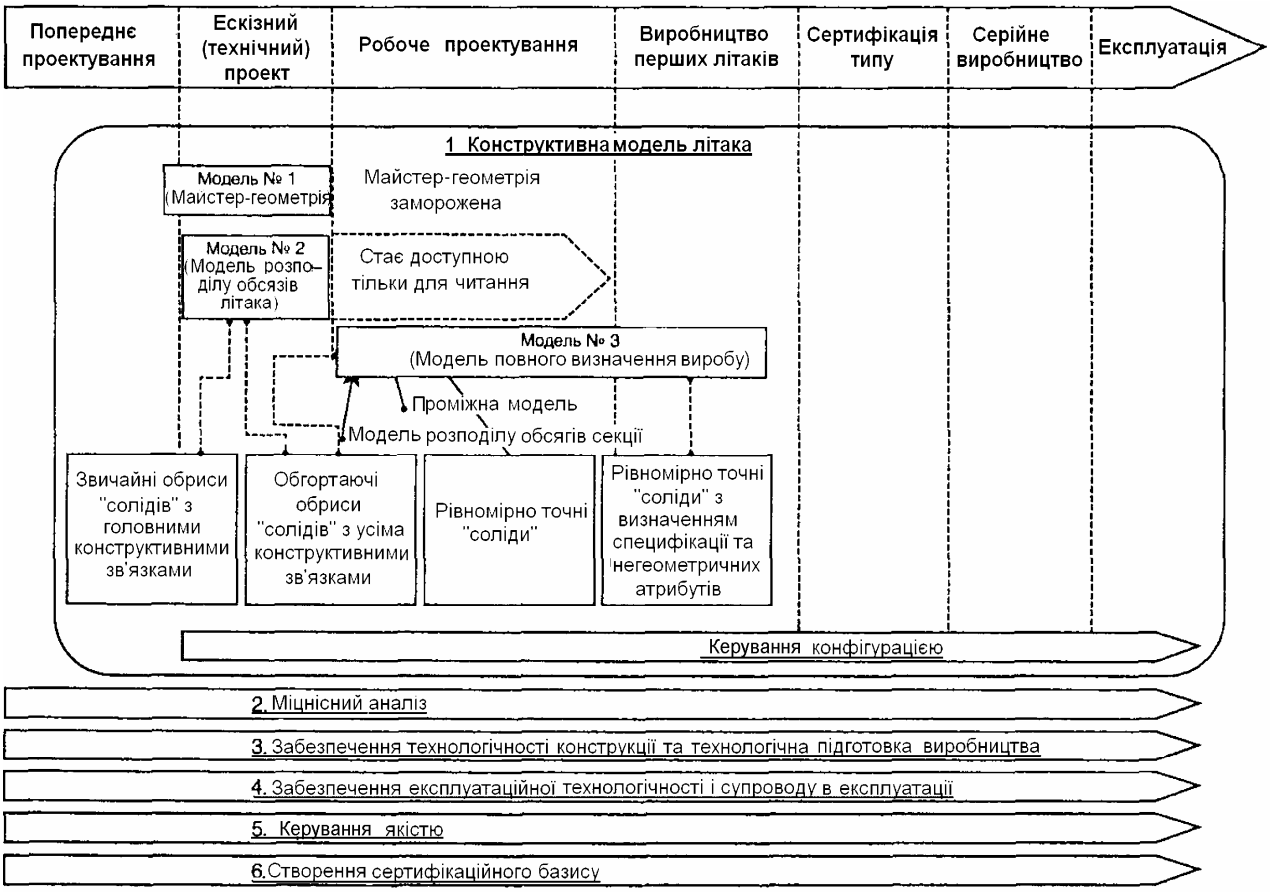


Рис. 7.11. Схема повного електронного визначення виробу (ПЕОІ)

Виділені головні напрями робіт щодо реалізації стратегії АНТК "Антонов" у застосуванні сучасних комп'ютерних інформаційних технологій:

— забезпечення єдиної узгодженої організації робіт як в АНТК, так і у взаємодії з підприємствами-партнерами;

— розвиток функціональності інструментальних засобів стосовно специфіки створення проектів АНТК "Антонов";

— розроблення нових методів роботи на основі реалізації технології ПЕОІ;

— реінжиніринг бізнес-процесів з урахуванням змін у технології і організації робіт на базі глобального застосування комп'ютерних інформаційних технологій.

Викладені вище основні аспекти стратегії АНТК "Антонов" з розвитку і застосування комп'ютерних інформаційних технологій знайшли відображення в конкретних практичних кроках, спрямованих на їхню реалізацію.

Виконано проект і введено в дію першу чергу інформаційно-комп’ютерного комплексу АНТК "Антонов" (ІКК АНТК "Антонов"). В основі мережних рішень — технологія Gigabit Ethernet, реалізована на мережному устаткуванні Cisco Systems.

Склад задіяного як ядро серверного комплексу такий:

— сервер додатків — HP 9000 R390 — 1 од.;

— NFS-сервер — HP 9000 R380 — 2 од.;

— Access/Backup-сервер — 1 од.;

— Origin 200 — 1 од.;

— Windows NT-сервер — HPLH4 — 1 од.;

— пристрій резервного копіювання Tape library DLT 7000.

Архітектура включення серверів відповідає вимогам технології роботи в CAD/CAM/PDM-системі.

Як лінії комунікацій між мережними комутаторами застосовано оптоволокно із забезпеченням швидкості передачі даних в 1 Гбіт, а між робочими станціями і комутаторами — екранована звита пара зі швидкістю обміну даними 100/10 Мбіт. Дисковий масив типу Hewlett Packard Auto Raid об’ємом 1 Тбайт.

У першій черзі ІКК АНТК "Антонов" задіяні 175 графічних UNIX робочих станцій і близько 500 робочих місць на базі персональних комп'ютерів під керуванням Windows NT.

Друга черга розвитку ІКК припускає збільшення кількості графічних UNIX робочих станцій до 300 і робочих місць на базі персональних комп'ютерів з відповідним розвитком серверного комплексу до 1200.

Друга черга мережі реалізується на базі структурованої кабельної системи (СКС), що охоплює пересилання даних, телефонію, інформацію охоронних і пожежних систем.

В організаційному плані робочі місця на базі графічних UNIX робочих станцій розташовані компактно в спеціально обладнаних конструкторських залах із забезпеченням всіх необхідних норм енергоживлення, кондиціонування, освітленості, завадозахищеності тощо. Робочі місця на базі персональних комп'ютерів мають

доменну модель включення в мережу і розосереджені по структурних підрозділах підприємства.

Як графічні UNIX робочих станцій застосовані в основному станції Hewlett Packard моделі С3ООО з різними відеокартами (150 одиниць), а також частково станції Silicon Graphics моделей SGIR 5000, SGIR 10 000, SGIOctane.

Крім засобів обчислювальної техніки в ІКК АНТК "Антонов" включені всі типи верстатів, що є на підприємстві, з ЧПК (фрезерні верстати з системами ЧПК типу 2С42, ПФСТЕ12-500, Н33, Heidenhaim, Vector80, токарні верстати з УЧПК НЦ-31, намотувальні, профілешліфувальні, координатно-розточувальні верстати). Це дозволило забезпечити крізний цикл машинного перетворення інформації від створюваної конструктором тривимірної моделі деталі до її виготовлення і контролю на верстаті з ЧПК.

Основні цілі створення ІКК "Антонов":

— реалізація технології повного електронного визначення виробу і паралельного інжинірингу на базі CAD/CAM/CAE/PDM-систем;

— інформаційна підтримка бізнес-процесів, що існують на підприємстві, і функціонування внутрішньої електронної пошти, зокрема:

а) забезпечення електронною документацією за вживаним програмним забезпеченням;

б) доступ до технічної бібліотеки й інформаційно-пошукової системи;

в) отримання сервісної і консультаційної інформації;

г) інформаційна підтримка процесу проектування;

д) реалізація АСК підприємства.

Велику увагу приділено питанню підготовки кадрів для роботи в сучасних інформаційних технологіях. З цією метою створено навчально-методичний центр за комп'ютерними інформаційними технологіями, що постійно діє, через який проходять первинне навчання, а потім курси підвищення кваліфікації всі категорії фахівців з навчальних програм, що ураховують конкретну специфіку роботи і роль фахівця в створенні проекту.

Конструктори проходять початковий курс навчання роботі в CADDS5/OPTEGRA за 450-годинною програмою, яка містить лекційний матеріал, практичні роботи і атестаційну практичну роботу з тематики свого підрозділу. Таке навчання вже пройшли більше 300 конструкторів, за заявками відділів планується навчити найближчим часом ще більше 250 чоловік.

Якщо в навчанні конструкторів основну увагу приділяють геометричному моделюванню, то у навчальній програмі для керівників конструкторських відділів (керівники відділів, їхні заступники, начальники бригад, головні конструктори, провідні конструктори машин) — роботі з базою даних проекту, з деревом проекту через інструментарій OPTEGRA. Програма навчання цієї категорії фахівців розрахована на 360 годин лекційних і практичних занять.

Ураховуючи, що застосування комп'ютерних технологій на підприємстві має не

локальний, а глобальний характер, зроблено низку організаційних заходів щодо забезпечення керування цим процесом. Зокрема, введено посаду заступника генерального конструктора по КІТ; створений під керівництвом генерального конструктора НТС по КІТ; є відділення комп'ютерних інформаційних технологій у складі п'яти відділів (обчислювальної техніки, геометричного моделювання, створення і ведення баз даних, систем автоматизації технологічної підготовки виробництва, АСУП). У кожному структурному підрозділі створено так звані групи підтримки КІТ (ГП КІТ) із числа найбільш підготовлених в області інформаційних технологій фахівців. Через ГП КІТ підрозділів відділення КІТ веде роботу щодо розвитку і підтримки технології повного електронного визначення виробу протягом створення певних проектів, системного супроводу програмно-технічного комплексу, експлуатованого в структурному підрозділі.

Здійснення названих вище організаційних заходів дозволило системно організувати роботи, консолідувати всередині підприємства зусилля всіх системних і прикладних структурних підрозділів на вирішення задачі виходу на якісно новий, світовий рівень інформаційних технологій при створенні літаків "Ан".

Як наголошувалося вище, повний ефект від комп'ютерних інформаційних технологій є можливим тільки при системному їх застосуванні протягом всього життєвого циклу виробу, тобто має бути визначена узгоджена технічна політика в цих питаннях з усіма підприємствами-партнерами, серійними заводами, традиційними Замовниками. Розуміючи це, АНТК "Антонов" регулярно проводить на своїй базі технічні наради зі своїми партнерами, ознайомлюючи їх зі своїми підходами і технологіями, що реалізуються, в області інформаційних технологій.

Планується і вже здійснюється певна взаємодія, перш за все зі стабільними партнерами, за погодженням і ув'язкою єдиного підходу в побудові крізної технології створення літака на базі використання всіма учасниками єдиної бази даних проекту, узгодженої методології і організації робіт.

З метою консолідації робіт з розробки і прискорення впровадження інтегрованих систем "проектування — виробництво — експлуатація" АНТК і підприємства-партнери АНТК ухвалили рішення про створення Координаційної ради і комплексних робочих команд для розроблення і реалізації спільних планів робіт.

Досвід практичних робіт щодо реалізації технології повного електронного визначення виробу в таких складних наукоємних галузях, як авіабудування, показав, що придбання будь-якого класу CAD/CAM/CAE/PDM-систем і найсучаснішої обчислювальної техніки ще не забезпечує розв’язання поставленої задачі.

Найважливішим чинником, що впливає на вдале рішення задачі, є наявність методичної бази і конкретних технологій виконання всього спектру проектно-технологічних, виробничих і експлуатаційних робіт стосовно специфіки створюваних виробів. Цей комплекс робіт з розроблення методик і технологій створення виробів у комп'ютерних інформаційних технологіях не може бути куплений і вимагає організації їх створення безпосередньо підприємствами, що створюють той чи інший вид наукоємної

продукції.

АНТК "Антонов" виконує ці роботи як своїми силами, так і залучаючи фахівців інших організацій.

Є комплексний план робіт з розроблення як загальносистемних, так і прикладних методик виконання робіт на основі прийнятого інструментарію (CADDS5/OPTEGRA та ін.).

Загальносистемні роботи здійснюються силами підрозділів, що входять до підрозділу комп'ютерних інформаційних технологій, прикладні методики розробляються із залученням відповідних структурних підрозділів, на автоматизацію діяльності яких вони спрямовані. За кожним напрямом роботи створені робочі комплексні команди, що мають конкретний план робіт, і відповідний бюджет, який враховує той факт, що роботи виконуються не тільки в робочий час, але і на ініціативній основі. Зараз у цих роботах задіяно більше 400 фахівців підприємства. Всі роботи загальносистемно координуються і націлені на вирішення поставленої стратегічної задачі — створення технології повного електронного визначення виробу і побудова на її основі інформаційного забезпечення життєвого циклу.

Розроблення технології ПЕОІ здійснюється за такими основними напрямами:

— система керування проектом, створення і ведення бази даних проекту;

— інформаційно-пошукова система і бази даних загального призначення (стандартні вироби, куповані вироби, типові конструкторські рішення, матеріали, сортамент, нормативна і довідкова документація тощо) як елемент технології ПЕОІ (рис. 7.12, 7.13, 7.14);

— формування теоретичних обводів;

— проектування планера;

— проектування трубопроводів і механічних систем;

— проектування електричних систем;

— проектування мотогондол;

— проектування кабіни пілотів;

— проектування шасі;

— проектування вантажопідйомних і транспортних систем;

— аеродинамічний і міцнісний аналіз;

— проектування інтер'єрів;

— створення електронних текстових документів, зокрема експлуатаційної технічної документації;

— система навантаження-розвантаження і десантування;

— технологічна підготовка виробництва (проектування стапельно-складального оснащення, інструментального оснащення, підготовка програм оброблення на верстатах із ЧПК, програм для систем швидкого прототипування, проектування маршрутно-операційних технологічних процесів і формування даних для організації запуску виробу у виробництво);

— проектування наземного транспорту (тролейбуси, трамваї, вагони метрополітену та ін.).

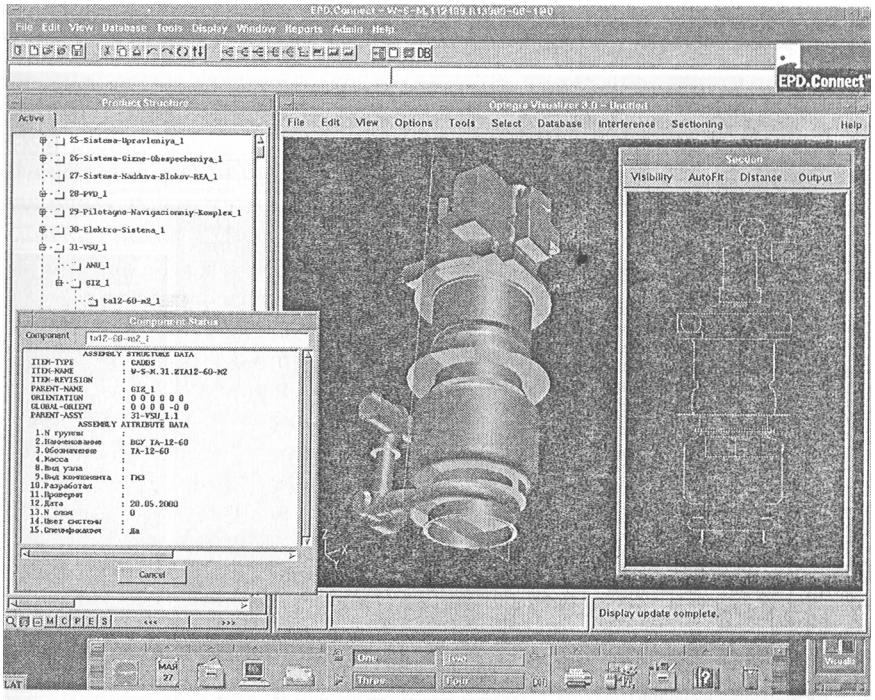


Рис. 7.12. Модель бази даних готових виробів

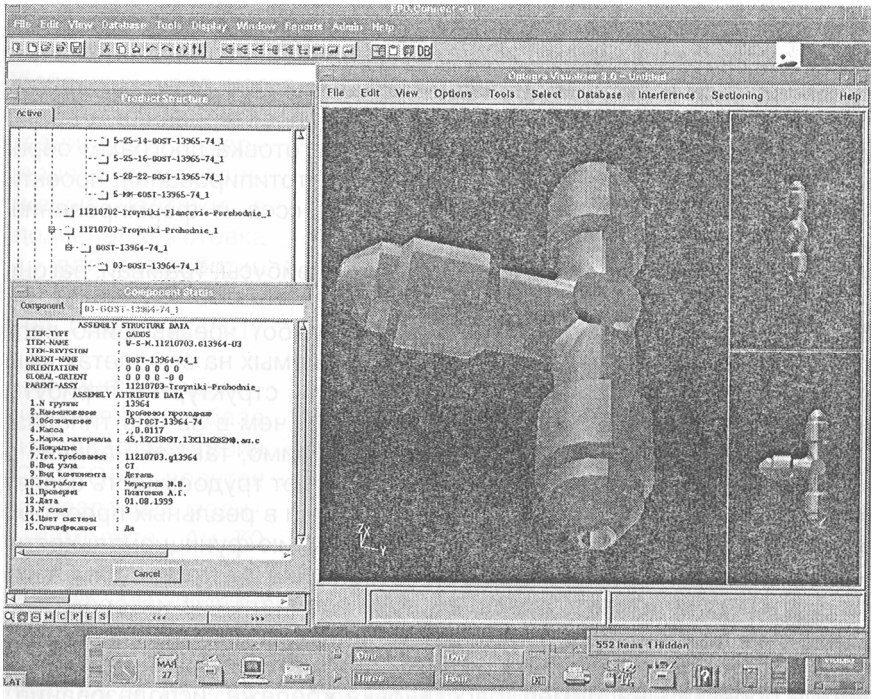


Рис. 7.13. Модель бази даних стандартних виробів

Обсяг і трудомісткість виконання даних робіт надзвичайно великі. Так, база даних тільки стандартних виробів, вживаних на літаках "Ан", містить у своєму складі інформацію (тривимірні моделі, структури і атрибути) про більше ніж по 100 типах виробів, поданих більше ніж в 32 000 типорозмірів. У той же час виконати ці роботи украй необхідно, оскільки наявність розвинених баз даних і відповідні ІПС стрімко

скорочують трудомісткість створення комп'ютерного проекту, зменшують обсяг інформації в реальних проектах.

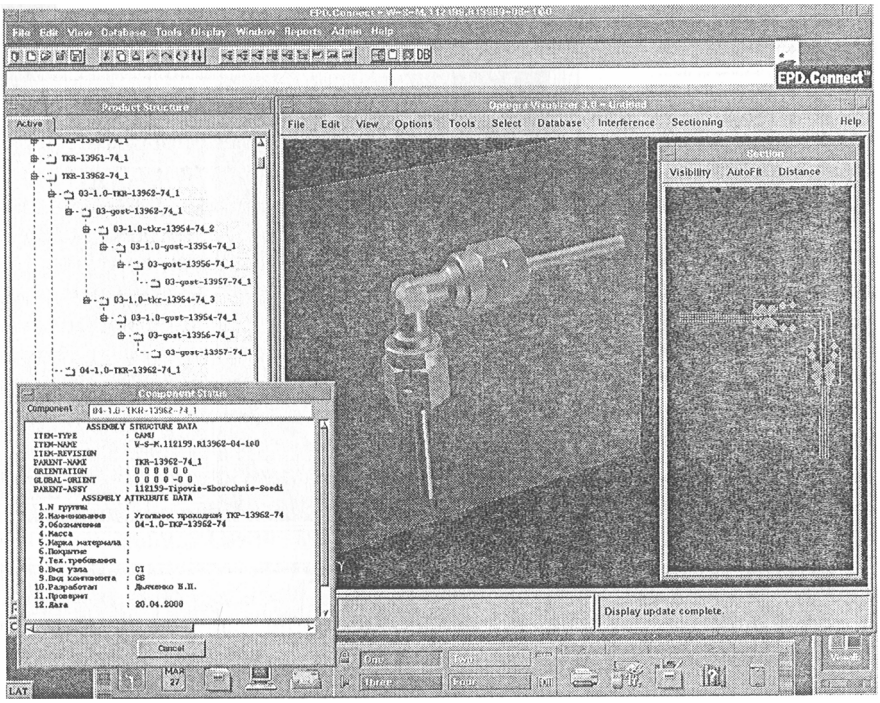


Рис. 7.14. Модель бази даних типових конструкторських рішень

Слід зазначити напрям робіт щодо розвитку функціональності інструментальних засобів стосовно специфіки і традицій виконання проектів. Є необхідність розробляти спеціальні інтерфейси користувачів (наприклад, для введення атрибутивної інформації, формування креслень тощо), а також реалізовувати режими автоматизованого формування компонентів проекту (наприклад, розстановка кріплення, використання типових рішень тощо).

Технологія комп'ютерного проектування дозволяє ефективніше використовувати принцип паралельного проектування, зумовлює необхідність перегляду традиційних технологій роботи, змінюючи як технічні аспекти, так і організацію робіт. (Наприклад, істотно змінюються роль і обсяги робіт, що традиційно виконувалися в плазово-шаблонних підрозділах, у службах підготовки виробництва, у системі документообігу тощо).

Ряд практичних робіт, виконаних у нових інформаційних технологіях, показали їх високу ефективність з погляду як підвищення якості робіт, так і скорочення циклу. Зокрема, в нових технологіях виконано весь комплекс робіт зі створення серії моделей для продувань в аеродинамічних трубах. З використанням CADDS5/OPTEGRA змодельовано теоретичні поверхні літака, розроблено конструкцію моделей, видано креслення, підготовано програми керування і виконано оброблення на верстатах з ЧПК. Беручи до уваги, що засоби обчислювальної техніки і технологічне устаткування знаходяться у складі ІКК АНТК "Антонов", було забезпечено повний цикл електронної

обробки інформації — від формування теорії до оброблення деталей. При цьому за описаною вище технологічною схемою пройшли всі агрегати і деталі моделей, включаючи дрібні (типу пілонів і обтічників механізмів висунення закрилків). На етапі конструкторсько-технологічних робіт, де були комплексно застосовані нові технології, досягнуто скорочення більше ніж в 2,5 раза циклу виконання робіт. Технологічна підготовка виробництва здійснена на базі використання тривимірних моделей, що дозволило розпочати оброблення деталей на верстатах з ЧПК раніше, ніж були видані й оформлені конструктивні креслення на твердому носії.

Повністю відсутня необхідність виконання плазових робіт при проектуванні носка повітрозабірника мотогондоли маршового двигуна літака Ан-70. Складальний вузол носка, що містить у своєму складі понад 200 деталей, ув'язаний на базі тривимірного моделювання, за тривимірними моделями видані конструктивні креслення, а також виконано підготовку програм для оброблення деталей і технологічного оснащення на верстатах з ЧПК (рис. 7.15).

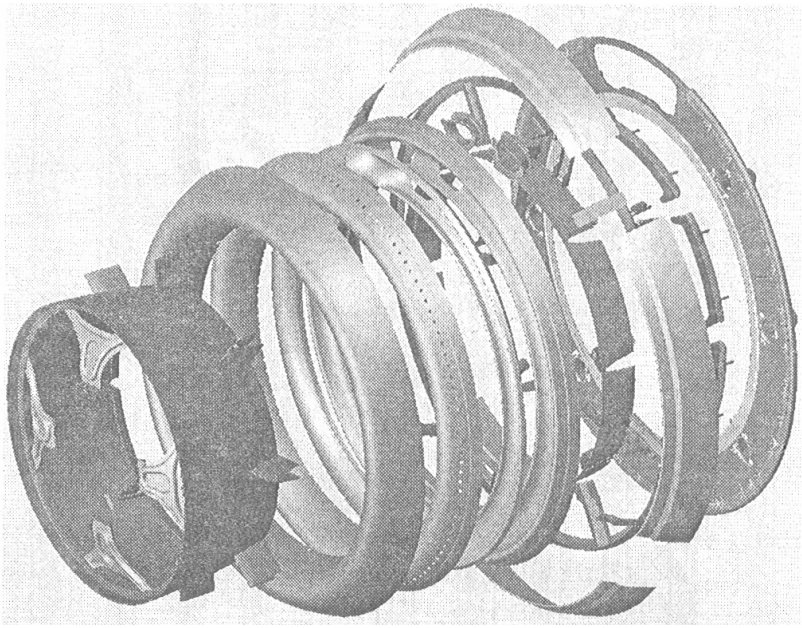


Рис. 7.15. Модель повного визначення носка повітрозабірника мотогондоли

У нових інформаційних технологіях на базі застосування інструментарію CADDS5/OPTEGRA ведуться роботи зі створення модифікації літака Ан-70 (рис. 7.16-7.22), інтер'єрів літаків (рис. 7.23), проектування тролейбуса з низькою підлогою (рис. 7.24) та ін. Виконаний на АНТК "Антонов" комплекс робіт зі створення сучасних інформаційних технологій стосовно особливостей наукоємної галузі промисловості, а також практичне їх застосування дозволили отримати неоціненний досвід і упевнитися в правильності наміченої стратегічної лінії.

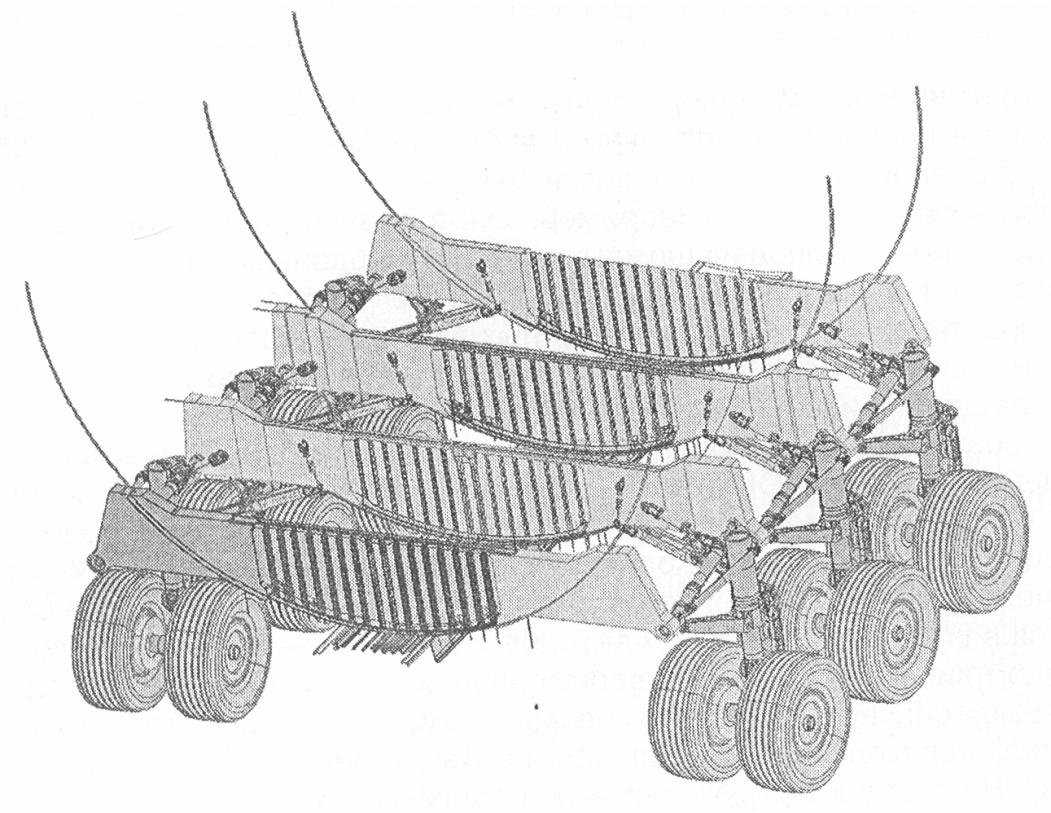


Рис. 7.16. Модель компонування шасі

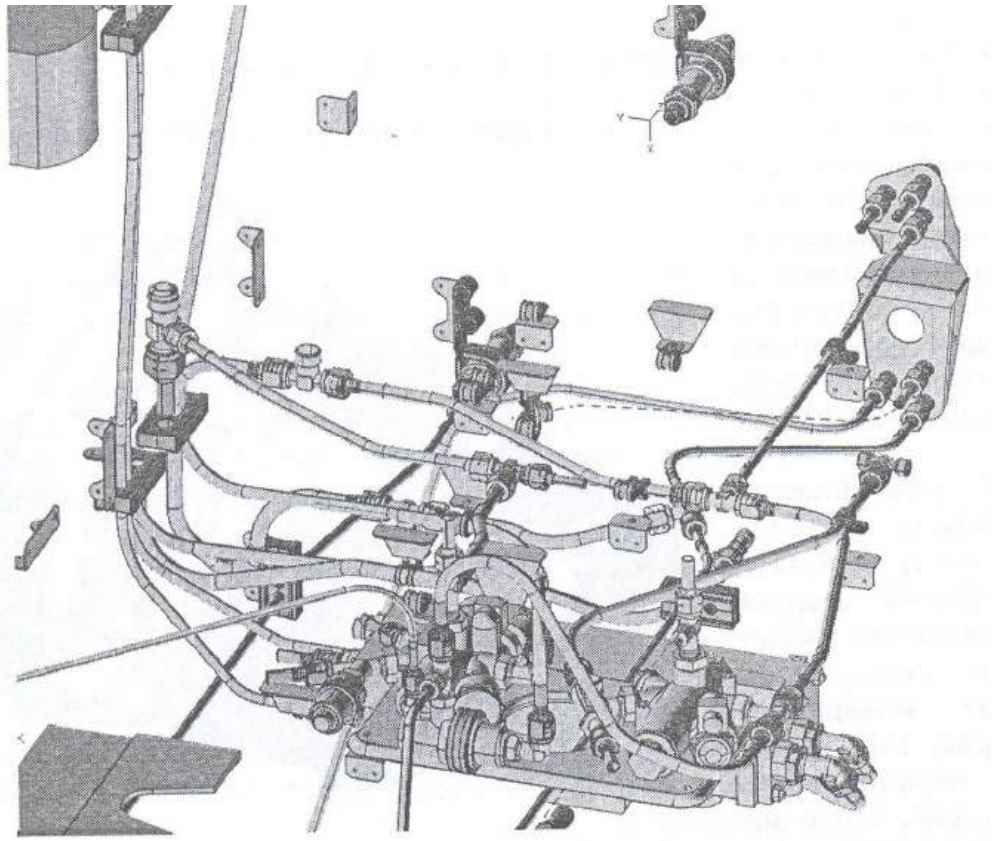


Рис. 7.17. Фрагмент моделі компонування гідросистеми керування шасі

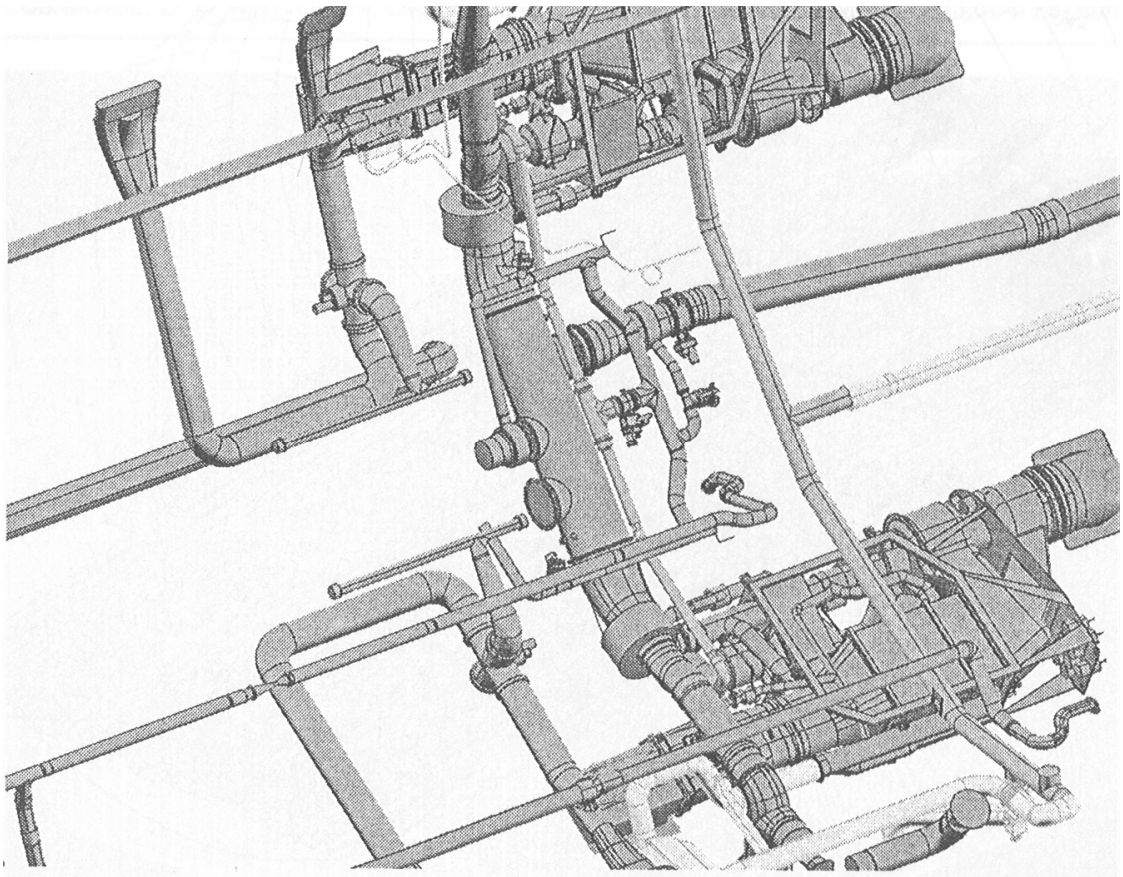


Рис. 7.18. Фрагмент моделі компонування системи кондиціонування повітря

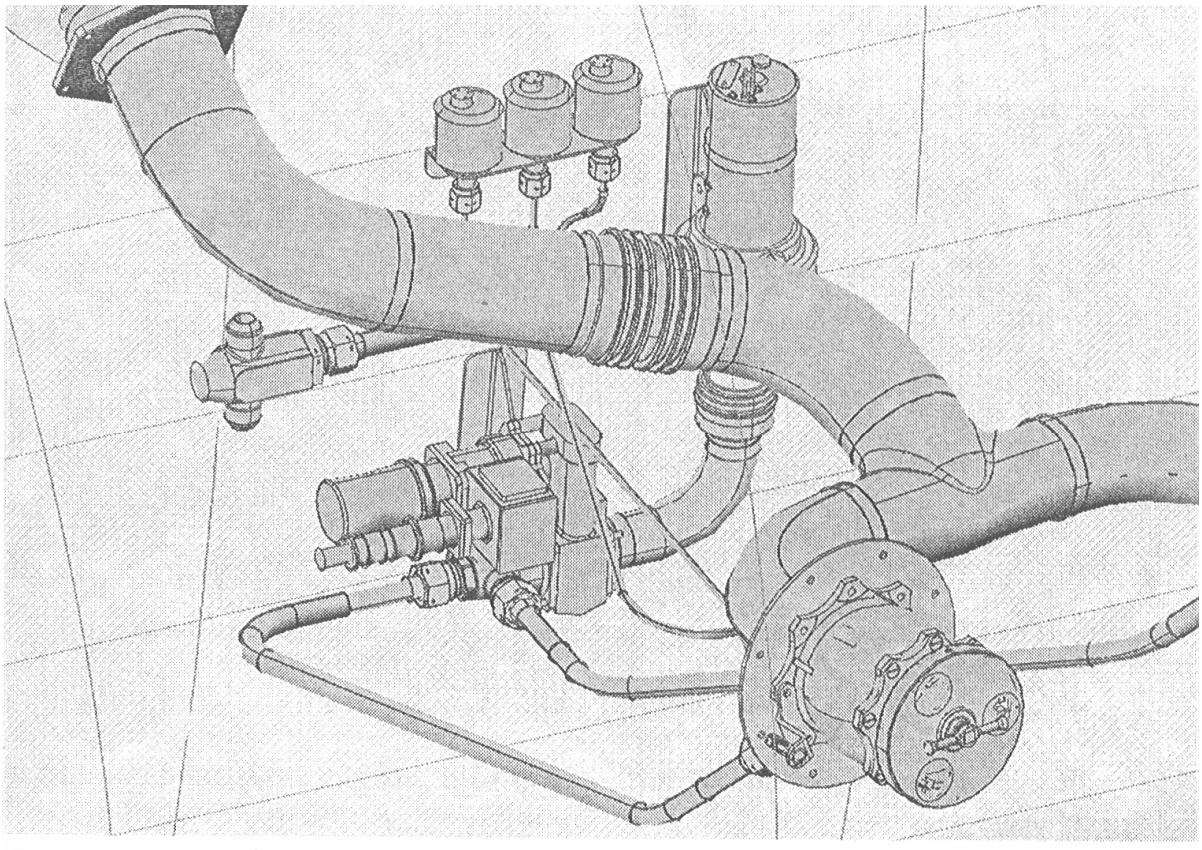


Рис. 7.19. Модель компонування вузла заправки палива

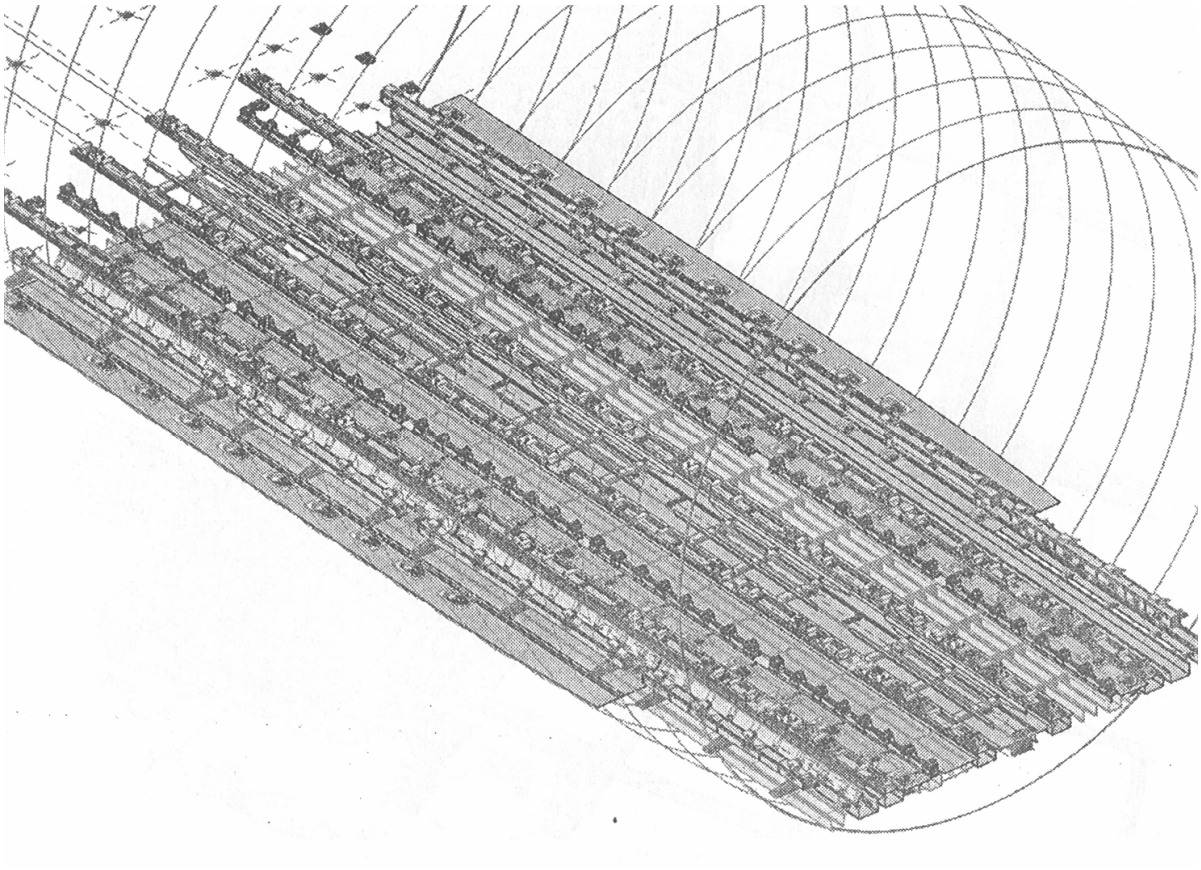


Рис. 7.20. Фрагмент моделі компонування вантажної підлоги

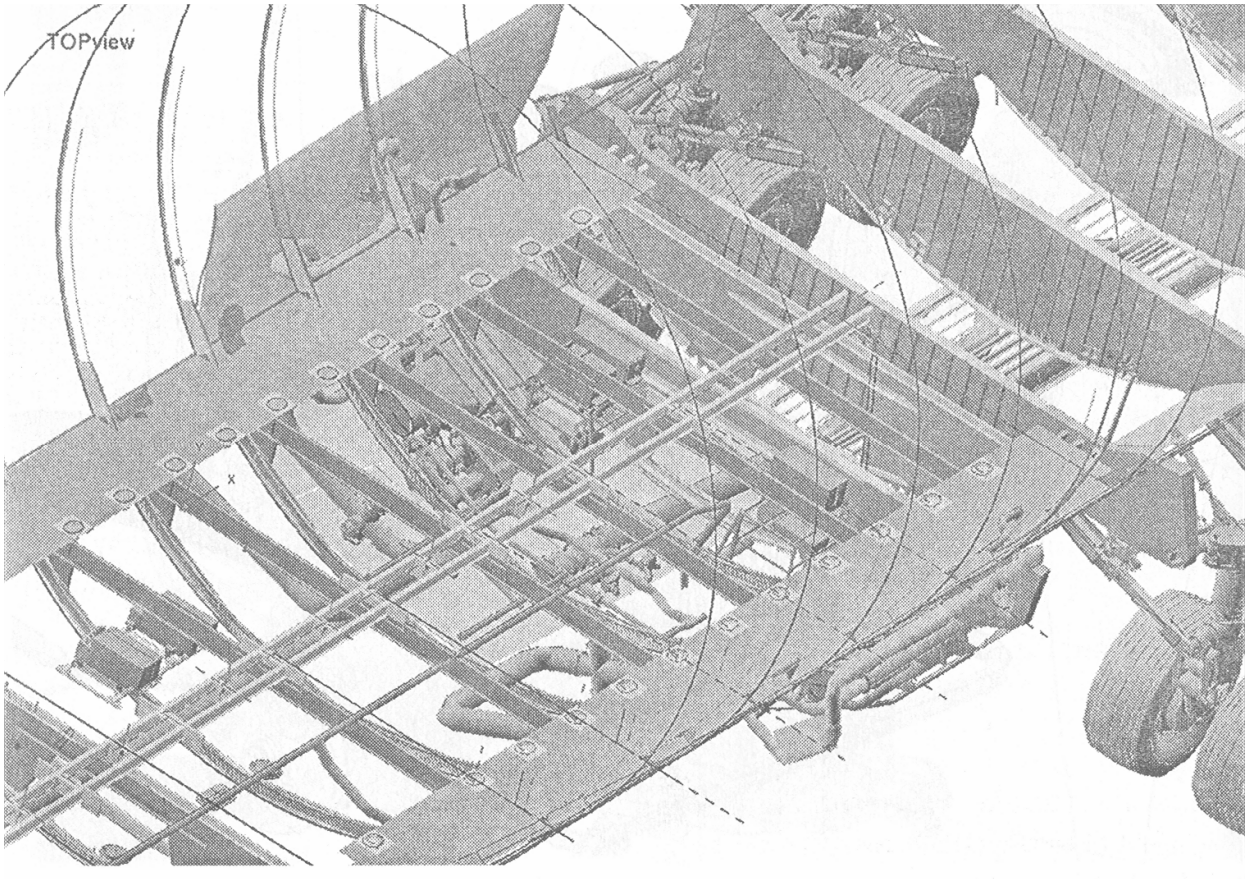


Рис. 7.21. Фрагмент моделі компонування відсіку фюзеляжу

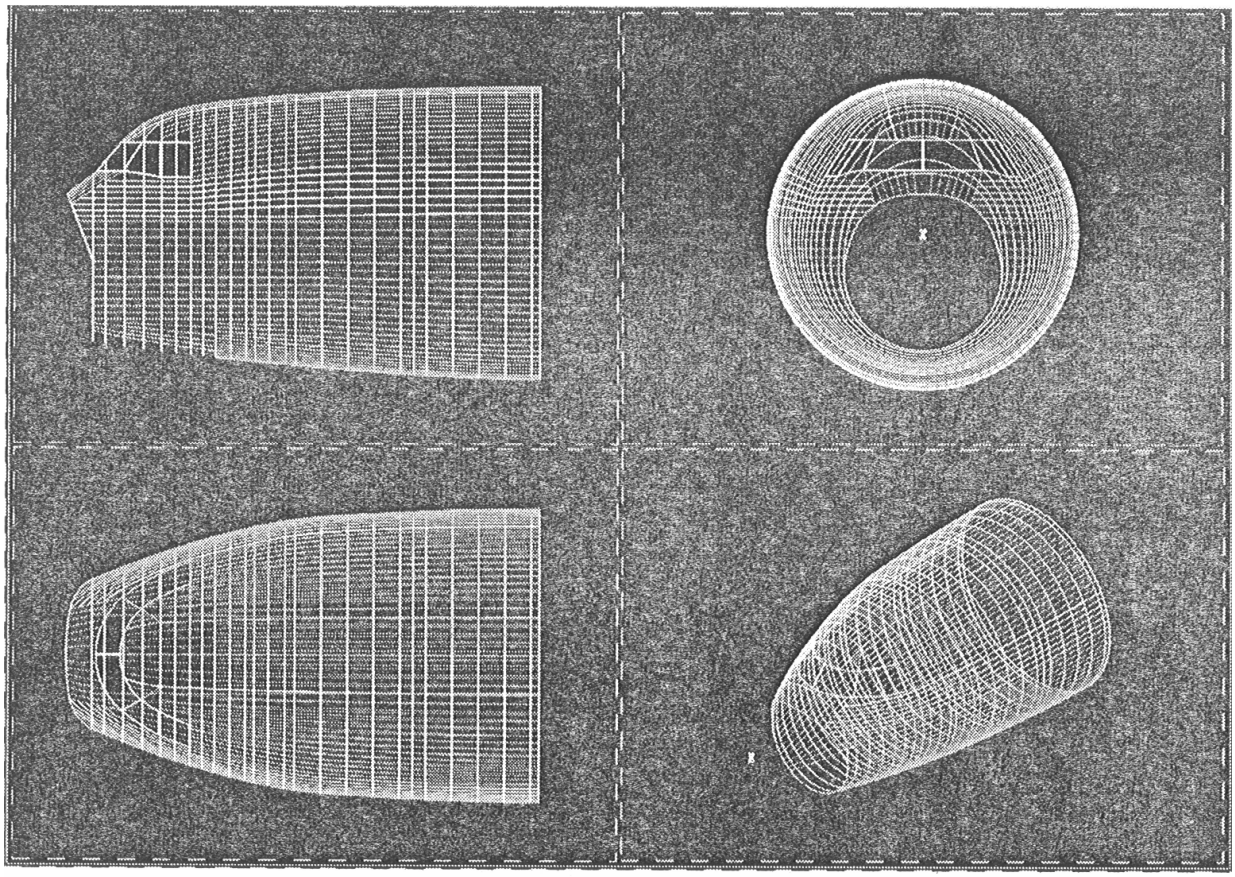


Рис. 7.22. Модель майстер-геометрії відсіку фюзеляжу

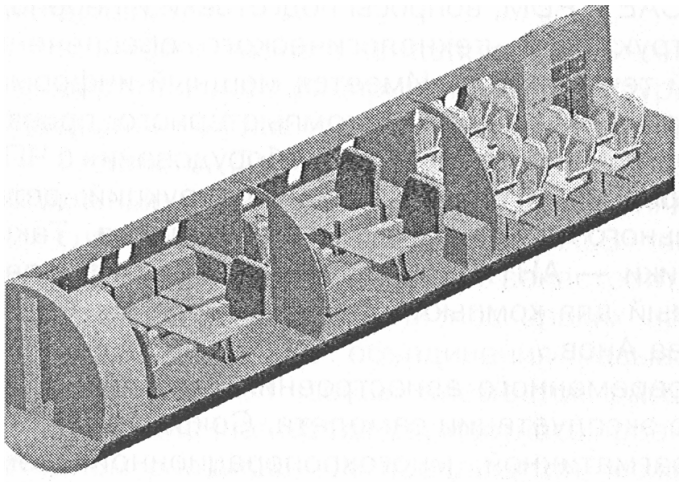


Рис. 7.23. Модель компонування інтер'єру пасажирської кабіни літака

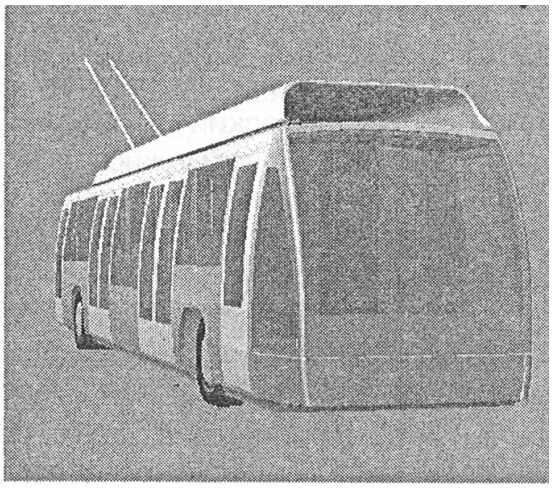


Рис. 7.24. Модель теоретичних обводів тролейбуса

7.8. СУЧАСНІ ТЕХНОЛОГІЇ ПРОЕКТУВАННЯ ЕЛЕМЕНТІВ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

Створення сучасної авіаційної техніки позначається посиленням конкуренції на світовому ринку авіаційних транспортних послуг.

Конкуренція висуває високі вимоги до якості літаків, сприяє розробленню і створенню літаків, що задовольняють перспективним запитам покупця в авіаційних перевезеннях, забезпеченню технічного рівня досконалості новостворюваного літака, що перевершує рівень кращих світових і вітчизняних літаків аналогічного класу на основі нових концепцій, винаходів і науково-технічних рішень в аеродинаміці, ваговій досконалості, силовій установці, міцності, живучості і ресурсі, керуванні, системах літака, комплексі бортового і наземного устаткування, виробничій і експлуатаційній технологічності, надійності й безпеці.

При цьому слід забезпечити економію матеріальних, енергетичних, фінансових, трудових, інтелектуальних, інформаційних і часових ресурсів, необхідних для реалізації процесу створення і функціонування літака на всіх стадіях його життєвого циклу: маркетингу, проектування, виробництва, випробувань, модифікації, сертифікації, збуту, експлуатації, сервісного обслуговування, ремонту й утилізації.

Процес створення авіаційної техніки і її модифікацій супроводжується розвитком методів її проектування.

Вже минули стадії статистичного, аналітичного, оптимального, автоматизованого і системного методів проектування.

Методологія проектування літаків ґрунтується на методі оптимального проектування на базі інтегральних критеріїв якості сучасних літаків, що вибираються з умов задоволення вимог замовника (покупця) до літака і авіаційних правил.

Нині загальновизнаним кількісним критерієм оцінювання якості цивільних літаків є вартість перевезень і безпека польотів.

Конструктори, проектуючи літак і каркас планера літака, досягають концептуально заданих кількісних показників критеріїв якості шляхом:

– зменшення маси конструкції як головного чинника, що знижує прямі експлуатаційні витрати за допомогою збільшення платного навантаження;
– подовження терміну служби конструкції та її ресурсу при забезпеченні надійності і безпеки польотів як чинників, що зменшують витрати на амортизацію, обслуговування і ремонт.

Ці проблеми відображені в сучасних нормах міцності щодо утомленості і ресурсу, які базуються на принципі безпечного пошкодження конструкції, що допускає появу втомних пошкоджень у процесі експлуатації. При цьому має гарантуватися можливість виявлення пошкоджень до досягнення ними допустимих критичних розмірів і доки зберігається достатня залишкова міцність конструкції.

Очевидно, що створення безпечно пошкодженої конструкції передбачено нормами міцності й авіаційними правилами, а проектування на заданий ресурс при мінімальній масі відображає економічні проблеми.

Головним критерієм в основі сучасних методів проектування авіаційних конструкцій є вимога створення і функціонування надійної, безпечно ушкоджуваної конструкції мінімальної маси із заданим ресурсом.

Нові методи проектування на основі наукового пошуку сучасних технічних рішень, застосування інформаційних систем, що постійно розвиваються, дозволяють забезпечити підвищення безпеки і зниження маси конструкції каркасу літака.

Важливе значення у вирішенні цих проблем мають інформаційні та комп'ютерні інтегральні технології проектування авіаційної техніки, аналізу, виробництва і керування проектом. Широке впровадження їх у промисловість при створенні авіаційної техніки дозволить зберегти країні статус індустріальної держави, забезпечити і розвинути ринки збуту, збільшити обсяг виробництва національного доходу.

За наявності кваліфікованих фахівців застосування комп'ютерних технологій забезпечує скорочення витрат на реалізацію життєвого циклу літаків, підвищення їх конкурентоспроможності, створює можливості для розширення ринку їх збуту.

У своєму розвитку комп'ютерні технології пройшли такі етапи:

– автоматизація виконання конструкторських робіт;
– інтелектуалізація інформаційних технологій, інформаційного моделювання, прогнозування і керування;
– розширення областей застосування інформаційних технологій, створення локальних інформаційно-обчислювальних мереж і електронних баз даних, залучення до застосування інформаційних технологій фахівців всіх рівнів процесу управління і створення авіаційної техніки;
– об'єднання інформаційних ресурсів і кооперація при створенні інформаційних технологій, спільне використання інформації, перетворення її на товарну продукцію, створення віртуальних підприємств.

Нині триває процес глобальної інтеграції авіаційних фірм, фірм, що створюють програмне забезпечення і технічні засоби для систем відкритих інформаційних і комп'ютерних інтегрованих технологій, щоб завоювати стійке положення на американському, європейському ринках, ринках країн СНД і східноазіатських країн.

Особлива увага розробниками систем приділяється методології паралельного проектування, інтегрованій логістичній підтримці, управлінню конфігурацією і документообігом, заміні паперового інформаційного потоку на електронний інформаційний потік, спільному використанню бази даних, електронній комерції, що дозволяє інтегрувати процеси на весь час життєвого циклу літака і жваве ведення бізнесу.

У процесі впровадження відкритих інформаційних і комп'ютерних інтегрованих технологій в авіаційній промисловості очевидною стала концепція створення міжнародних віртуальних підприємств як групи підприємств, створених на контрактній

основі, без єдиної юридичної організаційної інфраструктури, але об'єднаних єдиною інформаційною інфраструктурою для використання комп'ютерної підтримки життєвого циклу літака.

Для забезпечення конкурентоспроможного рівня літаків і двигунів авіаційні підприємства нарощують кількість і потужність персональних ЕОМ, графічних робочих станцій, набувають, адаптують і розробляють програмне забезпечення для виконання своїх виробничих завдань, створюють локальні інформаційно-обчислювальні мережі в конструкторських бюро і на авіаційних промислових підприємствах, намагаються забезпечити єдиний інформаційний простір у рамках своєї галузі, створюють комп'ютеризовані інтегровані виробництва.

Прообразом віртуального підприємства є асоціація авіабудівників України, до якої належать провідні підприємства й організації авіаційної промисловості, науково-дослідні організації та вищі навчальні заклади.

Інформація щодо моделі літака в системі містить загальнодоступну інформацію, інформацію окремих організацій. За допомогою інструменту розділення інформації на складові частини і перегляду здійснюється обмін інформацією про модель з учасниками об'єднання.

Для якісного функціонування асоціацій і об'єднань авіапідприємств необхідно:

1. Створити єдину комп'ютерну мережу підприємств, що мають власні інформаційно-обчислювальні мережі з різними технічними засобами і різним прикладним програмним забезпеченням. Вони мають бути інтегровані для обміну інформацією і функціонувати як єдина мережа. У свою чергу, остання має бути елементом єдиної інформаційної інфраструктури країни.

2. Вирішити проблему розділення функцій з урахуванням досвіду учасників об'єднання та їх творчої здатності створювати нову продукцію необхідної якості.

3. Забезпечити координацію робіт, єдину методологію супроводу проекту і ухвалення рішень.

4. Розробити методи і засоби паралельного комп'ютерного проектування і виробництва, технологію логістики, технологію інформаційної взаємодії з постачальниками, технологію використання Інтернету, створення електронної документації літака.

5. Створити глобальний проект моделі літака від проектування до утилізації, його інформаційну безпеку, збільшити можливість його продажу за допомогою електронних засобів зв'язку.

Літакобудівні підприємства країн СНД поступово знаходять можливості впровадження комп'ютерних інтегрованих технологій.

Так, система CAD/CAM/CAE UNIGRAPHICS встановлена в ОКБ ім. Ільюшина, ОКБ ім. Лавочкіна, ОКБ ім. М’ясищева, ОКБ ім. Сухого, ОКБ ім. Яковлєва, Новосибірському АПО, АПО Комсомольська-на-Амурі, Ульянівському ПО "Авіастар", Іркутському АПО, Воронезькому КБ "Хімавтоматика", об'єднанні "Аеросила",

Пермському об'єднанні "Авіадвигун", Інституті машинознавства, ЗМКБ "Прогрес", НВО "Машпроект", ХАІ та ін.

Система CADDS 5 впроваджується на АНТК ім. О.К. Антонова, Південмашзаводі, в ХАІ. Система EVCLIDE встановлена на Харківському державному авіаційному промисловому підприємстві, в НВО "Комунар", НВО "Турбоатом", ХАІ. Різноманітність систем не сприяє зменшенню витрат у процесі інтеграції підприємств однієї галузі, оскільки потребує придбання і розроблення додаткових засобів, що забезпечують передачу даних з однієї системи в іншу.

У зв’язку з необхідністю вирішення питань інтеграції і проблем впровадження інтегрованих комп'ютерних технологій у виробництво, науку і навчальний процес виникла необхідність створення галузевої координаційної ради, керівництва з впровадження інформаційних і комп'ютерних інтегрованих систем, загальної інформаційної інфраструктури на основі єдиних функціональних, технічних та інформаційних стандартів для сумісного використання інформації, що створюється в різних комп'ютерних системах.

Стандарти мають забезпечити єдиний інтерфейс до інформації прикладного програмного забезпечення. З безлічі стандартів доцільно користуватися такими міжнародними стандартами ISO:

- стандарт подання текстової інформації і раціонального керування документом (Standatd Generalized Markup Language SGVL);
- стандарт зображення графіки (Computer Graphics Metafile CGM);
- стандарт для графічних даних про виріб, базову специфікацію обміну графікою (JGES);
- стандарт для опису даних про виріб (Standard for the Exchange of Product model data STEP);
- стандарт для комп'ютерного зображення і обміну даними про продукт на всіх стадіях його життєвого циклу (ISO 10303).

Для забезпечення створення авіаційного комплексу треба здійснити величезну роботу з розроблення інтегрованої бази даних, що має містити всю інформацію для проведення етапів маркетингу, проектування, підготовки виробництва, виробництва випробувань, сертифікації, модифікації, збуту, експлуатації і сервісного обслуговування літака. Вона має бути доступна для розробника, постачальника і замовника.

Найважливішим елементом впровадження інтегрованих технологій є наявність розвиненої мережної інфраструктури, зокрема комп'ютерів і графічних робочих станцій, комунікаційного устаткування, фізичних ліній зв'язку і мережного програмного забезпечення, верстатів з ЧПК і робототехнічних комплексів.

Нині в мережах передачі даних на підприємствах використовують протокол TCP/IP, розрахований на використання низькошвидкісних телефонних ліній. Проте в майбутньому необхідно застосовувати високошвидкісні технології передачі даних.

Для забезпечення інтеграції слід використовувати сучасні стандарти передачі інформації: FDDI (Fiber Data Distributed Interfase, канал передачі даних — оптоволокно,

100 Мбайт/с); ATM (Asynchronous Transfer Mode, канал передачі даних — оптоволокно, до 600 Мбайт/с); Fast Ethernet (метод доступу до середовища CSM/CD, що і в Ethernet, канал передачі даних — неекранована вита пара, оптоволокно, 100 Мбайт/с); Gigabit Ethernet (CSMA/CD, канал передачі даних — неекранована вита пара або оптоволокно, до 1000 Мбайт/с).

Технологія Gigabit Ethernet найбільш вигідна за критерієм ціна/продуктивність. Для забезпечення інтеграції необхідно застосовувати високошвидкісні канали зв'язку (оптоволоконні канали і супутниковий зв'язок), комутатори або маршрутизатори.

Проектне рішення (рис. 7.25) для створення корпоративної інформаційної обчислювальної мережі між авіаційними підприємствами країни для інтеграції у виробничій і науковій областях з використанням Gigabit Ethernet інтерфейсу являє собою, на наш погляд, можливе рішення задач інтеграції за допомогою високоефективного і сучасного стандарту. Йде також процес впровадження однієї з новітніх технологій в області передачі даних — ATM, орієнтованої на широкосмугові канали, призначеної для обміну великими обсягами даних у високошвидкісних локальних корпоративних мережах.

У процесі інтеграції і кооперації підприємств авіаційного комплексу потрібно забезпечити інформаційну безпеку, захистити інтереси об'єднання від внутрішніх і зовнішніх загроз інформаційним ресурсам, забезпечити безперервне функціонування об'єднання, не допустити відмови основних компонентів мережі, втрати коректності і цілісності програмного забезпечення і баз даних, конфіденційності інформаційних ресурсів.

Як засоби інформаційної безпеки слід мати фізичний захист інформаційних ресурсів, дублювання і резервування робочих станцій, серверів, комунікацій, програм і баз даних, ідентифікацію користувачів, розмежування доступу до інформаційних ресурсів, криптографічний захист баз даних, систему забезпечення цілісності програмного і системного забезпечення.

Для інформаційного опису літака, технології його проектування, виробництва і експлуатації, а також підприємств, що виготовляють авіаційну техніку, аналізу їх функціонування і ефективності необхідне розроблення функціональної, математичної, інформаційної моделей літака і процесів його створення.

В авіакосмічній промисловості, суднобудуванні і галузях атомної енергетики поступово реалізується концепція створення комп'ютеризованих інтегрованих машинно-орієнтованих виробництв (КІП).

Аналіз розвитку КІП показує, що в проектах ще слабо відображені взаємозв'язки етапів експлуатації і сервісного обслуговування з етапами проектування і виробництва, немає формалізованого підходу до опису систем; інформаційне забезпечення створюваних проектів залежить від конкретних типів створюваних виробництв і не завжди в межах одного об'єднання є однакові системи CAD/CAM/CAE.

Вирішенню цих проблем сприятиме як внутрішня, так і зовнішня кооперація підприємств авіаційно-космічного комплексу.

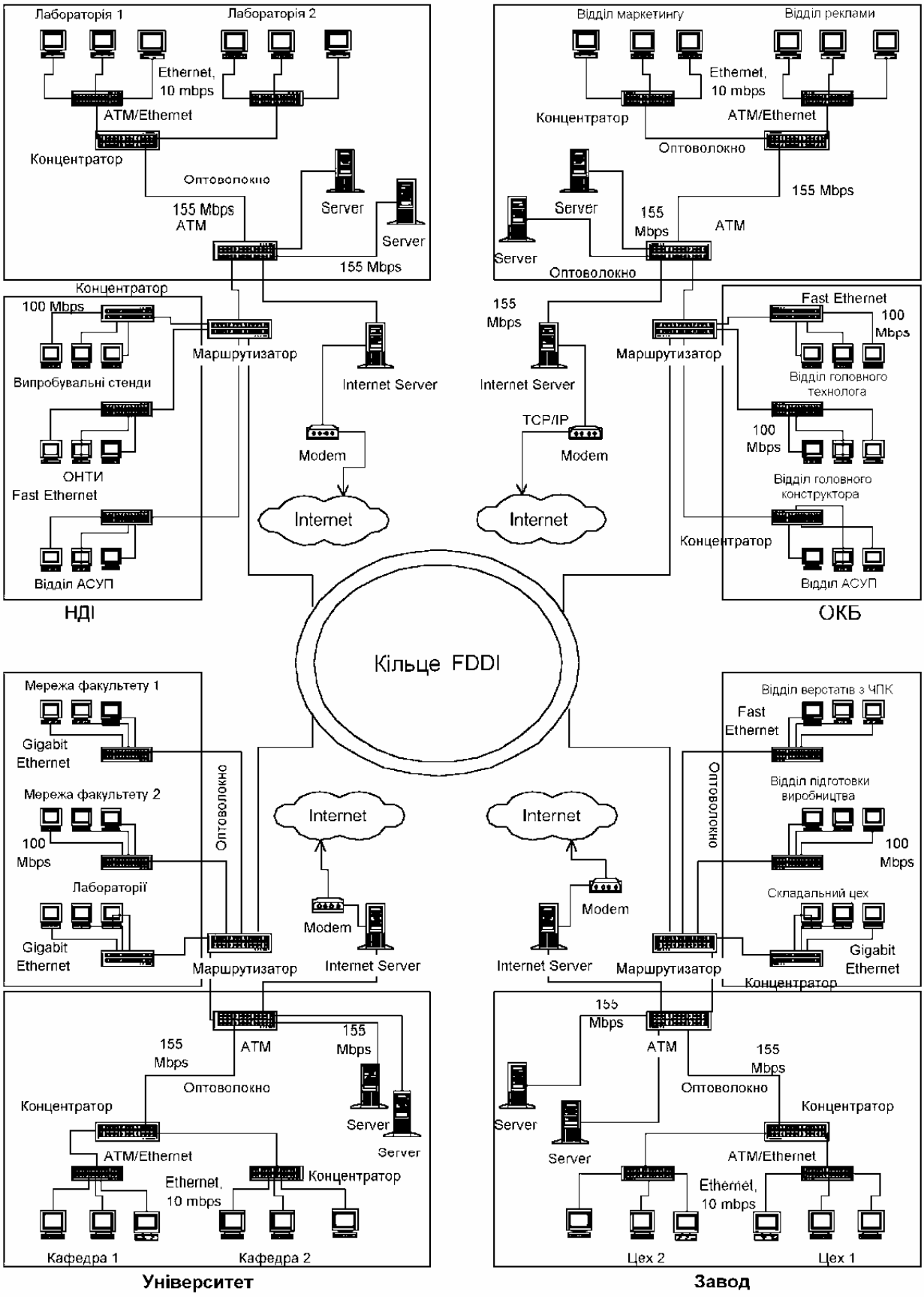


Рис. 7.25. Проектне рішення структури інформаційної мережі підприємств авіаційного комплексу

Ураховуючи реальний стан промисловості, ступінь її готовності до впровадження комп'ютерних інтегрованих технологій, фінансові можливості, наявність фахівців, необхідно визначити реальну форму впливу держави на розвиток комп'ютерних інтегрованих технологій.

Тут особливу увагу слід звернути на пропаганду серед фахівців ефективності впровадження комп'ютерних інтегрованих технологій у виробництво конкурентоспроможної продукції, розповсюдження досвіду їх створення і застосування, навчання фахівців і перепідготовку кадрів, створення навчально-наукових центрів і кафедр комп'ютерних інтегрованих технологій в університетах, фінансову підтримку ініціаторів впровадження у виробництво, науку і навчальний процес комп'ютерних технологій, стандартизацію і міжнародну інтеграцію, законодавство щодо забезпечення захисту прав розробників і користувачів інтегрованих технологій, розробку методології впровадження і координацію процесів розвитку КІТ у промисловості.

Послідовна інтеграція держав в області створення авіаційних комплексів потребує цілеспрямованої політики щодо забезпечення їх високої якості як сукупності їх характеристик, що відносяться до здатності завойовувати ринок шляхом задоволення встановлених і передбачуваних потреб замовника або покупця відповідно до свого призначення. Для задоволення потреб споживачів авіаційних послуг необхідно, щоб всі підприємства авіаційного комплексу мали систему якості, відповідну стандартам ISO серії 9000, реалізація яких гарантує споживачеві стабільність якості, надійність техніки і послуг. Стандарти ISO серії 9000 поєднали досягнення різних країн в області забезпечення якості продукції, у тому числі й переваги комплексних систем управління якістю продукції.

Стандарти ISO передбачають три моделі системи забезпечення якості. Перша модель (ISO-9001-94) — модель для забезпечення якості при проектуванні і/або розробленні, виробництві, монтажі й обслуговуванні. За своїми функціями і охопленням усіх стадій життєвого циклу продукції ця модель близька до комплексної системи управління якістю продукції. Друга модель (ISO-9002-94) — модель для забезпечення якості при виробництві і монтажі — охоплює процес виробництва. Третя модель (ISO-9003-94) — модель забезпечення якості при остаточному контролі і випробуваннях, яка обмежується організацією робіт на стадії остаточного контролю. Крім того, ISO ввело стандарт ISO-9004-2 для забезпечення керівництва у сфері обслуговування і ISO-9000-3 — для керівництва у сфері програмного забезпечення.

У рамках віртуального підприємства і асоціації авіаційних підприємств кожне з них вибирає свою модель, але при цьому вони вирішують три обов'язкові задачі за якістю продукції, що випускається:

– випускати продукцію і виконувати послуги, якість яких постійно відповідає потребам замовника або покупця;
– гарантувати впевненість керівництва і колективу в тому, що заданого рівня якості можна досягти і стабільно його підтримувати;

– забезпечити довіру замовника в тому, що замовлена ним продукція відповідає необхідному рівню якості.

Більшість підприємств світу, що беруть участь у створенні авіаційної техніки, прагнуть зареєструвати відповідність своїх систем якості стандартам ISO серії 9000. Підприємства, що бажають запропонувати свою продукцію на ринку, прагнуть отримати сертифікат відповідності діючих систем якості вимогам стандарту ISO серії 9000, оскільки з постачальників-конкурентів перевага віддається тому, хто підтвердив відповідність своєї системи якості міжнародним стандартам.

Збільшена в світі конкуренція привела до помітного посилювання вимог, що пред'являються споживачем до якості. Щоб бути конкурентоспроможним і вести успішну економічну діяльність, організаціям і постачальникам необхідно застосовувати високоефективні й результативні системи якості на всіх рівнях життєвого циклу літака, що містить: маркетинг, проектування і розроблення технічних умов, матеріально-технічне забезпечення і закупівлі, підготовку і розроблення виробничих процесів, виробництво, контроль, проведення випробувань, сертифікацію, зберігання, реалізацію і розподіл, монтаж і експлуатацію, технічне обслуговування, утилізацію після використання.

Якість авіаційної техніки забезпечується дослідженням потреби літаків і їх ринкового попиту, систем обслуговування постачальників і споживачів, оптимізацією проектованої продукції, передовою технологією, зразкового виконання, техніко-економічної ефективності, надійності й довговічності, технологічності й ремонтоздатності, патентної чистоти, стандартизації і уніфікації, технічної естетики, якості сировини, матеріалів і напівфабрикатів, оснащення, інструменту і устаткування, науковою організацією праці і виробництва, кваліфікацією кадрів, технологічною дисципліною, дотриманням технічних умов, автоматизацією і механізацією виробництва, застосуванням комп'ютерних інтегрованих технологій проектування, виробництва, аналізу, управління проектом, метрологічним забезпеченням, випробуваннями, правильним зберіганням і транспортуванням, раціональною експлуатацією, вдосконаленням конструкції і технології, самоконтролем і свідомістю виконавців, стимулюванням якості продукції. Для виведення авіаційної техніки на ринок потрібно забезпечити виконання вимог авіаційних правил, що визнаються країною-імпортером:

– авіаційних правил Міждержавного авіаційного комітету (АП);

– авіаційних правил Федеральної авіаційної адміністрації США (FAR);

– зведення єдиних європейських авіаційних правил (JAR).

Необхідно також отримати сертифікати льотної придатності країни-експортера і країни-імпортера, бо літак не може потрапити на ринок, не маючи сертифікату типу.

Сучасна авіаційна промисловість характеризується: широкою кооперацією і інтеграцією підприємств при виробництві авіаційної техніки; створенням асоціацій і віртуальних підприємств; складністю технологій проектування, виробництва,

інженерного аналізу, управління проектом і виробництвом, що вимагають проведення великого обсягу науково-дослідних, дослідно-конструкторських, експериментальних робіт; винахідницькою діяльністю, постійним підвищенням вимог до якості авіаційних комплексів, надійності і ресурсу виробів авіаційної техніки; застосуванням нових авіаційних матеріалів; скороченням тривалості й вартості створення літаків; посилюванням норм до рівня дії авіації на навколишнє середовище; високим рівнем комфорту для пасажирів; постійною роботою щодо зменшення питомої витрати палива і переходу на альтернативні види палива; потребою створення постійних напрацювань в авіаційній науці проектування, виробництва і авіаційному матеріалознавстві.

Розроблення інтегрованих систем забезпечення високої якості, довговічності, надійності й ресурсу, сертифікації авіаційної техніки та її виробництва, а також науково-технічного заділу створює передумови для вдосконалення авіатехніки наступних поколінь з використанням інтегрованої комп'ютеризації при проектуванні, конструюванні, технологічній підготовці виробництва, серійному виробництві, льотних випробуваннях на основі безперервної інформаційної підтримки життєвого циклу виробу (CALS-технологій).

Безперервна інформаційна підтримка життєвого циклу авіаційного комплексу, що містить авіаційні науково-дослідні інститути, авіаційні науково-технічні комплекси (ОКБ), серійні заводи, льотні екіпажі, сім’ю однотипних літаків, наземний керуючий і обслуговуючий персонал, авіаційну адміністрацію, Міждержавний авіаційний комітет, авіаційні вищі навчальні заклади, базується на таких принципах:

– інтеграція інформаційно-обчислювальних мереж всіх учасників створення і експлуатації авіаційної техніки в єдину інформаційну мережу підприємств авіаційного комплексу (див. рис. 7.25);
– інтегрована комп'ютеризація процесів маркетингових досліджень, розроблення технічних завдань, науково-дослідної і винахідницької діяльності в області авіації, проектування, конструювання, інженерного аналізу, підготовки виробництва, матеріально-технічного постачання, організації і управління серійним виробництвом, управління якістю, сертифікації, експлуатації, продажу, ремонту, модернізації і утилізації авіаційної техніки;
– єдність інформаційної бази даних авіаційного комплексу, системи ведення проекту і автоматизованого документообігу;
– застосування сучасних інтегрованих систем CAD/CAM/CAE технічних засобів і прикладного програмного забезпечення;
– програмно-процесорне управління верстатами, робототехнічними комплексами;
– науково-технічна співпраця учасників створення авіаційної техніки в області комп'ютерних інтегрованих технологій.

Реалізація цих принципів сприяє формуванню єдиного інформаційного простору, в якому створюється, підтримується і модифікується інформаційна модель літака впродовж його життєвого циклу на базі програмно-технічного забезпечення, стандартів на надання й обмін інформацією, нових структур і методів управління процесами створення авіаційної техніки (рис. 7.26, а).

Досвід еволюційного впровадження відкритих інформаційних і комп'ютерних інтегрованих технологій на окремих підприємствах і у вищих навчальних закладах показує, що на сучасному етапі розвитку техніки вони є основою підвищення якості продукції, підвищення продуктивності праці, ефективності виробництва, наукових досліджень і якості навчального процесу.

Для реалізації цього стратегічного напряму в авіаційній промисловості і вузах створюється база, що забезпечує розроблення і впровадження нових інформаційних технологій. Так, на базі Харківського авіаційного інституту в 1993 році за допомогою АНТО КНК, фахівців АНТК ім. О. К. Антонова, фірм DIGITAL і EDS почав створюватися Міжнародний навчально-науковий центр відкритих інформаційних і комп'ютерних інтегрованих технологій. На основі аналізу застосування автоматизованих систем проектування і виробництва в авіаційній промисловості, фінансових можливостей на сучасному етапі в навчально-науковому центрі прийнята концепція трирівневого застосування програмно-технічних комплексів з використанням систем CAD/CAM/CAE верхнього, середнього і нижнього рівнів (важких, середніх і легких) та інформаційним обміном між ними (рис. 7.26, б). У корпоративній мережі навчально-наукового центру на базі 24 графічних станцій і 45 персональних ЕОМ встановлено і функціонують різні версії таких систем: UNIGRAPHICS, CADDS 5, PRELUDE, SOLID EDGE 7, ADEM-6, КОМПАС 5.X, AUTOCAD, T-FLEX. Ведуться роботи, пов'язані з вивченням можливості установки програмних продуктів: Pro ENGINEER, CATIA, КРЕДО і деяких інших. Мережа навчально-наукового центру є елементом мережі університету і включена в мережу Internet по лінії безпосереднього зв'язку і по радіомодемному каналу, що забезпечує зв'язок та інтеграцію з підприємствами авіаційної промисловості, НДІ, вузами як України, так і зарубіжних країн.

Фахівці навчально-наукового центру ведуть навчально-методичну і науково-дослідну роботу щодо впровадження відкритих інформаційних і комп'ютерних інтегрованих технологій у навчальний процес, наукові дослідження і виробництво, виконуючи реальні розробки для авіаційних підприємств. Навчання студентів, підвищення кваліфікації викладачів та інженерно-технічного персоналу в області комп'ютерних технологій здійснюється на базі всіх систем, встановлених у центрі, з урахуванням місця майбутньої роботи студентів, і систем, встановлених на підприємствах або тих, що планується встановити.

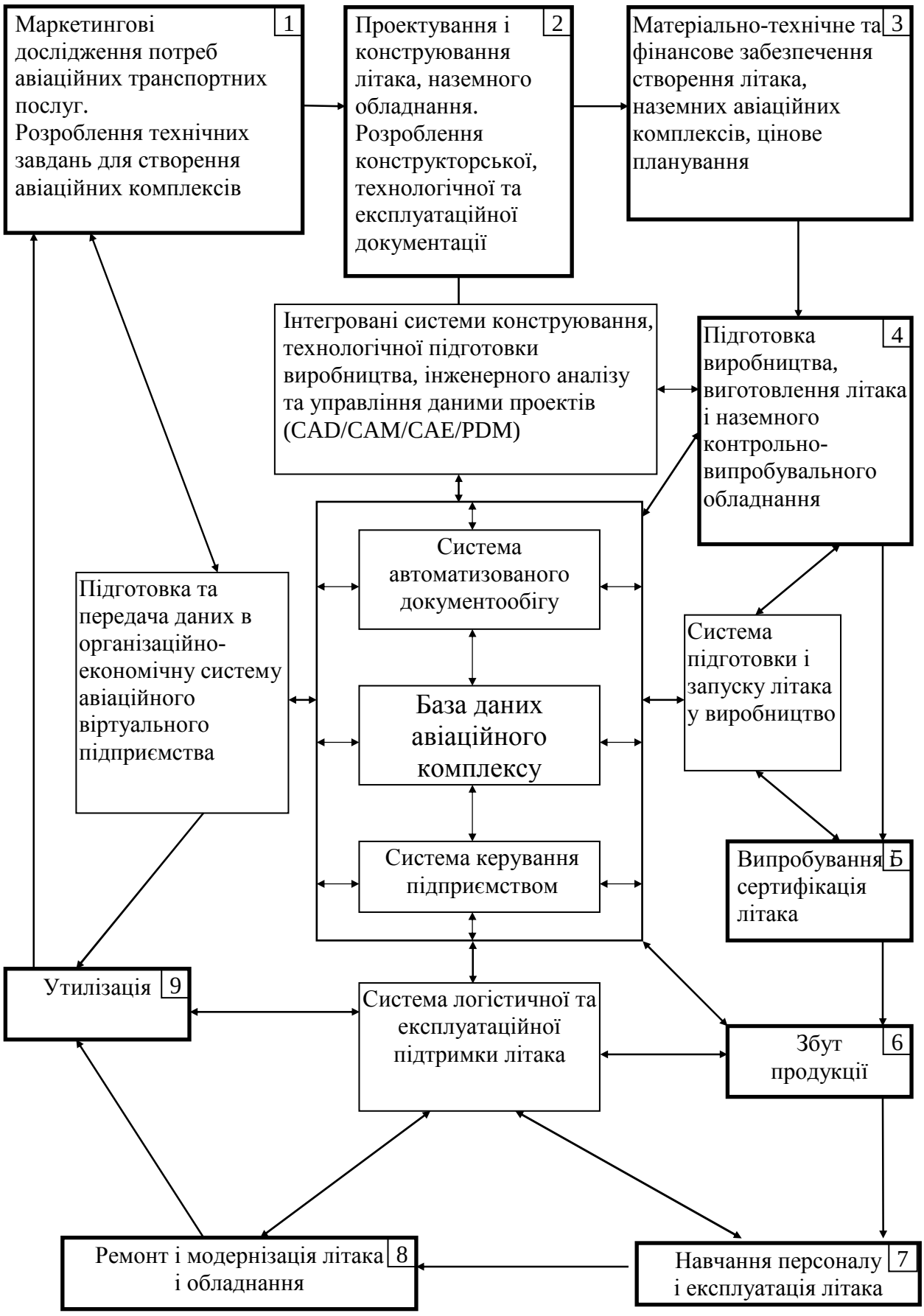


Рис. 7.26, а. Компоненти інформаційного простору життєвого циклу літака

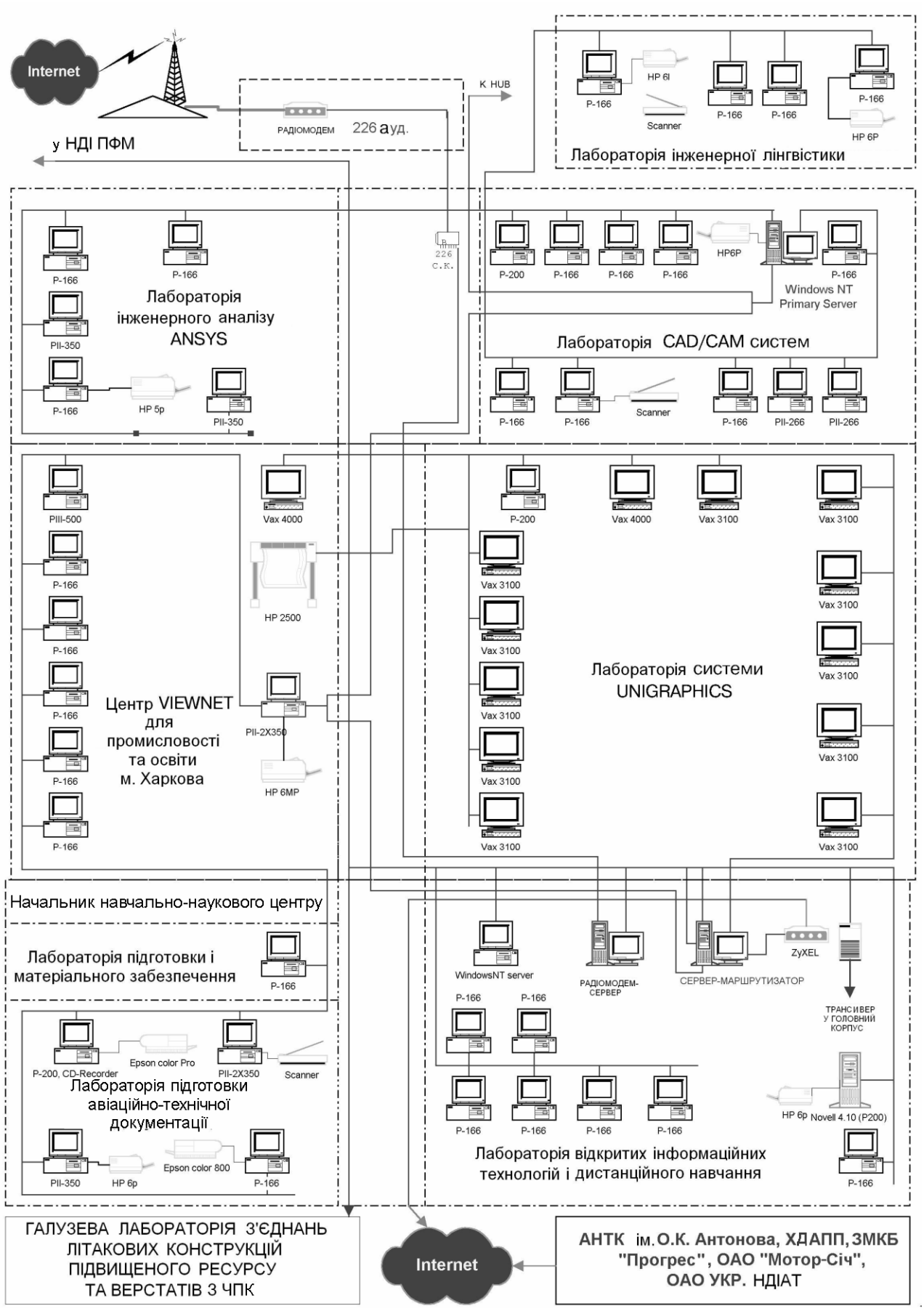


Рис. 7.26, б. Комплекс комп'ютерного та програмного забезпечення розроблення інтегрованих технологій будування авіаційної техніки

Курсові і дипломні проекти студенти виконують на графічних станціях і ПЕВМ із застосуванням різного програмного забезпечення і встановлених CAD/CAM/CAE систем, а також інформаційної мережі Internet. Фахівці центру розробляють інтегровані технології створення авіаційної техніки, мета яких — наукове обгрунтування і розроблення методології проектування високоресурсних літакових конструкцій на базі комп'ютерних інтегрованих систем. При цьому літак як об'єкт проектування розглядають як складну технічну систему, що містить низку підсистем, які визначають його корисні властивості. У свою чергу, літак є елементом авіаційного комплексу, що вимагає застосування системного підходу при його проектуванні.

Проектування літака є процес створення науково-технічної документації, яка забезпечує можливість промислового виготовлення нового літака або його модифікації, що відповідають заданим вимогам покупця, і дозволяє здійснювати його надійну експлуатацію в заданих умовах. Вона містить схемну, конструкторську, монтажну, технологічну і експлуатаційну документацію, видану на паперових, оптичних або магнітних носіях.

Задачею проектування є розроблення схеми, структури конструкції нового літака, його агрегатів і систем, які мають забезпечувати при певних обмеженнях найбільш ефективне виконання поставлених цілей і критеріїв оцінювання результатів проектування.

Процес проектування літака складається з визначення потреби, аналізу вимог і поставлення завдання, синтезу проектного рішення, аналізу проекту і оптимізації його параметрів, оцінювання отриманого рішення і видання результатів. Ці етапи тісно взаємозв'язані і мають ітераційний характер. У літакобудуванні процес проектування умовно поділяють на етапи: технічна пропозиція, ескізний проект, макетування і модельні випробування, робочий проект, технологічна підготовка виробництва і виготовлення.

Зі всього процесу створення літака — від маркетингу до серійного виробництва і експлуатації розглянемо методику інтегрованої технології проектування літака на прикладі пасажирського літака з ТВД.

При проектуванні планера літака проводять вибір схеми літака, формування його зовнішнього вигляду, визначення геометричних розмірів агрегатів, компонування і центрування, моделювання зовнішньої поверхні, формують конструктивно-силову схему літака, визначають діючі навантаження, виконують проектувальні розрахунки конструкції, геометричне моделювання і конструювання, перевірочні розрахунки, оформлення і випуск конструкторської, технологічної і експлуатаційної документації.

В основі аналізу і синтезу параметрів літака лежить винахідництво, математичне і фізичне моделювання. Основними розмірними параметрами, що визначають

зовнішній вигляд літака, є проектне значення злітної маси m_0, площа крила S, стартова потужність двигунів, які зводяться до питомого навантаження на крило p і стартової тягоозброєності t_0. Значення льотних характеристик літака залежать від відносних параметрів p, t_0, C_y, C_x, K, C_e, $m_т$. Параметри p, t_0, C_y, C_x і K відображають зовнішню форму літака і його розміри, а параметри t_0, C_e, $m_т$ — питомі тягові зусилля і питомий запас енергії. На рис. 7.27 показано укрупнену математичну модель формування зовнішнього вигляду пасажирського літака при заданій масі комерційного навантаження або числі пасажирів, розрахунковій дальності польоту $L_{розр}$, довжині ЗПС $L_{ЗПС}$, крейсерській швидкості польоту $V_{крейс}$. За критерій оптимізації прийнято мінімальне значення злітної маси. На основі математичної моделі розроблено програмний комплекс за визначенням параметрів літака. Вони є основою для створення моделі поверхні літака, методику якого показано на рис. 7.28 і реалізовано в системі UNIGRAPHICS.

Застосування в процесі проектування комп'ютерних інтегрованих систем CAD/CAM/CAE дозволило в ході інтерактивного процесу геометричного моделювання літака проводити геометричне моделювання крила, фюзеляжу, оперення, шасі, збірних вузлів лонжерона, монолітних панелей з можливістю їх параметризації (рис. 7.29 – 7.35), побудову збірних болтових і заклепувальних з'єднань (рис. 7.36, 7.37) із збереженням параметризації деталей і зв'язків елементів складальних одиниць, побудову графічних зображень і їх видачу на дисплеї, графічні пристрої, принтери і плотери, підготовку геометричної інформації у вигляді масиву скінченних елементів для проведення розрахунків як загального, так і локального напружено-деформованого стану (рис. 7.38), підготовку геометричної інформації для створення програм механічної обробки деталей і технологічних керуючих пристосувань на верстатах з ЧПК (рис. 7.39, 7.40), створення конструкторської документації відповідно до прийнятих стандартів різними мовами (рис. 7.41), передачу її замовникові на паперових і магнітних носіях, а також в електронному вигляді по мережі Internet.

В ході реалізації трирівневого застосування комп'ютерних інтегрованих систем при проектуванні літакових конструкцій проведені трансляції створених геометричних моделей елементів планера літака за допомогою універсального формату обміну даними JGES між системами UNIGRAPHICS, CADDS 5, EUCLID (рис. 7.42).

У процесі проектування літака використані також пакети прикладних програм для проведення розрахунків злітної маси, геометричних розмірів літака і його конструктивно-силових елементів, втомної довговічності конструктивних нерегулярностей. При проектуванні створено необхідну базу даних, нормативно-технічної і конструкторської документації.



Мета:

Знайти такий вектор параметрів літака $(x = x_1, x_2, ..., x_n)$, що характеризує його структуру, форму і розміри (схема літака, схема СУ, $S, P_0, t_0, C_v, C_x, K, S_{во}, S_{го}, D_ф, \lambda_ф, \lambda_{кр}, \chi_{кр}, \bar{c}_{кр}, \ell, b_0, \eta$), який би забезпечував вимоги концепції створення нового літака, технічного завдання на проектування $[Y]$ та досягнення екстремуму цільової функції (γ).

Рівняння існування літака:

$$1.\sum \bar{m}_i = 1; \quad 2.\ n_y mg = Y; \quad 3.\ P - X - m\frac{dV}{dT} = 0; \quad 4.\ \bar{x}_T - \bar{x}_F = -m_z^{C_y}; \quad 5.\ m_x = 0.$$

На параметри літака X та його характеристики Y накладається система обмежень:

$$\left.\begin{array}{l} x_i^н \le x_i \le x_i^в, i = 1,2,...,m \\ y_j^н \le y_j(x) \le y_j^в, j = 1,2,...,n \end{array}\right\}.$$

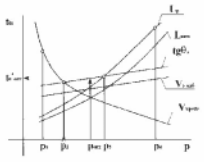
Для заданих обмежень вирішується задача оптимізації: $\min\limits_{x \in x_{доп}} \gamma(x)$

Параметри і характеристики літака пов'язані між собою рівнянням зв'язку $Y = f(x)$:

$$t_{0крейс} = \frac{1{,}429 \cdot 10^{-5} \rho_H V_{крейс}^3 \left(F_{1крейс} + F_{2крейс} p\right)}{\xi_V \xi_H \xi_{др} \eta_{в.крейс} p}; \qquad V_{крейс} = 11{,}447 \sqrt[3]{\frac{\xi_{крейс} t_0 p \eta_{вкрейс}}{\rho_{Нкрейс} C_{х0}}};$$

$$t_{0p} = \frac{0{,}04}{\xi_{зл} \eta_{в.відр}} \sqrt{\frac{p}{C_{увідр}}} \left[\frac{0{,}832 p}{L_p C_{увідр}} + \frac{1}{3}\left(\frac{1}{K_{відр}} + 2f\right)\right]; \qquad L_{розб} = \frac{0{,}832 p}{C_{увідр}\left[24{,}75 \eta_{в\ зл} \xi_{\ зл} t_0 \sqrt{\frac{C_{увідр}}{p}} - \frac{1}{3}\left(\frac{1}{K_{відр}} + 2f\right)\right]};$$

$$t_{0ВПП} = \frac{n_{дв}}{\xi_{\ зл}\left(n_{дв} - 1\right)} \frac{0{,}03 L_{ВПП} C_{увідр} + 0{,}57 p}{L_{ВПП} C_{увідр} - 2{,}04 p};$$



$$L = 1020 \frac{KM}{c_e} \ln \frac{m_0}{m_к};$$

$$t_{0\theta} = \frac{0{,}04 n_{дв}}{\xi_{зл} \eta_{в.відр}\left(n_{дв} - 1\right)} \sqrt{\frac{p}{C_{увідр}}} \left(\frac{1}{K_{відр}} + tg\theta_3\right); \qquad p_{пред}^{V_{нос}} = \frac{V_{нос}^2 C_{упос}}{183\left(1 - 0{,}8 \bar{m}_{тср}\right)};$$

$$t_{0V_y} = \frac{0{,}01}{\xi_{зл} \eta_{в.наб}} \left[7{,}02 \sqrt[4]{A^3 p^2 \left(F_{1наб} + F_{2наб} p\right)} + V_y\right]; \qquad K = \frac{C_{увідр}}{C_{хвідр}}; \qquad p_{пред}^{n_y} = \frac{57{,}3 C_y^{\alpha} VW}{16}.$$

За критерій оптимальності приймається злітна маса літака:

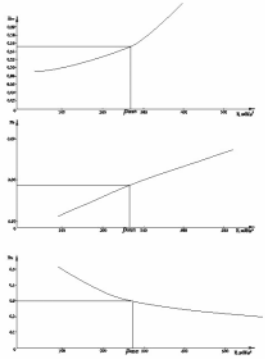
$$m_0 = \frac{m_{ек} + m_{об} + m_{ком}}{1 - \left(\bar{m}_к(p) + \bar{m}_{су}(p) + \bar{m}_m(p)\right)};$$

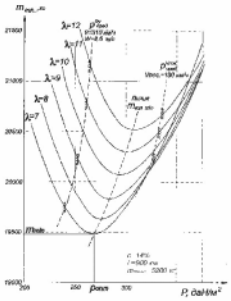
$$\bar{m}_к = 0{,}5\left(A - Bp + \frac{c}{1 - De^{-0{,}001 p}}\right);$$

$$\bar{m}_{су} = R \gamma_{\ дв} t_{0\ max}(p);$$

$$\bar{m}_{т.крейс} = 0{,}00602 \frac{C_e L_{рас} \sqrt{AC_{х0крейс}}}{\eta_{в.крейс}};$$

$$m_{об} = 95 n_{пас}\left(5 \cdot 10^{-5} L + 0{,}66\right).$$





Вибір геометричних параметрів літака:

$$S = \frac{m_{0\ min} g}{10 p_{опт}}; \quad \ell = \sqrt{\lambda_{опт} S}; \quad b_к = \frac{2S}{\ell(\eta + 1)}; \quad b_0 = \eta b_к; \quad L_ф = \lambda_ф D_ф; \quad S_{го} = \bar{S}_{го} S; \quad S_{во} = \bar{S}_{во} S.$$

Рис. 7.27. Математична модель формування вигляду пасажирського літака

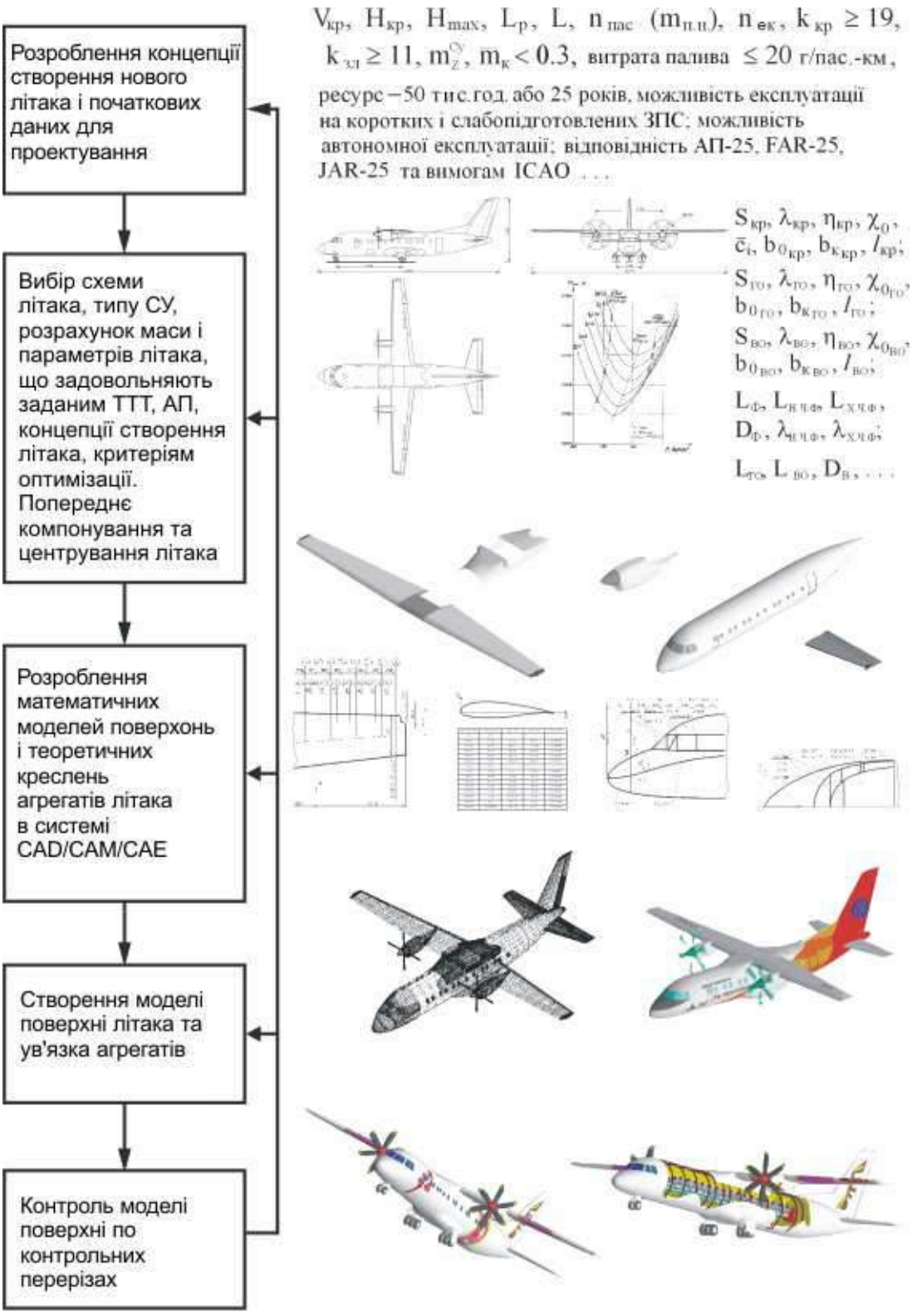


Рис. 7.28. Методика створення моделі поверхні літака

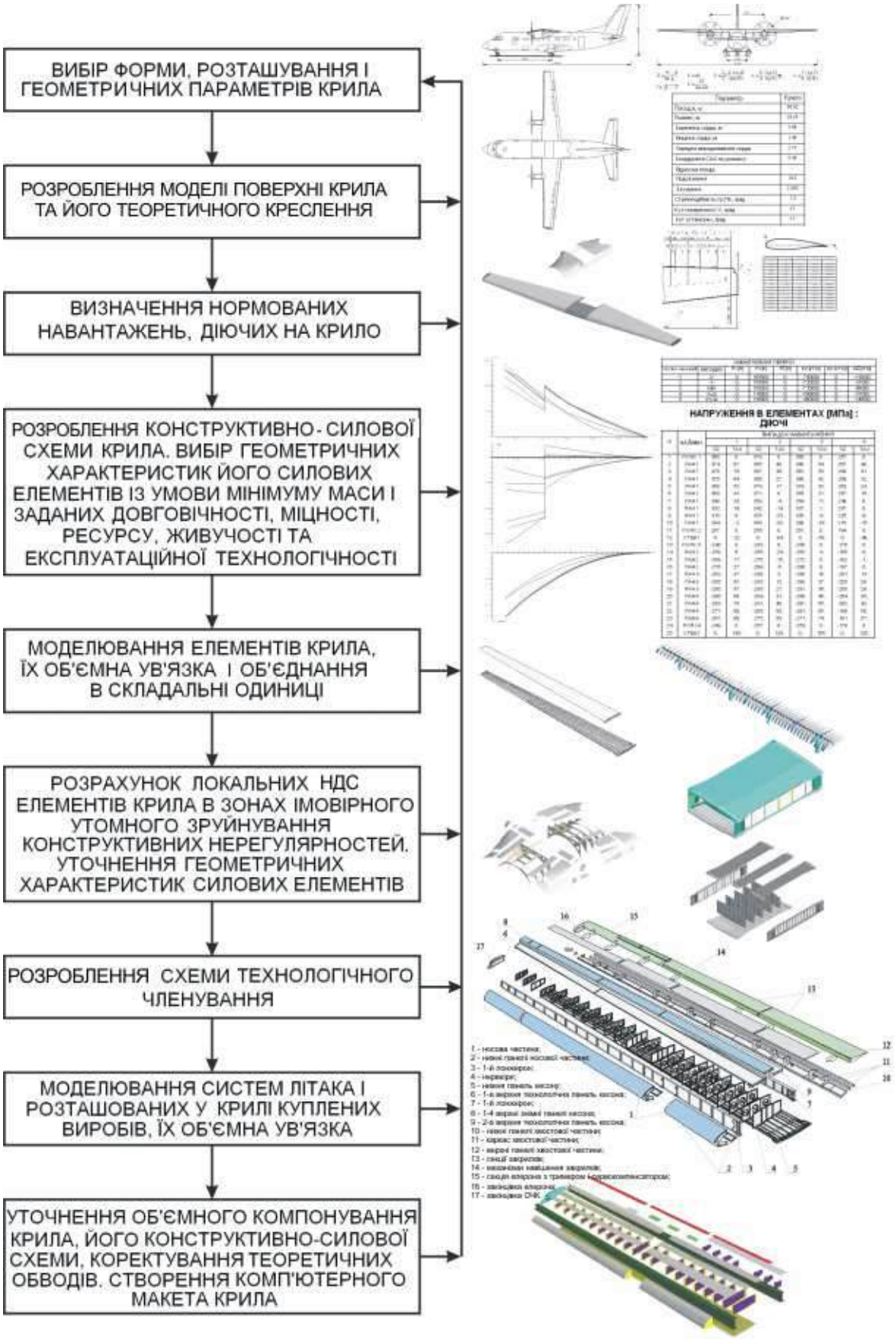


Рис. 7.29. Методика проектування крила в системах CAD/CAM/CAE

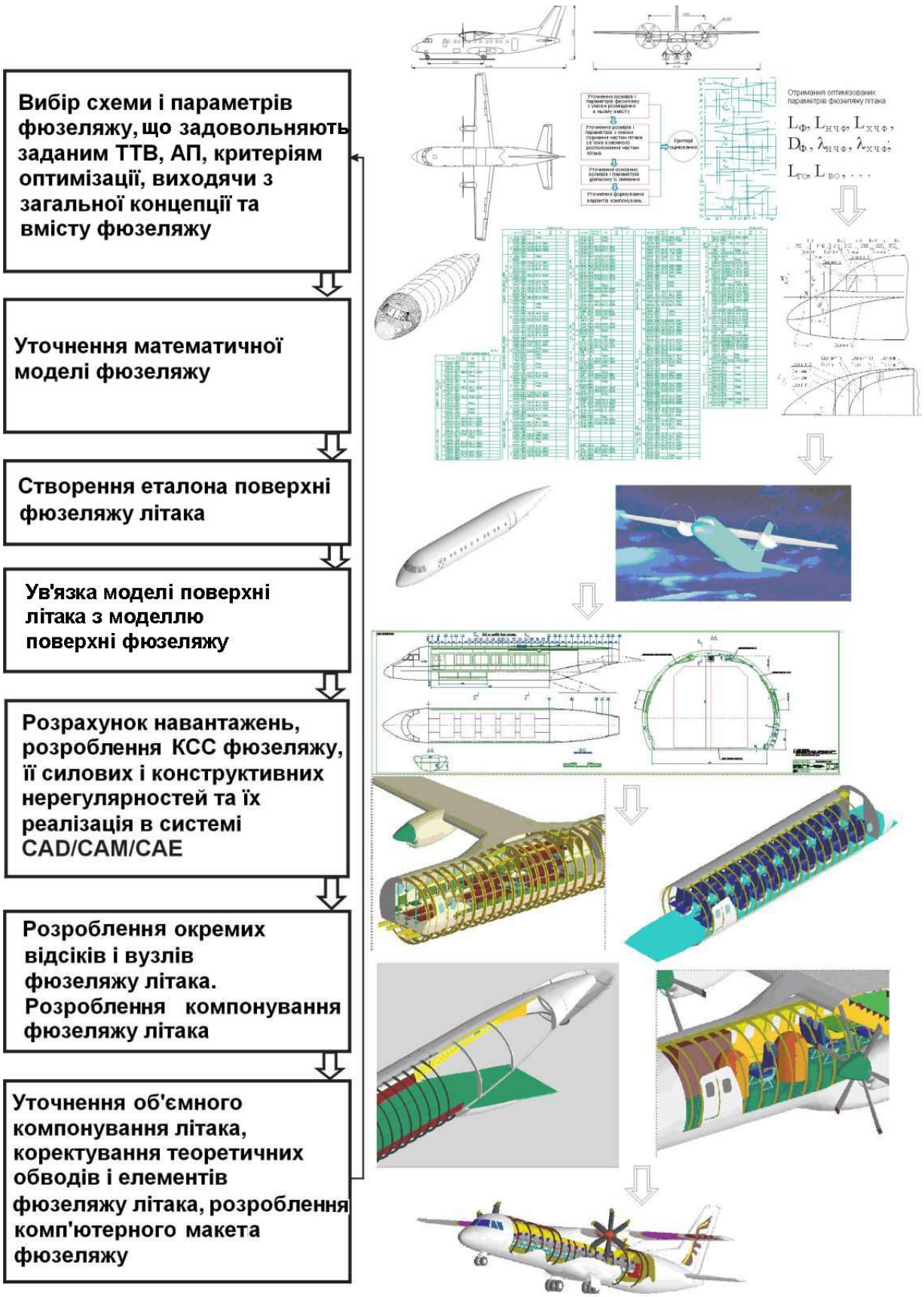


Рис. 7.30. Методика проектування фюзеляжу пасажирського літака в системі CAD/CAM/CAE

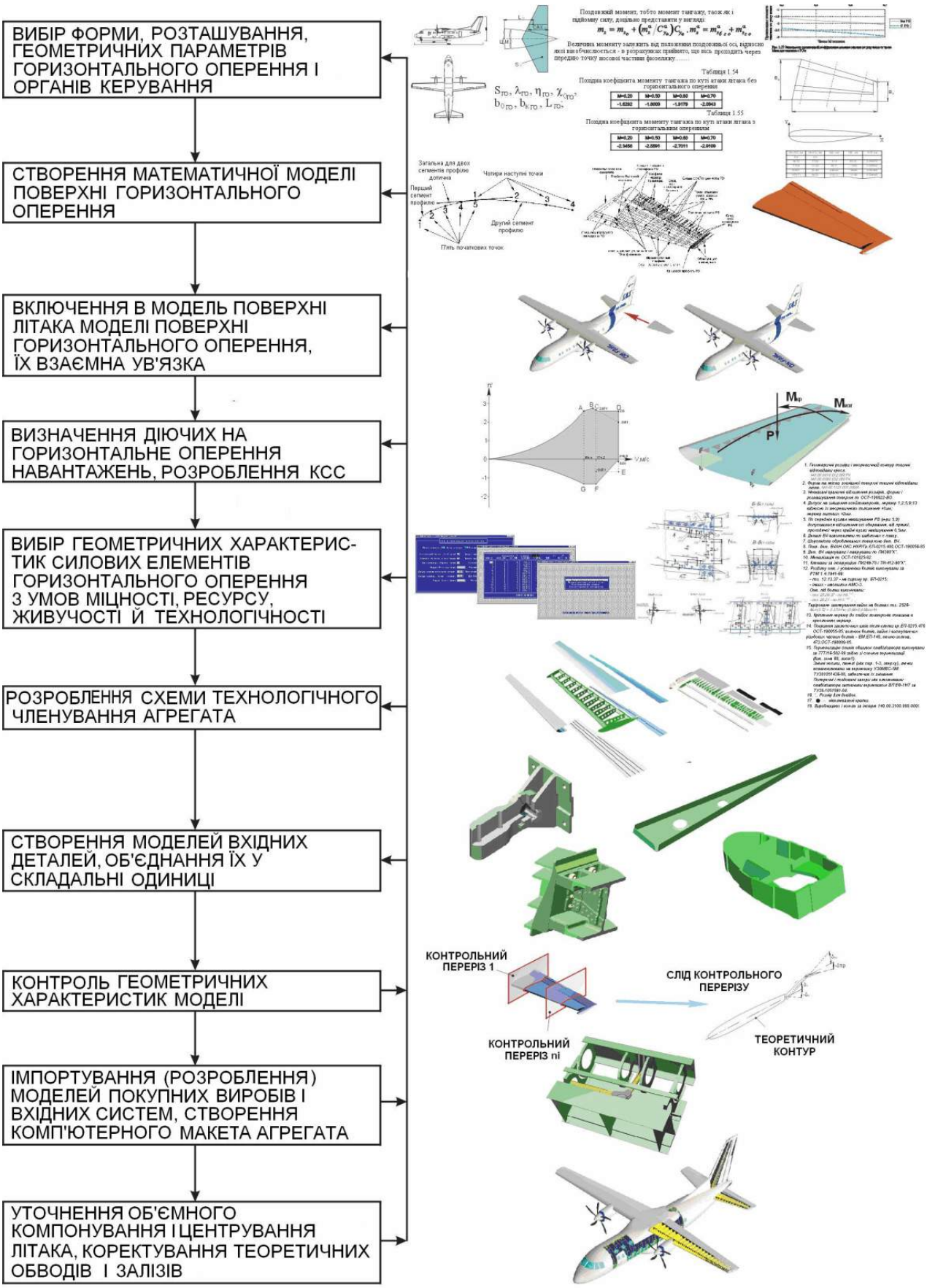


Рис. 7.31. Методика проектування горизонтального оперення в системі CAD/CAM/CAE

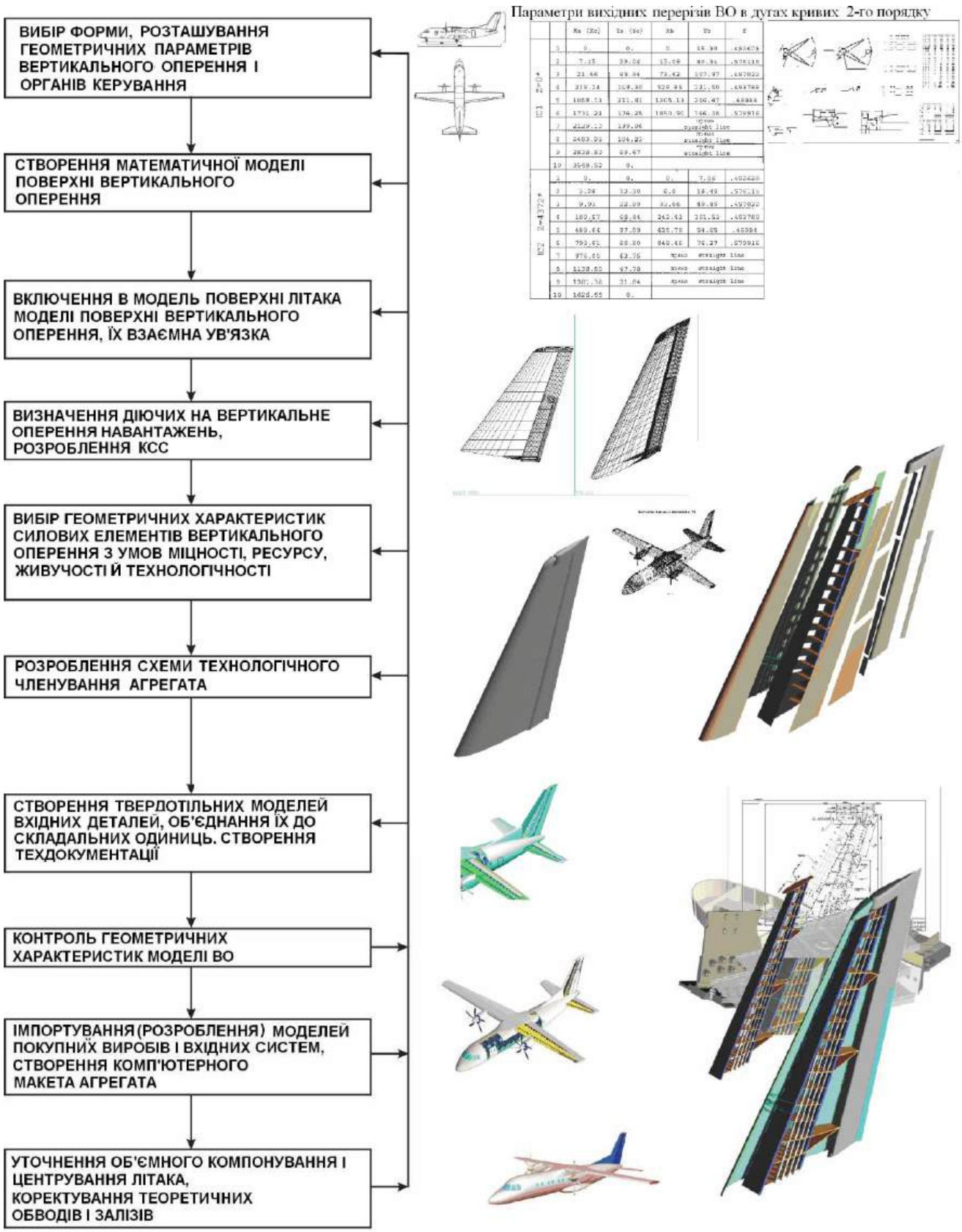


Рис. 7.32. Методика проектування вертикального оперення пасажирського літака в системі CAD/CAM/CAE

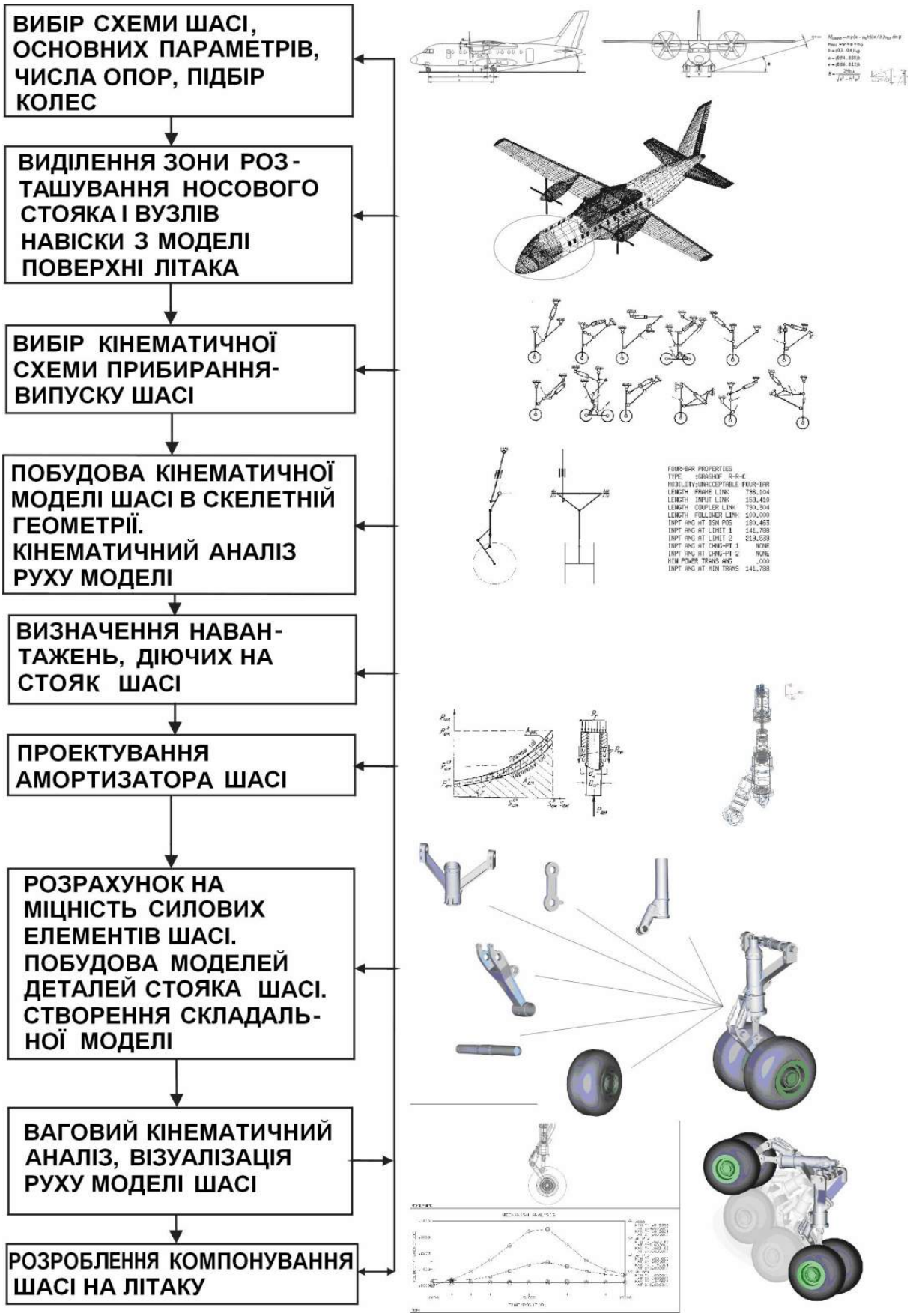


Рис. 7.33. Методика проектування моделі стояка шасі в системі CAD/CAM/CAE

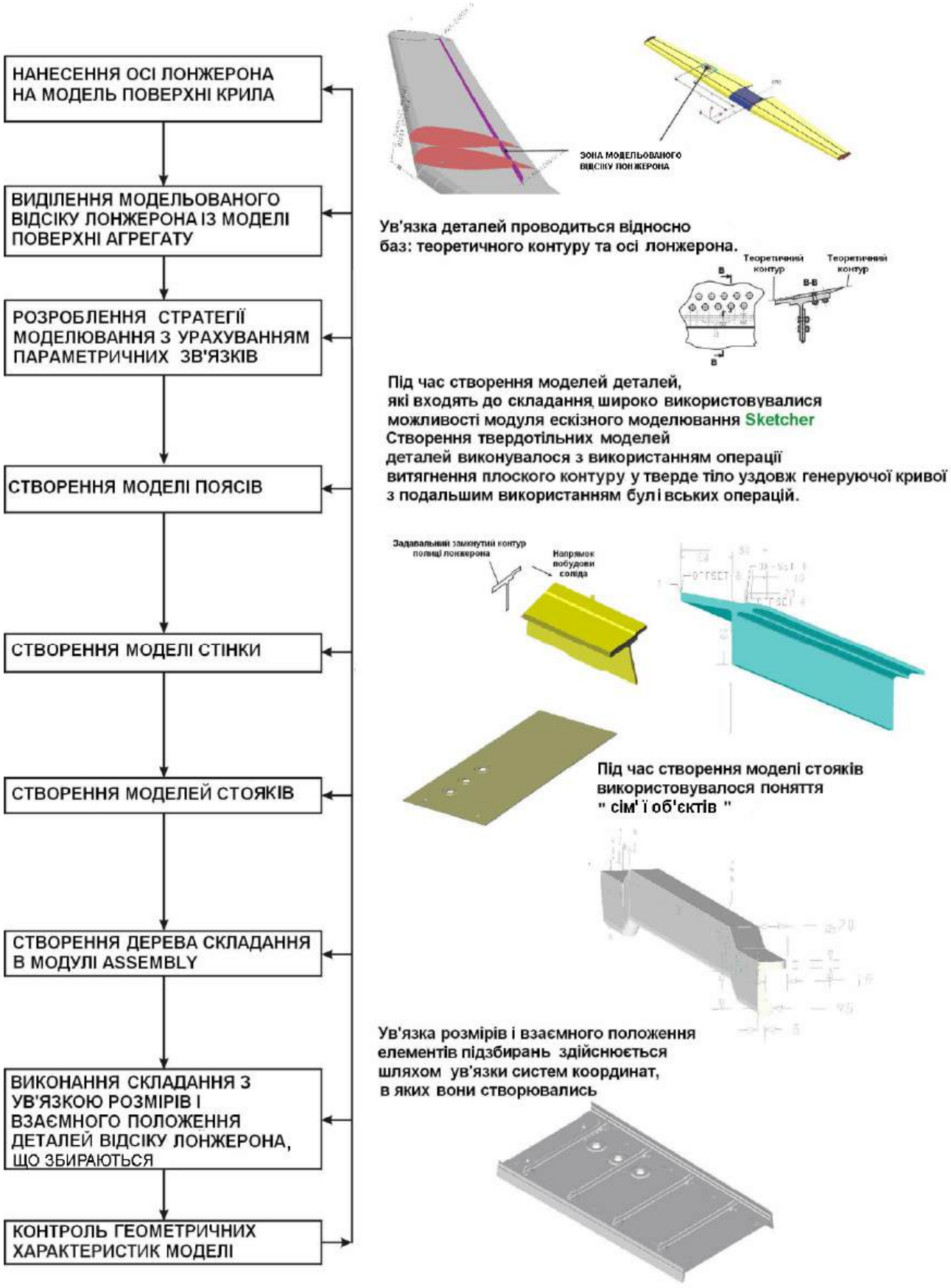


Рис. 7.34. Технологія створення моделі відсіку лонжерона в системі CAD/CAM/CAE CADDS5

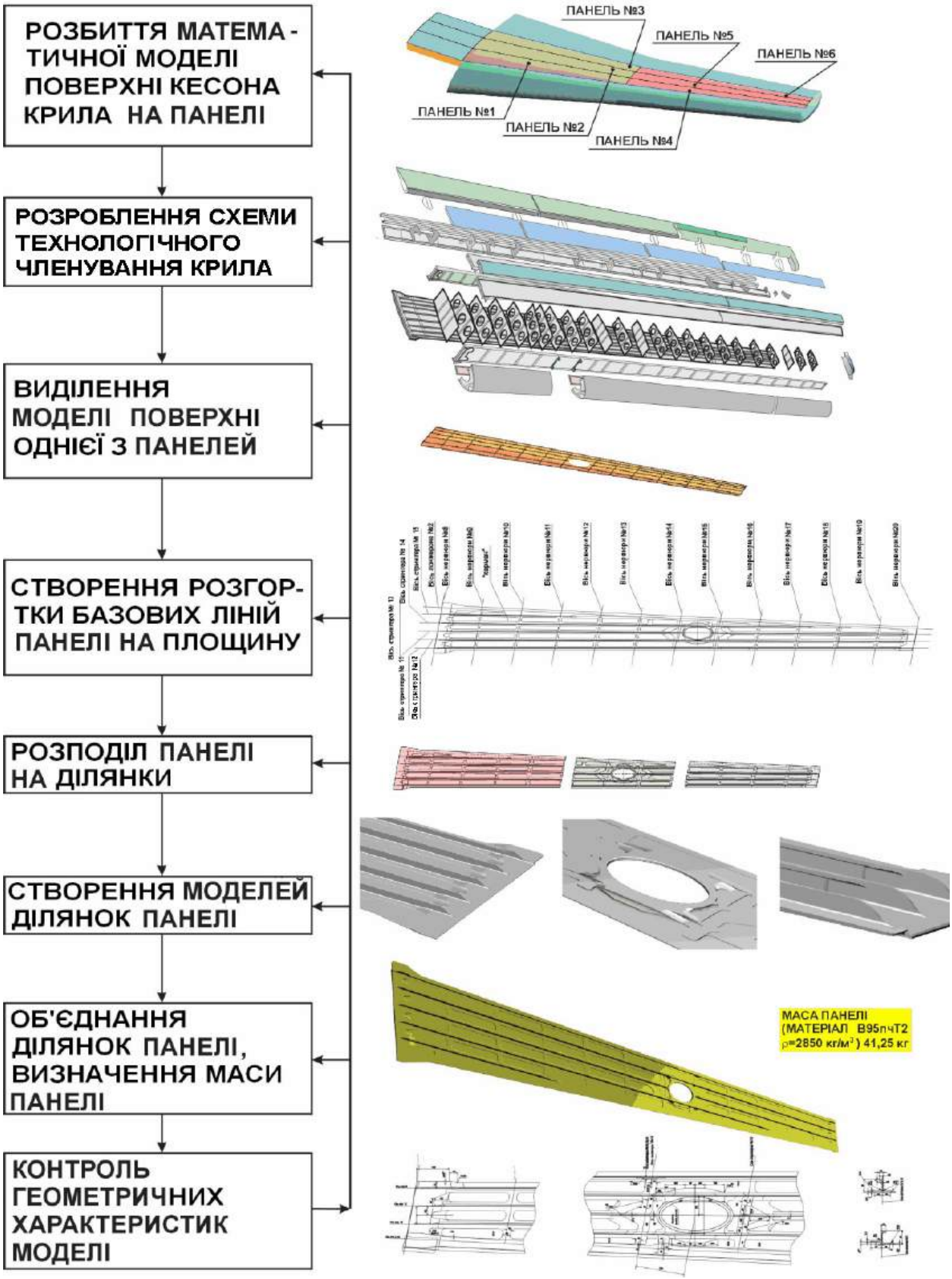


Рис. 7.35. Методика проектування монолітної панелі крила в системі CAD/CAM/CAE

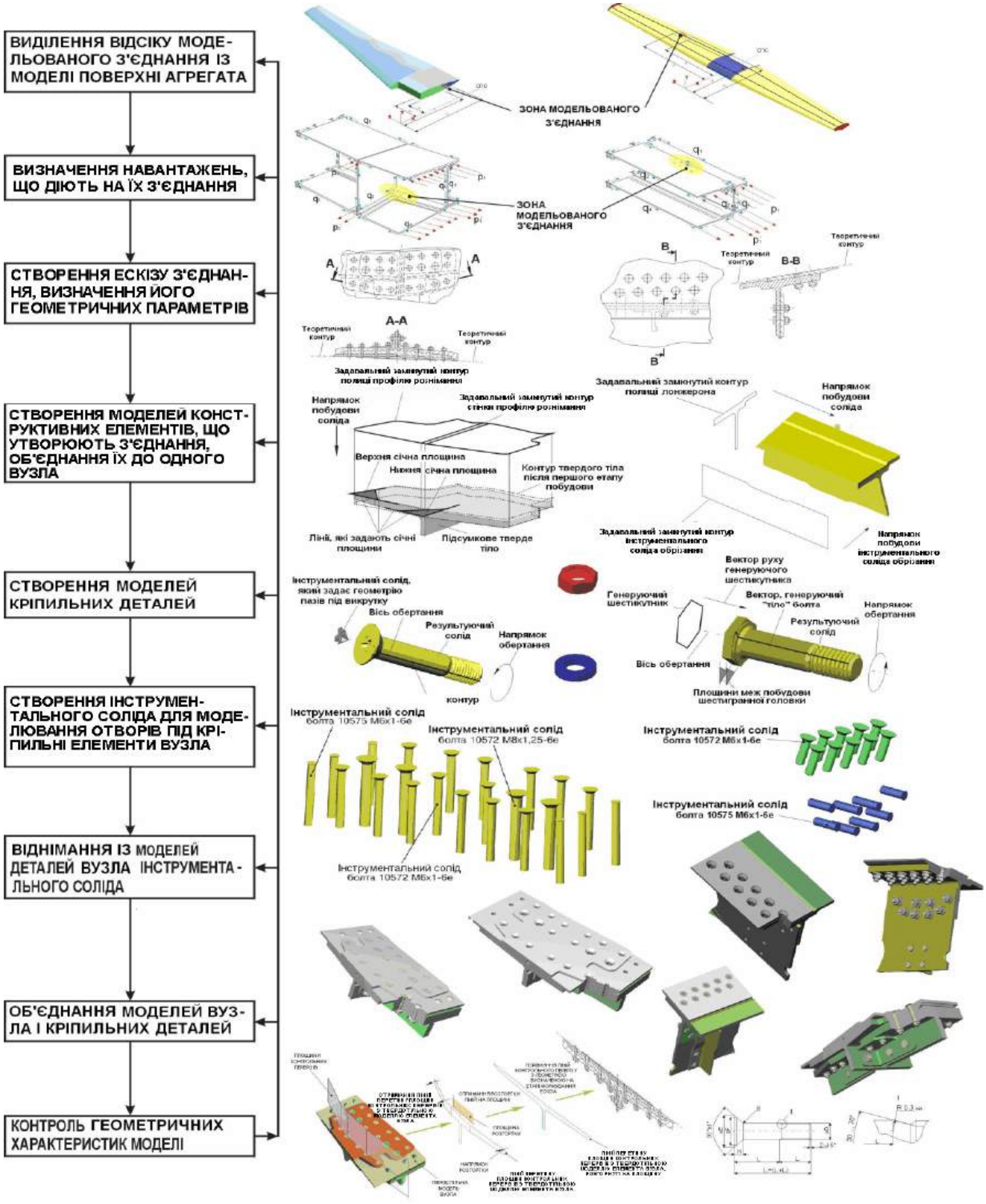


Рис. 7.36. Методика проектування моделей типових болтових з'єднань авіаційних конструкцій в системі CAD/CAM/CAE

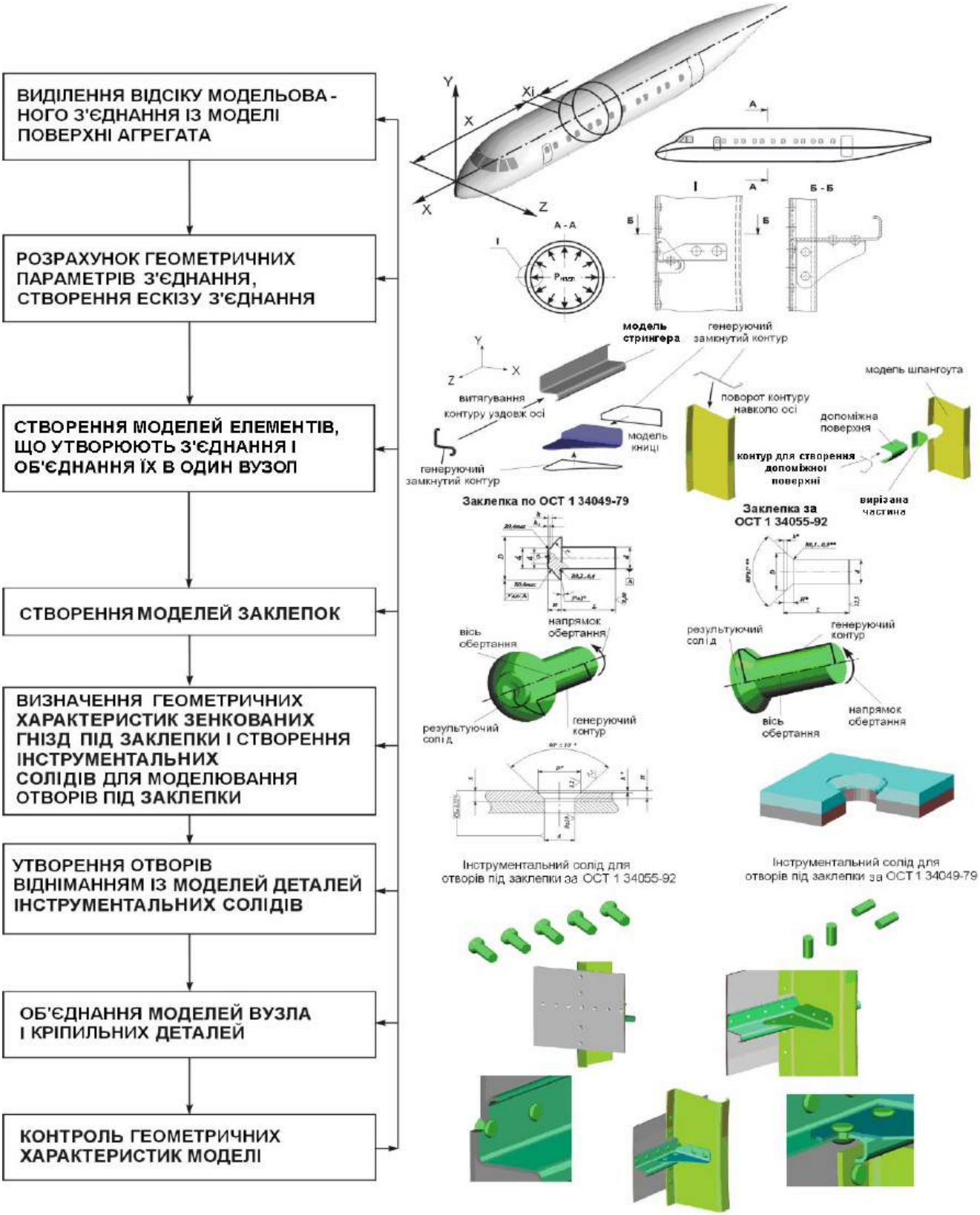


Рис. 7.37. Технологія створення моделей типових заклепочних з'єднань авіаційних конструкцій в системі CAD/CAM/CAE

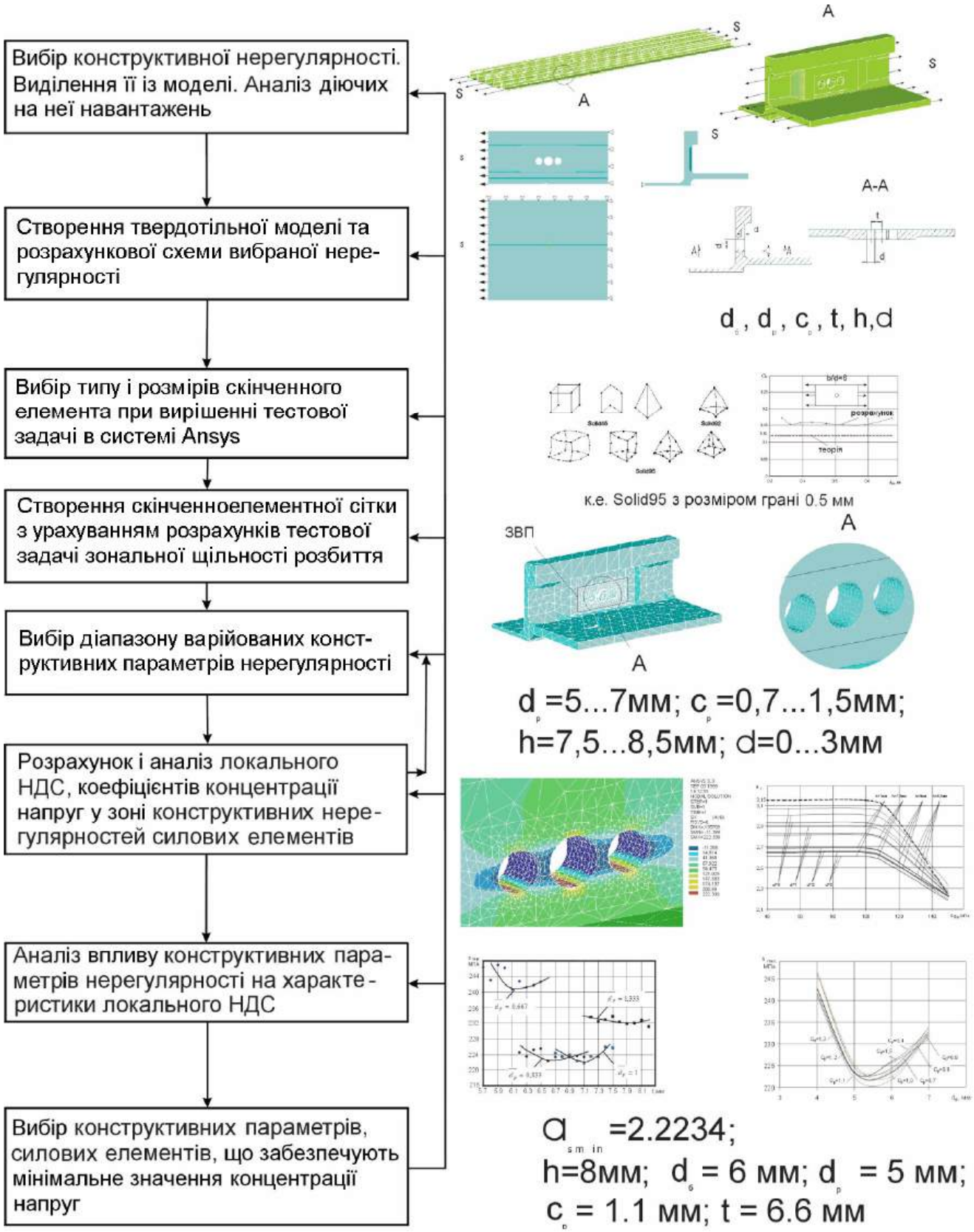


Рис. 7.38. Технологія дослідження локального НДС у силових елементах літакових конструкцій в системах CAD/CAM/CAE

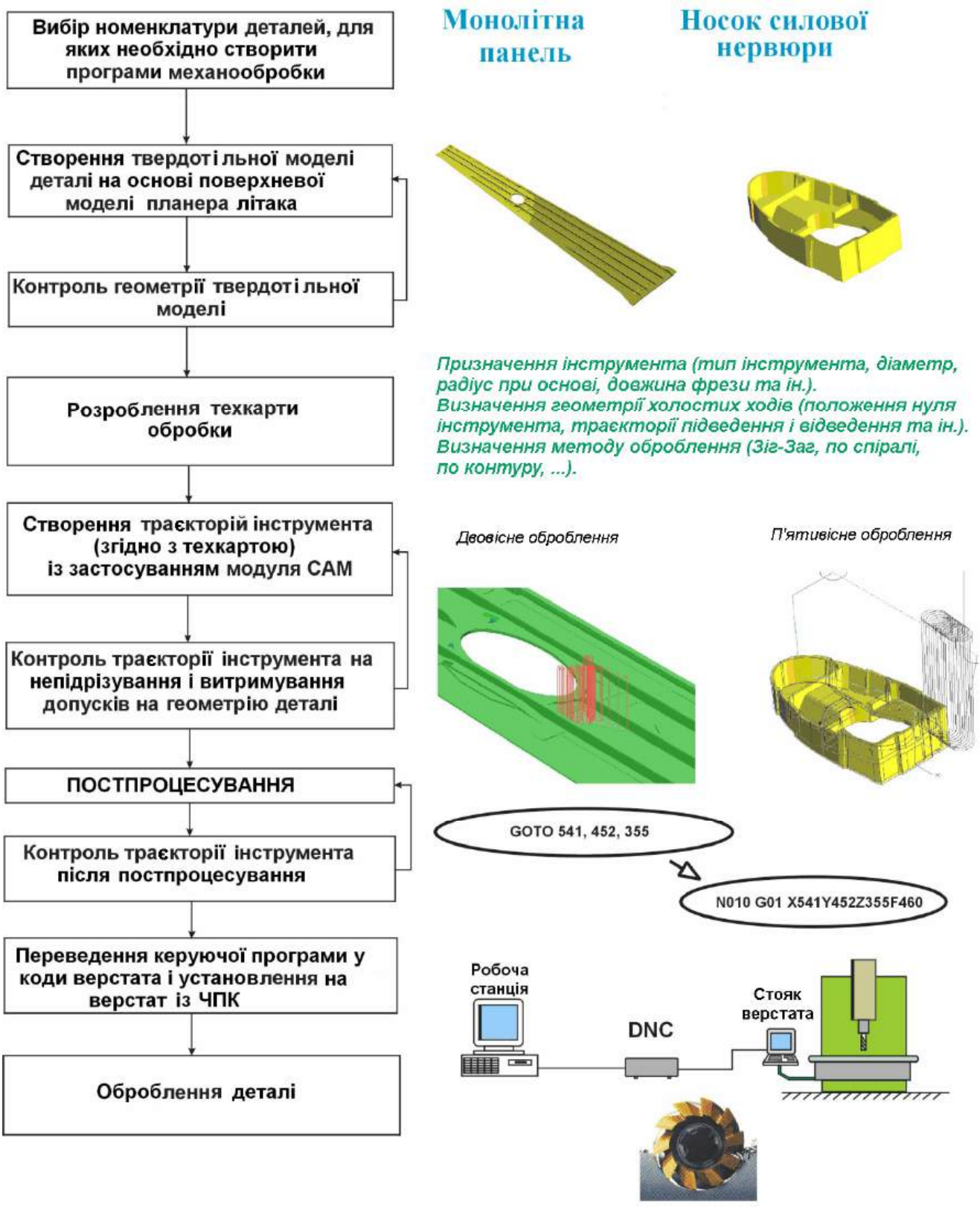


Рис. 7.39. Технологія створення керуючих програм у системах CAD/CAM/CAE механічної обробки деталей літака на верстатах з ЧПК

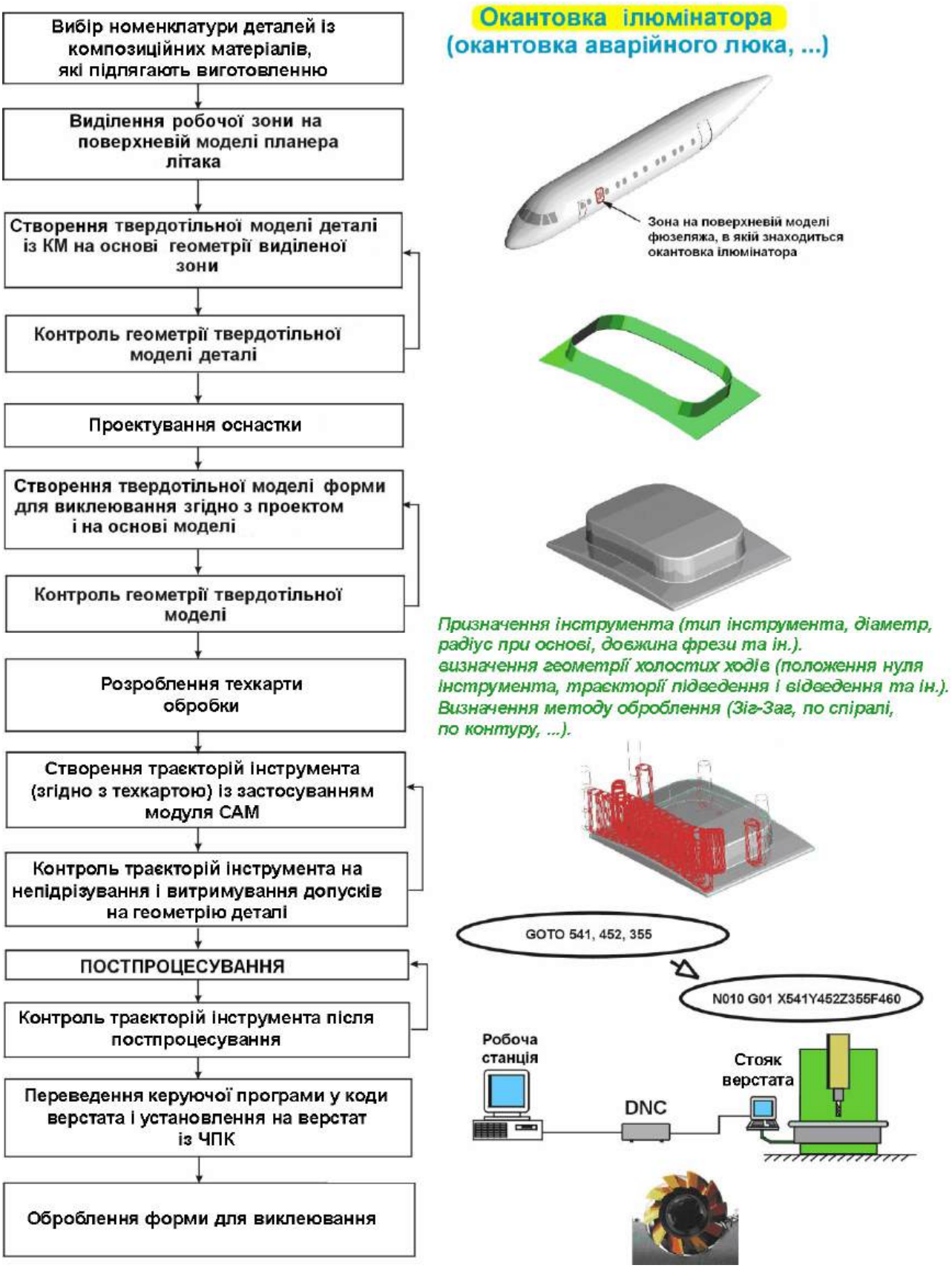


Рис. 7.40. Технологія створення в системах CAD/CAM/CAE керуючих програм механічної обробки на верстатах з ЧПК форм для виклеювання деталей літака із КМ

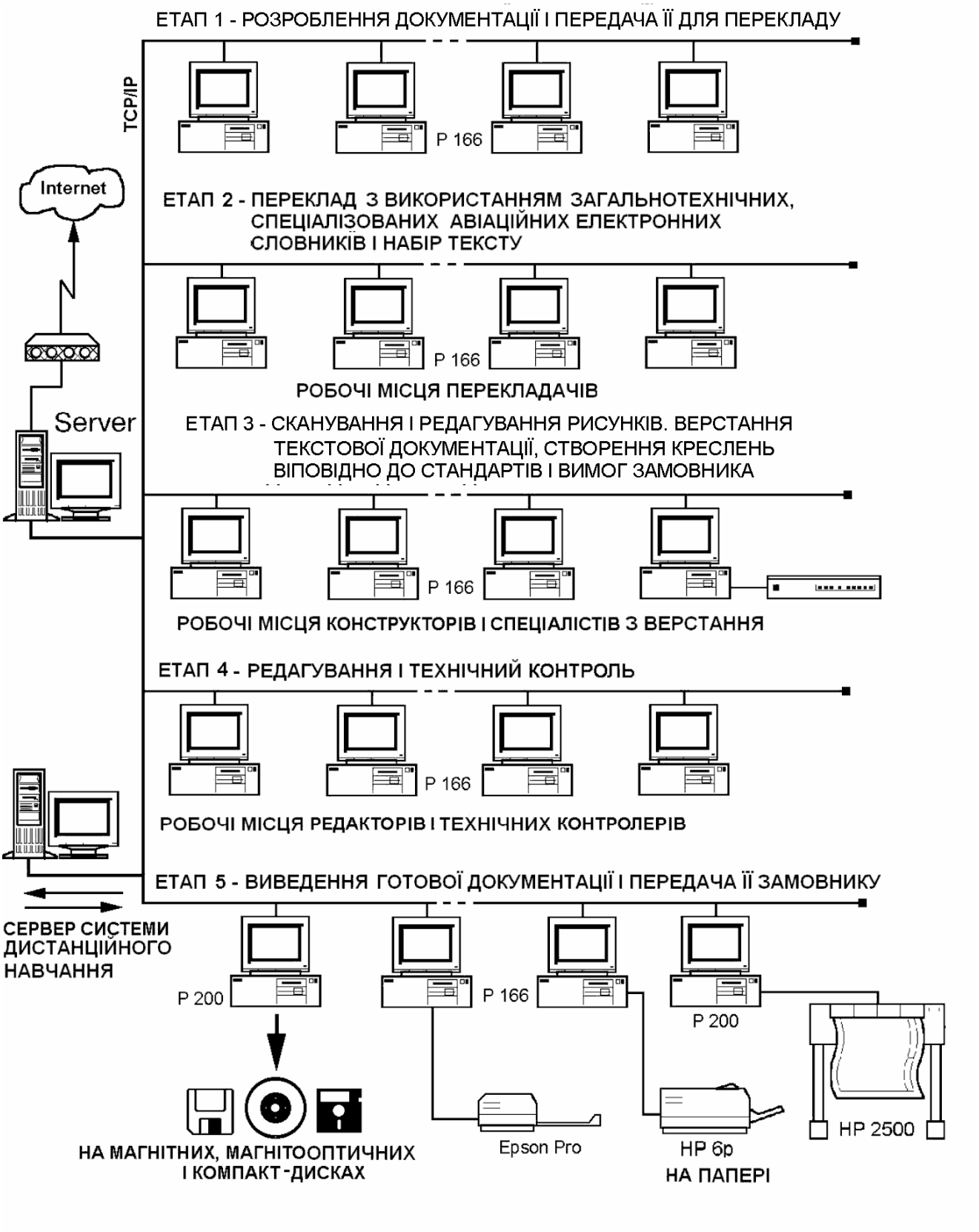
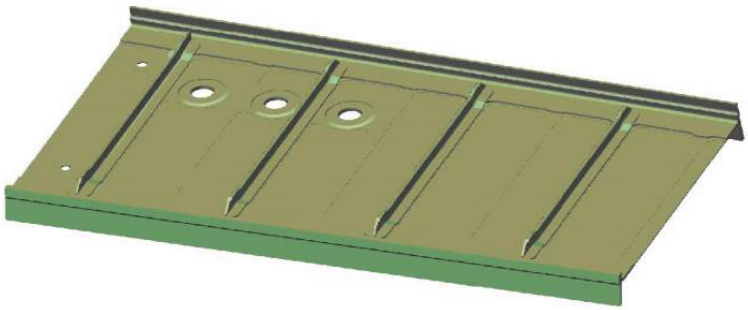


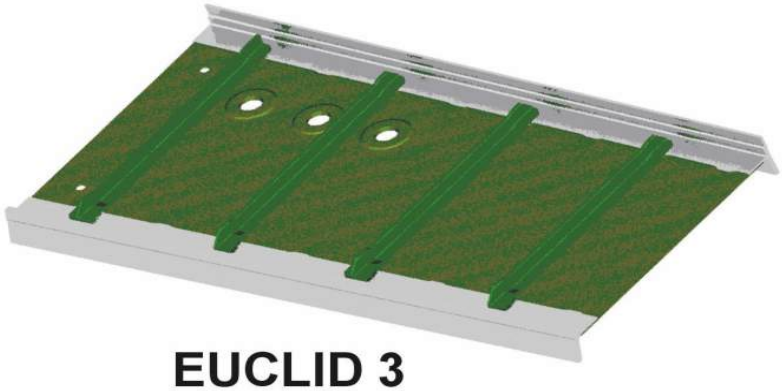
Рис. 7.41. Інтегрована система розроблення і створення багатомовної авіаційно-технічної, наукової та навчальної документації



UNIGRAPHICS



CADDS 5



EUCLID 3

Проведена трансляція твердотільних моделей відсіку лонжерона і поверхневої моделі хвостової частини фюзеляжу через універсальний формат обміну даних IGES між системами UG, CADDS 5 і EUCLID 3.

Рис. 7.42. Моделі відсіку лонжерона, створені в системах CAD/CAM/CAE

При організації процесу проектування відпрацьовано схему керування проектом, що дозволяє перейти до безпаперової технології створення і споживання проектної інформації.

Відкриті інтегровані інформаційні та комп'ютерні технології є віддзеркаленням концепцій, які переважають при створенні продукції, що конкурує зі своїми аналогами на світовому ринку. На світовому ринку виробництва товарів різного призначення в умовах жорсткої конкурентної боротьби фірм-виробників лідируюче місце займає лише та, яка забезпечує випуск продукції, відповідної всім параметрам якості, за мінімально можливі терміни. Суперечність вимог, що висувають до продукції, яка виготовляється, веде до зміни підходів, використовуваних на різних етапах життєвого циклу виробу. Поява на ринку інформаційних технологій могутніх комп'ютерних платформ (SUN, DIGITAL, SILICON GRAPHICS, HP та ін.) і розроблення CAD/CAM/CAE — систем різного рівня інтеграції привели до активного їх впровадження в проектні підрозділи, на фірми і підприємства — виробники різного масштабу, а також у науку і навчальний процес.

Розглядаючи місце, яке обіймають інтегровані інформаційні технології в світовій науці, слід зазначити, що CAD/CAM/CAE системи займають одну з провідних позицій в царині наукових знань і мають прикладний характер, що відображає потреби тієї або іншої галузі науки.

Кажучи про структуру CAD/CAM системи, необхідно констатувати, що вона відображає концепції інтеграції всіх стадій створення продукції в єдине ціле.

Нижче наведено структуру інтегрованої комп'ютерної системи на прикладі CAD/CAM/CAE системи Unigraphics (рис. 7.43).

Ядром будь-якої інтегрованої системи є тривимірна база даних.

Навколо неї об'єднані модулі, що забезпечують крізний процес розроблення виробу: від концепцій, проектування (CAD) і інженерного аналізу (CAE) до випуску технічної документації, що відповідає міжнародним стандартам якості (Quality Application) і розроблення технологічних процесів виготовлення (CAM), а також модуля керування проектом (PDM).

Принцип побудови будь-якої інтегрованої комп'ютерної системи основано на відкритих інформаційних системах, що дозволяють за бажанням замовника доповнювати систему прикладними модулями, специфічними для тієї чи іншої галузі промисловості.

Технологічною основою відкритих систем є технологія "Клієнт-сервер", принцип якої полягає в такому:

1) оперативне керування всіма ресурсами, доступними через мережу;

2) роздільний доступ до даних і процесів;

3) розділення процесів оброблення.

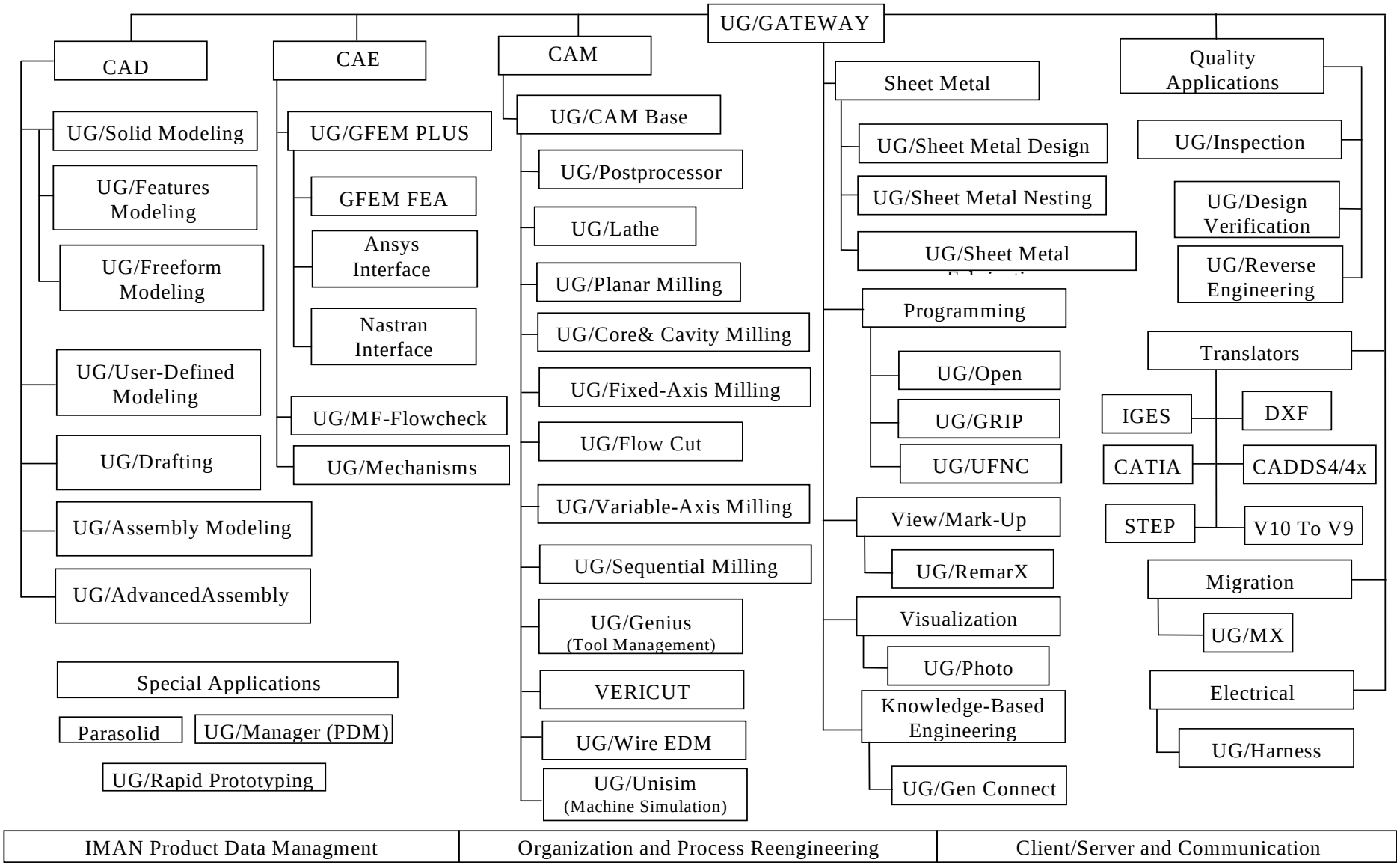


Рис. 7.43. Структура системи CAD/CAM/CAE UNIGRAPHICS

Кажучи про темпи розвитку інтегрованих комп'ютерних технологій, необхідно відзначити, що процес їх становлення і розвитку йшов паралельно з розвитком і вдосконаленням технічного і системного забезпечення, а також при безпосередньому використанні досягнень в області прикладної математики і програмування.

До 1980 року комп'ютерні технології набувають широкого поширення не тільки в наукоємних галузях промисловості, але і серед компаній, що працюють у сфері легкої промисловості і послуг, електроніки, нафтової і газової промисловості та ін.

Поява потужних графічних станцій і надійних операційних систем високого рівня сприяла появі на ринку CAD/CAM — систем різного рівня інтеграції.

У царині виробництва графічних станцій слід виокремити такі фірми:

1. Робочі станції SUN, що використовують SPARC-архітектуру.
2. Фірма DEC Digital — один із перших концернів, що інвестують гроші в країни колишнього союзу. Вона підтримує чотири лінії у виробництві графічних станцій:

а) лінія VAX (VAX-9000);

б) Dec Station з RISC архітектурою;

в) VAX Station з CISC архітектурою;

г) ALPHA.

3. Робочі станції Silicon Graphics.
4. Робочі станції HP.
5. IBM.
6. Compaq.

Нині ринок виробників комп'ютерних платформ розвивається дуже динамічно відносно розвитку ринку системного забезпечення. На ринку виробників технічного забезпечення спостерігаються тенденції до інтеграції фірм виробників, а також придбання акцій однієї фірми іншою.

Розглядаючи ринок CAD/CAM/CAE-систем, необхідно відзначити, що існує такий умовний їх поділ:

1. Легкі CAD/CAM системи, що містять тільки модуль CAD.

2. CAD/CAM системи середнього класу з модулями, що підтримують процес проектування і створення виробу.

3. Важкі CAD/CAM-системи, тобто ті, що забезпечують повний цикл виготовлення виробу. Системи такого класу містять модулі CAD, CAM, CAE, а також модуль контролю якості, керування проектом і спеціальні застосування.

До легких CAD/CAM-систем можна віднести такі системи, як AUTOCAD фірми AUTODESK City, КОМПАС-ГРАФІК російської фірми АСКОН.

CAD/CAM-системи середнього класу подані системами ADEM Omega Technologies GMBH, Prelude фірми Matra Datavision, T-FLEX CAD, Solid Works фірми Solid Works, Cimatron.

До важких CAD/CAM систем відносяться інтегровані системи Unigraphics фірми EDS Solution, CATIA-розробка фірми Dassault Breguet, CADDS5 і Pro/ENGINEER фірми Parametric Technology, Euclid фірми Matra Datavision.

Окремо можна відзначити системи інженерного аналізу: ANSYS фірми ANSYS Inc. (програма була рекомендована німецькою асоціацією автомобілебудування), Nastran (система створена за сприяння американського Національного космічного агентства і враховує багаторічний досвід в аерокосмічній галузі), а також Pastran, Cosmos.

До розробок в області керування проектами належать проект Optegra — фірми Parametric Technology, IMAN, CDM.

Аналіз виявляє таке:

1. Нині дедалі більше компаній і фірм виявляють інтерес до використання розробок в області інтегрованих технологій, проте ринок стає професіональнішим, строгіше формулюються потреби користувачів і чітко позначаються реальні можливості систем.

2. В Україні і в країнах ближнього зарубіжжя фірми, підприємства і організації різного рівня починають упроваджувати CAD/CAM–системи. На базі провідних вузів організовуються навчальні центри, що впроваджують інтегровані комп'ютерні технології у виробництво, науку і навчальний процес.

Впровадженню систем сприяє проведення конференцій різного масштабу, реклама щодо засобів надання демонстраційних версій, а також періодичне ознайомлення з фірмами-виробниками CAD/CAM-систем з використанням послуг мережі Internet. Кажучи про сучасні інтегровані інформаційні та комп'ютерні технології, не можна не відзначити, що невід'ємною їх частиною є мережне забезпечення. В умовах зростальної інтеграції підприємств-виробників і фірм-розробників для підвищення ефективності їх взаємодії назріває необхідність застосування інформаційно-технологічної інтеграції. У даний час для вирішення науково-виробничих задач на підприємствах і в організаціях розробників існують канали для обміну інформацією.

Як канали зв'язку для забезпечення інтеграції можуть бути використані існуючі лінії зв'язку (виділена телефонна лінія), а також перспективні цифрові і оптоволоконні канали.

Для забезпечення інтеграції необхідно використовувати різні сучасні стандарти на передачу інформації: FDDI, ATM, Fast Ethernet, Gigabit Ethernet.

ATM — стратегічна технологія, що надає єдину мережну інфраструктуру, «терпиму до часу». Стисло наведемо основні переваги даної технології:

а) може використовуватися для передачі різних типів інформації і одночасно підтримувати широкий спектр призначених для користувача застосувань;

б) має здатність передавати голос, дані, відео- і мультимедійний трафік по одній інфраструктурі (тобто і по локальній, і по глобальній мережах);

в) надає пропускну здатність (від 1.544 Мбіт/с до 622 Мбіт/с), що масштабується, завдяки чому організації можуть отримати необхідний їм на даний момент рівень пропускної здатності, а потім нарощувати його в міру необхідності;

г) комутація і маршрутизація ATM здійснюється апаратно, а не програмно, що забезпечує достатньо передбачену затримку між відправником і одержувачем.

3. У даний час переважає концепція переходу на змішане моделювання, що поєднує техніку параметричного і традиційного моделювання, більшість виробників CAD/CAM–систем тяжіють до застосування техніки твердотільного моделювання з погляду поліпшення візуалізації моделі.

Unigraphics Solutions посилено рекламує Solid Edge (Intergraph). Схоже, що, укріпивши свій відділ розробок цією групою програмістів, Unigraphics має намір вийти на ринок з версією основного продукту під Windows NT. При цьому для кращої сумісності двох продуктів Solid Edge міняє ядро ACIS на ядро Parasolid. Продовжує компанія і проект IMAN (Information Management) — системи ведення проекту і керування документообігом.

Як відомо, Parametric Technology (PTC) купила компанію Computervision. Проте Parametric Technology продовжуватиме проект Optegra — популярної системи керування проектом.

Розвивається пропоноване об'єднання Catia+SolidWorks.

Незважаючи на сильну конкуренцію з боку інших розробників, Catia залишається сьогодні найсильнішою системою для моделювання поверхонь.

Matra Datavision подає Euclid 3 і Euclid Quantum. Останній був розроблений на спеціально створеному ядрі CAS.CADE і припускає початкову інтеграцію об'ємного проектування, інженерного аналізу, механообробки і керування проектом.

На закінчення можна виділити напрями, за якими розвиватимуться компоненти інтегрованих комп'ютерних систем:

1. В області технічного забезпечення: використання комп'ютерних платформ, що мають високу продуктивність, підвищення ресурсів процесора і розширення пам'яті з метою прискорення рахування задач.

2. В області системного забезпечення: застосування операційних систем високого рівня, що мають високу надійність.

3. В області прикладного програмного забезпечення: розроблення CAD/CAM–систем, орієнтованих на умови інтегрованого виробництва.

4. В області мережного забезпечення: підвищення швидкості передачі інформації і використання технологій, що забезпечують одночасну передачу аудіо-, відео-, мультимедійний трафік за єдиною інфраструктурою; а також універсальних протоколів і трансляторів для забезпечення можливості обміну даними між різними системами.

Досвід роботи із застосуванням систем CAD/CAM/CAE й інформаційних систем свідчить про те, що це гарантує вирішення проблеми корінного перетворення продуктивних сил і виробничих відносин у трудових колективах, сприяє підвищенню продуктивності праці, якості освіти, інтеграції суспільних відносин, раціональному використанню підготовлених кваліфікованих фахівців.

ДОДАТОК

ТИПОВЕ ВАГОВЕ ЗВЕДЕННЯ ЛІТАКА

I. КОНСТРУКЦІЯ ЛІТАКА

1. Крило (разом із герметизацією паливних відсіків).
2. Фюзеляж (разом із герметизацією відсіків).
3. Оперення (разом із форкілями і шайбами).
4. Шасі (разом із стулками й обтічниками).
5. Фарбування.

II. СИЛОВА УСТАНОВКА

1. Двигуни (основні й допоміжні).
2. Повітряні гвинти з коками і кріпленням (для літаків із ПД і ТВД).
3. Засоби розміщення двигунів:
    а) гондоли двигунів з повітрозабірниками, повітряними каналами і реактивними соплами (якщо двигун конструктивно не пов'язаний з фюзеляжем);
    б) пілони;
    в) капоти;
    г) мотори і вузли кріплення;
    д) механізми повороту двигунів (для літаків вертикального зльоту і посадки).
4. Системи двигунів:
    а) система регулювання повітрозабірників;
    б) система вихлопу;
    в) система реверсування тяги;
    г) мастилосистема;
    д) система охолоджування;
    е) система вогнегасіння;
    ж) система керування двигунами;
    з) система контролю роботи двигунів;
    і) протиобліднювальна система силової установки.
5. Паливна система:
    а) паливні баки з протекторами;
    б) встановлювальна арматура баків;
    в) система подачі палива (паливопроводи і помпи);
    г) система наддування (інертним газом);
    д) система автоматичного керування витрачанням палива;
    е) система заправлення;

ж) система аварійного зливу;

з) система заправлення в польоті.

III. УСТАТКУВАННЯ Й КЕРУВАННЯ

1. Гідросистема:

а) джерела енергії;

б) арматура, баки, комунікації;

в) робоча рідина;

г) кріплення й експлуатаційні пристрої.

2. Пневмосистема:

а) джерела енергії;

б) арматура, балони, комунікації;

в) стиснуте повітря;

г) деталі кріплення і експлуатаційні пристрої.

3. Електроустаткування:

а) генератори і акумулятори;

б) перетворювачі енергії;

в) електропроводка, апаратура, деталі кріплення і експлуатаційні пристрої.

4. Керування літаком:

а) керування рулями і елеронами;

б) керування закрилками, передкрилками, інтерцепторами;

в) керування іншими механізмами й агрегатами (окрім силової установки).

5. Радіоустаткування:

а) апаратура радіозв'язку;

б) радіонавігаційне устаткування;

в) устаткування радіолокації;

г) системи автоматичного зльоту і посадки.

Примітка. Радіоустаткування містить комунікації, антени, апаратуру і устаткування кріплення.

6. Аеронавігаційне устаткування:

а) аеронавігаційні прилади;

б) прилади контролю роботи систем і механізмів (окрім силової установки);

в) автопілот;

г) обчислювальні пристрої, пульти, приладові дошки.

7. Протиобліднювальна система.

8. Система теплозвукоізоляції кабін і приладових відсіків.

9. Устаткування життєзабезпечення і побутове устаткування:

а) сидіння екіпажу;

б) сидіння пасажирів;

в) система кондиціонування;

г) киснева система;

д) туалети;

е) кухні і буфети (для пасажирських літаків);

ж) гардероби і багажники (для пасажирських літаків);

з) протипожежне устаткування кабін;

і) система катапультування екіпажу.

10. Спеціальне устаткування, озброєння і бронювання:

а) система автоконтролю роботи устаткування і конструкції літака;

б) гармати, кулемети з установкою (без боєзапасів);

в) деталі установки і обладнання ракетного озброєння;

г) устаткування бомбардувальне, кріплення пристроїв активного і пасивного захисту;

д) бронювання екіпажу і устаткування;

е) фотоустаткування, системи виявлення тощо;

ж) швартове (незнімне) обладнання.

IV. ПОРОЖНІЙ ЛІТАК

1. Конструкція літака.
2. Силова установка.
3. Устаткування і керування.

V. СПОРЯДЖЕННЯ І СТАНДАРТНЕ НАВАНТАЖЕННЯ

1. Екіпаж:

а) льотно-технічний склад з особистими речами;

б) допоміжний склад (бортпровідники тощо).

2. Вода в буфеті і умивальниках (пасажирські літаки).
3. Невироблюване паливо.
4. Мастило.
5. Технічні рідини, що витрачаються у польоті (наприклад, протиобліднювальна рідина).
6. Продукти харчування в буфеті пасажирського літака (з контейнерами).
7. Література для пасажирів, килими, чохли для сидінь, аптечка тощо.
8. Рятувальне устаткування (човни, аварійні трапи тощо).
9. Запасні частини, бортінструмент, чохли для агрегатів літака, сигнальні ракети.
10. Підвісні баки (без палива), комплекти знімних підвісок для спецвантажів, знімне санітарне устаткування.
11. Контейнери для багажу, вантажів і пошти.

VI. СПОРЯДЖЕНИЙ ЛІТАК

1. Порожній літак.
2. Спорядження.
3. Стандартне навантаження.

VII. ПАЛИВО

1. Витратне паливо.
2. Навігаційний запас.
3. Паливо в додаткових і підвісних баках.

VIII. ЦІЛЬОВЕ НАВАНТАЖЕННЯ

1. Бомби, торпеди, ракети.
2. Боєзапас (патрони, снаряди).
3. Спецвантажі.
4. Спорядження для фоторозвідки.

} Винищувачі бомбардувальники розвідники

5. Десантники з озброєнням і парашутами
6. Бойова техніка, включаючи витяжні й основні парашути, платформи.

} Військово-транспортні літаки

7. Пасажири.
8. Багаж, вантажі, пошта.

} Пасажирські літаки

9. Хімікати (сільськогосподарський літак).

IX. ПОВНЕ НАВАНТАЖЕННЯ

1. Спорядження і стандартне навантаження.
2. Паливо.
3. Цільове навантаження.

X. ЗЛІТНА МАСА ЛІТАКА

1. Маса порожнього літака.
2. Маса повного навантаження.

Бібліографічний список

1. CALS (Continuous Acquisition and Life cycle Support – непрерывная информационная поддержка жизненного цикла изделия) в авиастроении [Текст] / А. Г. Братухин, Ю. В. Давыдов, Ю. С. Елисеев и др., под. ред. д-ра техн. наук, проф., засл. деятеля наук РФ А. Г. Братухина. – М.: Изд-во МАИ, 2000. – 304 с.

2. Балабуев, П. В. Концепция создания тяжёлого дальнего транспортного самолёта: дис.... д-ра техн. наук/ Петр Васильевич Балабуев. – Х., 1987. – 500 с.

3. Балабуев, П. В. Глобальная информатизация – прорыв информационных (компьютерных) технологий [Текст] / П. В. Балабуев // Информационные технологии в наукоёмком машиностроении: Компьютерное обеспечение индустриального бизнеса. – К.: Техніка, 2001. – С. 64 - 83.

4. Балабуев, П. В. Проблемы и решения на принципах компьютерного обеспечения стадий жизненного цикла сложных машинотехнических систем при создании авиационной техники [Текст] / П. В. Балабуев , В. И. Матусевич // Информационные технологии в наукоёмком машиностроении: Компьютерное обеспечение индустриального бизнеса. – К.: Техніка, 2001. – С. 84 - 97.

5. Балабуев, П. В. АНТК ім. О.К. Антонова – лідер української авіапромисловості [Текст] / П. В. Балабуев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 6.–Х., 2000. – С. 4–8.

6. Муравченко, Ф. М. ЗМКБ "Прогресс" с выпускниками ХАИ в XXI век [Текст] / Ф. М. Муравченко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 6.–Х., 2000. – С. 9–14.

7. М’ялиця, А. К. Харків авіаційний сьогодні [Текст] / А. К. М’ялиця // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 6.–Х., 2000. – С. 15–20.

8. Богуслаєв, В. А. Перспективні двигуни нового покоління [Текст] / В. А. Богуслаєв // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 6.–Х., 2000. – С. 21–23.

9. Король, В. Н. Качество технологической подготовки производства авиационной техники Украины [Текст] / В. Н. Король // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 6.–Х., 2000. – С. 70–79.

10. Кривов, Г. А. Пути совершенствования авиационного производства. Технологические системы [Текст] / Г. А. Кривов // Технологические системы. – 1999. – № 1. – С. 7–10.

11. Бычков, С. А. Концепция развития компьютерных интегрированных технологий в процессе создания авиационной техники. Технологические системы [Текст] / С. А. Бычков, А. Г. Гребеников // Технологические системы". – 1999. – № 1. – С. 60–66.

12. Гребеников, А. Г. Интегрированные технологии проектирования высокоресурсных самолетных конструкций [Текст] / А. Г. Гребеников // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 7.–Х., 2000. – С. 15–37.

13. Качество и сертификация промышленной продукции [Текст]: учеб. пособие / А. Г. Гребеников, А. К. Мялица, В. М. Рябченко и др. – Х.: Харьк. авиац. ин-т,1998. – 396 с.

14. Проектирование самолетов [Текст]: учеб. для вузов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др./ под. ред. С.М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

15. Егер, С. М. Основы автоматизированного проектирования самолетов [Текст] : учеб. пособие для студентов авиационных специальностей вузов/ С. М. Егер, Н. К. Лисейцев, О. С. Самойлович. – М.: Машиностроение, 1986. – 232 с.

16. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолетов [Текст]: пер. с англ. Е.П. Голубкова/ Э. Торенбик. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.

17. Стинтон, П. Проектирование самолетов [Текст]: пер. с англ. / под ред. В.Д. Мыслинского / П. Стинтон. – К.: КР ВЦП, 1986. – 763 с.

18. Горощенко, Б. Т. Эскизное проектирование самолета [Текст]/ Б. Т. Горощенко, А. А. Дьяченко, Н. Н. Фадеев. – М.: Машиностроение, 1970. – 330 с.

19. Бадягин, А. А. Проектирование легких самолетов [Текст]: А. А. Бадягин, Ф. А. Мухамедов. – М.: Машиностроение, 1978. – 208 с.

20. Проектирование гражданских самолетов: Теории и методы [Текст]/ И. Я. Катырев, М. С. Неймарк, В. М. Шейнин и др.; под ред. Г. В. Новожилова. – М.: Машиностроение, 1991. – 672 с.

21. Основы изобретательской деятельности [Текст]: учеб. пособие / А. Г. Гребеников, П. Ф. Мороз, А. К. Мялица, В. Я. Фролов. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т "Харьк. авиац. ин-т", 1999. – 434 с.

22. Проектирование конструкций самолетов [Текст]: учеб. для студентов вузов, обучающихся по специальности "Самолетостроение" / Е. С. Войт, А. И. Ендогур, З. А. Мелик-Саркисян, И. М. Алявдин. – М.: Машиностроение, 1987. – 416 с.

23. Шульженко, М. Н. Курс конструкции самолетов [Текст]/ М. Н. Шульженко, А. С. Мостовой. – М.: Машиностроение, 1965. – 564 с.

24. Теория и практика проектирования пассажирских самолетов [Текст]: сб. науч. трудов. – М.: Наука, 1976. – 440 с.

25. Кобылянский, А. А. Методические указания к выполнению лабораторных работ по курсу "Проектирование самолетов" [Текст]/ А. А. Кобылянский, В. Н. Желдоченко, В. А. Урбанович. — Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1989. – 26 с.

26. Кобылянский, А. А. Проектирование самолетов [Текст]: учеб. пособие по лабораторному практикуму / А. А. Кобылянский, В. Н. Желдоченко, В. А. Урбанович. — Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1992. – 42 с.

27. Кобылянский, А. А. Методические указания к лабораторной работе № 10 "Подбор двигателей и проверка длины разбега", № 11 "Определение масс агрегатов

планера самолета". – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1983. – 17 с.

28. Кобылянский, А. А. Характеристики газотурбинных двигателей [Текст]: учеб. пособие/ А. А. Кобылянский, А. Г. Гребеников. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1986. – 86 с.

29. Авиарынок: Деловой авиакосмический журнал. – М.:Изд-во "Национальное обозрение",1998. – №2.

30. Александров, В. П. Воздушные винты [Текст]: учеб. пособие для авиационных вузов / В. П. Александров. – М.: Оборонгиз, 1951. – 475 с.

31. Авиация и время: Научно-популярный авиационный журнал Украины. 1992-2001. (До 1995 г. изд. под назв. "Аэрохобби").

32. Авиационные силовые установки [Текст]/ Н. Т. Домотенко, А. С. Кравец, А. И. Пугачев, Т. И. Сивашенко. – М.: Транспорт, 1970. – 352 с.

33. Холявко, В. І. Аеродинамічні характеристики літака [Текст]: навч. посібник / В. І. Холявко. – Х.: Харк. авіац. ін-т, 1998. – 80 с.

34. Анцелиович, Л. Л. Надежность, безопасность и живучесть самолета [Текст] : учеб. для студентов вузов, обучающихся по специальности "Самолетостроение"/ Л. Л. Анцелиович.– М.: Машиностроение, 1985. – 296 с.

35. Вестник авиации и космонавтики // Всерос. аэрокосм. журнал. – 1999. – № 1-4.

36. Воздушный транспорт // Реферативный журнал. Сер. Авиастроение. – М.: ВИНИТИ, 1965-1995.

37. Кобилянський, А. О. Деякі економічні характеристики літаків [Текст]: навч. посібник/ А. О. Кобилянський, В. М. Желдоченко.– Х.: Нац. аерокосм. ун-т "Харк. авіац. ін-т", 2001. – 22 с.

38. Егер, С. М. Проектирование пассажирских реактивных самолетов [Текст] : С. М. Егер. – М.: Машиностроение, 1964. – 451 с.

39. Егер, С. М. Основы авиационной техники [Текст]: учеб. / под ред. И.А. Шаталова / С. М. Егер, А. М. Матвеенко, И. А. Шаталов. –2-е изд., перераб. и доп. – М.: Изд-во МАИ, 1999. – 576 с.

40. Зубков, Б. В. Основы безопасности полетов [Текст]: учеб. пособие для средн. спец. учеб. заведений / Б. В. Зубков, Е. Р. Минаев. – М.: Транспорт, 1987. – 143 с.

41. Струков, Ю. П. Мировое самолетостроение [Текст]/ Итоги науки и техники. Сер. Авиастроение. – Т.12. – М.: ВИНИТИ, 1991. – 285 с.

42. Кашин, Г. М. Методы автоматизированного проектирования самолета [Текст]/ Г. М. Кашин, Г. И. Пшеничников, Ю. А. Флеров. – М.: Машиностроение, 1979. – 168 с.

43. Клячкин, А. Л. Теория воздушно-реактивных двигателей [Текст]: учеб. для студентов вузов гражданской авиации / А. Л. Клячкин. – М.: Машиностроение, 1969. – 512 с.

44. Кербер, Л. Л. Компоновка оборудования на самолетах [Текст]/ Л. Л. Кербер – М.: Машиностроение, 1972. – 304 с.

45. Толмачев, В. И. Методика весового расчета транспортных самолетов [Текст] : учеб. пособие по дипломному проектированию и выполнению лабораторных работ по курсу "Проектирование самолетов"/ В. И. Толмачев, С. А. Бычков. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1983. – 23 с.

46. Осин, М. И. Методы автоматизированного проектирования летательных аппаратов [Текст]/ М. И. Осин. – М.: Машиностроение, 1984. – 168 с.

47. Остославский, И. В. Аэродинамика самолета [Текст]: учеб. для авиационных вузов / И. В. Остославский. – М.: Оборонгиз, 1957. – 490 с.

48. Поликовский, В. И. Силовые установки летательных аппаратов с воздушно-реактивными двигателями [Текст]: учеб. пособие / В. И. Поликовский, Д. Н. Сурков. – М.: Машиностроение, 1965. – 261 с.

49. Пономарев, Б. А. Двухконтурные турбореактивные двигатели [Текст]/ Б. А. Пономарев. – М.: Воениздат, 1973. – 123 с.

50. Проектирование самолетов [Текст]/ А. А. Бадягин, С. М. Егер, В. Ф. Мишин, и др. – М.: Машиностроение, 1972. – 516 с.

51. Кобылянский, А. А. Проектирование самолетов [Текст]: учеб. пособие по преддипломному курсу "Определение взлетной массы самолета в третьем приближении/ А. А. Кобылянский. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1996. – 23 с.

52. Региональный пассажирский самолет Антонов-140: Краткое техническое описание. – К.: АНТК им. О.К. Антонова, 1997. – 102 с.

53. Скубачевский, Г. С. Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчет двигателей [Текст]/ Г. С. Скубачевский. – 5-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1981. – 550 с.

54. Техническая информация [Текст] // Новости зарубежной науки и техники. Сер. Авиационная и ракетная техника. – М.: ЦАГИ, 1965-1993.

55. Скрипниченко, С. Ю. Транспортные самолеты с крылом изменяемой геометрии [Текст]/ С. Ю. Скрипниченко. – М.: Транспорт, 1969. – 96 с.

56. Цихош, Э. Сверхзвуковые самолеты [Текст]: справ. руководство : пер. с польск./ Э. Цихош. – М.: Мир, 1983. – 432 с.

57. Шейнин, В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов [Текст] / В. М. Шейнин, В. И. Козловский. – М.: Машиностроение, 1977. – Т.1. Весовой расчет самолета и весовое планирование. – 344 с.

58. Шейнин, В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов [Текст] / В. М. Шейнин, В. И. Козловский. – М.: Машиностроение, 1977. – Т.2. Расчет центровки и моментов инерции самолета. Весовой анализ. – 208 с.

59. Экспресс-информация ВИНИТИ. Сер. Авиастроение. – М., 1980-1993.

60. Югов, О. К. Основы интеграции самолета и двигателя [Текст]/ под общ. ред. О.К. Югова / О. К. Югов, О. Д. Селиванов. – М.: Машиностроение, 1989. – 304 с.

61. Информационные технологии в наукоёмком машиностроении [Текст]/ под общ. ред. А. Г. Братухина. – К.: Техніка, 2001. – 728 с.

62. Кива, Д. С. Концепция создания легкого многоцелевого самолета короткого взлета и посадки: дис…. д-ра техн. наук в форме науч. доклада: 05.07.02 / Д. С. Кива. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1990. – 510 с.

63. Гайдачук, В. Е. Особенности создания авиационных конструкций из композиционных материалов [Текст]:учеб. пособие / В. Е. Гайдачук, Д. С. Кива, В. И. Рябков. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1997. – 137 с.

64. Васкевич, Д. Стратегия клиент-сервер. Руководство по выживанию [Текст] / Д. Васкевич. – М.: Диалектика, 1996. – 64 с.

65. Вейцбаум, Д. Возможности вычислительных машин и человеческий разум [Текст] / Д. Васкевич.– М.: Мир, 1982. –81 с.

66. Виссема, Х. Менеджмент в подразделениях фирмы [Текст] / Х. Виссема. – М.: Финансы и статистика, 1997. – 66 с.

67. Гаузнер, Н. Инновационная экономика и человеческие ресурсы [Текст] / Н. Гаузнер , Н. Иванов // Мировая экономика. – М.,1994. – №4.

68. Громов, Г. Р. Информационные технологии [Текст] / Г. Р. Громов. – М.: ИнфоАрт, 1992. – 331 с.

69. Мипьнер, Б. Г. Теория организации [Текст] / Б. Г. Мипьнер. – М.: Инфра, 1999. – 49 с..

70. Роджерс, Ф. ИБМ. Взгляд изнутри [Текст] / Ф. Роджерс. – М.: Прогресс ,1995. – 49 с.

71. Хаммер, М. Реинжиниринг корпорации. Манифест революции в бизнесе [Текст] / М. Хаммер, Д. Чампи. – М., 1996. Концепция разработки и внедрения CALS-технологий в отраслях промышленности государств - участников СНГ/Проект. – 2000.

72. Проектирование самолетов [Текст] / А. Г. Гребеников, А. А. Кобылянский, В. Н. Король и др. – Лабораторный практикум. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", 2002. – 176 с.

73. Компьютерные технологии проектирования [Текст]: консп. лекций/ А. Г. Гребеников, А. А. Кобылянский, Ю. В. Железняков и др.– Ч. 1. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", 2000. – 172 с.

74. Компьютерные технологии проектирования [Текст]: консп. лекций/ А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, В. В. Парфенюк и др. – Ч. 2. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", 2001. – 499 с.

75. Компьютерные технологии проектирования [Текст]: лаб. практикум/ А. Г. Гребеников, А. А. Кобылянский, Ю. В. Железняков и др.– Ч. 1. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", 2001. – 103 с.

76. Моделирование объектов авиационной техники с помощью компьютерных систем[Текст]: лаб. практикум/ А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный, В. В. Парфенюк и др. – Ч. 1. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", 2002. – 181 с.

77. Анализ напряженно-деформированного состояния авиационных конструкций с помощью системы ANSYS [Текст]: учеб. пособие / А. Г. Гребеников, С. П. Светличный, В. Н. Король, В. Н. Анпилов.– Ч. 1. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", CADFEM GmbH, АНТО "КНК", 2002. – 310 с.

78. Моделирование авиационных конструкций с помощью системы КОМПАС-ГРАФИК 5.Х [Текст]: учеб. пособие / И. Г. Волокитин, А. Г. Гребеников, А. К. Мялица, О. Н. Лысенко. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", АО "АСКОН", АНТО "КНК", 2002. –285 с.

79. Інженерні основи функціонування і загальна будова аерокосмічної техніки [Текст] : підруч. для вищих навч. закладів (напрям "Авіація і космонавтика")/ В. С. Кривцов, Я. С. Карпов, М. М. Федотов. –. Ч. 1. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", 2002. – 468 с.

80. Інженерні основи функціонування і загальна будова аерокосмічної техніки [Текст]: підруч. для вищих навч. закладів (напрям "Авіація і космонавтика")/ В. С. Кривцов, Я. С. Карпов, М. М. Федотов. – Ч. 2. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", 2002. – 723 с.

81. Авиационные правила. Ч. 25: Нормы летной годности самолетов транспортной и пассажирской категории. – М.: Межгос. авиац. комитет. Летно-исследовательский институт им. М. М. Громова, 1994. – 322 с.

82. Воздушный кодекс Украины // Ведомости Верховной Рады Украины, 1993. – К.: Изд-во Верховной Рады Украины, №5.

ЗМІСТ

Введення.	**Особливості розвитку авіаційного промислового комплексу в країнах СНД**	**3**
Глава 1.	**Методологічні основи загального проектування**	**69**
	1.1. Організація процесу проектування і його етапи	69
	1.2. Теоретичні основи проектування	101
	1.3. Основні положення методології автоматизованого проектування	127
Глава 2.	**Попередній проектний аналіз літака**	**163**
	2.1. Початкові дані для проектування літака і розробка вимог до літака	163
	2.2. Силові установки літаків і вимоги до них	195
Глава 3.	**Параметричний аналіз літака**	**277**
Глава 4.	**Аналіз і синтез схем літаків**	**348**
	4.1. Вибір загальної схеми літака	348
	4.2. Аналіз і вибір схеми дозвукових неманеврених літаків	374
	4.3. Аналіз і вибір схеми маневрених літаків	409
Глава 5.	**Визначення маси літака і основних його параметрів**	**437**
	5.1. Розрахунок маси літака в нульовому наближенні	437
	5.2. Розрахунок маси літака в першому наближенні	442
	5.3. Розрахунок маси пасажирського і транспортного літака з ТРДД	449
	5.4. Розрахунок маси пасажирського і транспортного літака з ТГД	460
	5.5. Розрахунок маси маневреного літака	475
	5.6. Розрахунок маси літака в третьому наближенні	493
	5.7. Аналіз розрахунків мас літаків і їх складових частин	511
	5.8. Алгоритм вибору геометричних параметрів пасажирського літака з ТГД	536
	5.9. Компонування і центрування літака	551

Глава 6. Особливості проектування літаків різних типів 622

6.1. Особливості проектування пасажирських літаків 622

6.2. Особливості створення важкого дальнього транспортного літака 662

6.3. Оцінка і оформлення попереднього проекту 695

6.4. Аналіз аеродинамічних і експлуатаційних характеристик літака 706

Глава 7. Інтегровані технології проектування 737

7.1 Поняття " "ТЕХНОЛОГІЯ" 737

7.2 Поняття "ІНФОРМАЦІЙНІ ТЕХНОЛОГІЇ" 738

7.3 Поняття "CALS-ТЕХНОЛОГІЇ" 743

7.4 Інформаційний простір: розстановка сил 745

7.5 Діяльність фірми "АНТОНОВ" 748

7.6 CALS-товариство і Україна 752

7.7 Стратегія і практика АНТК "АНТОНОВ" у створенні літаків "АН" на основі повного електронного визначення виробу 753

7.8 Сучасні технології проектування елементів авіаційної техніки 768

Додаток 803

Бібліографічний список 807

Навчальне видання

Балабуєв Петро Васильович
Бичков Сергій Андрійович
Гребеніков Олександр Григорович та ін.

ОСНОВИ ЗАГАЛЬНОГО ПРОЕКТУВАННЯ ЛІТАКІВ З ГАЗОТУРБІННИМИ ДВИГУНАМИ

Редактор Т. Г. Кардаш

Переклад з української мови: М. В. Кириленко, І. В. Петрова, О. М. Столярчук, О. М. Чмовж, С. М. Шаповалов

Зв. план, 2015
Підписано до друку 22.06.2015
Ум. друк. арк. 45,3. Обл.-вид. арк. 50,09. Електронний ресурс

Видавець і виготовлювач
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
"Харківський авіаційний інститут"
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17
http://www.khai.edu
Видавничий центр "ХАІ"
izdat@khai.edu
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів
видавничої продукції сер. ДК № 391 від 30.03.2001