ПРОЕКТУВАННЯ ВАЖКИХ ОДНОГВИНТОВИХ ВЕРТОЛЬОТІВ ТА ЇХ ТРАНСМІСІЙ

Частина 1

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
"Харківський авіаційний інститут"

ПРОЕКТУВАННЯ ВАЖКИХ ОДНОГВИНТОВИХ ВЕРТОЛЬОТІВ ТА ЇХ ТРАНСМІСІЙ

Частина 1

Підручник

Харків «ХАІ» 2018

УДК 629.735.45.02.01
П79

Колектив авторів:
О. Г. Гребеніков, А. М. Гуменний, А. І. Долматов, В. М. Доценко,
Ю. В. Дьяченко, С. В. Єпіфанов, Я. С. Карпов, Є. Д. Ковальов,
Л. І. Лосєв, С. Є. Маркович, В. Т. Сікульський, С. В. Трубаєв,
В. О. Удовенко, В. В. Усик, В. А. Урбанович, М. М. Федотов

Рецензенти: д-р техн. наук, проф. О. Р. Черановський,
д-р техн. наук, проф. В. В. Буланов

Проектування важких одногвинтових вертольотів та їх
П79 трансмісій. Ч. 1 [Електронний ресурс] : підручник / О. Г. Гребеніков,
А .М. Гуменний, А. І. Долматов та ін. – Харків : Нац. аерокосм. ун-т
ім. М. Є. Жуковського "Харків. авіац. ін-т", 2018. – 361 с.

Наведено аналіз використання вертольотів у сучасному світі, стан і перспективи їх розвитку, критерії ефективності. Викладено вимоги норм льотної придатності гвинтокрилих апаратів транспортної категорії (АП29) до системи приводу гвинта. Проаналізовано аеродинамічні схеми вертольотів і вибір їх основних параметрів, викладено методику розрахунку маси, компонування і центрування вертольота. Описано проектування частин вертольота, його силових установок. Подано наукові основи визначення аеродинамічних характеристик і зовнішніх навантажень.

Для студентів спеціальностей "Літаки і вертольоти", "Технологія літако- і вертольотобудування" і фахівців у галузі проектування і будівництва вертольотів.

Іл. 186. Табл. 12. Бібліогр.: 98 назв

УДК 629.735.45.02.01

© Колектив авторів, 2018
© Національний аерокосмічний
університет ім. М. Є. Жуковського
"Харківський авіаційний інститут", 2018

ПЕРЕДМОВА

З кожним роком розширюються галузі застосування вертольотів, неухильно зростають обсяги виконуваних ними робіт. При цьому витрати на виробництво і експлуатацію вертольотів уже стають відчутними в масштабах країни. У зв'язку з цим слід особливо ретельно вибирати параметри щойно зпроектованих вертольотів, особливо важких.

Підручник присвячений питанням проектування важких одногвинтових вертольотів та їх трансмісій. Запропоновано короткий огляд вертольотів у сучасному світі, стан і перспективи їх розвитку, проаналізовано аеродинамічні схеми вертольотів.

У роботі викладено основи загального проектування, що вміщують вибір критеріїв ефективності, аеродинамічної схеми, визначення основних параметрів, розрахунок злітної маси всього вертольота і його частин, включно з елементами трансмісії. Розглянуто питання вибору двигунів, розроблення компонування та розрахунку центрування вертольота. З урахуванням вимог норм льотної придатності гвинтокрилих апаратів до системи приводу гвинта (трансмісії) (АП-29) викладено методики визначення навантажень на вертоліт і його агрегати. Розглянуто також визначення аеродинамічних і льотно-технічних характеристик важкого одногвинтового вертольота. Надано методику проектування трансмісії. У роботі наведено аналіз компонувальних схем трансмісії, викладено методики проектування редукторів (головного з передачею великої потужності і великим передавальним відношенням, проміжного і хвостового), трансмісійних валів і вала несучого гвинта. Наведено алгоритми проектування таких деталей і вузлів, як шестерні, муфти, підшипники. Особливу увагу приділено питанням підвищення ресурсу і забезпечення надійності трансмісії. В межах комплексного підходу наведено також матеріали з технології монтажу трансмісії і розроблення посібника щодо технічної експлуатації трансмісії (на прикладі вертольота Мі-26). Як узагальнювальний розділ викладено методологію інтегрованого проектування і моделювання вертольотів та їх трансмісій.

Автори сподіваються, що книга буде корисною для студентів авіаційних спеціальностей і робітників, які працюють над проектуванням вертольотів.

Розділ 1. ВЕРТОЛЬОТИ В СУЧАСНОМУ СВІТІ, СТАН І ПЕРСПЕКТИВИ ЇХ РОЗВИТКУ

Минуло 100 років відтоді, як відірвався від землі перший у світі вертоліт братів Бреге і професора Ріше, а потім відбувся справжній підйом вертольота Кореню (Франція).

Початок практичного вертольотобудування припадає на 1940-ві роки. За минулі десятиліття в СРСР, США, а також у Великій Британії, Франції, Італії, Німеччині, Японії та інших країнах вертольотобудування виникло як складова частина авіаційної промисловості і успішно розвивається, об'єднуючи дослідно-конструкторські бюро, серійні заводи і науково-дослідні інститути з потужною виробничою і експериментальною базами. За цей час вертольоти набули найбільшого поширення в народному господарстві, особливо у збройних силах, де виробництво воєнних вертольотів не поступається виробництву воєнних літаків. Відтак якісно змінився парк військової авіації, в якому кількість військових вертольотів різних типів нині перевершує кількість військових літаків.

Вертольоти, як правило, мають подвійне призначення: їх використовують у воєнних і цивільних цілях як легкі багатоцільові, середні та важкі транспортні апарати і літаючі крани. Пасажирські вертольоти мають обмежене використання. Зате широко використовуються спеціалізовані воєнні вертольоти, серед яких бойові і транспортно-бойові, протичовнові, пошуково-рятувальні, вертольоти ДРЛО, розвідувальні і зв'язкові. У свою чергу, військові та цивільні вертольоти поділяють на вертольоти наземного і корабельного базування.

Загальна кількість побудованих у всьому світі вертольотів, за уточненими даними на 1997 рік [1], наближається до 110 000. Причому понад 24 000 вертольотів було вироблено в СРСР і 6200 – за ліцензіями Росії в Китаї та Польщі, тобто спільне виробництво вертольотів країн СНД перевищило 30000. Найбільше виробництво вертольотів, понад 55 000, має США, а на решту країн припадає 23000 вертольотів, зокрема у Франції – 8900 вертольотів, в Італії – 4750, Великій Британії – 2400, Німеччині – 2100, Японії – 1600, Канаді – 950, Китаї – 600, Індії – 460, Індонезії – 400, Румунії – 360, Бразилії – 270 і 1000 вертольотів в Аргентині, Югославії, Тайвані, Швейцарії, Австрії, Сінгапурі. Докладніші відомості про серійне виробництво вертольотів наведено в табл. 1.1 [1], у якій показано розподіл серійного виробництва за країнами із зазначенням усіх фірм-виробників і збудованих ними вертольотів, їхньої злітної маси і вантажопідйомності. У таблиці вказано також схеми, за якими збудовано вертольоти, і стан їхнього виробництва. Якщо до цих даних додати 10000–12000 вертольотів, які за прогнозами розвитку світового вертолітного ринку передбачалося створити за період 1998-2007 років, то загальна кількість збудованих вертольотів становить 120 000.

У табл. 1.1 позначено також будування вертольотів за ліцензією, з якої видно, що тільки в США і Росії було розпочато багатосерійне виробництво вертольотів, а в решті країн, навіть таких розвинених, як Велика Британія, Франція, Італія та Німеччина, де були розроблені свої оригінальні вертольоти, багатосерійне виробництво розпочиналося за ліцензіями, одержаними у США. Надалі ці країни вже самі надавали ліцензії на серійне виробництво своїх вертольотів в інші країни: Австралію, Аргентину, Бразилію, Індію, Індонезію, Іспанію, Китай, Сінгапур, Тайвань і Японію. Виробництво за ліцензією російських вертольотів здійснювалося в Китаї, Польщі та Румунії.

Подібно до того, як у літакобудуванні в результаті багатьох років пошуку і розроблення різних схем найпоширенішою стала схема моноплана, у вертольотобудуванні домінує одногвинтова схема з рульовим гвинтом, за якою збудовано 93 % всіх споруджених вертольотів. Решту складають двогвинтові співвісні вертольоти і двогвинтові вертольоти поздовжньої, співвісної і перехресної схем.

Якщо проаналізувати наведений у табл. 1.1 розподіл вертольотів за вантажопідйомністю і кількістю місць, то можна побачити, що легкі 2–3- і 4–5-місні вертольоти становлять значну частину всіх побудованих вертольотів – 58 %, тоді як у Росії на них припадає тільки 13 %; 6 – 16-місні вертольоти становлять 36 %, а в Росії 45 %, 20–40-місні за рубежем становлять менше 6 %, а в Росії понад 38 %, тобто більше майже в 7 разів. Важкі вертольоти на 50–60 місць типу Мі-6 і Мі-26 створені тільки в СРСР.

Розподіл виробництва вертольотів у СРСР та в інших країнах за схемами і вантажопідйомністю показано на рис. 1.1 і 1.2.

1.1. СЕРІЙНЕ ВИРОБНИЦТВО ВЕРТОЛЬОТІВ У СВІТІ (за статистичними даними на середину 1997 р.)(табл. 1.1) [1]

Таблиця 1.1

Країна, фірма і позначення вертольота	Схема	Кіль-кість місць	Макси-мальна злітна маса, т	Роки вироб-ництва	Кількість побудо-ваних верто-льотів	Стан виробництва
СРСР – Росія МВЗ ім. Міля						
Мі-1	Одногвин-това	3	2,55	1950–1965	2694	Серійний випуск припинено
Мі-2	Здійснювалося за ліцензією в Польщі					
Мі-4	»	14–18	7,55	1952–1979	3307	»
Мі-6	»	65	42,5	1959–1981	926	»

Продовження табл. 1.1

Країна, фірма і позначення вертольота	Схема	Кіль-кість місць	Макси-мальна злітна маса, т	Роки вироб-ництва	Кількість побудо-ваних верто-льотів	Стан виробництва
Мі-8	»	24–28	11.1	З 1965	8160	Випускається серійно
Мі-10	»	28	43,5	1967–1975	55	Серійний випуск припинено
Мі-14	»	12	14	1975–1986	273	»
Мі-17	»	26–30	13	З 1982	2900	Випускається серійно
Мі-24	**»**	2–10	11,5	З 1970	3334	**»**
Мі-26	**»**	80	56	З 1980	280	**»**
Мі-28	**»**	2	11,5	Дослідний	5	Проходить льотні випробування
Мі-34	»	4	1,45	З 1993	15	Випускається серійно
					21949	
«Камов» Ка-8 і -10	Двогвинто-ва співвісна	1	0,4	1952–1954	15	Серійний випуск припинено
Ка-15 і -18	»	2–3	13	1953–1964	450	»
Ка-25	»	2	7,3	1964–1975	275	»
Ка-26	»	2–8	3,25	1964–1977	816	»
Ка-126 і -226	»	2–8	3,1	Дослідний	10	Проходить випробування
Ка-27, Ка-29 і Ка-31	»	3	11,5–12,5	З 1977	350	Випускається серійно
Ка-32	»	3–18	11–12,6	З 1985	132	»
Ка-50/52	»	2	10,8	З 1992	10	»
					2058	
ОКБ ім. Яковлєва Як-1А	Двогвин-това поздовжня	20	14	1952–1955	40	Серійний випуск припинено
		–	Разом у всіх ОКБ Росії 24 047			
США «Сікорський» R-4 і R-6	Одногвин-това	2–3	1,2	1943–1946	441	Серійний випуск припинено
S-51hS-52 (H-5h H-18)	»	4–5	2,6	1947–1951	415	»
S-55 (H-19)	»	6–8	3,6	1951–1960	1282	»
S-56 (H-37)	»	26	14,6	1956–1960	156	»
S-58 (H-34)	»	12–16	5,9	1956–1964	1821	»
S-61 (H-3)	»	22–28	8,5–9,8	1962–1980	796	»

Продовження табл. 1.1

Країна, фірма і позначення вертольота	Схема	Кіль-кість місць	Макси-мальна злітна маса, т	Роки вироб-ництва	Кількість побудо-ваних верто-льотів	Стан виробництва
S.62 (H-52)	Одногвин-това	10–12	3,7	1962–1969	151	Серійний випуск припинено
S-64 (H-54)	Одногвин-товий літальний кран	9	19	1964–1971	100	»
S-65 (H-53)	Одногвин-това	24–38	19–22	1967–1976	522	Серійний випуск припинено, модернізується
S-80 (H-53E)	»	44–45	31,6	З 1979	222	»
S-70 (H-60)	»	12–20	8–10	З 1978	2000	Випускається серійно
S-76 (H-76)	»	8–12	4,4–5,3	З 1979	460	»
1RAH-66	»	2	5,8–7,9	З 2001	8 тестових	Проходить випробування, замовлено 1292 вертольоти
			8372			
«Белл Гелікоптер»						
Белл 47 (H-13)	Одногвин-това	2–3	1,35	1946–1975	5127	Серійний випуск припинено
Белл 61 (HS1-1)	Двогвин-това поздовжня	10–12	7	1953–1955	78	»
Белл 204 (UH-1A)	Одногвин-това	8–10	3,7–4,3	1958–1970	2098	»
Белл 205 (UH-ID)	»	10–14	4,3–4,9	1963–1984	10 732	Серійний випуск припинено, модернізується
Белл 212/412 (UH-1N)	»	12–16	5,1–5,4	1970–1991	723	»
Белл 214	»	16–20	7,95	1975–1991	512	Серійний випуск перенесено до Канади
Белл 206 (BIH-58)	Одногвин-това	4–5	1,4–1,85	1967–1991	7305	Серійний випуск перенесено до Канади, модернізується
Белл 209 (AH-1G, Q, S, F)	»	2	4,3–4,6	1967–1979	1560	Серійний випуск припинено, модернізується
Белл 209 (AH-1J, T і W)	»	2	4,5–6,4	1971–1991	350	»

Продовження табл. 1.1

Країна, фірма і позначення вертольота	Схема	Кіль-кість місць	Макси-мальна злітна маса, т	Роки вироб-ництва	Кількість побудо-ваних верто-льотів	Стан виробництва
Белл 222/230	»	6–11	3,8	1980–1991	200	Серійний випуск перенесено до Канади
					26 672	
«Боїнг-Вертол-Пясецький»						
PV.3/44 (H-21)	Двогвинто-ва поздовжня	12–16	6	1947–1966	715	Серійний випуск припинено
PV.14/18 (H-25)	»	4–5	2,6	1951–1955	390	»
V.107 (H-46)	»	25	9–10,5	1958–1970	677	Серійний випуск припинено, модернізується
V.114 (H-47)	»	33–44	15–21	1962–1978	805	»
					2597	
«Брентлі – Хайно»						
B-2/B-305M	Одногвин-това	1–2.	0,8–1,3	1959–1974	400	Серійний випуск припинено
«Джайро-дайн»						
QH-50	Двогвин-това співвісна	Беспі-лотний	1	1962–1968	800	Серійний випуск припинено
«Камаї»						
НТК/НОК/Н-43	Двогвин-това перехрес-на	3–8	1,4–4,1	1952–1959	387	»
H-2	Двогвин-това перехрес-на	6–12	5–6,1	1960–1974	242	Серійний випуск припинено, модернізується
«К-Мако»	Двогвин-товий перехрес-ний літальний кран	2	5,2	1994-цей час	6	Випускається серійно
					635	

Продовження табл. 1.1

Країна, фірма і позначення вертольота	Схема	Кіль-кість місць	Макси-мальна злітна маса, т	Роки вироб-ництва	Кількість побудо-ваних верто-льотів	Стан виробництва
«Робінсон» R-22 R-44	Одногвин-това »	1–2 2–4	0,6 1,06	З 1979 З 1993	2500 270	Випускається серійно »
					2770	
«Роджерсон» – «Ферчайлд» – «Химер» Н.12 (Н-23) FH.1100 (Н-5)	Одногвин-това »	2–3 4–5	1,25 1,45	1952–1966 З 1965	2391 274	Серійний випуск припинено Випускається серійно
					2585	
«Енстром» F-28/F-280 «Х'юз» – «Макдон-нелл» «Дугпас» Н-269/300 (Н-55) MD 500 (Н-6) MD 520/600 АН-64	Одногвин-това Одногвин-това » » »	2–3 1–2 4–5 5–8 2	1 0,9 1,35 1,75–2,7 9,5	З 1966 1960–1978 З 1960 З 1991 1979–1994	1000 3300 4940 80 937	Випускається серійно Серійний випуск припинено Серійний випуск припинено, модернізується Випускається серійно Серійний випуск припинено, модернізується
					9257	
«Цессна»	Одногвин-това	2–3	1,35	1956–1960	28	Серійний випуск припинено
			Загальна кількість у всіх фірмах США		55 116	
Велика Британія «Уестленд» Белл 47 WS-51 «Уїджен»	 Одногвин-това »	 2–3 4–5	 1–3 2,6	 1964–1971 1948–1963	 100 139	 Випуск припинено »

Продовження табл. 1.1

Країна, фірма і позначення вертольота	Схема	Кіль-кість місць	Макси-мальна злітна маса, т	Роки вироб-ництва	Кількість побудо-ваних верто-льотів	Стан виробництва
WS-55 «Уірлуїнд»	»	6–8	3,6	1955–1960	400	Випуск припинено, знятий з озброєння
«Уессекс»	»	10–12	5,7	1958–1970	376	Випуск припинено
«Сі Кінг» і «Коммандо»	»	22–28	9,75	1966–1994	328	Випускається серійно
«Скаут» і «Уосп»	»	4–5	2,9	1963–1968	293	Випуск припинено
«Лінкс»	»	6–12	3,75	З 1971	440	Випускається серійно
					2076	
«Брістоль» 171	Одногвин-това	4–5	2,45	1949–1959	178	Випуск припинено, знятий з озброєння
«Сікамор» 173/192	Двогвин-това поздовжня	12–25	8,6	1960–1963	26	»
					204	
«Саундерс-Ро» «Скітер»	Одногвин-това	1–2	1	1950–1957	130	Випуск припинено, знято з озброєння
Загальна кількість у всіх фірмах Великої Британії					2410	
Франція «SNCASE»/ «Аероспась-яль»/ «Єврокоп-тер» S-55 (за ліцензією)	Одногвин-това	6–8	3,6	1952–1956	86	Випуск припинено, знято з озброєння
S-58 (за ліцензією)	»	10–12	5,6	1958–1965	166	»
«Джин»	Одногвин-това	1–2	0,8	1953–1957	178	Випуск припинено, знято з експлуатації
«Алуетт» I і II		4	1,6	1952–1975	1305	Випускається серійно
«Алуетт» III		6–8	2,12	1962–1982	1398	»
«Лама»		4–5	1,95	1970–1996	407	»

Продовження табл. 1.1

Країна, фірма і позначення вертольота	Схема	Кіль-кість місць	Макси-мальна злітна маса, т	Роки вироб-ництва	Кількість побудо-ваних верто-льотів	Стан виробництва
«Супер Фрелон»		30	12,5	1965–1966	97	Випуск припинено
«Пума»		12–18	6,4–7,4	1968–1980	714	»
«Супер Пума»		21–25	8,6–9	З 1980	400	Випускається серійно
«Газель»		4–5	1,8	1969–1990	1223	Випуск припинено
«Дофен» і «Пантера»		10	3	З 1975	565	Випускається серійно
«Екюрей» AS.350		4–5	1,9	З 1978	1816	»
«Туїн Стар» AS.355		5–6	2,3	З 1980	550	»
Загальна кількість у всіх фірмах Франції					8905	
Польща «PZL»						
Мі-2 (за ліцензією)	Одногвин-това	8–10	3,7	1965–1992	5440	Випуск припинено
W-3 «Сокіл»	»	12	6,4	З 1993	70	Випускається серійно
					5510	
Італія «Агусто»						
АВ-47 (за ліцензією)	Одногвин-това	2–3	1,35	1956–1974	1120	Випуск припинено
АВ-206 (за ліцензією)	»	4–5	1,45	З 1965	1150	»
АВ-204/205/ 212/412 (за ліцензією)	»	6–12	4,3–5	З 1963	1271	Випускається серійно
ASH-3D (за ліцензією)	»	22–28	9,8	1967–1981	144	Випуск припинено
NH-500 (за ліцензією)	Одногвин-това	4–5	1,35	З 1972	230	Випускається серійно
А. 109	»	8	2,75	З 1976	550	»
А. 129	»	2	3,95	З 1986	45	»
					4510	
«Меридіоналі» СН-47С	Двогвинто-ва поздовжня	35–44	15–21	З 1970	200	Випускається серійно
«Сильвер-крафт» SH-4	Одногвин-това	2–3	0,85	1968–1974	45	Випуск припинено
Загальна кількість у всіх фірмах Італії					4755	

Продовження табл. 1.1

Країна, фірма і позначення вертольота	Схема	Кіль-кість місць	Макси-мальна злітна маса, т	Роки вироб-ництва	Кількість побудо-ваних верто-льотів	Стан виробництва
Німеччина «Дорньє» Белл UH-1D	Одногвин-това	6–12	4,3	1964–1971	352	Випуск припинено
«VFW-S-65 (H-53)	»	24–38	19	1971–1978	112	»
Індонезія (за ліцензією) NB412	Одногвин-това	12–16	5,4	1984–1995	18	Випуск припинено
NSA 330/332	»	21–25	6,4–7,4	1981–1995	27	»
NBo.105	»	4–6	2,3	З 1976	140	Випускається серійно
NBK.117	»	6–10	3,2	З 1985	220	»
					405	
Румунія «IAR – «Єврокоптер» (за ліцензією) «Алуетт» III	Одногвин-това	4–5	2,2	1968–1986	200	Випуск припинено
IAR 330 «Супер Пума»	»	12–18	6,4–7,4	З 1977	160	Випускається серійно
					360	
Бразилія «Гелібраз» (за ліцензією) «Алуетт»/ «Лама» AS.350/550	Одногвин-това »	4–5 4–5	1,95 1,9	1968–1986 З 1980	52 215	Випуск припинено Випускається серійно
					267	
Югославія (за ліцензією) SA.340 і «Газель»	Одногвин-това	4–5	1,8		220	Випуск припинено
Південна Корея (за ліцензією) MD. 500	Одногвин-това	4–5	1,36		198	Випуск припинено
Іспанія CASA (за ліцензією)						

Закінчення табл. 1.1

Країна, фірма і позначення вертольота	Схема	Кіль-кість місць	Макси-мальна злітна маса, т	Роки вироб-ництва	Кількість побудо-ваних верто-льотів	Стан виробництва
CASA Bo.105 Тайвань (за ліцензією)	Одногвин-това	4–6	2,3	1974–1980	143	Випуск припинено
Белл 205 Аргентина (за ліцензією)	Одногвин-това	10–14	4,3–4,9		118	Випуск припинено
MD.500 Швейцарія (за ліцензією)	Одногвин-това	4–5	1,36		78	Випуск припинено
«Алуетт» III Філіппіни (за ліцензією)	Одногвин-това	6–8	2,2		60	Випуск припинено
Bo. 105 Австралія (за ліцензією)	Одногвин-това	4–6	2,3		60	Випуск припинено
Белл 206 Сінгапур (за ліцензією)	Одногвин-това	4–5	1,36		56	Випуск припинено
AS.332	Одногвин-това	21–25	6,4–7,4		17	Випуск припинено
Загальна кількість у всіх фірмах і країнах за кордоном					83953	

Сучасне вертольотобудування характеризується вертольотами вже четвертого і п'ятого поколінь.

Вертольоти мають такі особливості розвитку вертольотобудування:

– більша швидкість польоту завдяки зменшенню лобового опору і розробленню високоефективних гвинтів, що здатні використовувати більші потужності силової установки на підвищеній швидкості;

– збільшення відносної маси комерційного навантаження шляхом вдосконалення ефективності НВ на режимі висіння і зменшення маси порожнього вертольота шляхом використання нових конструкційних матеріалів;

– зменшення кілометрових витрат палива за допомогою поліпшення обтічності фюзеляжу і скорочення питомої витрати палива двигунів;

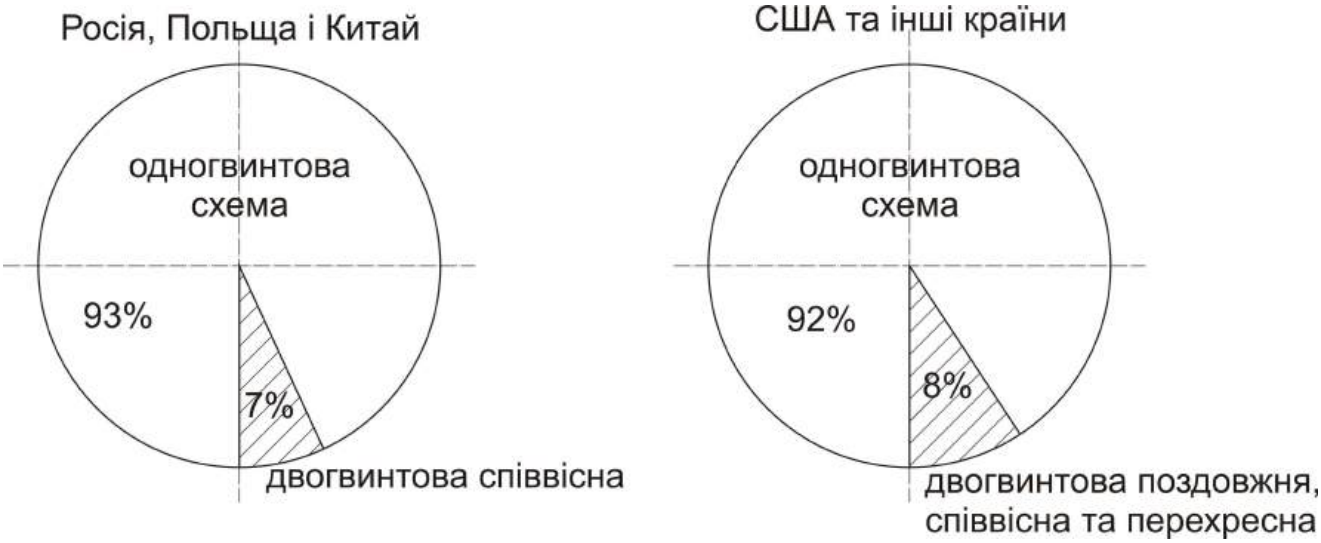
– більша ефективність виконання польотних завдань, підвищення живучості та надійності завдяки впровадженню конструкцій з КМ;

– зниження робочого навантаження на пілота шляхом комплексного впровадження електронних систем;

– зменшення кількості льотного і технічного персоналу.



а



б

Рис. 1.1. Розподіл виробництва вертольотів:
а – за країнами, б – за схемами

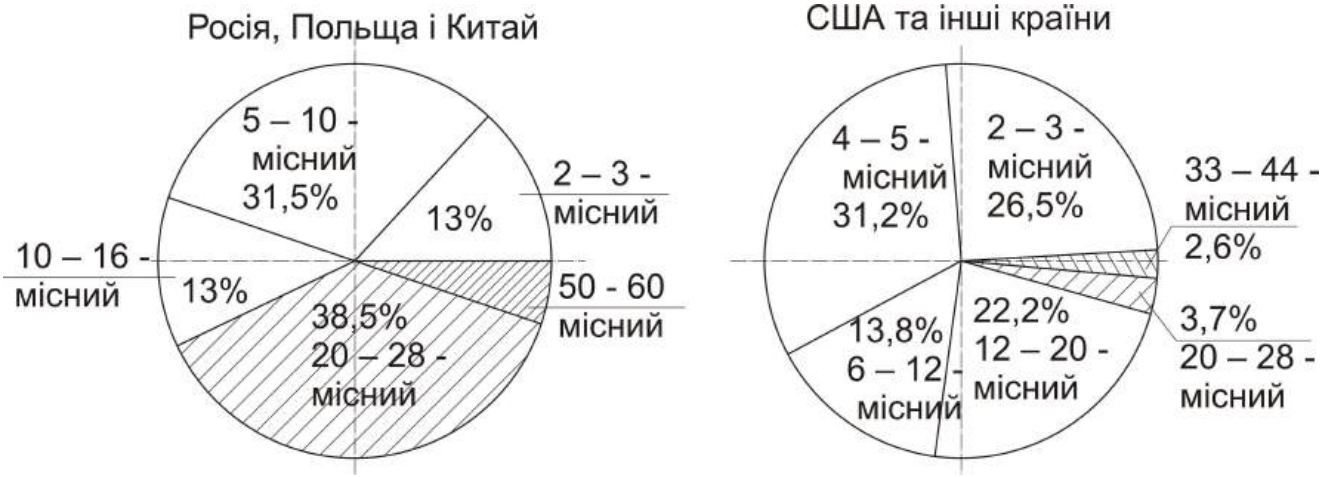


Рис. 1.2. Розподіл вертольотів за вантажопідйомністю

1.2. ВЕРТОЛЬОТИ ЧЕТВЕРТОГО І П'ЯТОГО ПОКОЛІНЬ

Вертольоти четвертого і п'ятого поколінь мають вдосконалену конструкцію з широким використанням композиційних матеріалів, поліпшеними аеродинамічними формами, що забезпечують зменшення шкідливого опору і підвищення еквівалентної аеродинамічної якості. У Росії до вертольотів нових поколінь належать вертольоти Мі-26, Мі-28, Мі-34 і Мі-38 МВЗ М. Л. Міля і вертольоти Ка-50 і Ка 62 ОКБ М. І. Камова (розвиток бойових вертольотів включно із Мі-28 і Ка-50 подано в окремому розділі). Слід зазначити, що класифікація вертольотів за поколіннями є значною мірою умовним. Найбільш успішним досягненням вертольотобудування слід вважати створення важкого вертольота Мі-26.

Компонування вертольота Мі-26 є аналогічним компонуванню вертольоту Мі-6, проте габаритні розміри менші, ніж у Мі-6. Фюзеляж з такими ж розмірами і масою, як у випадку Мі-6, має вантажну кабіну, об'єм якої вдвічі більший, ніж у Мі-6 (рис. 1.3), що розраховано на перевезення вдвічі більшого вантажу і забезпечено пристроями, що полегшують завантаження і вивантаження. Габаритні розміри кабіни і вантажопідйомність вертольота Мі - 26 забезпечують можливість транспортування 80...90 % бойової техніки і вантажів мотострілецької дивізії.

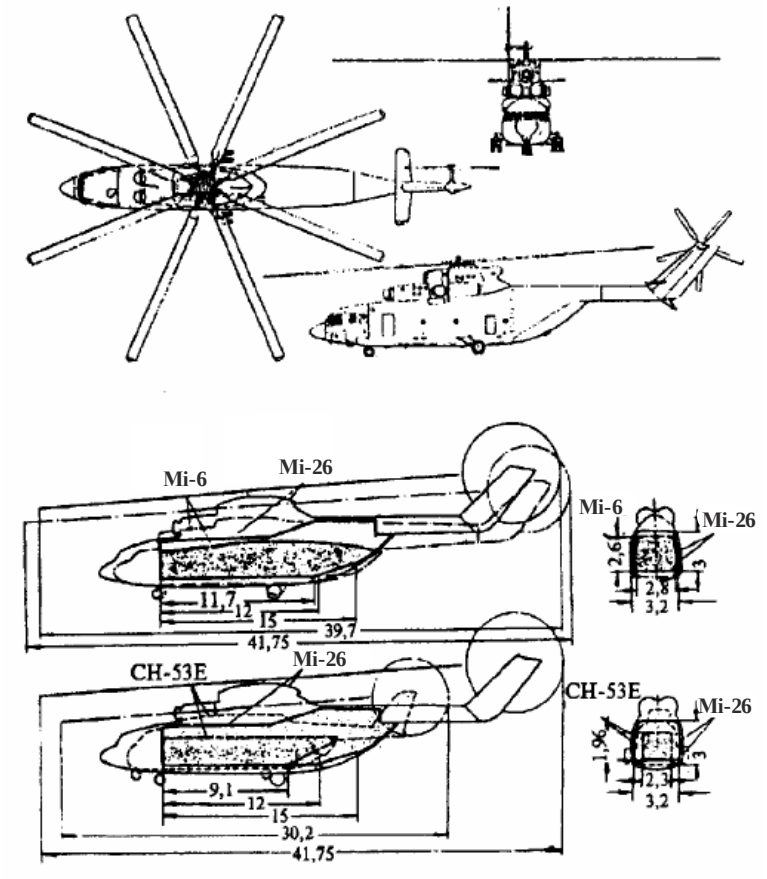


Рис. 1.3. Схема вертольотів Мі-26 і CH-53E

Як силову установку для вертольота Мі-26 було вибрано ГТД із вільною турбіною Д-136 злітною потужністю по 10000 к. с., що не лише є

найпотужнішими в світі, але й має малу питому масу, низьку питому витрату палива і низькі рівні шуму й емісії речовин, що забруднюють повітря.

Головну проблему – передачу до несучого гвинта величезної потужності – було успішно розв'язано в ОКБ шляхом створення головного редуктора. Редуктор виконаний за багатопотоковою непланетарною схемою, він має лише трохи більшу масу, ніж редуктор вертольота Мі-6, при цьому вдвічі більшу передавану потужність.

Велику увагу було приділено вибору оптимальних параметрів несучого гвинта. Спроектований восьмилопатевий несучий гвинт діаметром 32 м дозволив отримати значно більшу тягу, ніж п'ятилопатевий несучий гвинт діаметром 35 м вертольота Мі-6. А дослідження, спрямовані на оптимізацію аеродинамічного компонування лопатей, забезпечили значне збільшення коефіцієнта корисної дії несучого гвинта.

Удосконалення аеродинамічних обрисів вертольота дозволило значно зменшити шкідливий опір і сприяло значному зменшенню кілометрової витрати палива, у результаті – збільшенню вдвічі приведеної транспортної продуктивності порівняно з вертольотом Мі-6 (рис. 1.4). За вантажопідйомністю вертоліт Мі-26 удвічі перевершує найбільший американський вертоліт Сікорський СН-53Е (рис. 1.5).

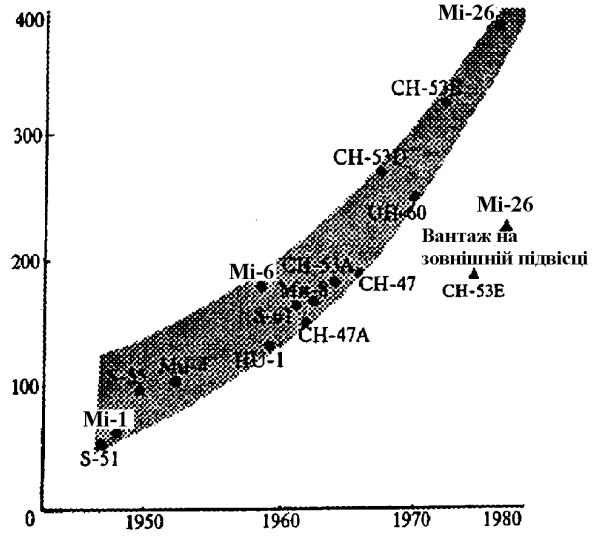


Рис. 1.4. Приведена транспортна продуктивність вертольотів

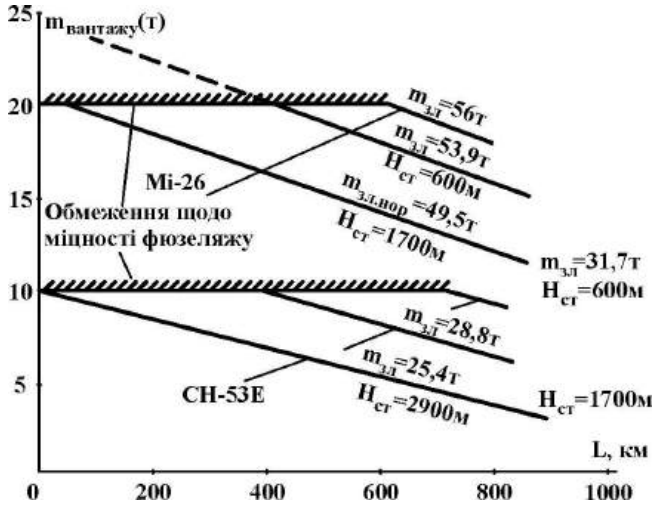


Рис. 1.5. Графік «вантажопідйомність – дальність» вертольотів

Перший політ тестовий вертоліт Мі-26 зробив у 1977 р. За своїми льотно-технічними характеристиками вертоліт Мі-26 значно перевершував вітчизняні та зарубіжні вертольоти, про що свідчать установлені на ньому 14 світових рекордів, серед яких абсолютні рекорди підйому вантажу 25 т (на висоту 4100 м), 20 т (на висоту 4600 м), 15 т (на 5600 м) і 10 т (на 6400 м), а також досягнення висоти 2000 м з польотною масою 56768 кг, встановлені 2–4 лютого 1982 р.

Серійне виробництво вертольотів Мі-26 розпочалося в 1984 р. Було побудовано понад 280 вертольотів цивільного і військового призначення, з яких 40 експортовані в різні країни. Вертольоти Мі-26 успішно використовують для транспортування вантажів, людей і техніки в збройних силах і народному господарстві, застосовують з цією ж метою в ООН. Їх активно використовували під час ліквідації наслідків аварії на Чорнобильській АЕС.

Було розроблено низку модифікацій вертольота Мі-26: транспортний, пасажирський із салоном на 70 місць, Мі-26 «Салон» з підвищеним рівнем комфорту, протипожежний і вертоліт - літальний кран Мі-26Т з кабіною для оператора під фюзеляжем за передньою опорою шасі або на задній вантажній рампі. На зовнішній підвісці Мі-26Т можуть перевозитися вантажі масою 20 т.

Для заміни вертольота Мі-1, що добре зарекомендував себе в експлуатації, однак нині є застарілим, було розроблено легкий багатоцільовий вертоліт Мі-34 (див. рис. 1.6) з одним ПД М-14В-26. Перший політ він здійснив у 1986 р. Вертоліт відрізнявся широким використанням композиційних матеріалів, досконалими аеродинамічними формами і високою маневреністю: на вертольоті (уперше для російських вертольотів) було продемонстровано виконання петлі Нестерова. Розроблено варіанти вертольота Мі-34 ВАЗ з двома роторно-поршневими двигунами і Мі-34 із американським ГТД Аллісон 250. Почалося виробництво малою серією.

У 1987 р. було розпочато розроблення нового багатоцільового вертольота Мі-38 (рис. 1.6) з двома ГТД для заміни вертольотів Мі-8. Новий вертоліт мав перевершувати Мі-8 в 2-3 рази за транспортною продуктивністю і паливною ефективністю, відрізнятися підвищеною безпекою завдяки більшій надійності основних агрегатів і резервуванню основних систем також внаслідок більшої енергоозброєності і вдосконаленого устаткування. Передбачалося, що навантаження, що перевозиться на зовнішній підвісці, становитиме 6 т, що дасть змогу використовувати вертольоти Мі-38 для заміни Мі-6. Вертоліт вироблятиметься в транспортному, пасажирському і санітарному варіантах. Розробляється вертоліт Мі-38 спільно із консорціумом «Єврокоптер», проте випуск значно затримується: кілька разів переносилися терміни випуску тестового вертольота і першого польоту, а на виставках демонструвалися лише макети вертольота.

На МВЗ М. Л. Міля розроблено низку проектів нових вертольотів, серед яких легкі багатоцільові тримісні вертольоти Мі-52 з одним роторно-поршневим двигуном і пасажирський 30-місний вертоліт Мі-58 (див. рис. 1.6) із двома ГТД, що є розвитком вертольота Мі-28 із його п'ятилопатевим несучим гвинтом і динамічними системами, а також важкий транспортний вертоліт Мі-46Т для заміни вертольота Мі-6, подібний за компонуванням і конструкцією до вертольота Мі-26, але

менших розмірів; пропонувався варіант вертольота-крана Мі-46К, що літає. Моделі всіх цих вертольотів неодноразово демонструвалися на різних авіаційно-космічних виставках (як доказ – МВЗ М. Л. Міля, що продовжує працювати над створенням нових вертольотів), але практичного втілення за відсутністю фінансування вони не знайшли.

Легкий багатоцільовий 9-місний вертоліт «Ансат» із двома ГТД, наближений за характеристиками до вертольота Мі-54, однак має спрощену конструкцію із лижним шасі, розробленим ОКБ Казанського вертолітного заводу (Росія).

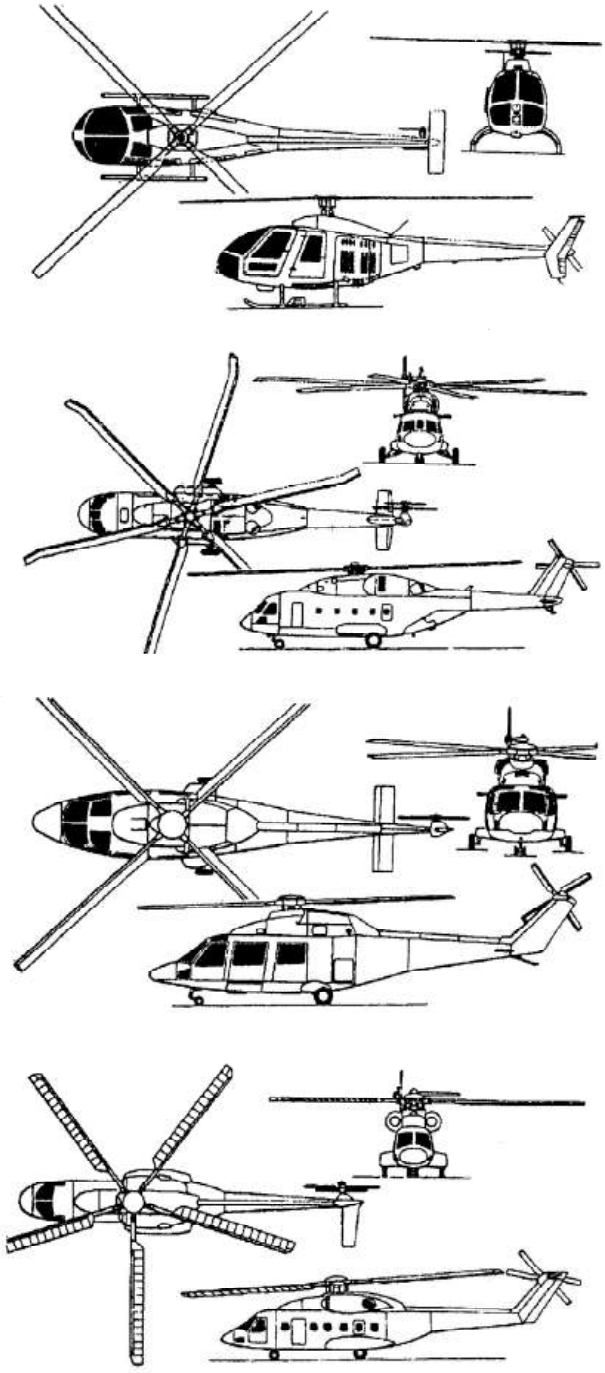


Рис. 1.6. Проекти нових вертольотів МВЗ М. Л. Міля Мі-34, Мі-38, Мі-54 і Мі-58

В ОКБ М. І. Камова також розроблено низку проектів вертольотів нових поколінь. Найсучаснішим є проект вертольота Ка-62 (рис. 1.7) не двогвинтової співвісної, а одногвинтової схеми із вентилятором у вертикальному опереннні та двома ГТД, що нагадує за компонуванням французький вертоліт AS.365 «Дофен». Вертоліт Ка-62 розробляють за участю зарубіжних фірм і має бути сертифікований за американськими нормами льотної придатності. Спільно з італійською фірмою «Агуста» розроблявся варіант Ка-4 із рульовим гвинтом замість вентилятора. Завершено будування багатоцільового воєнного варіанта вертольота Ка-2 із вдосконаленим устаткуванням і озброєнням, який було показано на виставці «МАКС-97». Вертольот почав експлуатуватися в 2000 р.

ОКБ М. І. Камова розробило в 1992 р. проект легкого 4–5-місного багатоцільового вертольота Ка-115 (рис. 1.7) із двогвинтовою співвісною несучою системою, вдосконаленою конструкцією втулок і лопатей і всього планера із композиційних матеріалів.

У США основними новими воєнними програмами гвинтокрилих апаратів четвертого покоління є програми розвідувального бойового вертольота RAH-66 «Команч» і вертольота-літака Белл-Боїнг V-22 «Оспрі», що стали не лише найпрестижнішими програмами збройних сил, але й найдорожчими.

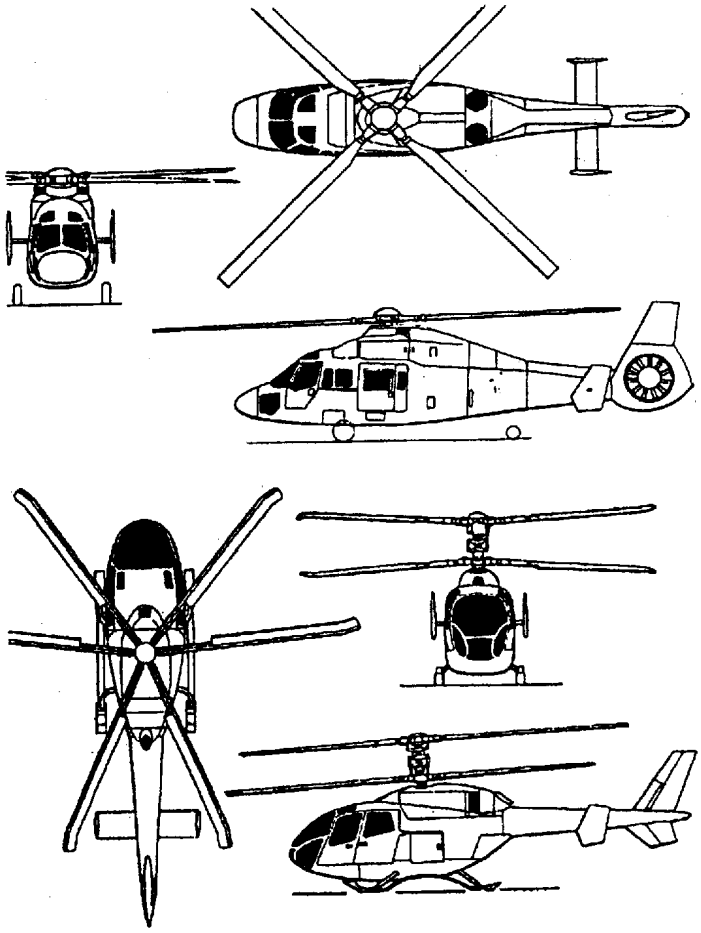


Рис. 1.7. Вертольоти Ка-62 і Ка-115 ОКБ М. І. Камова

У 1990-ті роки у США розпочалось впровадження низки програм модернізації воєнних вертольотів третього покоління, зокрема вертольотів UH 60L, із потужнішими ГТД, вдосконаленою конструкцією і обладнанням. Крім того, почалося розроблення вдосконалених цивільних вертольотів, до яких слід віднести легкі багатоцільові вертольоти Белл 222 і Сікорський S-76.

Фірмою «Белл» було розроблено Белл 222, Белл 230, Белл 430 і Белл 407.

Розвитком вертольота Белл 407 став новий 8-місний вертоліт Белл 427 із двома ГТД, більш місткою кабіною, розроблений канадським відділенням фірми «Белл» спільно з південнокорейською фірмою «Самсунг». Фірма «Белл» уклала також угоду з КНР про виробництво у Східному Китаї 200 вертольотів Белл 206 за ліцензією.

Більш успішним став вертоліт S-76 (рис. 1.8), перший вертоліт фірми «Сікорський», розроблений спеціально для цивільного використання: обслуговування морських нафтових промислів, а також як адміністративний і багатоцільовий для перевезення 6-8 пасажирів. Вертоліт S 76 із двома ГТД відрізнявся найкращою аеродинамікою серед усіх вертольотів фірми «Сікорський», маючи фюзеляж літакового типу з шасі, що прибирається. При розробленні вертольота S-76 використано низку вдосконалень, запроваджених при доведенні в процесі експлуатації вертольота S-70 (UH-60), що дає змогу вважати його вертольотом наступного покоління. На вертольоті S-76 встановлено низку світових рекордів швидкості польоту, серед яких абсолютний світовий рекорд швидкості – 345,74 км/год на базі 500 км в 1982 р., демонструвалося виконання фігур вищого пілотажу. З 1978 р. поставлено понад 460 вертольотів, розроблено також воєнний багатоцільовий вертоліт H-76, що проходив льотні випробування, але не мав поширення.

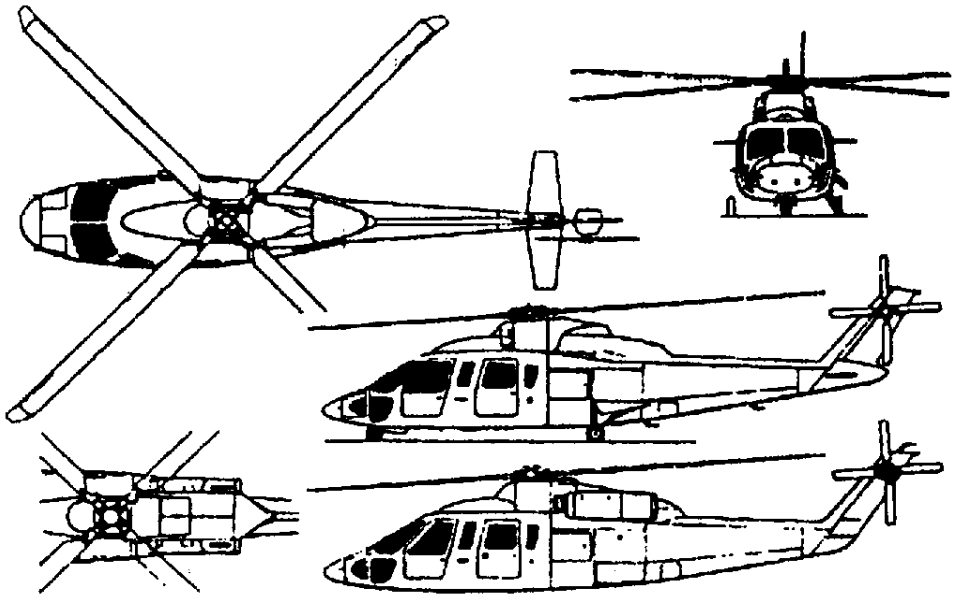


Рис. 1.8. Легкий багатоцільовий вертоліт Сікорський S-76

Розвитком вертольота S 6 в Японії став легкий багатоцільовий вертоліт МН 000, розроблений фірмою «Міцубісі Хеві Індастріз», з використанням несучої системи і агрегатів вертольота S-6. Вертоліт МН 000 став першим цивільним вертольотом, розробленим в Японії. Він забезпечений двома ГТД, чотирилопатевим несучим гвинтом, вентилятором «фенестрон» і лижним шасі, у кабіні розміщаються до 10 пасажирів. Вертоліт зробив перший політ у липні 1996 р., сертифікований в Японії, випускається серійно для використання на внутрішньому ринку цієї країни.

До нового покоління належить середній багатоцільовий і транспортний вертоліт Сікорський S-92 (рис. 1.9), що має замінити вертоліт S-70 (UH-60) і бути конкурентоспроможним новому європейському вертольоту NH-90. Вертоліт S-92 почав розроблятися в 1990 р., у 1992 р. на виставці у Фарнборо вперше показано макет вертольота. Повідомлялося, що його буде побудовано в 1994 р. Однак розроблення, на яке було витрачено 600 млн дол., було призупинено, для цього було потрібно залучення європейських і азіатських фірм. Фірма оцінює потенційний ринок для вертольотів S-92 в 2000 – 2019 рр. в 5000 вертольотів, орієнтовна ціна вертольота – 12,5 млн дол. Проте слід урахувати, що вертоліт S-70 (UH-60), який почав випускатися ще в 1977 р., було побудовано серією із 2000 вертольотів, можливе виробництво ще декількох сотень цих вертольотів. Тому заявлена цифра видається надто перебільшеною. Нарешті, треба враховувати, що в цьому класі найбільш поширеними є вертольоти Мі-8 і Мі-17, випущені серією із 11000 вертольотів, які добре зарекомендували себе в експлуатації в багатьох країнах.

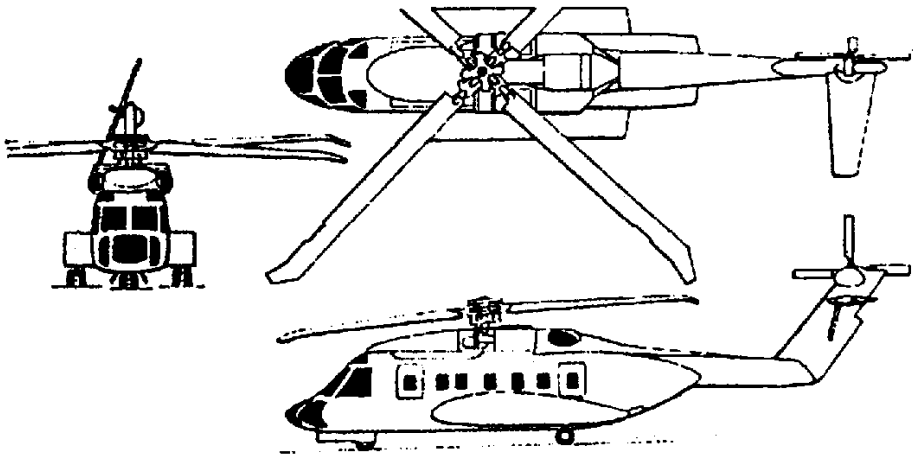


Рис. 1.9. Вертоліт Сікорський S-92

За розмірами S-92 дещо більший, ніж S 70, може перевозити 19 – 22 пасажирів. У воєнному варіанті його буде забезпечено вантажним люком у задній частині фюзеляжу. Вертоліт відрізняється широким використанням КМ і низкою вдосконалень, апробованих на вертольотах фірми: кінці лопатей є стрілоподібними і відігнутими вниз, як на вертольоті UH-60L, для підвищення ККД несучого гвинта рульовий гвинт винесений угору на розвиненому вертикальному оперенні і відхилений убік для створення

вертикальної складової тяги, ГТД мають режим надзвичайної потужності, як на вертольоті UH-60L.

Прагнучи спростити конструкцію одногвинтових вертольотів і прибрати рульовий гвинт, фірма «Х'юз» ще в 1975 р. почала дослідження системи NOTAR (No Tail Rotor), призначеної для урівноваження реактивного обертального моменту і керування напрямком управління. Фірма «Х'юз», що увійшла пізніше до фірми «Макдоннелл-Дуглас», вважала, що така система дозволить усунути недоліки, властиві рульовим гвинтам: витрата потужності на привід рульового гвинта, додаткова вага конструкції, високий рівень вібрації і шуму, ускладнення технічного обслуговування і небезпека зачіпання рульового гвинта за перепони, а також небезпеку для обслуги.

У 1980 р. фірма «Х'юз» розробила експериментальний вертоліт із системою NOTAR на базі серійного вертольота ВІН-6А. Результати досліджень і льотних випробувань було використано для розроблення сім'ї вертольотів із системою NOTAR, що є розвитком вертольота ВІН-6А. Легкий багатоцільовий п'ятимісний вертоліт Макдоннелл-Дуглас MD 520N з одним ГТД і системою NOTAR здійснив перший політ у травні 1990 р., був сертифікований у жовтні 1991 р. і викликав великий інтерес на заповненому ринку легких багатоцільових вертольотів, не підтверджений, проте, попитом – побудовано всього 80 вертольотів.

Пізніше було розроблено шестимісний вертоліт нового покоління MD 900N «Ікспорер» із двома двигунами, системою NOTAR і двома ГТД. Побудовано 10 тестових вертольотів, що проходили льотні випробування протягом 1992–1994 рр., і розпочато серійне виробництво в 1994 р. Побудовано 45 вертольотів для пошуково-рятувальної служби Японії, Південної Кореї і поліції Великої Британії.

В Європі наприкінці 1970-х – початку 1980-х років також було розпочато розроблення низки нових програм вертольотів четвертого покоління з вдосконаленою конструкцією і поліпшеними характеристиками. Ще в 1975 р. міністерство оборони Великої Британії започаткувало дослідження нового вертольота для заміни вертольотів «Сі Кінг». А в 1980 р. британська фірма «Уестленд» об'єдналася з італійською фірмою «Агуста» і голландською фірмою «Фоккер», утворивши консорціум «Європієн Гелікоптер Індастрі» (EHI) для спільного розроблення на базі англійського проекту багатоцільового вертольота WG.34 й італійського тестового тридвигунного транспортного вертольота А-101G, що не дістав розвитку; нового тридвигунного вертольота ЕН-101 у трьох варіантах: морському палубному для протичовнової оборони, багатоцільовому і транспортному із заднім вантажним люком, а також цивільному варіанті для пасажирських перевезень (рис. 1.10).

Вертоліт ЕН-101 відрізняється досконалими аеродинамічними формами, забезпечений висувним шасі, п'ятилопатевим несучим гвинтом із шарнірним кріпленням лопатей з еластомірними шарнірами. Лопаті

вдосконаленої конструкції із КМ мають змінні значення за довжиною, відносну товщину, скрученість і стрілоподібні закінцівки складної конфігурації, розроблені фірмою «Уестленд» за програмою BERP і використані на вертольоті «Супер Лінкс».

Потенційний ринок оцінювався в 700 – 800 воєнних і цивільних вертольотів. Проте замовлення було отримано лише на 82 вертольоти: зокрема 44 протичовнові вертольоти «Мерлін» для британського флоту, 22 багатоцільові і пошуково-рятувальні вертольоти для британських ВПС і 16 протичовнових і транспортних вертольотів для італійського флоту. Потенційними замовниками є Канада (яка планувала замовити 50 вертольотів) і Саудівська Аравія. Розроблено цивільний варіант вертольота «Гелілайнер» для доставки 30 пасажирів при обслуговуванні бурових вишок на морі. Для збільшення швидкості й дальності польоту на вертольоті передбачається використовувати крило.

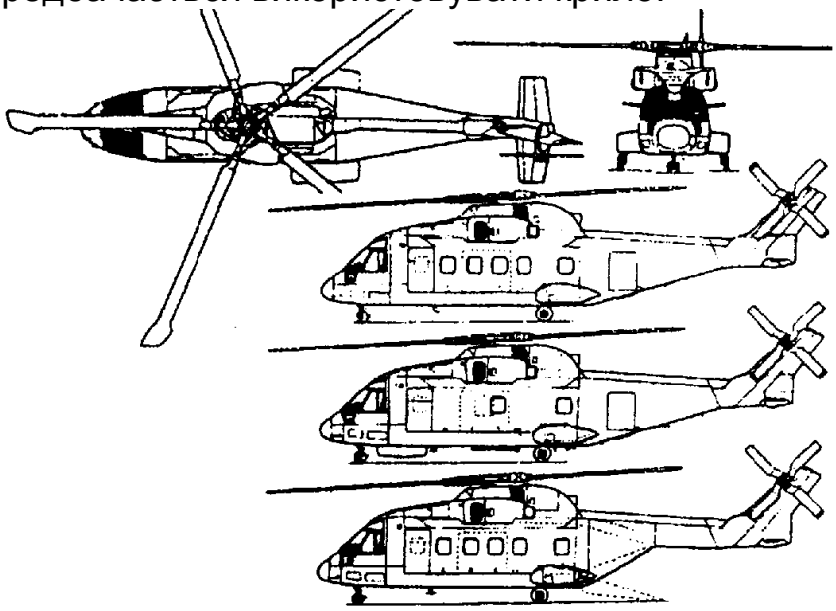


Рис. 1.10. Вертоліт ЕН-101

Дещо пізніше за розробку вертольота ЕН 101 в Європі було розпочато програму нового багатоцільового і тактичного транспортного вертольота для армії і ВМС країн НАТО в 1990-х роках, що був позначений NH-90 (NATO Helicopter). Після тривалих досліджень можливостей нового вертольота, що почалися в 1983 р., був утворений в 1992 р. консорціум NHI (NATO Helicopter Industry), до якого увійшли фірми «Єврокоптер Франс», «Єврокоптер Дойчланд» і «Агуста».

Фірма «Уестленд» також брала участь у програмі розроблення, але, ставши провідною у програмі ЕН 101, відмовилася від участі в програмі NH-90. У процесі тривалого розроблення програма неодноразово переглядалася, особливо щодо термінів постачань і обсягу закупівель. Передбачається, що Німеччина може придбати 243 вертольоти NH-90, Франція – 160 і Нідерланди – 20 із початком постачань у 2003 р., тобто всього 423 вертольоти.

Вертоліт NH-90 розглядався як гвинтокрилий варіант бойової машини піхоти (БМП) при використанні в тактичному транспортному варіанті TTH (Tactical Transport Helicopter); у варіанті корабельного базування NFH (NATO Fregat Helicopter) вертоліт має використовуватися для боротьби з підводними човнами і пошуково-рятувальних операцій (рис. 1.11).

Особливістю конструкції є широке використання КМ, кутові бічні поверхні фюзеляжу, утворені пласкими гранями, як на БМП, що має сприяти зменшенню ураження від наземного вогню, а також зниженню помітності радіолокації. Шасі прибирається, несучий гвинт чотирилопатевий із безшарнірним кріпленням лопатей з титановою втулкою і еластомірними пружними елементами. Вертоліт зможе нести різне озброєння.

За вантажопідйомністю (2000 кг) і злітною масою (10 т) вертоліт NH-90 посідає середнє місце поміж більш легкими вертольотами Сікорський UH-60 «Блек Хоук» і AS.332 «Супер Пума» третього покоління (mВЗЛ = 9 т) та більш важким новим вертольотом EH-101 (mВЗЛ =14,3 т), тому вертоліт NH-90 з'являється на ринку, що давно сформувався та заповненому добре відомими вертольотами.

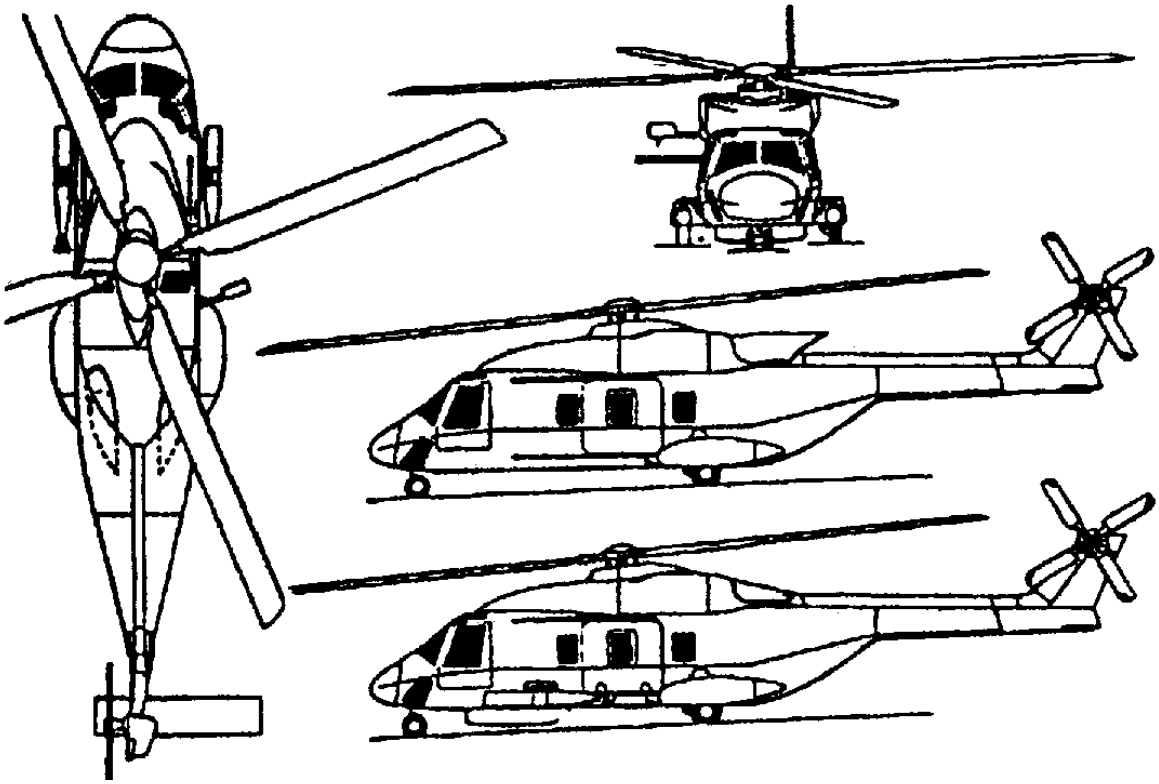


Рис. 1.11. Вертоліт NH-90 для країн НАТО

До четвертого покоління можна віднести також легкий багатоцільовий вертоліт ВК.117, що є значним розвитком вертольота В.105 із вдосконаленими конструкцією і системами. Розроблення вертольота фірмами «МВВ» і «Кавасакі» почалося в 1977 р. на основі проектів німецького вертольота В.107 і японського вертольота КН-7. Спочатку вертольоти розробляли як цивільні для обслуговування бурових платформ

на морі, а потім як адміністративні та пошуково-рятувальні. Були побудовані в 1979 р. тестові вертольоти в Німеччині та Японії, де їх почали будувати з 1951 р. Відтак побудовано 255 вертольотів у Німеччині і понад 100 в Японії. Маючи подібний трилопатевий несучий гвинт, із жорстким кріпленням лопатей, як у вертольота В.105, вертоліт ВК.117 оснащений двома ГТД більшої потужності і відрізняється фюзеляжем із кращими аеродинамічними формами, в кабіні якого можуть розміщуватися 7 – 9 пасажирів.

Розвитком вертольота ВК.117 є легкий багатоцільовий вертоліт ALH. Його розроблення провадили в Індії за участю фірми «МВБ» з 1984 р., а перший політ відбувся в 1992 р. Вертоліт ALH має таку ж несучу систему, як вертоліт ВК.117 із чотирилопатевим несучим гвинтом, але з безшарнірним кріпленням лопатей за допомогою еластомерів із КМ, забезпечений двома ГТД більшої потужності і має велику кабіну для 10 - 14 пасажирів. Вертоліт розрахований на експлуатацію в Індії і прилеглих до неї країнах. Планується побудувати понад 1000 вертольотів: із яких 200 цивільних, 350 – для збройних сил Індії і 450 – на експорт. Вартість розроблення вертольота оцінюється в 165 млн дол.

Для заміни вертольотів В.105 європейським консорціумом «Єврокоптер» у 1991 р. було запущено програму розроблення легкого багатоцільового вертольота нового покоління ЄС.135. Вертоліт має кабіну для 7 – 8 пасажирів, забезпечений двома ГТД більшої потужності й удосконаленим чотирилопатевим несучим гвинтом, з безшарнірним кріпленням лопатей із КМ. Втулка несучого гвинта закапотована, замість рульового гвинта використовують вентилятор «фенестрон» нового покоління з асиметрично розташованими лопатями для зменшення рівня шуму. Порівняно з вертольотом В.105 шкідливий опір фюзеляжу завдяки досконалим аеродинамічним формам зменшився на 30 %. Перші польоти двох тестових вертольотів відбулися в 1994 р., передсерійний політ – в 1995 р. Серійне виробництво розпочато в 1996 р., планується виробляти від 30 до 60 вертольотів на рік, передбачається побудувати 700 – 900 вертольотів. Вартість вертольота – 4,4 млн дол.

Консорціум «Єврокоптер» спільно з фірмою «Сінгапур Технолоджі» і авіаційною виробничою корпорацією Харбіна розробив і в 1995 р. побудував новий п'ятимісний легкий багатоцільовий вертоліт ЄС.120 з одним ГТД, трилопатевим безшарнірним несучим гвинтом і вентилятором «фенестрон». Планується виробництво 1600 – 2000 вертольотів цивільного і військового призначення. Схеми вертольотів ВК.117, ЕС.135 і ЕС.120 показано на рис. 1.12.

Завершуючи розгляд нових програм вертольотів четвертого і п'ятого поколінь, слід зазначити, що їх розроблення є надто тривалим і характеризується зростанням вартості, а це ускладнює фінансування і потребує об'єднання зусиль різних фірм і країн. Тому розроблення нових вертольотів здійснюється із широким залученням міжнародних програм.

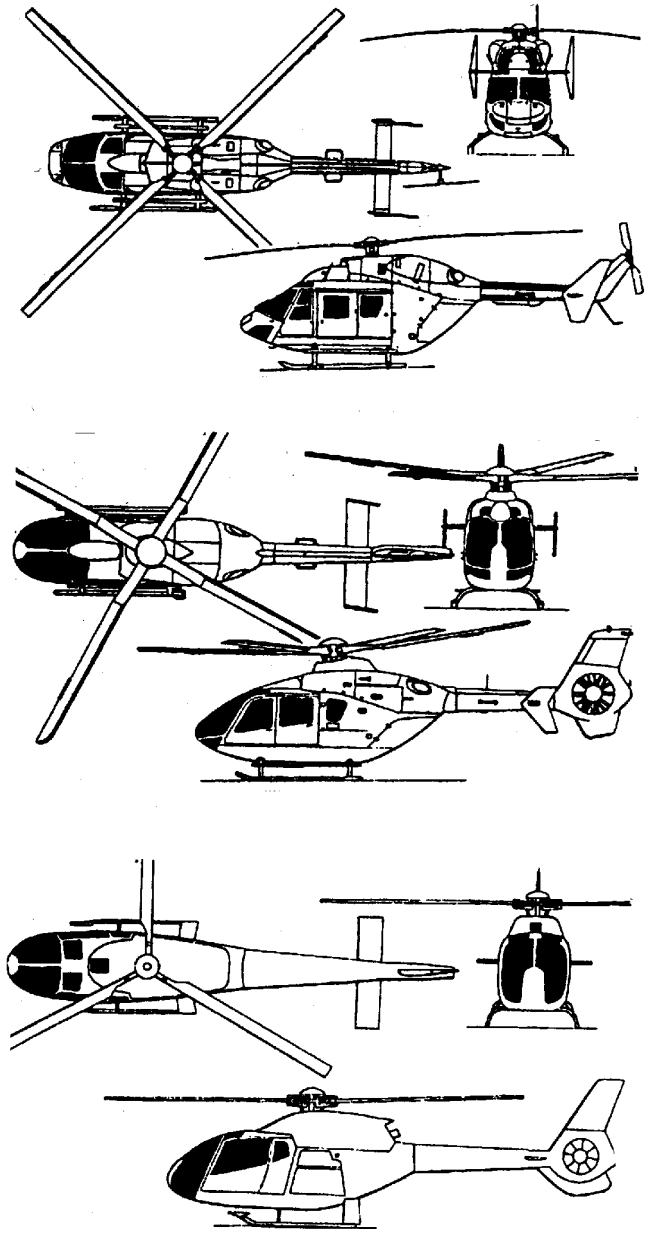


Рис. 1.12. Схеми легких багатоцільових вертольотів ВК.117, ЕС.135 і ЕС.120 т

1.3. БОЙОВІ ВЕРТОЛЬОТИ І ГВИНТОКРИЛИ

Успішне використання легких багатоцільових і транспортних вертольотів під час військових дій у Кореї зумовило потребу створення спеціалізованих бойових вертольотів для їхнього ескорту, а також для безпосередньої підтримки піхотних підрозділів на полі бою. Спочатку з цією метою намагалися пристосувати наявні багатоцільові й транспортні вертольоти, встановлюючи на них озброєння, проте вони не могли забезпечити необхідну бойову ефективність.

Тому, в першу чергу в США, з 1961 р. розпочалося інтенсивне розроблення спеціалізованих бойових вертольотів. Першим із них став бойовий вертоліт Белл АН-1 «Х'ю Кобра», створений в 1965 р. на базі багатоцільового вертольота UH-1 «Х'ю» із такою ж несучою системою і силовою установкою, але з вузьким обтічним фюзеляжем із двомісною кабіною для льотчика і стрільця, а також озброєнням із кулемета або гармати на підфюзеляжній турельній установці та ПТУР і НУР на пілонах під крилом. Вертольоти АН-1 пройшли прискорені випробування і вже з 1967 р. почали широко використовуватися у воєнних діях у В'єтнамі. Поставки за 10 років становили 1560 однодвигунових вертольотів різних модифікацій: АН-1G, Q, S, E і F, що використовують в армії США, Японії та інших країн. Було також поставлено 350 дводвигунових вертольотів АН-1J «Сі Кобра» для корпусу морської піхоти США і ВПС Ірану. Розвитком вертольота АН-1J стали вдосконалені вертольоти АН-IT і АН-1W «Супер Кобра». Розроблено модифікацію АН-1BW із чотирилопатевим несучим гвинтом.

Наступним успішним бойовим вертольотом став вертоліт Х’юз YAH-64 з вдосконаленими несучим і рульовим гвинтами, що дістав назву «Апач». Серійне виробництво вертольотів АН-64 було розпочато в 1981 р. і завершено в 1993 р. Було побудовано 937 вертольотів, що стали основними бойовими вертольотами армії США та інших країн. У 1994 р. вертольоти «Апач» розпочали вироблятися фірмою «Уестленд» за ліцензією у Великій Британії.

Вертольоти АН-64 озброєні гарматами калібром 30 мм і 8–16 ПТУР «Хеллфайр» з напівактивною лазерною системою наведення, забезпечені системою виявлення і розпізнання цілей, управління вогнем, що містить ГІК системи нічного бачення і лазерний цілевказівник. Вертольоти успішно використовували під час воєнних дій в Іраку, а також в інших воєнних конфліктах, в основному проти бронетанкової техніки як найбільш ефективний засіб її ураження. Загальна вартість програми розроблення і виробництва 811 вертольотів АН-64 становить 11,7 млрд дол., включаючи 1230 млн дол. на НІОКР. Середня вартість одного вертольота – 14,3 млн дол.

Прагнучи зберегти бойові вертольоти АН-64 «Апач» на озброєнні в 2000-х роках, армія США розпочала велику програму їх модернізації під установлення на них РЛС міліметрового діапазону «Лонгбоу» в обтічнику над втулкою несучого гвинта. Модернізовані вертольоти АН-64D «Апач Лонгбоу» (рис. 1.13) можуть ефективно використовуватися без супроводу вертольотами ОН-58D у будь-який час дня і ночі за будь-якої погоди. Розроблення програми модернізації 218 вертольотів розпочалося в 1993 р. і тривало до 2005 р. Загальна вартість її становтила 3,2 млрд дол., а вартість модернізації одного вертольота – 14,1 млн дол., що дорівнює закупівельній вартості первинного вертольота АН-64А. Перший

модернізований бойовий вертоліт АН-64D здійснив перший політ 17 березня 1997 р.

Прагнучи об'єднати функції розвідувальних і бойових вертольотів, а також легких багатоцільових вертольотів, армія США розпочала в 1981 р. дослідження вертольота нового покоління за програмою LH (Light Helicopter), названою «наймасштабнішою вертолітною програмою, що будь-коли розроблялася в мирний час» і відповідно доктрині «Ер Ленд Беттл 2000» (спільні повітряно-сухопутні дії в 2000 р.). Спочатку передбачалося замовити до 4500 вертольотів LH, щоб замінити використовувані в 10 різних модифікаціях багатоцільові вертольоти UH-1, розвідувальні ВІН-58 і ВІН-6, бойові АН-1, а потім і АН-64 одним типом вертольота, що мало не тільки спростити експлуатацію армійських вертольотів, але й зменшити її вартість.

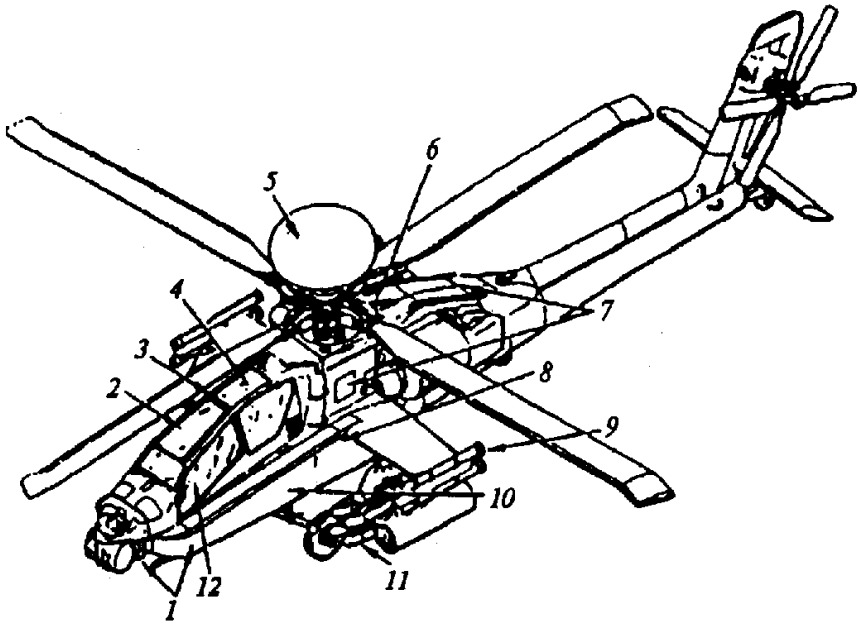


Рис. 1.13. Модернізований бойовий вертоліт АН-64D

Усі бойові вертольоти, разом із новими, що розробляються, мають екіпаж із двох чоловік. Подальше розроблення вертольота RAH провадилося за умови, що екіпаж його складатимуть льотчик і стрілець-оператор.

Кращим був визнаний спільний проект фірм «Боїнг» і «Сікорський», виконаний за одногвинтовою схемою із вентилятором «фентейл» замість рульового гвинта, що отримав позначення RAH-66 «Команч». Вертоліт RAH-66 забезпечений п'ятилопатевим несучим гвинтом, із закапотованою втулкою і безшарнірним кріпленням лопатей із стрілоподібними закінцівками.

У конструкції вертольота RAH-66 (рис. 1.14) використано низку оригінальних технічних рішень, або «ключових технологій», наприклад: нахил вентилятора «фентейл» для створення вертикальної складової

тяги, застосування техніки «стелс», де особливу увагу приділено зменшенню візуальної, акустичної і ІК помітності. Цьому сприяє спеціальне компонування планера з плоскими гранями (рис. 1.15), що спричиняє розсіюванню променів РЛС, у результаті чого можна виявити вертольот. Гази ГТД витікають через вузькі щілини, змішуючись із потоком повітря, що відкидає несучий гвинт; при цьому не лише знижується температура газів, але й поліпшується обтікання хвостової частини фюзеляжу. Для вертольота застосовано стандартизоване для армії матове чорно-зелене поліуретанове фарбування, що робить вертоліт менш помітним. Завдяки всім цим удосконаленням ефективна поверхня розсіювання вертольота RAH, за якою оцінюється помітність радіолокації, як повідомляється, зменшена в 1000 разів порівняно з вертольотом АН-64, значно зменшилася також візуальна і акустична помітність.

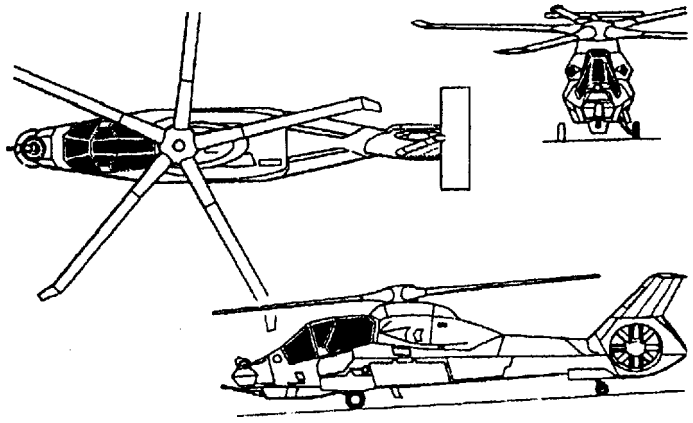


Рис. 1.14. Розвідувальний бойовий вертоліт RAH-66 «Команч»

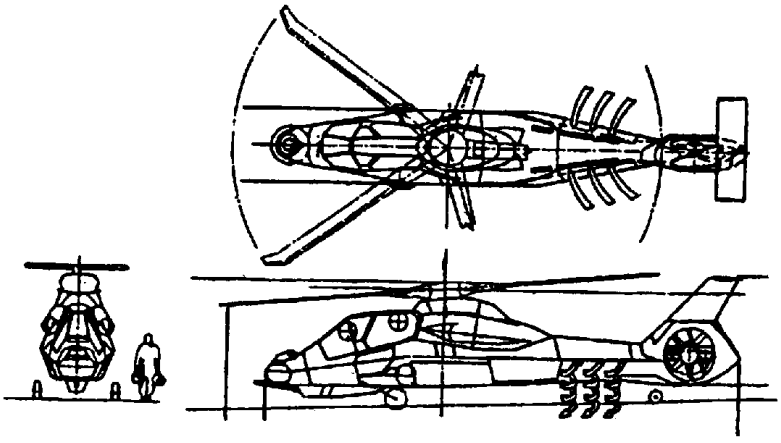


Рис. 1.15. Система зменшення ІК помітності вертольота RAH-66

Особливістю озброєння вертольота RAH є конформне його розміщення усередині відсіків на стулках, що відкриваються, що також зменшує помітність вертольота. Коли вимоги до помітності стають не визначальними, можливим є установлення додаткового крила для розміщення озброєння на вузлах підвіски. На додаток до ПТУР, НАР і УР у відсіках озброєння або під крилом вертоліт буде забезпечено гарматою калібром 30 мм на турельній установці під фюзеляжем.

Найвагомішою перевагою вертольота RAH має стати комплект удосконаленого устаткування для виконання різних бойових завдань, яке має спільні елементи з устаткуванням, що розробляється для вдосконаленого винищувача F-22 за найдорожчою програмою ATF, що містить систему «нічного пілотування» з ІК-СИСТЕМОЮ огляду і вдосконаленою системою цілевказівника (третину вертольотів передбачалося обладнати системою цілевказівника «Лонгбоу» з РЛС міліметрового діапазону).

Програма вертольота RAH-66 залишається пріоритетною серед усіх вертолітних програм США, хоча розвиток її ускладнений низкою проблем. Після першого польоту виявився резонанс трансмісії, що зумовило потребу додаткових наземних випробувань і затримало на 7 місяців другий політ, а третій – ще на 7 місяців через необхідність зміни конструкції шасі. Серійне виробництво розпочалося в 2005 р., а оснащення армії США вертольотами RAH-66 було заплановано на 2007 р., внаслідок чого основні надії армії покладаються на модернізацію вертольотів AH-64D і OH-58D і навіть на збереження в експлуатації модернізованих бойових вертольотів першого покоління AH-1F і AH-1W.

Передбачається, що вертоліт RAH-66 «Команч», який почав експлуатуватися тільки в 2007 р., зможе довгі роки задовольняти потреби збройних сил, тому найближчим часом не планується розроблення програми нового бойового вертольота наступного за «Команчем» покоління. Розглядається можливість розширення функцій вертольота «Команч», наприклад ведення повітряного бою, і створення нових модифікацій.

У Росії розвиток бойових вертольотів починався з установлення озброєння на перші вертольоти, що з'явилися в експлуатації. Так, на легкому багатоцільовому вертольоті Мі-1 проводили пуски ПТУР «Малятко», керованих по дротах. Вертольоти Мі-8Т були забезпечені потужним озброєнням: на фермових пілонах, з боків фюзеляжу встановлювали вбудовані тримачі, на яких розміщували 4 ПТУР, до 6 блоків УБ-32 по 32 НАР С5, бомби калібром 100, 250 і 500 кг, або 4 гарматних контейнери з гарматами 23 мм, у носовій частині розміщували кулеметну установку НУВ-1 з кулеметом 12,7 мм, а в отворах рухомих дверей і вікон – 8 шкворневих установок з кулеметами 7,62 мм, що робило вертоліт Мі-8ТВ, за свідченнями зарубіжної преси, «найбільш важкоозброєним вертольотом у світі».

На відміну від легких бойових вертольотів типу АН-1 у СРСР було розпочато розроблення транспортно-бойового вертольота з озброєнням, який міг використовуватися не лише для безпосередньої підтримки на полі бою і боротьби із танками, але й для висадки тактичного десанта в зоні прориву і для евакуації поранених, маючи кабіну, в якій могло розміщуватися 8 десантників або 4 поранені на носилках.

Перший тестовий вертоліт В-24 здійснив перший політ 15 вересня 1969 р. Серійне виробництво вертольотів Мі-24А розпочалося в 1970 р., а з 1971 р. вони вже надходили в експлуатацію. З 1973 р. вдосконалені вертольоти Мі-24А постачалися країнам Варшавського Договору. Було побудовано понад 3300 вертольотів для країн Варшавського Договору і на експорт в 15 країн.

Подібно до того, як у США вертоліт АН-1 «Х'ю Кобра» був розроблений на базі вертольота UH-1, вертоліт Мі-24 розробляли з використанням несучої системи, трансмісії і двигунів вертольота Мі-8, що не лише прискорювало розроблення, але й забезпечувало уніфікацію агрегатів і систем. Вертоліт мав обтічний фюзеляж із двомісною броньованою кабіною льотчика і стрільця, крило для розвантаження несучого гвинта і підвіски озброєння, а також шасі, що прибирається (рис. 1.16).

За своїм озброєнням і бойовою ефективністю вертоліт Мі-24 перевершував всі зарубіжні вертольоти, дістався назву «танк, що літає». У різних варіантах на вертольоті встановлювали рухому кулеметну або гарматну установку або нерухому гарматну установку із гарматою двостволки калібром 30 мм. На пускових установках на крило підвішували ПТУР спочатку із ручною, а потім напівавтоматичною системою наведення. Пізніше стали встановлюватися надзвукові ПТУР із автоматичним прицілом, блоки НАР і навіть УР класу «повітря-повітря».

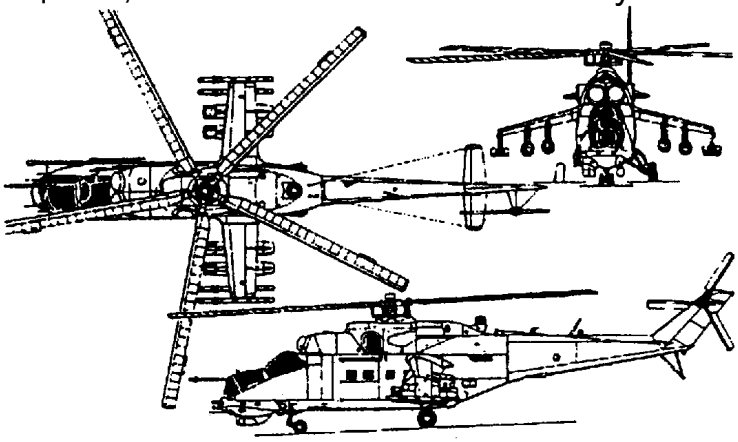


Рис. 1.16. Бойовий вертоліт Мі-24

Вертольоти Мі-24 успішно використовували у військових діях в Афганістані та в ірано-іракській війні, всього у 30 різних воєнних конфліктах. Під час ірано-іракської війни іракські бойові вертольоти Мі-24 успішно вели повітряні бої з іранськими бойовими вертольотами АН-1 «Сі Кобра» і часто збивали їх. Під час військових дій в основному з вертольотів Мі-24, а також Мі-8 і «Газель» було збито 53 іранські вертольоти АН-1 «Сі Кобра» та ін. Зустрічаючи іракські Мі-24, що перевершують їх озброєнням, іранські вертольоти «Сі Кобра» викликали на допомогу винищувачі. В одному з повітряних боїв у 1982 р. з вертольота Мі-24 на стрічному курсі випущеними НАР було збито іранський винищувач Макдоннелл-Дуглас «Фантом», який не лише має

потужне озброєння, але і за злітною масою вдвічі перевершує Мі-24. Це єдиний у світі випадок, коли в повітряному бою вертоліт збив бойовий літак.

Оскільки вертольоти Мі-24 добре зарекомендували себе у військових діях і чимало Мі-24 досі перебували на озброєнні країн СНД та інших держав, запропоновано глибоку модернізацію наявного парку вертольотів Мі-24. Відтак розроблено модифікований експортний вертоліт Мі-35М із вдосконаленим обладнанням і озброєнням вертольота Мі-28.

Нові бойові вертольоти Мі-28 і Ка-50 належать до нового покоління бойових вертольотів і мають вищу бойову ефективність, ніж вертольоти Мі-24, а також кращі льотно-технічні характеристики, у першу чергу вищу маневреність, що дозволяє виконувати складні фігури вищого пілотажу.

Різні за конструкцією, збудовані за традиційною для ОКБ М. Л. Міля одногвинтовою схемою (рис. 1.17) і для ОКБ М. І. Камова двогвинтовою співвісною схемою (рис. 1.18), вертольоти призначені для вирішення схожих завдань, передусім пошуку і знищення бронетанкової техніки й живої сили на полі бою, а також повітряних цілей у складних погодних і природних умовах. Обидва вертольоти устатковано унікальними навігаційно-прицільними комплексами у поєднанні з ЕОМ. Екіпаж вертольота Мі 28 складається з двох чоловік – льотчика і оператора систем озброєння. Екіпаж вертольота Ка-50 складається з однієї людини, що виконує функції і льотчика, і оператора, що потребує високого рівня автоматизації, вперше в світовій практиці реалізованого для бойових вертольотів. Слід зазначити, що багато проблем для вертольотів Мі-28 і, особливо, Ка-50 розв'язані уперше в світовій практиці.

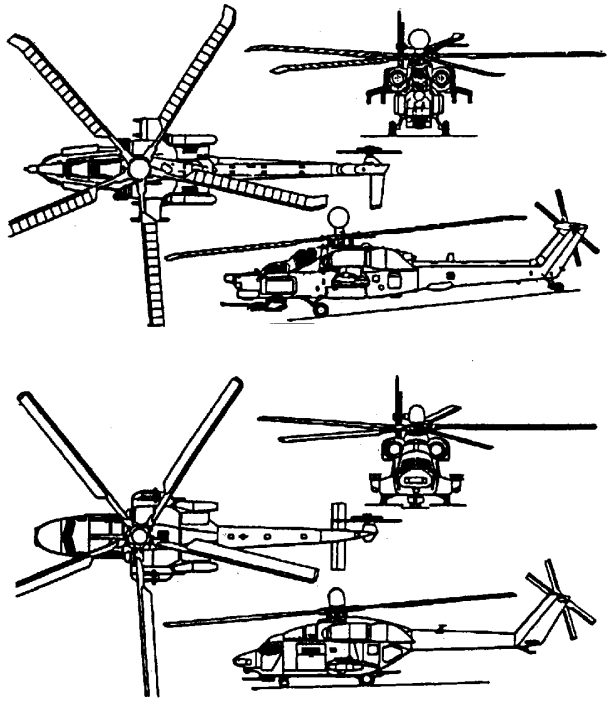


Рис. 1.17. Бойові вертольоти Мі-28Н і Мі-40

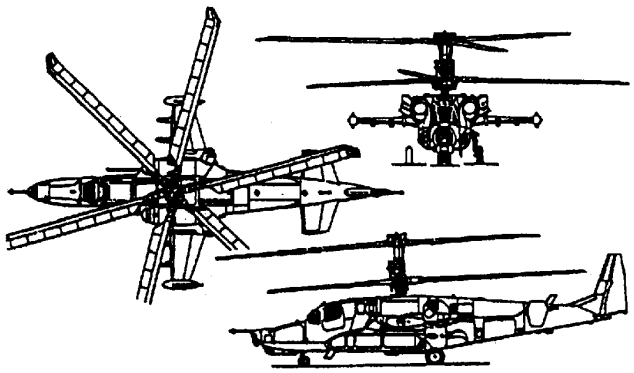


Рис. 1.18. Бойовий вертоліт Ка-50

Обидва вертольоти, Мі-28 і Ка-50, мають надійне бронювання екіпажу та основних систем і безпечно пошкоджувану конструкцію основних агрегатів, що дозволяє протистояти ушкодженню від куль і снарядів калібром 200 мм. Конструкція шасі та кріплення крісел екіпажу забезпечує безпечну аварійну посадку, значно зменшуючи діючі перевантаження. На вертольоті Ка-50 вперше в практиці вертольотобудування використано крісло катапульти, що забезпечує катапультування льотчика із попереднім відстрілом лопатей несучого гвинта.

Озброєння вертольотів складається з автоматичної гармати калібром 30 мм. Крім того, для знищення бронетанкової техніки вертольоти можуть нести до 16 надзвукових ПТУР із лазерним наведенням з відстані 8 км або 4 блоки по 20 НАР. Вертольоти можуть бути також озброєні ракетами класу «повітря-повітря» для протистояння літакам і вертольотам, що робить їх універсальну систему зброї не лише конкурентоспроможною, але й кращою, ніж у поширених бойових вертольотів.

На базі вертольотів Мі-28 і Ка-50 створено їхні нові вдосконалені модифікації, оснащені електронним інтегрованим комплексом бортового радіоелектронного обладнання п'ятого покоління для цілодобового використання за будь-якої погоди і польоту з пристосуванням до рельєфу місцевості на висоті 5,15 м в автоматичному режимі. Вертоліт устаткований над втулковою РЛС міліметрового діапазону і тепловізійною системою нічного бачення в носовій частині.

Вертоліт Ка-52, як і Мі-28Н, призначений для цілодобового використання за будь-якої погоди і здатний вирішувати ширший спектр завдань, ніж вертоліт Ка-50, маючи на 85 % подібну до нього конструкцію.

На базі вертольота Мі-28 розроблено перспективний вертоліт Мі-40, що виконує функції бойової машини піхоти і призначений для аеромобільних частин швидкого розгортання. Вертоліт Мі-40 має несучу систему, трансмісію і силову установку вертольота Мі-28, при цьому більший за розмірами фюзеляж. У броньованих кабінах окрім екіпажу із двох чоловік може бути до 8 десантників, які мають змогу вести вогонь через люки зі штатної зброї. Озброєння вертольота складає гармата калібром 23 мм на турельній установці, а також ПТУР або блоки із НУР.

В європейських країнах розвиток бойових вертольотів проводився за такою ж схемою, як у США та Росії, але з деяким запізненням і меншим розмахом. Спочатку як бойові використовували європейські легкі багатоцільові вертольоти «Скаут» і «Лінкс» у Великій Британії, «Алуетт» і «Газель» у Франції і В.105 у Німеччині.

Розроблення нового бойового вертольота було розпочато в Італії в 1982 р. на базі багатоцільового вертольота А.109. Новий бойовий вертоліт А.129 «Мангуста» здійснив перший політ у 1973 р. Він мав вузький фюзеляж, двомісну кабіну для стрільця і льотчика. На підвісках під крилом розміщувалися чотири контейнери для 52 НАР або шість ШУР

«Хеллфайр», передбачалася можливість установлення кулеметів або гармат у контейнерах (рис. 1.19).

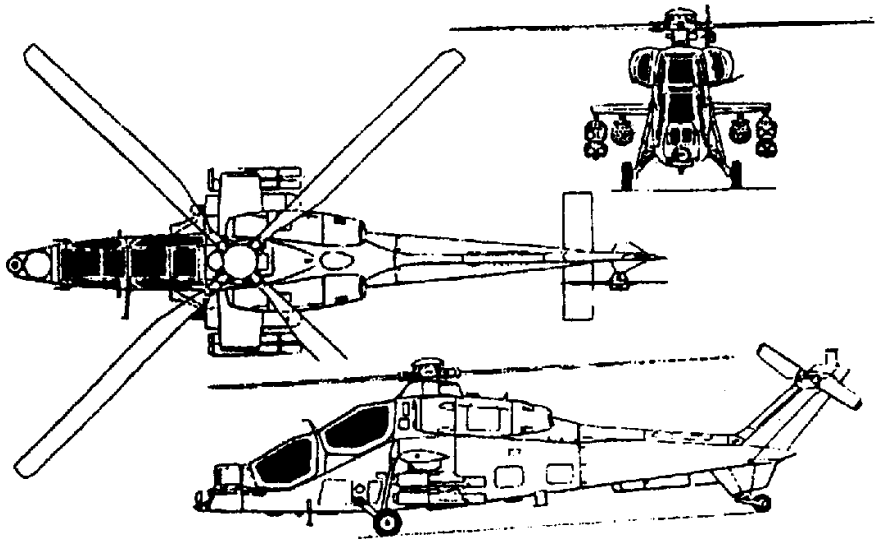


Рис. 1.19. Бойовий вертоліт Агуста А.129 «Мангуста»

Прагнучи створити власний європейський бойовий вертоліт, що перевершує «Х'ю Кобру» і не поступиться «Апачі», Німеччина і Франція розпочали в 1984 р. спільне розроблення бойового вертольота нового покоління в протитанковому варіанті «Тигр» для армії Німеччини і варіанті безпосередньої підтримки «Жерфо» для армії Франції. Програму розроблення кілька разів переглядали через різні вимоги і велику вартість. Було побудовано п’ять тестових вертольотів, що здійснили польоти в 1991 – 1994 рр. Спочатку передбачалося, що Німеччині буде потрібно 212 протитанкових і 75 вертольотів безпосередньої підтримки, а Франції – 140 для безпосередньої підтримки, що будуть поставлені до 2010 р., тепер цей термін перенесений до 2020 р. У зв'язку з обмеженням асигнувань передбачаються початкові постачання Німеччині і Франції по 80 вертольотів із можливим продовженням закупівель. Інтерес до закупівель вертольотів «Тигр» виявляла Туреччина.

Вертоліт «Тигр» (рис. 1.20) за компонуванням нагадує «Апач». Він менший за розміром, має менш потужний ГТД і менше бойове навантаження. «Тигр» є значною мірою амбітним проектом, що має на меті створення для європейських країн свого власного вертольота з європейським обладнанням і озброєнням, щоб не потрапляти в залежність від США. Розрахункова вартість вертольота становитиме 10...12 млн дол., тобто наближається до середньої вартості вертольота АН-64А «Апач». При цьому вертоліт «Тигр» буде забезпечено надвтулковою РЛС міліметрового діапазону і системою «Флір» у носовій частині, що встановлюються на модифікованому вертольоті АН-64D «Апач Лонгбоу».

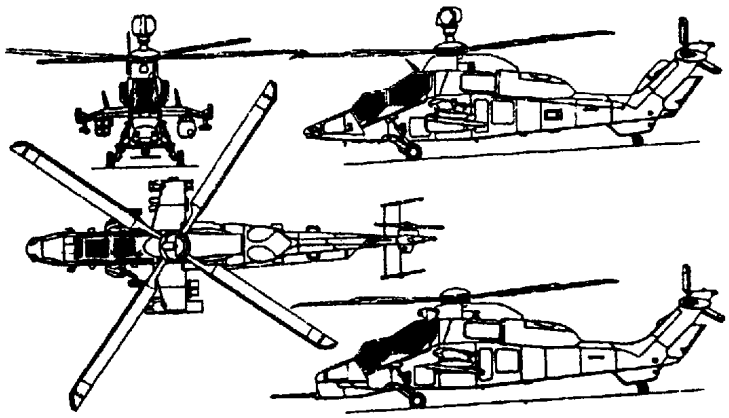


Рис. 1.20. Європейський бойовий вертоліт Єврокоптер «Тигр»

На думку керівників авіакосмічної промисловості Німеччини та Франції, програма бойового вертольота «Тигр» має бути пріоритетною для європейських вертолітних програм.

Велика Британія, відхилившись від участі в програмі європейського бойового вертольота «Тигр», вирішила за краще виробляти за ліцензією американський бойовий вертоліт «Апач», а також купила американський військово-транспортний вертоліт Локхід С-130, звівши до мінімуму свою участь у програмі майбутнього європейського транспортного літака FLA.

Неочікуваною стала поява в 1990 р. на ринку бойових вертольотів нового бойового вертольота CSH-2 «Роївовк», розробленого в ЮАР на базі несучої системи й агрегатів французького вертольота «Супер Пума». За своїм компонуванням і льотними характеристиками він наближається до вертольота «Апач», маючи навіть більші за потужністю ГТД і дещо більшу злітну масу і таке ж озброєння (рис. 1.21). Консорціум «Єврокоптер» розглядає вертоліт «Роївовк» як доповнення до легшого вертольота «Тигр», передбачається їх спільне використання: вертольота «Роївовк» як бойового, а вертольота «Тигр» – для супроводу. ВПС ЮАР замовили 16 вертольотів «Роївовк», що успішно демонструвалися на кількох авіакосмічних виставках, конкуруючи із бойовими вертольотами США і Росії.

Тенденцію до самостійності виявила Японія, що використовувала раніше в своїх силах самооборони американські бойові вертольоти «Х'ю Кобра» і «Супер Кобра», легкі розвідувальні та бойові вертольоти ОН-6D. Для заміни цих вертольотів у 1992 р. було започатковано програму розроблення фірмою «Кавасакі» легкого розвідувально-бойового вертольота ОН-Х, який є першим вертольотом, повністю розробленим японськими фахівцями (до цього в Японії вертольоти будувалися тільки за ліцензією США). Вертоліт ОН-Х здійснив перший політ у серпні 1996 р. Він виконаний за одногвинтовою схемою із вентилятором «фенестрон» і забезпечений двома японськими ГТД, японським устаткуванням і озброєнням, відрізняється використанням новітніх технічних рішень і широким використанням КМ (рис. 1.22). Вертоліт озброєний УР класу

«повітря-повітря» ближнього бою і оснащений оптичною системою для спостереження, розвідки і прицілювання і системою передачі даних дальнього виявлення радіолокації. Планується виробництво 150–200 вертольотів для сил самооборони Японії. Подібний за компонуванням і характеристиками бойовий вертоліт розробляється в Південній Кореї, де він буде також призначений лише для своїх збройних сил.

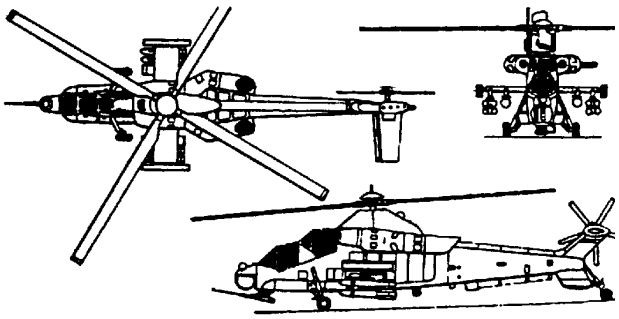


Рис. 1.21. Південноафриканський бойовий вертоліт CSH-2 «Роївовк»

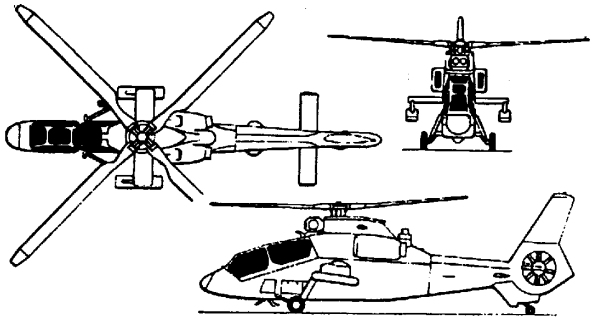


Рис. 1.22. Японський бойовий вертоліт Кавасакі OH-X

1.4. ДОСЛІДЖЕННЯ ШВИДКІСНИХ ГВИНТОКРИЛИХ АПАРАТІВ

Під час створення перших експериментальних і тестових вертольотів головною метою було створення їх вертикального зльоту й посадки і не ставилося завдання досягнення великих швидкостей. Тому такі вертольоти відрізнялися спрощеною конструкцією, часто фермовою без обшивки, недосконалими аеродинамічними формами і великим шкідливим опором, що оцінюється зазвичай за площею еквівалентної шкідливої пластинки $\sum C_x S$. У перебігу вдосконалення вертольотів і створення їхніх нових поколінь почали більше приділяти уваги покращенню аеродинаміки і збільшенню крейсерської швидкості польоту.

На рис. 1.23 зображено графік зміни $\sum C_x S$ залежно від злітної маси для вертольотів різних типів і для порівняння показано також величини $\sum C_x S$ для літаків із повітряними гвинтами. Враховуючи наявність і специфічні особливості компонування таких елементів конструкції вертольота, як несучий і рульовий гвинти, і беручи до уваги специфічні особливості їх компонування, допускають, що величина їх шкідливого опору $\sum C_x S$ не має більш ніж на 50 % перевищувати $\sum C_x S$ літаків з повітряними гвинтами (цю залежність показано пунктиром). Щоб краще оцінювати досконалість зовнішньої аеродинаміки вертольотів, запропоновано величину $\sum C_x S$ віднести до злітної маси $m_{зл}$.

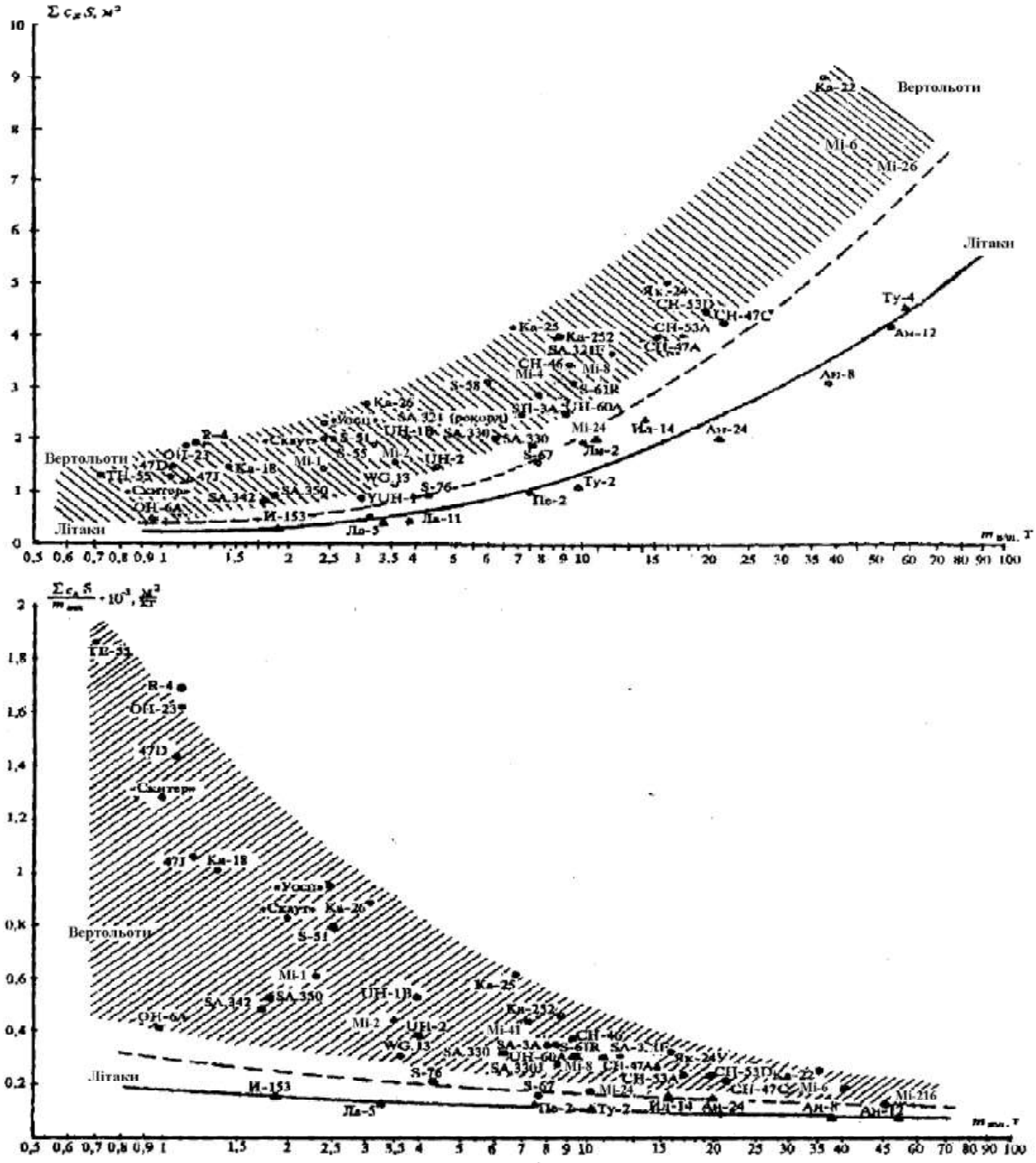


Рис. 1.23. Зміна величини еквівалентної шкідливої пластинки $\sum C_X S$ і відношення $\frac{\sum C_x S}{m_{зл}} \cdot 10^{-3}$ вертольотів різних типів залежно від злітної маси

На рис. 1.23 зображено також графіки зміни величини $\sum C_X S = \frac{\sum C_x S}{m_{зл}} \cdot 10^{-3}$ вертольотів різних типів залежно від злітної маси.

Із графіків добре видно, що перші вертольоти, такі, як Сікорський R-4, Белл 47 або Хіллер ВІН-23, мали великий шкідливий опір, що в 3 - 4 рази перевищує опір більш досконалих за аеродинамікою вертольотів подібного класу ОН-6А або SA.342. Прийняте допущення про граничну величину

$\sum C_X S$ для вертольотів, на 50 % більше, ніж для гвинтових літаків, добре підтверджується: величини $\sum C_X S$ найбільш досконалих за аеродинамікою вертольотів ВІН-6А, S-76, S-67, Мі-24 і Мі-26 наближаються до граничних, зображених пунктирною кривою. Із графіків також видно, що одногвинтові вертольоти мають менш шкідливий опір, ніж двогвинтові поздовжньої і співвісної схем. Видно також, що всі вертольоти, на яких встановлювали світові рекорди швидкості (Мі-1, Мі-2, Мі-6 і Мі-24, а також S-76, S-67, SA.342 та ін.), відрізнялися гарними аеродинамічними обрисами і мали невеликий шкідливий опір.

Вдосконалення аеродинаміки показано на прикладі розвитку одногвинтових вертольотів фірми «Сікорський». На рис. 1.24 зображено в одному масштабі силуети і поперечні перерізи сім'ї вертольотів, від R-4 до S-76, і показано величини їх $\sum C_X S$ і $\overline{\sum C_X S}$.

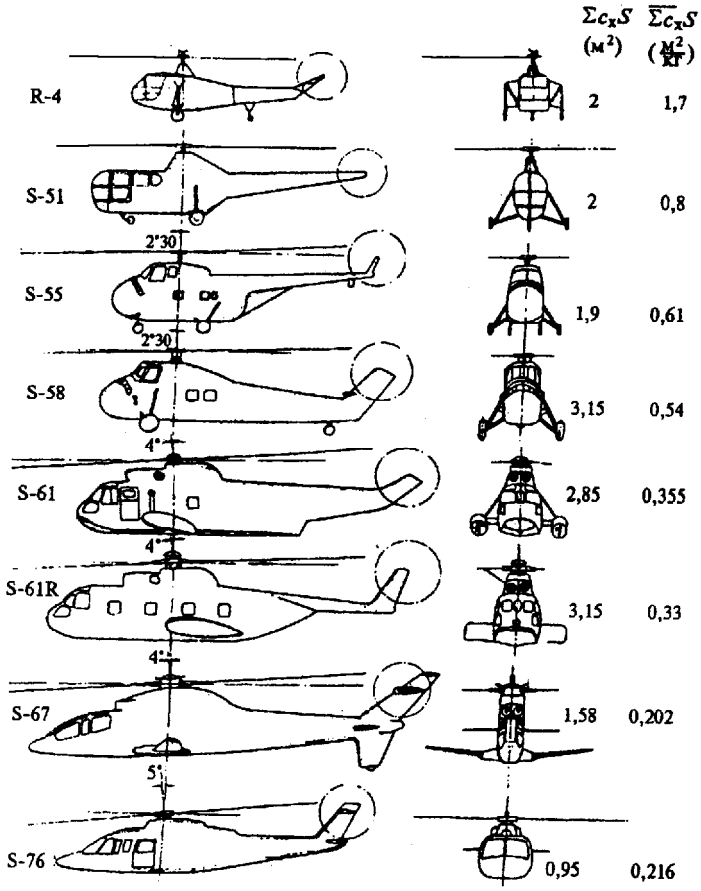


Рис. 1.24. Вдосконалення аеродинаміки вертольотів фірми «Сікорський»

Від першого вертольота R-4 з кутоподібними формами поступово здійснювався перехід до обтічного фюзеляжу літакового типу з шасі, що прибирається, і вертикальним оперенням, що дозволило більш ніж у 8 разів зменшити величину $\overline{\sum C_X S}$ і відповідно підвищити еквівалентну аеродинамічну якість $K_{екв} = \frac{Y}{X_{екв}} = \frac{m_{зл} V}{75 \cdot N_{потр}}$ від трьох у R-4 до п'яти у S-76,

причому крейсерська швидкість, відповідна максимальному $K_{екв}$, зросла більш ніж удвічі: від 120 км/год (у R-4) до 260 км/год (у S-76).

Досягнення великих швидкостей є можливим, але це пов'язано зі зниженням аеродинамічної якості і збільшенням витрати палива, тому максимальні швидкості, досягнуті при встановленні світових рекордів на базі 15…25 км, не є показовими, як, наприклад, світовий рекорд 408,75 км/год. на вертольоті «Супер-лінкс», двигуни якого створювали значну пропульсивну тягу. Для оцінювання можливостей вертольотів більш показові швидкості, досягнуті в абсолютних світових рекордах на базі 100 і 500 км, встановлені на вертольоті з крилом Мі-6 (340,15 км/год у 1964 р.) або на вдосконаленому вертольоті S-76 (345,74 км/год у 1982 р.), що залишаються неподоланими.

Збільшення швидкості вертольотів намагалися досягти шляхом застосування вдосконалених несучих систем, наприклад несучий гвинт Дершмідта із керованим рухом лопатей у площині обертання або співвісні несучі гвинти, робота яких основана на концепції випереджаючої лопаті АВС. Однак такі системи конструктивно виявилися дуже складними, а їхня експлуатація, як показали випробування експериментального вертольота Сікорський S-69, була пов'язана з багатьма проблемами, тому їх розроблення припинили.

Прагнучи збільшити швидкість гвинтокрилих апаратів, проводили інтенсивні дослідження швидкісних гвинтокрилих апаратів різних типів, зображених на рис. 1.25, де показано також зміну їх еквівалентної аеродинамічної якості $K_{екв}$ залежно від швидкості польоту. Найпростішим вирішенням виявилося застосування для розвантаження несучого гвинта в швидкісному польоті крила, що є необхідним елементом конструкції для вертольотів поперечної схеми, наприклад Б-11 і В-12, або додатково встановлюваним на одногвинтових вертольотах, наприклад Мі-6, Мі-24, Белл «Х'ю Кобра» та ін. Проте крило, створюючи піднімальну силу, що розвантажує несучий гвинт, створювало і додатковий опір. Тому наступним кроком стало використання схеми гвинтокрила, де окрім крила встановлювалися додаткові рушії: повітряні тягнучі гвинти, як на експериментальних гвинтокрилах ЦАГІ-11ЕА і Ка-22, або повітряний гвинт, котрий забезпечує штовхання на гвинтокрилі Локхід АН-56, або додаткові реактивні двигуни на експериментальних гвинтокрилах фірм «Белл» і «Локхід». На одному з таких гвинтокрилів Белл YUH-1 із крилом і двома ТРД було досягнуто в 1969 р. максимальну швидкість 508,5 км/год, що не зареєстровано як світовий рекорд, але показовою є здатність стійкої роботи несучого гвинта за таких великих швидкостях польоту: кінці наступаючих лопатей при цьому обтікались із надзвуковою швидкістю польоту (M = 1,01), а еквівалентна аеродинамічна якість становила всього 1,5 через зростаючий опір несучого гвинта, відтак використання несучого гвинта за таких швидкостей втрачало будь-який сенс.

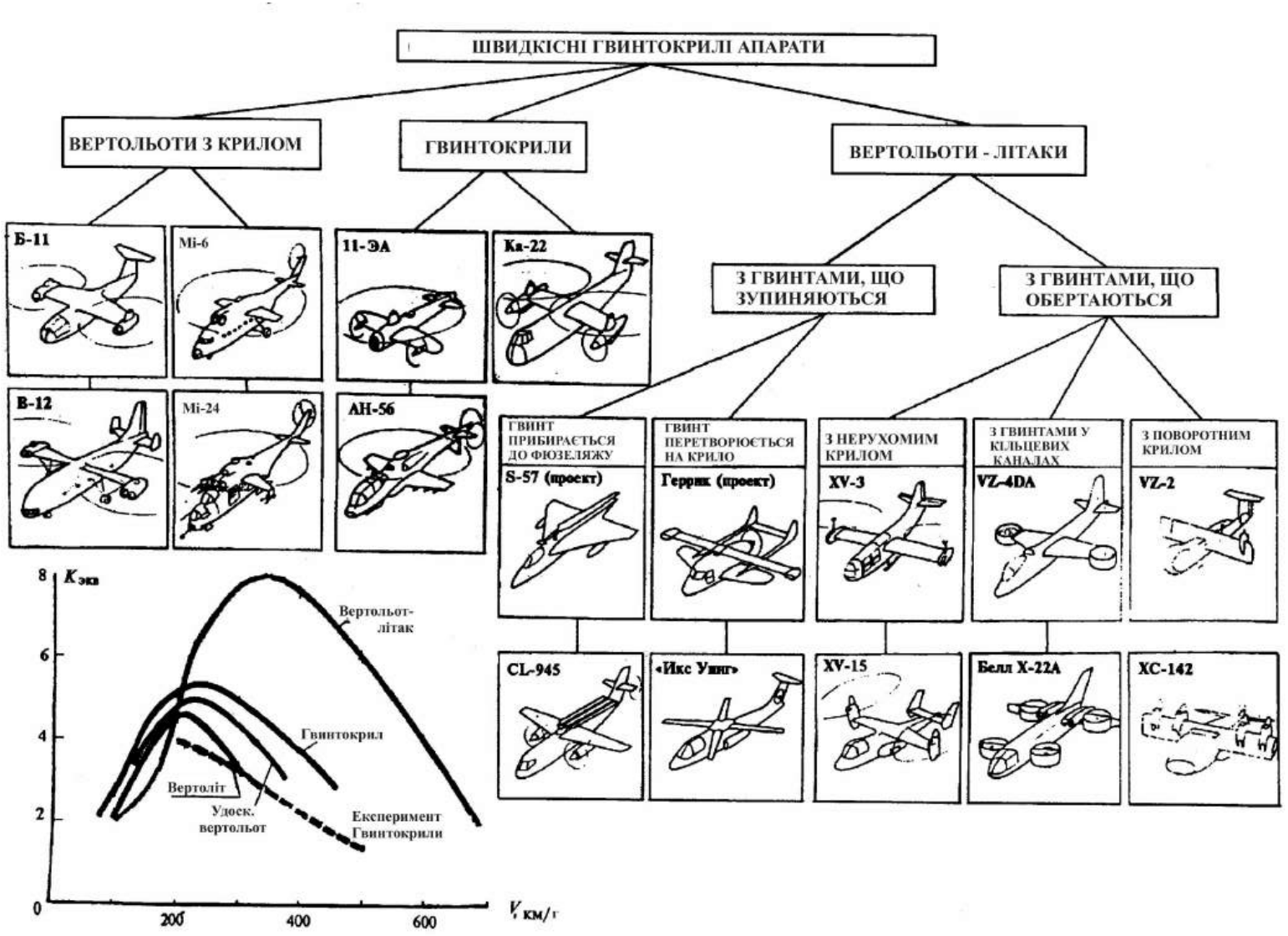


Рис. 1.25. Класифікація швидкісних гвинтокрилих апаратів та зміна їх еквівалентної аеродинамічної якості залежно від швидкості польоту

Тому велику увагу було приділено дослідженням модифікованих гвинтокрилих апаратів або вертольотів-літаків, які можуть, злітаючи або сідаючи, як вертольоти, змінюватисяся у крейсерському польоті на літак із високою аеродинамічною якістю.

Після вдалої демонстрації одного з вертольотів-літаків XV-15 на авіакосмічній виставці в Парижі в 1981 р. збройні сили США ухвалили рішення розпочати повномасштабну програму JVX (Joint Services Advanced Vertical Lift Aircraft) розроблення експериментального багатоцільового літака вертикального зльоту і посадки (СВВП) для всіх видів військ, призначеного для використання як десантного, пошуково-рятувального, бойового, розвідувального і навіть протичовнового із можливою заміною в 1990-х роках відповідних типів літаків і вертольотів. Унаслідок досліджень перевагу було віддано СВВП із фіксованим крилом і поворотними гвинтами проміжного типу між важко навантаженими жорсткими літаковими повітряними гвинтами і легко навантаженими шарнірними вертолітними несучими гвинтами, що забезпечувало компроміс для польоту на режимі висіння, коли оптимальним є вертолітний несучий гвинт, і для польоту з великою швидкістю, коли оптимальним є повітряний гвинт з великим скрученням лопатей.

Розроблення програми JVX, враховуючи її складність, міністерство оборони США вирішило доручити в 1982 р. фірмам «Белл» і «Боїнг-вертол», як таким, що мають найбільший досвід у розробленні гвинтокрилих апаратів з поворотними гвинтами.

Було вирішено розробляти єдиний для всіх видів військ СВВП, що одержав позначення V-22 «Оспрі» (рис. 1.26) СВВП із поворотними гвинтами діаметром 11,6 м і двома ТВД потужністю по 4585 к.с.; було задано максимальну злітну масу при вертикальному зльоті 21545 кг, при зльоті з коротким розгоном – 24950 кг (із повернеными на 45° гвинтами), дальність польоту при вертикальному зльоті – 2225 км, при зльоті з коротким розгоном – 3340 км, максимальне навантаження, що перевозиться, в кабіні – 9070 кг, на зовнішній підвісці 6805 кг, СВВП MV-22, перевозить 24 десантники із швидкістю 460 км/год при радіусі дії 370 км. Він може літати на режимі висіння при висадці десанту на висоті 915 м при 33°С. Заміна застарілих транспортних вертольотів CH-46E на 425 СВВП CV-22 триватиме до 2022 р. Загальна вартість програми розроблення і виробництва 523 СВВП V-22 оцінюється в 45 млрд дол, включаючи вартість НІОКР 6,6 млрд дол, а середня ціна одного СВВП – 86 млн дол, що робить програму V-22 найдорожчою з програм гвинтокрилих апаратів. Проте програма V-22 лишається серед пріоритетних програм збройних сил США і її фінансування триватиме.

СВВП із поворотними гвинтами неодноразово пропонувалися для пасажирського сполучення між містами з використанням наявних вертолітних злітно-посадкових майданчиків у центрах міст, а також для доставки пасажирів до розташованих за містом аеродромів.

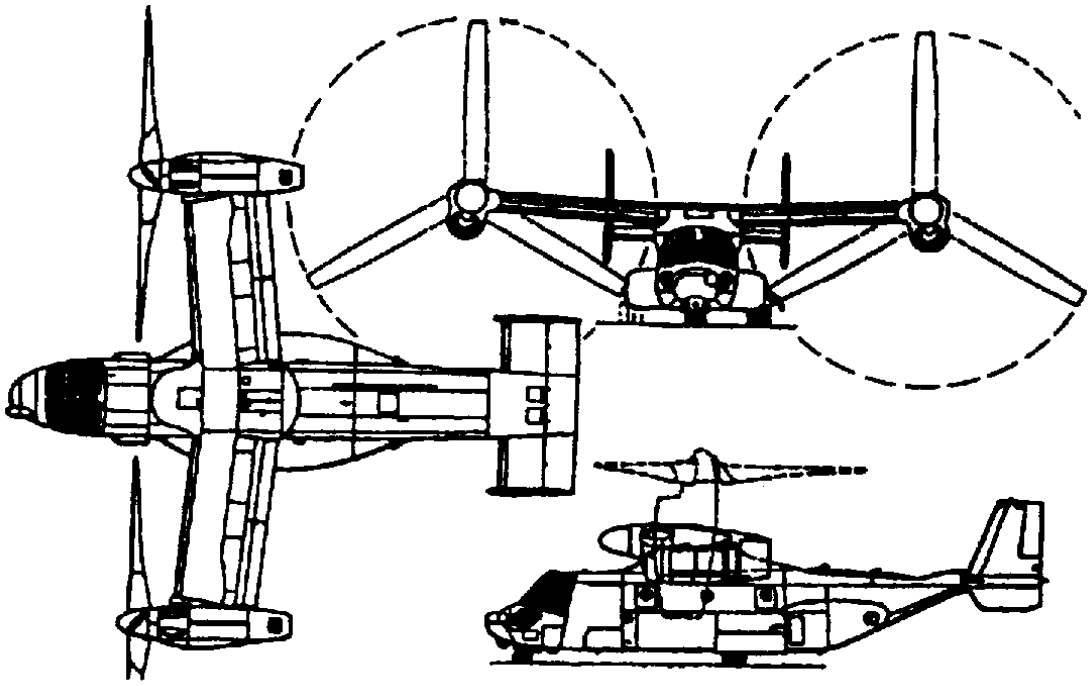


Рис. 1. 26. СВВП Белл-Боїнг V-22 «Оспрі»

І лише тепер, після запуску в серійне виробництво воєнних СВВП V-22, стало можливим створення цивільного СВВП із поворотними гвинтами, причому не такого великого, як V-22, без ризику, що йому не знайдеться застосування, а більш легкого, подібного до XV-15, для якого можна використовувати наявні вертолітні майданчики в центрах міст і навіть на дахах будівель, пристосовані для експлуатації невеликих вертольотів.

Тому фірма «Белл» після ретельного вивчення можливостей використання СВВП запропонувала розроблений спільно з фірмою «Боїнг» проект СВВП Белл-Боїнг BB.609 для використання його як адміністративного, санітарного, пошуково-рятувального, морського розвідувального, поліцейського і тренувального.

1.5. ДОСЛІДЖЕННЯ ВЕРТОЛЬОТІВ ІЗ РЕАКТИВНИМ ПРИВОДОМ НЕСУЧОГО ГВИНТА

Труднощі у створенні механічної трансмісії для перших вертольотів і особливо передачі великої потужності на несучий гвинт для важких вертольотів змусили конструкторів звернутися до реактивного приводу несучого гвинта, що не потребує трансмісії і не обмежується за передавальною потужністю. У Росії, США, Великій Британії, Франції та Німеччині було побудовано кілька експериментальних вертольотів із реактивним приводом несучого гвинта і розроблено оригінальні проекти, що не можна не враховувати, аналізуючи розвиток світового вертольотобудування.

Більшість побудованих вертольотів із реактивним приводом несучого гвинта були легкими одно- і двомісними та забезпечувалися реактивними двигунами на кінцях лопатей: прямоточними на вертольотах Хіллер YH-32 і І. П. Братухіна, пульсуючими на вертольотах Америкен Гелікоптер ХА-5 і ХН-26 і Б. Я. Жеребцова, рідинно-реактивними на перекисі водню на вертольотах Келлет КН-15 і Ротор-крафт RH-1 і турбореактивними на вертольоті В-7 ОКБ М. Л. Міля. Незважаючи на простоту такого виду приводу і значне спрощення конструкції всього вертольота, створення вертольотів із двигунами на кінцях лопатей, що працюють у полі великих відцентрових сил, мають високий рівень шуму і велику витрату палива, стало зовсім не простим завданням, через те вони не поширюються.

У подальших дослідженнях перспективних силових установок було показано, що для створення важких вертольотів доцільнішим є механічний привід несучого гвинта, – висновок, який визначив основний напрям розвитку важких вертольотів.

1.6. ПРОГНОЗ РОЗВИТКУ ВЕРТОЛІТНОГО РИНКУ

Важливою частиною досліджень розвитку вертольотів є прогнозування розвитку світового вертолітного ринку, що здійснюється щороку спеціальними прогностичними організаціями на кшталт «Форкаст Інтернешнл» при службі аналізу оборонного ринку DMS (Defence Marketing Services) у США щодо всіх літальних апаратів, зазвичай, на 10 років, а також провідними авіаційними фірмами щодо тих літальних апаратів, котрі їх зацікавили. Так, щороку фірма «Аллісон» складає прогнози розвитку на 10 років ринків легких вертольотів із ГТД.

Найбільш ґрунтовними є прогнози DMS, що подають узагальнені статистичні дані щодо виробництва військових і цивільних вертольотів, стану розвитку програм, основних модифікацій, а також характеристик. Ці статистичні дані, що є досить точними і відповідають річним звітам вертольотобудівних фірм щодо виробництва своїх вертольотів, доповнюються таблицями прогнозованого виробництва на 10 років, які відповідають наданим фірмами планам щодо виробництва, зазвичай завищеним і, як правило, згодом повністю не підтверджуються. Більшість програм суттєво змінюються в процесі їх розроблення, змінюються обсяги і терміни серійного виробництва, що відображається вже в наступному прогнозі. Тому такі прогнози мають рекомендаційний характер і не гарантують їх виконання.

За останнім прогнозом DMS розвитку світового вертолітного ринку в 1997-2006 рр. передбачалося серійне виробництво понад 4600 військових вертольотів загальною вартістю майже 50 млрд дол. і понад 8000 цивільних вертольотів вартістю близько 20 млрд дол., тобто всього за

10 років має бути побудовано 12600 військових і цивільних вертольотів загальною вартістю близько 70 млрд дол., або в середньому 1260 вертольотів за рік при загальній їх вартості ~7 млрд дол.

На рис. 1.27 зображено графіки, що надала DMS зміни продажу військових вертольотів протягом 1987-1996 рр., прогноз постачань у період 1997-2006 рр. і відповідна загальна вартість у 1997-2006 рр. Із графіків видно, що постачання військових вертольотів у 1987-1996 рр. зменшилося у 2,5 раза (рис. 1.27, а*),* від 1254 (у 1987 р.) до 505 (у 1996 р.), однак через значне збільшення вартості нових військових вертольотів загальна вартість їх зменшилася лише на 25 %: від 5,4 млрд дол. – у 1992 р. до 4,3 млрд дол. – у 1996 р. (рис. 1.27, б).

У прогнозоване десятиліття 1997–2006 рр. продаж військових вертольотів має стабілізуватися на рівні 450 вертольотів за рік із зростанням до 490 вертольотів у 2006 р. Загальна вартість військових вертольотів, що продаються, має зрости до 6,3 млрд дол. у 2006 р., тобто на 60 % порівняно з 1997 р.

Для цивільних вертольотів також спостерігалося значне зниження продажу від максимальної – 1251 вертоліт в 1990 р. до мінімальної – 576 вертольотів у 1993 р. (рис. 1.28, а*)* при зростанні загальної вартості від 0,92 млрд дол. в 1992 р. до 1,15 млрд дол. в 1996 р. (рис. 1.28, б*).* У прогнозоване десятиліття продаж цивільних вертольотів дещо зріс – від 714 вертольотів в 1997 р. до 977 в 2005 р. при значному зростанні їх загальної вартості від 1,3 млрд дол. в 1997 р. до 2,9 млрд дол. в 2005 р., тобто у 2,2 раза.

До прогнозу DMS на 1997–2006 рр. близький прогноз фірми «Аллісон» для вертольотів із ГТД цієї фірми. За прогнозом фірми «Аллісон» виробництво легких військових вертольотів із ГТД зросло від 270 в 1997 р. до 370 в 2002 р. і знову знизилося до 270 в 2006 р. Аналогічне виробництво легких цивільних вертольотів із ГТД зросте від 500 в 1997 р. до 650 в 2001 р. і знизиться до 600 в 2006 р. Слід зазначити, що в прогнозі фірми «Аллісон» не враховано виробництво середніх військових і цивільних вертольотів, забезпечених ГТД інших фірм, а також виробництво легких вертольотів із ПД.

На графіках прогнозу DMS (рис. 1.27 і 1.28) показано також розподіл реалізованих і прогнозованих у виробництві і до продажу військових і цивільних вертольотів за типом силової установки: із одним ПД, із одним ГТД і двома і більше ГТД. Характерно, що для військових вертольотів переважали і переважатиме продаж вертольотів із двома і більше ГТД, які домінуватимуть за загальною вартістю. Однак значно зменшаться (у десятки разів) продажі вертольотів із одним ГТД і майже не буде продажів вертольотів із ПД (рис. 1.27, а і б). Для цивільних вертольотів виробництво і прогнозований продаж вертольотів із ПД будуть такими ж, як для вертольотів із одним ГТД. Для цивільних вертольотів із двома і більш ГТД

збільшиться виробництво і прогнозовані продажі, які є визначальними за загальною вартістю (рис. 1.28, а і б).



а



б

Рис. 1.27. Графіки зміни продажів і прогнозованих постачань воєнних вертольотів у 1987–2006 рр. (а)
та їхня відповідна загальна вартість у 1992–2006 рр. (б)

Становить інтерес також аналіз стану продажів за фірмами протягом 1992 – 1996 рр. і прогноз продажів у 1997 – 2006 рр. за оцінкою їх відповідної вартості, показані на рис. 1.29, а, б. У період 1992 – 1996 рр.

за кількістю проданих вертольотів перше місце посіла фірма «Белл» з її канадським відділенням, що випускає легкі вертольоти – на її частку припадає 22,3 % всіх проданих вертольотів.



а



б

Рис. 1.28. Графіки зміни виробництва, продажу і прогнозованих постачань цивільних вертольотів (а) і їхньої відповідної вартості в 1992–2006 рр. (б)

Друге місце несподівано посіла фірма «Робінсон», що виробляє легкі вертольоти із ПД – на її частку припадає 15,1 % всіх проданих вертольотів. І лише на третьому місці – фірма «Сікорський», що продала 12,2 % всіх вертольотів. Якщо взяти до уваги фірму «Макдоннелл-Дуглас», що продала 8,5 % всіх вертольотів, то частка американських фірм становила більше половини всіх проданих вертольотів – 58,1 %, а на

решту всіх країн припадала 41,9 %. Причому найбільша частка (11,5 %) припадає на французьке відділення консорціуму «Єврокоптер», 5,5 % припадає на вертольоти МВЗ М. Л. Міля і 5,1 % належала фірмі «Агуста». А 19,8 % припадала на решту всіх фірм інших країн, що виробляють власні вертольоти, або за ліцензіями вертольоти інших країн (рис. 1.29, а*).*

За період 1997 – 2001 рр. частка американських фірм у загальному виробництві вертольотів зменшиться до 42,7 %. У 2002 – 2006 рр. вона зросла до 50,7 % за рахунок розширення участі фірм «Енстром» і «Швейцер», що виробляють легкі вертольоти. Консорціум «Єврокоптер» збереже виробництво на такому ж рівні, а російські вертольоти в прогнозі на 2002 – 2006 рр. не показуються окремо, а включаються у всі інші.

Подібне співвідношення збережеться при розподілі виробництва і прогнозованих продажів за загальною вартістю (рис. 1.29, б), де оцінюється виробництво і прогнозовані продажі вертольотів МВЗ М. Л. Міля, що можуть зрости від 6,3 % у 1992-1996 рр. до 8,9 % у 1997-2001 рр. і до 11,4 % у 2002 – 2006 рр. Частка консорціуму «Єврокоптер» у загальній вартості залишилася стабільною на рівні 7,5 % і була доповнена за рахунок продажів європейських консорціумів «Європієн Гелікоптер Індастрі» і «НАТО Гелікоптер Індастрі», а основна частка припадала на американські фірми, серед яких провідною є фірма «Сікорський».

Слід урахувати, що всі публіковані за кордоном прогнози не були об'єктивними і відображали точку зору упорядників, підкреслюючи перевагу їхньої фірми або країни. Прогноз DMS був проамериканським і дав завищену оцінку продажів американських вертольотів, із якою не згоден, наприклад, консорціум «Єврокоптер», на думку якого європейські фірми мали не менші можливості, що дозволяло значно розширити продаж європейських вертольотів.

Тому на додаток до прогнозу DMS можна навести табл. 1.2, де зведено всі основні програми розроблення нових вертольотів і СВВП із поворотними гвинтами. У таблиці наведено призначення програми вертольота, що розроблялися, або СВВП, заплановані роки серійного виробництва і кількість вертольотів або СВВП, загальна вартість програми. Якщо за програмами нових воєнних вертольотів і СВВП, що розроблялися тривалий час, вказані конкретні дані планових закупівель, наприклад за програмою розвідувально-бойового вертольота RAH-66 або СВВП MV-22, CV-22 і HV-22, то за програмою багатоцільового транспортного вертольота S-92 вказано максимально можливу кількість вертольотів, які можуть бути замовлені. Те ж саме стосується європейських та інших програм нових вертольотів і СВВП: оприлюднені певні цифри закупівель воєнних вертольотів співвідносяться з дуже приблизними даними щодо цивільних вертольотів і СВВП. Загальна кількість вертольотів і СВВП із поворотними гвинтами, що можуть бути куплені в 1998 – 2025 рр., перевищує 15000, до того ж у табл. 1.2 враховано лише основні масштабні вертолітні програми.



а



б

Рис. 1.29. Розподіл за фірмами виробництва і продажу воєнних і цивільних вертольотів у 1992–1996 рр. і прогнозованих продажів у 1997 – 2006 рр. (а) і відповідної їх вартості (б)

На жаль, неможливо навести подібну таблицю для російських вертольотів через тривалу невизначеність їхнього фінансування. Проте, як видно із прогнозу DMS, продаж російських вертольотів може захопити певну частину світового ринку продажів.

Таблиця 1.2

Основні програми розроблення нових вертольотів за рубежем

Позначення програм і призначення вертольота	Фірми	Початок розроб-лення	Серійне вироб-ництво, роки	Кількість верто-льотів	Вартість програ-ми, млрд дол.	Вартість верто-льота, млн дол.
США						
Легкий розвідувальний і бойовий вертоліт RAH-66	«Боїнг» – «Сікорський»	1981	З 2005	1292	35,4	27,4
Багатоцільовий MV-2, транспортний CV-22 і пошуково-рятувальний HV-22 СВВП	«Белл» – «Боїнг»	1981	2001-2022	523	45	86
Багатоцільовий транспортний і пасажирський S-92	«Сікорський»	1990	2000-2019	2000-5000		12,5
ЄВРОПА						
Бойовий вертоліт «Тигр»	«Єврокоптер»	1984	2001 – 2025	427		11
Багатоцільовий і транспортний вертоліт ЕН-101	«Європієн Гелікоптер Індастрі»	1980	З 1998	700-800 (замов-лене 82)		
Тактичний транспортний вертоліт NH-90	«НАТО Гелікоптер Індастрі»	1983	2003	400 + 600	12	18,7
Легкий багатоцільовий вертоліт ЕС.135	«Єврокоптер»	1991	1996 – 2007	700-900		4,4
Легкий багатоцільовий вертоліт ЕС.120	«Єврокоптер» «Сінгапур Технолоджі»	1990	З 1997	1600-2000		0,8
Адміністративний і багатоцільовий СВВП	«Єврофар»	1987	2004	300		

Закінчення табл. 1.2

Позначення програм і призначення вертольота	Фірми	Початок розроб-лення	Серійне вироб-ництво, роки	Кількість верто-льотів	Вартість програ-ми, млрд дол.	Вартість верто-льота, млн дол.
ІНДІЯ						
Легкий багатоцільовий вертоліт ALH	«Хіндустан Аеронотік»	1984	З 1998	1000	0,165	4,5
ЯПОНІЯ						
Розвідувальний бойовий вертоліт ОН-Х	«Кавасакі»	1992	З 1998	150 – 200	6,85	4,4 (15,8)
Легкий багатоцільовий вертоліт МН-200	«Міцубісі»	1995	З 2000	200		3,7

Бібліографічний список

1. Ружицкий, Е. И. Анализ развития мирового вертолетостроения за 50 лет / Е. И. Ружицкий // Техническая информация. ЦАГИ. – 1998. – Вып. 1 – 2. – 60 с.
2. Ружицкий, Е. И. Вертолеты / Е. И. Ружицкий. – М.: Виктория, АСТ, 1997. Ч. 1. – 192 с.
3. Ружицкий, Е. И. Вертолеты / Е. И. Ружицкий. – М.: Виктория, АСТ, 1997. Ч. 2. – 208 с.
4. Общие виды и характеристики вертолетов / А.Г. Гребеников, В. А. Урбанович, Л. И. Лосев. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харк. авиац. ин-т», 2007. – 210 с.

Розділ 2. ВИМОГИ НОРМ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ ГВИНТОКРИЛИХ АПАРАТІВ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ (АП-29) ДО СИСТЕМИ ПРИВОДУ ГВИНТА

2.1. СЕРТИФІКАЦІЯ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

Сертифікація — діяльність, спрямована на підтвердження відповідності авіаційної техніки встановленим вимогам.

Під авіаційною технікою (АТ) розуміють повітряні судна та їхні компоненти: авіаційні двигуни, повітряні гвинти і комплектуючі вироби, механізми, прилади, обладнання, що використовують для здійснення польоту повітряних суден.

Необхідно мати на увазі, що обов'язковій сертифікації підлягають юридичні особи:

- розробники і виробники повітряних суден та іншої авіаційної техніки;
- авіаційні підприємства, що здійснюють і забезпечують повітряні перевезення й авіаційні роботи;
- авіаційні підприємства, що здійснюють технічне обслуговування і ремонт авіаційної техніки;
- аеродроми, аеропорти;
- освітні установи, що готують фахівців відповідного рівня згідно з переліками посад авіаційного персоналу;
- повітряні судна, авіаційні двигуни, повітряні гвинти, авіаційне і наземне устаткування та інші об'єкти, діяльність яких безпосередньо пов'язана із забезпеченням безпеки польотів повітряних суден, а також авіаційною безпекою.

Сертифікація авіаційної техніки є складовою частиною системи забезпечення безпеки польотів і спрямована на забезпечення допуску до експлуатації авіаційної техніки, відповідної державним вимогам до льотної придатності і охорони навколишнього середовища. Відповідність об'єкта сертифікації встановленим вимогам підтверджується документом, виданим спеціально уповноваженим органом, що відповідає за організацію і проведення обов'язкової сертифікації авіаційної техніки цивільного призначення.

Правові основи сертифікації встановлюються Повітряним кодексом (ВК).

Повітряний кодекс містить основні положення повітряного законодавства, відповідно до якого до повітряного законодавства належать закони, укази Президента, ухвали Уряду, правила використання повітряного простору, авіаційні правила, інші нормативні правові акти, що приймаються відповідно до них.

Розроблення норм льотної придатності і правил сертифікації авіаційної техніки, а також здійснення сертифікації типу авіаційної техніки, її виробництва і первинне схвалення льотної придатності екземплярів

авіаційної техніки із виданням сертифікатів, посвідчень та еквівалентних ним документів доручено Міждержавному авіаційному комітету, в якому ці функції виконуються одним із його структурних підрозділів, – Авіарегістром МАК (АР МАК).

МАК є виконавським органом, що постійно діє, уповноваженим здійснювати практичну реалізацію Міждержавної Угоди про цивільну авіацію і про використання повітряного простору (Угода), прийнятого в грудні 1991 р. у м. Мінськ. Відповідно до Угоди держави (Азербайджан, Вірменія, Білорусь, Грузія, Казахстан, Киргизія, Молдова, Російська Федерація, Таджикистан, Туркменія, Узбекистан, Україна), що підписали його, встановили, зокрема, сфери спільного ведення і регулювання робіт в області забезпечення безпеки польотів.

Вимоги до об'єктів сертифікації і процедури проведення сертифікації зазначені в Авіаційних Правилах (АП), що затверджуються згідно з порядком, встановленим державами-учасницями Угоди.

Авіаційні правила, прийняті Міждержавним авіаційним комітетом і затверджені Радою з авіації і використання повітряного простору, утвореним Міждержавною Угодою про цивільну авіацію і про використання повітряного простору, впроваджуються в життя відповідними органами виконавчої влади.

2.2. АВІАЦІЙНІ ПРАВИЛА, ЩО ВИКОРИСТОВУЮТЬСЯ ПРИ СЕРТИФІКАЦІЇ АТ

Авіаційні правила — це зведення вимог, процедур і норм, виконання яких є обов'язковою умовою забезпечення безпеки польотів і охорони навколишнього середовища.

Норми льотної придатності (НЛП) — частина Авіаційних правил, що містить вимоги до конструкції, параметрів, характеристик і льотних якостей авіаційної техніки, спрямовані на забезпечення безпеки польотів.

Норми льотної придатності гвинтокрилих апаратів транспортної категорії, що є складовою 29 Авіаційних Правил (АП-29), розроблені як подальший розвиток першого видання “Норм льотної придатності цивільних вертольотів СРСР” (1971 р.) і другого видання “Норм льотної придатності цивільних вертольотів СРСР (НЛПВ-2)”, введених у дію в 1987 р. За структурою та змістом АП-29 гармонізовані із Нормами льотної придатності гвинтокрилих апаратів США FAR-29, що містять поправки від 29-1 до 29-32.

Процес наближення вітчизняних НЛПВ до Норм США FAR-29 за структурою і змістом вимог було розпочато в 1990 р.

Нумерація параграфів АП-29 відповідає нумерації параграфів FAR-29.

Вимоги АП-29, що не мають аналогів у FAR-29, наведені або у вигляді параграфів, номери яких після цифрової групи доповнені додатковим символом — великою літерою кириличного алфавіту, що не збігається за

зображенням із латинськими літерами (наприклад, 29.610-Б), або всередині параграфів у вигляді пунктів, позначених малими літерами російського алфавіту, що не збігаються за зображенням із латинськими (наприклад, б, г, д, ж), або у вигляді додаткових розділів.

Гармонізація Авіаційних правил — зближення вітчизняної системи Авіаційних правил з аналогічними правилами США і об'єднаної Європи. Метою гармонізації є таке:

- підвищення рівня безпеки польотів повітряних суден;
- сприяння експорту вітчизняної авіатехніки і забезпечення її конкурентоспроможності на міжнародному ринку;
- спрощення визнання вітчизняних норм за рубежем;
- розвиток можливостей міжнародної співпраці в області нормування льотної придатності і сертифікації авіаційної техніки.

Розбіжності у вимогах НЛГ і FAR, а також у номенклатурі правил і в структурі їх побудови спричинили великі проблеми при проведенні робіт із сертифікації АТ, що імпортувалася, і виявилися істотною перепоною під час сертифікації вітчизняної АТ зарубіжними авіаційними адміністраціями для її постачань на експорт.

Аналіз авіаційних правил, що відносяться до сертифікації АТ і її виробництва і діють у різних державах, показує, що практично всі ці правила ґрунтуються на відповідних авіаційних правилах США FAR (Federal Aviation Regular — Федеральні авіаційні правила) або об'єднаної Європи JAR (Joint Aviation Requirements — Єдині авіаційні вимоги). Вимоги FAR і JAR значною мірою гармонізовані між собою, оскільки авіаційні адміністрації США і об'єднаної Європи проводили і продовжують вести роботи, спрямовані на мінімізацію розбіжностей у своїх авіаційних правилах.

Порівняння вимог НЛГВ із FAR показує, що зазначені в них вимоги до рівня льотної придатності АТ практично еквівалентні.

З 1990 р. розпочалися роботи з гармонізації авіаційних правил із правилами США й об'єднаної Європи. Гармонізація базується на таких принципах:

- система Авіаційних правил охоплює всі аспекти, що належать до сертифікації АТ і її виробництва і відповідає за номенклатурою і структурою Авіаційним правилам США і об'єднаної Європи;
- вимоги, зміст яких однаковий у вітчизняних нормах і FAR, подаються в гармонізованих Авіаційних правилах у редакції відповідного тексту FAR;
- у гармонізованих Авіаційних правилах зберігаються ті відмінності вітчизняних норм від FAR, що відображають вітчизняний досвід забезпечення безпеки польотів.

Наразі сформована вітчизняна система Авіаційних правил, максимально гармонізована із відповідними Авіаційними правилами США і об'єднаної Європи. До неї належать:

- процедури сертифікації авіаційної техніки та її виробництва;

– норми льотної придатності авіаційної техніки — повітряних суден, маршових двигунів, допоміжних двигунів і повітряних гвинтів;
– норми емісії (викидів в атмосферу) шкідливих речовин для авіаційних двигунів;
– стандарти рівня шуму повітряних суден на місцевості;
– інші авіаційні правила, що забезпечують проведення сертифікації авіаційної техніки і підтримку її льотної придатності.

Перелік авіаційних правил та їхні позначення наведено в табл. 2.1.

Таблиця 2.1

Перелік авіаційних правил, що використовуються при сертифікації авіаційної техніки цивільного призначення

Авіаційні правила	Позначення
Авіаційні правила, частина 21. Процедури сертифікації авіаційної техніки	АП-21
Авіаційні правила, частина 23. Норми льотної придатності цивільних легких літаків	АП-23
Авіаційні правила, частина 25. Норми льотної придатності літаків транспортної категорії	АП-25
Авіаційні правила, частина 27. Норми льотної придатності гвинтокрилих апаратів нормальної категорії	АП-27
Авіаційні правила, частина 29. Норми льотної придатності гвинтокрилих апаратів транспортної категорії	АП-29
Авіаційні правила, частина ОЛС. Норми льотної придатності дуже легких літаків	АП-ОЛС
Авіаційні правила, частина 33. Норми льотної придатності двигунів повітряних суден	АП-33
Авіаційні правила, частина ВД. Норми льотної придатності допоміжних двигунів повітряних суден	АП-ВД
Авіаційні правила, частина 34. Охорона навколишнього середовища. Норми емісії для авіаційних двигунів	АП-34
Авіаційні правила, частина 35. Норми льотної придатності повітряних гвинтів	АП-35
Авіаційні правила, частина 36. Сертифікація повітряних суден з рівня шуму на місцевості	АП-36
Авіаційні правила, частина 39. Директиви льотної придатності	АП-39
Авіаційні правила, частина 145. Ремонтні організації	АП-145
Авіаційні правила, частина 183. Представники Авіаційного реєстру	АП-183

Авіаційні правила, частина 29. Норми льотної придатності гвинтокрилих апаратів транспортної категорії. АП-29 розроблені як подальший розвиток другого видання "Норм льотної придатності цивільних вертольотів СРСР" (НЛГВ-2). За структурою та змістом АП-29 гармонізовані із FAR-29. Містять вимоги до льотної придатності, виконання яких є необхідним для видачі сертифікатів типу і змін до цих сертифікатів для гвинтокрилих апаратів транспортної категорії.

2.3. СТРУКТУРА АП-29

«Норми льотної придатності гвинтокрилих апаратів транспортної категорії» АП-29 складаються з таких розділів:

Розділ А – ЗАГАЛЬНІ ПОЛОЖЕННЯ.
Розділ В – ПОЛІТ.
Розділ С – ВИМОГИ ДО МІЦНОСТІ.
Розділ D – ПРОЕКТУВАННЯ І КОНСТРУКЦІЯ.
Розділ Е – СИЛОВА УСТАНОВКА.
Розділ F –ОБЛАДНАННЯ.
Розділ G – ЕКСПЛУАТАЦІЙНІ ОБМЕЖЕННЯ ТА ІНФОРМАЦІЯ
Додатки

У розділі А застосовано таку класифікацію гвинтокрилих апаратів з точки зору їх сертифікації за категоріями.

Гвинтокрилі апарати транспортної категорії мають сертифікуватися відповідно до вимог або до категорії **А**, або до категорії **В.** Багатодвигуновий гвинтокрилий апарат може бути сертифікований одночасно і за категорією **А**, і за категорією **В** за умови відповідності певним загальним і спеціальним експлуатаційним обмеженням за кожною категорією.

Гвинтокрилий апарат із максимальною вагою **понад 9080 кг** і кількістю пасажирських місць **10 і більше** має сертифікуватися на тип за категорією **А**.

Гвинтокрилий апарат із максимальною вагою **понад 9080 кг** і кількістю пасажирських місць **9 або менше** може сертифікуватися на тип за категорією **В** гвинтокрилих апаратів за умови задоволення вимогам до категорії А, що міститься в розділах С, D, Е, F даної Частини.

Гвинтокрилий апарат із максимальною вагою **9080 кг або менше** із кількістю пасажирських місць **10 і більше** може сертифікуватися на тип за категорією **В** гвинтокрилих апаратів за умови задоволення вимогам до категорії **А**, що зазначено в параграфах 29.67 (а) (2), 29.79, 29.1517, а також у розділах С, D, Е і F даної Частини.

Гвинтокрилий апарат із максимальною вагою **9080 кг або менше** і кількістю пасажирських місць **9 і менше** може сертифікуватися на тип за категорією **В** гвинтокрилих апаратів.

Вимоги до трансмісії вертольота при його сертифікації сформульовані в розділі Е – СИЛОВА УСТАНОВКА в підрозділі СИСТЕМА ПРИВОДУ ГВИНТА. Розглянемо ці вимоги.

29.917. Конструкція

(a) Загальні положення. Система приводу гвинта містить всі елементи, необхідні для передачі потужності від двигунів до втулок гвинтів. До них належать редуктори, вали, універсальні шарніри, з'єднання, гальмівні пристрої гвинта, муфти, опори трансмісії, будь-які супровідні допоміжні вузли або приводи, будь-які вентилятори, що є частиною системи приводу гвинта, примикають до неї або кріпляться на ній.

(b) Компонування. Система приводу гвинта має бути скомпонована таким чином:

(1) кожна система приводу гвинта багатодвигунового гвинтокрилого апарата має бути скомпонована так, щоб у разі відмови будь-якого двигуна решта працюючих двигунів продовжувала забезпечувати привід кожного гвинта, робота якого необхідна для польоту й управління;

(2) для однодвигунового гвинтокрилого апарата кожна система приводу гвинта має бути скомпонована так, щоб кожен гвинт, необхідний для управління на режимі авторотації, і далі приводився в рух несучими гвинтами, після від'єднання несучого і допоміжних гвинтів від двигуна;

(3) кожна система приводу гвинта повинна мати вузол для кожного двигуна для автоматичного роз'єднання із несучим і допоміжним гвинтами у разі відмови двигуна;

(4) якщо в системі приводу гвинта використовується пристрій з обмеження обертального моменту, то він має бути розміщений так, щоб це забезпечувало тривале керування гвинтокрилим апаратом під час роботи цього пристрою;

(5) якщо є потреба встановити у відповідне положення гвинтів за фазою з метою уникнення їх схльостування, то конструкція кожної системи приводу має забезпечувати постійне і надійне співвідношення фаз при будь-якому робочому режимі;

(6) якщо передбачений засіб із встановлення гвинтів у відповідній фазі, то мають бути наявні пристрої для фіксації гвинтів у потрібній фазі перед роботою.

29.921. Гальмо гвинта

Якщо є пристрої для гальмування гвинта, то управління цією системою має бути не залежним від двигуна, мають бути вказані всі обмеження щодо використання цих пристроїв і засіб керування гальмом має бути захищений від випадкового використання.

29.923. Випробування системи приводу гвинта і механізмів управління

(a) Тривалі випробування, загальні положення. Кожна система приводу гвинта і кожен механізм управління гвинтом мають бути випробувані згідно з пунктами (b) — (n) і (p) даного параграфа щонайменше протягом 20 год. плюс годину, необхідну для задоволення вимог пунктів (b) (2) і (k) даного параграфа. Випробування мають проводитися таким чином:

(1) мають використовуватися десятигодинні цикли випробувань, за винятком тих випадків, коли цикл випробувань має бути продовжений з метою проведення випробувань із одним непрацюючим двигуном відповідно до пунктів (b) (2) і (k) даного параграфа, якщо такі випробування потрібні;

(2) випробування мають проводитися на гвинтокрилому апараті або схваленому стенді;

(3) величина обертального моменту і частота обертання при випробуваннях мають:

(i) визначатися виходячи з обмежень, передбачених для силової установки;

(ii) належати до гвинтів, затверджених для використання на гвинтокрилому апараті.

(b) Тривалі випробування; випробування при роботі двигуна на злітному режимі. Гонка двигуна на злітному режимі має здійснюватися таким чином:

(1) за винятком випадків, зазначених у пункті (b) (2) даного параграфа, гонка двигуна на злітному режимі має проводитися протягом години циклами, що чергуються, по 5 хв. кожен при величині обертального моменту, відповідній злітній потужності, і при максимальній частоті обертання, що використовується на цьому режимі, і 5-хвилинній гонці на практично якомога низькій частоті обертання двигуна на режимі малого газу. Протягом першої хвилини циклу гонки на режимі малого газу система приводу гвинта має бути від’єднана від двигуна і має бути

приведений в дію гальмівний пристрій несучого гвинта, якщо він є або передбачається. Під час інших 4 хв. циклу гонки на режимі малого газу муфта зчеплення має бути приєднана до двигуна так, щоб двигун приводив до руху гвинти при практично мінімальній частоті обертання. Двигун і система приводу гвинта мають прискорюватися із максимальним темпом. Після відключення двигуна частота обертання двигуна має зменшуватися зі швидкістю, достатньою для забезпечення функціонування муфти вільного ходу;

(2) для вертольотів, коли запрошується сертифікат на використання 2,5-хвилинної потужності, із одним непрацюючим двигуном, гонка двигуна на злітному режимі має проводитися згідно з вимогами пункту (b) (1) даного параграфа, за винятком 3-ї і 6-ї гонок, для яких в цьому пункті передбачається величина обертального моменту, на злітному режимі і максимальна частота обертання на такому режимі. Для цих гонок двигуна висувають такі вимоги:

(i) кожна гонка має містити принаймні один період тривалістю 2,5 хв. при обертальному моменті, відповідному злітному режиму і максимальній частоті обертання на цьому режимі;

(ii) кожна гонка має містити для кожного двигуна послідовно принаймні один період, під час якого імітується відмова цього двигуна, а решта двигунів працює при обертальному моменті, відповідному 2,5-хвилинній потужності (при одному непрацюючому двигуні) і максимальній частоті обертання ротора двигуна, відповідній 2,5-хвилинній потужності.

(c) Тривалі випробування; випробування при роботі двигуна на режимі максимальної тривалої потужності. Безперервна робота двигуна протягом 3 год. при величині максимального тривалого обертального моменту, і максимальній частоті обертання ротора має бути виконана з урахуванням таких вимог:

(1) засоби керування несучим гвинтом мають приводити до руху як мінімум 15 разів протягом години, при цьому задаються кути нахилу несучого гвинта, відповідні максимальній вертикальній тязі, максимальній горизонтальній складовій сили тяги, спрямованій вперед, назад, вліво і вправо; переміщення засобів керування не мають спричиняти навантаження або маховий рух лопатей, що перевищують максимальні величини навантажень або рухів, які мають місце в польоті;

(2) засоби керування напрямком руху мають переміщуватися щонайменше 15 разів протягом години, по черзі проходячи через граничні значення максимального моменту правого розвороту, нейтрального моменту, що забезпечує урівноваження несучого гвинта на даному режимі, і максимального моменту лівого розвороту;

(3) у кожній позиції, відповідній максимальному відхиленню, засоби керування мають затримуватися принаймні 10 сек, а швидкість переміщення засобів керування має бути щонайменше такою ж, як при нормальній експлуатації.

(d) Тривалі випробування: випробування при роботі двигуна на режимі 90% максимальної тривалої потужності. Має бути здійснена безперервна гонка двигуна протягом однієї години при обертальному моменті, що відповідає 90 % максимальної тривалої потужності, і максимальній частоті обертання ротора, відповідній 90% величини максимального тривалого обертального моменту.

(e) Тривалі випробування: випробування при роботі двигуна на режимі 80% максимальної тривалої потужності. Має бути здійснена безперервна гонка двигуна протягом однієї години при обертальному моменті, що відповідає 80 % максимальної тривалої потужності, і мінімальній частоті обертання ротора, відповідній 80% величини максимального тривалого обертального моменту.

(f) Тривалі випробування при роботі двигуна на режимі 60% максимальної тривалої потужності. Має бути здійснена безперервна гонка двигуна протягом двох годин, а для вертольотів, для яких запрошується дозвіл на використання 30-хвилинної потужності, – протягом години при обертальному моменті, відповідному 60% максимальної тривалої потужності, і мінімальній частоті обертання ротора, відповідній 60 % величини максимального тривалого обертального моменту.
(g) Тривалі випробування в умовах імітації несправності двигуна. Необхідно визначити, чи може несправність роботи таких систем, як паливна або система запалювання, або різнорежимна робота двигунів, спричинити появу динамічних зусиль, здатних призвести до пошкодження системи приводу. Якщо це підтверджується, то необхідно виконати гонку двигуна протягом затвердженої кількості годин за згаданих вище умов, при цьому одну годину такої гонки необхідно включати в кожен цикл, а решту годин розподілити наприкінці 20 циклів. Якщо не виникає жодних несприятливих умов, то слід здійснити додатково гонку двигуна протягом години згідно з пунктом (b) цього параграфа і відповідно до регламенту гонок пункту (b) (1) даного параграфа без розгляду пункту (b) (2) цього параграфа.

(h) Тривалі випробування; випробування при роботі двигуна на режимі із перевищенням допустимої частоти обертання ротора. Має бути здійснена безперервна гонка двигуна протягом однієї години при обертальному моменті, відповідному максимальній тривалій потужності, і максимальному перевищенні допустимої частоти обертання ротора, що передбачається в експлуатації, при справній роботі засобів обмеження обертального моменту, і частоти обертання ротора, якщо такі є.

(i) Тривалі випробування; переміщення засобів керування несучого гвинта. Якщо під час випробувань на прив'язі засоби керування несучим гвинтом не переміщуються циклічно, то необхідно здійснити переміщення засобів керування несучим гвинтом, використовуючи методику, обумовлену в пункті (c) даного параграфа, за яких забезпечуються розташування, відповідні максимальній тязі гвинта протягом наступних проміжків часу у відсотках протягом загального часу випробувань, при цьому переміщення засобів керування не мають призводити до виникнення навантажень або махового руху лопатей, що перевищують максимальні значення навантажень і руху,які очікуються у польоті:

(1) за повної вертикальної тяги — 20%;

(2) за тяги, спрямованої вперед, — 50 %;

(3) за тяги, спрямованої вправо, — 10%;

(4) за тяги, спрямованої вліво, — 10%;

(5) за тяги, спрямованої назад, — 10%.

(j) Тривалі випробування вмикання муфти зчеплення і гальмівного пристрою. Під час виконання гонок двигуни при обертальному моменті, відповідному злітній потужності, і, за необхідності, під час кожної зміни обертального моменту, і частоти обертання ротора впродовж всіх випробувань необхідно виконати в цілому щонайменше 400 вмикань муфти зчеплення і гальмівного пристрою. При кожному вмиканні муфти зчеплення вал зі сторони муфти, що приводить до руху, має розкручуватися, починаючи від стану цілковитого спокою. Вмикання муфти зчеплення мають виконуватися при частоті обертання і методом, обумовленим заявником. Під час гальмування після кожного вмикання муфти двигуни мають бути зупинені досить швидко, щоб забезпечувалося автоматичне від'єднання двигунів від гвинтів і системи приводів гвинтів. Якщо для зупинення гвинта встановлено гальмівний

пристрій, то муфта зчеплення перед вмиканням гальмівного пристрою має від'єднуватися за частоти обертання гвинта, відповідної більше 40 % максимальної тривалої частоти. Далі здійснюється гальмування гвинтів до частоти обертання, відповідної 40 % максимальної тривалої частоти, після чого необхідно вмикнути гальмівний пристрій. Якщо конструкція муфти зчеплення не дозволяє здійснити зупинення гвинтів при працюючих двигунах або якщо муфта зчеплення відсутня, то перед кожним вмиканням гальмівного пристрою необхідно зупиняти двигун, а потім після зупинення гвинтів відразу ж вмикати його.

(к) Тривалі випробування; гонка двигуна при обертальному моменті з двигуном, що відмовив.

(1) Гонка двигуна при обертальному моменті, відповідному 30-хвилинній підвищеній потужності після відмови двигуна. Якщо для вертольотів запрошується дозвіл на використання 30-хвилинної потужності, гонка двигуна при обертальному моменті і максимальній частоті обертання, відповідній 30-хвилинній потужності, має провадитися таким чином: послідовно вимикається по одному двигуну, після чого триває гонка решти двигунів протягом 30 хв.

(2) Гонка двигуна при тривалій потужності після відмови двигуна. Якщо для вертольотів потрібен дозвіл на використання тривалої потужності у разі відмови двигуна, гонка двигуна має здійснюватися при обертальному моменті і максимальній частоті обертання, відповідній тривалій потужності, таким чином: послідовно вимикається по одному двигуну, після чого триває гонка решти двигунів протягом однієї години.

(3) Кількість циклів, описаних у пунктах (k) (1) або (k) (2) даного параграфа, має бути не менше кількості двигунів або ж не менше двох.

(m) Будь-які елементи, які піддаються дії поривів вітру, мають бути досліджені за тих же умов польоту, що і несучі гвинти, при цьому термін їх служби має визначатися за допомогою утомних випробувань або іншими прийнятними методами. Крім того, має забезпечуватися рівень безпеки, що дорівнює рівню безпеки несучих гвинтів:

(1) кожного елемента системи приводу гвинта, відмова якого призвела б до некерованої посадки;

(2) кожного елемента, що має важливе значення для встановлення фазового положення гвинтів на багатогвинтовому гвинтокрилому

апараті, або елемента, що забезпечує роботу ланцюга основного засобу керування на режимі авторотації;

(3) кожного елемента, що є спільним для двох або більше двигунів на гвинтокрилому апараті, що має багато двигунів.

(n) Спеціальні випробування. Кожна система приводу гвинта, призначена для експлуатації при двох або більше передавальних числах, має бути додатково випробувана на тривалість роботи – спеціальне випробування є необхідними для підтвердження безпеки системи приводу гвинта.

(o) Кожен елемент, що пройшов випробування, зумовлені в даному параграфі, наприкінці випробувань має бути у стані, придатному до експлуатації. Під час випробувань не допускається проведення розбирання, здатного вплинути на результати випробувань.

(p) Тривалі випробування: робочі мастильні матеріали. Для того, щоб дістати схвалення на використання в системах приводу гвинта і керування, мастильні матеріали мають відповідати маркам мастильних засобів, що використовуються в перебігу випробувань, указаних даним параграфом. Додаткові або альтернативні мастильні матеріали можна оцінити шляхом рівноцінних випробувань або порівняльним аналізом марок мастильних засобів і характеристик системи приводу гвинта і керування. Крім того:

(1) принаймні три 10-годинні цикли, зазначені в цьому параграфі, мають бути проведені з такими температурами мастильного матеріалу в трансмісії та редукторі (заміряними в місцях, призначених для вимірювання температури), що є не нижче максимальної робочої температури, для якої запрошується сертифікат;

(2) для систем змазування під тиском принаймні три 10-годинні цикли, зазначені в цьому параграфі, мають бути проведені при такому тиску мастила (заміряному в призначеному для цього місці), який не перевищує мінімальний робочий тиск, для якого запрошується схвалення;

(3) умови проведення випробувань, зазначених в пунктах (p) (1) і (p) (2) даного параграфа, необхідно впровадити одночасно і поширити їх придатність до експлуатації із потужністю при будь-якому одному непрацюючому двигуні, для якої потрібне підтвердження.

29.927. Додаткові випробування

(a) Для визначення мінімуму безпеки приводу гвинта мають бути

здійснені необхідні динамічні, тривалі експлуатаційні та вібраційні дослідження.

(b) Якщо передавання обертального моменту газотурбінного двигуна в трансмісію може перевищити найбільшу межу величини моменту двигуна або крутильної трансмісії і цей вихід не управляється безпосередньо пілотом за звичайних експлуатаційних умов (як у тих випадках, де основне управління потужністю двигуна здійснюється за допомогою засобів керування літальним апаратом), то має бути проведено таке випробування:

(1) за умов роботи всіх двигунів здійснюється 200 вмикань (кожне тривалістю 10 с) режиму з обертальним моментом, який дорівнює хоча б меншій із величин:

(i) обертальному моменту, що максимально використовується, та відповідає моменту, який згадується у параграфі 29.923, плюс 10 %; або

(ii) максимально досяжній за можливих умов експлуатації величині обертального моменту, з включеним пристроєм для обмеження обертального моменту, якщо такий є і нормально функціонує.

(2) Для гвинтокрилого апарата, що має багато двигунів, для імітації випадків відмови кожного двигуна по черзі двигуни, що залишилися, створюють на вході трансмісії максимально досяжний обертальний момент, можливий при експлуатації, за умови, що пристрій з обмеження обертального моменту, якщо такий є, функціонує нормально. Кожен вхід трансмісії має бути протестований при цьому максимальному обертальному моменті щонайменше протягом 15 хв .

(c) Відмова системи змазування. Для системи змазування, потрібної для правильної роботи системи приводу гвинта, висуваються такі вимоги:

(1) Категорія А. За винятком умов, коли відмови є надто маловірогідними, потрібно показати шляхом випробувань, що будь-яка відмова, що призводить до витоку змазувального мастила у будь-якій зазвичай вживаній масляній системі, не перешкоджатиме тривалій безпечній роботі (хоч і не завжди без пошкоджень) при значеннях обертального моменту і частоти обертання, вказаних заявником для умов продовженого польоту. Цей час потрібний протягом щонайменше 30 хв після виявлення екіпажем відмови в масляній системі або витоку мастила.

(2) Категорія B. Можуть бути застосовані вимоги, викладені для категорії A, за винятком тих, коли система приводу гвинта може працювати лише в умовах авторотації принаймні протягом 15 хв .

(d) Випробування із перевищенням допустимої частоти обертання. Система приводу гвинта має пройти 50 циклів випробувань, кожен тривалістю 30 с (± 3 с), із перевищенням допустимої частоти обертання не менше, ніж/або найбільш висока частота обертання, очікувана внаслідок відмови системи управління двигунами, або 105 % величини максимальної частоти обертання з урахуванням перехідних процесів, що очікуються в експлуатації. При розміщенні приладу обмеження обертального моменту і частоти обертання, не залежного від звичайних засобів регулювання роботи двигуна і такого, надійність якого підтверджена, частота обертання не має перевищувати допустимих меж. Цикли випробувань мають здійснюватися таким чином:

(1) Цикли із перевищенням допустимої частоти обертання мають чергуватися із циклами сталих режимів роботи тривалістю від 1 до 5 хв за величиною частоти обертання, що становить від 60 до 80 % від значення, відповідного максимальній тривалій потужності.

(2) Процеси збільшення і зменшення частоти обертання несучого гвинта мають проводитися за період часу не більше 10 с (за винятком випадків, коли прийомистість двигуна потребує для виходу на великі оберти більше ніж за 10 с). При цьому час, спеціально відведений для циклів роботи на підвищених частотах обертання, не можна зменшувати на величину зазначених відрізків часу.

(3) Випробування із перевищенням допустимої частоти обертання мають здійснюватися із найменшим (за абсолютним значенням) кутом розташування лопатей з метою досягнення плавності впродовж режиму.

(e) Випробування, зазначені в пунктах (b) і (d) даного параграфа, мають здійснюватися на гвинтокрилому апараті, а обертальний момент, має сприйматися гвинтами, що встановлюють на гвинтокрилих апаратах, за винятком випадків, коли можуть бути використані інші засоби наземних і льотних випробувань при інших відповідних методах поглинання обертального моменту, якщо умови кріплення і вібраційні характеристики добре імітують умови випробувань на гвинтокрилому апараті.

(f) Кожне випробування, описане в цьому параграфі, має проводитися без розбирання деталей і (за винятком випадку проведення випробування на відмову системи змазування, регламентованого в пункті (c) цього

параграфа), кожна деталь, яка випробовується, має бути в робочому стані наприкінці випробування.

29.931. Критична частота обертання валів трансмісії

(a) Критичні частоти обертання валів будь-якої системи трансмісії мають визначатися за допомогою випробувань. Однак тоді, коли для певного конкретного випадку є прийнятні методи аналізу, можуть бути використані аналітичні методи.

(b) Якщо яка-небудь критична частота обертання лишається в межах робочих діапазонів або наближена до них в умовах роботи двигуна на режимах малого газу і авторотації, то напруження, що виникає при такій частоті, має бути в безпечних межах. Це має бути продемонстровано випробуваннями.
(c) Якщо використовують аналітичні методи, які показують, що критична частота поза межами дозволеного робочого діапазону, то обчислені критичні частоти обертання мають бути поза робочим діапазоном з достатнім запасом, щоб урахувати можливі зміни між обчисленими і фактичними величинами.

29.935. З'єднання валів трансмісії

Кожен універсальний шарнір та інші ковзаючі з'єднання валів трансмісії, для роботи яких необхідне змазування, мають бути забезпечені мастилом.

29.939. Робочі характеристики двигуна

(a) Робочі характеристики двигуна мають бути досліджені в польоті, щоб визначити, що при його експлуатації за нормальних умов і в особливих ситуаціях у межах експлуатаційних обмежень гвинтокрилого апарата і двигуна відсутні несприятливі явища в двигуні (такі, як зрив потоку, помпаж, зривання горіння, детонація, неприпустимі значення параметрів, порушення функціонування систем) в небезпечному ступені їх прояву.

(b) Повітрозабірний пристрій двигуна та інші частини гвинтокрилого апарата не мають призвести до небезпечних вібрацій двигуна, спричинених нерівномірністю повітряного потоку, за умов нормальної експлуатації.

(c) Для двигунів, керованих регулятором, має бути продемонстрована відсутність небезпечної нестійкості обертання системи приводу, пов'язаної

з критичними поєднаннями потужності, частоти обертання ротора і переміщень засобів керування.

Вимоги до системи змазування трансмісії вертольота під час його сертифікації сформульовані в розділі Е – СИЛОВА УСТАНОВКА в підрозділі ЗМАЗУВАЛЬНА СИСТЕМА. Розглянемо ці вимоги

29.1027. Трансмісія і коробки передач: загальні положення

(a) Змазувальна система, призначена для елементів системи приводу гвинта, що потребують безперервного змазування, має бути досить незалежною від систем змазування двигуна і забезпечувати:

(1) експлуатацію при будь-якому непрацюючому двигуні і
(2) безпечну авторотацію.

(b) Системи змазування трансмісії і коробки передач, що функціонують під тиском, мають відповідати вимогам, викладеним у параграфах 29.1013, тільки в пунктах (c), (d) і (f), 29.1015, 29.1017, 29.1021, 29.1023. Крім того, система повинна мати:

(1) Змазувальний сітчастий або інший фільтр, через який проходять всі потоки змазування і який має бути:

(i) сконструйований так, щоб видаляти зі змазувального матеріалу будь-які забруднення, які можуть пошкодити компоненти трансмісії або системи приводу гвинта або так перешкоджатимуть процесу змазування, що становитимуть небезпеку;

(ii) обладнаний перепускним пристроєм, встановленим і виготовленим так, щоб:

(A) змазувальний матеріал надходив у звичайному темпі через частину системи, що залишилася, із цілковито засміченим фільтром;
(B) відповідним розміщенням перепускного пристрою зводилася до мінімуму можливість попадання накопичених забруднень у перепускну магістраль;

(iii) оснащений пристроєм, що вказує на накопичення забруднень на фільтрі і в сітці в момент відкривання перепускання або перед цим моментом.
(2) На забірному пристрої кожного мастилобака або мастильного відстійника, через який здійснюється подача мастила до систем

приводу гвинта або їх елементів, захисну сітку для запобігання попаданню в систему змазування будь-якого предмета, який може перешкодити потраплянню мастила від забірного пристрою до фільтра, потрібного відповідно до пункту (b) (1) даного параграфа. Вимоги пункту (b) (1) параграфа не стосуються захисних сіток, установлених на забірні пристрої мастилобаків і мастильних відстійників.

Бібліографічний список

1. Авиационные правила, часть 21. Процедуры сертификации авиационной техники – М.: ОАО "Авиаиздат", 1999.
2. Авиационные правила, часть 29. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории. – Л.: ЛИИ им. М. М. Громова, 1995.
3. Воздушный кодекс Российской Федерации. – М.: Воздушный транспорт, 1997.
4. Общие виды и характеристики вертолетов / О. Г. Гребеников, В. А. Урбанович, Л. И. Лосев и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2007. – 210 с.
5. Нормы летной годности гражданских вертолетов СССР. МВК НЛГ СССР, 1987. – 412 с.

Розділ 3. КРИТЕРІЇ ЕФЕКТИВНОСТІ ВЕРТОЛЬОТІВ

3.1. КЛАСИФІКАЦІЯ КРИТЕРІЇВ ЕФЕКТИВНОСТІ

На будь-якій стадії процесу проектування розробник, здійснюючи конструювання, розрахування нового вертольота або його елементів, визначає рівень його досконалості порівняно з прототипом: яке поєднання параметрів і характеристик для проектування об'єкта є доцільнішим. Оцінюється проект за певними критеріями.

У роботі конструкторських бюро і організацій, що здійснюють експлуатацію вертольотів, склалася система понять і критеріїв, що використовують для оцінювання ефективності даних проектів. Надруковано низку праць, які присвячені розробленню й обґрунтуванню методів оцінювання літальних апаратів, головним чином літаків. Найповніше ці проблеми висвітлено в роботах В. М. Шейніна [4], А. А. Бадягіна і Е. А. Овруцького [1], А. В. Глічева [2], С. А. Саркісяна і Е. С. Мінаєва [6]. Вибір критерію є складним і відповідальним звданням, оскільки величезну кількість параметрів і характеристик вертольота не завжди можна звести до одного або кількох показників. Помилки у виборі критерію спричиняють зайві витрати сил і засобів у процесі створення і експлуатації вертольота через невірне оцінювання об'єкта проектування. Зазвичай до критеріїв оцінювання висувають такі основні вимоги [5]:

- критерій має бути вимірюваним величиною, спосіб розрахунку якої відомий;
- необхідно, щоб у критерії було враховано основну мету, заради якої створюється об'єкт, а також умови й обмеження експлуатації;
- критерій має містити ті параметри і характеристики об'єкта, вплив яких потрібно оцінити або які необхідно оптимізувати;
- необхідно, щоб на кожному етапі проектування критерії були несуперечливими;
- бажано, щоб на всіх етапах проектування критерій був єдиним.

Остання вимога є найімовірніше побажанням, тому що інколи важко віддати перевагу будь-якому одному критерію і необхідно знати рішення щодо кількох можливих критеріїв.

Конкретний критерій вибирають залежно від провадженої роботи. Так, при аеродинамічному розрахунку як критерій логічно прийняти відносний ККД несучого гвинта для режимів висіння або аеродинамічну якість вертольота при виконанні польоту з поступальною швидкістю. Обидва ці критерії можна об'єднати поняттям аеродинамічної досконалості. Під час розроблення окремого агрегата важливим показником є його маса, віднесена до певного характерного параметра, а при оцінюванні вертольота в цілому – відношення маси його конструкції до злітної маси. Такі критерії можуть бути об'єднані поняттям вагової досконалості.

Найбільш універсальним і загальним критерієм ефективності використання транспортного вертольота є співвідношення між корисною роботою, яку він виконує, і сумарними витратами на його будування і експлуатацію.

Однак така широка оцінка новостворюваного літального апарата не завжди видається можливою, особливо на ранніх стадіях проектування. Тому разом із найбільш загальними з погляду оцінювання проекту використовують окремі критерії та їхню сукупність.

Слід зазначити, що порівняння різних ЛА як за загальними, так і за окремими критеріями ще не дозволяє зробити остаточний висновок про найбільш вигідний ЛА, оскільки досить часто такими критеріями не оцінюються дуже важливі особливості ЛА, що мають певну споживацьку цінність. Так, на транспортних операціях при порівнянні літаків з вертольотами останні зазвичай програють.

Вертольоти мають дуже важливу для споживачів якість: здатність вертикально злітати, виконувати цілу низку робіт на режимі висіння, і це робить їх незамінними, попри те, що собівартість перевезення 1 т·км у них вища, ніж у літаків. Тому одні й ті ж критерії слід застосовувати для апаратів, що мають однакове призначення, і тих, що експлуатуються в аналогічних умовах.

Розглядаючи основні критерії або методи оцінювання, розділимо їх залежно від спільних якостей на три рівні.

На першому рівні можна виокремити критерії, що визначають функціональну, виробничу і експлуатаційну ефективність.

Функціональна ефективність характеризує, наскільки повно і на якому рівні технічної (зокрема, вагової) досконалості даний вертоліт виконує свою основну задачу. Так, транспортні й пасажирські вертольоти розглядають з точки зору транспортної ефективності, вертольоти-крани – з точки зору ефективності проведення операцій кранів.

Виробнича ефективність дає можливість оцінити, наскільки успішним є проект з погляду технологічності конструкції та інших умов, пов'язаних із виробництвом.

Експлуатаційна ефективність дозволяє оцінити різні варіанти проекту або різні апарати з погляду їхніх експлуатаційних якостей.

До другого рівня належать критерії, що інтегрально оцінюють характеристики окремого ЛА, як правило, інтегрально враховуючи його функціональну, виробничу й експлуатаційну ефективність. Таке всебічне оцінювання проекту можна здійснити, використовуючи економічні методи.

Найчастіше на практиці як такі критерії використовують собівартість перевезення 1 т·км для транспортних машин, собівартість оброблення 1 га для сільськогосподарських машин або собівартість 1 год. експлуатації для вертольотів-кранів.

До третього, найвищого рівня критеріїв зараховують методи системної, узагальненої економічної оцінки ефективності вже не окремого літака або вертольота, а всієї сукупності машин даного типу або кількох типів, що створюються для вирішення певних задач. У роботі А. В. Глічева досить повно викладено системний підхід до вирішення таких задач [2]. Проблемам вибору оптимальних варіантів систем ЛА на основі комплексної економічної оцінки присвячена робота С. А. Саркісяна і Е. С. Мінаєва [6].

3.2. ФУНКЦІОНАЛЬНА ЕФЕКТИВНІСТЬ

Задача визначення техніко-економічних характеристик транспортного вертольота за допомогою лаконічної та чіткої формули завжди виглядала досить привабливою. Тому розв’язанню такої задачі приділялося багато уваги як у нашій країні, так і за рубежем.

Все різноманіття критеріїв функціональної ефективності, як правило, зводиться до деяких комбінацій трьох визначальних чинників:

- крейсерської швидкості, з якою вертоліт виконує роботу;
- вагової досконалості;
- енергетичної досконалості, що пов'язує витрату палива, необхідного для виконання транспортної роботи, з обсягом цієї роботи.

Кожен із вказаних чинників може використовуватися як окремий критерій при розв’язанні певних задач. Проте найповнішими є критерії, що враховують всі зазначені чинники.

Крейсерська швидкість польоту. Особливості роботи несучого гвинта вертольота зумовили принципово можливий діапазон крейсерських швидкостей його польоту. За один оберт лопать гвинта проходить дві зони: у першій зоні швидкості набігаючого потоку додаються до швидкостей обертання, а в другій – віднімаються. Тому при збільшенні швидкості польоту в зоні, в якій швидкості додаються, з'являються області, в яких через наближення до швидкості звуку опір починає швидко збільшуватися, що зумовлює зростання потрібної потужності. Зменшення колових швидкостей у другій зоні зумовлює інше обмеження, що пов'язане зі збільшенням кутів атаки і призводить до зриву потоку. Ці обставини визначають максимальну крейсерську швидкість польоту вертольотів.

Протягом всього періоду розвитку вертольотів крейсерська швидкість їх польоту поступово збільшувалася, що пояснюється такими чинниками:

- збільшенням енергоозброєності вертольотів;
- зниженням лобового опору не несучих елементів;
- вдосконаленням аеродинамічних характеристик несучих гвинтів.

Наразі крейсерська швидкість становить від 160 км/год (у надлегких машинах із поршневими двигунами) до 270...290 км/год (у важких вертольотах, оснащених газотурбінними двигунами).

Вагова досконалість вертольотів. Найчастіше для оцінювання вагової досконалості користуються ***коефіцієнтом вагової віддачі***, що широко використовується у практиці*.* Його визначають як частку від ділення різниці між злітною масою $m_{зл}$ і масою порожнього вертольота $m_{пор}$ на злітну масу вертольота, або як відношення маси повного навантаження $m_{повн}$ до злітної маси:

$$k_{вв} = \frac{m_{зл} - m_{пор}}{m_{зл}}, \qquad k_{вв} = \frac{m_{повн}}{m_{зл}}. \tag{3.1}$$

Підвищення вагової віддачі є найважливішим засобом збільшення статичної стелі і приведеної продуктивності транспортного вертольота.

Якщо розглядати зміну в часі коефіцієнта вагової віддачі для вертольотів (рис. 3.1), то можна помітити, що цей показник має тенденцію до певного зростання з плином часу, що свідчить про постійний прогрес вагової досконалості. Разом із тим з часом темп поліпшення вагової віддачі зменшується.

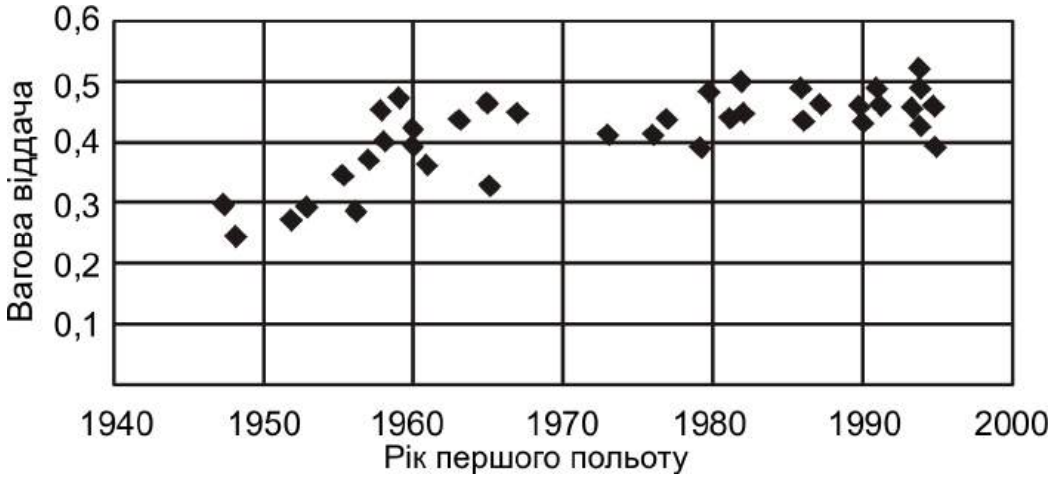


Рис. 3.1. Зміна коефіцієнта вагової віддачі в часі

Можна відзначити кілька причин, що сприяли збільшенню вагової ефективності вертольотів:

- перехід від поршневих двигунів до газотурбінних, широке використання нових матеріалів (титану, композиційних матеріалів тощо);
- впровадження нових конструкторських рішень (наприклад, зменшення маси втулок несучих гвинтів за допомогою застосування нових схем з використанням пружних елементів замість підшипників тощо);

- впровадження нових технологічних процесів (клеєзварювання, хімічного фрезерування, оброблення на верстатах із ЧПК (числовим програмним керуванням) тощо);
- вдосконалення методів оцінювання міцності конструкцій і матеріалів.

Головними напрямами підвищення вагової досконалості вертольотів наразі є такі:

- вибір раціональних конструктивно-силових схем і компонування вертольотів та їхніх агрегатів;
- комплексна оптимізація параметрів вертольотів та їхніх агрегатів при проектуванні;
- використання нових матеріалів;
- використання нових технологічних процесів при виробництві вузлів і агрегатів;
- створення більш рівноміцних конструкцій і використання матеріалів з більшим рівнем витривалості;
- зниження діючих навантажень у конструкціях вузлів і агрегатів.

Таким чином, підвищення вагової досконалості вертольотів залежить від вирішення всього комплексу основних завдань їхнього проектування, конструювання і виробництва. Мінімальна маса порожнього вертольота і, отже, висока вагова досконалість досягаються лише внаслідок оптимальних рішень усіх перерахованих вище проблем проектування і конструювання.

При цьому слід зазначити, що можливості ВКБ (відділ конструкторського бюро), що проектує вертоліт, як правило, обмежуються частиною конструкції, що становить 50...80% маси порожнього вертольота, тоді як інші 20...50% становить маса готових комплектуючих виробів. Незважаючи на те, що зростання вагової віддачі має межу, можна чекати, що деяке зниження відносної маси порожнього вертольота порівняно з сучасним рівнем триватиме.

Коефіцієнт вагової віддачі часто використовують як критерій оцінювання вагової досконалості конкретного вертольота, так і для порівняння між собою кількох ЛА, що наочно характеризує вагову досконалість конструкції даного вертольота.

Природно, що при проектуванні нової конструкції завжди прагнуть отримати найбільшу вагову віддачу. Крім того, при робочому проектуванні конкретної машини, основні параметри якої вже визначені, завдання досягнення мінімальної маси конструкції стає одним з основних.

Багато в чому вагова віддача визначається масовими характеристиками основних агрегатів, силової установки і комплексу устаткування. Тому при виборі параметрів вертольота обов'язково враховують чинники, що визначають маси цих систем.

Однак використання коефіцієнта вагової віддачі для оптимізації транспортного вертольота може призвести до помилки. Наприклад, два

однакових за злітною масою вертольота, що мають однакові значення вагової віддачі, але не однакові питомі витрати палива (через відмінності аеродинамічної якості або питомих витрат двигунів), будуть нерівноцінними з погляду їхніх транспортних можливостей. Внаслідок цього коефіцієнт вагової віддачі, як безумовний параметр, що характеризує вагову досконалість конструкцій, не може використовуватися в процесі попереднього проектування як узагальнювальний критерій транспортної ефективності машини, що розробляється.

Енергетична досконалість вертольота. Для подальших досліджень необхідно пов'язати дальність польоту з кількістю палива, що витрачається транспортним засобом для переміщення на цю дальність.

Використовуючи поняття аеродинамічної якості вертольота і пропульсивного коефіцієнта несучого гвинта [3], можна отримати такий вираз для сумарної потужності двигуна, потрібної для горизонтального польоту на крейсерській швидкості, кВт:

$$N_{дв} = \frac{m_п g v_{кр}}{3600 K \eta_{пр} \xi}, \qquad (3.2)$$

де $m_п$ – польотна маса, кг; $v_{кр}$ – крейсерська швидкість польоту, км/год; K – коефіцієнт аеродинамічної якості вертольота; $\eta_{пр}$ – пропульсивний коефіцієнт несучого гвинта; ξ – коефіцієнт використання потужності двигунів.

Помножуючи потужність на питому витрату палива c_e, отримуємо годинну витрату палива, а розділивши його на швидкість польоту, – витрату палива на 1 км шляху, кг/км:

$$q = \frac{c_e}{3600 K \eta_{пр} \xi} m_п g. \qquad (3.3)$$

Розділивши витрату q на польотну масу, отримаємо питому витрату на 1 км:

$$\bar{q} = \frac{c_e g}{3600 K \eta_{пр} \xi} = \frac{1}{E}. \qquad (3.4)$$

Питома витрата $\bar{q}$ або зворотна йому величина E є зручними для використання як критерій для оцінювання ступеня досконалості використання палива будь-яким транспортним засобом. Дальність переміщення при витрачанні певного запасу палива є найпоширенішою характеристикою таких засобів. Тому, знаючи польотну масу, можна легко визначити цей параметр.

Оскільки чим більше E, тим вище ефективність використання палива, ця величина може бути показником (коефіцієнтом) енергетичної досконалості транспортного засобу.

Фізичний зміст показника енергетичної досконалості – це шлях, який може здолати даний транспортний засіб завдяки витрачанню маси палива, що дорівнює польотній масі, при русі по горизонталі із постійною крейсерською швидкістю.

Енергетична досконаліть виявляється досить корисною для порівняння необхідних витрат енергії при виконанні однакової транспортної роботи різними транспортними засобами.

Продуктивність. Якщо потрібно провести масштабну транспортну операцію, для виконання якої необхідно здійснити безліч польотів, то для визначення термінів проведення цієї операції та потрібної кількості вертольотів необхідно знати роботу, що виконується одним вертольотом за одиницю часу, тобто продуктивність вертольота.

Для обчислення продуктивності транспортного вертольота треба знати транспортну роботу A (використовуємо таку назву щодо змінної, що не є механічною роботою в точному значенні цього поняття), що визначається як

$$A = \sum_i (m_{ван})_i \cdot L_i \qquad (3.5)$$

або

$$A = (m_{ван})_{сер} \cdot L_\Sigma,$$

де $(m_{ван})_i$ – маса вантажу, перевезеного і-м рейсом; L_i – дальність **i**-го рейсу; L_Σ – сумарна дальність всіх рейсів; $(m_{ван})_{сер}$ – середнє значення маси вантажу, що перевозиться.

Продуктивність транспортного вертольота оцінюється за виконаною ним за одиницю часу транспортною роботою:

$$П_{сер} = A / T_\Sigma, \qquad (3.6)$$

де T_Σ - сумарний календарний час, витрачений на проведення транспортної роботи A.

Сумарний календарний час виконання операції складається із польотного часу $T_п$ і часу $T_{пв}$, що витрачається на завантаження та вивантаження; часу $T_{то}$, необхідного для технічного обслуговування; часу простоїв $T_{пр}$, пов'язаних з обмеженнями різного роду і, зокрема, з обмеженнями за медичними нормами льотного часу льотно-підйомного

складу, погодними умовами, регулярністю постачання паливо-мастильними матеріалами, а також усуненням поточних несправностей:

$$T_{\Sigma} = T_{п} + T_{пв} + T_{то} + T_{пр}. \qquad (3.7)$$

Очевидно, що час простоїв характеризує організаційний рівень виконання робіт в експлуатуючій організації, а також відображає ступінь надійності й безвідмовності вертольота.

Час, що витрачається на технічне обслуговування, визначає експлуатаційні якості вертольота.

Досліджуємо польотну продуктивність, що визначається лише польотним часом $T_{п}$. Крім того, що польотна продуктивність є найважливішим додатком до загальної продуктивності, залежним від льотно-технічних і вагових характеристик вертольота, вона характеризує сумарні транспортні можливості даного вертольота, оскільки термін служби всіх агрегатів, двигунів ЛА обчислюється в годинах польотного часу.

Зазвичай польотна продуктивність обчислюється з урахуванням часу, витраченого на маневрування до зльоту і посадки, а також з урахуванням витрат часу, необхідного на набір висоти і зниження. Це зменшує середню швидкість польоту, що стає менше крейсерської швидкості. Польотна продуктивність

$$П_{сер} = \frac{(m_{ван})_{сер} \cdot L_{\Sigma}}{T_{р}} = (m_{ван})_{сер} \cdot V_{р}, \qquad (3.8)$$

де $V_{р}$ – швидкість за розкладом.

Зазвичай швидкість за розкладом пов'язується з крейсерською швидкістю через коефіцієнт k_{V} ($V_{р} = k_{V} \cdot V_{кр}$), що дозволяє позначити продуктивність таким чином:

$$П_{п} = k_{V} \cdot m_{ван} \cdot V_{кр}. \qquad (3.9)$$

Через те, що в переважній більшості літературних джерел розглядається тільки польотна продуктивність, надалі під продуктивністю будемо мати на увазі саме її. Максимальна продуктивність даного вертольота є досить важливим критерієм його транспортної досконалості. Очевидно, що для обчислення максимальної продуктивності необхідно максимальну масу вантажу $m_{ван.max}$, що перевозиться на задану дальність, помножити на швидкість за розкладом $V_{р}$:

$$П_{п.max} = m_{ван} \cdot V_{р}. \qquad (3.10)$$

Слід зазначити, що при вирішенні проблем конкретного проектування, коли конструктор має завдання з певними значеннями крейсерської

швидкості і маси вантажу, що перевозиться, на задану дальність, продуктивність не може бути критерієм оптимізації, тому що всі порівнювані варіанти, що відповідають заданим умовам, матимуть практично однакову продуктивність.

Зазначене ускладнення можна подолати, якщо розглядати питому продуктивність, тобто відношення продуктивності до маси порожнього спорядженого вертольота $m_{пс}$:

$$\bar{П}_{пс} = \frac{k_V \cdot m_{ван} \cdot V_{кр}}{m_{пс}}. \qquad (3.11)$$

Питому продуктивність можна також визначити, відносячи продуктивність до злітної маси $m_{зл}$:

$$\bar{П}_{пс} = \frac{k_V \cdot m_{ван} \cdot V_{кр}}{m_{зл}}. \qquad (3.12)$$

Таким чином, можна отримати критерій, що дозволяє оцінити проект з точки зору його вагової досконалості з урахуванням продуктивності. Це вже більш узагальнений критерій, ніж вагова віддача або крейсерська швидкість окремо, тому що він враховує вплив обох указаних чинників. Проте енергетична досконалість в явному вигляді в цьому критерії не відображена. Вона виявляється через вплив на масу максимального вантажу, що перевозиться, дальністю польоту, для якої визначається продуктивність.

Вагова віддача за корисним навантаженням, що перевозиться на задану дальність. Досить часто у вимогах до знов проектованого вертольота як одну з основних вимог висувають масу вантажу, який він має перевозити на вказану дальність.

Критерієм, що оцінює таку здатність вертольота, є вагова віддача за корисним навантаженням $m_{кор}$ при фіксованій дальності:

$$\bar{m}_{кор} = \frac{m_{ван}}{m_{зл}}. \qquad (3.13)$$

Величину $\bar{m}_{кор}$ можна також розглядати як критерій, що враховує вагову досконалість проектованого вертольота і його енергетичну досконалість. Однак він не враховує продуктивність. Вертольоти з однаковими навантаженнями і дальністю польоту, що відрізняються крейсерською швидкістю, матимуть різні значення продуктивності при однакових коефіцієнтах вагової віддачі за корисним вантажом, що перевозиться на однакову дальність.

Приведена продуктивність. Вище було наведено основні чинники, що мають бути враховані критерієм транспортної ефективності. З

урахуванням цих чинників вимоги до узагальненого критерію можуть бути сформульовані таким чином. Необхідно серед варіантів проектованого транспортного або пасажирського вертольота, що розглядаються і виконують завдання, вибрати один, що має найбільшу продуктивність, а також кращу вагову і енергетичну досконалість.

За величину, що характеризує при польоті на задану дальність продуктивність і вагову досконалість, слід вибрати відносну продуктивність, що визначається за формулою (3.12). Злітна маса визначає розмірність вертольота і основних його агрегатів. Тому продуктивність, віднесена до злітної маси, є об'єктивним і не залежним від польотної маси критерієм, що характеризує продуктивність транспортного або пасажирського вертольота, що припадає на одиницю маси.

Для оцінювання і порівняння проектованих вертольотів з точки зору витрати палива використовуємо питому витрату палива відповідно до формули (3.4).

Розділивши питому продуктивність на питому витрату палива, можна отримати критерій для оцінювання транспортної ефективності вертольотів з урахуванням трьох указаних вище чинників – ***приведену продуктивність*** (критерій Шейніна):

$$\tilde{П}_{п} = \bar{П} / \bar{q}. \qquad (3.14)$$

Приведена продуктивність вертольота із злітною масою $m_{зл}$, що перевозить вантаж $m_{ван}$ на дальність L зі швидкістю $V_p = k_V \cdot V_{кр}$, що має питому витрату палива $\bar{q}$ або коефіцієнт енергетичної досконалості E, може бути подана в такому вигляді:

$$\tilde{П}_{п} = k_V \cdot \frac{m_{ван} \cdot V_{кр} \cdot L}{m_т} = k_V \cdot \frac{m_{ван} \cdot V_{кр}}{\bar{q}}; \qquad (3.15)$$

або

$$\tilde{П}_{п} = k_V^2 \cdot \frac{m_{ван} \cdot V_{кр} \cdot E}{m_{зл}}. \qquad (3.16)$$

Фізичний зміст критерію (3.15) [7] показує, яку продуктивність матиме умовний вертоліт, що має з проектованим однакові крейсерську швидкість, досконалість за масою, питомі витрати палива двигунів і аеродинамічну якість, але що відрізняється за злітною масою. Причому злітна маса умовного вертольота має бути такою, за якої витрата палива на 1 км становитиме 1 кг.

Вираз (3.15) зручний для розрахунку приведеної продуктивності вже створених або спроектованих вертольотів, тоді як вираз (3.16) зручніший

для оцінювання впливу на $\tilde{П}_п$ окремих параметрів, що входять в нього і є змінними при проектуванні.

На рис. 3.2 показано залежність приведеної продуктивності $\tilde{П}_п$ від дальності L польоту вертольота Мі-6. При дальності менше $L_{опт}$, незважаючи на збільшення корисного навантаження, зменшення швидкості за розкладом призводить до зниження продуктивності.

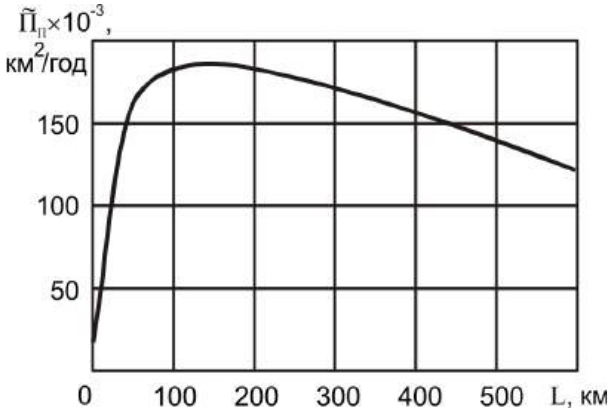


Рис. 3.2. Залежність приведеної продуктивності $\tilde{П}$ від дальності L польоту вертольота Мі-6

При дальності понад $L_{опт}$ зниження продуктивності обумовлене зменшенням корисного навантаження.

Кілька значень приведеної продуктивності для серійних вітчизняних вертольотів залежно від року їх створення показано на рис. 3.3. Кожен новий вертоліт крім того, що він відповідав вимогам до вантажопідйомності, забезпечував ще й вищу приведену продуктивність.

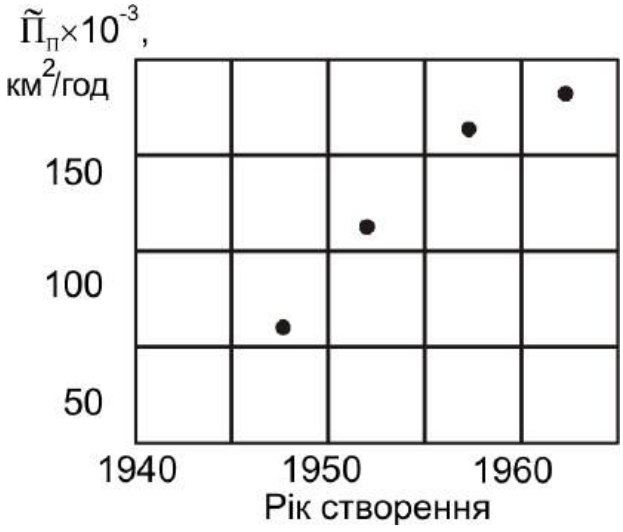


Рис. 3.3. Значення приведеної продуктивності $\tilde{П}_п$ серійних вітчизняних вертольотів

За даними роботи [7], значення критерію $\tilde{П}_п \cdot 10^{-3}$ для вертольотів при дальності польоту 300 км становлять: Мі-4 – 35, Мі-26 – 167, Мі-8 – 157 км^2/год. Для вертольотів, створених за останні роки, $\tilde{П}_п \cdot 10^{-3}$ дорівнюють 300...360 км^2/год.

Приведена продуктивність може бути використана як критерій, що оцінює продуктивність даного вертольота і вагову досконаліть його конструкції з урахуванням економічності витрачання палива. Цей критерій можна застосовувати при розгляданні різних варіантів проектованого транспортного вертольота, оцінюванні вибраного варіанта і порівнянні транспортних або пасажирських вертольотів різних вагових категорій.

При використанні для транспортування таких великогабаритних вантажів, як вертоліт-кран транспортного вертольота, ефективність його використання на таких роботах може бути оцінена виразами (3.15) або (3.16).

Однак його застосування для монтажних або кранових операцій пов'язане з виконанням робіт головним чином на режимі висіння з урахуванням умов забезпечення необхідної тривалості висіння і безпеки робіт при відмові одного двигуна. Виходячи з умов виконання роботи вертольотом-краном, можна виділити три варіанти співвідношень злітної маси вертольота і відповідно до цільового навантаження:

- виконання операції з використанням злітної потужності двигунів. У цьому разі необхідний цикл монтажних робіт має укладатися в часі, відведеному для безперервної роботи на злітній потужності. При цьому маса вантажу, що піднімається, є найбільшою;
- при використанні номінального режиму роботи двигунів маса вантажу буде менше, ніж у першому випадку;
- при відмові одного двигуна маса вантажу, що піднімається, визначається з умови роботи двигуна, що залишився, на максимально можливому режимі. У цьому випадку може виявитися, що маса корисного навантаження буде близькою до нуля.

Отже, критерій оцінювання ефективності роботи вертольота-крана має бути орієнтований на такі види робіт, які виконуються здебільшого на режимі висіння.

За критерій оптимізації параметрів у цьому випадку може бути також використано питому продуктивність $\tilde{П}_{кр}$, яка для вертольота-крана вира-жається відношенням відносної продуктивності $\bar{П}_{кр} = К_т \cdot \dfrac{m_{ц.н}}{m_0} = К_т \cdot m_{ц.н}$ до відносної годинної витрати палива $\bar{q}_г = q_г / m_0$ [7].

Приведена продуктивність вертольота-крана

$$\tilde{П}_{кр} = \frac{\bar{П}_{кр}}{q_г} = К_т \cdot \frac{m_{ц.н}}{q_г}. \qquad (3.17)$$

Використовуючи залежність між потужністю і масою апарата на режимі висіння (формула Вельнера), маємо

$$\tilde{П}_{кр} = 37{,}5 \times \eta_о \times \xi \times К_т \frac{m_{ц.н}\sqrt{\Delta}}{C_e\sqrt{p}}. \qquad (3.18)$$

Тут коефіцієнт $К_т = Т_{монт}/Т_{пол}$ враховує різницю між часом $Т_{монт}$, витраченим на монтаж, і часом польоту $Т_{пол}$, що передбачає витрати часу на маневрування до зльоту і після посадки, а також час, необхідний для підльоту до місця роботи і повернення назад. Коли конкретні умови роботи вертольота-крана невідомі, то на підставі статистики можна прийняти $К_т$ = 0,5.

3.3. ВИРОБНИЧА ЕФЕКТИВНІСТЬ

Складовою поняття технологічності конструкції певного виробу є виробнича ефективність цього виробу.

Технологічність конструкції виробу визначають як сукупність властивостей конструкції виробу, що виявляються в можливості оптимальних витрат праці, засобів, матеріалів і часу при технічній підготовці виробництва, виготовленні, експлуатації та ремонті порівняно з відповідними показниками однотипних конструкцій. До цього визначення увійшли якості, що характеризують виробничу ефективність проекту (при підготовці виробництва та виготовленні) і експлуатаційну ефективність (при експлуатації та ремонті).

При розгляді виробничої ефективності конкретного проекту необхідно в загальному випадку оцінити його трудомісткість, капіталомісткість, матеріаломісткість, а також витрати часу на підготовку виробництва і виробничий цикл.

На всіх стадіях проектування літального апарата конструктор має прагнути до найбільш економного використання матеріалів і отримання найвищого коефіцієнта їх використання.

Конкретна форма вирішення цієї задачі багато в чому залежить від стадії розроблення. Як правило, створенню серійних зразків передує створення тестових, на яких перевіряють правильність закладених у конструкцію рішень, а також здійснюють доведення вузлів і агрегатів. Тому технічна документація, що випускається на початку розроблення, часто буває розрахована на тестовий технологічний процес, внаслідок якого створюється всього кілька зразків. На цій стадії не завжди вдається набути високих значень коефіцієнта використання матеріалу. Тим часом основні

витрати, пов'язані з будуванням проектованого вертольота, будуть визначені пізніше, в процесі серійного виробництва. Тому надзвичайно важливо, щоб при проектуванні, у тому числі на ранніх його стадіях, було уважно розглянуто умови майбутнього серійного виробництва, а в самій конструкції передбачено найбільш прогресивні та доцільні технологічні процеси.

Використання в конструкціях заготовок, одержаних методом точного лиття, точного штампування та іншими технологічними методами, що не потребують надалі великого механічного оброблення, застосування в невідповідних, несилових елементах деталей із пластмас, а в силових елементах скло- і вуглепластикових матеріалів, а також багато інших рішень дозволяють досягати високих значень коефіцієнта використання матеріалу.

У процесі проектування літального апарата конструктору постійно доводиться розв’язувати протиріччя між вимогами отримати мінімальну масу і забезпечити прийнятну трудомісткість у серійному виробництві та в експлуатації. Аналізуючи різні варіанти конструкції певного вузла або агрегату, важливо порівняти їх з погляду трудомісткості виготовлення.

3.4. ЕКСПЛУАТАЦІЙНА ЕФЕКТИВНІСТЬ

Тривалість експлуатації будь-якого літального апарата набагато перевищує час його проектування або створення. У процесі експлуатації реалізується та корисна робота, заради якої створювався кожен вертоліт або літак. Однак і витрата праці, пов'язана з експлуатацією, є досить великою. Саме тому останнім часом питанню вдосконалення умов і методів експлуатації приділяють більшу увагу.

Застосовування кожного з окремо зазначених чинників виявляє різного роду відхилення або пошкодження елементів конструкції агрегатів, вузлів, систем і апаратури, що усувають шляхом регулювання, доробки або заміни пошкоджених елементів. Роботи з усунення вказаних несправностей прийнято називати ремонтом. Основною особливістю цих робіт є те, що їх неможливо наперед спланувати, і тому віднесемо трудовитрати на такі роботи до другої групи трудовитрат. Очевидно, що визначити конкретно ці трудовитрати можна лише внаслідок аналізу експлуатації. Тому питому трудомісткість ремонту в процесі проектування визначити не можна.

Зараз у практиці літако- і вертольотобудування починають регламентувати трудовитрати, потрібні для здійснення заміни основних агрегатів вертольота і двигуна. Вважається за доцільне в разі виявлення будь-якої серйозної несправності або значного відхилення параметрів системи від норми не виправляти їх на літальному апараті, а замінити

несправний вузол і потім уже в умовах спеціалізованого підприємства усунути дефект на знятому вузлі або агрегаті.

У зв'язку з цим особливу увагу приділяють створенню так званих модульних конструкцій, що передбачають відносне просте розчленовування агрегату на окремі модулі, із подальшою заміною пошкодженого модуля.

Таким чином, для досягнення найбільшої досконалості конструкції з погляду забезпечення мінімальної трудомісткості ремонту дуже важливо розробити конструкцію так, щоб трудомісткість заміни її окремих агрегатів або модулів була мінімальною.

До третьої групи робіт, пов'язаних з експлуатацією, відноситься капітальний ремонт. Якщо роботи із заміни агрегатів можуть бути регламентовані, то відновні роботи, пов'язані з усуненням результатів зносу деталей і подібні до них, наперед пронормувати неможливо.

При розгляді питань оптимізації конструктивних рішень на ранніх стадіях проектування є доцільним із великої кількості критеріїв, запропонованих різними авторами, вибрати лише ті, які конструктор при роботі над проектом зможе використовувати для оцінки досконалості з погляду експлуатаційних якостей новостворюваного зразка (вертольота або його окремого агрегата).

Трудовитрати, пов'язані з експлуатацією, можна умовно поділити на три групи. До першої групи слід віднести ті, час виконання яких планується заздалегідь. До другої групи зараховують ті трудовитрати, час виконання яких неможливо спланувати. До третьої групи відносять ті трудовитрати, термін виконання яких відомий, а зміст роботи і пов'язані з цим трудовитрати відомі наперед лише частково і уточнюються додатково в процесі виконання вказаних робіт.

Практика експлуатації та ремонту авіаційної техніки, що наразі склалася, передбачає виконання цілком визначених робіт для забезпечення надійного функціонування літального апарата. До них належать передпольотний, післяпольотний огляди, післяпольотна підготовка, а також періодичні і сезонні регламентні роботи. Зміст цих робіт полягає в оглядах, заправках, змазуванні та різного роду регламентованих перевірках.

Відмітною особливістю вказаних робіт є те, що їх трудомісткість може бути визначена заздалегідь навіть у процесі проектування. Більше того, певною мірою вона зумовлюється в процесі проектування.

Таким чином, зазначені вище роботи, спрямовані на підтримку працездатності вертольота, визначають зміст технічного обслуговування, що складає першу плановану групу робіт з експлуатації. Трудомісткість, тобто кількість людино-годин, необхідних для виконання технічного обслуговування, може бути встановлена ще на макеті вертольота шляхом

хронометражу окремих операцій, які необхідно провести відповідно до експлуатаційної документації.

У процесі розроблення конструкції вузла або агрегата необхідно передбачати спеціальні заходи, необхідні для виконання робіт при проведенні капітальних ремонтів. До них належать забезпечення запасів у перерізах для можливості застосування ремонтних елементів, що мають розміри більше номінальних, забезпечення умов для заміни підшипників тощо.

Слід особливо підкреслити, що трудовитрати, пов'язані з технічним обслуговуванням, поточним і капітальним ремонтом, багато в чому залежать від таких, здавалося б, незначних обставин, як зручність розташування експлуатаційних лючків і способів їх закривання, зручність і простота контролю рівнів рідин, забезпечення підходів до агрегатів, можливість зняття одного агрегата без демонтажу інших тощо.

Таким чином, для забезпечення високої експлуатаційної ефективності проекту необхідно прагнути до набуття найменших значень питомої трудомісткості технічного обслуговування, до зниження трудовитрат на заміну основних агрегатів і систем, а також до зменшення трудомісткості капітальних ремонтів.

3.5. ЕКОНОМІЧНА ЕФЕКТИВНІСТЬ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ВЕРТОЛЬОТА

Розглянуті вище критерії дозволяють при дослідженні проектованого або вже побудованого вертольота оцінити його з погляду окремих функціональних, виробничих або експлуатаційних якостей. Проте інтегральну оцінку проекту, що враховує на єдиній основі всі якості машини, можна отримати, використовуючи тільки економічну оцінку, визначаючи собівартість його експлуатації: єдиний результат, що містить оцінку витрат на проведені роботи.

Собівартість робіт, що виконуються вертольотом, є загальновизнаним критерієм ефективності його використання. Такий підхід не є новим. Ще в 1930-х роках, час становлення пасажирських авіаперевезень, більш-менш точний розрахунок собівартості виявлявся досить проблемним, надто якщо йшлося про розгляд варіантів для оптимізації рішення.

Нині рішення вказаної задачі значно полегшується завдяки використанню в інженерних розрахунках цифрових електронних обчислювальних машин. Це дозволяє використовувати методи прямого розрахунку собівартості робіт, що виконуються вертольотами. Точність таких розрахунків опиняється в прямій залежності від точності початкових даних, що застосовують. І якщо в практиці виявляється деяка розбіжність між передбаченими в процесі проектування і отриманими в результаті реальної експлуатації цифрами, то причина цих розбіжностей найчастіше пов'язана з неточно закладеними в розрахунок термінами служби, а також

із зміною з часом цін і тарифних ставок зарплати, уточненням деяких деталей процесу технічного обслуговування і термінів ремонтів.

Однак, коли йдеться про оптимізацію параметрів машини, яка щойно проектується, всі чинники, що призводять до зазначених вище неточностей, однакові для даних варіантів і не позначаться на результатах порівняння.

В основу вартісної оцінки літального апарата закладено собівартість однієї години роботи. Прийнято ділити (або групувати) експлуатаційні витрати на дві частини – прямі і непрямі. Як вважає Є. А. Овруцький [1], таке групування спричинено тим, що рівень одних витрат безпосередньо залежить від льотно-технічних даних літака (його маси, потужності двигунів, вантажопідйомності, витрати палива, технологічності конструкції тощо); інші витрати лише частково обумовлюються типом експлуатованого літака (наприклад, амортизація і утримання злітно-посадочних смуг), здебільшого ж вони залежать від загального обсягу перевезень, інтенсивності руху та інших чинників, безпосередньо не пов'язаних з льотно-технічними даними літака. Отже, при розробленні нового проекту конструктор може впливати в основному лише на першу групу, тобто на прямі витрати. Крім того, у більшості випадків непрямі витрати визначаються як певний відсоток від основних, і тому для оптимізації проекту можуть використовуватися тільки прямі експлуатаційні витрати.

Знаючи погодинні експлуатаційні витрати, можна одержати витрати на одиницю корисної виконаної роботи шляхом ділення витрат за одну льотну годину на продуктивність вертольота:

$$C = C_в / П, \qquad (3.19)$$

де C – собівартість роботи, що здійснюється; $C_в$ – собівартість льотної години експлуатації вертольота; $П$ – продуктивність вертольота.

У роботі [7] подано методику розрахунку собівартості експлуатації вертольота. Розроблення такої методики спеціально для вертольота обумовлена значними розбіжностями в умовах експлуатації.

3.6. ОБЛАСТІ ЗАСТОСУВАННЯ КРИТЕРІЇВ РІЗНИХ РІВНІВ

Щоб дістати оптимальні параметри майбутнього вертольота, оцінити вплив на його якість тих або інших змін, що зазнає проект у процесі розроблення, створення і доведення, необхідно протягом всієї роботи проводити контроль основних параметрів машини, причому до кожного етапу добирати свої критерії.

Вибір рівня критеріїв або одного з критеріїв даного рівня для оцінювання міри досконалості виконуваної роботи значною мірою визначається стадією розроблення, на якій знаходиться проект. Розглядаючи період розроблення і створення певного літального апарата,

з моменту зародження ідеї такого апарата до завершення льотних випробувань, можна виділити три основні етапи в процесі його створення.

Перший етап – це розроблення вимог до нового літального апарата і обґрунтування основних його характеристик. У цей час формуються і задаються такі найважливіші характеристики, як вантажопідйомність, дальність польоту, розміри вантажної кабіни, крейсерська і максимальна швидкості, статична і динамічна стелі, кількість і тип двигунів, рівень надійності, експлуатаційні характеристики (наприклад, необхідний ресурс основних агрегатів), трудомісткість технічного обслуговування і періодичність основних регламентних робіт. Закінчується перший етап створенням проекту тактико-технічних вимог до створюваного літального апарата.

Оскільки комплекс вимог у вказаний період формується організаціями, що здійснюють замовлення, закупівлю і подальшу експлуатацію вертольотів, то насамперед розробляють методи, що дозволяють оптимізувати поставлені задачі.

У процесі роботи на першому етапі створення літального апарата, коли не лише народжується ідея створення машини певної розмірності, але й формується елемент майбутньої транспортної системи з урахуванням загальної кількості таких вертольотів, передбачуваного випуску їх за роками, завантаження під час експлуатації і термінів списання, доречно використовувати критерії третього, найвищого рівня, що дозволяють урахувати максимально можливу кількість основних чинників, що визначають ефективність системи в межах всього народного господарства країни.

Методи, що використовують під час розв’язання такого класу задач, детально розглянуто в роботах С. А. Саркісяна, Е. С. Мінаєва [6] та А. В. Глічева [2]. Метод комплексної економічної оцінки – якнайповніше і раціонально використовувати господарські ресурси країни при вирішенні поставлених задач. При цьому враховують:

- перспективи розвитку техніки, її технічну ефективність, продуктивність;
- терміни проектування, створення й експлуатації нових виробів;
- виробничі можливості промисловості і перспективи розвитку техніки і технології виробництва;
- тривалість циклів створення нових виробів, обсяг і трудомісткість їх виробництва;
- досягнутий рівень і тенденції подальшої зміни концентрації, спеціалізації, кооперації і розміщення виробництва;
- ресурси і перспективи виробництва конструкційних матеріалів;
- раціональне використання матеріальних і трудових ресурсів, наданих промисловості;

- рівень і перспективи розвитку технічних засобів, умови експлуатації і використання нових виробів;
- раціональне використання матеріальних і трудових ресурсів у сфері експлуатації техніки.

Подібні завдання не належать до проблем, що розв'язуються в дослідно-конструкторському бюро. Вони мають розв'язуватися науково-дослідними інститутами замовника, наприклад, при розробленні оптимальних типорозмірів літальних апаратів, що належать до тієї чи іншої транспортної системи, а потім у перебігу розроблення тактико-технічних вимог до кожного типу літального апарата, що є складовою розробленої системи.

Другий етап починається з опрацьовування тактико-технічних вимог у дослідно-конструкторському бюро. Цей період роботи характеризується дуже тісною взаємодією ОКБ і замовника. Для того, щоб вимоги були реалізовані та базувалися на конкретних опрацьовуваннях, у конструкторському бюро зазвичай розробляють попередній проект або, як це прийнято називати, технічну пропозицію. Вже в процесі цього конструкторського опрацьовування закладають основні конструктивні, аеродинамічні і вагові параметри майбутнього вертольота, його агрегатів і систем. На основі такого опрацьовування уточнюють деякі положення тактико-технічних вимог з урахуванням тих можливостей промисловості, що реально існують на даний момент часу. Цей період закінчується остаточним формуванням тактико-технічних вимог. Потім починається період ескізного проектування і макетування апарата, що розробляється. У цей момент остаточно відпрацьовують основні параметри вертольота, уточнюють окремі системи. Ця робота завершується створенням натурного макета, в якому проводять завершуючу ув'язку проектованого вертольота. Макет дозволяє оцінити придатність вантажної кабіни для завантаження і розміщення вантажів, зручність розміщення пасажирських крісел, кабіни пілотів, розташування приладів і засобів керування, огляду тощо. На макеті можуть бути відпрацьовані надзвичайно важливі для подальшої роботи конструктивні рішення (наприклад, для забезпечення зручності експлуатаційних підходів), а також може бути відзначений час, потрібний для заміни тих чи інших агрегатів, і перевірено взаємне розташування і умови експлуатації основних агрегатів і систем.

Під час робіт, що складають зміст другого етапу, виконують основний обсяг робіт, пов'язаних з оптимізацією параметрів майбутньої машини, за яких забезпечують задані в ТТТ льотно-технічні характеристики майбутньої машини. Як критерій вирішення такого завдання для транспортного вертольота найбільш відповідає величина платного вантажу при заданих дальності польоту і злітній масі або вагова віддача за корисним навантаженням при заданій дальності.

Доцільно розглянути можливі рішення, використовуючи для транспортної машини, наприклад, запропонований раніше критерій транспортної ефективності. Як правило, при такому розгляді одержуємо різні результати для рішень, розташованих по різні боки від екстремальної за величиною корисної вагової віддачі. Таким чином, область допустимих рішень звужується. Для цієї звуженої області доцільно розрахувати собівартість виконуваних робіт з тим, щоб отримати остаточне оптимальне рішення.

У такому порядку доцільно провести розрахунки під час розроблення технічних пропозицій і ескізного проекту, а також під час уточнень конструкції на макеті.

В результаті роботи над макетом, що здійснюється ОКБ і замовником, складають документ, який якомога докладніше відображає основні характеристики майбутнього вертольота. Цей документ дозволяє конструктору перейти до робочого проектування, розпочати третій, завершальний етап роботи зі створення нової машини.

Третій етап – це робоче проектування, спорудження і льотні випробування нової машини.

Робоче проектування має поєднуватися із результатами перевірних випробувань окремих критичних елементів конструкцій, систем і спиратися на них. Практика вітчизняного і зарубіжного вертольотобудування підтверджує потребу створення різноманітних стендів, на яких здійснюють випробування різних типів.

У процесі проектування конструктор, з одного боку, спирається на певне науково-експериментальне напрацювання, створене до початку проектування. З іншого боку, впроваджуючи нові рішення, прагне якнайскоріше одержати експериментальне підтвердження правильності цих рішень. Через це, як правило, перші виготовлені зразки й агрегати йдуть на стендові випробування для перевірки їхньої працездатності та виявлення недоліків, які необхідно виправити в елементах, призначених для першого льотного екземпляра вертольота.

Останнім часом стає очевидною потреба створення зразка всього вертольота для здійснення втомних випробувань, щоб забезпечити необхідний ресурс всього планера, а не лише агрегатів, що мають найбільші динамічні навантаження.

На основі результатів таких всебічних випробувань випускають остаточні креслення, за якими будують перші дослідні екземпляри вертольота для проведення льотних випробувань.

Під час льотних випробувань з'ясовують додаткові нюанси, які неможливо було передбачити. Доводиться уточнювати навантаження на окремі агрегати, шукати вирішення нових проблем, пов'язаних з аеродинамікою, стійкістю, умовами експлуатації тощо. Всі ці чинники знову зумовлюють потребу уточнити креслення і основні дані машини.

Здійснюючи роботи на цій стадії, конструктори вже не можуть змінити основні параметри вертольота, що розробляється. Головний зміст робіт цього періоду – забезпечити заплановані раніше основні льотно-технічні характеристики і, в першу чергу, маси. У цей період розробляють спеціальні системи вагового контролю, урахування зміни маси тощо з тим, щоб цей найважливіший параметр літального апарата не вийшов з передбачених раніше меж.

Під час робіт третього етапу має бути забезпечено виконання заданих тактико-технічними вимогами або внутрішнім рішенням керівництва ОКБ величин, що характеризують технологічну і експлуатаційну ефективність майбутнього вертольота.

І, нарешті, оскільки тільки наприкінці третього етапу створення літального апарата остаточно уточнюють його технічну характеристику, доцільно на цій стадії провести низку додаткових розрахунків для уточнення набутих раніше значень собівартості експлуатації із тим, щоб отримати уявлення про кінцевий результат всіх попередніх робіт.

Бібліографічний список

1. Бадягин, А. А. Проектирование пассажирских самолетов с учетом экономики эксплуатации / А. А. Бадягин, Е. А. Овруцкий. – М.: Машиностроение, 1964. –296 с.
2. Гличев, А. В. Экономическая эффективность технических систем / А. В. Гличев. – М.: Экономика, 1971. – 270 с.
3. Вертолеты. Расчет и проектирование. – Т. 1. Аэродинамика. – Т. 2. Колебания и динамическая прочность / М.Л. Миль и др. – М.: Машиностроение, 1966, 1967. – 445 с.
4. Шейнин, В. М. Весовая и транспортная эффективность пассажирских самолетов / В. М. Шейнин. – М.: Оборонгиз, 1962. – 357 с.
5. Шейнин,В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов / В. М. Шейнин, В. И. Козловский. – М.: Машиностроение, 1977. – Т. 1 – 344 с. Т. 2. – 208 с.
6. Саркисян, С. А. Экономическая оценка летательных аппаратов / С. А. Саркисян, Е. С. Минаев. – М.: Машиностроение, 1972.
7. Тишенко, М. Н. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании / М. Н. Тишенко, А. В. Некрасов, А. С. Радин. – М.: Машиностроение, 1976. – 336 с.

Розділ 4. АЕРОДИНАМІЧНІ СХЕМИ ВЕРТОЛЬОТІВ ТА ЇХ АНАЛІЗ

Розглянемо основні аеродинамічні схеми гвинтокрилих ЛА, що здійснюють вертикальний зліт і посадку за допомогою повітряних несучих гвинтів: вертольотів, гвинтокрилів, конвертопланів. Більшість вертольотів мають механічний привід несучого гвинта (НГ), коли при утворенні тяги на нього діє реактивний момент, що дорівнює обертальному моменту і намагається розвернути корпус у напрямі, зворотному напряму обертання. Компенсація реактивного моменту у одногвинтових вертольотів здійснюється за допомогою різних рульових пристроїв, у двогвинтових і багатогвинтових – шляхом урівноваження гвинтів, що обертаються в протилежному напрямі, або завдяки нахилу їхніх осей обертання. На вертольотах із реактивним приводом несучого гвинта реактивний момент дорівнює нулю, оскільки сили опору лопатей урівноважуються тягою реактивних двигунів або інших пристроїв, установлених на кінцях лопатей.

Вибір схеми залежить від призначення вертольота, його льотно-технічних і експлуатаційних характеристик, від рівня розвитку техніки в період будування вертольота, а також від технічного рівня проектування в даному КБ під час розроблення вертольота конкретної схеми. Часто виявляється, що створені різними фірмами під одне завдання вертольоти різних схем мають подібні льотно-технічні характеристики, і при цьому кожна схема має переваги на певних режимах польоту. Слід також ураховувати, що вертоліт у більшості випадків є багаторежимним і багатофункціональним ЛА, тому вибір його схеми є комплексним завданням з багатьма критеріями.

4.1. ОДНОГВИНТОВА СХЕМА ІЗ РУЛЬОВИМ ПРИСТРОЄМ

За цією схемою внаслідок її компактності, простоти трансмісії та інших переваг побудовано найбільшу кількість вертольотів у світі.

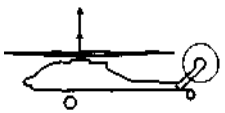
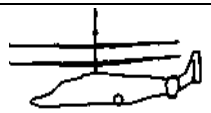
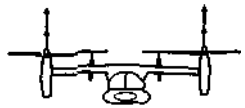
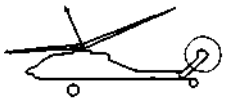
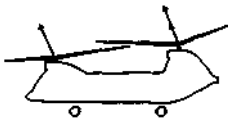
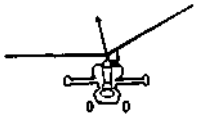
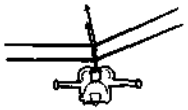
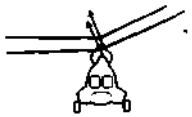
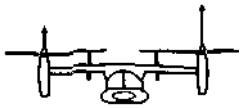
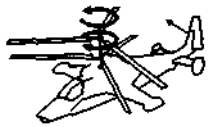
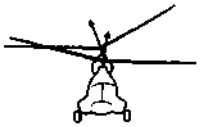
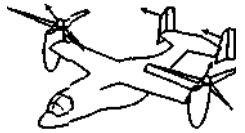
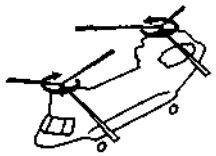
Класичну схему із рульовим гвинтом запропоновано Б. Н. Юр’евим у 1911 р. У цій схемі (табл. 4.1) реактивний обертальний момент урівноважується моментом, що створюється тягою рульового гвинта (РГ), установленого на хвостовій балці. На привід рульового гвинта витрачається 8...15 % потужності, що витрачається на обертання НГ.

Основні типи рульових пристроїв можна поділити на такі:

- що використовують тягу рульових гвинтів, установлених у подовжній площині, або повітряного гвинта, встановленого на крилах;
- що створюють аеродинамічну силу в індуктивному потоці, який відкидається несучим гвинтом;
- із дефлекторами, що відхиляють потік від повітряного гвинта, встановленого в хвостовій частині фюзеляжу;
- що створюють реактивну силу струменя, який видувається убік із сопла на кінці хвостової балки.

Таблиця 4.1

Принципи керування і балансування вертольотів і конвертоплана

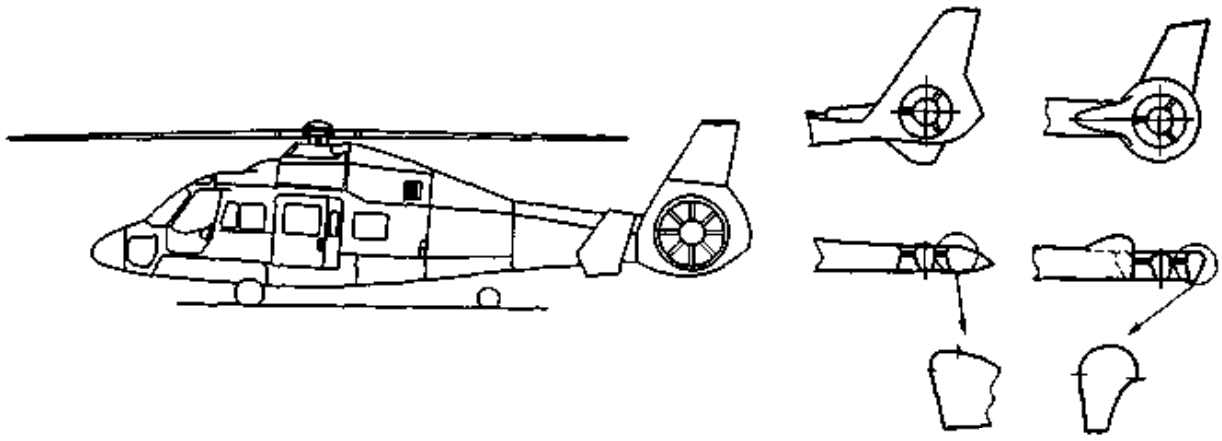
Тип керування і балансування	СХЕМА ВЕРТОЛЬОТА				Конвертоплан із поворотними гвинтами
	Одногвинтова із рульовим гвинтом	Двогвинтова співвісна	Двогвинтова провальна	Двогвинтова поперечна	
Керування по висоті					
Подовжнє керування					
Поперечне керування					
Керування напрямком					
Принцип урівноваження реактивного обертального моменту					

Рульовий ґвинт зроблений зазвичай штовхальним щодо кіля з метою зменшення втрат тяги на обдування на «моторних» режимах роботи НГ, коли потужність підводиться до його вала. На режимі авторотації, коли із НГ знімається невелика потужність, тяга РГ змінює знак. Для зменшення довжини хвостової балки і габаритних розмірів вертольота необхідне навантаження на площу РГ зазвичай вище, ніж у НГ майже вдвічі.

Рульовий гвинт також забезпечує шляхове керування і шляхову стійкість вертольота. У горизонтальному польоті реактивний момент може урівноважуватися несиметричним кілем, що має кут заклинювання, а також шайбами, що встановлюють на кінцях стабілізатора під кутом заклинювання відносно подовжньої осі вертольота. Кіль і шайби забезпечують шляхову стійкість вертольота в горизонтальному польоті. Установлення кіля і шайб дозволяє розвантажити рульовий гвинт, підвищити його ресурс, а завдяки зменшенню опору зменшити витрату палива в польоті.

Обертальні лопаті РГ, близько розташовані від поверхні землі, являють собою особливу небезпеку для обслуговуючого персоналу і можуть спричинити аварії та поломки лопатей при польоті поблизу перешкод, а також під час експлуатації на невеличких майданчиках.

Цей недолік відсутній у рульового пристрою фенестрона, що складається з багатолопатевого гвинта, розташованого в профільованому кільцевому каналі кіля (рис. 4.1). Кіль захищає від пошкоджень лопаті гвинта. Бокова сила, що урівноважує реактивний момент, створюється тягою гвинта і кільця внаслідок розрідження, що виникає на його поверхні, а також боковою силою несиметричного кіля в горизонтальному польоті.



а б

Рис. 4.1. Вертоліт Ка-60 і різні форми колектора вхідного пристрою фенестрона

Діаметр фенестрона менше діаметра традиційного рульового гвинта, що дозволяє зменшити передавальне число хвостового редуктора, а отже, масу трансмісії. При цьому відпадає необхідність у проміжному кутовому редукторі, що також знижує масу.

На режимі висіння при зменшенні діаметра гвинта на привід фенестрона потрібна більша потужність, ніж на рульовий гвинт. У горизонтальному польоті витрати можуть бути меншими на кілька відсотків або такими ж, як у рульового гвинта. Значно збільшений за площею кіль фенестрона дозволяє в разі виходу із ладу хвостової трансмісії або гвинта фенестрона здійснювати горизонтальний політ і посадку вертольота із невеликим кутом ковзання.

Уперше фенестрон було використано на вертольоті SA-341 «Газель» фірми Аероспасьяль (Франція), а потім на вертольотах SA-360 і SA-365. Нині фенестрони встановлені на вертольотах фірми «Єврокоптер», на вертольоті RAH-66 «Команч» спільного виробництва фірм «Сікорський» і «Боїнг», а також на російському вертольоті Ка-60 фірми «Камов» (див. рис. 4.1, *а*).

Гвинти фенестрона мають більшу кількість лопатей $К_л = 9...13$, ніж рульові гвинти, що знижує рівень вібрацій, які передаються на хвостову балку і підвищує «живучість» гвинта при пошкодженні лопатей.

Аеродинамічне компонування фенестрона вибирають таке, щоб верхня поверхня кіля, що виконується несиметричною із кутом заклинювання, створювала (у горизонтальному польоті) бокову силу, необхідну для повної компенсації реактивного моменту на крейсерському режимі польоту. При цьому гвинт фенестрона практично не створює тяги. Нижня частина кіля виконує функції захисного пристрою при ударі об землю.

Форма колектора вхідного пристрою може виконуватися врівень з поверхнею кіля (див. рис. 4.1, *б*) з метою зменшення його опору в горизонтальному польоті або виступати за поверхню кіля для реалізації більшої сили тяги, що розвивається кільцем на режимі висіння. В останньому випадку на режимі горизонтального польоту опір фенестрона буде більшим через зрив потоку в хвостовій частині. На деяких вертольотах (Белл-400) фенестрон є тороподібним захисним пристроєм хвостового гвинта із кілем: пристрій частково зберігає функції фенестрона, а також простоту і переваги рульового гвинта, що має менші витрати потужності на режимі висіння через більший діаметр.

Фенестрон установлюють на вертольотах злітною масою до 6 т. Для вертольотів з більшою злітною масою використання фенестрона з енергетичної точки зору стає недоцільним.

Рульовий пристрій типу NOTAR (No Tail Rotor – без хвостового гвинта) забезпечує урівноваження реактивного моменту завдяки боковій аеродинамічній силі, що виникає на хвостовій балці, а також реактивній

силі повітря, що видувається із бокових сопел, розташованих у кінцевій частині хвостової балки (рис. 4.2).



Рис. 4.2. Принципова схема роботи рульового пристрою типу NOTAR і вертоліт фірми Макдоннел-Дуглас MD 900 із системою NOTAR

У такій системі повітря, що нагнітається в хвостову балку за допомогою вентилятора, видувається через одне або два щілинні сопла, розташованих уздовж хвостової балки, а також через бокові сопла у кінці хвостової балки. На хвостовій балці, що обдувається потоком від НГ, утворюється аеродинамічна сила $Y_{хб}$, яка разом із реактивною силою бокового сопла R_c урівноважує реактивний момент на валу НГ. Зміною витрати повітря через бокові сопла здійснюється шляхове керування. Шляхова стійкість забезпечується за допомогою кільових поверхонь.

Перевага системи NOTAR полягає у відсутності рознесених мас на кінці хвостової балки, зменшенні моменту інерції відносно осі обертання НГ і поперечної осі, спрощенні конструкції, збільшенні вагової віддачі, зменшенні опору в польоті, а також у підвищенні безпеки.

Разом із тим така система потребує великих витрат потужності на урівноваження реактивного моменту, особливо на режимі висіння (до 17 %). Система NOTAR вперше була випробувана фірмою Х'юз на вертольоті Х'юз-500 і надалі використовується на вертольоті MD-520N

фірми Макдоннел-Дуглас, що серійно випускається з 1991 р., а також на вертольотах MD-600N і MD-900.

Урівноваження реактивного моменту тільки за допомогою реактивної сили повітря, що видувається, потребує великих витрат потужності (до 20...35 % потрібної для роботи НГ).

Трансмісія вертольота одногвинтової схеми відносно проста і містить проміжний редуктор двигуна, вал, що передає потужність до головного редуктора, головний редуктор, а також хвостовий вал, що передає потужність до рульового пристрою різного типу. На сучасних вертольотах зазвичай застосовують турбовальні двигуни, а на легких вертольотах – і поршневі. Передавальне відношення головного редуктора зростає із збільшенням маси вертольота і радіуса його НГ.

Головні редуктори середніх і важких вертольотів у більшості випадків мають планетарні ступені. Частоту обертання хвостових валів вибирають по можливості більшою для зменшення їхньої маси.

Керування одногвинтовим вертольотом, за винятком шляхового, здійснюється несучим гвинтом за допомогою автомата перекосу, що дозволяє змінювати кут установлення всіх лопатей одночасно, – загальний крок (ЗК), або циклічно за першою гармонікою – циклічний крок (ЦК). За допомогою циклічного кроку конус, що описується лопатями НГ, і тяга НГ нахиляються в потрібному напрямі, і при цьому створюється момент, що управляє, відносно центру мас вертольота. Крім того, на втулці створюється момент того ж знака, пропорційний рознесенню осей горизонтальних шарнірів.

Керування по висоті (вертикалі) здійснюється за допомогою ЗК (див. табл. 4.1) ручкою ЗК, що одночасно дозволяє змінювати потужність двигуна. Подовжнє керування (за кутом тангажа) здійснюється нахилом тяги в подовжній площині, а поперечне (за кутом крену) – в поперечній площині за допомогою ручки, пов'язаної з ЦК. Шляхове керування здійснюється зміною тяги РГ або іншого рульового пристрою за допомогою педалей.

Особливість керування вертольотом полягає в наявності перехресних зв'язків, коли дія на один орган керування потребує одночасно дії на інші. Так, при зміні тяги НГ за допомогою ручки ЗК одночасно змінюється реактивний момент. Для його урівноваження необхідно відхилити педалі для зміни ЗК хвостового гвинта і його тяги, яку, в свою чергу, слід урівноважувати відхиленням ручки ЦК убік і нахилом тяги НГ.

Балансування вертольота здійснюється за допомогою ЦК і автомата перекосу, кут нахилу якого має конструктивні обмеження. Тому діапазон зміни центрування вертольота одногвинтової схеми обмежений. Для розширення діапазону центрування на деяких вертольотах площина обертання РГ нахилена відносно подовжньої осі вертольота, завдяки чому виникає спрямована вгору складова тяги хвостового гвинта. Пілотування

вертольота в цьому разі здійснюється із застосуванням автопілота. Система керування одногвинтового вертольота найбільш проста порівняно із системами керування вертольотів інших схем.

Для розвантаження НГ у горизонтальному польоті на вертольотах одногвинтової схеми можуть встановлюватися крила, які на бойових вертольотах служать також для підвіски озброєння. На режимах висіння і польоту із малими швидкостями крило, що обдувається потоком від НГ, зумовлює втрати тяги.

Вертольоти одногвинтової схеми мають менший аеродинамічний опір порівняно з вертольотами інших схем завдяки можливості реалізувати обтічну форму фюзеляжу, малому опору втулки, можливості капотування автомата перекосу і вала НГ. НГ працює у вільному потоці, як це відбувається в двогвинтових схемах. Втрати тяги на обдування фюзеляжу на режимі висіння порівняно з двогвинтовими вертольотами подовжньої і поперечної схем менше, оскільки фюзеляж є в зоні обдування на невеликих радіусах від осі НГ, де індуктивні швидкості, що відкидаються НГ і зростають зі збільшенням радіуса, ще невеликі.

Навантаження, які створюються масою корисного навантаження, що розташовується у фюзеляжі, передаються до НГ найкоротшим шляхом, таким чином забезпечується висока жорсткість конструкції і менша схильність до автоколивань різного виду. Рівень вібрацій, що передаються від НГ до фюзеляжу, залежить від кількості лопатей і зменшується зі зростанням їх кількості.

За одногвинтовою схемою будують вертольоти різних вагових категорій – від надлегких до важких. Наразі найбільш вантажопідйомним у світі серійним вертольотом є вертоліт Мі-26 (рис. 4.3), здатний перевозити вантажі масою 20 т. Вертольоту Мі-26 належить світовий рекорд підняття вантажу масою 25111 кг на висоту 2000 м, встановлений у 1982 р. Світовий рекорд швидкості, становить 400,87 км/год і належить одногвинтовому вертольоту «Лінкс» фірми Уестленд (Велика Британія). Вертольоти одногвинтової схеми мають різне призначення, їх застосовують як у цивільних, так і у воєнних сферах.

4.2. ДВОГВИНТОВІ СХЕМИ

Двогвинтова співвісна схема. У такій схемі тяга створюється двома НГ, що обертаються в протилежних напрямах, завдяки чому відбувається урівноваження реактивних обертальних моментів (див. табл. 4.1). Тому на вертольоті співвісної схеми на відміну від вертольотів одногвинтової схеми відсутні втрати *потужності на привід рульового пристрою*.

Трансмісія співвісного вертольота має найменшу кількість елементів порівняно з іншими схемами і є найбільш компактною. Потужність від одного або двох двигунів через проміжні вали і один головний редуктор

передається двом гвинтам, що синхронно обертаються. Вал верхнього гвинта проходить усередині вала нижнього. Для запобігання схльостуванню лопатей верхній гвинт зазвичай має перевищення над нижнім:

$$\Delta y = 0,2R ,$$

де R – радіус НГ.

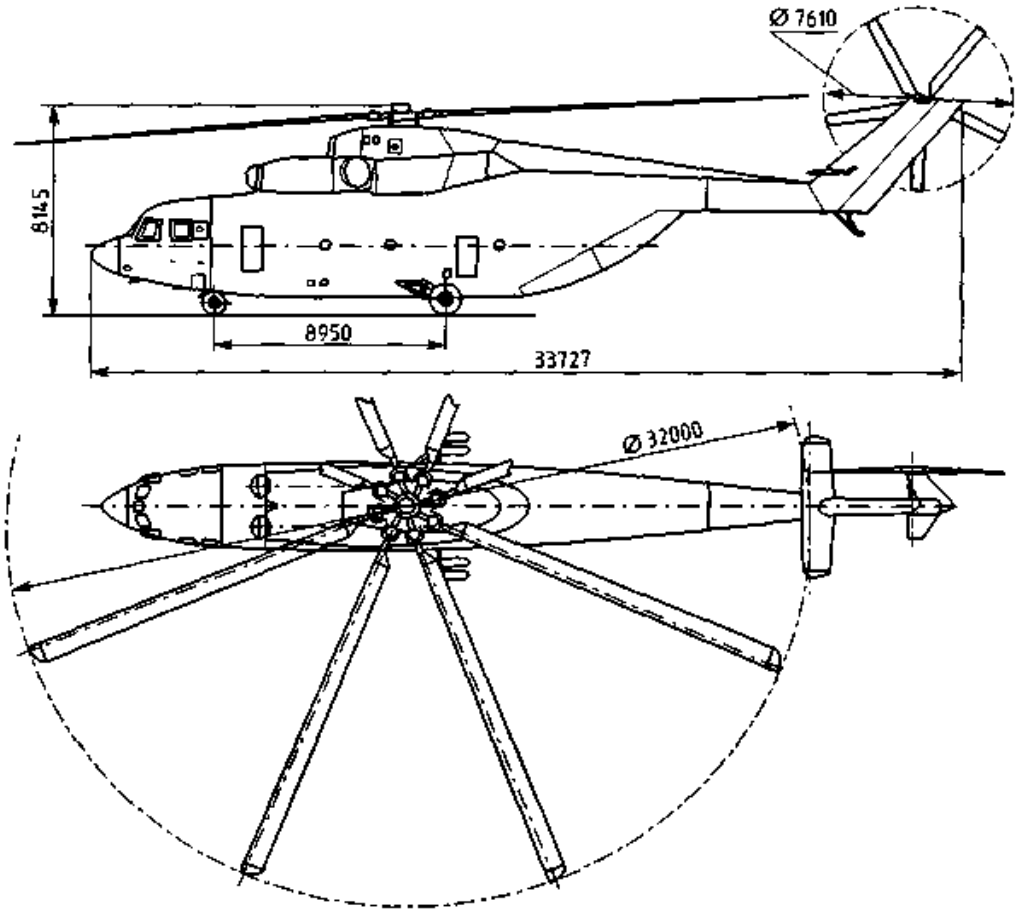


Рис. 4.3. Вертоліт Мі-26

Особливості керування співвісного вертольота зумовлені меншими, ніж у одногвинтового вертольота, моментами інерції відносно осі обертання і поперечної осі, що проходить через центр ваги вертольота, через відсутність розташованих на кінці хвостової балки рульового гвинта і редукторів, а також інших елементів. Співвісна схема є аеродинамічно симетричною. Тому в керуванні менше перехресних зв'язків, ніж у одногвинтовій схемі. Керування забезпечується автоматами перекосу на кожному з гвинтів, пристроями, що узгоджують їхню роботу, а також рулем напряму, розташованим на кілі або на шайбах.

Керування по висоті здійснюється одночасною зміною тяги двох гвинтів за допомогою загального кроку (див. табл. 4.1). Подовжнє і поперечне керування здійснюється також одночасним нахилом тяги верхнього і нижніх

гвинтів за допомогою циклічного кроку відповідно в подовжній і поперечній площині. Ефективність подовжнього і поперечного керування порівняно з одногвинтовою схемою краща завдяки винесенню верхнього гвинта.

Керування забезпечується за допомогою диференціального кроку, коли на одному гвинті загальний крок лопатей зменшується, а на іншому – збільшується. При цьому сумарна тяга гвинтів лишається незмінною, а виникає різницевий реактивний обертальний момент, під дією якого вертоліт розвертається в потрібному напрямі. Одночасно відбувається відхилення руля напряму, що розташовані на кілі або шайбах і створюють момент того ж напряму, що і на гвинтах у разі передачі потужності на гвинти від двигунів. На режимі авторотації, коли двигуни не працюють, гвинти обертаються за рахунок енергії набігаючого потоку і з них знімається невелика потужність. Момент, що в цьому випадку є керуючим, на гвинтах замінює знак, і шляхове керування забезпечується лише шляхом відхилення руля напряму.

Рознесення по висоті гвинтів на режимі висіння поліпшує характеристики співвісного гвинта порівняно з характеристиками одиночного гвинта подвійного заповнення (тобто тими, що мають таку ж кількість лопатей, що і співвісний), оскільки в створенні сили тяги співвісного гвинта бере участь велика маса повітря. Це зумовлено тим, що повітряний струмінь від верхнього гвинта, досягаючи площини нижнього гвинта, має підтискання, і повітря підсмоктується додатково нижнім гвинтом через бокову поверхню.

Такий ефект зменшує індуктивну складову потужності, що витрачається на обертання співвісного гвинта. Ця властивість у поєднанні з відсутністю витрат потужності на урівноваження реактивного обертального моменту дозволяє співвісному вертольоту порівняно з одногвинтовим мати більший надлишок потужності на режимі висіння і вертикального польоту і, як наслідок, більшу статичну стелю, а отже, вертикальну швидкопідйомність.

На бойових вертольотах співвісної схеми так само, як і на одногвинтових вертольотах, встановлюють невеликі крила, що розвантажують НГ у польоті і служать для підвіски озброєння.

Вертоліт співвісної схеми має знижений рівень вібрацій, передаваний від гвинтів до фюзеляжу, оскільки амплітуда прохідних гармонік обернено пропорційна числу лопатей, а на більшості співвісних вертольотів кількість лопатей дорівнює шести.

Вертоліт співвісної схеми, як і одногвинтової, відрізняється компактністю, жорсткістю конструкції, меншою можливістю виникнення резонансних коливань, оскільки навантаження від мас, розташованих у фюзеляжі, передаються до НГ коротким шляхом.

У горизонтальному польоті рознесення гвинтів створює ефект біпланової коробки крил, коли негативна індуктивна дія верхнього гвинта на нижній і, навпаки, нижнього на верхній зменшується, що приводить до

зменшення втрат потужності, у фюзеляжі співвісних вертольотів можна забезпечити малий опір, чому сприяє відсутність рульового гвинта. Разом із тим елементи системи керування (нерідко це циліндричні тіла), що в той же час знаходяться в потоці, а також вал верхнього гвинта мають великий аеродинамічний опір. Капотування цих елементів з метою зменшення опору ускладнене.

Співвісна схема порівняно з іншими має малі розміри фюзеляжу через відносно коротку хвостову балку, на якій розташовується ВО із рулями напряму і ГО у вигляді невідхильного в польоті стабілізатора.

Малі габаритні розміри співвісного вертольота зумовили його використання як корабельного, для посадки і розміщення якого потрібні невеликий майданчик на палубі і в трюмі. При забезпеченні складання лопатей їх розташовують уздовж хвостової балки, потреба складання якої, як на одногвинтовому вертольоті, відсутня.

Вертольоти співвісної схеми, серійне виробництво яких опановане тільки на фірмі «Камов», мають як цивільне, так і військове застосування. Помітні переваги вертоліт співвісної схеми має при виконанні робіт кранів. У Росії взято на озброєння одномісний бойовий вертоліт співвісної схеми Ка-50 (рис. 4.4), що має злітну масу 10,8 т і максимальну швидкість v_{max} = 350 км/год. Розроблено модифікації цього вертольота.

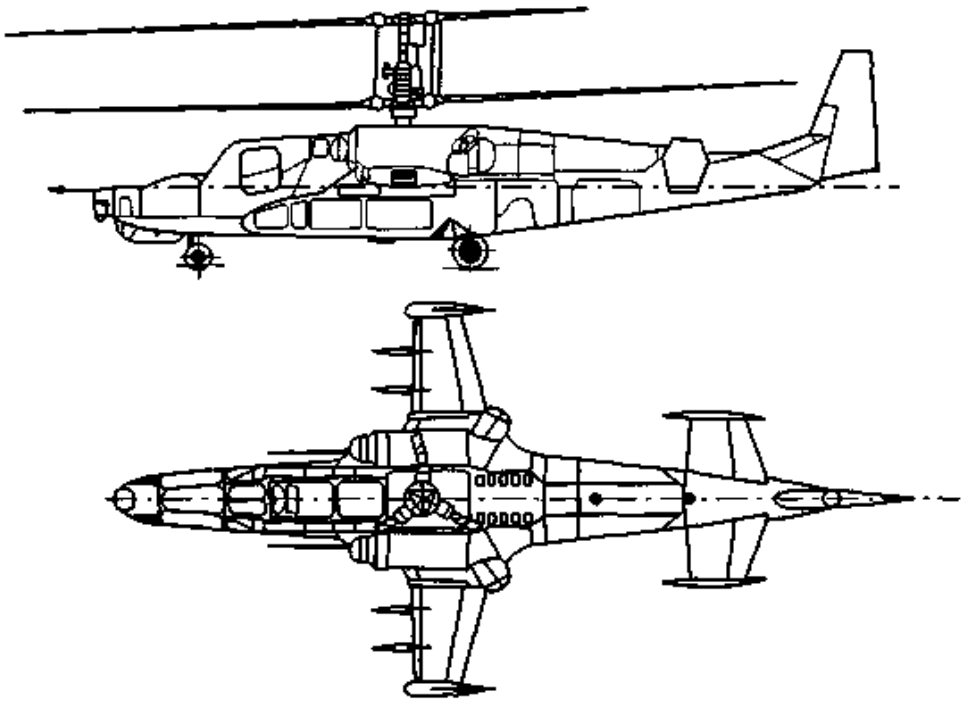


Рис. 4.4. Вертоліт Ка-50

Завдяки компактності та іншим перевагам за співвісною схемою будуються дистанційно пілотовані вертольоти

На фірмі «Сікорський» (США) побудовано і випробувано експериментальний вертоліт S-69 співвісної схеми за концепцією ABC (випереджаючої лопаті). У створенні тяги на кожному з гвинтів беруть участь лише «наступальні» лопаті, тобто лопаті, що працюють у сумі швидкостей. Лопаті мають жорстке кріплення до втулки. Моменти крену, що виникають у польоті на кожному з гвинтів, урівноважуються. На гвинтах відсутні горизонтальний і вертикальні шарніри. Практична відсутність махового руху знімає обмеження за швидкістю польоту, обумовлені зривом потоку на відступаючій лопаті при шарнірному кріпленні лопатей. На вертольоті S-69 із додатковими рушіями його швидкість v_{max} = 450 км/год.

Двогвинтова подовжня схема. У такій схемі реактивні обертальні моменти урівноважуються на обертальних у протилежних напрямах двох НГ, розташованих на подовжній осі фюзеляжу один за іншим (див. табл. 4.1).

У подовжній схемі гвинти можуть обертатися в одному напрямі, а реактивні моменти урівноважуватися завдяки нахилу осей обертання гвинтів і проекції тяги гвинтів, що виникають при цьому, на площину обертання.

Гвинти з'єднані синхронізуючим валом, який залежно від схеми розташування двигунів має різне навантаження. В разі «модульної» гвинтокорилої установки, коли кожен модуль складається з НГ, редуктора і двигуна, через синхронізуючий вал передається різницева потужність, що передається гвинтами. При розташуванні двигунів у хвостовій частині фюзеляжу через синхронізуючий вал постійно передається потужність до переднього гвинта.

Керування вертольотом по висоті забезпечується за допомогою ЗК одночасною зміною тяги двох гвинтів.

Подовжнє керування може здійснюватися, як на одногвинтовій схемі, за допомогою ЦК нахилом тяги гвинтів або диференціальною зміною ЗК переднього і заднього гвинтів, що ефективніше, оскільки рознесення гвинтів по горизонталі забезпечує створення великого керівного моменту. При забезпеченні подовжнього керування за допомогою диференціального ЗК розширюється діапазон зміни подовжнього центрування (положення центру мас вертольота).

Поперечне керування здійснюється за допомогою ЦК двох гвинтів одночасним нахилом тяги, а шляхове також за допомогою ЦК, але диференціально, коли тяга гвинтів нахиляється в різні боки, а горизонтальні проекції тяги на плечі, яке дорівнює відстані між гвинтами, створюють керівний момент.

Подовжня схема є аеродинамічно несиметричною. В горизонтальному польоті вихровий слід від переднього гвинта проходить поблизу від площини заднього гвинта, і лопаті останнього працюють в додатковому полі

індуктивних швидкостей, спрямованих вниз, що спричиняє збільшення їх опору, а отже, потужності, споживаної заднім гвинтом.

Для зменшення несприятливої дії переднього НГ на задній, останній піднімають відносно переднього на величину $y \approx 0{,}2R$. Крім того, для вирівнювання в горизонтальному польоті моментів осі обертальних гвинтів «розвалюють»: вісь обертання переднього гвинта нахиляється вперед, а заднього – назад.

При появі ковзання вертольота вихровий слід переднього НГ відходить від площини заднього НГ убік, і негативна індуктивна дія переднього НГ на задній зменшується, а отже, знижується момент заднього обертального гвинта, і з'являється різницевий реактивний момент, що повертає вертоліт в початкове положення або розвертає його на ще більший кут ковзання, тобто виникає шляхова нестійкість.

Велика інтерференція гвинтів вертольота подовжньої схеми, наявність перехресних зв'язків у керуванні потребують впровадження автоматичної системи керування, що реалізується на сучасних вертольотах.

Для зменшення довжини фюзеляжу і збільшення вагової віддачі вертольота гвинти мають перекриття, тобто площини дисків гвинтів перекриваються (рис. 4.5). Відносний ступінь перекриття вибирають так, щоб у зоні перекриття не сталося зіткнення лопатей гвинтів, що обертаються в протилежних напрямах. Зі збільшенням кількості лопатей ступінь перекриття зменшується. На режимі висіння перекриття гвинтів призводить до втрати тяги, яка для трилопатевого гвинта становить приблизно 4 %. Втрата тяги на обдування фюзеляжу вертольота подовжньої схеми дещо більша, ніж у одногвинтового і співвісного вертольотів, оскільки фюзеляж є в області великих індуктивних швидкостей.

У вертольота подовжньої схеми вантаж, що перевозиться, розташовується в середині пружного фюзеляжу, і навантаження від нього передаються до гвинтів по довшому шляху, ніж у одногвинтового і співвісного вертольотів. Тому вертоліт подовжньої схеми більше схильний до резонансних коливань, тим паче що рівень вібрацій, який передається на фюзеляж від несучих гвинтів з меншою кількістю лопатей, вищий, ніж у одногвинтового і співвісних вертольотів. Для уникнення вібрацій на вертольоті подовжньої схеми передбачаються спеціальні гасителі коливань, демпферна підвіска крісел пілотів та інші заходи.

Вертоліт подовжньої схеми здебільшого використовують як транспортний, оскільки його об'ємний фюзеляж дозволяє розміщувати різні великогабаритні вантажі. Фірма «Боїнг» випускала вертольоти СН-47 «Чінук» (рис. 4.5) різних модифікацій з 1962 р. злітною масою 15...22,5 т, здатні перевозити вантажі як у кабіні, так і на зовнішній підвісці. Вертоліт «Чінук» є одним з основних транспортних вертольотів армії США, Канади та інших країн НАТО.

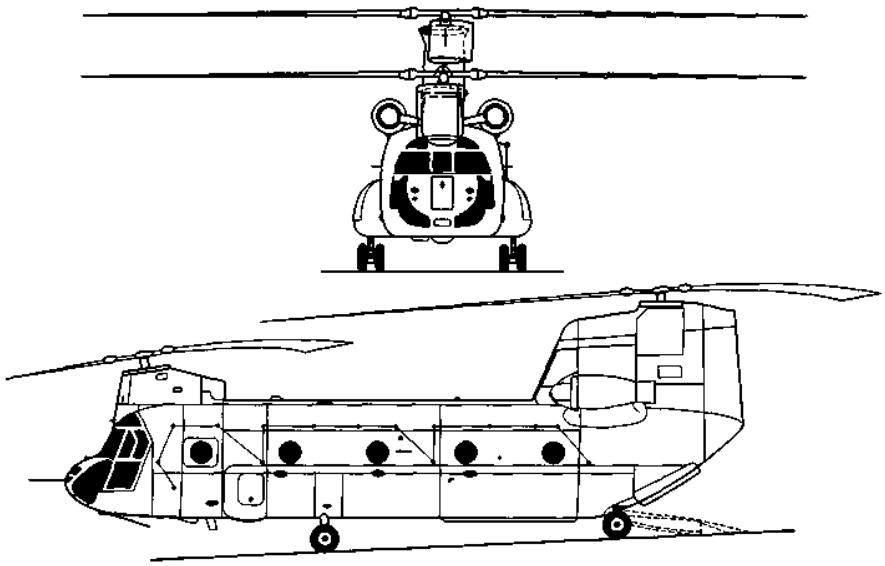


Рис. 4.5. Вертоліт СН-47 «Чінук»

Двогвинтова поперечна схема. Поперечна схема вертольота, в якій НГ розташовані на поперечній осі відносно фюзеляжу, наближена до схеми літака. У ній відсутні втрати потужності на компенсацію реактивного обертального моменту, оскільки моменти гвинтів, що обертаються в протилежних напрямах, автоматично урівноважуються (див. табл. 4.1). Схема відрізняється аеродинамічною симетрією і позитивною інтерференцією НГ. За такою схемою будували і випускали вертольоти в Німеччині та в СРСР (ОКБ І.П. Братухіна, М. Л. Міля).

Трансмісія вертольота складається з двох головних редукторів і вала, що синхронізує обертання НГ.

Керування висотою здійснюється за допомогою зміни ЗК двох НГ одночасно (див. табл. 4.1). Подовжнє керування здійснюється так само, як і на одногвинтовому вертольоті, за допомогою ЦК нахилом тяги НГ. Поперечне керування забезпечується диференціальною зміною ЗК гвинтів, коли на одному НГ тяга зменшується, а на іншому НГ на ту ж величину збільшується і пара сил, що виникає при цьому, на плечі, що дорівнюють відстані між гвинтами, створює момент керівного крену. Такий спосіб поперечного керування ефективніший, ніж за допомогою ЦК двох гвинтів, коли відбувається нахил їх тяги.

Шляхове керування здійснюється нахилом тяги одного з гвинтів НГ вперед, а іншого – назад за допомогою диференціального ЦК, а також відхиленням, як на літаку, руля напряму (див. табл. 4.1), ефективність яких визначається швидкістю горизонтального польоту.

У горизонтальному польоті кожен із гвинтів створює в площині сусіднього додатковий висхідний потік, що призводить до зниження потужності, споживаної гвинтами. Напрям обертання гвинтів практично не

впливає на цей ефект, але суттєво впливає на ефективність керування, кращу при напрямі обертання типу «брас».

Перекриття гвинтів, яке, як і на вертольоті подовжньої схеми, здійснюється для зменшення відстані між гвинтами і маси конструкції вертольота, також спричиняє незначне збільшення витрат потужності на обертання гвинтів, оскільки в зоні перекриття збільшується індуктивна швидкість. Вертольоти поперечної схеми, що мають крило, на якому розташовуються гвинти, мають найбільші втрати на обдування на режимі висіння порівняно з іншими схемами, оскільки крило, що обдувається потоком від гвинта, обтікається зі зривом і має великий опір.

Для зменшення втрат на обдування на деяких вертольотах (Мі-12) крило мало зворотне звуження, тобто в місці, де індуктивна швидкість, що збільшується по радіусу, досягає максимуму, хорда крила, а отже, площа обдування зменшується (рис. 4.6).

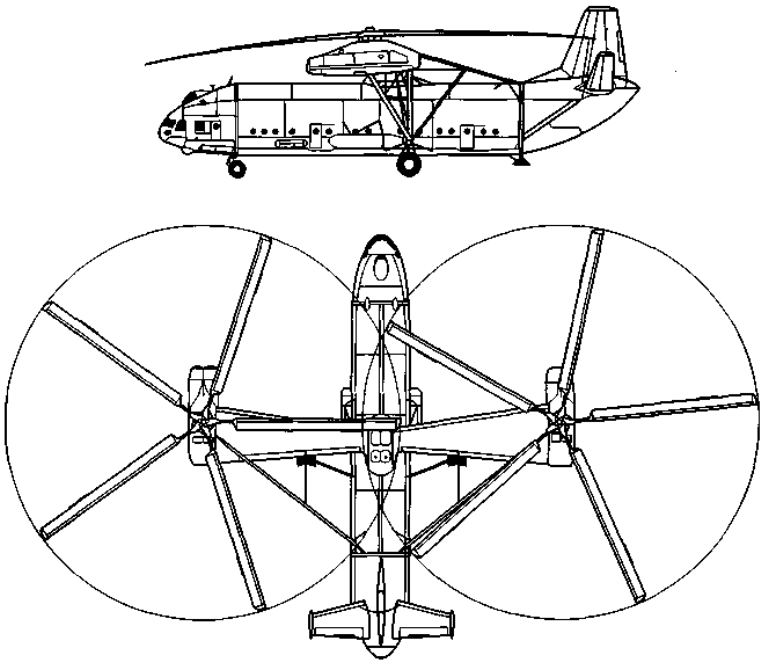


Рис. 4.6. Вертоліт Мі-12

Використання для кріплення гвинтів замість крил фермових конструкцій також зменшує втрати на обдування, але в горизонтальному польоті ферми створюють великий опір. Крило, як правило, також підкріплюється підкосами, що збільшують опір, тому вертольоти поперечної схеми порівняно з іншими мають більший опір. У крейсерському польоті крило, створюючи піднімальну силу, розвантажує несучі гвинти.

Конструкція вертольота поперечної схеми порівняно з одногвинтовими і співвісними вертольотами має меншу жорсткість, оскільки навантаження від розміщених у фюзеляжі вантажів передаються до НГ довгим шляхом, включаючи фюзеляж, ферму (або крило з підкосами). Несучі гвинти,

розташовані на кінці досить довгих пружних ферм або балкових конструкцій, що деформуються на згин у двох площинах (вертикальній і горизонтальній), а також на кручення. Тому вертоліт поперечної схеми підлягає резонансним коливанням, для уникнення яких потрібне забезпечення необхідної жорсткості кріплення НГ, використання спеціальних демпферів, гасителів коливань.

Перший у світі серійний вертоліт поперечної схеми Fa-223 (Німеччина) випускався з 1941 р. У той же час ОКБ І. П. Братухіна (СРСР) збудувало вертоліт «Омега», на базі якого створено декілька модифікацій: «Омега-2», Г-3, Г-4, на яких реалізовано модульний принцип конструкції. Кожен модуль складався з НГ, редуктора і силової установки. Вертоліт Г-3 був першим серійним вертольотом у СРСР. У 1967 р. в ОКБ М. Л. Міля було збудовано найбільш вантажопідйомний у світі вертоліт Мі-12 (рис. 4.6) вантажопідйомністю до 40 т і злітною масою 97 т. Він мав так само, як і «Омега», модульну конструкцію із гвинтокорилих установок вертольота Мі-6.

Двогвинтова схема із перехресними гвинтами. Така схема, також звана синхроптером, є граничним варіантом поперечної схеми, коли відстань між гвинтами зближена на мінімально можливу відстань. Осі двох протилежно обертальних НГ мають кут розвалу приблизно 24°. Реактивний момент НГ урівноважується, але завдяки нахилу осей НГ виникає незбалансований момент тангажа, який парирується подовжнім нахилом тяги НГ за допомогою циклічного кроку, а також стабілізатором. Щоб уникнути схльостування, кількість лопатей має зазвичай не перевищувати двох. Така схема, як і співвісна, відрізняється компактністю, малими розмірами фюзеляжу, простотою і невеликою кількістю елементів трансмісії, в якій відсутні довгі вали, а обертальний момент від двигуна передається на вали двох НГ. Для того, щоб уникнути схльостування лопатей, у деяких схемах додатково встановлюють синхронізуючий вал, розташований безпосередньо між валами гвинтів.

Керування висотою здійснюється зміною ЗК двох гвинтів. Подовжнє і поперечне керування забезпечується одночасним нахилом тяги двох НГ за допомогою циклічного кроку; шляхового керування, як і в співвісній схемі, – диференційованою зміною ЗК гвинтів і відхиленням руля напряму.

Попри наявності перехресних зв'язків вертольоти є добре керованими. При великих кутах ковзання і рискання через інтерференцію гвинтів відбувається їх розбалансування, коли реактивні моменти не врівноважуються, що призводить до недостатньої шляхової стійкості. Для усунення цього явища вибирають велику площу вертикального оперення, а також впроваджують автоматичну систему стабілізації.

Компактність, відсутність довгої хвостової балки і малі розміри фюзеляжу забезпечують високу вагову віддачу вертольота із гвинтами, що перехрещуються. Нахил гвинтів зумовлює меншу відстань між лопатями і

поверхнею землі, що являє собою підвищену небезпеку для екіпажу й обслуговуючого персоналу. Для забезпечення безпеки гвинти підводять на пілонах, що зумовлює збільшення лобового опору і зниження вагової віддачі, а також можливості перекидання вертольота при посадці на похилу поверхню.

Перші серійні вертольоти А. Флеттнера із гвинтами конструкції, що перехрещуються, створили в Німеччині і використовували палубні берегові, протичовнові, рятувальні та розвідувальні до 1945 р. Тестові вертольоти будували в США, Франції і Чехословаччині.

Найбільших успіхів у виробництві синхроптерів досягла фірма «Каман», створена в 1953 р. на базі фірми «Келлет», що розробила кілька тестових вертольотів. Фірма «Каман» серійно випускала вертольоти К-600 (НН-43) та їхні модифікації. Характерні особливості вертольота: компактність, малі розміри, відсутність витрат на урівноваження обертального моменту, висока вагова віддача зумовили використання їх як корабельних вертольотів, а також вертольотів, що виконують роботи літальних кранів із відносно невеликою швидкістю.

Конструктивні особливості, що полягають в обмеженій (не більше двох) кількості лопатей, щоб уникнути їх схльостування, а також у нахилі осей гвинтів, завдяки чому лопаті наближаються до поверхні землі, обмежують збільшення маси вертольота такої схеми до 5 т. З 1991 р. фірма «Каман» будує вертоліт К-МАКС злітною масою 5215 кг (рис. 4.7). Вертоліт призначено для перевезення вантажів на зовнішній підвісці і виконання монтажних робіт.

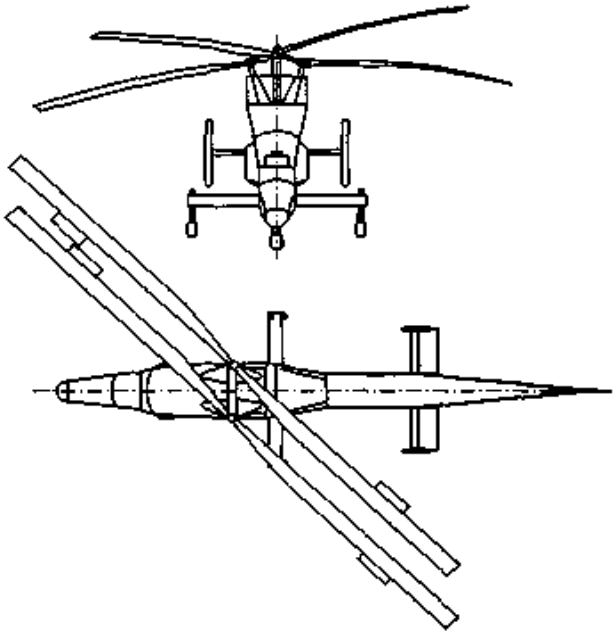


Рис. 4.7. Двогвинтовий вертоліт із гвинтами, що перехрещуються (синхроптер) К-МАКС фірми «Каман» (США)

4.3. БАГАТОГВИНТОВІ СХЕМИ

Оскільки зі збільшенням діаметра несучого гвинта значно зростає його маса, а також маса головного редуктора та інших агрегатів вертольота, то для збільшення вантажопідйомності вертольота при заданому рівні технічної досконалості його агрегатів доцільно застосовувати кілька несучих гвинтів.

Багатогвинтові вертольоти із кількістю гвинтів 3, 4, 6, 8, 20 розробляли і випробовували на ранньому етапі розвитку вертольотобудування. Конструкторів приваблювала можливість використання однотипних конструктивних елементів для створення вертольота великої вантажопідйомності. Реактивні моменти в багатогвинтових схемах можуть урівноважуватися завдяки різному напряму обертання несучих гвинтів, або невеликому нахилу осей їх обертання, за якого виникає горизонтальна складова тяги, що створює необхідний момент у площині обертання. В останньому випадку всі НГ можуть обертатися в одному напрямі.

Несучі гвинти багатогвинтових вертольотів з'єднуються валами, що синхронізують їх обертання; ступінь їх вантаження, як і в двогвинтових схемах із рознесеними гвинтами, залежить від розташування двигунів. Якщо гвинтокорила установка є окремим модулем, що складається з НГ, редуктора і двигуна, то через синхронізуючі гвинти передаються виключно різницеві обертальні моменти.

Керування багатогвинтовими вертольотами є досить ефективним, оскільки при рознесенні НГ наявні великі плечі для створення керуючих моментів. Завдяки цьому може бути розширений діапазон допустимих центрувань. Конструкція автоматів перекосу гвинтів може бути спрощена, оскільки подовжнє і поперечне керування забезпечується диференційним загальним кроком НГ, і лише шляхове керування – циклічним кроком двох або декількох гвинтів.

У багатогвинтових вертольотах НГ випробовують великий шкідливий індуктивний взаємовплив, що призводить до збільшення потрібної для польоту потужності, викликає перехресні зв'язки в керуванні і потребує значних запасів керування. Опір у горизонтальному польоті багатогвинтових вертольотів порівняно з одногвинтовими і двогвинтовими більший через додатковий опір силових елементів фермової або балкової конструкції, що спричиняють рознесені НГ з фюзеляжем або між собою.

Конструкція багатогвинтового вертольота так само, як і двогвинтових вертольотів подовжньої і поперечної схем, підлягає резонансним коливанням, оскільки несучі гвинти є джерелом вібрацій, з'єднані між собою досить протяжними пружними елементами ферм або інших підтримуючих пристроїв. Наявність синхронізуючих валів великої довжини, що з'єднують НГ, елементів конструкції, що забезпечують кріплення рознесених гвинтів,

протяжної проводки керування, збільшують масу порожнього вертольота і зменшують його вагову віддачу.

Зразком багатогвинтового вертольота, що має великий цикл льотних випробувань в 1948-1950 рр., є тестовий вертоліт тригвинтової схеми W-11 «Летючий кінь» фірми «Сієрва» (рис. 4.8). Вертоліт мав злітну масу 7940 кг (один поршневий двигун Роллс-Ройс потужністю 1620 к.с.) і був на той час найбільшим вертольотом у світі. Гвинти діаметром 15 м оберталися в одному напрямі, і їхні осі мали невеликий нахил до вертикалі для парирування реактивного обертального моменту. Внаслідок цього зміна загального кроку НГ при керуванні по висоті, крену і тангажу спричиняла шляхове розбалансування. Результати випробувань довели працездатність такої схеми при всіх наявних у неї недоліках. Вертоліт був добре керований. Роботи над вертольотом W-11 і його модифікаціями припинилися після катастрофи, що сталася в 1950 р.

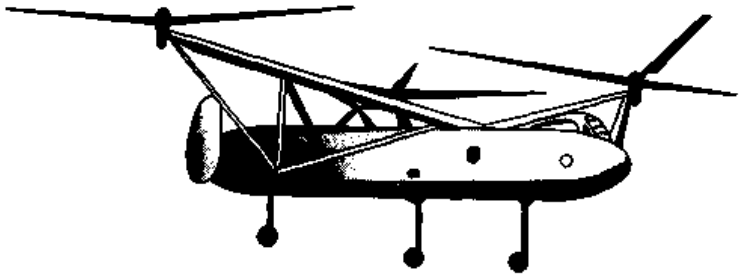


Рис. 4.8. Тригвинтовий вертоліт W-11 фірми «Сієрва» (Велика Британія)

Питання створення трьох-, чотирьохгвинтового вертольота періодично розглядається ОКБ з необхідності перевезення важких неподільних вантажів. Так, в ОКБ ім. М. Л. Міля (СРСР) у 1977 – 1982 рр. було розроблено проект надважкого вертольота-крана тригвинтової схеми Мі-32 (рис. 4.9) вантажопідйомністю 55 т з використанням несучих систем і силових установок серійного вертольота Мі-26. НГ розташовували у вершинах рівностороннього трикутника, утвореного круглими балками, що з'єднують гвинтокорилі установки. Перевезення вантажів мало здійснюватися на зовнішній підвісці. Проект підтвердив можливість створення багатогвинтового вертольота великої вантажопідйомності з використанням відпрацьованих гвинтокорилих модулів.

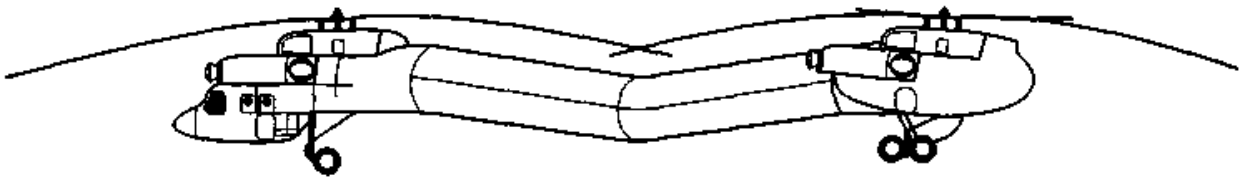


Рис. 4.9. Проектний варіант вертольота-крана тригвинтової схеми Мі-32

4.4. ВЕРТОЛЬОТИ З РЕАКТИВНИМ ПРИВОДОМ НЕСУЧОГО ГВИНТА

У такій схемі момент від сил опору обертальних лопатей НГ урівноважується моментом, що створюється тягою реактивних сопел або двигунів, установлених на кінцях лопатей. Тому на відміну від схем із механічним приводом НГ у такій конструкції відсутній реактивний обертальний момент, що передається на фюзеляж. При використанні реактивного приводу на одногвинтовому вертольоті зникає необхідність використовувати пристрої, що споживають значну частину потужності для урівноваження цього моменту, таких, як рульовий гвинт, фенестрон та ін. Ці пристрої необхідні лише для забезпечення шляхового керування та врівноваження незначного моменту тертя в опорах, відносно яких обертається несучий гвинт.

Позитивною якістю вертольотів з реактивним приводом є відсутність головного редуктора і навантажуваної трансмісії, а отже, менша маса конструкції порожнього вертольота і велика вагова віддача. Реактивний привід розділяють на два основні типи:

- реактивний компресорний привід, у якому стисле повітря від компресора, установленого у фюзеляжі, або гаряче повітря від ГТД подається через втулку і лопаті до сопел, розташованих на кінцях лопатей;
- із реактивними двигунами, установленими на кінцях лопатей, – прямоточними (ПВРД), пульсуючими (ПУВРД), рідинними (ЖРД), турбореактивними (ТРД).

Компресорний привід залежно від температури повітря (газу) поділяють на три системи:

1) «холодного циклу», коли повітря подається від компресора;
2) «гарячого циклу», коли газ із температурою до 1200 °С надходить від вихлопів ГТД, встановлених у фюзеляжі;
3) «теплого циклу», за якого повітря від компресора змішується із газом від ГТД.

Зі збільшенням температури повітря, що подається до сопел, ефективність компресорного приводу зростає, та водночас виникають проблеми із забезпеченням теплоізоляції і міцності силових елементів втулки і лопатей. Для підвищення потужності компресорного приводу із «холодним циклом» використовують систему допалювання додаткового палива, що подається до сопел.

До головних недоліків компресорного приводу слід віднести: великі «гідравлічні» втрати в газоводах, велику довжину, складність конструкції втулки і лопатей, погіршення характеристик гвинтів через необхідність розміщення в лопатях об'ємних газоводів.

Система із допалюванням палива в пальниках, що працюють у полі відцентрових сил, має низьку термодинамічну ефективність, низький ступінь згорання палива і створює великий рівень шуму.

Порівняно з механічним приводом за інших однакових умов система із реактивним приводом має в кілька разів більшу витрату палива.

Єдиним вертольотом із реактивним компресорним приводом із «холодним циклом», що випускається серійно (1953 р.), був вертоліт SO-1221 «Джин» фірми «Сюд Авіасьєн» (рис. 4.10).

Схему компресорного приводу з допалюванням було реалізовано на кількох тестових вертольотах (від легких одномісних до важких), а також на експериментальному важкому одногвинтовому гвинтокрилі «Ротодайн» фірми «Фейрі» в 1957 р., що мав злітну масу 14969 кг

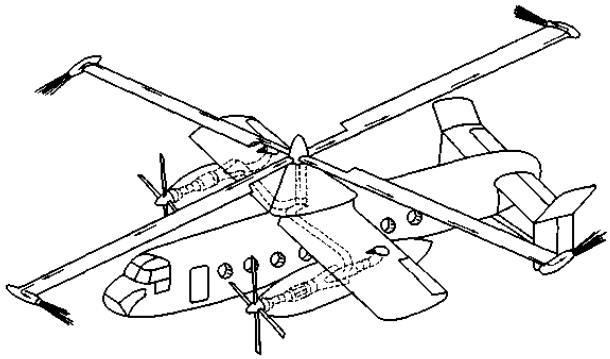


Рис. 4.10. Гвинтокрил із реактивним компресорним приводом несучого гвинта (Велика Британія)

Порівняно з компресорним реактивний привід з двигунами на кінцях лопатей простіший за конструкцією, оскільки не має двигунів, розташованих у фюзеляжі, а також системи газоводів.

Результати експериментальних досліджень на тестових вертольотах із двигунами на кінцях лопатей показали, що порівняно з механічним приводом питома витрата палива вище в разі установлення на кінцях лопатей ПВРД приблизно в 10 разів, а ПУВРД – в 3-5 разів. У разі установлення ЖРД питома витрата палива ще вища. Найменше палива витрачають гвинти із ТРД. Гвинти з прямоточними двигунами, що створюють тягу за наявності набігаючого потоку, потребують попереднього розкручування від спеціального пристрою.

Розташовані на кінцях лопатей реактивні двигуни мають великі колові швидкості і створюють значний опір, що погіршує аеродинамічні характеристики гвинтів. Великі відцентрові сили, що створюються двигунами, навантажують лопать і втулку, що ускладнює й обважнює їхню конструкцію.

На обертальні елементи турбореактивних двигунів впливають великі гіроскопічні моменти, прямо пропорційні їх моменту інерції, кутовим

швидкостям обертання гвинта і елементів двигуна. Гіроскопічні моменти передаються на лопать і спричиняють її закручування.

Урівноваження гіроскопічних моментів здійснюється зворотним обертанням елементів двигуна – компресора і турбіни або за допомогою установлення на кінці лопаті двох ТРД зі зворотним обертанням.

Вертольоти із реактивним приводом з двигунами ПВРД, ПУВРД і ЖРД на кінцях лопатей через великі питомі витрати палива і, як наслідок, малої дальності й тривалості польоту будували як надлегкі (одно- і двомісні).

Зразком двомісного вертольота із ПВРД на кінцях лопатей є вертоліт HY-1 фірми «Хіллер» (рис. 4.11). Вертоліт не дістав поширення через малу тривалість польоту – 20 хв.

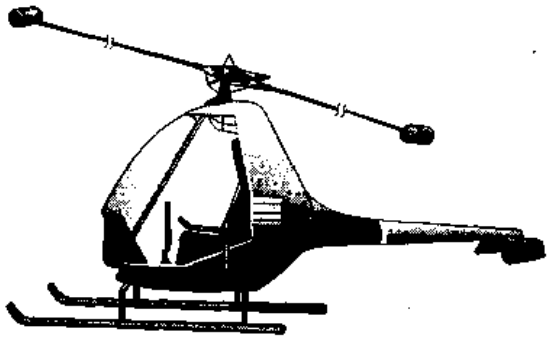


Рис. 4.11. Одногвинтовий вертоліт HY-1 фірми «Хіллер» (США) із реактивним приводом гвинта з ПВРД на кінцях лопатей

На одномісному вертольоті із ЖРД на кінцях лопатей фірми «Ротокрафт» РН-1, який збудований в 1954 р., двигун працював на концентрованій суміші перекису водню.

Тестовий чотиримісний вертоліт В-7 (рис. 4.12) із ТРД на кінцях лопатей створений в 1959 р. для усунення проблем даної схеми при розробленні проекту надважкого вертольота-крана в ОКБ ім. М. Л. Міля (СРСР).

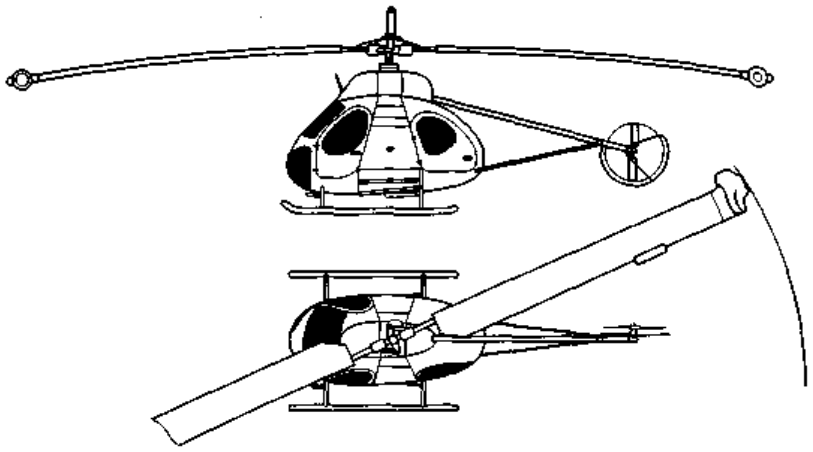


Рис. 4.12. Одногвинтовий вертоліт В-7 (СРСР) із реактивним приводом із ТРД на кінцях лопатей

При збільшенні діаметра НГ зменшуються його кутова швидкість і гіроскопічні моменти, що діють на обертальні елементи ТРД, а також перевантаження від відцентрових сил на кінцях лопатей в місцях розташування двигунів. Тому схема реактивного приводу із ТРД на кінцях лопатей залишається перспективною при розробленні надважких вертольотів.

Шляхове керування вертольотів із реактивним приводом здійснювалося установленням керованих поверхонь в індуктивному потоці несучого гвинта, використанням реактивного газового руля, а також рульових гвинтів, що приводять до обертання за допомогою стислого повітря (пневмоприводу) або механічної трансмісії.

4.5. ГВИНТОКРИЛИ

Гвинтокрилами називають комбіновані ЛА, піднімальна сила яких на режимах вертикального зльоту, посадки і польоту із невеликими швидкостями створюється несучими гвинтами (як у вертольота), а в крейсерському польоті – здебільшого крилом (як у літака). При цьому несучі гвинти розвантажуються частково або повністю. Для створення пропульсивної сили, що урівноважує силу опору гвинтокрила в крейсерському польоті, на них установлюють повітряні гвинти, турбореактивні двигуни та інші рушії.

Створення гвинтокрилів зумовлено прагненням збільшити порівняно з класичним вертольотом швидкість польоту і транспортну продуктивність шляхом поліпшення якості апарата, підвищення критичної швидкості, зумовленої зривом потоку на відступаючій лопаті шарнірного НГ і хвилевою кризою на наступаючій лопаті.

Підвищення якості гвинтокрила в горизонтальному польоті досягається тим, що при створенні пропульсивної сили додатковим рушієм кути нахилу вперед НГ і всього фюзеляжу зменшуються, що приводить до зниження опору. Слід також ураховувати, що крило має більшу аеродинамічну якість, ніж НГ.

Гвинтокрили будували за одно- і двогвинтовою поперечною схемами. В одногвинтовій схемі використання реактивного приводу НГ має певні переваги, зумовлені відсутністю необхідності урівноваження реактивного моменту, меншою масою і простотою конструкції, а також можливістю зміни частоти обертання НГ.

Створені експериментальні гвинтокрили мали кращі (порівняно з вертольотами) швидкісні характеристики, але не потрапили в серійне виробництво через складність конструкції, меншу, ніж у вертольота, вагову віддачу і великі втрати тяги на вертикальне обдування крила, а також меншу надійність. По суті гвинтокрили мають усі функціональні елементи як вертольота, так і літака. Маса їх конструкції зростає (порівняно з

вертольотом) за рахунок додаткової маси крила, двигунів та їхніх трансмісій, а також двох систем керування (літакової і вертолітної).

Першим експериментальним гвинтокрилом був двомісний одногвинтовий апарат ЦАГІ 11-ЕА, побудований в СРСР у 1936 р. (рис. 4.13). Апарат мав механічний привід НГ, а реактивний обертальний момент урівноважувався тягою двох рульових гвинтів змінного кроку, що були розташовані на кінцях крила і виконували в горизонтальному польоті функції пропелерів.

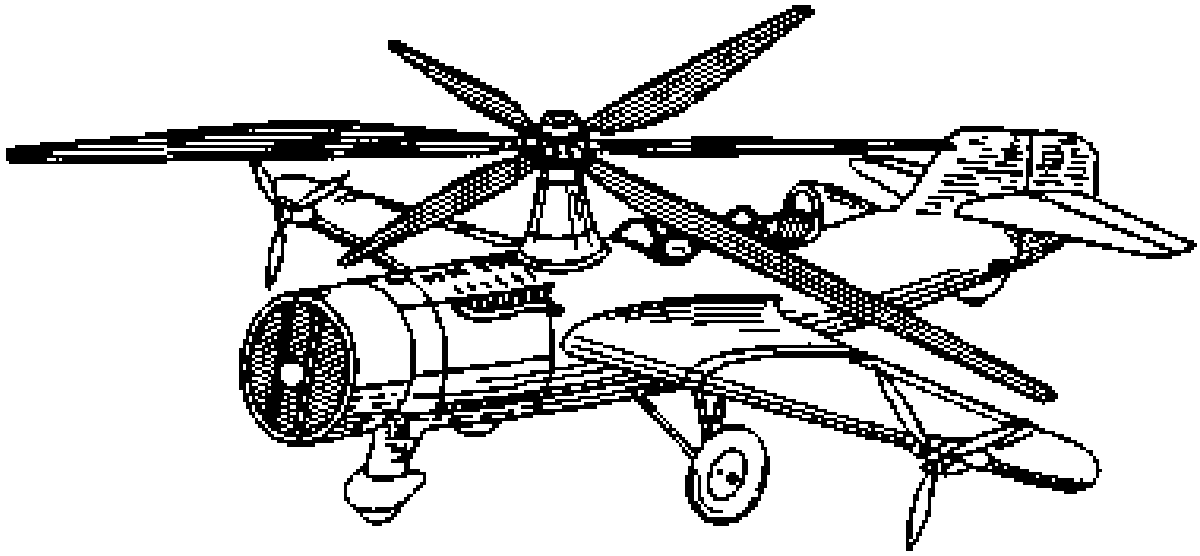


Рис. 4.13. Гвинтокрил ЦАГІ 11-ЕА

Найбільш вантажопідйомним гвинтокрилом із компресорним приводом був апарат «Рото-дайн» фірми «Фейрі».

Двогвинтовий гвинтокрил поперечної схеми Ка-22 був споруджений в ОКБ ім. М. І. Камова (СРСР) у 1959 р. (рис. 4.14). Злітна маса гвинтокрила становила 42500 кг, маса вантажу, що перевозиться в кабіні, – 16500 кг. Гвинтокрил розвивав максимальну швидкість 345 км/год, практична дальність польоту становила 450 км. Для зменшення втрат на обдування крило мало закрилки, що відхилялися на 90°. На великих швидкостях польоту піднімальна сила на 80...90 % створювалася крилом.

Прикладом швидкісного бойового гвинтокрила є побудований в 1972 р. фірмою «Локхід» (США) двомісний апарат АН-56А «Шайєн». Гвинтокрил мав НГ із жорстким кріпленням лопатей, крило, рульовий гвинт і штовхаючий повітряний гвинт, встановлений на кінці хвостової балки. Максимальна швидкість польоту апарата становила 407 км/год. Вагова віддача гвинтокрила (31 %) була значно нижчою, ніж у тогочасних вертольотів (приблизно 40 %).

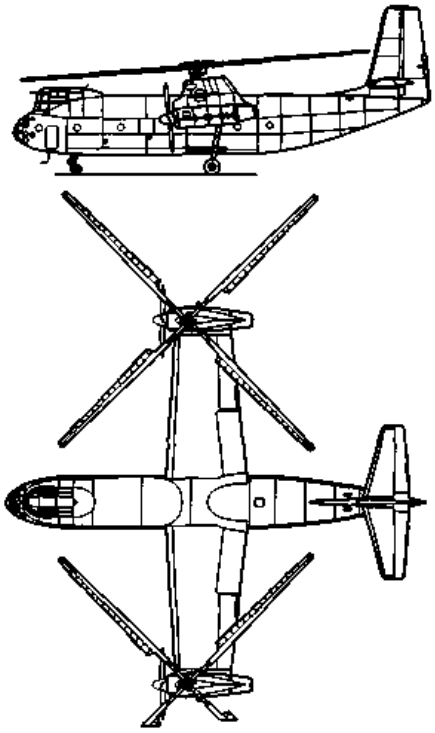


Рис. 4.14. Експериментальний гвинтокрил Ка-22

4.6. ПЕРЕТВОРЕНІ ВЕРТОЛЬОТИ

Перетворені вертольоти (конвертоплани) – це гвинтокрилі ЛА, здатні здійснювати вертикальний зліт і посадку, як вертоліт, і тривалий високошвидкісний політ, як літак, і виконують ці два режими польоту за допомогою перетворюваної несучої рушійної системи. Завдяки підвищенню аеродинамічної якості і зняття обмежень швидкості, властивих у горизонтальному польоті вертолітному несучому гвинту (зрив потоку, хвилева криза), конвертоплани мають швидкості польоту, наближені до швидкостей дозвукових літаків, та суттєво більші порівняно з вертольотами дальність польоту і транспортну продуктивність. Тому використання конвертопланів при більшій, ніж у вертольотів, вартості стає рентабельним при виконанні низки завдань.

Основними схемами гвинтокрилих конвертопланів є такі:

- із поворотом корпусу апарата, коли на зльоті і посадці він займає вертикальне положення, а в горизонтальному польоті – горизонтальне;
- з поворотними гвинтами і нерухомим крилом;
- з поворотними крилами і гвинтами;
- із відхиленням потоку від гвинтів;
- із несучими гвинтами, що зупиняються в польоті, перетворюючись на крило.

На конвертопланах із поворотними гвинтами на зльоті й посадці гвинти займають вертикальне положення і працюють як несучі гвинти вертольотів, а в крейсерському польоті гвинти розташовуються горизонтально і працюють як повітряні гвинти на літаку.

Умови роботи гвинтів на цих режимах і тяга, що розвивається ними, істотно різниться, тому їхні характеристики вибирають компромісними між характеристиками повітряних несучих гвинтів. Тяга гвинтів на зльоті більше, ніж тяга в горизонтальному польоті, приблизно на порядок (на величину аеродинамічної якості конвертоплана). Тому в горизонтальному польоті частота обертання гвинтів менше на 20...25 %, ніж на режимі висіння.

За схемою із поворотом корпусу в США були побудовані експериментальні палубні винищувачі, що вертикально злітають, XFV-1 «Пого» фірми «Конвер» і XFV-1 «Селмон» фірми «Локхід». Найбільш придатним для експлуатації виявився конвертоплан XFV-1 «Пого», що подолав повний цикл випробувань від режимів зльоту і посадки до горизонтального польоту (рис. 4.15).

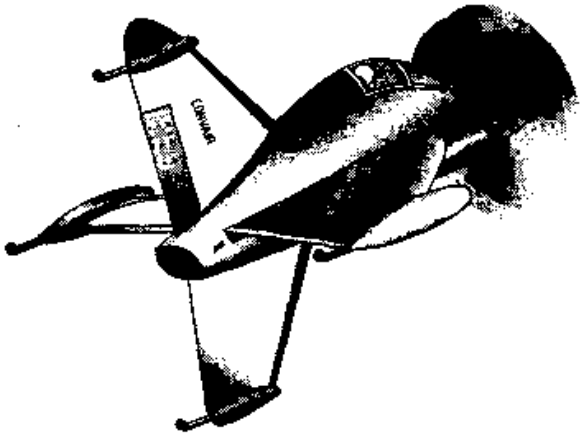


Рис. 4.15. Конвертоплан-винищувач із поворотним корпусом XFV-1 «Пого» фірми «Конвер» (США)

Апарат мав співвісний гвинт, що розвиває тягу при зльоті 90 кН при злітній масі в 6800 кг. Розрахункова максимальна швидкість – 885 км/год. Керування здійснювалося за допомогою елевонів і руля напряму, що обдувається потоком від гвинта і набігаючим потоком.

Крісло льотчика завдяки карданній підвісці займало однакове положення при різних еволюціях апарата. Попри це, пілотування апарата, особливо на перехідних режимах і при посадці, викликало певні труднощі, пов'язані з орієнтуванням льотчика в просторі, що ускладнювало льотну експлуатацію і було однією з причин припинення робіт з доведення апаратів даної схеми.

Апарати із поворотними гвинтами і нерухомими крилами будували за двох- і чотирьохгвинтовою схемами. На них встановлювали несучетягнучі гвинти різного типу:

- із малим питомим навантаженням на ометаєму площу, що майже дорівнює навантаженню несучих гвинтів вертольота, які мають ту ж конструкцію, що і НГ;
- із великим навантаженням, що наближається до навантаження літакових повітряних гвинтів;
- із великим навантаженням, розміщені в кільцевих профільованих каналах.

Від питомого навантаження суттєво залежить потужність, що передається гвинту для створення сили тяги, а також індуктивна швидкість потоку, що відкидається гвинтом на режимах зльоту і посадки. Чим більше питоме навантаження, тим вище швидкість потоку в струмені від гвинта і споживана ним потужність, а отже, витрата палива на забезпечення режиму висіння апарата.

У двогвинтових конвертопланах із поворотними гвинтами, що розташовані на кінцях крила, гвинти мають мале навантаження на ометаєму площу, конструктивно подібні до несучих гвинтів вертольота і забезпечені автоматами перекосу. На режимах вертикального зльоту і посадки апарат аналогічний двогвинтовому вертольоту поперечної схеми (має ту ж систему керування), а в горизонтальному польоті його керування аналогічно до керування літака (див. табл. 4.1).

Для переходу від режиму висіння до крейсерського польоту гвинти поступово нахиляються вперед на 90° протягом 11...20 с. У разі відмови двигуна посадка може здійснюватися на авторотації (як на вертольоті), а також за літаковим типом із планеруванням і частковим нахилом гвинтів. Для зменшення втрат тяги від вертикального обдування крила воно має закрилки, що відхиляються, внаслідок чого відносні втрати тяги можуть бути доведені до 6 %.

Фірмою «Белл» зроблені докладні дослідження експериментальних конвертопланів XV-3 (злітною масою 2180 кг, максимальною швидкістю 280 км/год) і XV-15 (злітною масою 5900 кг, максимальною швидкістю 615 км/год). Фірми «Белл» і «Боїнг» у 1982 р. розробили багатоцільовий конвертоплан V-22 «Оспрі» (рис. 4.16), перший політ якого відбувся в 1989 р., а перший серійний апарат надійшов до експлуатації в 1999 р. Злітна маса апарата при вертикальному зльоті – 21545 кг, максимальна маса платного навантаження, що перевозиться в кабіні, – 9070 кг, максимальна крейсерська швидкість – 638 км/год, дальність польоту при вертикальному зльоті із платним навантаженням 5445 кг становила 953 км.

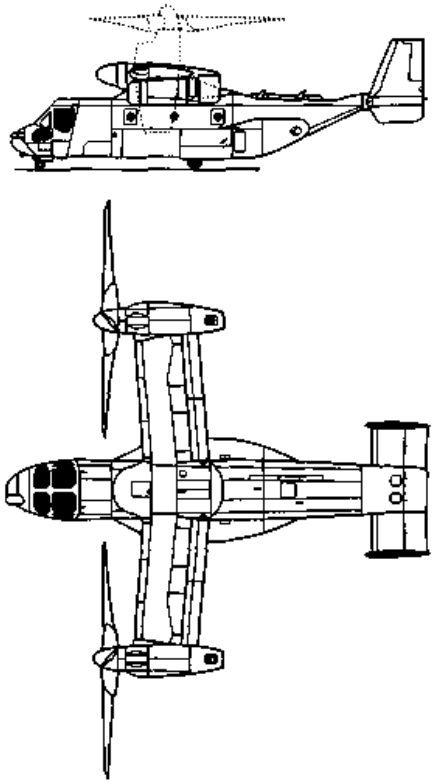


Рис. 4.16. Конвертоплан із поворотними гвинтами і нерухомим крилом V-22 «Оспрі» фірм «Белл» і «Боїнг» (США)

За схемою із поворотними гвинтами в кільцевих каналах будували експериментальні двох- і чотирьохгвинтові апарати. Установлення гвинта в профільованому каналі дозволяє збільшити відносний ККД гвинта на режимі висіння, а також підвищує безпеку експлуатації апарата.

Недоліки апаратів із поворотними гвинтами, що мають велике навантаження на ометаєму площу, полягають у великій потужності, споживаній ними на режимі висіння, великій швидкості потоку, що відкидається гвинтами і, як наслідок, у неможливості проведення рятувальних робіт, і здійснення аварійної посадки на режимі авторотації у разі відмови двигунів. Зазначені недоліки разом із складною конструкцією апаратів, малою ваговою віддачею, меншою надійністю, ніж у вертольотів, і великою вартістю спричинили те, що ці конвертоплани не вийшли зі стадії експериментальних досліджень.

Зазначені недоліки властиві також конвертопланам із поворотними крилами. Несучетягнучі гвинти цих апаратів подібні за характеристиками і конструкцією до літакових повітряних гвинтів. За цією схемою розробляли і будувалися експериментальні апарати із двома і чотирма гвинтами в Канаді, США та інших країнах. На рис. 4.17 показано тестовий чотирьохгвинтовий апарат XC-142A фірм «Хіллер», «Лінг-Темко-Воут» і «Райан» (США).

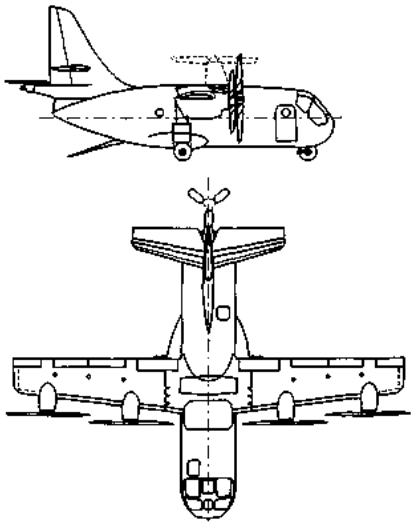


Рис. 4.17. Конвертоплан із поворотними крилами і гвинтами XC-14ZA

На зльоті й посадці реактивні обертальні моменти урівноважуються шляхом різного напряму обертання лівої і правої пари гвинтів. Поперечне керування забезпечується диференціальним керуванням ЗК гвинтів, а подовжнє – додатковим рульовим гвинтом, установленим у хвостовій частині апарата. При переході до горизонтального польоту, коли крило разом із гвинтами повертається вперед на 90°, на певній швидкості польоту здійснюється перемикання керування на звичайний літаковий руль.

У поданій схемі відсутні втрати тяги від обдування крила, властиві схемам із поворотними гвинтами і нерухомим крилом. На перехідних режимах можливий частковий зрив потоку на крилі.

Конвертоплан XC-142A при злітній масі 17000 кг, максимальному платному навантаженню 5445 кг розвивав максимальну швидкість на висоті 6100 м, що дорівнює 693 км/год.

На апаратах із відхиленням потоку від гвинтів вертикальний зліт і посадка здійснювали завдяки повороту потоку, що відкидається гвинтами, на 60°. Сам апарат при цьому повинен мати кут тангажа приблизно 30°. Дослідження, проведені на експериментальних конвертопланах, показали принципову можливість їх створення, але нижчу ефективність при створенні вертикальної тяги через додаткові втрати, необхідні на поворот струменя.

Принцип роботи конвертопланів із НГ, що зупиняється, полягає в тому, що на висінні НГ створює тягу, що врівноважує силу тяжіння апарата, а в горизонтальному польоті НГ поступово сповільнює обертання і зупиняється, перетворюючись на крило, що створює необхідну піднімальну силу. Одним із найкраще розроблених є проект фірми «Локхід» апарата із перетворюваним Х-подібним чотирилопатевим гвинтом-крилом X-wing (рис. 4.18). На цьому апараті при зупинці гвинта передня кромка лопаті стає

задньою, тобто змінюється напрям потоку на профілі лопаті (крила). Тому в перерізі лопаті застосовують симетричний профіль із системою керування межуючим шаром (КМШ), коли повітря може видуватися із будь-якого щілинного сопла, з боку як передньої, так і задньої кромки, залежно від напряму потоку.

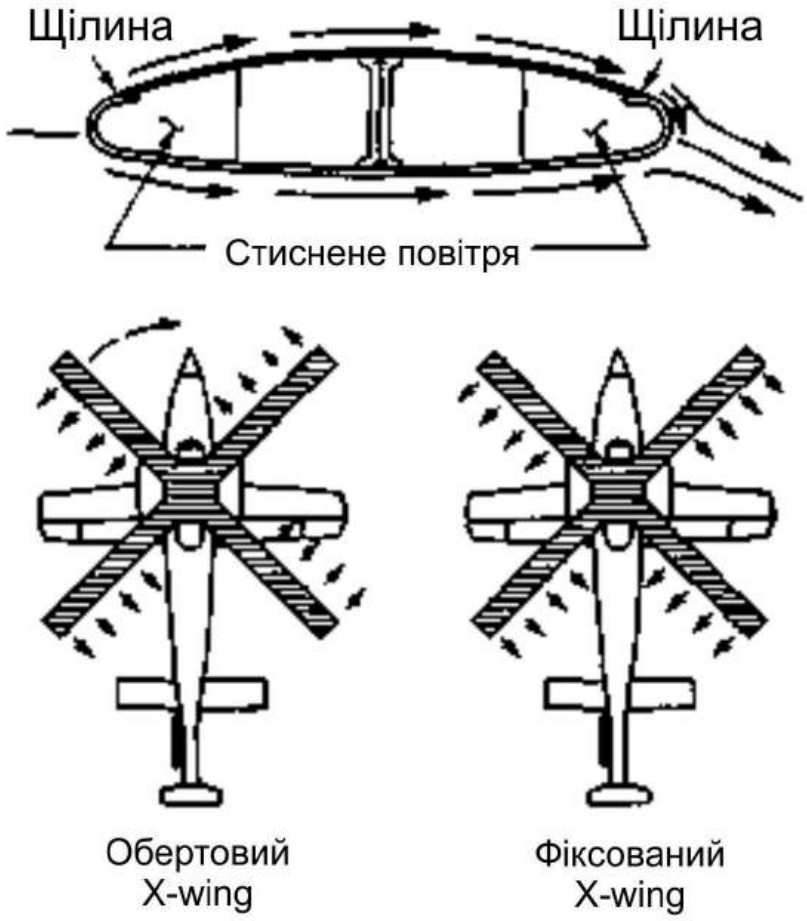


Рис. 4.18. Принципова схема конвертоплана із гвинтом-крилом X-wing, що зупиняється у польоті

За допомогою системи, що забезпечує зміну витрати повітря по азимутному положенню лопаті, можна забезпечити керовані моменти, необхідні для балансування апарата на перехідних режимах. Апарат забезпечений рульовим пристроєм для забезпечення шляхового керування на режимі висіння, а також рушіями, що забезпечують політ з горизонтальною швидкістю. Припускається, що в апараті з такою системою витрата палива на висінні в кілька разів буде меншою, ніж у конвертопланів із поворотними гвинтами і великим навантаженням на площу, що змітається. Апарат злітною масою 14000 кг має розвивати швидкість до 1000 км/год.

Бібліографічний список

1. Бадягин, А. А. Проектирование пассажирских самолетов с учетом экономики эксплуатации / А. А. Бадягин, Е. А. Овруцкий. – М.: Машиностроение, 1964. – 296 с.
2. Гличев, А. В. Экономическая эффективность технических систем / А. В. Гличев. – М.: Экономика, 1971. – 270 с.
3. Вертолеты. Расчет и проектирование – Т. 1. Аэродинамика. – Т. 2. Колебания и динамическая прочность / М. Л. Миль и др. – М.: Машиностроение, 1966. – 357 с.
4. Шейнин, В. М. Весовая и транспортная эффективность пассажирских самолетов / В. М. Шейнин. – М.: Оборонгиз, 1962. – 357 с.
5. Шейнин, В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов / В. М. Шейнин, В. И. Козловский. – М.: Машиностроение, 1977. – Т. 1 – 344 с. Т. 2. – 208 с.
6. Саркисян, С. А. Экономическая оценка летательных аппаратов / С. А. Саркисян, Э. С. Минаев. – М.: Машиностроение, 1972.
7. Тишенко, М. Н. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании / М. Н. Тишенко, А. В. Некрасов, А. С. Радин. – М.: Машиностроение, 1976. – 336 с.

Розділ 5. ОСНОВНІ ПАРАМЕТРИ ВЕРТОЛЬОТА ТА ЇХ ВИБІР

5.1. ПОЧАТКОВІ ДАНІ Й ОБМЕЖЕННЯ ПРИ ПРОЕКТУВАННІ ВЕРТОЛЬОТІВ

Основна задача проектування вертольота, крім вибору схеми, полягає у визначенні найбільш вигідного поєднання його основних параметрів, що забезпечують виконання заданих у технічному завданні ТТВ, значну частину яких складають задані умови експлуатації і ЛТХ майбутньої машини. До початкових даних (окрім ТТВ) слід також віднести ідеї і рішення головного конструктора, досягнутий рівень технічної досконалості вертольотів, їх агрегатів і обмеження, обумовлені такими чинниками:

- загальними тактико-технічними вимогами для вертольотів цивільної авіації, нормами льотної придатності гвинтокрилих апаратів транспортної категорії АП-29;
- умовами експлуатації та особливостями використання;
- можливістю використання сучасних конструкційних матеріалів, прогресивних технологічних процесів, нових конструктивних рішень, наявністю і технічним рівнем устаткування тощо.

До заданих у ТТВ льотно-технічних характеристик належать: вантажопідйомність вертольота, дальність його польоту, максимальна і крейсерська швидкості, статична і динамічна стелі, швидкопідйомність тощо.

При цьому льотно-технічні дані вертольотів, як правило, взаємозв'язані і залежать в основному від їхньої злітної маси й енергоозброєності. Прикладом цього взаємозв'язку служить діаграма транспортних можливостей вертольота, що показує залежність вантажу, що перевозиться, від дальності польоту для різних мас вертольота.

Злітна маса вертольота при цьому визначається необхідною статичною стелею. Вертоліт з максимальною злітною масою не має статичної стелі і злітає із розгоном, з нормальною злітною масою має задану статичну стелю, а за меншої злітної маси – збільшену статичну стелю. За будь-якої злітної маси вертоліт перевозить максимальний вантаж, що визначається об'ємом вантажної кабіни або міцністю силового набору фюзеляжу, на певну (розрахункову) дальність. При заданій злітній масі політ на відстань, більшу від розрахованої, здійснюється із зменшеним вантажем за рахунок відповідного збільшення запасу палива.

Прикладом обмежень, існуючих при проектуванні, є вимоги до льотних даних і польотних характеристик вертольотів різних категорій, зазначені у нормах авіаційних правил АП-29.

Обмеження, що визначаються умовами і особливостями експлуатації, обумовлені передусім висотно-кліматичними характеристиками умов забезпечення польоту і обмежень, затверджені керівництвом щодо льотної експлуатації (РЛЕ) гвинтокрилих апаратів при виконанні різного виду робіт.

Льотно-технічні характеристики вертольота в технічному завданні задаються в умовах міжнародної стандартної атмосфери (МСА). В умовах експлуатації, сформульованих у технічному завданні, задаються можливі відхилення від стандартних параметрів атмосфери (тиску, щільності, температури, вологості) і умови виконання польотів, включаючи характеристику майданчиків базування (барометрична висота, міцність ґрунту, ухили) і параметри польоту (діапазон висот, експлуатаційні швидкості, категорія вертольота за умовами безпеки польоту при відмові одного двигуна).

Кліматичні умови, в яких експлуатуються вертольоти, дуже різняться – від клімату пустель, характер якого визначається інтенсивною сонячною радіацією, піщаним пилом, відносною вологістю близько 5 % і коливаннями температур від -10°С вночі до +60 °С вдень, до арктичного, що має низьку температуру (-25...-70 °С), високу відносну вологість (100 %) і високий вміст у повітрі крижаного пилу.

До обмежень, зумовлених особливостями використання вертольотів, крім обмежень, що встановлюються РЛЕ, слід також віднести обмеження, зумовлені призначенням вертольотів. Оскільки всі вертольоти тим чи іншим чином працюють на режимі висіння поблизу землі, середнє питоме навантаження p на ометаєму несучим гвинтом, площа, від якої залежить швидкість потоку, що відкидається гвинтом, має бути суворо обмеженою.

Для транспортних вертольотів навантаження $p \leq 70...80$ дПа, тому що потік повітря, що відкидається несучим гвинтом, призводить до ерозії поверхні посадкового майданчика. Для вертольотів - кранів, що використовують для монтажних та інших робіт, під час яких під вертольотом на режимі висіння знаходиться спеціально навчений і відповідно екіпірований персонал, $p \leq 50...60$ дПа. Для вертольотів, які використовують на таких видах робіт, коли в зоні потоку повітря, що відкидається несучим гвинтом, мають знаходитися люди (пошуково-рятувальні вертольоти), $p \leq 30...35$ дПа.

Технічна група обмежень має досить різноманітний характер і визначається аеродинамічними, міцнісними, технологічними, конструктивними та іншими міркуваннями. Тому більшість цих обмежень зазвичай розглядають при проектуванні окремих частин вертольотів.

Проте існує низка обмежень, загальних для всіх без винятку вертольотів. До них належать обмеження зриву потоку. Відомо, що при

деяких режимах польоту вертольота (політ з великими швидкостями біля землі, на динамічній стелі, набирання висоти, виконання маневрів із великим перевантаженням тощо) на лопатях несучого гвинта виникає зрив потоку. Наближення до зриву потоку з лопатей виявляється насамперед у збільшенні шарнірних моментів на лопатях, змінного напруження в них і в бустерній системі управління, в зростанні вібрації вертольота, його розбалансуванні та погіршенні керованості.

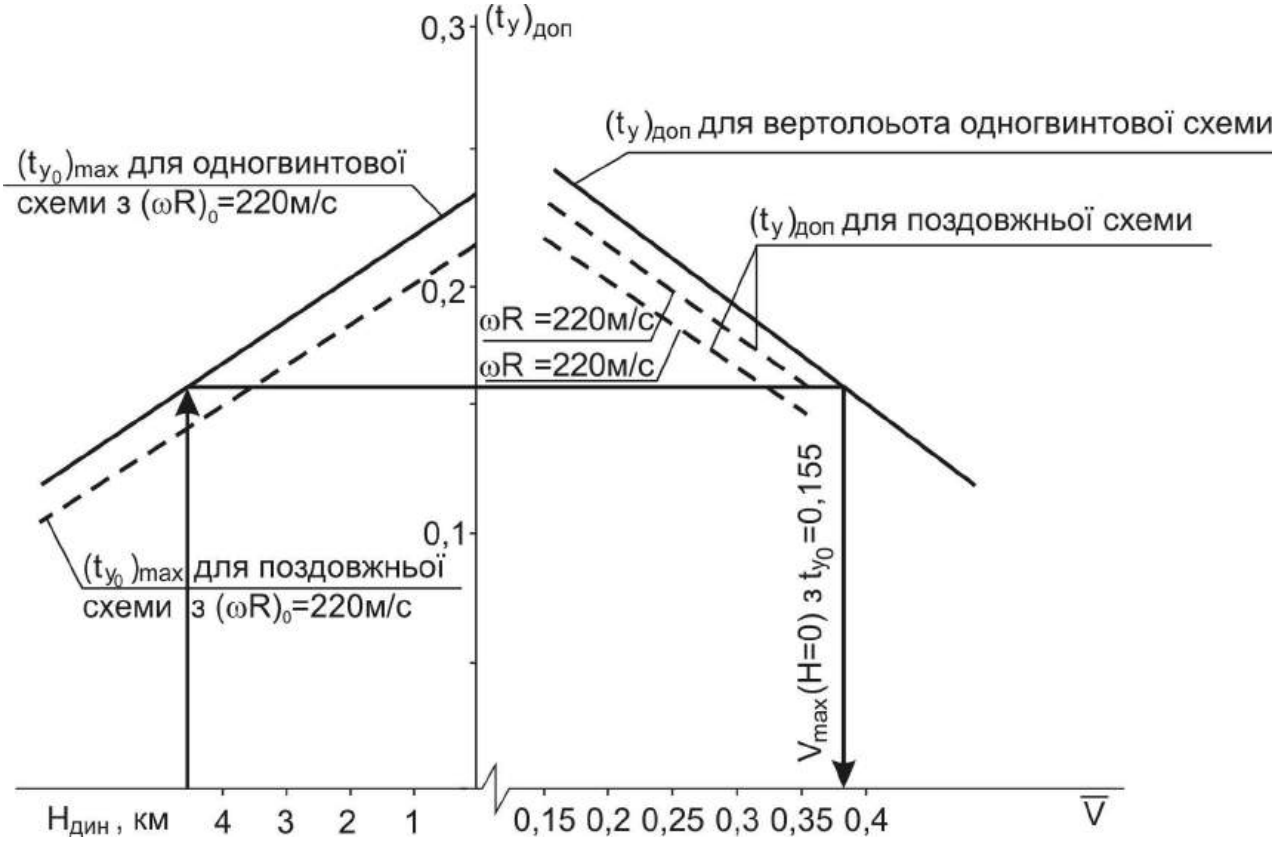


Рис. 5.1. Максимально допустимі значення коефіцієнта тяги $(t_y)_{доп}$ до характеристики режиму роботи несучого гвинта $\bar{v}$, обмежені за умови зростання змінних навантажень у системі управління у зв'язку з наближенням до зриву потоку, і рекомендовані значення t_{y0} залежно від заданої вертольоту динамічної стелі

Щоб виключити польоти на таких режимах, на вертольотах прийнято не перевищувати певних значень коефіцієнтів тяги несучого гвинта, віднесених до його заповнення $(C_т/\sigma)_{кр}$. Величину максимально допустимих (критичних) значень $(t_y)_{доп} = (C_т/\sigma)_{кр}\cos(\alpha)$, де α – кут між тягою несучого гвинта і його піднімальною силою, залежно від відносної швидкості польоту $\bar{v} = v/(\omega R)$ при ωR = 220 м/с для одногвинтового вертольота, показано на рис. 5.1 [3]. Тут же подано рекомендовані значення $(t_{y0})_{max}$ залежно від динамічної стелі $H_{дин}$ вертольота при ωR = 220 м/с. При менших значеннях R значення $(t_{y0})_{доп}$, що допускаються, можуть бути дещо збільшені.

Для вертольотів подовжньої схеми значення $(t_{y0})_{доп}$ і $(t_{y0})_{max}$ мають бути дещо менші через важчі умови роботи несучих гвинтів на горизонтальних режимах.

Важливим технічним обмеженням, що впливає на вибір параметрів і схеми вертольотів великої вантажопідйомності, може стати обмеження потужності, що передається конічними парами шестерень головного редуктора вертольота. Максимальна потужність [3], що може бути передана конічною парою шестерень за умовами міцності, виходячи з досягнутого технічного рівня не може перевищувати 5800 кВт. Тому навіть використання багатопотокової схеми головного редуктора при створенні надважких вертольотів може спричинити необхідність відмови від одногвинтової схеми вертольота.

5.2. ВИБІР ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ ВЕРТОЛЬОТА

До основних параметрів вертольота, що визначаються при його проектуванні, належать:

- злітна маса m_0, кг;
- діаметр несучого гвинта D, м;
- питоме навантаження на ометаєму несучим гвинтом площу, p, дПа;
- потужність двигуна N, кВт, або енергоозброєність вертольота N, кВт/кН;
- заповнення несучого гвинта, σ;
- колова швидкість кінців лопатей (ωR, м/с, або частота обертання несучого гвинта n, $хв^{-1}$.

Вибір основних параметрів вертольота проводиться, передусім, за умови забезпечення заданих ЛТХ:

- вантажопідйомності mгр, кг;
- дальності польоту L, км;
- статичної стелі Нст, м;
- динамічної стелі Ндин, м;
- максимальної швидкості польоту Vmax, км/год;
- крейсерської швидкості польоту $V_{кр}$, км/год;
- швидкопідйомності вертольота V_y, м/с.

При цьому залежно від завдання початкових даних розрізняють пряме і зворотне завдання проектування.

При прямому завданні вважають заданими: корисне навантаження (вантажу, що перевозиться), дальність польоту, динамічна і статична стелі, максимальна і крейсерська швидкості, умови польоту, зльоту і посадки тощо. Потрібно визначити значення злітної маси, енергоозброєності, питомого навантаження на ометаєму несучим гвинтом площу.

При зворотному завданні, що виникає зазвичай при проектуванні вертольота під заданий двигун або при модифікації вже створеного

вертольота, злітна маса вважається заданою, оскільки вона однозначно визначається потужністю двигунів при заданих статичній і динамічній стелях і вибраному навантаженні на ометаєму несучим гвинтом площу. Характеристики, які визначають залежно від вибраних параметрів, у цьому випадку є маса корисного навантаження при заданій дальності або, навпаки, дальність польоту при заданій масі вантажу, що перевозиться.

Використовуючи відому формулу Вельнера для тяги несучого гвинта,

$$T = \left(1{,}39\eta_0 \xi N D \sqrt{\Delta}^{2/3}\right), \qquad (5.1)$$

можна знайти таку залежність між потужністю і злітною масою на режимі висіння:

$$N = \frac{(m_0 g)\sqrt{p}\,\overline{T}^{3/2}}{0{,}5\eta_0 \xi \sqrt{\Delta}}, \qquad (5.2)$$

де η_0 – відносний ККД несучого гвинта; ξ – коефіцієнт використання потужності; Δ – відносна щільність повітря; $\overline{T}$ – відносна тяга несучого гвинта; $\overline{T} = T/(m_0 g)$; N – потужність двигунів, Вт; m_0 – злітна маса вертольота, кг

На режимі висіння відносна тяга несучого гвинта $\overline{T}$ визначається у вигляді

$$\overline{T} = 1 + \Delta\overline{T},$$

де $\Delta\overline{T} = \Delta\overline{T}_к + \Delta\overline{T}_m + \Delta\overline{T}_{г.о}$ – відносне збільшення сили тяги несучих гвинтів, потрібне для подолання аеродинамічного опору крила, фюзеляжу і горизонтального оперення, які знаходяться в потоці від гвинта.

Для одногвинтового і співвісного вертольота, що має несучі гвинти, із прямокутними лопатями, закрученими лінійно на кут 5...7°, можна прийняти [1]

$$\Delta\overline{T}_к = 0{,}375\overline{S}_к\overline{L}_к; \quad \Delta\overline{T}_ф = 0{,}238\overline{S}_ф \quad \Delta\overline{T}_{г.о} = 1{,}38\overline{S}_{г.о},$$

де $S_к$ – відносна площа крила; $\overline{S}_к = S_к/(\pi R^2)$; $\overline{l}_к$ – відносний розмах крила; $\overline{l}_к = \overline{l}_к/R$ $\overline{S}_Ф$ – відносна площа горизонтальної проекції фюзеляжу; $\overline{S}_ф = S_ф/\pi R^2$ $\overline{S}_{г.о}$ – відносна площа горизонтального оперення; $\overline{S}_{г.о} = S_{г.о}/\pi R^2$.

Для двогвинтових вертольотів (подовжньої і поперечної схем) слід ураховувати також втрати на перекриття несучих гвинтів

$$\Delta\overline{T}_{пер} = 0{,}0667\left(2 - \overline{x}_{пер}\right) \text{ при } \overline{x}_{пер} = \left(x_{пер}/R\right) \le 2,$$

де $x_{пер}$ (або $z_{пер}$ для поперечної схеми) – відстань між осями несучих гвинтів.

Коефіцієнт використання потужності ξ оцінює втрати потужності двигуна на тертя в трансмісії $\Delta N_{тр}$ охолоджування $\Delta N_{ох}$, гідравлічні опори вхідних пристроїв $\Delta N_{г.о}$ і на привід рульового гвинта $\Delta N_{р.г}$:

$$\xi = 1 - \Delta\bar{N}_{тер} - \Delta\bar{N}_{ох} - \Delta\bar{N}_{г.о} - \Delta\bar{N}_{р.г}.$$

Зазвичай приймають: відносну потужність, що витрачається на тертя в трансмісії $\Delta\bar{N}_{тер} = \Delta N_{тер}/N_{дв} = 0,02\ldots0,04$, відносні витрати потужності на охолодження $\Delta\bar{N}_{ох} = \Delta N_{ох}/N_{дв} = 0,01\ldots0,02$ відносні витрати потужності на гідравлічні опори вхідних пристроїв $\Delta\bar{N}_{г.о} = \Delta N_{г.о}/N_{дв} = 0,02\ldots0,03$ відносну потужність, потрібну для приводу рульового гвинта на режимі висіння $\Delta\bar{N}_{г.о} = \Delta N_{г.о}/N_{дв} = 0,02\ldots0,03$ (на режимах горизонтального польоту $\Delta\bar{N}_{р.г}$ = 0,02...0,04).

Залежно від розмірності одногвинтових вертольотів можна прийняти такі значення ξ на режимі висіння: ξ = 0,84...0,86 для легкого вертольота; ξ = 0,81...0,83 для середнього вертольота; ξ = 0,78...0,80 для важкого вертольота.

На режимах крейсерського польоту для середнього вертольота можна прийняти ξ = 0,86...0,88.

Рівняння (5.2) встановлює чіткий зв'язок між параметрами вертольота і значенням статичної стелі, що характеризується відносною щільністю повітря Δ на цій висоті. Використовуючи вираз (5.2), можна вибрати енергоозброєність вертольота $(N/mg)_{ст}$, потрібну для висіння на заданій статичній стелі при вибраному значенні p, або визначити злітну масу вертольота під заданий двигун.

Однією з найважливіших характеристик, що визначає льотні якості і маневреність вертольотів, є його швидкопідйомність. Оцінювання швидкопідйомності вертольота найзручніше здійснювати за надлишком потужності ΔN, визначуваної як різниця між потужністю, що розташовується, і потужністю, потрібною для висіння $N_в$ на розрахунковій висоті польоту.

Згідно із запропонованим В.І. Шайдаковим виразом швидкопідйомність вертольота

$$V_y = \frac{2\left(\Delta\bar{N} + 2\eta_0\right)\Delta\bar{N}\sqrt{p/\chi\Delta}}{\left(\eta_0 + \Delta\bar{N}\right)\eta_0}, \qquad (5.3)$$

де $\Delta\bar{N} = \Delta\bar{N}/N$ – коефіцієнт остаточних втрат.

Аналіз виразу (5.3) показує, що при заданій відносній надлишковій потужності $\Delta\bar{N}$ швидкість вертикального зльоту вертольота пропорційна $\sqrt{p/\Delta}$. Такий же висновок можна зробити і відносно швидкопідйомності вертольота при наборі висоти за похилою траєкторією.

Для розгляду впливу параметрів вертольота на дальність польоту необхідно встановити зв'язок цих параметрів із витратою палива на кілометр q, оскільки

$$L = \frac{m_п}{к_т q}, \tag{5.4}$$

де $m_п$ – запас палива, кг; L – відповідна цьому запасу дальність польоту, км; $к_п$ – коефіцієнт, що враховує аеронавігаційний запас палива (АНЗ), витрату палива на перехідних режимах, зльоті і посадці; зазвичай приймають $к_п$ = 1,19.

Відомо, що витрата палива на кілометр [3]

$$q = \frac{m_0 g c_{e кр}}{3,6 к_v \xi к_e}, \tag{5.5}$$

де $c_{екр}$ – питома витрата палива на крейсерському режимі, кг/(Вт·год); $К_e$ – еквівалентна аеродинамічна якість вертольота; ξ – коефіцієнт, що враховує використання потужності і ККД рушія; k_v – коефіцієнт, що дорівнює відношенню швидкості за розкладом v_p до крейсерської швидкості $v_{кр}$.

Як уже наголошувалося, коефіцієнт використання потужності на горизонтальних режимах польоту на одногвинтовому вертольоті має значення, що відрізняються від режиму висіння. Підставивши (5.5) в (5.4), отримаємо

$$L = \frac{3,6 к_v \xi к_e m_т}{к_v m_0 g c_{e кр}}. \tag{5.6}$$

Максимальна дальність польоту при незмінному запасі палива і постійній злітній масі буде у вертольота, що має найменшу питому витрату палива і вищу аеродинамічну якість.

Еквівалентна аеродинамічна якість вертольота

$$к_e = \frac{m_0 g v}{3,6 N_{г.п}},$$

де V – швидкість горизонтального польоту, км/год; $N_{г.п}$ – потужність, потрібна для горизонтального польоту, Вт.

Якщо скористатися формулою визначення потужності, потрібної для горизонтального польоту, запропонованої Л. С. Вільдгрубе [13], то можна записати

$$N_{г.п} = m_0 g \left(\frac{16,4 p I_e}{\upsilon \Delta} + \frac{\omega R m_p}{C_т} + 13,2 \cdot 10^{-3} v^3 \overline{S}_e \Delta \right), \tag{5.7}$$

де I_e – коефіцієнт індукції несучого гвинта; $m_p/C_т$ – параметр, що характеризує профільні втрати потужності несучого гвинта; $\overline{S}_e$ – відносний питомий лобовий опір ненесучих елементів вертольота

$\bar{S}_e = \sum C_x S / m_0 g = \kappa_i \sum C_x S / m_0 g$, к – коефіцієнт, що враховує інтерференцію між елементами корпусу і несучими гвинтами.

Окремі складові формули (5.7), що беруть у дужки, являють собою витрати потужності на подолання індуктивного та профільного опору несучих гвинтів і шкідливого лобового опору не несучих частин вертольота.

Як показали розрахунки [1], частка цих витрат при різних швидкостях польоту є різною. На малих швидкостях польоту найбільші витрати потужності (до 70...75 %) йдуть на подолання індуктивного опору $N_{інд}$, на середніх швидкостях до 45...50 % складають профільні втрати $N_{пр}$ і до 40 % – індуктивні, а на великих швидкостях основні втрати йдуть на подолання профільного і шкідливого опору $N_{шк}$.

Відповідно параметри вертольота слід вибирати виходячи з умов забезпечення найбільшої аеродинамічної якості на найбільш тривалих режимах польоту, що часто повторюються. На малих швидкостях польоту необхідно зменшувати індуктивні втрати відповідним підбором форми в плані і кручення лопатей, вибором діаметра несучого гвинта та питомого навантаження p. За середніх і великих швидкостей польоту слід більше надавати уваги підбору профілів перерізів і поліпшенню чистоти поверхні, зниженню профільних втрат і площі шкідливої пластинки $\sum C_x S$ для зменшення втрат на подолання лобового опору.

На рис. 5.2 [1] показано значення відносної кілометрової витрати палива $\bar{q} = q/(m_0 g)$ залежно від швидкості польоту v для вертольотів у діапазоні злітних мас 1...50 т, що мають середньостатистичні значення $\sum C_x S/(m_0 g)$ і p, прямокутні лопаті несучого гвинта із крученням $\Delta\varphi$ = 7°, набір профілів перерізів NACA 23012, NACA 23009, NACA 23006 і колову швидкість кінців лопатей ωR = 220 м/с.

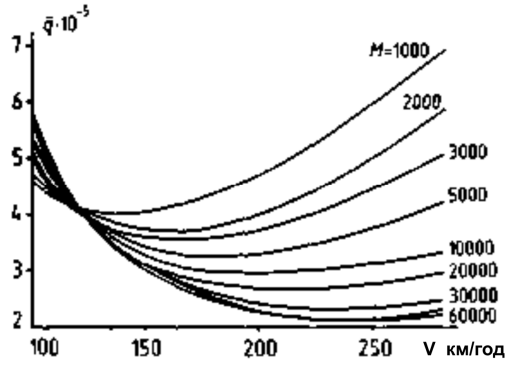


Рис. 5.2. Зміна відносної кілометрової витрати q палива за швидкістю v польоту для вертольотів різних вагових категорій

На рис. 5.2 показано значення $\bar{q}_{min}$ і відповідні до них швидкості польоту $v_{q_{min}}$ для різних злітних мас m_0 вертольота. За зростання

злітної маси вертольота і відповідною зміною $\sum C_x S/(m_0 g)$ і р мінімальне значення відносної кілометрової витрати палива швидко зменшується, а відповідна до неї швидкість польоту збільшується.

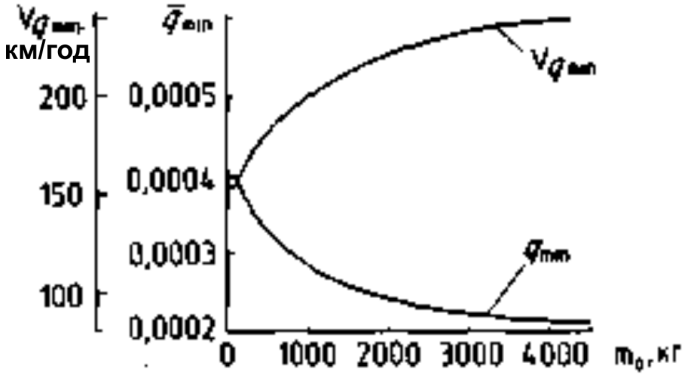


Рис. 5.3. Мінімальні відносні кілометрові витрати палива q_{min} і відповідні швидкості польоту

На рис. 5.4 показано значення коефіцієнта K_{Emax} максимальної еквівалентної якості вертольотів середньої вантажопідйомності, обернено пропорційні відносній кілометровій витраті палива.

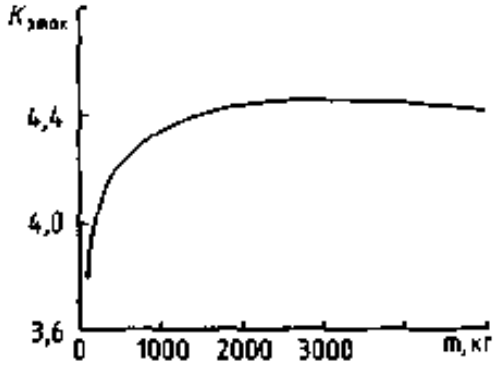


Рис. 5.4. Значення максимальної еквівалентної якості $КЕ_{max}$ вертольотів середньої вантажопідйомності

Основні параметри вертольота взаємозв'язані та безпосередньо впливають на ЛТХ. Тому процес вибору основних параметрів має ітераційний характер і здійснюється методом послідовних наближень за урахуванням наявних обмежень і заданої точності обчислень. При цьому може бути прийнятий такий порядок розрахунку.

1. Визначення злітної маси вертольота в першому наближенні. Задаючи на основі початкових даних значення мас цільового навантаження $m_{цн}$ і екіпажу $т_{ек}$ і за статистикою значення відносних мас порожнього вертольота $\bar{m}_{пор}$ і палива $\bar{m}_{п}$, розраховують злітну масу вертольота

$$m_0^1 = \frac{m_{цн} + m_{ек}}{1 - \bar{m}_{пор} - \bar{m}_п}.$$

Використовуючи формулу (5.6), можна визначити відносну масу палива $\bar{m}_п$ залежно від дальності польоту:

$$\bar{m}_п = \frac{к_п g c_{е кр} L}{3{,}6 к_v K_e \xi} = к_п \bar{q}_п L, \qquad (5.8)$$

де $\bar{q}_п$ – відносна кілометрова витрата палива, кг/(кг·км).

У цьому разі на основі статистики слід задати $c_{екр}$ і K_e, а значення $к_v$ і ξ узяти відповідно до зазначених рекомендацій.

Сучасні вертольоти середньої вантажопідйомності із ТВД мають відносну кілометрову витрату палива $\bar{q}_п$ = (2,2...2,4)·10^{-4} кг/(кг·км).

Якщо в технічному завданні задана не дальність польоту, а його тривалість, то відносну масу палива при польоті на економічному режимі можна визначити у вигляді

$$\bar{m}_п = 0{,}007 t\sqrt{p}, \qquad (5.9)$$

де t – час польоту, год; p – питоме навантаження на ометаєму площу, дПа.

Якщо переважає режим висіння, то

$$\bar{m}_п = 0{,}012 t\sqrt{p}. \qquad (5.10)$$

2. Визначення питомого навантаження на ометаєму площу несучого гвинта. При виборі питомого навантаження p необхідно передусім ураховувати призначення вертольота, його вантажопідйомність, кількість двигунів та умови експлуатації. Оскільки питоме навантаження p визначає діаметр несучого гвинта та його масу, простежується чітка тенденція збільшення p із збільшенням вантажопідйомності. Тому слід визначити верхню межу питомого навантаження на гвинт.

Для однодвигунового вертольота з метою підвищення безпеки польоту при відмові двигуна має бути передбачена його посадка на режимі авторотації із вертикальною швидкістю V_y, що не перевищує максимально допустимої швидкості зниження для безпечної посадки.

Оскільки $V_{y\,дод}$ = 6...8 м/с, а вертикальна швидкість при планеруванні на режимі авторотації $v_a \approx 1{,}5\sqrt{p}$, що відповідає швидкості планерування по траєкторії 120...150 км/год і куті планерування не більше 10...14°, прирівнюючи $V_{y\,дод}$ і V_a, набуваємо максимально допустимих значень p = 20...25 кПа.

Для двох-, трьох- або багаторухових вертольотів верхня межа визначається залежно від призначення вертольота і обмежень, указаних вище.

Нижня межа питомого навантаження на несучий гвинт визначається співвідношенням збільшення маси несучого гвинта з одного боку, і

зменшення потрібної енергоозброєності на режимі висіння – з іншого. Тому при виборі питомого навантаження рекомендується приймати значення, близькі до прототипу, і уточнювати їх у процесі подальшого параметричного аналізу. Можна скористатися при цьому емпіричною формулою І. А. Серова [40] для p, дПа:

$$p = 2,05 m_0^{0,314}. \qquad (5.11)$$

При вибраному питомому навантаженні p і заздалегідь визначеній злітній масі вертольота m_0^I легко знаходять діаметр несучого гвинта, м:

$$D = \sqrt{\frac{4gm_0^1}{10\pi p}} = 1,12\sqrt{\frac{m_0^1}{p}}.$$

3. Визначення колової швидкості несучого гвинта. При виборі колової швидкості несучого гвинта слід зважати на різний вплив цього параметра на потрібну енергоозброєність і льотні характеристики вертольота на різних режимах польоту. Відомо, що на режимі висіння величина ωR істотно впливає на відносний ККД несучого гвинта η_0 і, отже, на потрібну енергоозброєність. Чим менше колова швидкість, тим менше потужність, потрібна для висіння вертольота на заданій стелі. Оскільки зменшення ωR має свої межі, при заданих потужності двигуна і статичній стелі та вибраних значеннях D і коефіцієнта заповнення σ існує оптимальне значення ωR, що забезпечує максимальну тягу несучого гвинта.

На режимах горизонтального польоту величина ωR впливає на льотні характеристики, обумовлені явищами стисливості і зриву.

Мірою впливу стисливості на характеристики несучого гвинта є число Маха на кінці наступаючої лопаті (лопаті, що йде назустріч набігаючому потоку, обумовленому горизонтальною швидкістю польоту):

$$M = \frac{(v + \omega R)}{a} = M_0(1 + \bar{v}), \qquad (5.12)$$

де a – швидкість звуку; $\bar{v}$ = v/ωR; M_0 = ωR/a.

Звідси

$$v = aM\left(\frac{\bar{v}}{1 + \bar{v}}\right). \qquad (5.13)$$

Значення M, що допускається, не має бути більше певної величини $M_{кр}$, при якій на лопатях несучого гвинта, виникають стрибки ущільнення і різко збільшується профільний опір. На сучасних вертольотах величина $M_{кр}$ < 0,92...0,95 (виняток становить вертоліт Westland G-Lynx, в якому $M_{кр}$ = 0,97).

Задаючись значеннями M і $\bar{v}$ із (5.12), можна визначити

$$\omega R = \frac{aM}{L + \bar{v}} \qquad (5.14)$$

і побудувати графік граничних значень $M_{кр} = f(v)$ (рис. 5.5).

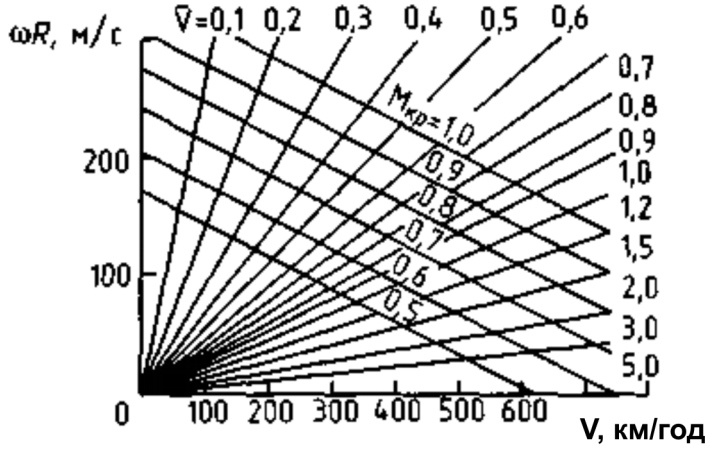


Рис. 5.5. Діаграма залежності кінцевої швидкості лопаті $M_{кр}$ від швидкості польоту V для різних значень $M_{кр}$ і $\overline{v}$

На великих швидкостях польоту, а також зі збільшенням висоти, коли крім стисливості починає відчуватися вплив зриву потоку на відступаючій лопаті, з метою зменшення $C_т$ і віддалення таким чином зриву рекомендується збільшувати ωR. Тому при виборі колової швидкості несучого гвинта зазвичай використовують здатність газотурбінних двигунів змінювати частоту обертання вільної турбіни в діапазоні 10…12 %, тобто n_{max}/n_{min} = 1,1...1,12. При цьому приймають величину ωR на режимі висіння такою, що дорівнює оптимальному значенню (для заданих ρ і σ), яке за статистикою має значення: для важких вертольотів ωR = 200...230 м/с; для середніх вертольотів ωR = 200...210 м/с; для легких вертольотів ωR = 180...200 м/с. У крейсерському польоті на висоті 500 м з метою зменшення потрібної потужності ωR зменшують на 3...5 %, а на режимі максимальної швидкості або при польоті на динамічній стелі для віддалення зриву ωR збільшують на 5...6 %.

За вибраною величиною ωR визначають частоту обертання несучого гвинта

$$n = \frac{30\omega R}{\pi R}. \qquad (5.15)$$

Максимально допустима частота обертання несучого гвинта в польоті на всіх режимах обмежується умовами:

- забезпечення міцності головного редуктора, втулки, автомата перекосу і лопатей по відцентрових силах, що призводить до збільшення їх маси;
- запобігання хвильовій кризі на кінці випереджаючих лопатей НГ при польоті вертольота на великих висотах і швидкостях;
- забезпечення достатнього запасу по флатеру лопатей НГ;
- неспроможність спрацювання захисту вільної турбіни двигуна від розкручування, тобто мимовільного виключення двигунів у польоті;

- різкого зростання рівня вібрацій і змінного напруження в лопатях НГ через нестаціонарність характеру розвитку хвильової кризи;
- посилення трясіння вертольота;
- початку різкого збільшення потужності, потрібної для обертання НГ.

4. Визначення коефіцієнта заповнення несучого гвинта. Як зазначалося, умова відсутності зриву на несучому гвинті

$$\frac{C_т}{\sigma} \le \left(\frac{C_т}{\sigma}\right)_{кр}. \qquad (5.16)$$

Оскільки при вибраних значеннях p і σ коефіцієнт тяги визначається однозначно:

$$C_т = \frac{2p}{p(\omega R)^2}, \qquad (5.17)$$

то забезпечити умову (5.16) можна лише відповідним вибором σ.

Зазвичай

$$\sigma = \frac{C_т}{(C_т/\sigma)_{кр}} = \frac{2p}{p(\omega R)^2 (C_т/\sigma)_{кр}}. \qquad (5.18)$$

Значення $(C_т/\sigma)_{кр} = \overline{C}_{т.кр}$ можна визначити за залежністю від $\mu = \overline{v}\cos\alpha_e$ (рис. 5.6) [1]. При цьому $\overline{v}_{max}$ вираховують за рис. 5.5. Таке поєднання дозволяє при виборі параметрів урахувати одночасно явища зриву і стисливості. Показані на рис. 5.6 дані добре узгоджуються з результатами випробувань в аеродинамічних трубах і в польоті поблизу землі (при H = 500 м). Щоб урахувати зрив на динамічній стелі, слід звернутися до рис. 5.1. Приймаючи $C_т \approx C_y$ несучого гвинта і задаючись висотою динамічної стелі $H_{дин}$ по лівій стороні графіка, можна визначити допустимі значення $(C_т/\sigma)_{max}$, які і приймаються як $(C_т/\sigma)_{кр}$. Слід мати на увазі, що збільшення σ, що приводить до віддалення зриву на максимальній швидкості польоту, викликає, у свою чергу, збільшення маси несучого гвинта та зменшення вагової віддачі вертольота. Тому при виборі заповнення несучого гвинта необхідно це враховувати. Підвищення коефіцієнта заповнення σ може здійснюватися збільшенням: хорди лопатей при їх незмінній кількості або числа лопатей при незмінній відносній хорді. Надмірне збільшення хорди лопаті призводить до збільшення шарнірних моментів і навантажень у ланцюзі управління. Тому на несучих гвинтах мають шарнірне кріплення лопатей, частіше йдуть на збільшення числа лопатей, встановлюючи коефіцієнт заповнення, що припадає на одну лопать у діапазоні y/k = 0,016...0,022, де k – число лопатей. Оптимальне число лопатей при цьому визначають з урахуванням інших чинників, що впливають на умови експлуатації і безпеку польоту (рівнів вібрації, шуму тощо).

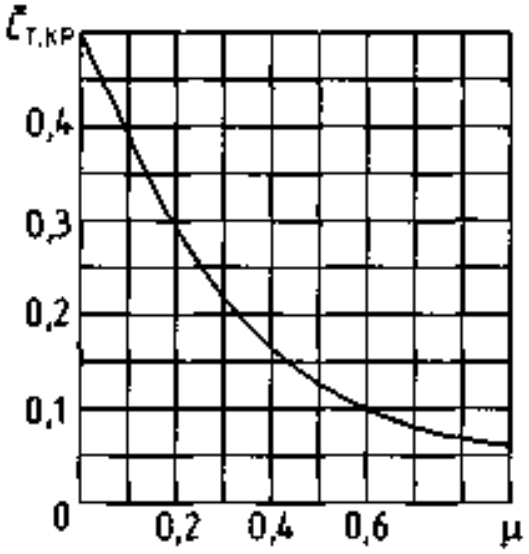


Рис. 5.6. Зміна критичних значень $C_{т.кр}$ за умовою зриву за відносною швидкістю польоту вертольота μ

Реальне заповнення лопатями площі $F = \pi R^2$ залежить від кількості лопатей z та їх форми в плані. Величина цього заповнення характеризується коефіцієнтом заповнення σ:

$$\sigma = \frac{zF_л}{\pi R^2} = \frac{zb_{0,7}}{\pi R} = \frac{z}{\pi \lambda_{сер}},$$

де z – кількість лопатей; $F_л$ – площа лопаті в плані $F_л = b_{0,7}R$; $b_{0,7}$ – хорда лопаті в перерізі 0,7R; $\lambda_{сер}$ – середнє подовження лопаті $\lambda_{сер} = R / b_{сер}$.

5. Визначення потрібної енергоозброєності – відношення потрібної потужності двигунів до ваги вертольота N/(m_{0g}) визначається внаслідок розрахунку і зіставлення потрібної енергоозброєності на різних екстремальних режимах польоту. Як найбільш напружені режими польоту зазвичай розглядають такі режими:

висіння на статичній стелі;

політ з максимальною швидкістю на висоті H = 500 м;

політ на динамічній стелі з економічною швидкістю;

політ при відмові одного двигуна (горизонтальний політ або продовжений зліт).

Величина потрібної енергоозброєності для режиму висіння на заданій статичній стелі, як уже наголошувалося, при вибраному значенні p може бути визначена за допомогою формули (5.2):

$$\left(\frac{N}{m_0 g}\right)_{H_{ст}} = \frac{\sqrt{p}\bar{T}^{3/2}}{0,5\eta_0 \xi \sqrt{\Delta}}.$$

Для розрахунку потрібної енергоозброєності на горизонтальних режимах польоту необхідним є проведення аеродинамічного розрахунку вертольота з метою визначення витрат потужності на подолання профільного та індуктивного опору несучої системи, та шкідливого (лобового) опору не несучих частин вертольота. Цей розрахунок досить складний і потребує наявності великої кількості початкової інформації, яка на ранніх стадіях проектування ще відсутня. Тому для перших попередніх розрахунків потрібної енергоозброєності можна скористатися наближеним методом аеродинамічного розрахунку, запропонованим Л. С. Вильдгрубе [1]. Відповідно до цього методу відносна потужність, потрібна для горизонтального польоту вертольота без крила, може бути визначена за формулою, аналогічною (5.7)

$$\frac{N_{г.п}}{m_0 g} = 16,4 \cdot 10^{-3} \omega R \left(1 + 7,08 \cdot 10^{-8} v^3\right) + \frac{16,4 p I_e}{v\Delta} + 13,2 \cdot 10^{-3} \bar{S}_e v^3 \Delta, \qquad (5.19)$$

де $N_{г.п}$ – потужність, потрібна для горизонтального польоту, Вт.

Коефіцієнти індукції I_e несучих гвинтів мають прямокутні закручені на 7° лопаті, наведені в табл. 5.1. Для двогвинтових вертольотів необхідно враховувати взаємний індуктивний вплив несучих гвинтів:

$$I_e^* = I_e + \Delta I_c,$$

де I_e^* – коефіцієнт індукції двогвинтового вертольота; ΔI_c – додатковий коефіцієнт індукції, що враховує взаємний вплив гвинтів.

Таблиця 5.1

Коефіцієнти індукції несучих гвинтів

V, км/год	150	200	250	300	350	400	Схема вертольота
I_e	1,09	1,10	1,12	1,18	1,28	1,38	Одногвинтова
ΔI_c	0,66	0,65	0,64	0,63	0,60	0,56	Співвісна y/R = 0,2
	0,66	0,65	0,64	0,60	0,55	0,49	Подовжня y/R = 0,2
	-0,34	-0,35	-0,36	-0,38	-0,40	-0,43	Поперечна z/R = 0,2

Відносний лобовий опір проектованого вертольота $\bar{S}_e$ може бути визначено шляхом розрахунку шкідливого опору всіх ненесучих частин вертольота. На початкових стадіях попереднього проектування можна використовувати результати статистичного аналізу і прогнозу технічного розвитку вертольотів. У табл. 5.2 наведені значення $\bar{S}_e$, отримані за матеріалами роботи [1].

Таблиця 5.2

Відносний лобовий опір вертольотів

m_0 (т)	2,5	5,0	10	20	30	40	50	Вертоліт
$\overline{S}_e \cdot 10^4$	0,61	0,46	0,37	0,29	0,25	0,22	0,2	1960 р.
	0,38	0,3	0,25	0,18	0,15	0,14	0,12	З поліпшеною формою
	0,24	0,2	0,17	0,13	0,11	0,09	0,086	Перспективні вертольоти

Величину $\sum C_x S$ м^2 залежно від злітної маси вертольота можна також обчислити, використовуючи емпіричну формулу, запропоновану І. А. Серовим [2]:

$$\sum C_x S = 0,018 m_0^{0,5646}. \quad (5.20)$$

Економічна швидкість польоту, км/год, за якої відбувається політ на динамічній стелі і при відмові одного двигуна, може бути знайдена з умови $\left(N_{г.п}\right)_{min}$ за такою залежністю:

$$v_{ек} = 260 \sqrt[4]{\frac{pI_e}{\left(\omega R + 11,4 \cdot 10^6 \overline{S}\Delta\right)\Delta}}. \quad (5.21)$$

Потрібну енергоозброєність при максимальній швидкості польоту розраховують при заданих у технічному завданні значеннях V_{max}, а при польоті на динамічній стелі – для заданих значень $H_{дин}$. Потрібну енергоозброєність, необхідну для забезпечення зльоту (індекс пр.зл) і польоту по маршруту при відмові одного двигуна, для вертольотів категорії В визначають за умови забезпечення горизонтального польоту при найбільш корисній швидкості польоту V_e, відповідній найбільшій швидкопідйомності:

$$\left(\frac{N}{m_0 g}\right)_{пр.зл} = \left(\frac{N}{m_0 g}\right)_{V_e} \cdot \frac{n}{n-1}, \quad (5.22)$$

де n – кількість двигунів.

Для вертольотів категорії А потрібну енергоозброєність визначають, виходячи з умови забезпечення швидкопідйомності не менше 0,5 м/с при безпечній швидкості польоту, яку можна прийняти такою, що дорівнює економічній швидкості.

5.3. ВИБІР ДВИГУНА

У більшості випадків двовальні (із вільною турбіною) турбогвинтові двигуни зараз використовують як силову установку, що порівняно з поршневими мають менші габаритні розміри, питому масу та є простішими і надійнішими в експлуатації. Використання поршневих двигунів обмежено

лише легкими спортивними або тренувально-зв'язними вертольотами, оскільки для цієї вагової категорії поки не створено двигун із прийнятними характеристиками. ТГД із вільною турбіною – турбовальний двигун, має хорошу стійкість роботи при невеликих (у межах 10...12 %) змінах частоти обертання вільної турбіни, що застосовують при виборі колових швидкостей несучого гвинта, на різних режимах польоту.

При виборі двигуна необхідно визначити його максимальну зведену потужність, достатню для забезпечення всіх льотних характеристик вертольота, заданих технічним завданням. Це пов'язано, передусім, із режимом роботи двигуна, який використовують на розрахункових режимах польоту, а також із його висотною, температурною і швидкісною характеристиками. Режим роботи двигуна значною мірою визначається тривалістю польоту, оскільки злітний і номінальний режими роботи двигуна обмежені за часом (відповідно 5 хв і 1 год). Крім того, доводиться враховувати зміну характеристик двигуна (потужність і питому витрату палива) залежно від висоти, швидкості польоту і температури довкілля.

Для урахування всіх цих чинників при виборі потрібної потужності двигуна розрахункові дані для екстремальних режимів польоту слід привести до умов міжнародної стандартної атмосфери на висоті H = 0. При цьому значення приведеної потрібної потужності для чотирьох даних режимів польоту визначають у вигляді:

$$\left(\frac{N}{m_0 g}\right)^{\text{пр}}_{H_{\text{ст}}} = \frac{\left(N/m_0 g\right)_{H_{\text{ст}}}}{\bar{N}_H \bar{N}_t};$$

$$\left(\frac{N}{m_0 g}\right)^{\text{пр}}_{V_{max}} = \frac{\left(N/m_0 g\right)_{v_{max}}}{\bar{N}_H \bar{N}_t \bar{N}_v \xi_{v_{max}}};$$

$$\left(\frac{N}{m_0 g}\right)^{\text{пр}}_{H_{\text{дин}}} = \frac{\left(N/m_0 g\right)_{H_{\text{дин}}}}{\bar{N}_H \bar{N}_t \bar{N}_v \xi_{v_э} \bar{N}_{\text{ном}}};$$

$$\left(\frac{N}{m_0 g}\right)^{\text{пр}}_{\text{пр.зл}} = \frac{\left(N/m_0 g\right)_{\text{пр.зл}}}{\bar{N}_H \bar{N}_t \bar{N}_v \xi_{V_э}}.$$

Функції $\bar{N}_H$, $\bar{N}_t$, $\bar{N}_v$, що характеризують зміну міцності за висотою, температурою навколишнього повітря та швидкістю польоту, досить добре описуються такими емпіричними залежностями:

$$\bar{N}_H = 1 - 0,0695\left(\frac{H}{1000}\right);$$

$$\bar{N}_t = 1,1 - 0,0066t;$$

$$\bar{N}_v = 1 + 5,5 \cdot 10^{-7} V^2,$$

де H – висота польоту, м; t – температура повітря, °C; V – швидкість польоту, км/год; N – ступінь дроселювання двигунів; $\bar{N} = N/N_{зл}$.

Двигун вибирають за найбільшим значенням приведеної потрібної потужності і величини злітної маси вертольота:

$$N_{дв} = 1/n\left(N/m_0 g\right)^{пр}_{max}\left(m_0 g\right), \qquad (5.23)$$

де n – кількість двигунів.

За значенням $N_{дв}$ підбирають реальний двигун, потужність якого не має бути нижче за це значення. Якщо злітна потужність реальних двигунів значно відхиляється від найбільшої зазначеної потрібної потужності, то необхідно виходячи з потужності реальних двигунів скорегувати злітну масу, корисне навантаження і дальність польоту, а також змінити вибрані параметри і льотно-технічні характеристики вертольота.

У більшості випадків у технічному завданні на проектований вертоліт вказується тип, кількість і потужність двигунів, які слід установити на вертольоті. В цьому випадку за максимально наведеною потрібною потужністю вертольота із формули (5.23) можна визначити максимально допустиму злітну масу m_0 вертольота і, здійснивши ваговий розрахунок, визначити корисне навантаження при заданій дальності або тривалості польоту. При цьому характеристики $\bar{N}_H, \bar{N}_t, \bar{N}_v$, γ, c_e та інші слід брати з паспорта наданого двигуна.

Необхідна потужність вертольота, як відомо, великою мірою залежить від режимів польоту. Розташована потужність двигуна в робочому діапазоні швидкостей вертольота мало залежить від швидкості польоту. Різна залежність потужності, що є необхідною, від швидкості польоту дозволяє мати на решті режимів польоту запас потужності, що є, після узгодження параметрів двигуна і вертольота на режимі висіння. При цьому якщо двигун на режимі висіння працює на злітному режимі, то на решті режимів польоту потрібна потужність забезпечуватиметься при крейсерських режимах роботи двигуна.

Зазвичай перший (максимальний) крейсерський режим, на якому тривалість роботи двигуна не обмежена, відповідає 0,75...0,80 злітної потужності. Політ на крейсерському режимі може здійснюватися в широкому діапазоні швидкостей. Інтерес становлять два найбільш характерні режими: максимальної тривалості, близької до економічного режиму польоту, і максимальної дальності, близької до найбільш вигідного режиму. Перший режим відповідає мінімальній погодинній витраті палива, а другий – мінімальній кілометровій витраті.

Якщо при виборі двигуна наявні кілька двигунів з однаковою злітною потужністю і одного технічного рівня, перевагу слід віддавати двигуну, що має кращі питомі характеристики c_e і γ. Ці показники істотно впливають на дальність польоту і величину корисного навантаження вертольота.

Бібліографічний список

1. Вильдгрубе, Л. С. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных / Л. С. Вильдгрубе. – М.: Машиностроение, 1977. – 151 с.
2. Серов, И. А. Некоторые связи аэродинамических и транспортных характеристик вертолетов / И. А. Серов. // Труды ЦАГИ. – 1982. – Вып. 2159. – С. 20.
3. Тишенко, М. Н. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании / М. Н. Тишенко, А. В. Некрасов, А. С. Радин. – М.: Машиностроение, 1976. – 366 с.

Розділ 6. РОЗРАХУНОК МАСИ ВЕРТОЛЬОТА

6.1. КЛАСИФІКАЦІЯ МАС ВЕРТОЛЬОТА

Злітна маса m_0 є одним з основних параметрів вертольота, що визначають його розміри, схему і ЛТХ. Правильне її визначення є найважливішим завданням всього процесу проектування. Складність розрахунку злітної маси вертольота на ранніх етапах проектування зумовлена передусім браком початкової інформації про вертоліт і його силову установку, а також неможливістю урахування на цій стадії проектування вимог до вертольота.

Тому злітну масу доводиться визначати методом послідовних наближень, використовуючи спочатку наближені емпіричні формули і методи розрахунків, а потім, коли інформації буде більше, точніші формули і методи розрахунку, що враховують умови навантаження агрегатів, вимоги міцності, жорсткості тощо.

Важливою і необхідною умовою правильного визначення злітної маси на всіх стадіях проектування є єдність її класифікації. Донині не існує єдиної стандартної вагової класифікації вертольота. Схеми класифікації мас вертольота, якими послуговуються різні фірми і організації, що здійснюють проектування і експлуатацію вертольотів, різняться як ступенем повноти і складом вагових груп, так і термінологією.

Нині у вагових класифікаціях літаків і вертольотів світу запроваджено поняття «стандартна маса порожнього» як маса порожнього вертольота в мінімальній комплектації, при якій вертоліт сертифікований для польотів. За бажанням замовника в комплектацію постачання порожнього вертольота може бути включено додаткове (необов'язкове) незнімне обладнання, що збільшує експлуатаційні можливості вертольота (завдяки зменшенню корисного навантаження вертольота при тих же значеннях запасу палива і злітної маси).

На рис. 6.1 показано варіант вагової класифікації вертольота, відповідний до прийнятого в російському вертольотобудуванні поділу злітної маси вертольота.

При цьому використовують такі визначення понять:

повна маса вертольота – маса всього вертольота у будь-який момент часу його експлуатації, у тому числі і без цільового навантаження, із мінімальним запасом палива для польоту вертольота;

злітна маса вертольота – повна маса вертольота у момент початку розгону (зліт із розгоном) або руху перед відривом від злітного майданчика (зліт без розгону);

розрахункова злітна маса вертольота – встановлена найбільша злітна маса вертольота при всіх варіантах завантаження, за якого здійснюється експлуатація вертольота без спеціальних обмежень;

нормальна злітна маса вертольота – встановлена злітна маса

вертольота, при якій забезпечується виконання вимог до льотних даних вертольота для нормальної злітної маси, зокрема щодо дальності і цільового навантаження при експлуатації вертольота в заданих умовах;

максимальна злітна маса вертольота – встановлена злітна маса вертольота, при якій забезпечується виконання вимог до льотних даних вертольота максимальної злітної маси.

При цьому прийнято такий поділ злітної маси вертольота на групи:

маса порожнього вертольота $m_{пор}$, що складається з маси планера $m_{пл}$, силової установки $m_{су}$ та обладнання $m_{об}$;

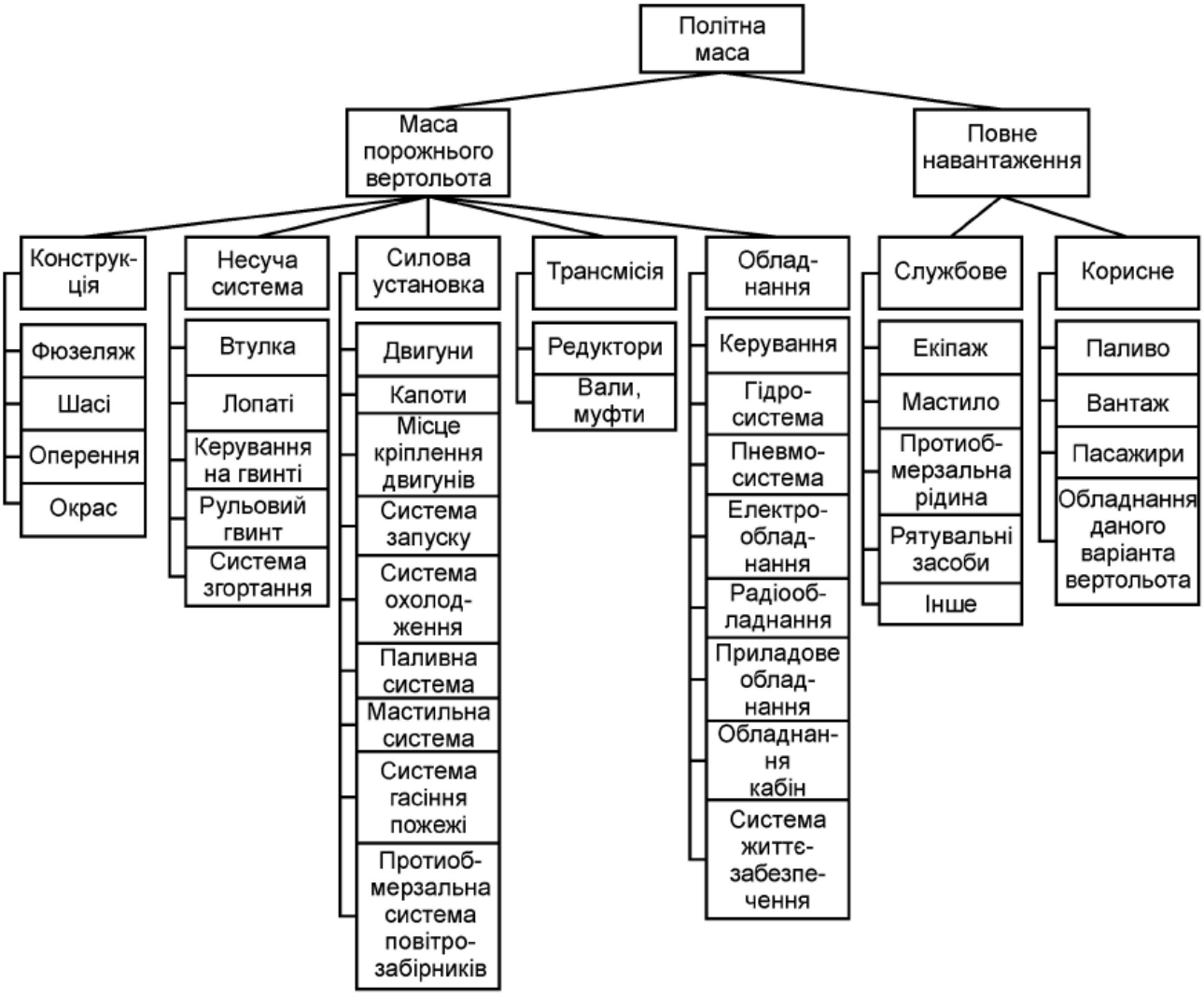


Рис. 6.1. Один із варіантів вагової класифікації

маса повного навантаження вертольота, що визначається призначенням вертольота і складається з маси екіпажу, спорядження, палива (включаючи АНЗ), що витрачається, і цільового навантаження.

Маса планера, силової установки і обладнання, що не знімається, загального призначення утворює базову початкову масу порожнього вертольота. Поняття «Базової маси порожнього вертольота», зазвичай відсутнє в літакових класифікаціях, дозволяє виділити основну частину

маси порожнього вертольота, загальну для всіх модифікацій вертольотів даного типу, що полегшує порівняльний аналіз вертольотів, які мають різне призначення, і створює додаткові зручності при експлуатації та подальших модифікаціях вертольота.

До маси планера $m_{пл}$ належать такі маси:

$m_ф$ фюзеляжу, включаючи носову і центральну частини, хвостову і кінцеву балки, трапи, вантажні стулки, стикування фюзеляжу, паливні баки та інші агрегати, що входять у силову схему фюзеляжу;

$m_{кр}$ крила, включаючи центроплан і консолі, підкоси, стояки та розчалювання крила, паливні баки та інші агрегати, що входять у силову схему крила;

$m_{оп}$ оперення, включаючи кілі, стабілізатори, шайби, підкоси, стояки, кришки люків тощо;

капоти, включаючи протипожежні перегородки, повітрозабірники тощо;

$m_ш$ шасі, включаючи опори і амортизатори, колеса (поплавки та лижі), хвостові опори, обтічники, механізми прибирання і випуску;

$m_{кер}$ системи керування, включаючи пости керування, проводку керування, гідропідсилювачі, сервомеханізми, диференціальні механізми в системах керування.

До маси силової установки $m_{су}$ належать маси:

$m_{ду}$ двигунової установки, включаючи двигуни в комплектації постачання, системи запуску, всмоктування і вихлопу, кріплення двигунів, рами двигунів тощо;

$m_{тр}$ трансмісії, включаючи редуктори та їхні кріплення, вали, їхні опори та сполуки, гальма трансмісії, мастильні системи, раму редуктора;

$m_г$ гвинтів, включаючи лопаті й втулки несучих і рульових гвинтів, демпфери, механізми складання і прибирання лопатей;

$m_{пс}$ паливної системи із незливаним паливом;

$m_{мс}$ мастильної системи, включаючи зовнішні мастилосистеми двигунів і трансмісії;

$m_{со}$ системи охолоджування, включаючи вентилятори і трубопроводи обдування;

$m_{сп}$ системи пожежогасіння.

До маси обладнання загального призначення $m_{он}$, обов'язкового для установки, належать маси:

електроустаткування, що містить джерела електроенергії, силові електроагрегати, перетворювачі, трансформатори і випрямлячі, розподільні коробки, кабелі, джгути і рознімання кріплення електроустаткування;

кріплень приладового, електронного і електроустаткування;

пневмо- і гідроустаткування, за винятком споживачів пневмо- і гідроенергії;

загального устаткування кабін екіпажа, включаючи системи вентиляції та опалювання, освітлення, незнімного устаткування такелажу, сидінь

тощо;

додаткового устаткування, що забезпечує працездатність і безпеку вертольота в особливих умовах експлуатації, наприклад, невбудованих у конструкцію агрегатів систем протизаморожувачів, засобів порятунку і залишання, аварійного устаткування, склоочисників, вогнегасників тощо.

До маси незнімного цільового устаткування $m_{он}$, порожнього вертольота, що додається до початкової маси, для формування стандартної маси порожнього вертольота відносять маси:

устаткування контролю борту, включаючи прилади і сигналізацію, систему електронної індикації борту, автоматику і самописці реєстрації контролю борту;

пілотажно-навігаційного устаткування, включаючи прилади і сигналізацію стандартної комплектації, систему електронної індикації пілотажно-навігаційного устаткування, курсові системи та інші пілотажно-навігаційні системи, зовнішнє світлотехнічне устаткування, сигнальні ракети, склоочисники, системи протизаморожувачів;

зв'язного устаткування, включаючи командні і зв'язні радіостанції, системи пізнання, переговорні пристрої;

устаткування кабін, включаючи кондиціонери, систему наддування кабін, опалювання і вентиляцію кабін, віброгасники, оброблення і теплозвукоізоляцію кабін, пасажирське, такелажно-швартовочне, пошуково-рятувальне та інше устаткування кабін;

озброєння;

бронювання;

іншого цільового устаткування;

комутаційного устаткування стандартної комплектації;

джгутів і проводки стандартної комплектації;

кріплення і етажерки стандартної комплектації.

До маси додаткового цільового устаткування відноситься маса устаткування, що встановлюється додатково до стандартного устаткування загального призначення:

цільового приладового і електронного, такого, що не увійшов до базової маси порожнього вертольота (наприклад, системи автоматичного керування, радіолокаторів тощо);

цільового кабін (наприклад, контейнерів для вантажів);

цільового додаткового (озброєння, бронювання, додаткових джерел гідро- і пневмоенергії).

До маси екіпажу і спорядження відносяться маси:

екіпажу (льотчик, штурман, бортрадист з одягом, парашутами та іншим особистим спорядженням);

службового навантаження, що містить масу частин устаткування, які знімаються та скидаються, конструкції і силової установки, технічних рідин, що витрачаються, і речовин, знімного баласту тощо;

мастила в зовнішніх мастилосистемах двигунів і трансмісії, включаючи

мастило в баках, радіаторах, трубопроводах;

залишків палива, що не відпрацьовуються і не зливаються.

До маси палива $m_т$ відносять паливо, яке може бути вироблено з основних, додаткових і скидних паливних баків (включаючи АНЗ). До маси цільового (корисного) навантаження відноситься маса всіх видів вантажів, для перевезення яких призначений вертоліт.

Маса порожнього вертольота разом із масою екіпажу із спорядженням утворює масу спорядженого вертольота.

6.2. ПОПЕРЕДНЄ ВИЗНАЧЕННЯ ЗЛІТНОЇ МАСИ ВЕРТОЛЬОТА

Злітна маса вертольота m_0 складається із маси порожнього вертольота $m_{пор}$, маси екіпажа та спорядження $m_{ек}$, маси цільового навантаження $m_{цн}$ і маси палива $m_п$:

$$m_0 = m_{пор} + m_{ек} + m_{цн} + m_п. \qquad (6.1)$$

Значення $m_{пор}$ та $m_п$ значною мірою залежать від злітної маси вертольота, його параметрів і ЛТХ. Для зменшення цього впливу розділимо обидві частини рівняння (6.1) на m_0:

$$1 = \bar{m}_{пор} + \bar{m}_п + \frac{(m_{ек} + m_{цн})}{m_0}. \qquad (6.2)$$

Рівняння відносних мас (6.2) дозволяє визначити злітну масу вертольота в першому наближенні, приймаючи маси цільового навантаження і екіпажа як вихідні за технічним завданням. Виводячи m_0 з рівняння (6.2), отримуємо

$$(m_0)^1 = \frac{(m_{ек} + m_{цн})}{1 - \bar{m}_{пор} - \bar{m}_п}. \qquad (6.3)$$

Значення $\bar{m}_{пор}$ і $\bar{m}_п$ можуть бути визначені за статистичними даними на основі аналізу прототипів.

Відносна маса порожнього вертольота характеризує ступінь вагової досконалості вертольота і пов'язана з його ***ваговою віддачею*** $\bar{m}$ співвідношенням

$$\bar{m}_{пор} = \frac{m_0 - m_{цн}}{m_0}; \qquad (6.4)$$

$$\bar{m}_{пор} = 1 - \bar{m}.$$

Оскільки вагова віддача сучасних вертольотів залежно від їх призначення і вантажопідйомності $\bar{m}$ = 0,42...0,52 для транспортних і $\bar{m}$ = 0,32...0,38 для протичовнових вертольотів (рис. 6.2), можна прийняти відповідно $\bar{m}_{пор}$ = 0,48...0,6 для транспортних і $\bar{m}_{пор}$ = 0,62...0,68 для протичовнових вертольотів і вертольотів спеціального призначення.



Рис. 6.2. Вагова віддача $\bar{m}$ протичовнових і транспортних вертольотів залежно від року першого зльоту

Приблизна зміна відносної маси $\bar{m}_{пор}$ порожнього транспортного вертольота залежно від його злітної маси m_0 показана на рис. 6.3.

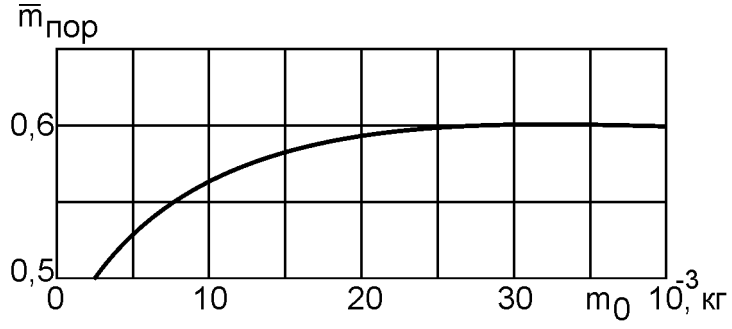


Рис. 6.3. Зміна відносної маси $\bar{m}_{пор}$ порожнього вертольота залежно від його злітної маси mп

Відносна маса палива $\bar{m}_{п}$ у першому наближенні може бути визначена залежно від заданої дальності за формулою

$$\bar{m}_{п} = \bar{q}_{п} L + 0,33\bar{Q}_{год}, \qquad (6.5)$$

де $\bar{q}_{п}$ – відносна кілометрова витрата палива (віднесена до злітної маси вертольота), 1/км; $\bar{Q}_{год}$ – відносна годинна витрата палива, 1/год; L – дальність польоту, км. Для вертольотів із злітною масою m_0<10 т можна прийняти

$$\bar{q}_{п} = (0,25...0,3)\cdot 10^{-3} \text{ та } \bar{Q}_{год} = (5,9...6,3)\cdot 10^{-2};$$

для вертольотів середньої вантажопідйомності (10 т<m_0<25 т)

$$\bar{q}_{п} = (0,22...0,24)\cdot 10^{-3} \text{ та } \bar{Q}_{год} = (5,7...5,8)\cdot 10^{-2};$$

для важких вертольотів (m_0>25 т)

$$\bar{q}_{\text{п}} = (0{,}19...0{,}21)\cdot 10^{-3} \text{ і } \bar{Q}_{\text{год}} = (5{,}5...5{,}6)\cdot 10^{-2}.$$

Менші значення $\bar{q}_{\text{п}}$ і $\bar{Q}_{\text{год}}$ відповідають вертольотам більшої вантажопідйомності.

6.3. РОЗРАХУНОК МАС ОСНОВНИХ АГРЕГАТІВ І СИСТЕМ ВЕРТОЛЬОТА

Для уточнення заздалегідь визначеної злітної маси вертольота на всіх наступних стадіях його проектування і виготовлення необхідно визначати масу порожнього вертольота, оскільки вона становить 50...60 % злітної маси вертольота та визначає ступінь його вагової досконалості. Залежно від етапу проектування для визначення маси агрегатів і систем вертольота використовують різні методи розрахунку, що різняться за точністю, обсягом початкової інформації, необхідної для здійснення розрахунків, часом обчислення.

Основні методи розрахунку мас агрегатів і систем вертольота на різних етапах проектування можна розділити на три групи:

1) основані тільки на використанні статистичних даних (емпіричні);
2) напівемпіричні або змішані, що ґрунтуються на основі головних характерних розмірів агрегатів і головних, тих, що визначають перерізи, деталей, навантажень. У цих методах широко використані статистичні дані, тому що вагові коефіцієнти, що входять у формули розрахунків, визначають на їх основі;
3) основані на розрахунку мас агрегатів і систем, ураховуючи кожну деталь окремо. Такий розрахунок можливий тільки після випуску робочих креслень, що пройшли всебічну перевірку з точки зору як технологічності виконання, так і міцності деталей.

На етапах попереднього проектування, коли обсяг інформації щодо проектованого вертольота ще недостатній і багато основних параметрів лише вибираються, доцільним є використання простих емпіричних формул.

При подальшому детальнішому опрацьовуванні проекту з уточненням основних параметрів і ЛТХ вертольота доцільно застосувати напівемпіричні формули вагового розрахунку, що відображають теоретично обґрунтовані взаємозв'язки параметрів і маси агрегатів, основні умови і обмеження, що діють при реальному проектуванні.

Остаточну точну масу агрегатів і систем, а разом з тим і масу порожнього вертольота визначають на етапі робочого проектування шляхом розрахунку мас кожної деталі окремо.

На всіх стадіях проектування відповідно до прийнятої класифікації маса порожнього вертольота

$$m_{\text{пор}} = m_{\text{пл}} + m_{\text{су}} + m_{\text{ус}}. \qquad (6.6)$$

У свою чергу маса планера

$$m_{пл} = m_{ф} + m_{кр} + m_{оп} + m_{ш} + m_{уп}. \quad (6.7)$$

Маса силової установки

$$m_{су} = m_{дв} + m_{тр} + m_{в} + m_{тс} + m_{мс} + m_{со} + m_{сп}. \quad (6.8)$$

Маса устаткування

$$m_{ус} = m_{он} + m_{оц}. \quad (6.9)$$

Несучі і рульові гвинти. До маси несучих гвинтів відносять масу лопатей і втулок гвинтів із кріпленням лопатей і демпферами. *Маса несучих гвинтів,* кг, на ранніх стадіях проектування в першому наближенні може бути визначена за емпіричними залежностями, запропонованими В. Б. Баршевським:

$$m_{нг} = 6,2D^{2,6}\sigma \text{ при D = 5,8 ... 22 м;}$$
$$m_{нг} = 2D^{3}\sigma \text{ при D = 18 ... 35 м,} \quad (6.10)$$

де D – діаметр несучого гвинта, м; σ – коефіцієнт заповнення несучого гвинта.

Для точнішого визначення маси несучого гвинта на наступних стадіях проектування необхідно розраховувати масу лопатей і втулки несучого гвинта окремо. У цьому випадку доцільно використовувати напівемпіричні формули А. У. Некрасова [2].

Сумарна маса лопатей при цьому визначається формулою

$$\sum m_{л} = к_{л}\sigma R^{3}, \quad (6.11)$$

де $к_{л} = c_{y}^{\alpha}\rho_{0}\pi / 2k_{1}\gamma_{0}$; c_{y}^{α} – похідна коефіцієнта піднімальної сили за кутом атаки профілю лопаті; ρ – щільність повітря на висоті H = 0 за МСА; γ_0 – масова характеристика лопаті; $\gamma_0 = c_{y}^{\alpha}\rho_{0}b_{0,7}R^{4} / 2I_{г.ш}$; $b_{0,7}$ – хорда лопаті на відносному радіусі $\bar{r}_0 = 0,7$; $I_{г.ш}$ – момент інерції лопаті відносно осі горизонтального шарніра; R – радіус гвинта.

Вагові коефіцієнти $к_л$, що входять у формулу (6.11), залежать від радіуса R несучого гвинта і для низки споруджених вертольотів мають значення, показані на рис. 6.4. Заштрихована область відповідає кращим у ваговому відношенні конструкціям лопатей, що експлуатуються.

Конструктивно-технічні обмеження та обмеження міцності зумовлюють необхідність введення *мінімально можливого значення вагового коефіцієнта* $(к_л)_{min}$. Тоді до формули (6.11) слід ввести доповнення

$$к_{л} \geq (к_{л})_{min}. \quad (6.12)$$

Для сучасних лопатей несучого гвинта при максимально допустимих значеннях масової характеристики $(\gamma_0)_{max} \cong 7,0$ величина $(к_л)_{min} = 5,5$. При порівняльному аналізі конструкції лопатей різних типів слід

ураховувати ряд додаткових чинників (подовження лопаті, тип конструкції, матеріал тощо). Формули, що визначають масу конструкції лопатей, в цьому випадку складніші. Маса лопатей

$$\sum m_{л} = к^{*}_{л}\sigma R^{2,7} / (\bar{\lambda})^{0,7}, \qquad (6.13)$$

де $\bar{\lambda} = \lambda / \lambda_{сер}$; λ – подовження лопаті; λ=R/b; λ=18.

Вагові коефіцієнти кращих у ваговому відношенні лопатей незалежно від діаметра несучого гвинта $к^{*}_{л}$ = 12,65...13,8.

Масу втулки $m_{вт}$ несучого гвинта визначають залежно від відцентрової сили лопаті, числа лопатей і досягнутого рівня проектування. Ці чинники знайшли своє відображення у формулі, запропонованій М. А. Лейкандом:

$$m_{вт} = к_{вт} к_{z} z_{л} (N_{л})^{1,5}, \qquad (6.14)$$

де $N_л$ – відцентрова сила лопаті; $к_{вт}$ – ваговий коефіцієнт втулки, що визначається за статистичними даними; $z_{л}$ – число лопатей несучого гвинта; $к_{z}$ – коефіцієнт, що враховує додаткове збільшення маси втулки із збільшенням числа лопатей;

$$к_z = 1 \text{ при } z_л \le 4;$$

$$к_z = 1 + \xi_z(z - 4) \text{ при } z_л > 4.$$

Можна прийняти коефіцієнт ξ_z =0,05, хоча в деяких випадках він може бути і менше. Вагові коефіцієнти $к_{вт}$ для різних втулок вітчизняних і зарубіжних вертольотів показані на рис. 6.5. Заштрихована зона відповідає кращим у ваговому відношенні конструкціям втулок із шарнірним кріпленням лопатей, що перебувають у масовій експлуатації.

Маси лопатей і втулок рульових гвинтів одногвинтових вертольотів підпорядковані приблизно тим же законам, що і маси цих елементів несучих гвинтів. Але оскільки рульові гвинти працюють у значно важчих умовах, ніж несучі, максимальне значення масової характеристики лопатей рульових гвинтів (індекс "р.г") зазвичай $(\gamma_0)_{max} \le 3$. Цьому значенню $(0)\gamma_{max}$ відповідає $(к_{прг})_{min}$ = 13.

Аналіз лопатей і втулок рульових гвинтів вертольотів, що перебувають в експлуатації, показує, що кращі зразки конструкцій лопатей і втулок рульових гвинтів мають ті ж вагові коефіцієнти, що і несучі гвинти. Це означає, що формули (6.13) і (6.14) дійсні в широкому діапазоні зміни параметрів, що включають як рульові, так і несучі гвинти.

Керування вертольотом. До системи керування відносяться: автомат перекосу, ручка керування, педалі і важіль шаг-газу в кабіні льотчика, елемент керування від ручки керування, педалей і важеля шаг-газу до бустерів, бустерна система керування несучим і рульовим гвинтами.

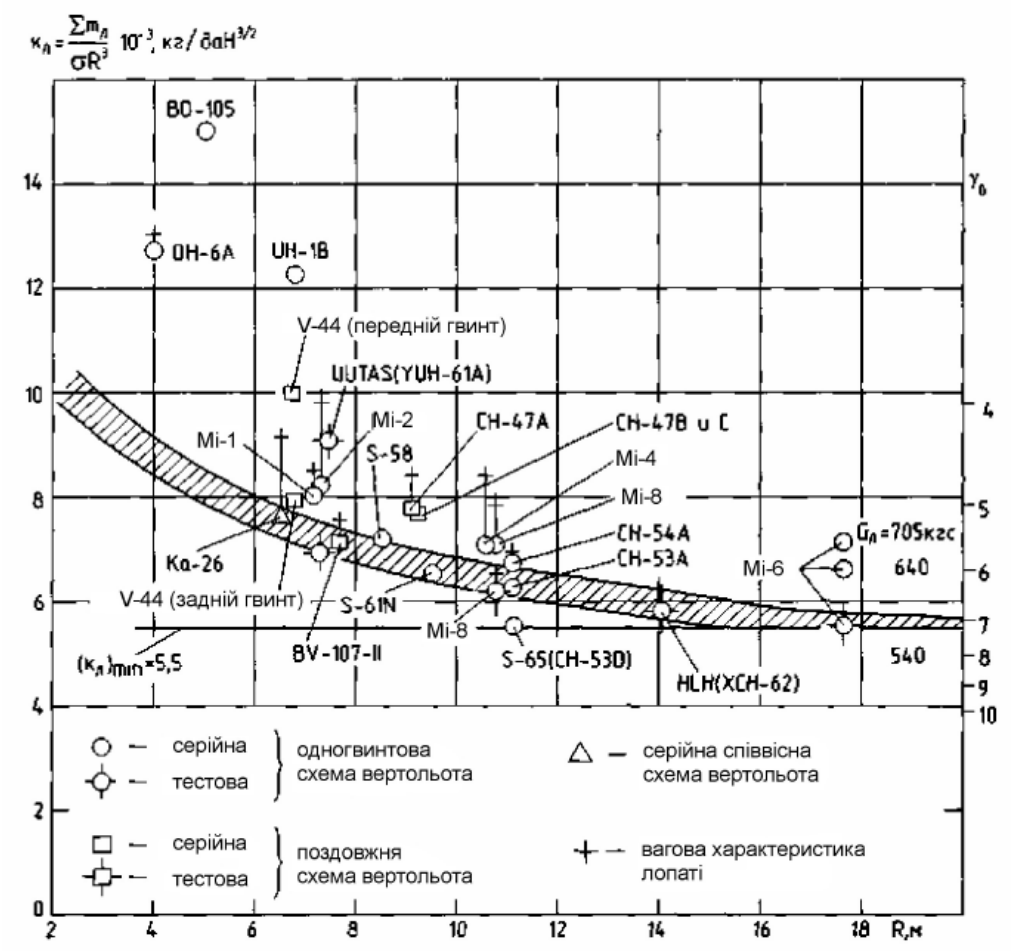


Рис. 6.4. Зміна вагових коефіцієнтів $к_л$ і масових характеристик $к_л$ лопатей залежно від радіуса несучого гвинта R

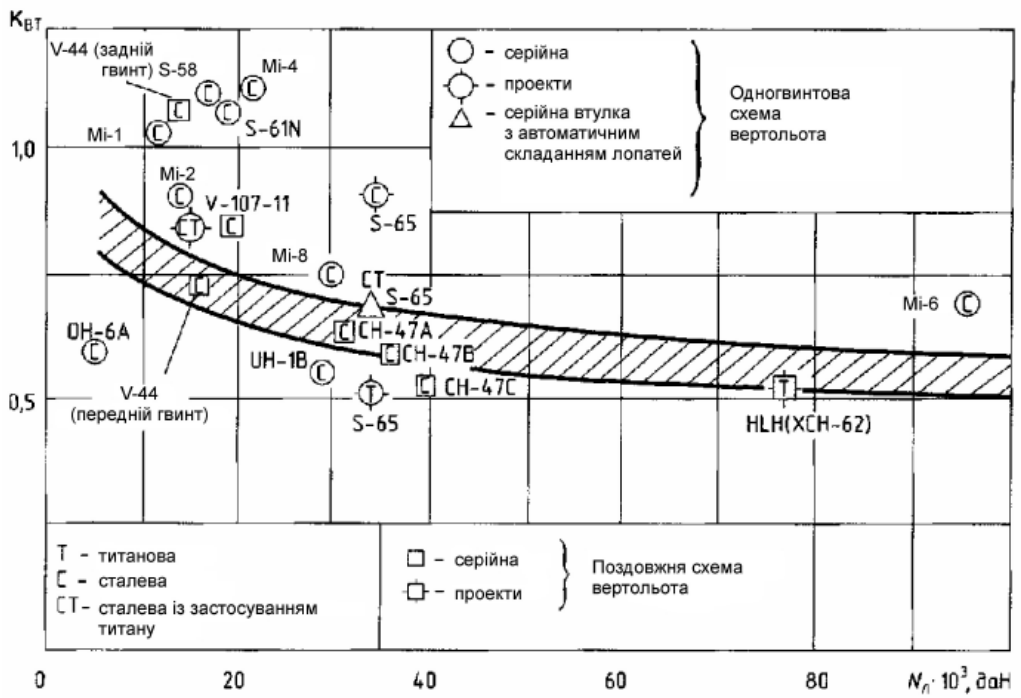


Рис. 6.5. Характер зміни вагових коефіцієнтів втулок несучих гвинтів $K_{ВТ}$ у широкому діапазоні значень відцентрової сили лопатей $N_Л$

У першому наближенні масу системи керування можна визначити залежно від злітної маси і діаметра несучого гвинта за формулою, запропонованою Г.К. Жустріним [1]:

$$m_{кер} = c_{1кер} m_0 + c_{2кер} D_{нв} + c_{3кер}, \quad (6.16)$$

де відповідно до середньостатистичних даних $c_{1кер}$ = 0,0107, $c_{2кер}$ = 2 для одногвинтового вертольота; $c_{1кер}$ = 0,025; $c_{2кер}$ = 3,3 для двогвинтового вертольота подовжньої схеми; $c_{3кер}$ = 8 для одинарного керування; $c_{3кер}$ = 20 для подвійного керування.

Для уточнення маси системи керування вертольотом слід розглядати масу двох її складових: $m_{б.кер}$ бустерної системи керування і $m_{р.кер}$ проводки керування від ручок або педалей до бустерів [2]:

$$m_{кер} = m_{б.кер} + m_{р.кер}. \quad (6.17)$$

Бустерну систему керування, до якої належать автомат перекосу, головні бустери з їх кріпленням, система керування від цих бустерів до автомата перекосу і основна гідросистема, розраховують на навантаження від лопатей гвинта, і тому можна вважати, що її маса пропорційна сумі шарнірних моментів лопатей:

$$m_{б.кер} = к_{б.кер} z_л b^2 R, \quad (6.18)$$

де $z_л$ – число лопатей; b – хорда лопаті; $к_{б.кер}$ – ваговий коефіцієнт бустерного керування.

Ваговий аналіз низки сучасних вертольотів показує, що досягнутий ваговий рівень бустерного керування можна оцінити значеннями $к_{б.кер}$ = 16...19 кг/м^3. Надалі з урахуванням поліпшення характеристик бустерів значення вагового коефіцієнта може бути зменшене до $к_{б.кер}$ = 13...14 кг/м^3.

Маса ручного елемента керування становить приблизно 20...30% маси всієї системи керування, залежить практично тільки від загальної її довжини і може бути визначена для вертольотів одногвинтової схеми пропорційно радіусу лопаті R*:*

$$m_{р.кер} = к_{р.кер} R. \quad (6.19)$$

Для вертольотів, що не мають допоміжних систем керування для відкривання вантажних стулок, трапів, капотів і випуску шасі, ваговий коефіцієнт можна прийняти $к_{р.кер}$ = 7...10,5 кг/м^3. Для вертольотів, що мають допоміжні системи керування, $к_{р.кер}$ = 18...25 кг/м^3.

Для двогвинтових вертольотів довжина проводки значно зростає. Вважаючи, що вона пропорційна відстані *L* між гвинтами, отримуємо

$$m_{р.кер} = к_{р.кер} L. \quad (6.20)$$

При цьому значення $к_{р.кер}$ для вертольота подовжньої схеми буде дещо менше, ніж для вертольота поперечної схеми, оскільки загальна довжина

проводки керування у вертольотів подовжньої схеми менше порівняно з довжиною проводки вертольота поперечної схеми. Для вертольотів подовжньої схеми можна прийняти $к_{р.кер}$ = 30...31 кг/м^3, а для вертольотів поперечної схеми $к_{р.кер}$ = 35...36 кг/м^3.

Трансмісія вертольота. У масу трансмісії $m_{тр}$ входять маси всіх редукторів, валів, муфт, опор валів, гальма несучого гвинта, а також мастила в мастильній системі редукторів.

У першому наближенні масу трансмісії можна визначити залежно від обертального моменту на валу $М_{кр}$ за формулою

$$m_{кр} = 0,48 М_{кр}^{0,83}; \quad (6.21)$$

$$М_{кр} = \frac{5l\xi \sum N_{тр} D_{нг}}{z_г \omega R}, \quad (6.22)$$

де $\Sigma N_{тр}$ – максимальна потужність двигунів, що пропускається трансмісією, кВт; ξ – коефіцієнт використання потужності; $z_г$ – кількість несучих гвинтів.

Для точнішого визначення агрегатів трансмісії можна обчислити маси окремих агрегатів трансмісії, скориставшись формулами А. В. Некрасова [2].

Маса головних редукторів (із кріпленням і мастилом)

$$m_{гол.р} = к_{гол.р} z_г (a_{кр} М_{кр})^{0,8}, \quad (6.23)$$

де $к_{гол.р}$ – вагові коефіцієнти; $a_{кр}$ – коефіцієнт нерівномірності розподілу обертальних моментів між несучими гвинтами; $a_{кр}$ = 1,15 для подовжньої схеми; $a_{кр}$ = 1,0 для інших схем.

Вагові коефіцієнти для великого числа побудованих головних редукторів змінюються в досить широких межах; $к_{гол.р}$ = 0,34...0,525. У розрахунках, що відображають середній досягнутий рівень, можна прийняти $к_{гол.р}$ = 0,465. Обертальний момент на валу несучого гвинта можна визначити за формулою (6.22).

Маса проміжних редукторів

$$m_{пр.р} = к_{пр.р} z_{пр.р} (a_{кр} М_{екв})^{0,8}, \quad (6.24)$$

де $z_{пр.р}$ – число проміжних редукторів; $М_{екв}$ – еквівалентний обертальний момент; $к_{пр.р}$ – ваговий коефіцієнт; для сучасних вертольотів можна прийняти $к_{пр.р}$ = 0,7...0,9.

Еквівалентний обертальний момент на проміжному редукторі – одногвинтового вертольота

$$М_{екв} = 974 N_{рг} / n_в, \quad (6.25)$$

двогвинтового вертольота

$$М_{екв} = \frac{974 \sum N_{дв}}{z_{в.в} z_{вал} n_в \alpha}, \quad (6.26)$$

де $N_{рг}$ – максимальна потужність, що передається на рульовий гвинт, кВт; $n_в$ – частота обертання хвостового вала трансмісії; $\Sigma N_{дв}$ – сумарна максимальна потужність двигунів, що передається трансмісією; $z_{вал}$ – число синхронізуючих валів; $n_в$ – частота обертання відомого вала проміжного редуктора; α – коефіцієнт, залежний від схеми трансмісії; $\alpha = 1$, якщо редуктор передає потужність усіх двигунів; $\alpha = 2$, якщо він передає потужність 1/2 двигунів.

Маса хвостового редуктора (із мастилом)

$$m_{хв.р} = к_{хв.р} M_{кр}^{0,8}, \qquad (6.27)$$

де $M_{кр}$ визначається за формулою (6.22), а ваговий коефіцієнт $к_{хв.р} = 0,65...0,8$.

Маса трансмісійних валів

$$m_{вал} = к_{вал} L_{вал} (M_{кр})_{руйн}^{0,8}, \qquad (6.28)$$

де $L_{вал}$ – довжина вала, м; $(M_{кр})_{руйн}$ – руйнуючий обертальний момент; $к_{вал}$ – ваговий коефіцієнт.

Руйнуючий обертальний момент для трансмісійних валів одногвинтових вертольотів можна приймати $(M_{кр})_{руйн} = (2,2...2,6)\, M_{кр}$ на режимі висіння на статичній стелі, а для двогвинтових вертольотів

$$(M_{кр})_{руйн} = 974 \frac{n_e f \sum N_{дв}}{2 n_в}, \qquad (6.29)$$

де f – коефіцієнт безпеки; $f = 1,5$; n_e – експлуатаційне перевантаження; $n_e = 1,8...2,2$, якщо всі двигуни розташовані в одному місці, і $n_e = 0,8...1,2$, якщо двигуни розділені на дві групи і рознесені до гвинтів.

Вагові коефіцієнти трансмісійних валів можуть бути прийняті $к_{вал} = 0,06...0,085$. Великі значення $к_{вал}$ відносяться до вертольотів менших вагових категорій, оскільки за технологічними міркуваннями співвідношення розмірів труб трансмісійних валів відрізняється від оптимального (у бік того, що їх обважнює).

Рушійна установка. Маса рушійної установки складається з маси двигуна $m_{дв}$, мас систем рушійної установки $m_{сру}$ і паливної системи $m_{пс}$:

$$m_{ру} = m_{дв} + m_{сру} + m_{пс}. \qquad (6.30)$$

Масу рушійної установки на стадії попереднього проектування можна визначити із виразу

$$m_{ду} = 1,835 \gamma \sum N_{зл}, \qquad (6.31)$$

де γ – питома маса двигуна, кг/кВт; $\Sigma N_{зл}$ – злітна потужність двигунів, кВт.

Значення питомої маси γ різних турбовальних реактивних двигунів залежно від їх злітної потужності $\Sigma N_{зл}$ показано на рис. 6.6.

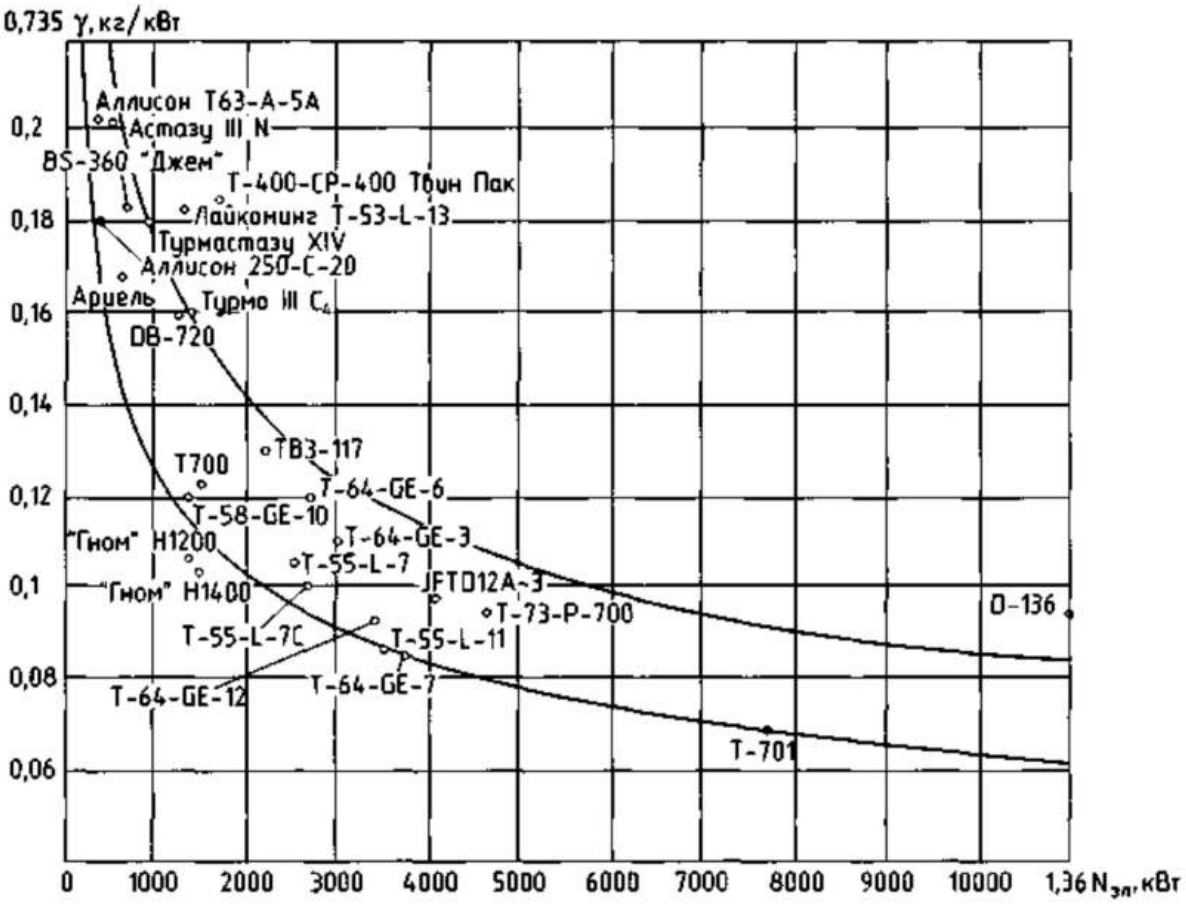


Рис. 6.6. Залежність питомої маси двигунів від злітної потужності

Можна також скористатися формулами, отриманими на основі оброблення статистичних даних:

$$\gamma = 2,02 / N_{зл}^{0,356} \text{ при } N_{вл}<3000 \text{ кВт};$$

$$\gamma = N_{зл}^{0,17} / 30,34 \text{ при } N_{вл}>3000 \text{ кВт}.$$

Точніше значення маси рушійної установки можна отримати при роздільному розрахунку мас. Якщо проектування здійснюється під заданий двигун, то маса двигуна буває вже відомою. Якщо двигун вибирають виходячи з потрібної енергоозброєності, то маса двигуна визначається залежно від його максимальної потужності:

$$m_{дв} = к_{дв}(N_{max})_{пр}^{0,7}, \quad (6.32)$$

де $N_{max\ пр}$ – приведена максимальна потужність двигуна – злітна потужність двигуна на висоті Н = 0 МСА.

Значення вагового коефіцієнта для сучасних двигунів можна прийняти $к_{дв}$ = 1...1,2, що приблизно відповідає питомій масі двигунів середньої і великої потужності γ = 0,09...0,1.

Маса систем рушійних приладів також може бути виражена через приведену сумарну потужність двигунів, що мають бути на вертольоті у вигляді

$$m_{\text{сру}} = к_{\text{chy}} \sum N_{\text{пр}}. \quad (6.33)$$

Значення вагового коефіцієнта систем рушійної установки може бути прийняте $к_{\text{сру}}$ = 0,04...0,05.

Масу паливної системи визначають залежно від повного запасу палива на борту:

$$m_{\text{пс}} = к_{\text{пс}} (m_{\text{п}})_{\text{пов}}. \quad (6.34)$$

Для паливної системи із протектованими баками ваговий коефіцієнт $к_{\text{пс}}$ = 0,07...0,09. Для систем без протектованих баків цей коефіцієнт знижується до $к_{\text{пс}}$ = 0,06...0,07, а застосування гермовідсіків, маса яких зазвичай відноситься до маси планера, може зумовити зниження вагових коефіцієнтів паливної системи до значень $к_{\text{пс}}$ = 0,035...0,04.

Таким чином, маса рушійної установки разом із системами

$$m_{\text{ру}} = \gamma_{\text{ру}} (\sum N_{\max})_{\text{пр}} + к_{\text{тс}} (m_{\text{п}})_{\text{пов}}, \quad (6.35)$$

де питома маса рушійної установки

$$\gamma_{\text{ру}} = к_{\text{сру}} + \frac{к_{\text{дв}}}{(N_{\max})_{\text{пр}}^{0,3}}.$$

Планер вертольота. У масу планера вертольота, як уже наголошувалося, входить маса фюзеляжу, крила, оперення, капотів і шасі. Всі ці елементи так чи інакше залежать від злітної маси вертольота. Тому в першому наближенні масу планера вертольота можна знайти за формулою, запропонованою В. Б. Баршевським, для визначення маси корпусу:

$$m_{\text{кор}} = к_{\text{кор}} m_0, \quad (6.36)$$

де $к_{\text{кор}}$ = 0,28 для транспортних вертольотів одногвинтової схеми; $к_{\text{кор}}$ = 0,38 для вертольотів-амфібій; $к_{\text{кор}}$ = 0,23 для вертольотів-кранів.

При цьому слід урахувати, що в масу корпусу входить маса фюзеляжу, шасі, оперення, рульового гвинта, а також керування і устаткування.

Для точнішого визначення маси планера слід розрахувати масу окремих його елементів:

$$m_{\text{пл}} = m_{\text{ф}} + m_{\text{ш}} + m_{\text{кр}} + m_{\text{оп}}. \quad (6.37)$$

Масу фюзеляжу можна визначити залежно від злітної маси вертольота m_0, площі зовнішньої поверхні фюзеляжу $S_{\text{ф}}$, лінійних розмірів фюзеляжу $L_{\text{ф}}$*:*

$$m_{\text{ф}} = к_{\text{ф}} m_0^{0,25} S_{\text{ф}}^{0,88} L_{\text{ф}}^{\alpha}. \quad (6.38)$$

Як лінійний розмір фюзеляжу $L_{\text{ф}}$, що визначає згинальні моменти, які діють на фюзеляж, для вертольотів одногвинтової і подовжньої схем приймається відстань між гвинтами, а для вертольотів поперечної схеми – відстань від лінії, що з'єднує осі несучих гвинтів до місця прикладення сил

на оперенні. Рекомендовано приймати показник ступеня $\alpha = 0{,}16$ для одногвинтової і поперечної схем і $\alpha = 0{,}19$ для вертольотів подовжньої схеми.

Площа зовнішньої поверхні фюзеляжу транспортного вертольота одногвинтової схеми із достатньою мірою точності може бути визначена за формулою, запропонованою В. П. Петручиком:

$$S_{Ф} = 4{,}34H_{ф}(H_{ф} + B_{ф}) + 1{,}1R(0{,}5R - B_{Ф}) + \\ +1{,}25R_{hd}(R - 0{,}5L_{к} - 1{,}4H_{ф}) + 1{,}32R_{рв}^{2} + 0{,}13N_{взл}^{0{,}55}, \quad (6.39)$$

де $H_{ф}$ – висота фюзеляжу; $B_{ф}$ – ширина фюзеляжу; R – радіус несучого гвинта; $R_{рв}$ – радіус рульового гвинта; $L_{к}$ – довжина вантажної кабіни.

Для вертольота-крана

$$S_{ф} = 0{,}088R^{2} + 1{,}32R_{рг}^{2} + 7{,}88R + 0{,}13N_{зл}^{0{,}55} + (8 + \frac{0{,}68m_{0}}{1000}). \quad (6.40)$$

Для сучасних транспортних вертольотів можна приймати ваговий коефіцієнт $к_{ф}$ = 1,3...1,6.

Маса фюзеляжу, що обчислюється за формулою (6.38), для вертольотів із двигунами, не винесеними в окремі гондоли, містить масу капотів силової установки $m_{кап}$. Оскільки у вертольотів поперечної схеми силова установка повністю відокремлена від фюзеляжу, масу капотів слід визначати окремо, використовуючи співвідношення

$$m_{кап} = 2к_{кап}(N_{дв} / 2)^{\frac{2}{3}}. \quad (6.41)$$

Ваговий коефіцієнт рекомендується приймати $к_{кап}$ = 0,9.

Маса крила вертольота або гвинтокрила одногвинтової схеми залежить від аеродинамічних сил, що діють на крило, і його розмірів: хорди, розмаху, відносної товщини профілю. Ці чинники враховують разом з масою елементів крила, що не сприймають зовнішні навантаження, такою формулою:

$$m_{кр} = \frac{к_{кр}(\lambda_{кр}S_{кр})^{3/2}v_{розр}^{2}}{\overline{c}_{кр}} + q_{кр}S_{кр}. \quad (6.42)$$

Маса крила вертольота поперечної схеми на відміну від одногвинтового вертольота визначається вимогами щодо жорсткості крила з метою недопущення автоколивань несучих гвинтів на пружній основі (крилі) типу "земний резонанс".

Залежно від параметрів вертольота маса крила визначається вимогами жорсткості або на згині, або на кручення.

При $L_{кр}/i > (L_{кр}/i)_{0}$ маса крила визначається жорсткістю на згин

$$m'_{кр} = \frac{к'_{кр} L^4_{кр} m_г}{\bar{c}_{кр} S^2_{кр} (1 + \frac{2m_г}{m_{сч}})}; \quad (6.43)$$

при $L_{кр}/i < (L_{кр}/i)_0$ – жорсткістю на кручення

$$m''_{кр} = \frac{к''_{кр} L^2_{кр} i^2 m_г}{\bar{c}_{кр} S^2_{кр}}, \quad (6.44)$$

де $L_{кр}$ – розмах крила, що дорівнює відстані між несучими гвинтами, якщо вони встановлені на кінцях крила; i – радіус інерції гондоли; $\bar{c}_{кр}$ – відносна висота профілю крила; $S_{кр}$ – площа крила; $m_т$ – маса гондоли, що містить масу лопатей і втулки несучого гвинта головного і проміжного редукторів, рушійної установки, систем керування, капотів, кріплення редукторів, електроустаткування; $m_{сч}$ – маса всіх агрегатів, елементів вертольота і вантажу, що перевозиться, в середній частині вертольота (фюзеляжу);

$$(\frac{L_{кр}}{i})_0 = \frac{\sqrt{к''_{кр}[1 + (\frac{2m_т}{m_{сч}})]}}{к''_{кр} \bar{c}_{кр}}. \quad (6.45)$$

У розрахунку можуть бути прийняті такі показники вагових коефіцієнтів: $k'_{кр} = 0{,}0091$ і $k''_{кр} = 0{,}191$.

Маса оперення в загальному випадку може бути визначена залежно від питомої маси 1 м^2 оперення $q_{оп}$:

$$m_{оп} = q_{оп} S_{оп}, \quad (6.46)$$

де $S_{оп}$ – площа оперення вертольота, м^2.

Оскільки питома маса вертолітного оперення за статистичними даними має досить великий розкид ($q_{оп} = 5{,}6...12{,}4$ кг/м^2), а площа оперення на початкових етапах проектування ще не визначена, на практиці можна використовувати емпіричну залежність маси оперення від злітної маси вертольота:

$$m_{оп} = к_{оп} m_0, \quad (6.47)$$

де $к_{оп} = 0{,}00136$ для стабілізатора одногвинтового вертольота; $к_{оп} = 0{,}0076$ для оперення двогвинтових вертольотів подовжньої і співвісної схем; $к_{оп} = 0{,}0125$ для оперення літакового типу на двогвинтових вертольотах поперечної схеми.

Масу шасі вертольота також найчастіше визначають залежно від злітної маси вертольота:

$$m_ш = к_ш m_0, \quad (6.48)$$

де $к_ш$ – середньостатистичний ваговий коефіцієнт; $к_ш = 0{,}025...0{,}028$ для одногвинтових вертольотів; $к_ш = 0{,}031...0{,}035$ для двогвинтових

вертольотів подовжньої схеми; $к_ш = 0,01...0,015$ для вертольотів із полозковими шасі.

При визначенні маси шасі необхідно враховувати схеми вертольота і шасі, тому що від них залежать приведена до опора шасі маса вертольота і сила, що діє на неї. Крім того, слід брати до уваги особливість конструкції шасі: можливість прибирання, наявність гальм, тип пневматика тощо. Так, маса вертолітного шасі, що прибирається, в середньому на 15...20 % більше, ніж шасі, що не прибирається.

Маса хвостової опори одногвинтового вертольота зазвичай не перевершує 0,1 % злітної маси вертольота.

Устаткування вертольота. Масу всього устаткування доцільно визначати у вигляді суми мас електроустаткування і решти устаткування (загального призначення і цільового незнімного устаткування):

$$m_{уст} = m_{ел.уст} + m_{заг.уст}. \qquad (6.49)$$

Маса електроустаткування

$$m_{ел.уст} = к_{пров} L_{пр} + к_{ел.уст} F_л, \qquad (6.50)$$

де $L_{пр}$ – довжина електропроводів, м; $F_л$ – площа лопатей несучого гвинта, м^2.

Для одногвинтового вертольота довжину електропроводів можна прийняти такою, що дорівнює радіусу несучого гвинта ($L_{пр} = R$), а для двогвинтових вертольотів – відстані між гвинтами. Вагові коефіцієнти $к_{пров} = 22...24$ кг/м для середніх одногвинтових вертольотів; $к_{пров} = 35...40$ кг/м для двогвинтових вертольотів; $к_{пров} = 10...12$ кг/м для легких вертольотів; $к_{ел.уст} = 5...6$ кг/м^2 для середніх вертольотів усіх схем; $к_{ел.уст} = 2...16$ г/м^2 для легких вертольотів.

Маса решти устаткування

$$m_{заг.уст} = к_{уст} m_0^{0,6}. \qquad (6.51)$$

Ваговий коефіцієнт $к_{уст}$ змінюється в діапазоні $(к_{уст})_{min} = 1,6$ до $(к_{уст})_{max} = 2,65$. Величина $(к_{уст})_{min}$ визначається складом устаткування загального призначення вертольота, а $(к_{уст})_{max}$ містить і незнімне цільове устаткування.

6.4. РОЗРАХУНОК ЗЛІТНОЇ МАСИ ВЕРТОЛЬОТА

Розрахунок злітної маси вертольота в другому і в наступних наближеннях, як показує аналіз вагових формул, можна вести тільки після того, як вибрано параметри вертольота, вираховано потрібну енергоозброєність, вибрано двигун і визначено його питомі характеристики. Важливе місце в цьому розрахунку посідає визначення потрібного запасу палива. При розрахунку маси палива для польоту на задану дальність транспортного вертольота необхідно знати висоту польоту, крейсерську швидкість і зразковий типовий профіль польоту

(модель виробничої операції), що дозволяє визначити час кожного етапу польоту і режими роботи двигунів.

Потрібний запас палива

$$m_т = 1{,}12\sum_{i=1}^{n} N_i c_{ei} T_i ; \qquad (6.52)$$

$$m_т = 1{,}12 N_{зл} c_{е.зл} T_п \sum_{i=1}^{n} \overline{N}_i \overline{c}_{ei} \overline{T}_i ,$$

де $N_{зл}$ – сумарна злітна потужність двигунів, кВт; $c_{е.зл}$ – питома витрата палива на злітному режимі, кг/(кВт·год); $T_п$ – час польоту, год; n – число елементів виробничої операції (етапів польоту); $\overline{N}_i$ – ступінь дроселювання двигунів при виконанні і-го етапу польоту; $\overline{N}_i = N_i / N_{зл}$ $\overline{c}_{ei}$ – дросельна характеристика витрати палива; $\overline{T}_i$ – відносний час виконання і-го етапу польоту.

Коефіцієнт 1,12 ураховує запуск і випробування двигунів, рулювання, 5 %-ний навігаційний запас палива тощо.

Типовий профіль польоту транспортного вертольота містить:

- зліт і контрольне висіння;
- набір висоти горизонтального польоту;
- політ по маршруту;
- зниження, зависання і посадку.

Загальний час польоту визначають як суму часів окремих етапів польоту:

$$T_п = T_1 + T_2 + T_3 + T_4, \qquad (6.53)$$

де T_1 – час зльоту і посадки; T_1 = 0,015...0,025 год; $T_2 = H_{гп}/(v_{у\ наб.3600})$ – час набору висоти горизонтального польоту, год; $T_2 = L/v_{кр}$ – час горизонтального польоту, год; $T_4 = H_{гп}/(v_{у\ зн.3600})$ – час зниження до висоти зависання, год; $H_{гп}$ – висота горизонтального польоту, м; L – дальність горизонтального польоту (з урахуванням траєкторії набору висоти і зниження), км; $v_{кр}$ – крейсерська швидкість польоту, км/год; $v_{у\ наб}$ – швидкопідйомність вертольота, м/с; $v_{у\ зн}$ – вертикальна швидкість зниження вертольота, м/с.

За відсутності питомих витратних характеристик двигунів можна скористатися такими емпіричними залежностями:

$$c_{е.зл} = 0{,}545 / N_{дв}^{0{,}081} \text{ при Nдв > 3000 кВт}; \qquad (6.54)$$

$$c_{е.зл} = 1{,}067 / N_{дв}^{0{,}167} \text{ при Nдв} \le 3000 \text{ кВт};$$

і запропонованою А. В. Некрасовим

$$c_{е.зл} = к_{се} / N_{зл}^{0{,}1}, \qquad (6.55)$$

де $к_{се}$ = 0,620...0,686.

Великі значення $к_{се}$ відносяться до двигунів меншої потужності, а менші – до двигунів більшої потужності.

Зміна питомої витрати палива залежно від ступеня дроселювання двигуна приблизно можна визначити, користуючись співвідношенням

$$c_{eN} = \left[c_{e.зл} - 0{,}16(1 - \bar{N}) \right] / \bar{N}, \qquad (6.56)$$

де $\bar{N} = N_{гп} / N_{зл}$ $N_{гп}$ – потрібна потужність для горизонтального польоту на крейсерській швидкості.

При цьому слід мати на увазі, що розрахунок потрібної потужності для горизонтального польоту необхідно вести для середньої злітної маси вертольота, яку приблизно можна визначити, враховуючи, таким чином, зміну польотної маси вертольота за рахунок вигорання палива.

$$m_{0сер} = m_0 - 0{,}5 m_п. \qquad (6.57)$$

Злітна маса другого наближення складається із мас $m_{пор}$ порожнього вертольота, $m_п$ палива, $m_{цн}$ цільового навантаження, $m_{ек}$ екіпажу і спорядження:

$$(m_0)_{ii} = 1{,}1 m_{пор} + m_п + m_{ек} + m_{цн}. \qquad (6.58)$$

Коефіцієнт 1,1 при $m_{пор}$ враховує запас на перевантаження конструкції. Процес визначення злітної маси є ітераційним, і на кожному кроці ітерації необхідно знаходити відносну зміну злітної маси від попереднього кроку і порівнювати його із заданою точністю розрахунку, тобто проводити перевірку умови

$$\frac{\left[(m_0)_i - (m_0)_{i-1}\right]}{(m_0)_{i-1}} \le \varepsilon, \qquad (6.59)$$

де ε – задана точність обчислення злітної маси.

Величина ε є різною для різних етапів проектування вертольотів. Вона визначається, передусім, ступенем опрацьовування проекту вертольота, точністю початкових даних, рівнем аеродинамічних, розрахунків міцності і ваги, що здійснюються на кожному етапі проектування: на стадії розроблення технічної пропозиції або технічного завдання е = 8...10 %, при розробленні ескізного проекту ε = 3...4 %, у процесі робочого проектування ε = 1...2 %.

При розрахунку злітної маси вертольота завжди слід мати на увазі, що, як правило, реальна маса порожнього вертольота перевищує її розрахункове значення. Існує багато об'єктивних причин цього явища (недостатнє опрацьовування конструкції і подальше її доведення в процесі статичних, динамічних і льотних випробувань, додаткові вимоги замовника), і завдання конструктора полягає в тому, щоб правильно врахувати цю обставину і не припуститися перевищення запасу, що закладається в розрахунках, на перевантаження конструкції в середньому на 10 %.

З цією метою на всіх стадіях проектування, як правило, розробляють

ліміти мас для кожного агрегату вертольота, які постійно коректують і уточнюють у міру конструктивного опрацьовування проекту вертольота. Лише ретельний аналіз роботи конструкції, впровадження нових конструктивних рішень, матеріалів і технологій дозволяють успішно вирішувати задачу постійної вагової досконалості вертольотів.

Бібліографічний список

1. Жустрин, Г. К. Весовые характеристики вертолета и их предварительный расчет / Г. К. Жустрин, В. В. Кронштадтов. – М.: Машиностроение, 1978.
2. Тищенко, М. Н. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании / М. Н. Тищенко, А. В. Некрасов, А. С. Радин. – М.: Машиностроение, 1976.

Розділ 7. КОМПОНУВАННЯ І ЦЕНТРУВАННЯ ВЕРТОЛЬОТА

Компонування вертольота є завершальним етапом розроблення проекту та погоджуваності у просторі всіх частин вертольота.

Процес компонування складається з аеродинамічної, об'ємно-вагової і конструктивно-силової компонувань, що здійснюються одночасно і є взаємозв'язаними.

Під аеродинамічним компонуванням зазвичай розуміють вибір схеми вертольота, взаємне розташування несучих і рульових гвинтів, вибір параметрів і розміщення оперення, визначення зовнішніх форм планера (фюзеляжу, крила, оперення), розміщення повітрозабірників і систем вихлопу силової установки.

Завданням ***об'ємно-вагового компонування*** є взаємне розташування окремих частин і агрегатів вертольота, розміщення вантажів, пасажирів, екіпажу і обладнання вертольота, визначення положення центру мас (ц.м.) вертольота для різних польотних умов.

Конструктивно-силове компонування забезпечує ув'язання силових схем частин вертольота, визначаючи схему передачі навантажень від основних агрегатів вертольота на силові елементи фюзеляжу, вирішує питання організації рознімань, доступу до окремих агрегатів і устаткування зберігання вертольота тощо.

Компонування вертольота залежить від багатьох чинників (призначення вертольота, його схем, типу і кількості двигунів), пов'язаних між собою, і тому, як правило, процес компонування має інтерактивний характер. Для кожного варіанта компонування розраховують центрування вертольота, оскільки однією з цілей компонування є визначення діапазону центрувань. Основні вимоги, які необхідно виконувати в процесі компонування, визначаються тим списком завдань, які вирішують при проведенні окремих видів компонування.

7.1. АЕРОДИНАМІЧНЕ КОМПОНУВАННЯ

Завдання аеродинамічного компонування

Проведення аеродинамічного компонування вертольота спрямовано передусім на досягнення головних аеродинамічних вимог:

- досягнення найвищої аеродинамічної якості вертольота;
- забезпечення максимальної тяги несучого гвинта при мінімальних витратах потужності;
- забезпечення необхідної стійкості та керованості;
- створення найбільш сприятливих умов для роботи силової установки;
- виключення можливості виникнення критичних, небезпечних для життя льотчиків і пасажирів, режимів польоту (сривні режими, режими «вихрового кільця», флатер, «земний резонанс» тощо).

Виконання цих вимог забезпечується:

- взаємним розташуванням несучих і рульових гвинтів;
- вибором форми і розмірів крила і розміщення його на фюзеляжі;
- вибором розмірів і місця розташування стабілізатора;
- вибором схеми і розташування шасі;
- вибором зовнішніх форм фюзеляжу і ув'язкою окремих частин вертольота;
- установленням обтічників, зализів та інших пристроїв, що поліпшують аеродинамічне обтікання;
- вибором форми повітрозабірників, повітроводів і систем вихлопу силових установок.

Всі ці завдання знаходять своє відображення при розробленні компонувального креслення, що складається з подовжнього бічного розрізу вертольота, низки поперечних перерізів, окремих видів і в деяких випадках (для складних за схемою вертольотів) розрізу в плановій проекції. Якщо двигуни розташовані в окремих гондолах зовні фюзеляжу, то, як правило, роблять компонувальне креслення гондоли.

Взаємне розташування несучих і рульових гвинтів. Компонування вертольота значною мірою визначається взаємним розташуванням гвинтів, залежним від схеми вертольота.

Для одногвинтового вертольота важливим чинником у зв'язку з цим є вибір розташування рульового гвинта. Максимальна тяга РГ на режимі висіння з урахуванням забезпечення шляхового управління вертольота за несприятливого напряму вітру має бути не менше

$$T_{рг} = 1,25 M_{кр} / L_{хв},$$

де $M_{кр}$ – реактивний обертальний момент НГ; $L_{хв}$ – відстань між осями несучого і рульового гвинтів, м; зазвичай

$$L_{хв} = \frac{d + D}{2} + 0,5.$$

Щоб виключити крен фюзеляжу при вертикальному зльоті і висінні, вісь обертання РГ рекомендується розташовувати в площині, що проходить через центр втулки НГ, перпендикулярно до його осі (рис. 7.1).

На рис. 7.2 показано крен фюзеляжу вертольота у разі, коли втулка РГ не лежить в площині обертання НГ. При цьому умовно прийнято, що центр мас вертольота (ц.м) лежить на осі НГ, а втулка НГ не має рознесення горизонтальних шарнірів.

Винесення РГ угору сприяє поліпшенню поперечної стійкості вертольота в горизонтальному польоті, що є важливою обставиною для експлуатації і зменшує небезпеку зачіпання лопатями РГ за землю при посадці або маневруванні вертольота на гранично малих висотах. Крім того, таке розташування РГ зменшує шкідливий вплив скошеної вихрової завіси НГ на аеродинамічні навантаження лопатей РГ на режимах горизонтального польоту вертольота.

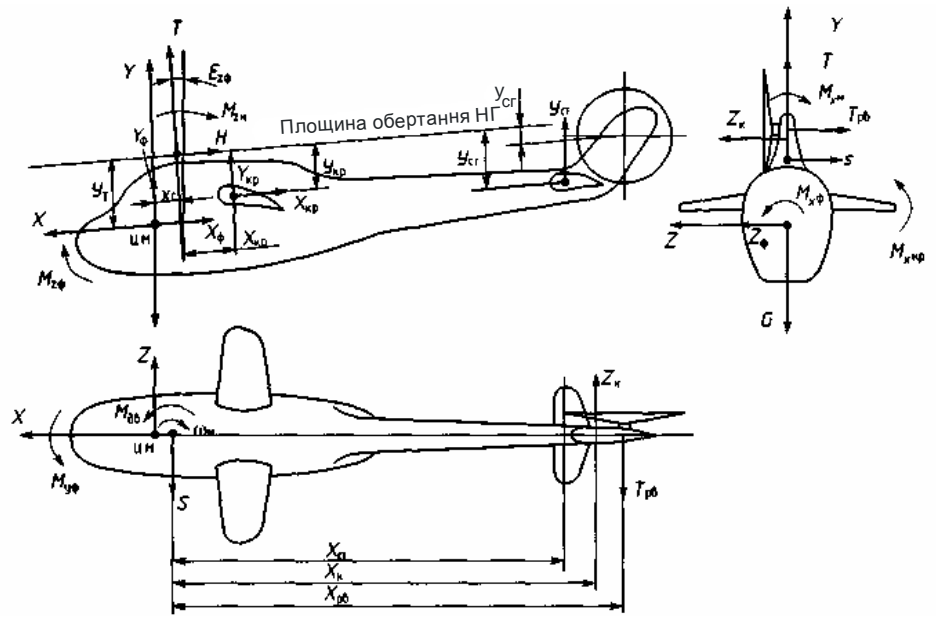


Рис. 7.1. Системи координат і навантаження, що діють на вертоліт

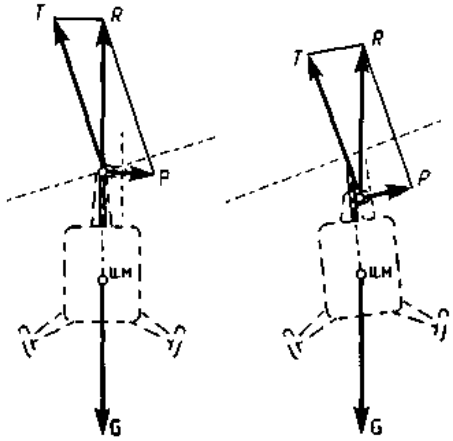


Рис. 7.2. Сили і моменти, що діють на вертоліт

Проте винесення осі РГ у площину обертання НГ зумовлює необхідність значного подовження кінцевої балки або кіля, що спричиняє збільшення ваги конструкції, збільшення шкідливого опору, погіршення центрування тощо. Тому на практиці вісь РГ розташовують нижче втулки НГ. Це спричиняє крен вертольота при зльоті і висінні на 2...3° в напрямі, протилежному напряму дії сили тяги РГ.

При зльоті вертольота, що має, наприклад, лівий напрям обертання НГ (за годинниковою стрілкою, погляд зверху), у момент відриву від землі спочатку піднімається ліве колесо, а при вертикальній посадці спочатку торкається землі праве колесо.

На вертольотах Мі-10 і Мі-24 кабіни пілотів повернені відносно подовжньої осі вертольота відносно центральної частини фюзеляжу ліворуч (вигляд ззаду) на 1,5...2,5°. Завдяки цьому кути балансувань крену, що вимірюються по кабіні, наближаються до нуля, а вертикальний зліт і посадку вертольота здійснюють на обидва колеса одночасно.

Іноді при розташуванні РГ його вісь відхиляють від горизонтального положення (на вертольотах СН-53Е «Супер Стадіон» та UH-60A «Блек

Хоук»), щоб вертикальний компонент тяги РГ створював пікіруючий або кабрірувальний момент для полегшення подовжнього балансування вертольота. Вісь НГ також розташовують не строго перпендикулярно до будівельної горизонталі фюзеляжу вертольота, а нахиляють вперед від нормалі на кут $E_{z\varphi}$ = 3...5° (див. рис. 7.1). Це необхідно для того, щоб на крейсерському режимі польоту вісь фюзеляжу була спрямована вздовж траєкторії польоту і фюзеляж внаслідок цього мав найменший лобовий опір.

Такий нахил осі НГ приводить також до зменшення згинальної напруги на валу НГ на режимах максимальної тривалості.

Перевищення кінців лопатей над хвостовою балкою або передньою частиною фюзеляжу має бути таким, щоб виключити будь-яку можливість удару лопаті по елементах конструкції на всіх режимах польоту, у тому числі й під час маневрів (введення в пікірування і виведення з горки).

Розташування втулки НГ над фюзеляжем визначається (рис. 7.3):

- кутом відхилення рукава втулки вниз на упор відцентрового обмеження звис (~1,5...2°);
- статичним прогином лопаті ($\gamma_R \approx 0{,}12 \cdot R$);
- відстанню по вертикалі між кінцем необертальної лопаті і хвостовою балкою вертольота (0,05...0,07)·R.



Рис. 7.3. Розташування втулки НГ над фюзеляжем

Безпечні зазори між лопатями НГ і елементами конструкції планера при цьому мають бути не менше 3°.

У двогвинтових вертольотів важливе значення має взаємне розташування несучих гвинтів. На вертольотах співвісної схеми відстань між площинами верхнього і нижнього гвинтів має бути не менше 0,1D, щоб уникнути зіткнення («схльостування») лопатей гвинтів при різкому пориві вітру на режимі висіння або при маневруванні у випадку різкого крену або тангажа вертольота.

Збільшення відстані між гвинтами більш 0,1D є небажаним, тому що це призводить до збільшення ваги несучої системи і збільшення лобового опору вертольота. Для зменшення небезпеки «схльостування» лопатей несучих гвинтів у систему управління співвісних вертольотів рекомендується вбудовувати спеціальні демпфери, що парирують різкі рухи ручки. На практиці роль таких демпферів виконують гідропідсилювачі, що наразі встановлюють у системах управління практично всіх вертольотів.

Несучі гвинти двогвинтових вертольотів подовжньої схеми також встановлюють із перевищенням заднього гвинта над переднім на (0,08...0,1)D (рис. 7.4). Це необхідно робити для зменшення впливу переднього гвинта на потрібну потужність заднього несучого гвинта на режимах горизонтального польоту. В цьому випадку вихрова пелена, що сходить із диска переднього несучого гвинта, проходить нижче за площину заднього несучого гвинта.

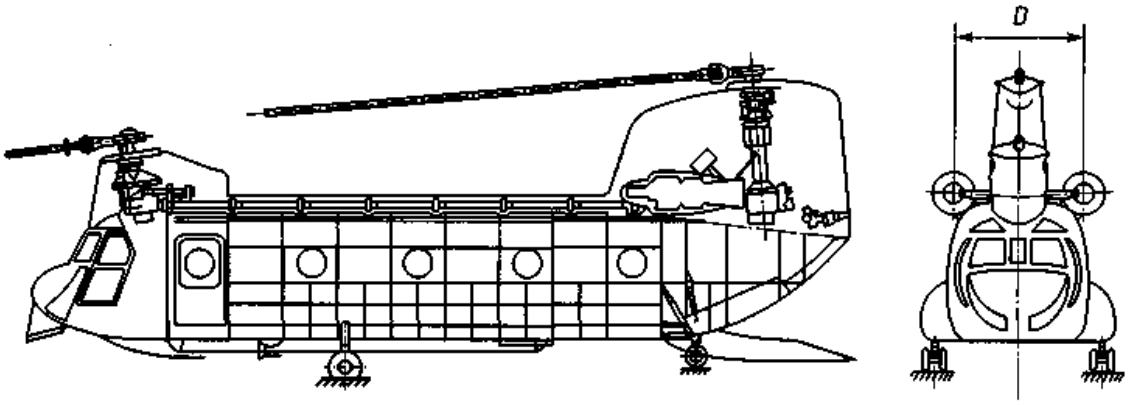


Рис. 7.4. Вертоліт «Чинук»

Для порівнювання потрібних потужностей переднього і заднього несучих гвинтів на найбільш тривалих режимах польоту знаходять оптимальний розвал осей гвинтів. На оптимальній швидкості горизонтального польоту, близькій до крейсерської швидкості, оптимальний кут розвалу становить близько 6°. Оскільки для зменшення лобового опору фюзеляжу на крейсерських швидкостях польоту також рекомендовано нахиляти вісь несучих гвинтів вперед на 3...4°, загальний нахил осі переднього гвинта становить 9...10°, а осі заднього гвинта - на 3...4°. Напрям обертання несучих гвинтів може бути будь-яким, але взаємно протилежним. Несучі гвинти двогвинтового вертольота поперечної схеми працюють в однакових умовах і тому розташовуються на одному рівні. Обидва гвинти нахиляють вперед на невеликий кут (3...4°) з метою зменшення лобового опору фюзеляжу на крейсерських режимах польоту.

При проектуванні двогвинтових вертольотів подовжньої і поперечної схем важливе значення має відстань між осями несучих гвинтів, оскільки її зменшення дозволяє скоротити розміри фюзеляжу або крила і збільшити вагову віддачу. Цього можна досягти завдяки перекриттю несучих гвинтів.

Величина перекриття $\bar{a} = a / R$ несучих гвинтів обмежується можливістю схльостування лопатей при їхньому стрічному русі в площині обертання гвинтів навіть за наявності синхронізації обертання. При цьому

слід брати до уваги пружні коливання лопатей відносно вертикальних шарнірів, деформацію крутіння синхронізуючих валів, зазори в зубчастих передачах трансмісії, можливі відмінності в обертальних моментах гвинтів, характер їхньої зміни за часом, деформації кручення консолей крила вертольотів поперечної схеми.

Для вертольотів подовжньої схеми, що мають перевищення площини обертання заднього гвинта над площиною обертання переднього гвинта, схльостування можливе, якщо тягнути ручки на себе, коли кут конусності переднього гвинта збільшується, а заднього – зменшується.

Граничне можливе перекриття несучих гвинтів залежить від кількості лопатей. Встановлено, що при виборі параметрів двогвинтових вертольотів із звичайним розташуванням шарнірів втулки і частотою обертання синхронізуючого вала $n_{вал}$<*3000* хв$^{-1}$ граничне перекриття гвинтів має бути $\bar{a} \le 0{,}63$ при $z_л = 3$, $\bar{a} = 0{,}4$ при $z_л = 4$ і $\bar{a} = 0{,}17$ при $z_л = 5$. При $z_л \ge 6$ перекриття гвинтів не допускається. Для забезпечення безпеки польотів із такими значеннями перекриття необхідно здійснити комплекс заходів, які забезпечують необхідні запаси щодо схльостування: відповідне винесення вертикальних шарнірів, підвищену жорсткість систем трансмісії, що синхронізують обертання гвинтів, обмеження діапазону і швидкості перекладанням ручки при керуванні диференціальним загальним кроком гвинтів.

Вибір параметрів і розміщення крил

Крило вертольота призначено для розвантаження НГ на великих швидкостях польоту і збільшення таким чином максимальної горизонтальної швидкості за рахунок віддалення зриву потоку з НГ. Крім того, крило використовують для підвіски різноманітного устаткування, розміщення в ньому паливних баків і стояків висувного шасі. Установлення крила, як правило, дещо поліпшує балансування і стійкість вертольота на горизонтальних режимах польоту.

Разом із тим крило збільшує (до 7 %) масу конструкції вертольота, знижуючи таким чином вагову віддачу, і призводить до додаткових втрат тяги на його обдування, особливо відчутне на вертикальних режимах. Тому питання про доцільність установлення крила має вирішуватися, виходячи з призначення вертольота за характером завдань, що він виконує.

Крило, що має зазвичай товстий симетричний профіль і трапецієподібну форму (у плані), починає нести, тобто створювати помітну піднімальну силу, на швидкостях польоту понад 100 км/год. При швидкості польоту близько 200 км/год крило вже розвантажує НГ на 10...15 %, а при швидкості 300 км/год – на 20...25 %.

Кут заклинювання крила (кут установлення відносно СГФ) знаходять виходячи за умови забезпечення ефективної роботи крила на великих швидкостях польоту, коли кут тангажу вертольота досягає негативних значень. Його значення може бути визначено у вигляді суми

$$\varphi_{кр} = \alpha_{кр} - \vartheta + \Delta НГ,$$

де $\alpha_{кр}$ – даний кут атаки крила на максимальній швидкості польоту; ϑ – кут тангажа, що визначається подовжнім балансуванням вертольота; $\Delta\alpha_{НГ}$ – скіс потоку, обумовлений полем індуктивних швидкостей НГ.

Оскільки кут тангажа значною мірою залежить від центрування вертольота, при задньому центруванні кут заклинювання крила менше, ніж при передньому, а зміщення центру мас назад приводить до збільшення піднімальної сили крила за рахунок збільшення $a_{кр}$.

Скіс потоку від поля індуктивних швидкостей НГ є різним на правій і лівій консолях крила, зважаючи на нерівномірність цього поля по азимуту НГ. Максимальний скіс потоку виникає на азимуті 90°. Тому кут атаки на лівій консолі крила для лівого напряму обертання НГ, а отже, піднімальна сила на ній будуть менше, ніж на правій. Проте ця обставина поліпшує поперечне балансування вертольота, оскільки утворюваний момент крену протидіє моменту крену від поперечної сили НГ і дозволяє зменшити необхідне для балансування відхилення ручки управління вліво при збільшенні швидкості польоту.

Для збільшення такого позитивного впливу крила на поперечне балансування вертольота кут заклинювання правої консолі збільшують на 1,5...2° порівняно з лівою.

Для поліпшення подовжнього балансування вертольота крило зазвичай розміщують у центральній частині фюзеляжу, поєднуючи 1/4 середньої аеродинамічної хорди (САХ) крила з центром мас вертольота або розташовуючи крило дещо позаду нього. У першому випадку піднімальна сила, що виникає на крилі, незначно впливає на подовжнє балансування вертольота, а в другому – створює пікіруючий момент, що поліпшує подовжню статичну стійкість планера вертольота за кутом атаки, але в той же час дещо її погіршує за швидкістю польоту вертольота.

Крило суттєво впливає на поперечну статичну стійкість планера при польоті вертольота з ковзанням. Установлення крила дещо підвищує поперечну стійкість фюзеляжу, що ускладнює пілотування вертольота. В деяких випадках для зменшення поперечної стійкості планера крило встановлюють під негативним кутом поперечного крену (див. рис. 7.1), як це зроблено, наприклад, на вертольоті Мі-24.

Для зменшення шкідливого аеродинамічного взаємного впливу між крилом і фюзеляжем місця стиків закривають зализами, що забезпечують плавне сполучення поверхонь.

Вибір параметрів і розміщення хвостового оперення. Хвостове оперення вертольота призначено для забезпечення в горизонтальному польоті подовжнього балансування, подовжньої і шляхової стійкості вертольота. Воно складається із стабілізатора і кіля.

Стабілізатор, що має досить товстий симетричний аеродинамічний профіль і трапецієподібну форму (у плані), поліпшує характеристики подовжнього балансування і стійкості вертольота. Використовують стабілізатори двох типів: некеровані та керовані.

Керований стабілізатор кінематично пов'язаний з управлінням загальним кроком НГ таким чином, що при збільшенні загального кроку НГ кут установлення стабілізатора $e_{ст}$ також збільшується. Подовжній момент, що створюється стабілізатором, зростає при цьому у бік пікірування, протидіючи приросту кабрувального моменту НГ при збільшенні загального кроку в поступальному польоті.

Розміри, а отже, площі горизонтального і вертикального оперень значною мірою залежать від місця їх розташування. Стабілізатор на одногвинтових вертольотах, як правило, встановлюють на кінці хвостової балки в одному з трьох положень **I–III**, показаних на рис. 7.5. У положенні **I** на режимах висіння і горизонтального польоту з малою швидкістю стабілізатор повністю розміщується в зоні обдування повітряним потоком, що створюється НГ. При цьому на стабілізаторі, як і на крилі, виникає значний індуктивний скіс потоку від НГ, що спричиняє втрати тяги НГ внаслідок обдування стабілізатора на режимі висіння і зменшує ефективність стабілізатора на малих швидкостях горизонтального польоту.

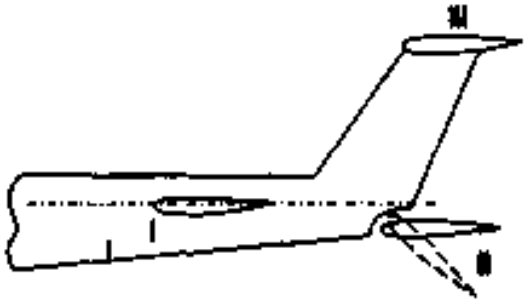


Рис. 7.5. Схема можливого розташування стабілізатора на вертольоті одногвинтової схеми

У горизонтальному польоті крім індуктивного скосу потоку від НГ на стабілізаторі виникає скіс потоку від фюзеляжу і крила. Як наслідок загалом значного сумарного скосу потоку кут атаки стабілізатора $a_{ст}$, як правило, виявляється негативним, навіть якщо кут установлення стабілізатора позитивний, $\varphi_{ст} > 0°$. Внаслідок цього стабілізатор створює негативну піднімальну силу і, відповідно, кабрувальний момент відносно центру мас вертольота. Зі збільшенням горизонтальної швидкості польоту скіс потоку від НГ зменшується, внаслідок чого знижується кабрувальний момент, що є однією з причин появи «ложки» – характеристики профільного балансування вертольотів одногвинтової схеми.

Установлення стабілізатора в положення I позначається особливо несприятливо при висінні вертольота при напрямі вітру в хвіст: вітер відхиляє індуктивний потік НГ вперед і стабілізатор, що має негативний кут установлення, створює пікіруючий момент, що потребує для балансування додаткового відхилення ручки на себе. Тому в положенні I площа стабілізатора обмежується з умови забезпечення необхідного запасу управління при висінні вертольота із гранично переднім центруванням із

напрямком вітром у хвіст, а також унаслідок додаткових втрат сили тяги НГ на обдування стабілізатора при висінні.

При установленні в положення II на режимі висіння стабілізатор опиняється зовні повітряного потоку від НГ, і вітер з напрямком у хвіст не надто на нього не впливає. Однак як тільки вертоліт починає рухатися вперед, повітряний потік від НГ, відхиляючись назад, негайно потрапляє на стабілізатор. Індуктивний скіс потоку, що виникає при цьому, від НГ призводить до виникнення, як і в положенні I, потужного кабрувального моменту, для компенсування якого потрібне значне відхилення ручки від себе.

Для зменшення впливу індуктивного скосу потоку від НГ на характеристики стабілізатора деяких вертольотів (UH-60A «Блек Хоук», AH-64A «Апач») стабілізатор, встановлений у положення II, роблять керованим за швидкістю польоту. На режимі висіння і на малих швидкостях польоту кут його установки $\varphi_c = 30...40°$. Індуктивний скіс потоку від НГ не дає при цьому великого кабрувального моменту. У міру зростання швидкості польоту кут установки стабілізатора автоматично зменшується до значень, необхідних для забезпечення подовжнього балансування вертольота. На режимі авторотації при цьому стабілізатор має негативний кут встановлення.

Найменший вплив індуктивний скіс потоку від НГ чинить на стабілізатор, встановлений у положення III. Такий варіант установлення стабілізатора потребує, по-перше, додаткового збільшення маси хвостового оперення, а по-друге, на режимі горизонтального польоту стабілізатор опиняється прямо в сліді збуреного потоку від НГ, що створює на стабілізаторі високий рівень змінних навантажень.

Площу стабілізатора $S_{СТ}$ вибирають головним чином із вимог до подовжньої стійкості вертольота, що визначаються прийнятними значеннями похідних подовжнього моменту вертольота за кутом атаки і кутової швидкості тангажа. Тому величина $S_{СТ}$ значною мірою залежить від місця розташування стабілізатора, що визначає його віддаленість від центру мас вертольота. На одногвинтових вертольотах з довгою хвостовою балкою площа стабілізатора значно менша, ніж на співвісних, і становить зазвичай (0,5...1) % ометаємої площі НГ. На деяких зарубіжних вертольотах (S-76, UH-60A, AH-64A тощо) вона досягає значень 1,5...2 %. Компонування співвісного вертольота не дає змоги здійснити достатнє винесення стабілізатора, тому для забезпечення належної подовжньої стійкості його площу збільшують.

Кіль для одногвинтового вертольота необов'язковий. Більше того, на злітно-посадкових режимах він навіть погіршує льотні дані вертольота. Через необхідність установлення кінцевої балки на одногвинтовому вертольоті є доцільним її виконання у вигляді кіля, що частково розвантажує РГ на великих швидкостях горизонтального польоту і поліпшує шляхову стійкість вертольота.

Для співвісного вертольота вертикальне оперення у вигляді кілів є єдиним засобом забезпечення шляхової стійкості. Оскільки внаслідок компактності вертольотів співвісної схеми відстань від кілів до центру мас вертольота порівняно невелика, доводиться ставити потужне двокілеве вертикальне оперення з рулем повороту.

Кіль, що встановлюється на одногвинтовому вертольоті замість вживаної раніше кінцевої балки, має товстий несиметричний профіль, трапецієподібну форму, розташований під кутом 30...60° до подовжньої осі хвостової балки і повернений на кут 5...7 ° відносно вертикальної площини симетрії планера вертольота у бік обертання НГ (вліво при лівому напрямку обертання). При цьому на режимі горизонтального польоту кіль створює бічну аеродинамічну силу, спрямовану в бік сили тяги РГ.

На співвісному вертольоті кілі є єдиним засобом забезпечення його шляхової стійкості, а встановлені на них рулі повороту сприяють поліпшенню шляхової керованості вертольота в горизонтальному польоті. Вертоліт співвісної схеми має, як правило, потужне вертикальне оперення, яке містить дві вертикальні кілі-шайби із рулем повороту, а на деяких типах вертольотів – додаткові верхній і нижній кілі, встановлені на хвостовій балці. Таке вертикальне оперення забезпечує достатню шляхову стійкість при невеликих габаритних розмірах вертольота і значною мірою поліпшує шляхову керованість вертольота в горизонтальному польоті і авторотації НГ.

Для підвищення ефективності вертикального оперення при польоті із великими кутами ковзання, коли можливим є зрив потоку на обох кілях одночасно, кілі-шайби співвісного вертольота розвертаються відносно вертикальної площини симетрії всередину на 15 °.

Площа вертикального оперення на сучасних вертольотах одногвинтової схеми становить (0,6...1,5) % ометаємої площі НГ. На вертольотах, у яких замість звичайного рульового гвинта встановлено багатолопатевий гвинт у каналі, – «фенестрон» (SA-341 Gx, «Газель», SA-365N «Дофен»), площу вертикального оперення збільшено до 2,5...3,5 % ометаємої площі НГ. На вертольотах співвісної схеми площа вертикального оперення становить 2,5...3,0 % ометаємої площі НГ.

Вибір зовнішніх форм фюзеляжу. Форма фюзеляжу визначається схемою, компонуванням, призначенням і умовами експлуатації вертольота. Компонування більшості сучасних російських вертольотів здійснено із розміщенням двигунів над центральною частиною фюзеляжу перед редуктором НГ.

У поєднанні з шасі, що не прибирається, і довгою хвостовою балкою фюзеляж одногвинтового вертольота є доволі добре обтічним, що виявляється головним чином у збільшенні лобового опору і несприятливих моментних характеристик. Фюзеляж вертольота співвісної схеми має менше подовження, більшу симетрію і компактність. Аеродинамічні

характеристики фюзеляжу, що визначаються коефіцієнтами $C_{хф}$ і $C_{уф}$, залежать від кута атаки фюзеляжу (рис. 7.6).

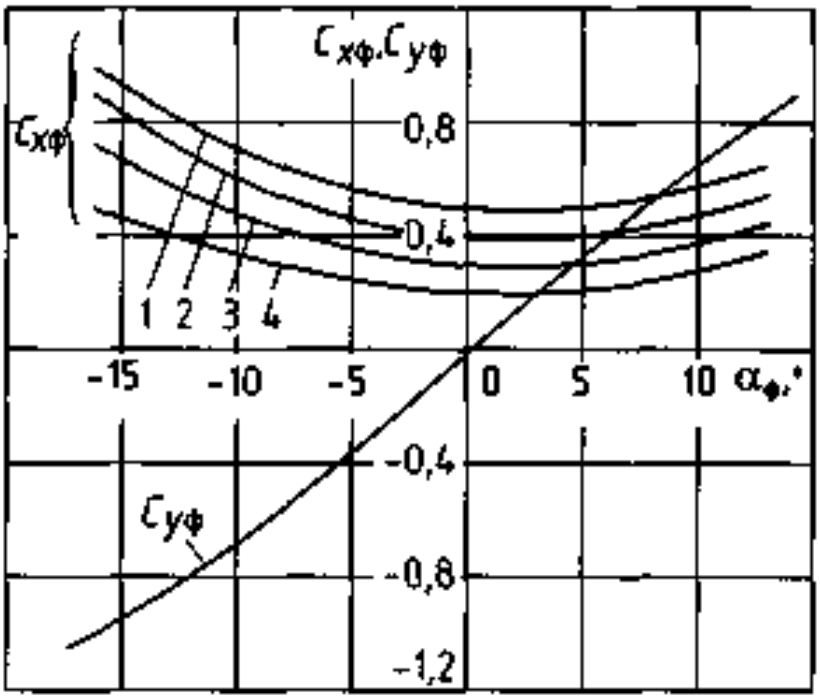


Рис. 7.6. Залежності коефіцієнтів піднімальної сили і лобового опору від кута атаки $\alpha_ф$ фюзеляжу:
1 – втулка; 2 – шасі; 3 – інші несучі елементи; 4 – фюзеляж

Коефіцієнт лобового опору мінімальний у діапазоні кута атаки фюзеляжу $0° \leq \alpha_ф < 10°$ і зростає з подальшим його збільшенням.

Це зростання для різних форм фюзеляжу є різним. На рис. 7.7 показано зміну відношення $K_α = C_{xα}/C_{xo}$ коефіцієнтів опору фюзеляжу при куті атаки $\alpha_ф$ і при $\alpha_ф = 0°$ для найбільш поширених форм фюзеляжу. Для найбільш традиційної форми фюзеляжу російських вертольотів (тип 1) на негативних кутах атаки значення $K_α$ зростає інтенсивніше, ніж на позитивних, коли хвостова балка аеродинамічно затінена фюзеляжем.

Коефіцієнт піднімальної сили фюзеляжу майже лінійно збільшується по куту атаки в діапазоні $-30° \leq \alpha_ф < 30°$, доки зберігається плавне обтікання фюзеляжу, відповідне його подовжнім обведенням. Хоча в експлуатаційному діапазоні кутів атаки піднімальна сила фюзеляжу негативна, її значення порівняно з тягою НГ є недостатньою, і тому основну роль в аеродинаміці вертольота відіграє лобовий опір фюзеляжу.

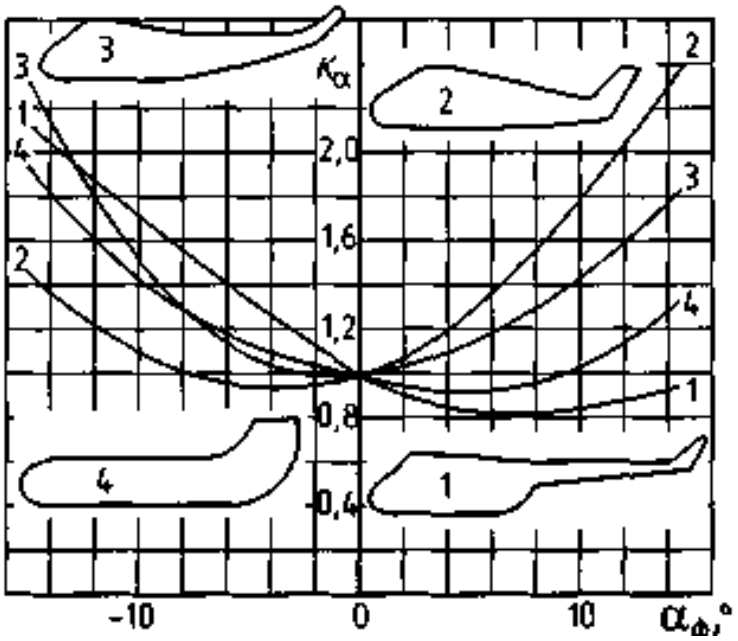


Рис. 7.7. Типові залежності, що характеризують зміну коефіцієнта K_α за кутом атаки $\alpha_ф$ для чотирьох найбільш характерних форм фюзеляжів вертольотів

Лобовий опір фюзеляжу складається з опор самого фюзеляжу, елементів конструкції, що встановлюються на ньому: шасі, хвостових опор, втулок гвинтів, хвостового редуктора, антени, підвісних баків.

Для зменшення лобового опору фюзеляжу та відповідного поліпшення льотних даних вертольотів використовують випускні шасі і хвостову опору, капотують втулки гвинтів, елементи шасі і хвостовий редуктор, використовують вбудовані в обводи антени, усувають нерівності на поверхні фюзеляжу (стики обшивки, головки заклепок, замки, рукоятки тощо), аеродинамічно удосконалюють вхідні та вихідні пристрої двигунів.

Зменшенню лобового опору фюзеляжу помітно сприяють його герметизація і розміщення паливних баків усередині фюзеляжу. Форма поперечного перерізу фюзеляжу значно впливає на величину $C_{xф}$ при різних кутах атаки. На рис. 7.8 показано залежності K_α від кута атаки $\alpha_ф$ фюзеляжу для різних поперечних перерізів. У зоні робочих кутів атаки при крейсерських швидкостях польоту фюзеляж квадратного перерізу має опір в чотири рази більше, ніж фюзеляж круглого перерізу.

На опір фюзеляжу помітно впливає довжина циліндрової ділянки центральної частини. Мінімальний опір при $\alpha_ф = 0°$ матиме фюзеляж каплеподібної форми, коли найбільший поперечний переріз розташовується на $0{,}435\, L_ф$ від носа фюзеляжу. При установленні циліндрової вставки, довжина якої дорівнює трьом діаметрам поперечного перерізу, опір збільшується на 7,5 % порівняно з опором фюзеляжу того ж подовження, але без циліндрової вставки.

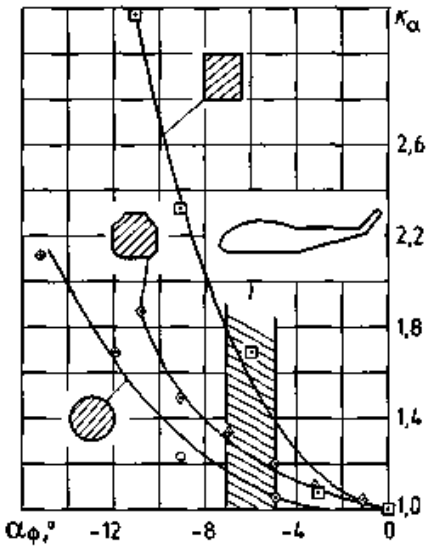


Рис. 7.8. Вплив форми поперечного перерізу типового фюзеляжу на величину коефіцієнта K_α

Форма хвостової частини фюзеляжу значно впливає на його опір. Щоб уникнути відриву потоку в хвостовій частині фюзеляжу, необхідно забезпечити плавне її звуження, а поперечний переріз повинен мати еліптичну форму або великі радіуси округлення.

Як показно на рис. 7.9, при подовженні хвостової частини $\lambda_{хв} > 2$ донний опір $\Delta C_{xxв}$ зникає, оскільки обтікання стає практично безвідривним. Оптимальне подовження хвостової частини, при якому її опір мінімальний, становить 2...2,5.

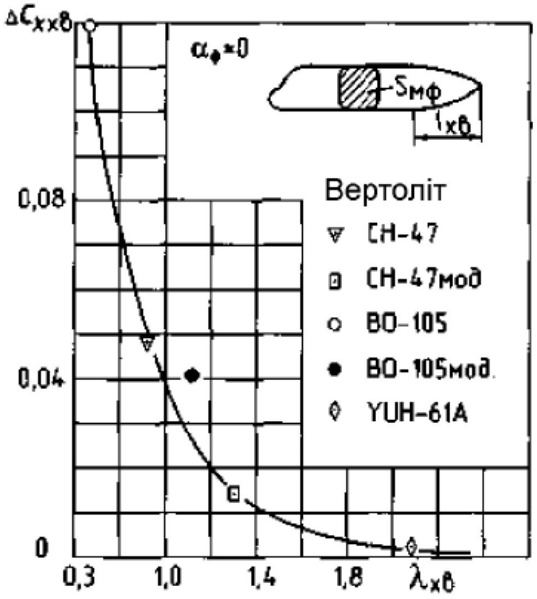


Рис. 7.9. Вплив форми хвостової частини фюзеляжу на величину донного опору $\Delta C_{xxв}$

На аеродинамічні характеристики фюзеляжу значно впливає надбудова над його центральною частиною, що містить головний

редуктор, вентилятор, блок гідропосилювачів, витратні паливні баки, генератори тощо. Надбудова, як правило, закрита капотами, що закривають у деяких випадках (вертоліт Мі-26) і автомат перекосу.

При горизонтальному польоті в певному діапазоні швидкостей у задній частині надбудови виникає зрив потоку із появою вихорів типу «доріжки Кармана», що спричиняють пульсацію повітряного потоку в області РГ і хвостового оперення та підвищений рівень поперечних вібрацій на вертольоті. Для усунення цього явища у верхній частині фюзеляжу поблизу переходу в хвостову балку встановлюють аеродинамічні гребені (вертоліт Мі-26), що перешкоджають перетіканню примежового шару з бічних поверхонь надбудови і сприяють безперервному плавному перетіканню повітря із задньої застійної зони. Інколи з цією метою в задній частині надбудови встановлюють спеціальний козирок (вертоліт Сікорського S-61).

7.2. ОБ'ЄМНО-ВАГОВЕ КОМПОНУВАННЯ

Головним завданням об'ємно-вагового компонування є взаємне розташування агрегатів та устаткування вертольота, розміщення екіпажу, пасажирів і вантажів і забезпечення заданого центрування для різних варіантів завантаження вертольота. Під час об'ємно-вагового компонування доводиться задовольняти велику кількість різноманітних вимог, передусім вимог до забезпечення надійної і безпечної роботи агрегатів та устаткування, зручності їх обслуговування, а також вимог щодо розміщення екіпажу, пасажирів, вантажів і спецобладнання. До останніх вимог, зокрема, належать:

- гарний огляд із кабіни пілотів;
- зручність розміщення екіпажу та пасажирів;
- зручність покидання вертольота при аваріях;
- можливість швидкого завантаження і вивантаження вантажів і надійність їх кріплення;
- зручний доступ до спеціального обладнання та зручність користування, а також легкість його монтажу та демонтажу.

Розміщення екіпажу. Правильне розміщення екіпажу, що забезпечує зручність його роботи та гарний огляд із кабіни, є одним із найважливіших завдань об'ємно-вагового компонування. Розміщення членів екіпажу та розташування приладових дошок, пультів, рукояток і важелів управління мають задовольняти вимогам Авіаційних правил АП-29 і, як правило, регламентуються відповідними стандартами.

Важелі управління як окремими агрегатами і системами, так і вертольотом загалом, розміщені в кабіні на робочому місці льотчика, мають бути досяжними для нього і видимими з його робочого місця. Важелі управління, що використовують найчастіше, а також призначені для найскладніших етапів польоту і аварійних ситуацій, мають розміщуватися в найбільш досяжних і найкращих для огляду зонах. Важелі

управління, що використовують у менш напружених етапах польоту, можуть бути встановлені в місцях, досяжних для льотчика, але таких, що мають бути в полі зору при деякому відхиленні від основного робочого положення або із поворотом голови.

Ручка управління, педалі і важіль шаг-газ, що практично безперервно і одночасно застосовують у польоті, мають бути розташовані відносно крісла льотчика з дотриманням фізіологічних вимог, тобто так, щоб користування ними було мінімально незручним.

Розташування, забарвлення та форма важелів, кнопок, що використовуються в аварійній ситуації, мають забезпечувати їхнє швидке розпізнання та безпомилкові дії. При цьому слід виключити можливість їх несанкціонованого вмикання і вимикання і у польоті шляхом розміщення блокувальних пристроїв (клямки, ковпачки тощо).

Прилади, що встановлюються на приладовій дошці і використовуються льотчиком для пілотування, навігації і контролю роботи силової установки і систем вертольота, має бути добре видно з робочого місця льотчика, коли його погляд спрямований вперед, за напрямом польоту при невеликих відхиленнях льотчика від його основного положення в кріслі.

Пілотажно-навігаційні прилади, складові основної групи приладів, що надають інформацію про розташування вертольота в просторі та напрямі його руху, мають посідати центральне місце на приладовій дошці і бути постійно у полі зору льотчика.

Прилади контролю роботи силової установки мають бути зведені на приладовій дошці в компактну групу та забезпечені нормальною видимістю і зручністю контролю з робочого місця льотчика.

Важливим завданням при компонуванні кабіни екіпажа є забезпечення гарногоо огляду. Необхідні зони огляду пілота вертольота визначаються трьома чинниками:

1) необхідністю огляду кінців обертальних лопатей несучого гвинта;
2) достатнім оглядом злітно-посадочного майданчика при посадці з позитивним кутом тангажа;
3) потребою огляду поперечних розмірів вертольота (колеса однієї з опор шасі або кінця крила).

З урахуванням цих чинників формуються зони огляду із кабіни льотчика вертольота.

Для середніх вертольотів зі злітною масою 10...12 т кути огляду вгору $\alpha_в$, вниз $\alpha_н$ і назад $\beta_З$ мають зазвичай такі значення: $\alpha_в = 20...22°$; $\alpha_н = 55...60°$; $\beta_З = 35...37°$.

Для забезпечення аварійної евакуації вертольота в кабіні екіпажу мають бути передбачені аварійні виходи, зокрема вхідні двері й експлуатаційні люки, якщо їхні розміри і розташування відповідають наведеним в Авіаційних правилах АП-29 вимогам. Аварійні виходи в кабіні екіпажу мають розташовуватися поодинці з кожного боку фюзеляжу або мають бути передбачений один верхній люк і один аварійний вихід на

будь-якій стороні фюзеляжу. Розміри і розташування таких виходів мають забезпечувати швидке покидання вертольота екіпажем.

Розміщення пасажирів і вантажів. Компонування пасажирських і вантажних кабін вертольотів має забезпечувати розміщення заданого числа пасажирів та обсягу (габаритних розмірів) вантажу при мінімальній масі порожнього вертольота. При цьому має бути передбачено можливість переобладнання пасажирських кабін шляхом зміни компонування відділень, типу крісел і кроку їх установки. Для транспортних вертольотів необхідно враховувати також різноманітність варіантів їх використання (транспортування різногабаритних вантажів, у тому числі й на зовнішній підвісці, перевезення людей тощо).

Пасажирська кабіна вертольота, як правило, має складатися з таких основних відділень:

пасажирського салону;

гардероба;

вестибюля або вільної від крісел площі біля вхідних (основних) дверей в багатомісних вертольотах;

туалету (у багатомісних вертольотах). На вертольотах із тривалістю польоту менше 1 год і кількістю пасажирів менше 15 туалет може не встановлюватися.

Пасажирський салон, як правило, має бути відокремлений від підсобних, багажно-вантажних відділень і кабін екіпажу перегородками. Пасажирські салони залежно від питомого обсягу простору, що припадає на одного пасажира, типів крісел, відстані між ними і умовами обслуговування, можуть бути трьох класів:

I – вищого, із ширшими сидіннями та більшою відстанню між рядами (кроком сидінь);

II – туристського;

III – економічного. У класах II і III встановлюють відповідно вужчі сидіння і роблять менший крок між їхніми рядами.

На вертольотах, як правило, роблять пасажирські салони третього класу, що мають питомі обсяги простору, що припадає на одного пасажира, включаючи гардероб та службові відділення. У пасажирських кабінах має бути створено необхідні життєві умови для пасажирів відповідно до фізіологічних і санітарних вимог: забезпечено необхідну чистоту повітря, побутові зручності, засоби для надання допомоги в разі аварії, вимушеної посадки на суші та у воді.

Конструкція основних дверей пасажирських кабін і їхнього розташування мають забезпечувати зручний вхід і вихід пасажирів і зручний підхід до пасажирського трапа. Аварійний вихід для пасажирів має бути прямокутної форми з радіусом закруглення кутів не більше 0,1 м і мінімальними розмірами (табл. 7.1). Виходи типу I та II розташовують на рівні підлоги пасажирської кабіни, причому виходи типу I слід розміщувати якнайдалі від місць, що можуть бути вогненебезпечними при аварії.

Виходи типу III можуть розташовуватися не на рівні підлоги. Перевищення над підлогою виходу типу IV має бути не більше 0,75.

Таблиця 7.1

Рекомендовані розміри аварійних виходів, м

Тип виходу	Ширина	Висота
I	0,61	1,22
II	0,51	1,12
III	0,51	0,91
IV	0,485	0,66

Аварійні виходи мають бути доступними для пасажирів. Їхню кількість залежно від кількості пасажирських місць на вертольоті визначають відповідно до даних табл. 7.2.

Для вертольотів, що мають понад 70 пасажирських місць, необхідно передбачити додаткові аварійні виходи. При виборі розташування аварійних виходів типу I, II і III мають ураховуватися такі чинники:

- розміщення пасажирів у фюзеляжі та легкість досягнення відповідного виходу;
- ймовірність пошкодження різних частин фюзеляжу при аварійній посадці;
- виключення умов покидання пасажирами вертольота через небезпечні зони (зони гвинтів, гарячих частин двигуна, розбризкування палива).

Таблиця 7.2

Кількість аварійних виходів залежно від кількості пасажирів

Кількість пасажирських місць	Кількість аварійних виходів на кожній стороні фюзеляжу			
	I	II	III	IV
1...19	-	-	1	-
20...39	-	1	-	1
40...69	1	-	-	1

Кожні вхідні двері можуть класифікуватися при цьому як аварійний вихід, якщо їхні розміри відповідають вимогам до аварійних виходів типу I або перевищують їх.

Кожний основний і аварійний вихід має задовольняти таким вимогам:

мати рухомі двері або знімний люк, що забезпечує вільний вихід пасажирів;

відчинятися як зсередини, так і ззовні за допомогою не більше двох ручок;

мати пристрої для замикання ззовні і зсередини, а також запобіжний пристрій, що унеможливлює відчинення виходу в польоті внаслідок випадкових дій.

Пасажирські салони повинні мати таке основне устаткування:

крісла;

багажні полиці для розміщення ручної поклажі;

щитки індивідуального користування із кнопками вмикання і вимикання освітлення і обдування;

гучномовні пристрої для інформування пасажирів;

світлові табло «Не палити» і «Застебнути ремені безпеки», що вмикаються членами екіпажу.

Пасажирські крісла мають забезпечувати достатню опору тіла, бути зручними і досить м'якими, щоб пасажир не відчував утоми наприкінці польоту. При аварійній посадці вертольота має бути унеможливлений удар голови, рук і ніг пасажира о довколишні предмети і конструкції (спинки крісел, підлокітники, борти тощо). Кількість пасажирських крісел у ряду залежить від форми і розмірів поперечного перерізу фюзеляжу і має не перевищувати 6 за наявності одного головного проходу. Необхідно, щоб у ряду більше шести крісел у кабіні вертольота було два проходи. Ширина головного проходу в пасажирській кабіні між кріслами має бути не менше вказаної в табл. 7.3.

Таблиця 7.3

Ширина головного проходу в пасажирській кабіні

Кількість пасажирських місць	Висота від підлоги, м	
	менше 0,63	0,63 і більше
Менше 20	0,30	0,51
20 і більше	0,38	0,51

Необхідна ширина фюзеляжу вертольота при цьому може бути визначена за формулою

$$B_{\phi} = Ba + в(a + 2) + B_1 + 2c + 2d,$$

де a – кількість крісел в одному ряду; B – ширина сидіння крісла; в – ширина підлокітників; у ≈ 40...50 мм; B_1 – ширина проходу; c – зазор між кріслом і стінкою салону; c ≈ 60 мм; d – товщина стінки кабіни.

Довжину пасажирської кабіни визначають залежно від кількості рядів крісел за формулою

$$L_{каб} = l_1\left(\frac{n_{пас}}{k_c} - 1\right)l_1 + l_3,$$

де l_1 – відстань від передньої стінки кабіни до спинки крісла першого ряду; l_1 = 1200 мм; l_2 – відстань між рядами сидінь (крок); l_2 = 780 мм;

l_3 – відстань від спинки крісла останнього ряду до задньої стінки кабіни; l_3 = 50 мм; $n_{пас}$ – кількість пасажирів; k_c – кількість крісел в одному ряду.

Багажно-вантажні відділення мають забезпечувати розміщення багажу пасажирів, зважаючи на максимальну кількість пасажирських місць, передбачених на вертольоті, а також пошти і вантажів відповідно до максимальної вантажопідйомності вертольота.

Розташування і розміри завантажувальних люків мають бути досить зручними для під'їзду засобів механізації навантажувально-розвантажувальних робіт і можливості зручного і швидкого виконання цієї роботи.

Вантажна кабіна транспортних вертольотів має бути обладнана механізмами, пристосуваннями та іншими засобами завантаження і розвантаження вантажів, що перевозяться, у позааеродромних умовах. При цьому підлога кабіни має бути захищена від пошкоджень при переміщеннях вантажу.

Для забезпечення зручності завантаження і вивантаження вантажні кабіни транспортних вертольотів мають, як правило, вантажні люки у вигляді двох задніх стулок, як на вертольотах Мі-4, Мі-6, Мі-8, або комбінація вантажного трапа і двох бічних стулок у задній частині фюзеляжу, як на вертольоті Мі-26. На рис. 7.10 показано поперечні і подовжні перерізи вантажних кабін вертольотів різних типів.

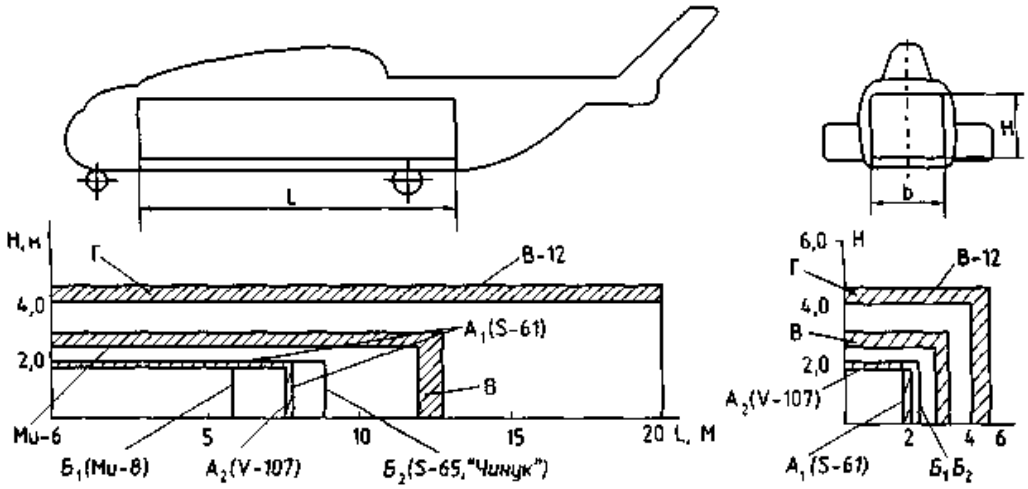


Рис. 7.10. Типорозміри вантажної кабіни вертольотів

Розміщення двигунів. Місцеположення двигунів на вертольоті залежить від багатьох чинників, передусім типу та їхньої кількості, призначення вертольота і його схем, розмірності й вагової категорії.

В одногвинтовій або співвісній схемах вертольотів відносно головного редуктора двигун (або двигуни) може розташовуватися під ним, перед ним, збоку та позаду.

Перші серійні вертольоти мали компонування, при якому двигун розміщували під редуктором. Таке його розташування забезпечило дуже

компактну схему розміщення основних агрегатів вертольота, але не дозволило використовувати найзручніший для розміщення вантажів простір під редуктором. Тому на наступних транспортних вертольотах (Мі-4, S-55, S-58) двигун розташований вже попереду, перед вантажним відділенням.

Використання на вертольотах турбогвинтових двигунів зумовило створення компонування, що стало класичним і використовується на багатьох транспортних і багатоцільових вертольотах: два двигуни поряд безпосередньо перед редуктором. Таке розташування двигунів дозволяє забезпечити гарне центрування вертольота, мінімальну масу силової установки і повністю звільнити простір усередині фюзеляжу для розміщення вантажів, пасажирів або спеціального устаткування.

Недоліки такого компонування – мала протипожежна безпека і недостатня бойова живучість вертольота. Хоча двигуни, розміщені поряд, розділені протипожежною перегородкою, при виникненні пожежі в одному з відсіків пожежа може перекинутися в сусідній відсік. Крім того, при експлуатації вертольотів у бойових умовах попадання снаряда в силову установку може вивести з ладу обидва двигуни.

Наступний крок вдосконалення компонування – розміщення двигунів із боків фюзеляжу: спереду, позаду або збоку від головного редуктора. Більшість вертольотів США військового призначення, створених наприкінці 1960–1970-х років (СН-53А, СН-53Е, UH-60A, АН-64А тощо), мають подібне розташування двигунів.

Для таких компонувань силових установок властива наявність додаткових редукторів і поперечних валів, які залежно від місця розташування двигунів прямо або зі скосом входять у головний редуктор. Хоча додаткові елементи збільшують масу силової установки, винесені таким чином двигуни збільшують комфортні умови всередині кабіни завдяки зменшенню рівня шуму, підвищують протипожежну безпеку і бойову живучість вертольота.

На легких невеликих вертольотах цивільного призначення, коли необхідно забезпечити мінімальну масу конструкції, а вимога бойової живучості відсутня, двигуни часто розташовують поряд позаду редуктора (S-76, Белл-222, А-109 тощо) або позаду редуктора із похилим розташуванням вала і двигуна (Х'юз ВІН-6А, Х'юз 500).

Центрування вертольота. Найважливішим завданням об'ємно-вагового компонування вертольота є його центрування, тобто визначення центру мас вертольота і проведення його в заданий діапазон положень відносно осі несучого гвинта. Процес центрування нерозривно пов'язаний із компонуванням вертольота і постійно її супроводжує. При цьому разом із задоволенням розглянутих вище вимог до компонування досягається бажане положення центру мас вертольота, причому його переміщення внаслідок вигорання палива або зміни корисного навантаження лишається в допустимих межах. Гранично допустимі значення переднього та

заднього (відносно осі несучого гвинта) центрування визначають діапазон допустимих подовжніх центрувань, а вертикальна відстань центру мас вертольота від центру втулки НГ – вертикальне центрування вертольота.

Діапазон допустимих подовжніх центрувань одногвинтового вертольота залежить від багатьох чинників і визначається передусім максимально допустимими відхиленнями автомата перекосу в подовжньому напрямі та потрібними запасами подовжнього управління за умов балансування вертольота на екстремальних режимах польоту. Діапазон максимально допустимих відхилень автомата перекосу зазвичай становить ±5...±8 °. Він обмежений із конструктивних міркувань, тому що чим більше кути відхилення автомата перекосу, тим більше габаритні розміри і маса його деталей, елементів забустерної частини системи управління і гідропідсилювачів, а також необхідністю унеможливити удар обертальних лопатей НГ по фюзеляжу і хвостовій балці на екстремальних режимах польоту і при маневруванні в повітрі.

Запаси подовжнього відхилення автомата перекосу вперед і назад залежать від конструкції системи вертольота і відповідних характеристик балансувань. При цьому найменший запас подовжнього управління від себе (вперед) визначають на максимальній швидкості горизонтального польоту при гранично задньому центруванні, мінімально допустимій частоті обертання НГ і найбільшій польотній масі вертольота, а також при наборі висоти з максимальною потужністю двигунів і великої швидкості. Найменший запас подовжнього управління на себе (назад) визначається режимом висіння поза впливом близькості землі з вітром позаду при гранично передньому центруванні вертольота.

Значення мінімальних запасів подовжнього управління залежать від умов польоту (висоти польоту і температури зовнішнього повітря) і ефективності управлінь вертольотом.

Як відомо, ефективність управління, що визначається приростом керівного моменту при відхиленні важеля управління на Г, залежить від типу і конструкції НГ, вертикального центрування вертольота, частоти обертання і тяги НГ. Так, вертоліт із шарнірним НГ і рознесенням горизонтальних шарнірів (ГШ) 5...6 % має ефективність управління в 2,5–3 рази вище за ефективність вертольота із НГ на кардані. При збільшенні рознесення ГШ ефективність вертольота зростає і у вертольота з безшарнірним НГ досягає високих значень, пропорційних еквівалентному рознесенню ГШ. Так само позитивно впливають на ефективність управління кількість і маса лопатей, а також нижче розташування центру мас вертольота, тобто вертикальне центрування.

Чим вище ефективність управління вертольота, тим меншими запасами управління він має володіти; при однаковому діапазоні граничних відхилень автомата перекосу вертоліт із вищою ефективністю управління має великий діапазон допустимих центрувань.

Хоча на всіх російських одногвинтових вертольотах з метою унеможливити удар кінців обертальних лопатей НГ по хвостовій балці граничне відхилення автомата перекосу назад менше, ніж вперед, допустиме гранично переднє центрування завжди більше, ніж заднє. Це пояснюється тим, що моменти, які виникають у горизонтальному польоті, на НГ і стабілізаторі спричиняють кабрування вертольота і легше балансуються при передньому центруванні.

У процесі експлуатації вертольота встановлений діапазон подовжніх допустимих центрувань має незмінно дотримуватися. У разі неправильного завантаження вертольота його центрування вийде за межі допустимого, запасів подовжнього управління на згаданих режимах польоту виявиться недостатньо, і вертоліт втратить керованість.

***Центрування вертольота здійснюється таким чином**:*

Складають вагове зведення вертольота із розбивкою всіх агрегатів на групи. Визначають координати центру мас кожного агрегату або групи агрегатів залежно від наявності інформації і необхідної точності. За початок координат приймають центр втулки НГ. Одна вісь *OY* збігається з віссю НГ, інша вісь *OX* розташовується перпендикулярно до неї в площині НГ. Координати вантажів беруть із бічної проекції компонувального креслення вертольота, що є подовжнім розрізом вертольота по осі симетрії. Визначають статичні моменти маси основних агрегатів відносно початку координат і складають центрувальну відомість (табл. 7.4).

Частка від поділення сум статичних моментів на суму мас дає координати положення центру мас:

$$X_{ц.м} = \frac{\sum(mgx)i}{\sum(mg)i}; Y_{ц.м} = \frac{\sum(mgy)i}{\sum(mg)i},$$

де $X_{ц.м}$ і $Y_{ц.м}$ – відповідно подовжнє і вертикальне центрування.

Центрування вертольота зручно виразити через кут $\varphi_{ц.м}$, утворений віссю НГ із центром мас вертольота:

$$\varphi_{ц.м} \approx X_{ц.м} / Y_{ц.м}.$$

Центрування здебільшого здійснюють для кількох варіантів завантаження:

1) із максимальною злітною масою вертольота – з повним цільовим навантаженням і відповідним запасом палива; з повною заправкою основних паливних баків і відповідним цільовим навантаженням;
2) з нормальною злітною масою вертольота – з повною заправкою основних паливних баків і зменшеним цільовим навантаженням; з повним цільовим завантаженням і відповідно зі зменшеним запасом палива;
3) з повним цільовим навантаженням без палива (граничний посадочний випадок);
4) з повною заправкою основних, підвісних і додаткових баків без цільового навантаження (перегоночний варіант);
5) порожнього вертольота без навантаження і палива. Останній варіант центрування має на меті усунення завалення вертольота назад при його стоянці внаслідок правильного розміщення шасі.

Таблиця 7.4

Центрувальна відомість вертольота

Найменування агрегата	Маса агрегата m_i, кг	Положення ц.м за віссю x, м	Статичний момент $m_i x_i$	Положення ц.м за віссю y, м	Статичний момент $m_i y_i$
I. Несучий гвинт:					
лопаті					
втулка					
II. Система управління:					
бустерного					
ручного					
III. Трансмісія:					
головний редуктор					
проміжний редуктор					
хвостовий редуктор					
трансмісійний вал					
IV. Рульовий гвинт:					
лопаті					
втулка					
V. Двигунова установка					
VI. Паливна система					
VII. Фюзеляж:					
носова частина (15 %)					
середня частина (50 %)					
хвостова частина (20 %)					
кріплення редуктора (4 %)					
капоти (11 %)					
VIII. Шасі:					
головне (82 %)					
переднє (16 %)					
хвостова (опора)					

Закінчення табл. 7.4

Найменування агрегата	Маса агрегата m_i, кг	Положення ц.м за віссю x, м	Статичний момент $m_i x_i$	Положення ц.м за віссю y, м	Статичний момент $m_i y_i$
IX. Електроустаткування:					
X. Устаткування:					
прилади в кабіні (25 %)					
радіоустаткування (27 %)					
гідроустаткування (20 %)					
пневмоустаткування (6 %)					
додаткове устаткування (22 %)					

Часто центрування обчислюють за кутом $\varphi_{\text{ц.м}}$, утворюваним віссю НГ і лінією, що з'єднує центр втулки НГ із центром маси вертольота (табл. 5):

$$\operatorname{tg} \varphi_{\text{ц.м}} = \frac{x_0}{y_0}.$$

Розрахунок центрування і складання супутніх технічних документів (масштабний ескіз вертольота, центрувальна відомість тощо) є частиною об'ємно-масового компонування.

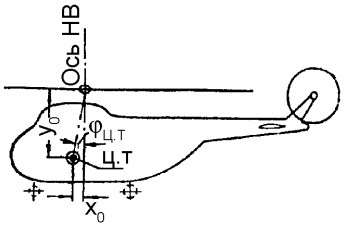
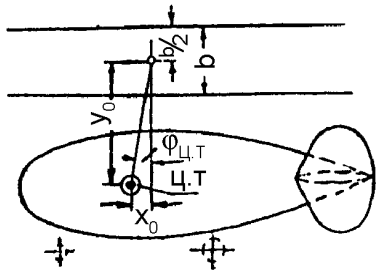
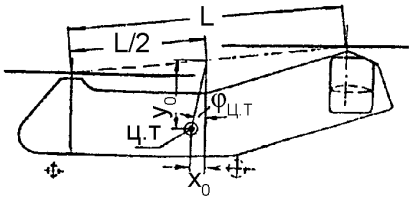
У табл. 7.5 наведено значення положень центру маси для випадків нормальних, гранично допустимих переднього і заднього центрувань вертольота трьох схем.

Дуже важливо при компонуванні вертольота паливо і корисне навантаження розміщувати поблизу центру мас вертольота з тим, щоб вигорання палива і зміна корисного навантаження не робили суттєвого впливу на центрування вертольота.

Вантажі, що скидаються, а також корисне навантаження, яке перевозиться на зовнішній підвісці, треба розташовувати і кріпити обов'язково поблизу центру мас вертольота.

Результат центрування рідко може відразу збігтися з потрібним. Виправляти центрування можна переміщенням вантажів, устаткування, окремих агрегатів або зміщенням вісі НГ відносно центру мас вертольота. Однак зміщення осі НГ зазвичай спричиняє переміщення двигуна, зміну трансмісії і, як правило, призводить до перекомпонування вертольота. Тому процес центрування вертольота є ітераційним, і в перебігу подальшого розроблення проекту вертольота і його побудови центрування постійно уточнюється.

Таблиця 7.5

Схема вертольота	Положення центру мас	Нормальне центрування	Гранично допустиме переднє центрування	Гранично допустиме заднє центрування
Одногвинтова з хвостовим гвинтом 	$\varphi_{ц.м}$	-3,0°	Із стабілізатором (при $\frac{y_0}{D}=0{,}105...0{,}125$) -6,0°	2,0°
Схема вертольота	Положення центру мас	Нормальне центрування	Гранично допустиме переднє центрування	Гранично допустиме заднє центрування
Двогвинтова співвісна 	$\varphi_{цм}$	-3,0°	Із стабілізатором (при $\frac{y_0}{D}=0{,}12...0{,}14$) -5,0°	-2,0°
Двогвинтова подовжня 	$\varphi_{цм}$	-3,0°	Із стабілізатором (при $\frac{y_0}{D}=0{,}12...0{,}14$) -5,0°	-2,3°

Внаслідок розрахунку різних варіантів завантаження вертольота будують центрувальний графік вертольота, за яким можна визначити центрування вертольота при будь-якому його завантаженні.

На основі цих розрахунків складають також схеми розмітки розташування вантажів усередині вантажної кабіни і розташування крісел у пасажирській кабіні.

7.3. КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЕ КОМПОНУВАННЯ

Основним завданням конструктивно-силового компонування є створення або вибір таких силових схем частин вертольота, в яких забезпечувалося б таке:

– мінімальна маса конструкції частин вертольота і всього вертольота в цілому;
– органічне з'єднання силових елементів конструкції і розміщення цільового навантаження, екіпажу, устаткування, силової установки;
– урахування вимог виробничої та експлуатаційної технологічності;
– необхідна жорсткість конструкції з урахуванням динамічного навантаження і засобів демпфірування з метою статичної і динамічної міцності конструкції в повітряному потоці;
– отримання потрібного ресурсу і безпеки при локальних руйнуваннях від утоми.

Однією з перших завдань конструктивно-силового компонування є встановлення експлуатаційних і технологічних (виробничих) рознімань частин вертольота.

Одночасно з процесом конструктивно-силового компонування розробляють директивну технологію виготовлення частин вертольота і складання вертольота в цілому, оскільки технологічні процеси, які вибирають, можуть визначити особливості силової схеми конструкції.

У процесі конструктивно-силового компонування мають забезпечуватися експлуатаційні підходи (доступи) в зони, де розміщені агрегати і проводка систем устаткування і управління вертольотом, і підходи до ділянок конструкції, які слід оглядати в процесі експлуатації вертольота.

Компонування завершується складанням його креслення. На кресленні слід позначити подовжній розріз вертольота і вид в плані, а також поперечні перерізи в місцях розташування вантажної (пасажирської) кабіни, кріплення двигунів і головного редуктора. На компонуванні має бути також показано розміщення вантажів, пасажирів та екіпажу, викреслено всі силові елементи каркаса, нанесено контури основних агрегатів і позначено схему їх кріплення до силового каркаса. Конструкції, що наносяться на компонувальне креслення частини, повинні мати розміри, відповідні типорозміру проектованого вертольота.

Компонувальне креслення разом із загальним виглядом вертольота (у трьох проекціях) служить основою для викреслювання теоретичних креслень фюзеляжу і його з'єднання з іншими частинами вертольота.

Загальний вигляд вертольота дає змогу правильно вибрати основні габаритні розміри вертольота і встановити його зовнішні форми. Загальний вигляд вертольота (рис. 7.11) є необхідним для виготовлення креслень моделі, призначеної для аеродинамічних досліджень (продування в аеродинамічній трубі). Виконання креслення загального вигляду нерозривно пов'язано з компонуванням і центруванням, аеродинамічним розрахунком, розрахунком стійкості і керованості тощо. За їхніми результатами в креслення загального вигляду вертольота вносять необхідні зміни і доповнення.

Креслення загального вигляду вертольота має бути оформлено відповідно до вимог ЕСКД і ГОСТів і пов'язане з компонуванням і текстовою частиною проекту, в якій слід зазначити необхідні розрахунки і обґрунтування ухвалених рішень.

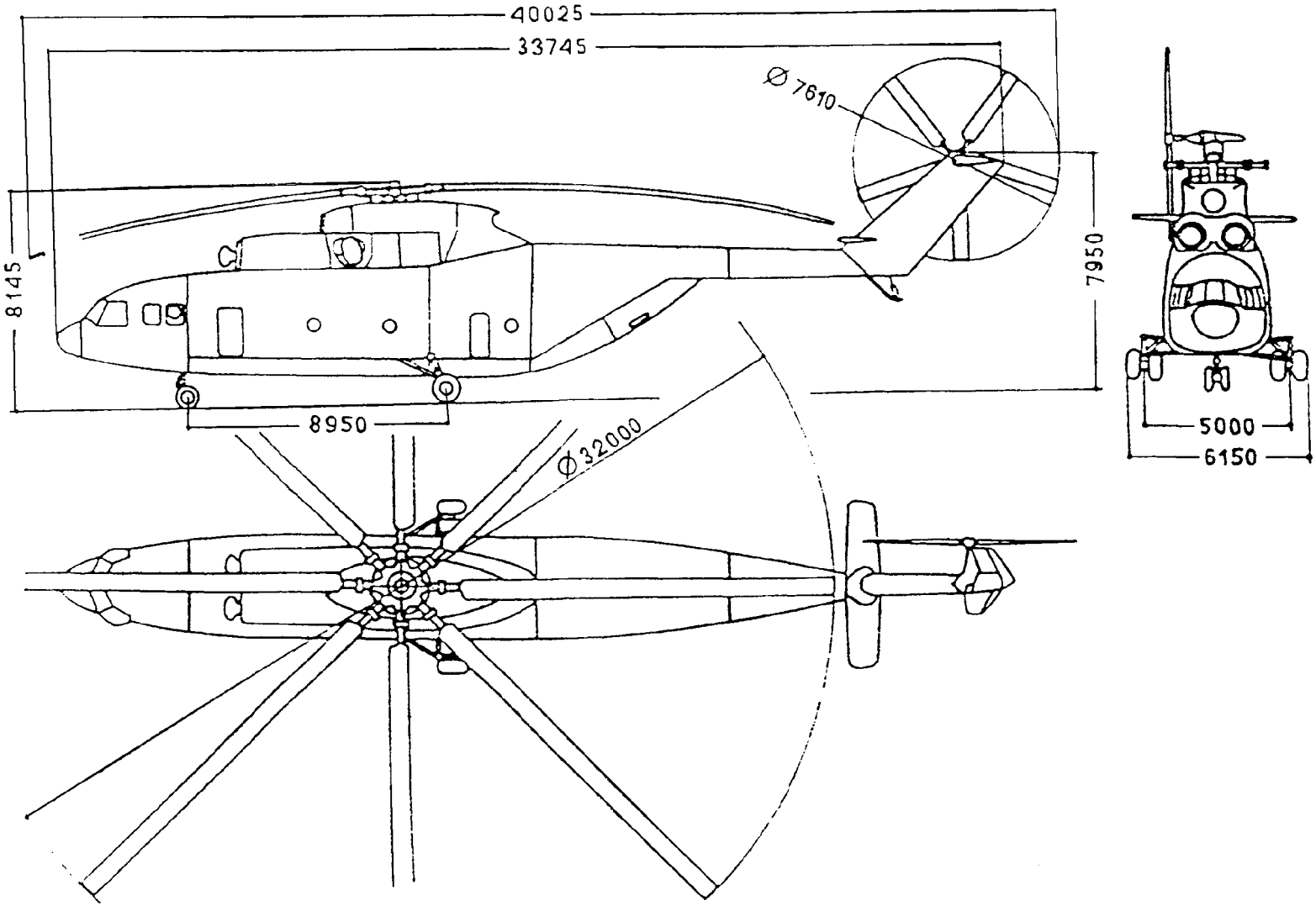


Рис. 7.11. Загальний вигляд вертольота

Бібліографічний список

1. Братухин, И. П. Проектирование и конструкция вертолетов / И. П. Братухин. – М.: Оборонгиз, 1955.
2. Вертолет Ми-8. – М.: Транспорт, 1995.
3. Далин, В. Н. Конструкция вертолетов / В. Н. Далин, С. В. Михеев. – М.: МАИ, 2001. – 352 с.
4. Игнаткин, Ю. М. Исследование взаимного влияния винтов многовинтовых несущих схем / Ю. М. Игнаткин // Тр. научных чтений, посвященных памяти академика Б.Н. Юрьева. – М.: 1984. – 10 с.
5. Богданов, Ю. С. Конструкция вертолетов / Ю. С. Богданов, Д. Д. Скулков, Р. А. Михеев. – М.: Машиностроение, 1990.
6. Тишенко, М. Н. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании / М. Н. Тишенко, А. В. Некрасов, А. С. Радин. – М.: Машиностроение, 1976.
7. Кривцов, В. С. Проектирование вертолетов / В. С. Кривцов, Я. С. Карпов, Я. И. Лосев. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк авиац. ин-т», 2003. – 344 с.

Розділ 8. ПРОЕКТУВАННЯ ЧАСТИН ВЕРТОЛЬОТА

8.1. НЕСУЧИЙ ГВИНТ

8.1.1. Загальні положення

Несучий гвинт призначений для створення піднімальної $Y_{н.г}$ і пропульсивної $P_{Н.Г}$ сил на всіх режимах польоту, а також для забезпечення подовжньої і поперечної стійкості і керованості вертольота (рис. 8.1). НГ визначає не лише льотно-технічні і маневрені характеристики, але і рівень надійності всього літального апарата. Це пов'язано із специфікою його роботи і навантаження.

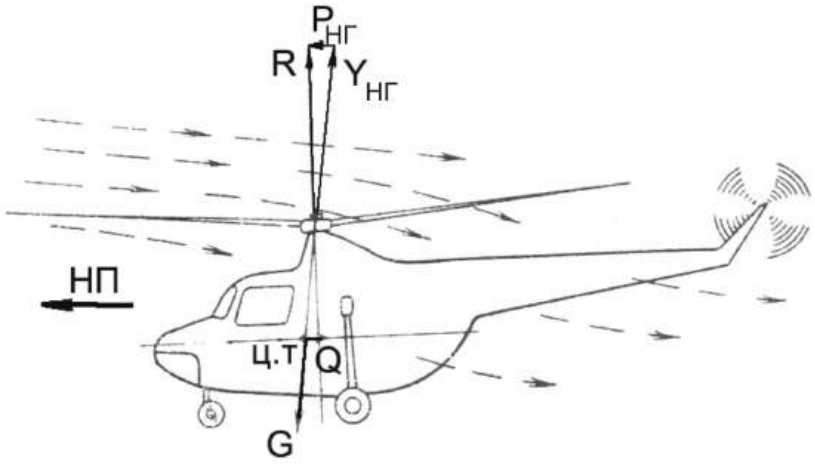


Рис. 8.1. Схема сил, прикладених до одногвинтового вертольота у вертикальній площині:
$P_{н.г}$ – пропульсивна сила несучого гвинта; $Y_{н.г}$ – піднімальна сила несучого гвинта; G – вага; Q – лобовий опір; R – результуюча аеродинамічних сил; НП – напрям польоту; ц.т. – центр ваги

Несучий гвинт сучасних вертольотів складається з втулки і лопатей. Лопаті – аналог крила, що обертається, кріплять до втулки. Вони забезпечують створення піднімальної сили. Втулка є кінематичним механізмом, що забезпечує передачу обертального моменту з вала НГ на лопаті, кутові переміщення лопаті в площини обертання і площини змаху , а також зміни кутів атаки перерізів лопаті.

Специфічність вимог до вертольота, що розробляється або модифікується (особливості призначення, експлуатації тощо), зумовлює попит на різні гвинти та їхні конструкції. Основні особливості можуть бути враховані за допомогою низки критеріїв, що враховуються на початковому етапі проектування ЛА:

1. ***Критерій призначення*** – це критерій загального проектування, що розробляється на підставі технічного завдання на вертоліт, який має забезпечити спроможність виконання заданих характеристик ЛА (дальність польоту, швидкість, корисне навантаження, умови зльоту-посадки) і деяких специфічних вимог (наприклад, максимальне питоме навантаження).

2. ***Критерій льотно-технічних характеристик (ЛТХ).*** ЛТХ є обов'язковим пунктом у технічному завданні до проектованого вертольота. Одним із найбільш важливих етапів проектування є визначення граничних режимів польоту. При цьому має бути розглянуто:
   - характеристики на режимі висіння для різних висот;
   - максимальні та мінімальні швидкості горизонтального польоту і максимальну швидкопідйомність на всіх висотах;
   - перехід на плануючий політ і посадку на авторотації з будь-якого режиму польоту;
   - поліпшення маневреності з високими перевантаженнями у всьому діапазоні швидкостей, що потребує постановки додаткових крил і (або) допоміжних тягових пристроїв.
3. ***Критерій керованості.*** Сучасні вертольоти визначаються не лише ЛТХ, але також характеристиками керованості і стійкості. За рекомендаціями необхідно забезпечити рівень цих показників не нижче мінімально допустимих на всіх режимах польоту.
4. ***Критерій рівня шуму і вібрації.*** Шум, що створюється вертольотом, визначають як всередині, так і ззовні ЛА. Рівень шуму всередині обмежують, виходячи з емпіричних стандартів, що враховують комфорт, можливість мовного спілкування і фізіологічні чинники. Зовнішній рівень шуму регламентується нормативними документами, що пояснюється використанням вертольотів як транспортний засіб у густонаселених регіонах (наприклад, повітряне таксі в містах-мегаполісах).

Більшою, ніж шум, є проблема вібрації, оскільки вона призводить не лише до зниження комфорту пасажирів, але і до значного зниження рівня експлуатаційної надійності вертольота. Вирішення цієї проблеми є досить складним і потребує комплексного підходу, тому наразі можна говорити лише про спроби зниження рівня вібрацій.

Проектування НГ здійснюється з урахуванням даних критеріїв на підставі відомостей про загальну конфігурацію ЛА, що враховують чисельність і розташування НГ, тип гвинта і тип системи приводу (механічний, компресорний тощо). Крім цього, у розпорядженні розробника мають знаходитися основні масові і льотно-технічні характеристики вертольота.

Створення НГ і його елементів передбачає такі основні етапи:

1)попереднє проектування НГ – вибір питомого навантаження p, діаметра D, кількості лопатей z, коефіцієнта заповнення σ та колової швидкості обертання ωR;

2)аеродинамічне проектування лопаті – розроблення зовнішнього вигляду лопаті й теоретичного контуру: вибір форми лопаті в плані, набору профілів, законів розподілу відносної товщини $\overline{c}$ і сукання лопаті φ за

розмахом;

3)визначення граничних кутів відхилення в площинах обертання і змаху, кутів закручування лопатей при керуванні вертольотом на всіх режимах польоту;

4)конструювання лопаті:

- вибір матеріалу для основних елементів лопаті, форми лонжерона з урахуванням діючих обмежень (конструкторських, технологічних, експлуатаційних, економічних тощо);
- формування характеристик пружності та маси лопаті і розроблення перерізу лонжерона по хорді і по радіусу лопаті на підставі статичного розрахунку на міцність;
- корегування характеристик маси та жорсткості лопаті по хорді і по розмаху для налаштування від резонансу в робочому діапазоні обертів несучого гвинта і забезпечення достатніх резервів аеропружної стійкості (розрахункові види флатера, дивергенція, земний резонанс);

5)конструювання втулки НГ:

- розроблення концепції втулки на підставі технічного завдання або попереднього розрахунку;
- вибір кінематичної схеми втулки (типу і розташування шарнірів або їх еквівалентів) з урахуванням конструктивних і експлуатаційних обмежень;
- вибір матеріалів для основних елементів втулки;
- конструкторське і технологічне опрацьовування елементів втулки (визначення геометричних розмірів і технології виготовлення);
- оцінювання жорсткості в площини обертання і вибір типу і параметрів демпфера вертикального шарніра;

6)виготовлення експериментальних зразків елементів НГ, проведення випробувань на міцність і ресурс на натурних стендах із подальшим доопрацюванням конструкції і документації за результатами випробувань;

7)виготовлення прототипу гвинта, проведення наземних, льотних і втомних випробувань;

8)підготовка до серійного виробництва лопатей і втулок НГ, заводські випробування і сертифікація.

8.1.2. Типи несучих гвинтів

Вибір типу НГ здійснюється на етапі попереднього проектування вертольота. Тип гвинта багато в чому зумовлює керованість ЛА, характеристики міцності елементів конструкції несучої системи. У загальному випадку він визначається конструкцією комлевої частини лопаті та її кріпленням до втулки. Конструкція комлевої частини лопаті суттєвио впливає на рух лопаті в площині змаху і в площині обертання і,

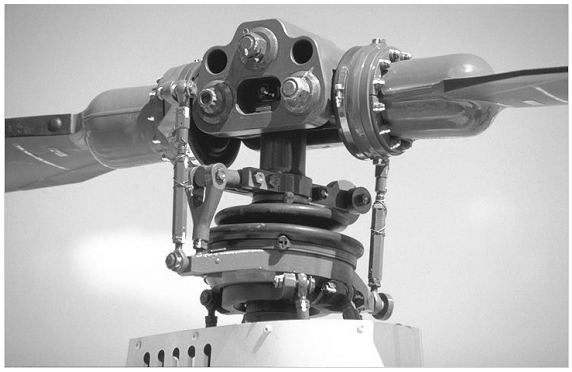
отже, на характеристики керованості вертольота, його вібрації, навантаження і аеропружну стійкість.

Відмінність типів НГ визначається наявністю горизонтальних (ГШ) і вертикальних (ВШ) шарнірів, а отже, і тією обставиною, чи здійснює лопать поворот як жорстке тіло чи наявні вигинисті деформації її комлевої частини. Наразі можна виділити чотири основні типи несучих гвинтів:

- шарнірний НГ (рис. 8.2, а);
- напівжорсткий НГ (рис. 8.2, б);
- безшарнірний НГ (рис. 8.2, в);
- «жорсткий» НГ.



а



б



в

Рис. 8.2. Типи несучих гвинтів:
а – шарнірний (Мі-24В); б – напівжорсткий (Robinson R-22);
в – безшарнірний (AS 355 [Ecureuil 2])

Шарнірний несучий гвинт

На гвинтах даного типу кожну лопать приєднують до втулки окремо, зазвичай за допомогою трьох шарнірів: горизонтального, вертикального і осьового. Головна перевага шарнірних НГ полягає в тому, що кожна лопать здійснює маховий рух незалежно внаслідок дії аеродинамічних і інерційно-масових сил. Завдяки цьому відбувається значне зменшення вигинистих навантажень (оскільки згинальний момент у шарнірі дорівнює нулю). Шарнірний несучий гвинт є класичним конструктивним розв'язанням проблеми компенсації навантажень у комлевій частині лопаті і моментів на втулці. Його концепція є досить простою, а аналіз руху лопаті як жорсткого тіла не є занадто складним.

Неприємною особливістю шарнірного НГ є низька моментна характеристика – при малому виносі осі ГШ моменти тангажа та крену практично не передаються з лопаті на втулку. Це призводить до зниження рівнів керованості, демпфірування і динамічної стійкості (особливо на малих швидкостях польоту і на висінні), до звуження експлуатаційного діапазону центрувань.

Подібна конструкція має низку суттєвих недоліків. Необхідність зміщення і винесення осей ГШ і ВШ призводить до збільшення габаритних розмірів і, отже, маси втулки. Введення в конструкцію ВШ зумовило потребу встановлювати механічний демпфер хитання, щоб уникнути нестійкості типу «земний резонанс». Все це призводить до ускладнення конструкції, багатодетальності, необхідності забезпечення надійного мастила рухомих елементів.

Підшипники ГШ і ВШ працюють у дуже напружених умовах, тому що передають одночасно силу тяги і відцентрову силу лопаті на втулку. Відтак можна відзначити, що ця втулка потребує великого обсягу робіт із технічного обслуговування. Її використання призводить також до суттєвого збільшення шкідливого опору вертольота. Заміна звичайних «механічних» підшипників на ті, що самозмащуються, торсіонні або еластомірні дозволяє значно спростити конструкцію і експлуатацію.

Даний тип НГ попри досить суттєві недоліки став найбільш поширеним.

Напівжорсткий несучий гвинт

Назва даного типу НГ є недостатньо точною, оскільки вона асоціюється з жорстким гвинтом. Проте напівжорсткий НГ є шарнірним гвинтом із загальним центральним шарніром. Можна виокремити два класи НГ, що реалізовують цей принцип:

– гвинт типу гойдалки (із втулкою із загальним ГШ);
– несучий гвинт на кардані (карданний гвинт).

Несучий гвинт на кардані зазвичай має дві або три лопаті, з'єднані із втулкою за допомогою одного ОШ (ГШ і ВШ відсутні). Втулку кріплять на вал головного редуктора за допомогою універсального шарніра – кардана.

По суті, карданний гвинт є аналогом гвинта із втулкою, що коливається, і, отже, має подібні недоліки та переваги. Таку конструкцію широко використовують на втулках несучих гвинтів.

Безшарнірний несучий гвинт

Безшарнірний НГ іноді відносять до класу «жорстких» гвинтів. Це не зовсім коректно для сучасних конструкцій, оскільки лопать або приєднуючий елемент має велику гнучкість. Лопать прикріплюють до втулки консольно за допомогою тільки ОШ (або елемента, що виконує його роль), при цьому ГШ і ВШ відсутні. Функції шарнірів реалізовані за допомогою пружних деформацій елементів втулки або комлевих частин лопатей. Розроблення і розвиток такого типу НГ стали можливими після появи композиційних матеріалів, що відповідають вимогам високої пружності, малої щільності і високої втомної міцності.

Такий тип НГ має простішу конструкцію (порівняно з шарнірними), що реалізовується завдяки відключенню шарнірів, підшипників, обмежувачів тощо, завдяки чому зменшується шкідливий опір і спрощується технічне обслуговування.

«Жорсткий» несучий гвинт

«Жорсткий» НГ є своєрідним аналогом пропелера. Зазвичай термін означає безшарнірні гвинти зі збільшеною жорсткістю лопаті в площині обертання і площині змаху. Такі лопаті, що мають мінімальну гнучкість, призначені для сприйняття надзвичайно високих навантажень, що вигинають. Для даних НГ характерна відсутність ГШ, ВШ, обмежувачів звіса лопаті й демпферів.

«Жорсткі» гвинти зазвичай створюють для апаратів, чия конфігурація частково відрізняється від класичного вертольота. Першою роботою в цьому напрямі було розроблення гвинта ABC (Advanced Blade Concept) – гвинта, що реалізовує концепцію випереджаючої лопаті.

Несучий гвинт є джерелом вібрацій, і вже розроблено цілу низку методів зниження рівня вібрацій фюзеляжу в цілому або окремих його частин.

Найбільшого поширення набув спосіб установлення динамічних гасителів коливань на втулку і лопаті. Їхній принцип роботи оснований на явищі антирезонансу – припиненні коливань захисної маси.

Наприклад, установлення біфілярного (підвішеного в двох точках) маятника масою 90 кг на вертольотах Мі-8 дозволила зменшити рівень вібрацій із частотою п'ятої гармоніки в 3.5 раза залежно від режиму польоту.

8.1.3. Лопаті несучого гвинта

Лопаті несучого гвинта є найбільш відповідальним і навантаженим агрегатом вертольота, що забезпечує створення потрібної піднімальної сили. Вона має задовольняти доволі різноманітні й суперечливі вимоги:

1) забезпечення статичного звісання лопаті на стоянці (кінець лопаті не має торкатися інших елементів планера);
2) забезпечення вимог статичної міцності: напруження, що діє в лонжероні лопаті від відцентрових сил у польоті і від масових сил на стоянці, не має перевищувати допустиме напруження;
3) забезпечення необхідного запасу по флатеру;
4) відсутність резонансних коливань;
5) отримання рівня динамічного напруження, що забезпечує необхідний ресурс;
6) забезпечення достатньої жорсткості лопаті на згин у площинах тяги і обертання, а також на кручення;
7) набуття високих аеродинамічних якостей;
8) забезпечення невисокої (за ресурсом) вартості й технологічності.

Завдання й особливості конструювання лопатей

Основною особливістю лопаті НГ є робота під дією змінних за часом навантажень. Ці навантаження не лише залежать від режимів роботи літального апарата, але і значною мірою визначаються характеристиками маси та жорсткості самої лопаті.

Процес конструювання лопаті полягає у визначенні характеристик жорсткості, маси і геометричності основних її конструктивних елементів. При цьому доводиться вирішувати складні конструктивно-технологічні задачі, враховуючи суперечливі вимоги, і передусім – вимоги забезпечення високої втомної міцності й ресурсу. Крім того, при створенні конструкції лопаті необхідно також прагнути до зниження її маси, оскільки вона визначає величину відцентрової сили, що діє на лопать, зчленування, втулку НГ. Однак треба пам'ятати про низку обмежень: характеристики маси, діапазону махового руху, за мінімально здійсненними з погляду технології розмірами деталей.

Зазвичай робота, яка спрямована на конструювання лопатей, складається з таких етапів:

1) формування конструктивно-силової схеми (КСС) лопаті;
2) вибір матеріалів для окремих елементів конструкції;
3) визначення геометричних характеристик основних силових і конструктивних елементів перерізу лопаті на підставі умов статичної міцності конструкції;
4) розрахунок характеристик маси, жорсткості й центрування лопаті;
5) розрахунок власних частот вигинистих коливань лопаті і перевірка динамічної міцності конструкції;

6) розрахунок на міцність вузла кріплення лопаті;
7) вибір технологічних процесів, що забезпечують високу втомну міцність силових елементів лопаті, тобто технологічне опрацювання конструкції.

Вибір КСС лопаті

При виборі конструктивно-силової схеми (КСС) лопаті необхідно визначити всі конструктивні елементи за їхнім функціональним призначенням. У загальному випадку вважають, що лопать складається з лонжерона, нервюр, стрингерів і обшивки, тобто в принципі з тих самих елементів, що і крило літака. Однак компонування і виконання цих елементів доволі специфічні, що пояснюється особливостями вантаження лопаті в процесі експлуатації. Типову КСС перерізу лопаті показано на рис. 8.3.

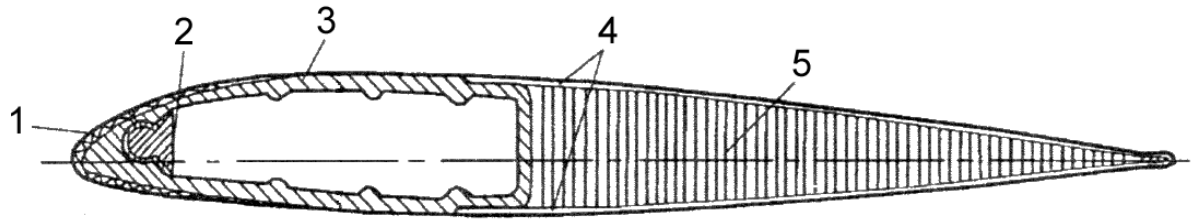


Рис. 8.3. Типова КСС перерізу лопаті:
1 – пакет протиабразивної накладки, нагрівача і прокладки діелектрика; 2 – противофлатерний вантаж; 3 – лонжерон;
4 – обшивка хвостового відсіку; 5 – заповнювач хвостового відсіку

Формування конструктивно-силової схеми лопаті значною мірою залежить від типу НГ (варіантів кріплення лопатей до втулки). Так, для шарнірних втулок (із горизонтальним і вертикальним шарнірами) можна використовувати довільну конструкцію лопаті, а для безшарнірних і на карданній підвісці – бажано вибирати лопаті із працюючою хвостовою частиною. На сьогоднішній день відомо безліч КСС лопатей, розроблених фірмами Англії, Франції, Росії, США та ін. (рис. 8.4).

При розгляді поперечного перерізу практично будь-якої лопаті можна виокремити два основні елементи конструкції – лонжерон і хвостовий відсік.

Лонжерон – основний силовий елемент, що сприймає подовжню і поперечні сили, вигинальні й обертальні моменти.

Хвостовий відсік – найчастіше несиловий елемент, що формує аеродинамічний профіль перерізу лопаті.

Можна виділити два основні типи лонжеронів – трубчастий і контурний.

Трубчастий лонжерон має вільну форму поперечного перерізу, не вписану в профіль лопаті. Такий тип конструкції виявляється найбільш простим з погляду технології. Але він має малий опір згину і дає найбільш

невдалу резонансну діаграму при коливаннях у площині тяги. У лопатей, оснащених трубчастим лонжероном із непрацюючою на згин обшивкою, найрізкіше виявляються резонанси на режимі малих швидкостей польоту, що і є визначальним чинником для їх втомної міцності й ресурсу. Такі лопаті мають приблизно однакові частоти власних коливань у площині змаху і площині обертання. Істотною перевагою конструкції лопаті з використанням трубчастого лонжерона є його захищеність каркасом, що запобігає можливості механічних пошкоджень в експлуатації.

Контурний лонжерон вписаний в передню частину профілю. Це дозволяє рознести матеріал на максимальну відстань від осей жорсткості, що збільшує жорсткість лопаті, знижує діюче напруження і, отже, дозволяє знизити її масу. Для контролю втомного руйнування матеріалу застосовують так звану систему сигналізації пошкоджень лонжерона. Використання контурних лонжеронів дозволяє зменшити масу протифлатерних вантажів, тому що сам лонжерон є значною масою, зосередженою в передній частині лопаті. Цей тип лонжеронів дає можливість реалізувати максимальну жорсткість як на згин, так і на обертання. Із зростанням жорсткості лопаті зростають і частоти власних коливань. Це призводить до того, що одні частоти можуть віддалятися від збуджуючих гармонік (тобто від резонансу), а інші – наближатися до них.

Контурні лонжерони можуть бути двох типів: із пресованої заготовки або набірними з окремих подовжніх елементів. Найбільшого поширення набули пресовані лонжерони. Проте при їх використанні дуже важко забезпечувати сукання і змінювати профіль лопаті по розмаху. Необхідна висота профілю забезпечується тільки фрезеруванням зовнішньої поверхні. Така конструкція краще всього відповідає прямокутній лопаті (звуження $\eta=1$) і виявляється вигідною при масовому випуску лопатей.

Збільшення жорсткості в площині змаху може бути досягнуто за рахунок збільшення відносної товщини профілю. Але в цьому випадку спостерігається значне зростання профільного опору, що знижує аеродинамічну якість несучого гвинта. При використанні контурних лонжеронів збільшення жорсткості в площині тяги може бути досягнуто завдяки використанню декількох контурів (див. рис. 8.4, м, н). Це також дозволяє підвищити живучість лопаті.

Жорсткість у площині обертання у контурних лонжеронів можна збільшити за рахунок відносної ширини лонжерона. Однак при відносній ширині лонжерона понад 0,4 спостерігається значний зсув назад центру ваги перерізу лопаті, що призводиь до зменшення запасу по флатеру і потребує установлення більшого за масою протифлатерного вантажу. За аналогією із площиною змаху можливе збільшення жорсткості в площині обертання шляхом введення декількох горизонтальних контурів (рис. 8.5). Таке розв'язання також дозволяє збільшити обертальну жорсткість і реалізувати просте і надійне кріплення комля лопаті до втулки за

допомогою з'єднання "вухо - вилка" (кожен контур автоматично утворює вушко стикового вузла при намотуванні лонжерона з ПКМ).

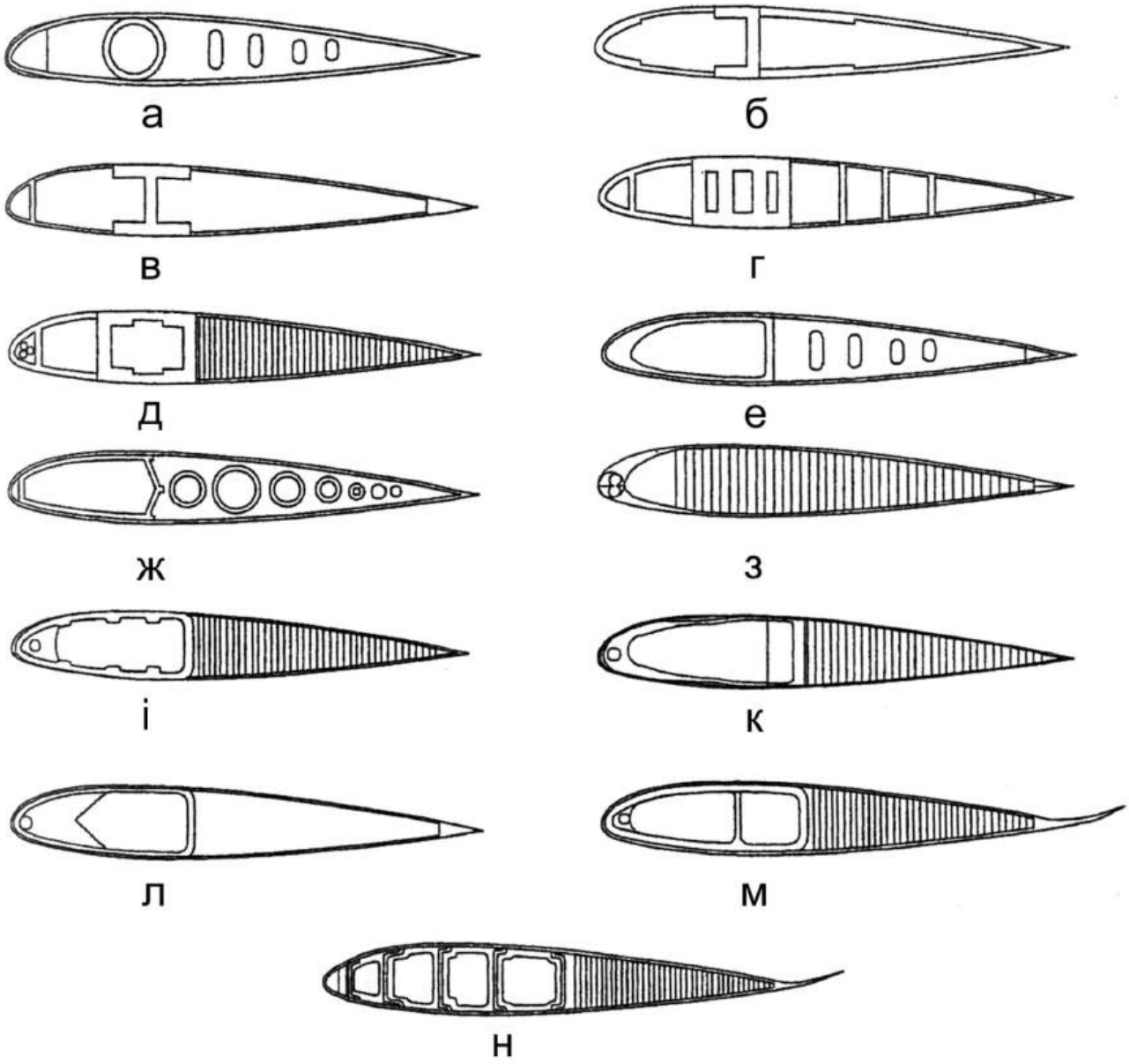


Рис. 8.4. Конструктивно-силові схеми поперечного перерізу лопатей НГ вертольотів:
а – Мі-2, Мі-4, Мі-6; б, в, г, д – тестові схеми; е – Belvedere;
ж – Н-21В, СР-47А Sea King; з – Н-16 Piasecki;
і – Мі-8, Мі-24, Мі-28Н, СН-47D Chinook;
к – Sea king, Westland 30, Lynx, ЕН-101А;
л – AS.335 Ecureuil, AS.365 Dofen;
м – Но-50, Но-52, Мі-43; н – АН-64 Apache

Вибір КСС має забезпечувати необхідні характеристики жорсткості й резонансу лопаті. Як наочний приклад можна навести організацію самостійних хвостових відсіків у залонжеронній частині лопаті.

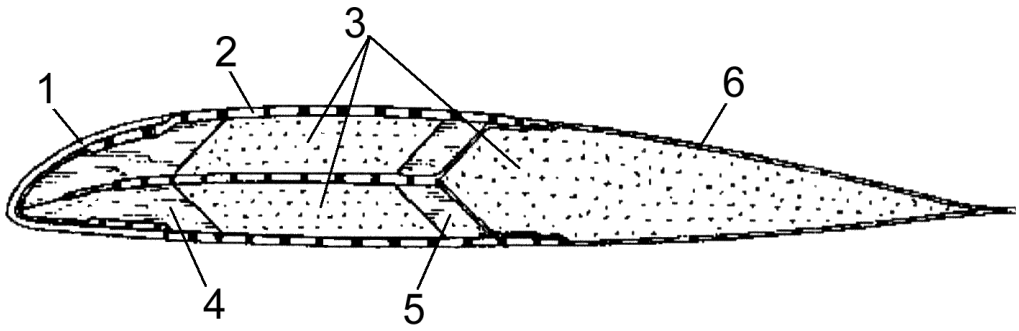


Рис. 8.5. КСС перерізу лопаті з лонжероном із двох горизонтальних контурів:
1 – пакет протиабразивної накладки і нагрівача; 2 – лонжерон із двома горизонтальними контурами; 3 – заповнювач; 4 – передній підсилюючий пояс; 5 – задній підсилюючий пояс; 6 – обшивка хвостової секції

Обшивка є найбільш навантаженим елементом конструкції хвостового відсіку. Вона передає на лонжерон відцентрову силу відсіку, вигинальні моменти, що створюються аеродинамічними й інерційними силами, і деформується в зоні прикріплення разом з лонжероном (рис. 8.6). Основна мета організації хвостових відсіків – уникнути участі обшивки в роботі при вигинистих коливаннях лопаті, а отже, і не мати в матеріалі обшивки змінного напруження з великою амплітудою.

Відповідно за наявності лонжерона, що має високу жорсткість на згин у площині обертання, необхідність у такому пристрої відсутня. В цьому випадку задня кромка може виконуватися цільною і збільшувати жорсткість лопаті, якщо це допустимо резонансною діаграмою.

Вибір КСС лопаті здійснюється одночасно з підбором матеріалів і аналізом можливих методів виготовлення елементів конструкції.

Варіант конструкції лопаті з пресованим лонжероном (Мі-8) показано на рис. 8.7.

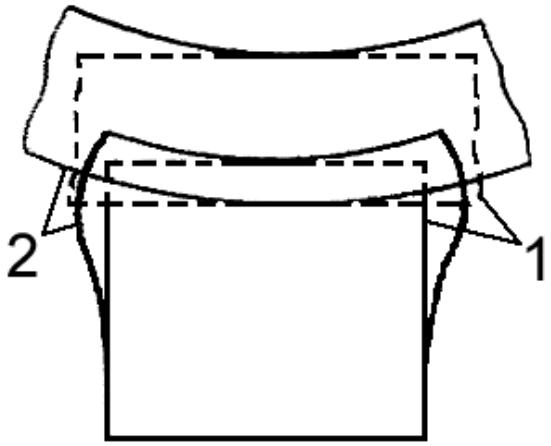


Рис. 8.6. Деформація відсіку через згин лонжерона:
1 – лонжерон і обшивка до деформації;
2 – лонжерон і обшивка після деформації

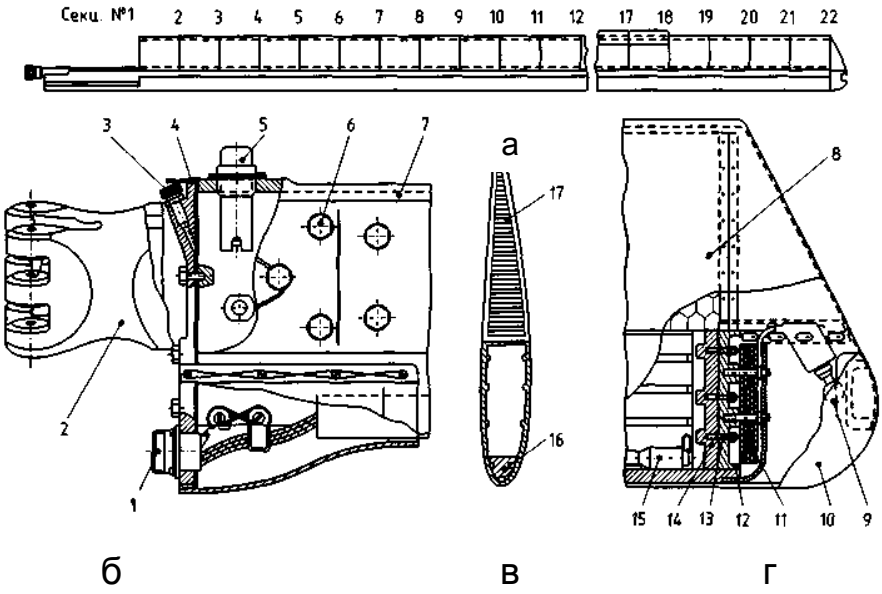


Рис. 8.7. Лопать несучого гвинта з пресованим лонжероном:
а — загальний вигляд; *б* — комлева частина; в — переріз; *г* — кінцева частина; *1* — штепсельне рознімання; *2* — наконечник лопаті; *3* — зарядний вентиль системи сигналізації про пошкодження лонжерона; *4* — заглушки; *5* — сигналізатор пошкодження лонжерона; *6* — болти кріплення наконечника до лонжерона; *7* — лонжерон; *8* — частина відсіку лопаті; *9* — лампа контурного вогню; *10* — захисна накладка; *11* — пластини вантажу балансування; *12* — заглушка порожнини лонжерона; *13* — гумовий вкладиш; *14* — притиск; *15* — гвинтовий упор; *16* — противага; *17* — стільниковий наповнювач

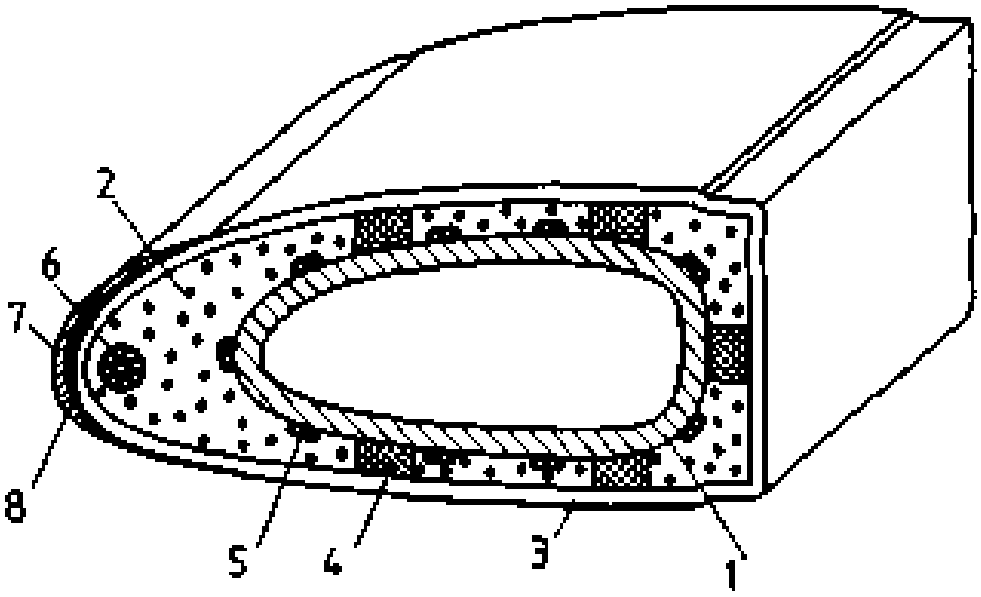


Рис. 8.8. Носова частина лопаті змішаної конструкції

Змішана конструкція лопаті, впроваджена на вертольоті Мі-26 (рис. 8.8), – це сталевий лонжерон, склопластиковий каркас. Лонжерон і вушки комлевого стику виконані як єдине ціле. До складу носової частини лопаті

належать: сталевий трубчастий лонжерон *1,* наповнювач пінопласту *2,* склопластикова обшивка *3,* канал системи виявлення пошкодження лонжерона *5*, пакет *6* електричної системи протизаморожувача, протиабразивне оковування *7* і нагрівальна накладка *8.* Лонжерон сприймає всі навантаження від носової частини і хвостових відсіків. Вони передаються на лонжерон за допомогою спеціальних компенсаторів *4,* виготовлених зі склопластику, що як подовжні нервюри носової частини лопаті пов'язують обшивку лопаті з лонжероном. Стільниковий наповнювач виготовлений із спеціального паперу типу «номекс», що має високий опір втомі і корозійну стійкість.

Лопаті з композиційних матеріалів (рис. 8.9) порівняно з лопатями, що мають металевий лонжерон, відрізняються:

- можливістю створювати і точно витримувати при виготовленні форму профілю;
- великим ресурсом і надійністю;
- великою питомою міцністю;
- нечутливістю до концентраторів напруження;
- повільним і обмеженим поширенням втомних тріщин;
- високою корозійною стійкістю;
- внутрішнім демпфіруванням, корисним для поглинання енергії коливань;
- високою технологічністю і меншою трудомісткістю виготовлення.

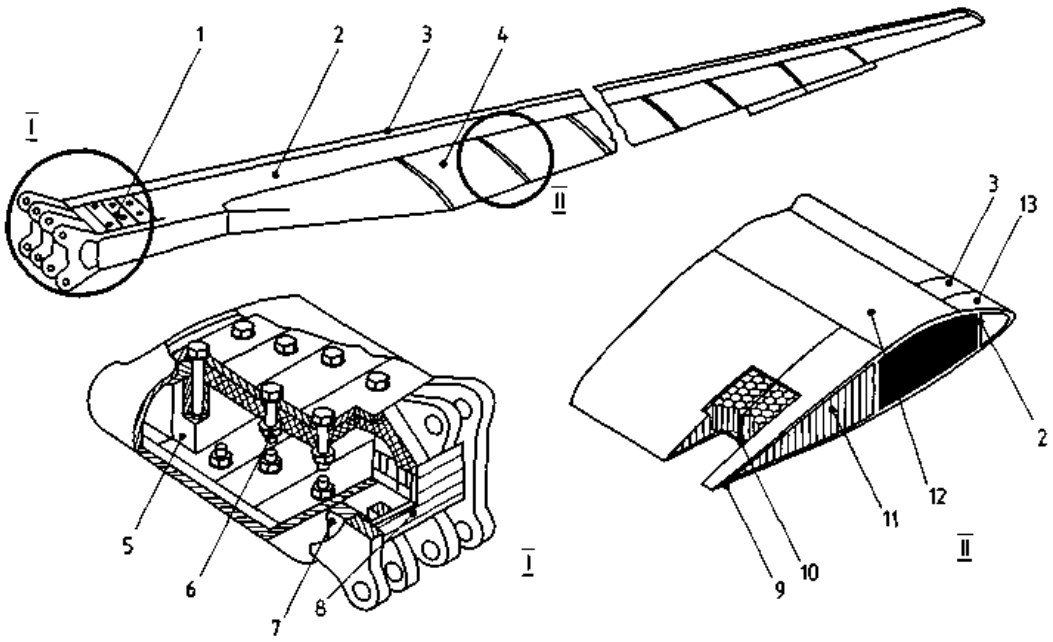


Рис. 8.9. Лопать несучого гвинта із склопластиковим лонжероном:
1 — вузол кріплення лопаті; 2 — лонжерон; 3 — *гумове* покриття;
4 — *хвостова* секція; 5 — бобишка; 6 — *болт* кріплення вузла лопаті;
7 — кришка лонжерона; 8 — *комлеві* вантажі балансувань;
9 — хвостовий стрингер; 10 — *гумовий* вкладиш;
11 — *стільниковий* наповнювач; 12 — *обшивка;* 13 — *оковування*

8.1.4. Втулки несучих гвинтів

Втулка призначена для кріплення лопатей і передачі обертального моменту з вала головного редуктора, а також для сприйняття і передачі на фюзеляж сил і моментів несучого гвинта.

Безпосереднє конструювання втулки зазвичай складається з таких основних етапів:

1. Визначення експлуатаційних навантажень і умов вантаження елементів втулки.
2. Розроблення попередньої конструкції основних елементів втулки.
3. Вибір матеріалу, що має необхідні характеристики міцності, і технології виготовлення деталі.
4. Вибір величини напруження, що допускається з урахуванням умов вантаження конфігурації деталей і вибраного матеріалу.
5. Визначення величин розрахункового напруження ($\sigma_{\text{розр}}$, $\tau_{\text{розр}}$) у найбільш небезпечних перерізах попередньо пророблених деталей. Мають виконуватися умови

$\sigma_{\text{розр}} \le [\sigma]_{\text{доп}}$ і $\tau_{\text{розр}} \le [\tau]_{\text{доп}}$.

У разі невиконання даних умов необхідно уточнити розміри перерізів так, щоб умови виконувалися. Якщо переріз має надмірну міцність, то необхідно виконати його ослаблення.

6. Конструкторське вдосконалення деталей: уточнення розмірів з урахуванням конструктивних і технологічних міркувань, узгодження з діючими стандартами і нормами.

Головними показниками, що характеризують досконалість конструкції втулок несучих гвинтів, є такі: маса втулки, ресурс і можливість його подальшого збільшення, простота і зручність обслуговування, технологічність деталей і несучих вузлів, здатність підшипників, рівень напруження в деталях, що підпадають дії змінних навантажень, ефективність демпферів лопатей.

Схеми втулок несучих гвинтів

Конструктивна схема втулки визначається типом несучого гвинта. Можна виділити чотири основні типи: шарнірний, напівжорсткий, безшарнірний і «жорсткий» НГ.

На рис. 8.10 зображено чотири типові втулки НГ. Можливі схеми втулок НГ показано на рис. 8.11. Найчастіше вони є різновидом згаданих вище втулок.

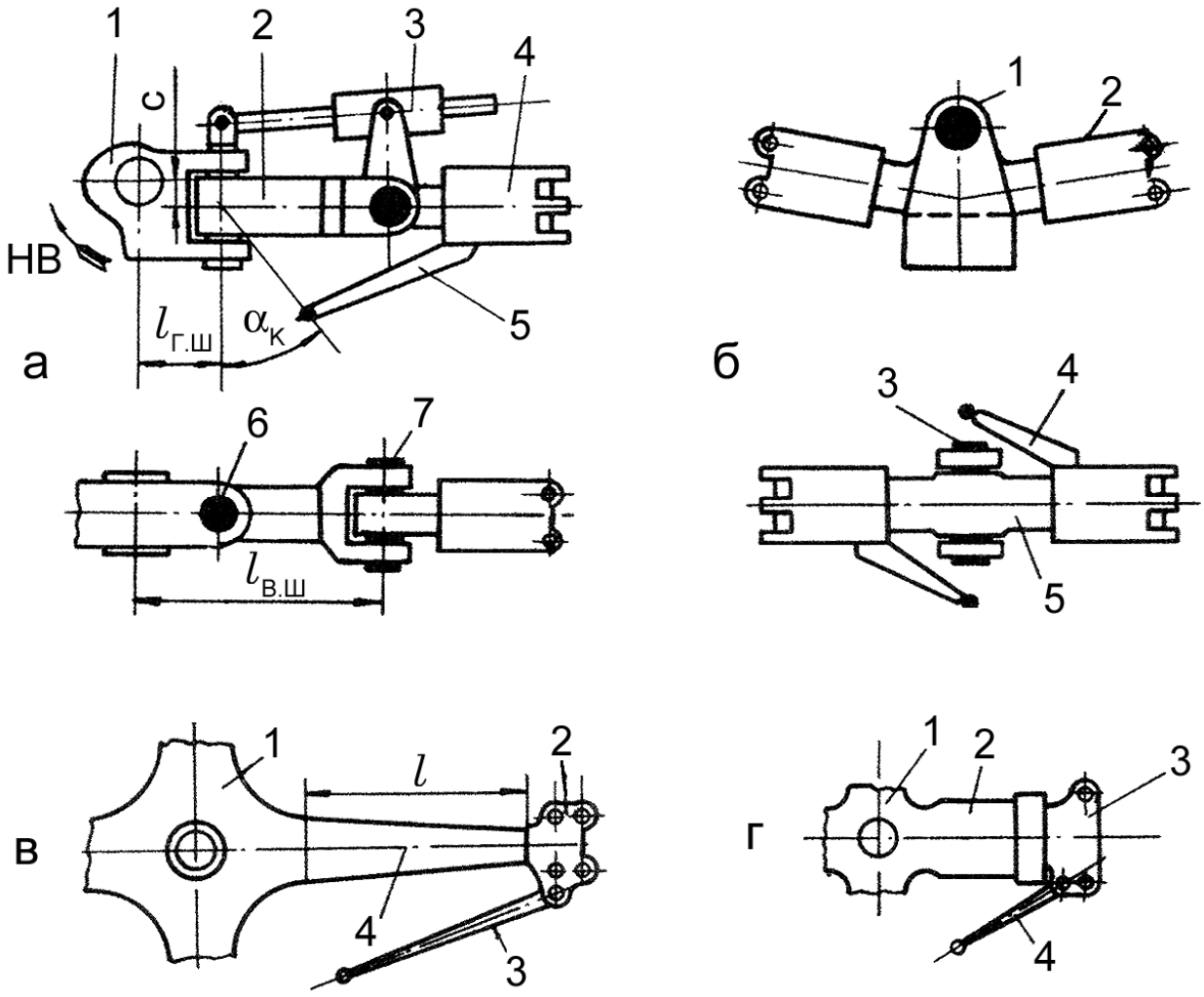


Рис. 8.10. Основні типи конструкції втулок НГ вертольотів:
а – втулка із шарнірним кріпленням лопатей:
1 – корпус; 2 – проміжна ланка; 3 – демпфер; 4 – осьовий шарнір (ОШ);
5 – поводок лопаті; 6 – горизонтальний шарнір (ГШ); 7 – вертикальний шарнір (ВШ);
б – втулка із загальним ГШ:
1 – корпус; 2 – ОШ; 3 – ГШ; 4 – поводок лопаті; 5 – коромисло;
в – безшарнірна втулка:
1 – корпус; 2 – вузол кріплення лопаті і поводок; 3 – поводок;
4 – пружний рукав – торсіон;
г – жорстке кріплення лопатей:
1 – корпус; 2 – ОШ; 3 – вузол кріплення лопаті і поводок; 4 – поводок

Вибір схеми втулки визначається призначенням ЛА, а також традиціями конструкторського бюро або фірми. Варіюючи типи втулок, можна суттєво змінити характер навантаження самої втулки і комлевої частини лопаті, керованість вертольота, вирішити деякі задачі динаміки польоту. Крім цього, тип втулки може значно впливати на аеродинаміку вертольота в цілому.

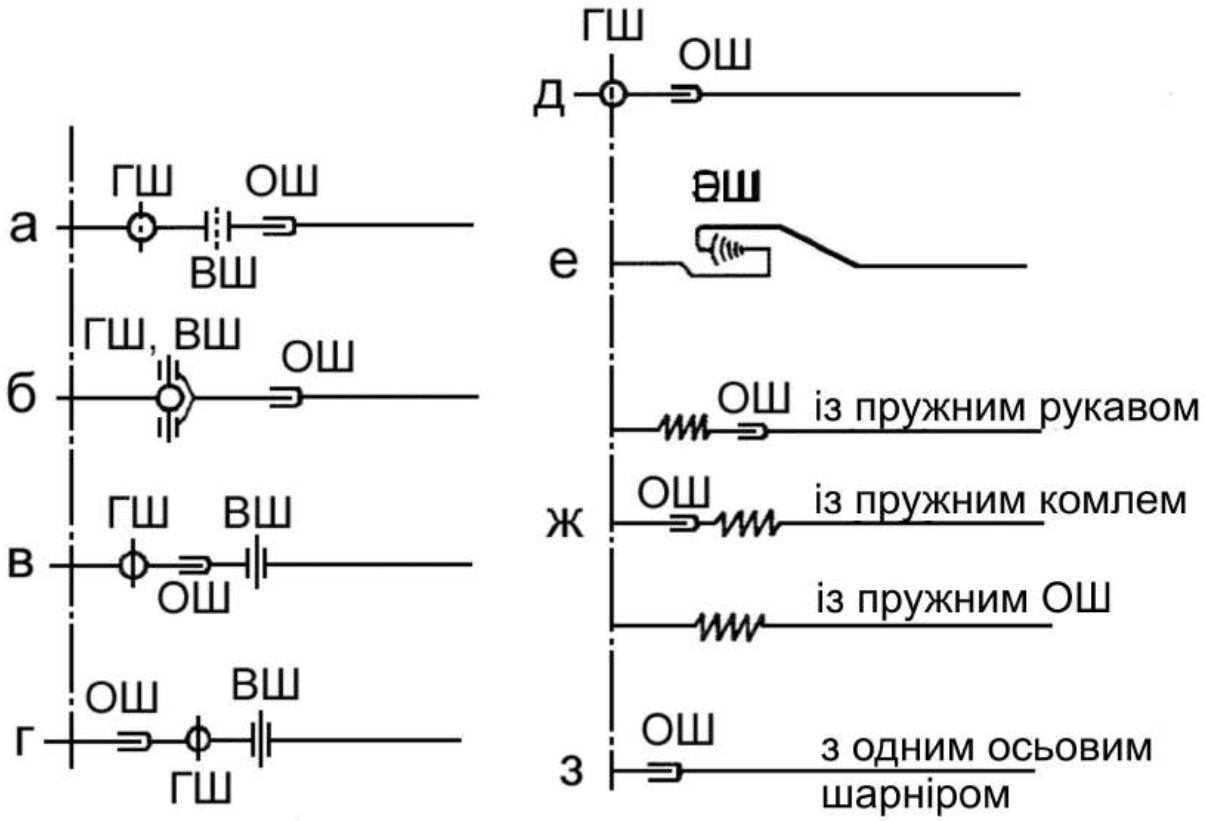


Рис. 8.11. Характерні схеми втулок несучого гвинта:
а – класична трьохшарнірна; б – із пересічними ГШ і ВШ;
в – із винесеним ВШ; г – із винесеними ГШ і ВШ; д – на кардані;
е – з еластомірним загальним шарніром; ж – безшарнірні;
з – «жорсткі» гвинти

Геометричні параметри втулок

На серійних вертольотах до останнього часу використовували здебільшого несучі гвинти із шарнірним кріпленням лопатей до втулки. Разом із тим нині дедалі більшого поширення набувають гвинти з безшарнірним кріпленням лопатей до втулки за допомогою відповідних пружних елементів.

Основні геометричні параметри втулки, що визначають передачу всіх навантажень з лопатей на фюзеляж, а також характеристики стійкості і керованості вертольота:

1) відстань від осі обертання втулки до осей горизонтальних шарнірів (рознесення горизонтальних шарнірів) – $\ell_{г.ш}$;
2) відстань від осі обертання втулки до осей вертикальних шарнірів (рознесення вертикальних шарнірів) – $\ell_{в.ш}$;
3) винесення вертикальних шарнірів – b;
4) кут компенсатора змаху – α_k.

Схему втулки НГ із шарнірним кріпленням лопатей показано на рис. 8.12.

Для виготовлення деталей втулки рекомендується використовувати сталі електрошлакової переплавки, що мають мінімальну кількість шкідливих домішок.

У зв'язку з широким використанням безшарнірних НГ як матеріал для втулок вибирають ПКМ (склопластики, органопластики, вуглепластики та їх з'єднання).

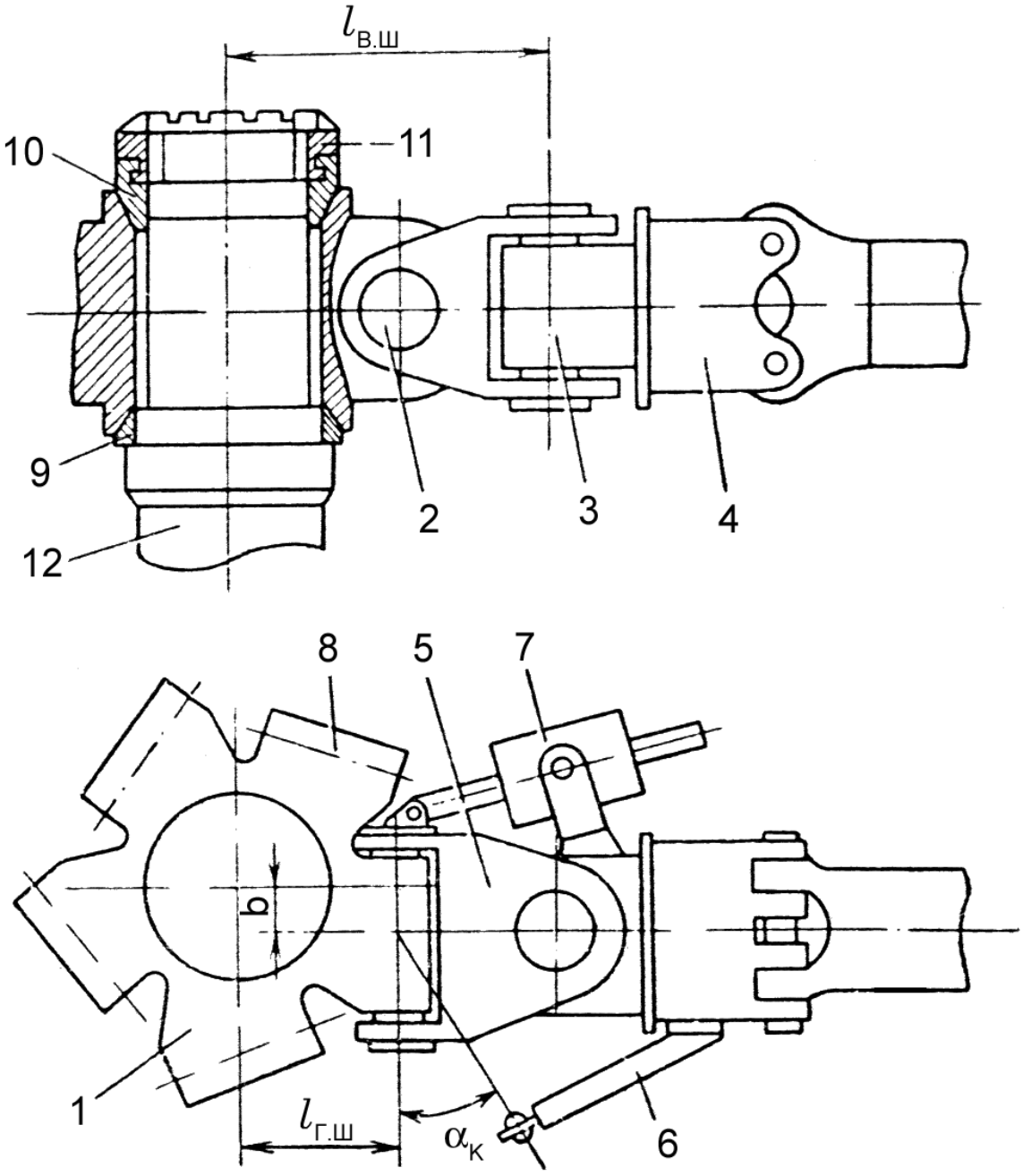


Рис. 8.12. Схема втулки НГ із шарнірним кріпленням лопатей:
1 – корпус; 2 – горизонтальний шарнір; 3 – вертикальний шарнір;
4 – осьовий шарнір; 5 – скоба; 6 – важіль повороту лопаті;
7 – демпфер вертикального шарніра; 8 – вушко; 9 – нижнє кільце;
10 – верхнє кільце; 11 – гайка; 12 – вал редуктора

8.2. РУЛЬОВІ ГВИНТИ

Рульовий гвинт (РГ) призначений для урівноваження реактивного моменту НГ, забезпечення шляхової керованості і стійкості вертольота одногвинтової схеми. РГ встановлюють на кілі (або в ньому) поза зоною обертання й інтенсивного аеродинамічного впливу НГ.

Як і несучий гвинт, РГ складається з втулки і лопатей. За конструктивним виконанням виділяють декілька типових схем РГ – традиційний (що тягне або штовхає), Х-подібний, фенестрон.

Найбільшого поширення набув штовхаючий РГ. Це пов'язано з тим, що втрати сили тяги штовхаючого РГ у декілька разів менші, ніж тягнучого. Крім того, виключається додаткове динамічне навантаження балки пульсуючим повітряним потоком, відкиданим РГ.

Х-подібний РГ утворений двома дволопатевими гвинтами, встановлений співвісний на одному валу під певним кутом один до одного і на певній відстані один від одного. Так, на вертольоті АН-64А «Apache» гвинти встановлені під кутом 55 і 125º один до одного. Таке розташування дозволяє зменшити аеродинамічну взаємодію кінцевих вихорів кожної пари лопатей, що зближують. Завдяки цьому підвищується аеродинамічна ефективність (збільшується ККД) і зменшується рівень шуму порівняно зі звичайним гвинтом.

У деяких випадках на вертольотах як РГ використовують фенестрон – багатолопатевий гвинт у кільцевому каналі, що встановлюється безпосередньо в кілі (рис. 8.13). Кожну лопать кріплять до втулки за допомогою ОШ. Профіль кіля має певну кривизну і скручення, щоб у горизонтальному польоті створювати сили, спрямовані в той же бік, що і тяга фенестрона. Така конструкція має низку переваг: спеціально спроектований профіль кільця дозволяє створювати додаткову тягу, кільце забезпечує надійну безпеку обслуговуючого персоналу і безпеку маневрування біля землі, кільова поверхня забезпечує зниження потрібної потужності в горизонтальному польоті, осьовий перебіг потоку в кільці дозволяє спростити конструкцію втулки, розміщення осі фенестрона на осі хвостового вала дає змогу відмовитися від проміжного редуктора.

До недоліків фенестрона відносять: доволі значні потрібні потужності на режимі висіння, збільшення шуму і аеродинамічного опору на режимі горизонтального польоту (за рахунок установлення кільця).

Вибір схеми РГ здійснюється на етапі загального проектування вертольота.

8.3. СИСТЕМА ПРИВОДУ ГВИНТА

Система приводу гвинта вертольота — трансмісія — передає потужність від двигунів споживачам: несучому і рульовому гвинтам, енергетичним системам (гідравлічній, електричній та ін.).

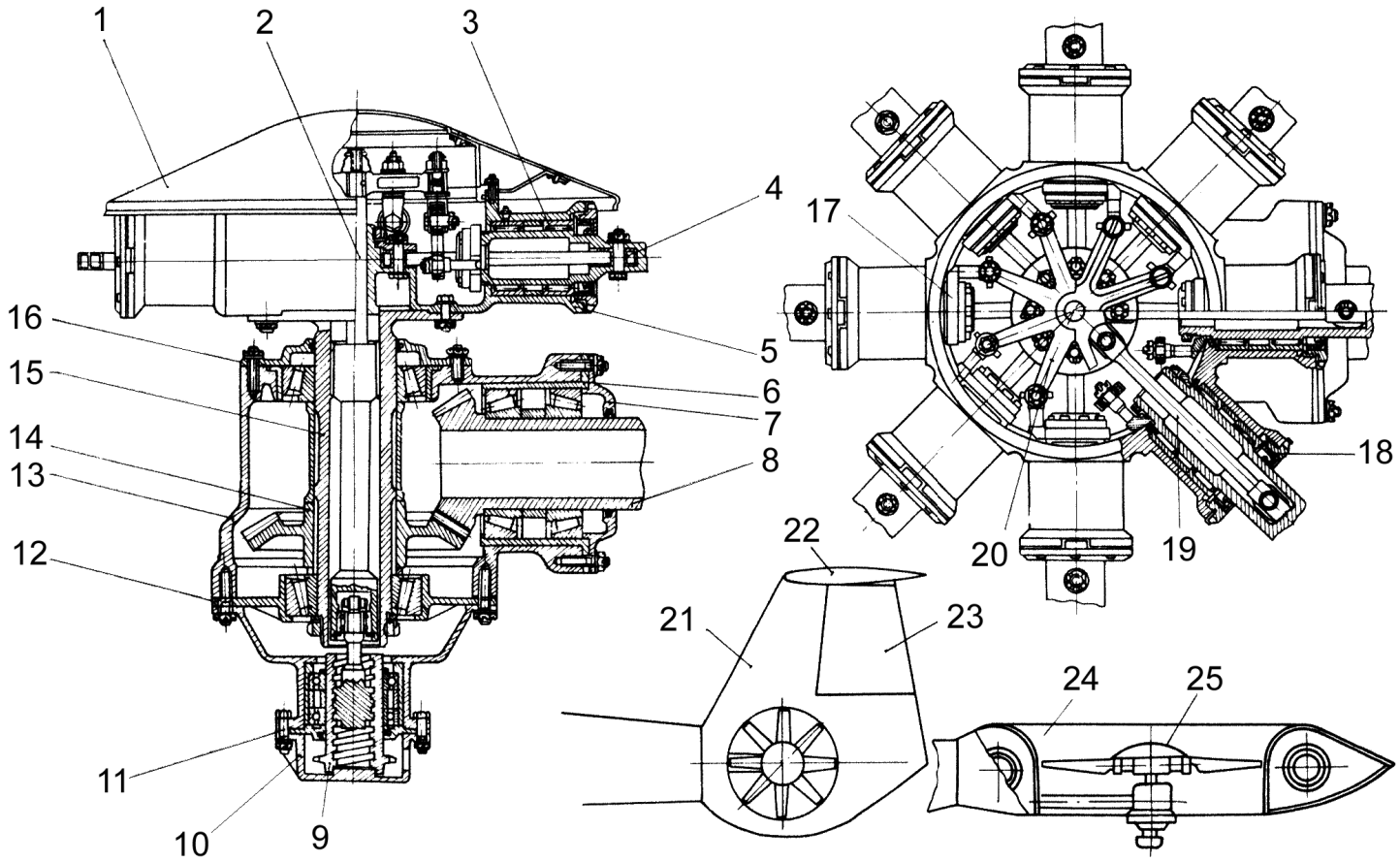


Рис. 8.13. Схема фенестрона:
1 – обтічник втулки; 2 – валик керування; 3 – підшипник; 4 і 19 – торсіон; 5 – корпус рукава; 6 – сталева втулка; 7 – кришка; 8 – хвостовий вал; 9 – механізм керування; 10 – кришка механізму керування; 11 – болт; 12 – діафрагма з упорним підшипником; 13 – корпус редуктора; 14 – тяжна шестірня; 15 – вал; 16 – передня кришка редуктора; 17 – поводок керування; 18 – ущільнення; 20 – "паук" керування; 21 – кіль; 22 – стабілізатор; 23 – руль повороту; 24 – корпус фенестрона; 25 – гвинт фенестрона

Склад трансмісії визначається типом вертольота і може містити: головний і проміжний редуктори, редуктор рульового гвинта, сполучні і синхронізуючі вали з муфтами, опори валів, вентилятори системи охолодження, муфти вільного ходу, гальмо несучого гвинта.

До системи приводу гвинта висувають такі вимоги:

- при відмові певного двигуна багатодвигунового вертольота решта працюючих двигунів має забезпечувати привід кожного гвинта, робота якого необхідна для польоту і керування; рульовий гвинт, необхідний для керування на режимі авторотації однодвигунового одногвинтового вертольота, має приводитися до руху несучим гвинтом після його від'єднання від двигуна;
- необхідно, щоб кожна система приводу гвинта мала муфту вільного ходу для автоматичного роз'єднання з несучим і допоміжними гвинтами у разі відмови двигуна;
- якщо в системі приводу гвинта використовують пристрій обмеження обертального моменту, то його розміщення має бути таким, щоб забезпечувалося тривале керування вертольотом під час роботи цього пристрою;
- якщо потрібна установка відповідного положення гвинтів з метою виключення їх схльостування, то конструкція кожної системи приводу має забезпечувати постійне надійне співвідношення фаз за будь-якого робочого режиму;
- якщо є засоби для гальмування гвинта, то керування цією системою має бути незалежним від двигуна;
- допоміжні агрегати повинні, як правило, мати «слабку ланку» для захисту вузлів системи приводу від дії надмірного обертального моменту.

Конструктивно-кінематичні схеми приводу гвинта вертольотів

Привід одногвинтового вертольота містить (рис. 8.14): головний редуктор *2,* гальмо несучого гвинта *3*, вал рульового гвинта *4,* проміжний вал *6,* проміжний редуктор *5*, хвостовий редуктор *7*, вал приводу вентилятора *1* мастилоповітряного радіатора. Потужність від двигуна надходить на головний редуктор *2* та потім через нього розподіляється на привід несучого, рульового гвинтів, а також привід агрегатів, що забезпечують роботу різних систем вертольота.

Детальніше агрегати трансмісії розглянуто у відповідних розділах курсу.

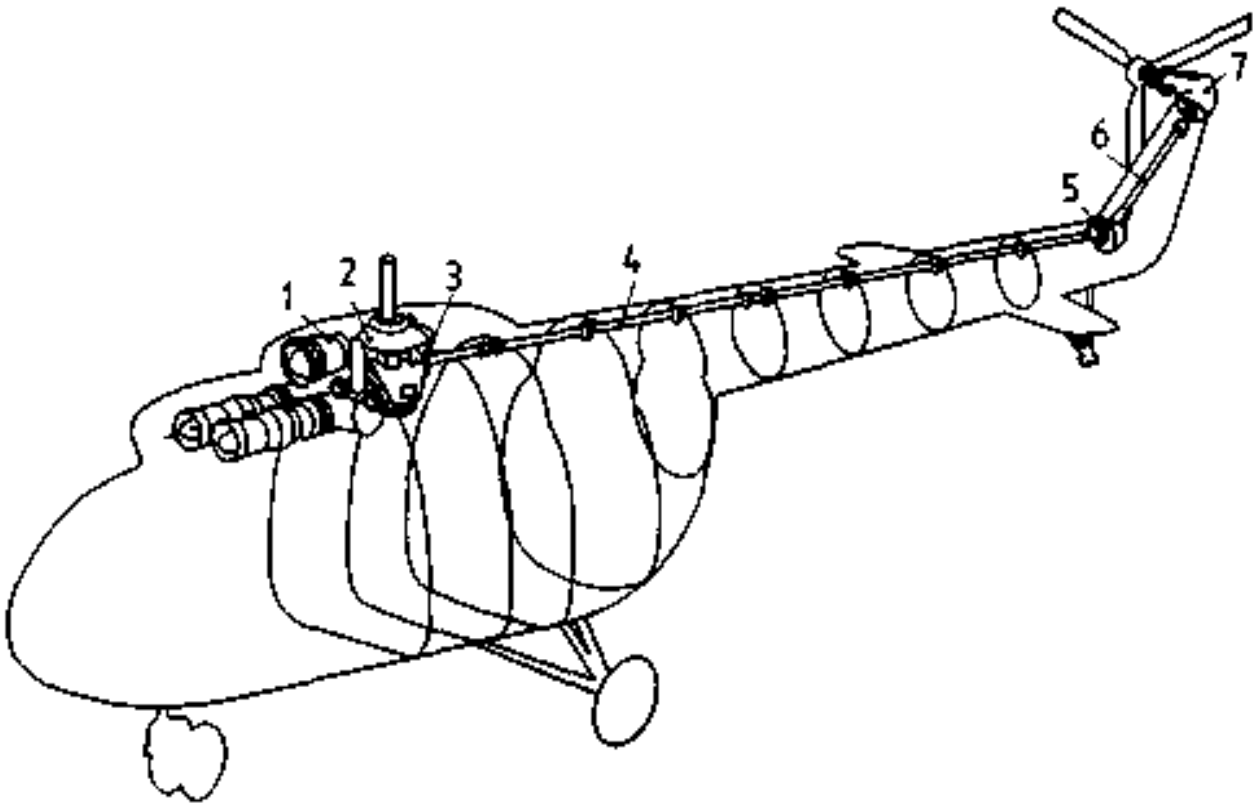


Рис. 8.14. Трансмісія одногвинтового вертольота Мі-8

8.4. СИСТЕМА КЕРУВАННЯ

Основна система керування вертольотом призначена для зміни траєкторії руху вертольота, його балансування і стабілізації на заданих режимах польоту.

Траєкторія руху вертольота змінюється під дією сил і моментів, що створюються несучими і рульовими гвинтами для вертольота одногвинтової схеми, несучими гвинтами – для вертольотів дво- і багатогвинтової схем.

Керування силами і моментами, що створюються несучим і рульовим гвинтами, здійснюється на вертольоті по чотирьох каналах керування – подовжнього, поперечного, шляхового і вертикального.

Канали подовжнього і поперечного керування пов'язані з ручкою керування циклічним кроком НГ, канал шляхового керування з педалями, канал вертикального переміщення з ручкою "крок–газ".

Система керування сучасним вертольотом є сукупністю механічних, гідравлічних, електричних і електронно-обчислювальних пристроїв, що забезпечують вирішення таких задач:

– пілотування вертольота (зміна траєкторій польоту) льотчиком в неавтоматичному і напівавтоматичному режимах;

– автоматичне керування вертольотом на режимах і етапах польоту, передбачених ТТВ;
– створення достатньої потужності для відхилення засобів керування;
– забезпечення на вертольоті необхідних характеристик стійкості й керованості вертольота;
– стабілізація встановлених режимів польоту;
– підвищення безпеки польоту шляхом своєчасного сповіщення екіпажу про підхід до небезпечних (за швидкістю, висотою, перевантаженням, кутами атаки, ковзання, крену та іншими параметрами) режимів польоту і подача, за можливістю, команд на відхилення засобів керування, що перешкоджають виходу на ці режими.

Проектування системи керування вертольотом починається після визначення його основних масових і аеродинамічних параметрів. Вибирають засоби керування і перевіряють (розрахунковим шляхом або експериментальними продуваннями) їх ефективність на всіх можливих режимах польоту. Потім виконують розрахунки потрібних відхилень засобів керування і шарнірних моментів на них при різних режимах польоту, включаючи аварійну посадку на режимі авторотації. Визначають максимальні необхідні відхилення засобів керування і відхилення балансувань цих засобів на різних режимах горизонтального польоту.

Моделювання процесів руху проектованого вертольота на аналогових ЕОМ дозволяє визначити необхідні засоби автоматизації системи керування, встановити допустимі межі зміни параметрів елементів системи, за яких забезпечується стійкість контуру керування. За даними відхилень засобів керування при різних маневрах, а також за умовами стійкості контуру керування знаходять необхідні характеристики кінематичної передачі від важелів до засобів керування і характеристики завантаження важелів керування. При розрахунку потрібних характеристик завантаження враховують також вимоги до обмеження максимальних кутів відхилення засобів керування на деяких режимах польоту, що накладаються умовами міцності конструкції вертольота.

Все перераховане вище складає основу проектування системи керування.

У цілому ж для конструктивного опрацювання елементів системи керування необхідно:

1) визначити склад системи керування та її елементи;
2) отримати початкові дані для проектування системи:
   – відхилення (характеристики балансувань) балансувань засобів керування (лопатей несучого і рульового гвинтів) на різних режимах польоту, включаючи відмовні;
   – потрібні відхилення і швидкості переналагодження засобів керування при маневрах і стабілізації (визначити

перевантаження, що розташовуються, характеристики розгону і гальмування і розворотів);
- величини зміни шарнірних моментів на засобах керування при різних режимах польоту;
- інерційні характеристики засобів керування;
- потрібні характеристики демпфірування засобів керування для забезпечення необхідних флатерних характеристик;

3) розробити принципові схеми керування з приєднання до них виконавчих механізмів систем завантаження, автоматизації та гідропідсилювачів;
4) одержати кінематичні залежності відхилень засобів керування від відхилення важелів керування;
5) визначити характеристики завантаження важелів керування;
6) виконати розрахунки характеристик і параметрів гідропідсилювачів приводу поверхонь керування;
7) розробити принципову схему і виконати розрахунки потужностей гідросистеми живлення гідропідсилювачів, включаючи різні випадки відмови;
8) вибрати принципові або структурні схеми і закони роботи автоматичних систем. Виходячи з обсягу завдань, що вирішуються на вертольоті, вибрати оптимальні передавальні числа від автопілота в режимі стабілізації;
9) опрацювати компонування важелів та інших елементів системи керування в кабіні;
10) здійснити ув'язку розміщення основних агрегатів системи керування з елементами конструкції та інших систем вертольота.

Лише потім можна приступати до конструктивного опрацьовування елементів системи керування вертольотом (наприклад, елементів механічної проводки, механізмів завантаження, монтажу гідросистеми тощо).

Останнім етапом розроблення системи керування є виготовлення стендових установок для комплексного відпрацювання системи керування, здійснення відповідних доопрацювань, підготовки екіпажу вертольота до першого вильоту і відпрацювання методики пілотування.

На стендах і створеному першому вертольоті здійснюють доведення системи керування і визначають частотні характеристики системи й окремих агрегатів, усувають можливі коливання, проводять дослідження при різних відмовах.

За результатами льотних досліджень виконують остаточне доведення системи керування вертольота.

На рис. 8.15 показано типову схему системи керування, що використовують на вітчизняних одногвинтових вертольотах.

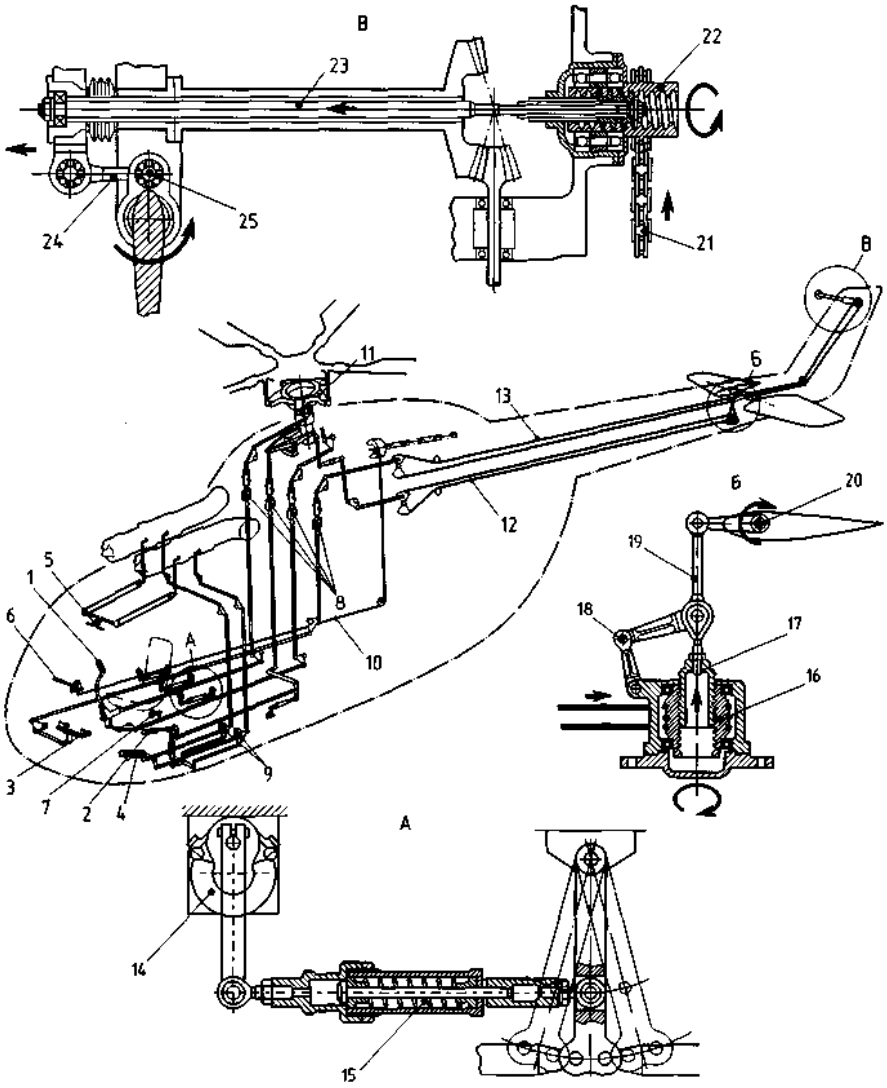


Рис. 8.15. Типова схема системи керування одногвинтового вертольота:
1 — ручка керування *циклічним* кроком; *2* — важіль керування загальним кроком; *3* — педаль; *4* — важелі роздільного керування двигунами; *5* — рукоять керування зупиненням двигунів; *6* — ручка керування гальмом несучого гвинта; *7* — рукоятки керування пожежними кранами; *8* — гідропідсилювачі; *9* — диференціальний механізм роздільного керування двигунами; *10* — тросова проводка гальма несучого гвинта; *11* — автомат перекосу; *12* — тросова проводка керування стабілізатором; *13* — тросова проводка керування хвостовим гвинтом; *14* — електромеханічна муфта; *15* — пружинний механізм; *16* — барабан, що обертається, із закріпленим на ньому тросом; *17* — шток, що переміщається поступально; *18* — шліц-шарнір; *19* — тяга; *20* — вісь, відносно якої відхиляється стабілізатор; *21* — втулково-роликовий ланцюг; *22* — корпус зірочки, що обертається; *23* — шток, що пересувається поступально; *24* — тяга; *25* — вісь повороту лопаті;
А — вузол установки завантажувальних механізмів у системі керування;
Б — гвинтовий механізм керування кутом установки стабілізатора;
В — керування кутом установки лопатей хвостового гвинта

Деякі напрями розвитку систем керування

Місце механічних систем займають електродистанційні системи керування (ЕДСК).

Створення таких систем відкриває нові якісні можливості для поліпшення характеристик стійкості і керованості вертольотів.

У цілому система керування сучасним вертольотом має містити: систему електродистанційного керування (ЕДСК), механічну частину системи керування (МЧСК) і систему поліпшення стійкості й керованості (СПС або САК – систему автоматичного керування), що є складовою пілотажно-навігаційного комплексу.

Уже зараз можливе використання єдиної багаторазово резервованої автоматичної системи керування (АБСК), що дозволяє здійснювати політ вертольота в різних режимах, аж до автоматичного заходження на посадку. Таку об'єднану систему керування можна назвати комплексною системою керування.

Системи ЕДСК уже встановлені на вертольотах S-70, Black Hawk, RAH-66, «Ансат» та ін.

8.5. КАРКАСНІ АГРЕГАТИ

Фюзеляж є корпусом вертольота і служить для розміщення екіпажу, пасажирів, вантажів та обладнання; з'єднує між собою несучий гвинт, крило, оперення, силову установку і шасі (рис. 8.16). Геометричні параметри і конфігурація фюзеляжу визначаються призначенням вертольота і його аеродинамічною схемою.

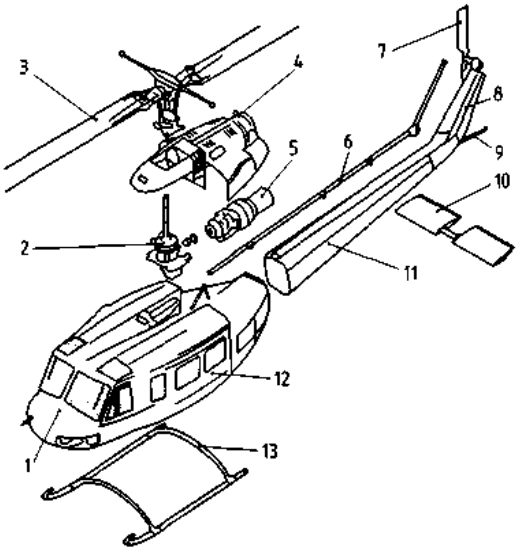


Рис. 8.16. Компонувальна схема одногвинтового вертольота з механічним приводом несучого гвинта:
1 — кабіна екіпажу; *2* — головний редуктор; *3* — несучий гвинт;
4 — обтічник двигуна; *5* — двигун; *6* — вал рульового гвинта;
7 — рульовий гвинт; *8* — кіль; *9* — хвостова опора; *10* — стабілізатор;
11 — хвостова балка; *12* — пасажирська (вантажна) кабіна;
13 — посадковий пристрій

Властивість вертольота виконувати будь-які переміщення у просторі зумовила його використання як вертольота-крана, здатного не лише транспортувати вантаж, але й забезпечити монтажні роботи з установлення цього вантажу на заданому об'єкті. Технологія роботи вертольота-крана визначила форму його фюзеляжу. Фюзеляж перетворився на силову балку, призначену для кріплення кабіни фюзеляжу й вузлів зовнішньої тросової підвіски або вантажних контейнерів (рис. 8.17).

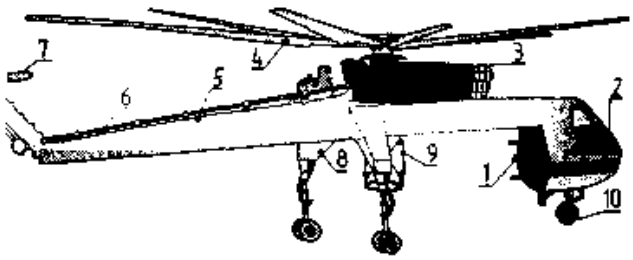


Рис. 8.17. Фюзеляж вертольота-крана S-64A:
1 — кабіна оператора; *2* — кабіна льотчиків; *3* — силова установка;
4 — несучий гвинт, *5* — силова балка фюзеляжу; *6* — вал несучого гвинта;
7 — несучий гвинт; *8* — стояки основного шасі;
9 — зовнішня підвіска вантажу; *10* — носовий стояк шасі

На вертольотах типу човна, що літає, фюзеляжу надається спеціальна форма його нижньої частини — човна. Вона має відповідати вимогам гідродинаміки — мати мінімальне навантаження при посадці вертольота на воду і мінімальну потрібну тягу несучого гвинта при вертикальному зльоті (рис. 8.18). Передня частина човна повинна мати пристрої, що унеможливлюють утворення бризок у зоні огляду льотчика і повітрозабірників двигунів. Необхідно, щоб вертоліт-амфібія мав необхідну стійкість, плавучість і колісне шасі для посадки на землю.

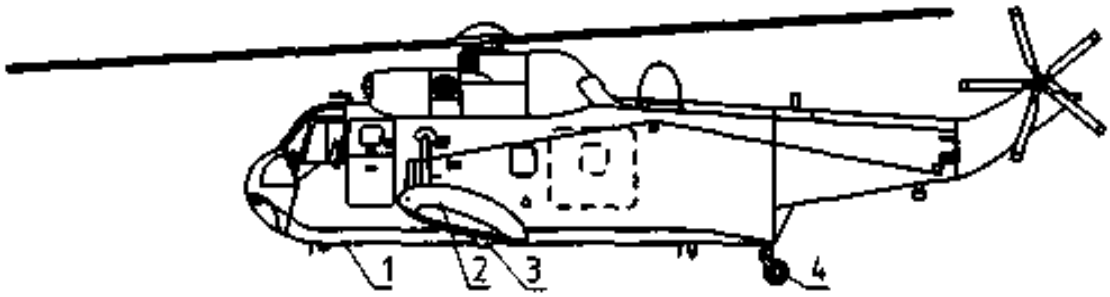


Рис. 8.18. Фюзеляж вертольота-амфібії S-61:
1 — нижня частина фюзеляжу у вигляді човна; *2* — обтічники-поплавці;
3 — основне шасі (прибирається в поплавці); *4* — хвостовий стояк шасі

Для перевезення вантажів усередині фюзеляжу створені спеціальні транспортні вертольоти (рис. 8.19). Конструкція фюзеляжів подібних вертольотів передбачає навантаження і розвантаження по вантажному

трапу (рампі) через вантажний люк всередину вантажної кабіни. Підлога вантажної кабіни має силову схему, що забезпечує сприйняття навантаження від колісних і гусеничних машин, контейнерів тощо, та їхню фіксацію в заданому положенні. Ці вертольоти можуть транспортувати вантажі з габаритними розмірами, що перевищують розміри вантажної кабіни, на зовнішній тросовій підвісці. На подібних вертольотах передбачається можливість монтажних операцій на режимі висіння.



Рис. 8.19.Вертоліт Мі-26

Універсальні вертольоти — літаюче шасі Ка-26, Ка-126, Ка-226. Фюзеляж цих вертольотів (рис. 8.20) є платформою, до якої крім кабіни екіпажу, головного редуктора із співвісним несучим гвинтом, двигунів і шасі можуть кріпитися різні модулі відповідного призначення: пасажирська кабіна, устаткування для проведення агрохімічних робіт та інші пристрої. Фюзеляж виконано у вигляді платформи прямокутної форми, до якої кріплять всі необхідні для польоту вертольота агрегати й устаткування.

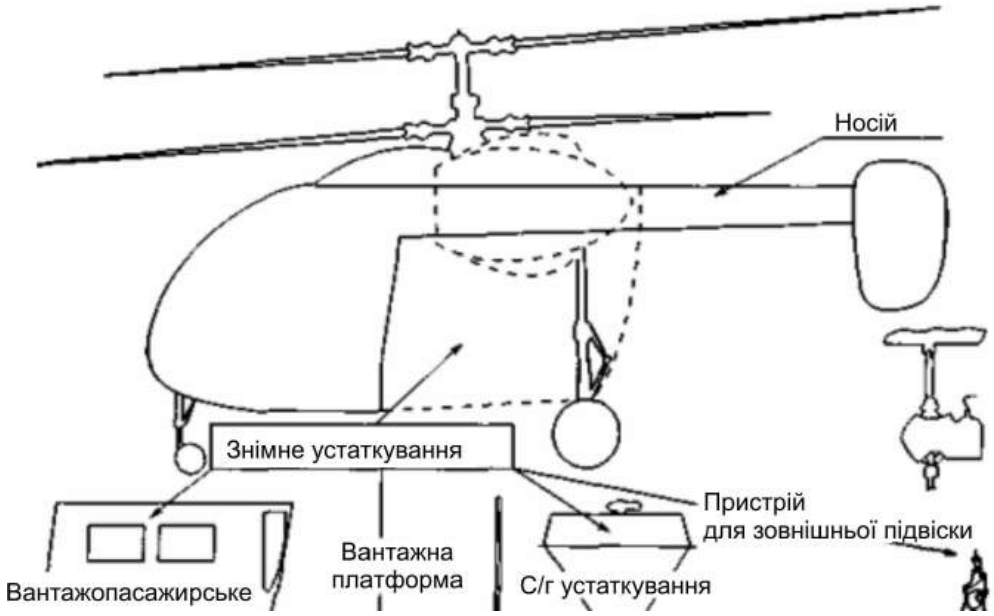


Рис. 8.20. Схема фюзеляжу універсального вертольота Ка-26

Конструкція фюзеляжу військових вертольотів має власну специфіку щодо забезпечення живучості силових елементів каркаса, виживання екіпажу, покидання вертольота екіпажем у разі аварійної посадки. На

ньому використовують безпечно ушкоджувані панелі підлоги кабіни, пристрої, що поглинають енергію удару вертольота.

Фюзеляж легких вертольотів (рис. 8.21) є кабіною, в якій розміщується льотчик і пасажири. Його силовий каркас є платформою, до якої кріплять крісла, елементи системи керування, головний редуктор із несучим гвинтом, силову установку, балку з рульовим гвинтом і полозкове шасі.

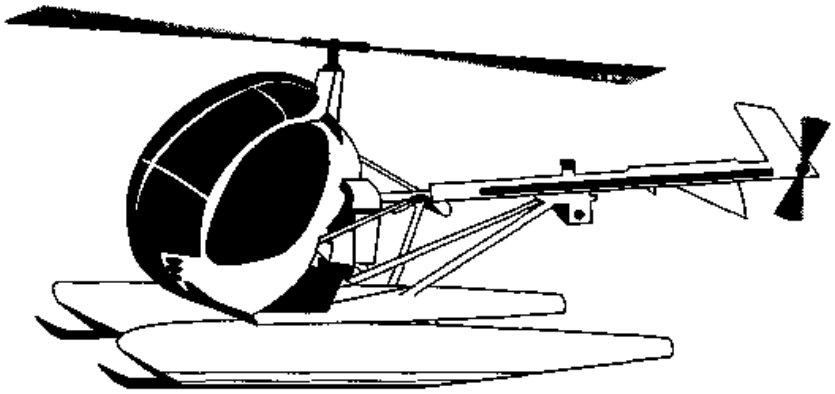


Рис. 8.21. Фюзеляж легкого вертольота Швейцер (Х'юз) 300С

Конструкція фюзеляжу пасажирського вертольота багато в чому визначається рівнем санітарно-технічних вимог усередині пасажирської кабіни, вимогами до пристрою аварійних виходів для пасажирів, тепло-, звукоізоляції і вентиляції.

У практиці вертольотобудування використовують накопичений в літакобудуванні досвід формування конструктивно-силових схем каркасних агрегатів. Фюзеляжі вертольотів виконують за балковою, фермовою або змішаною схемою. Силові елементи конструкції фюзеляжу — лонжерони, стрингери, шпангоути (нормальні, силові, стикувальні), обшивка мають те ж призначення, що і на фюзеляжі літака.

Методи оптимізації стиснених і розтягнутих панелей каркасних агрегатів мають загальний для авіації критерій — мінімальність маси конструкції при дотриманні вимог міцності, жорсткості, живучості, ресурсу, технологічності, експлуатаційної ефективності тощо. Методи проектування каркасних агрегатів детально викладені в роботі [2].

У вертольотобудуванні широко застосовують *балкову схему фюзеляжу.* У балковій конструкції максимально використовується внутрішній об'єм фюзеляжу, забезпечують всі вимоги аеродинаміки і технології.

Балкові фюзеляжі підрозділяють на два типи — лонжеронні та моноблокові.

Різновидом *моноблокової конструктивно-силової схеми фюзеляжу* є монокок. Монокок з однорідного матеріалу (алюмінієві сплави, композити) передбачає наявність обшивки та шпангоутів. Всі сили і моменти сприймає обшивка. Найчастіше монокок застосовують для хвостових балок вертольота. Багатошаровий монокок має тришарові панелі з тонкими

несучими шарами, підкріпленими стільниковими наповнювачами. Конструктивне виконання тришарових панелей досить різноманітне і визначається матеріалами зовнішнього і внутрішнього шарів, видом наповнювача, методом з'єднання зовнішніх шарів із наповнювачем.

Можливість застосування тонких обшивок, що добре підкріплюються стільниковим наповнювачем, який має невелику щільність, робить стільникові конструкції резервом зниження маси фюзеляжу. Висока питома міцність і стійкість до вібраційних і акустичних навантажень визначають все застосування стільникових конструкцій, що зростає, як силові елементи фюзеляжів вертольотів всіх вагових категорій.

У фюзеляжі фермової схеми силовими елементами є пояси ферми: лонжерони, стояки і розкоси у вертикальній і горизонтальній площинах. Фермову конструкцію використовують як основний силовий елемент фюзеляжу легких вертольотів і хвостових балок (рис. 8.22).

Завдання вибору раціональної конструктивно-силової схеми фюзеляжу вирішують непрямими методами із залученням вагових статистичних даних, параметричних залежностей і відомостей щодо силових схем попередніх конструкцій. Здебільшого тип конструкції фюзеляжу вибирають виходячи з вимог до вертольота, умов експлуатації і можливості виробництва. Завдання зводиться до пошуку кращого варіанта в межах заданого конструктивного типу.

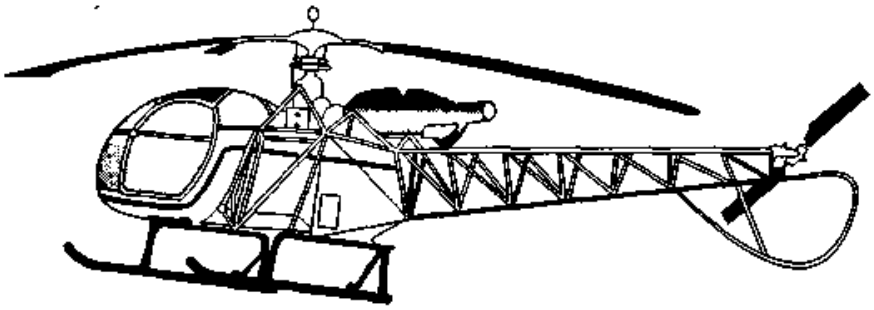


Рис. 8.22. Фюзеляж вертольота AS-315 «Лама»
з фермовою хвостовою балкою

Аеродинамічна асиметрія несучого гвинта з лопатями, що коливаються, є джерелом вібрацій на вертольоті. Вібрації передаються на фюзеляж через вузли кріплення головного редуктора. Усунення або ослаблення вібрацій здійснюється з метою:

- забезпечення комфорту екіпажу і пасажирів;
- зменшення втомних навантажень на конструкцію;
- запобігання від пошкоджень чутливого електронного обладнання, розміщеного на борту вертольота.

Відповідним вибором параметрів лопаті, втулки несучого гвинта, системи керування лопатями несучого гвинта, параметрів вала несучого гвинта і його матеріалу, застосуванням віброгасників на втулці несучого гвинта і у вузлах кріплення головного редуктора до елементів фюзеляжу повністю усунути вібрації не вдається через зміну реакції конструкції фюзеляжу за різних умов польоту вертольота. Тому конструювання

силових елементів фюзеляжу виконують з урахуванням вимог опори втомі [20]. Необхідно усувати концентратори сил і напруження в місцях з'єднань, не допускати фретинг-корозії в силових стиках, застосовувати тріщиностійкий (в'язкий) матеріал.

У практиці російського вертольотобудування широко застосовують клеєзварне з'єднання обшивки фюзеляжу з елементами каркаса (вертольоти Мі-2, Мі-24, Мі-26 та ін.). Таке з'єднання зменшує концентрацію напруження біля зварної точки завдяки частковому її розвантаженню клейовим з'єднанням. Крім того, наявність клейового шару між обшивкою і полицею стрингера, шпангоута виключає хімічну корозію від впливу вологи, що конденсує.

У практику серійного і дослідного виробництва вертольотів широко впроваджують волокнисті композиційні матеріали. На деяких експериментальних вертольотах фюзеляж повністю виконаний із тришарових панелей з використанням елементів, отриманих намотуванням скляних, графітових і органічних ниток у різних поєднаннях (рис. 8.23).

Перевагою композиційних матеріалів порівняно з ортотропними є можливість розташовувати армуючий матеріал за напрямом прикладеного навантаження, раціонально використовуючи масу матеріалу і змінюючи жорсткість силового елемента при відбудові від резонансних режимів коливань.

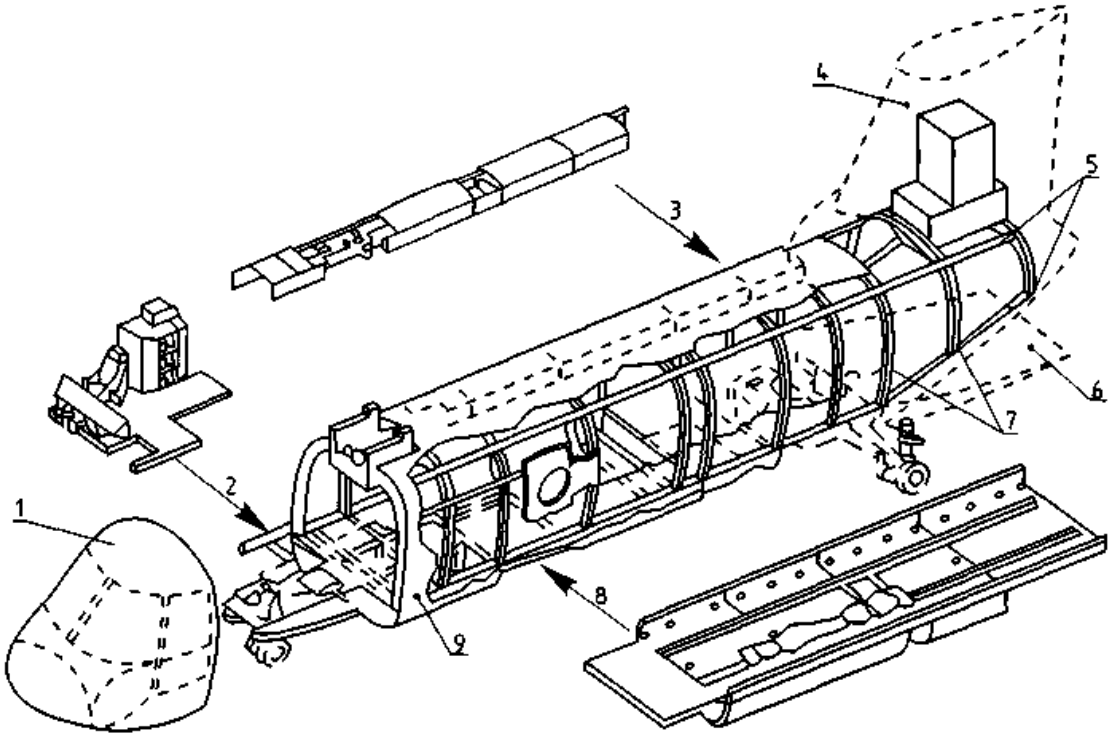


Рис. 8.23. Фюзеляж експериментального вертольота Боїнг-360:

1 — кабіна екіпажу; *2* — передній редуктор несучого гвинта; *3* — обтічник вала трансмісії; *4* — кіль-пілон; *5* — подовжні елементи фюзеляжу; *6* — вантажний трап; *7* — шпангоути; *8* — нижня панель фюзеляжу; *9* — тришарові панелі

Композиційні матеріали мають високий опір втомі і динамічну петлю пружного гістерезису, внаслідок чого високочастотні коливання демпфіруються елементами конструкції.

Крило, горизонтальне і вертикальне оперення вертольота. Крило на вертольоті може бути встановлено для вирішення таких завдань:

- розвантаження несучого гвинта на одногвинтовому вертольоті з метою підвищення швидкості польоту. Одночасне крило може виконувати роль лафета для підвіски вантажів на пілонах;
- кріплення і розвантаження несучих гвинтів, кріплення стояків шасі і розміщення паливних баків на гвинтокрилі поперечної схеми (рис. 8.24);

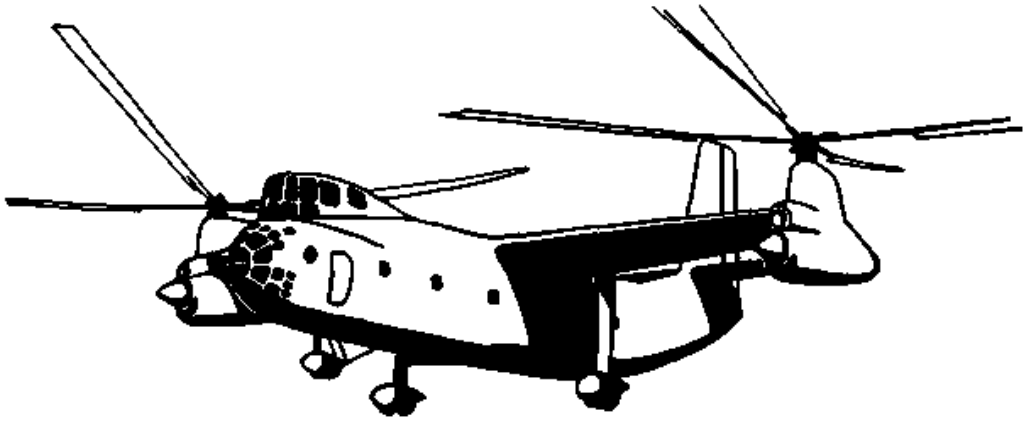


Рис. 8.24. Гвинтокрил поперечної схеми Ка-22

Кріплення несучого гвинта і створення піднімальної сили в горизонтальному польоті на перетворюваному апараті (рис. 8.25).

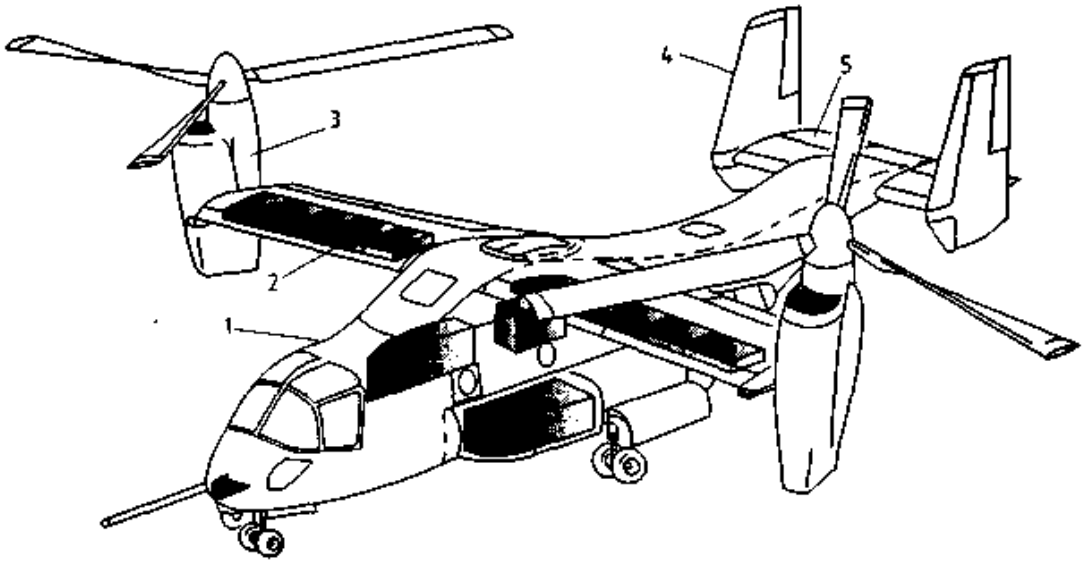


Рис. 8.25. Перетворюваний гвинтокрилий ЛА поперечної схеми з поворотними гвинтами V–22 «Оспрі»:
1 — фюзеляж; *2* — крило; *3* — поворотні гвинти із силовими установками; *4, 5* — вертикальне і горизонтальне оперення

Залежно від призначення крила змінюється величина і характер навантаження на його силові елементи.

Характер навантаження консолей крил перетворюваного гвинтокрилого ЛА поперечної схеми (наприклад, експериментальний апарат V-22) на вертолітному і перехідному режимах зумовив необхідність відбудови системи крило — несучий гвинт від аеропружних коливань різних форм. Одним із можливих раціональних шляхів розв'язання даної складної проблеми є використання волокнистих композиційних матеріалів у поясах кесона крила.

Всі принципи формування конструктивно-силової схеми консольного гвинтонесучого крила повністю застосовують у конструюванні стабілізатора і кіля.

Стабілізатор працює аналогічно крилу.

У процесі розрахунку подовжнього балансування вертольота з урахуванням максимального переднього і заднього центрування вирішується питання про доцільність зміни у польоті або на землі кутів установлення стабілізатора.

Кіль є консольною балкою, що навантажує хвостову балку крученням і згином. Кіль одногвинтового вертольота роблять стрілоподібної форми з компонувальних міркувань.

На верхній частині кіля встановлюють картер редуктора рульового гвинта. У кільовій балці проходить вал рульового гвинта. Для його монтажу і контролю в силовій схемі кільової балки необхідно передбачати люки або схемні панелі, тому силову схему кіля роблять лонжеронною: однолонжеронною із задньою стінкою або дволонжеронною. Стикування кільової балки до силових елементів хвостової балки здійснюють подібно до стикування крила із центропланом.

Якщо вал рульового гвинта з компонувальних міркувань може бути розміщений в носовій частині кіля, то носову частину роблять несиловою, у вигляді обтічника, а силову схему кіля роблять кесонного типу.

Оперення вертольота співвісної схеми складається з горизонтального (стабілізатор і руль висоти) і вертикального (два кілі із рулем напряму) і призначено для поліпшення характеристик подовжньої і шляхової стійкості, а також для шляхового керування вертольота за допомогою руля напряму на режимах польоту з поступальною швидкістю. Ефективність руля напряму зростає зі збільшенням швидкості горизонтального польоту. Для отримання високих характеристик шляхової стійкості вертольота на режимах польоту з поступальною швидкістю кілі вертикального оперення встановлюють під кутом до подовжньої осі вертольота, хвостиками назовні.

8.6. ШАСІ

Шасі вертольота за схемою і конструкцією багато в чому подібне до шасі літака і має аналогічні функції: забезпечує стоянку і пересування вертольота по землі при розгоні перед зльотом, пробігу після посадки, рулінні і буксируванні. Шасі приймає навантаження і розсіює велику частину кінетичної енергії вертольота при посадці.

До шасі вертольота висувають такі вимоги:

- можливості вільного, стійкого і керованого пересування вертольота по землі при розгоні, пробігу та рулінні;
- поглинання і розсіяння енергії ударів при посадці і пересуванні по землі з м'якою амортизацією вертольота при відносно невеликих перевантаженнях;
- демпфірування коливань типу «земний резонанс» (мимоволі виникаючих коливань вертольота на землі з наростаючою амплітудою);
- мінімального лобового опору (якщо шасі не прибирається у польоті).

Шасі вертольота може бути колісним, полозковим, поплавцем, човном (рис. 8.26). На деяких вертольотах використовують комбіноване шасі. Наприклад, на вертольоті-амфібії злітно-посадочним пристроєм є човен у поєднанні з колісним шасі, а на колісне шасі корабельного вертольота встановлюють балонети для виконання аварійної посадки на воду. На більшості вертольотів використовують колісне і полозкове шасі. Колісне шасі застосовують для вертольотів всіх вагових категорій. Полозкове шасі має простішу конструкцію, меншу масу і аеродинамічний опір, проте неможливість посадки вертольота з пробігом, зльоту з розгоном і рулювання роблять доцільним застосування шасі цього типу тільки на легких вертольотах.

Колісне шасі. Вертоліт із колісним шасі на стоянці має три (триколісне шасі) або чотири точки опори (чотириколісне шасі). У триколісному шасі дві опорні точки розташовують симетрично відносно подовжньої осі фюзеляжу вертольота поблизу його центру мас — це головні опори шасі. Третю опорну точку розташовують по осі фюзеляжу вертольота попереду головних опор — носова опора шасі або позаду головних опор — хвостова опора шасі.

У чотириколісному шасі на відміну від триколісного встановлюють дві носові опори. У вертольотів одногвинтової схеми на кінці хвостової балки є запобіжна опора з амортизацією з метою запобігання удару проміжного редуктора і рульового гвинта об землю при посадці вертольота на авторотації.

На більшості вертольотів застосовують шасі з носовим колесом, оскільки така схема забезпечує безпечнішу і простішу посадку вертольота в умовах поганої видимості, гарну шляхову стійкість при розгоні і пробігу.

Колісне шасі із хвостовим колесом часто використовують на бойових вертольотах, оскільки носове колесо заважає розміщенню і функціонуванню зброї, що встановлюється в носовій частині вертольота. Чотириколісне шасі доводиться використовувати тоді, коли центр мас вертольота розташований досить високо від землі.

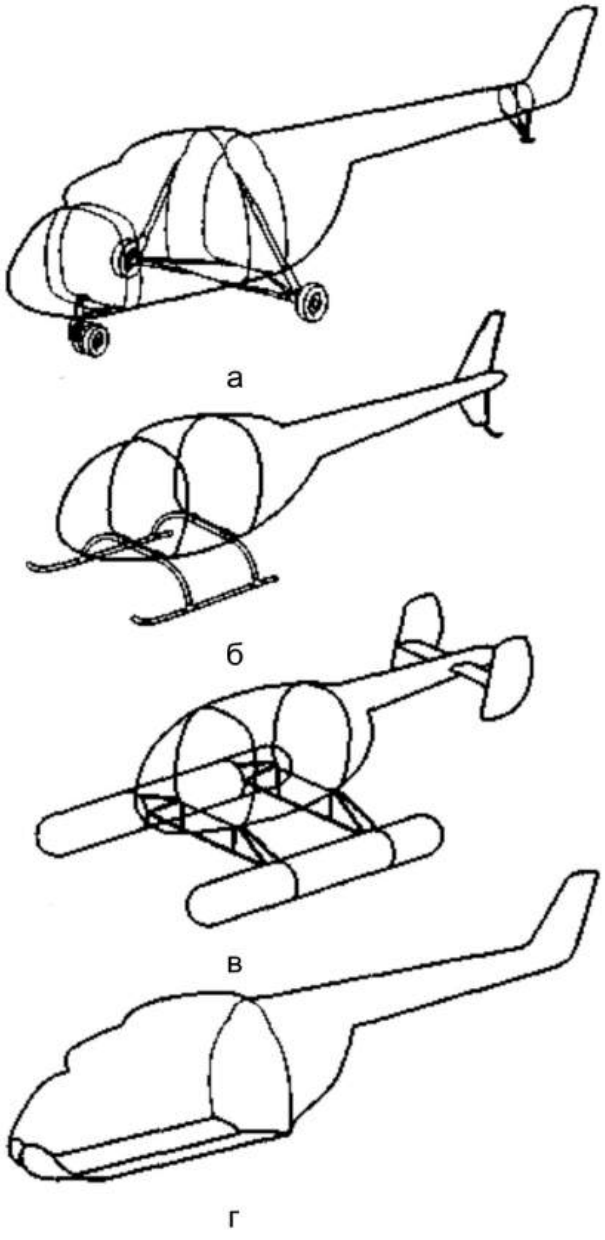


Рис. 8.26. Типи шасі:
а — колісне; *б* — полозкове; в — поплавець; г — човен

Основні параметри шасі з носовим колесом (рис. 8.27):

- відстань від переднього колеса до центру мас вертольота а;

- відстань від коліс головних опор шасі до центру мас вертольота b;
- база с;
- колія В;
- кут перекидання l;
- висота шасі h;
- протикапотажний кут γ.

Відстань від коліс головних опор шасі до центру мас вертольота вибирають виходячи з того, що на ці колеса має припадати 85...90 % ваги вертольота. Такий розподіл навантаження забезпечує подовжню стійкість вертольота і шляхове керування при маневруванні. Крім того, величина *b* має бути такою, щоб вертоліт при завантаженні через задній вантажний люк, осіданні на головні колеса і русі по землі не перекидався на хвостову запобіжну опору. Якщо база *с* мала, то на рулінні вертоліт дуже розгойдується в подовжній площині. Якщо база *с* є великою, то на носовий стояк шасі припадатиме дуже мале навантаження і пробіг після посадки буде нестійким.

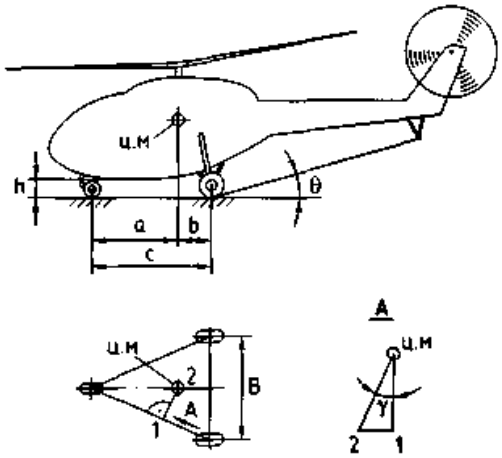


Рис. 8.27. Основні параметри шасі з носовим колесом

Мінімально необхідну колію шасі В визначають з урахуванням поперечної стійкості вертольота. При великій колії вертоліт стає чутливим до ударів у колеса при русі через зростання моменту рискання. При малій колії не забезпечується поперечна стійкість вертольота. Кут перекидання l визначають виходячи з умови безпеки посадки вертольота на режимі авторотації.

Як правило, протикапотажний кут $\gamma = 35...40°$. При високому розташуванні центру мас з метою обмеження колії *B* і збереження значення γ у вказаних межах доводиться використовувати дві носові опори. З цієї причини чотириколісне шасі використовують на більшості вертольотів співвісної схеми. Для того, щоб вертоліт міг переміщатися по нерівній поверхні, висота шасі h має бути не менше 200 мм.

Колісне шасі може прибиратися або не прибиратися. Легшим є шасі, що не прибирається. Його маса становить 2,5...2,8 % злітної маси

вертольота. Шасі, що прибирається, має масу більше 3 % злітної маси вертольота.

Конструкція колісного шасі залежить від розташування колеса відносно вузла підвіски опори на фюзеляжі, місця прибирання, довжини опори стояка і кінематичної схеми прибирання. Конструкція опори шасі може бути фермового, балкового або важельного типу.

На багатьох вертольотах (Мі-2, Мі-6, Мі-8) [4] із шасі, що не прибирається, використовують тристрижневу (пірамідальну) фермову схему (рис. 8.28, а). У ній балка *3* і стрижень *4* шарнірно прикріплені до силових елементів нижньої частини фюзеляжу у вузлах *1* і *2.* Вони сприймають бічні та лобові навантаження від колеса. Кінетична енергія вертольота при посадці сприймається амортизатором *8,* вбудованим у третій стрижень ферми *7*. При обтисненні амортизатора вісь *6* колеса переміщується по дузі кола. Щоб у кінці обтиску колесо мало максимальну площу контакту з ґрунтом, воно в необтисненому стані повинно мати кут розвалу φ. Він не має перевищувати значення, при якому можливий зрив протектора в процесі обтискання амортизатора за допомогою бічної сили при зміні колії шасі.

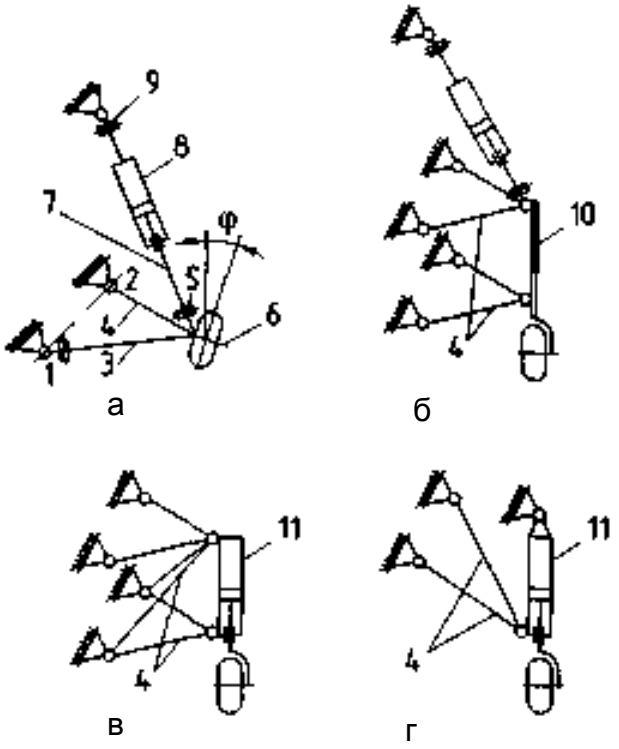


Рис. 8.28. Силова схема фермового шасі:
а — тристрижнева пірамідальна; *б* — пірамідально-паралелограмна;
в — паралелограмна з вертикальним стояком; *г* — пірамідальна з вертикальним стояком; *1, 2* — вузли кріплення до фюзеляжу; *3* — балка;
4, 7 — стрижні ферми; *5, 9* — карданні вузли; *6* — вісь колеса;
8 — амортизатор; *10* — стояк основного шасі;
11 —стояк основного шасі з амортизатором

Умовам експлуатації корабельних вертольотів (Ка-25, Ка-27, Ка-32) [4] найбільше відповідає пірамідально-паралелограмна фермова схема (8.28, *б*). Вона дозволяє отримати великий хід колеса у вертикальному напрямі, необхідний для демпфірування коливань вертольота при бічному і курсовому хитанні корабля. Колія коліс при цьому змінюється мало.

Балкову схему головного шасі (рис. 8.29, а) використовують, якщо компонування планера вертольота дозволяє відмовитися від фермової конструкції шасі.

Для зменшення розмірів амортизатора при обмеженій висоті стояка шасі застосовують підвіску важеля колеса. Одна з основних переваг підвіски важеля колеса — пом'якшення лобових ударів. Стояк важеля має декілька кінематичних схем.

Схему часто використовують для головних стояків шасі бойових вертольотів, що не прибираються, із хвостовим колесом. Для забезпечення необхідної колії вісь підвіски важеля до стояка зміщена убік відносно вузла кріплення важеля до силового елемента фюзеляжу.

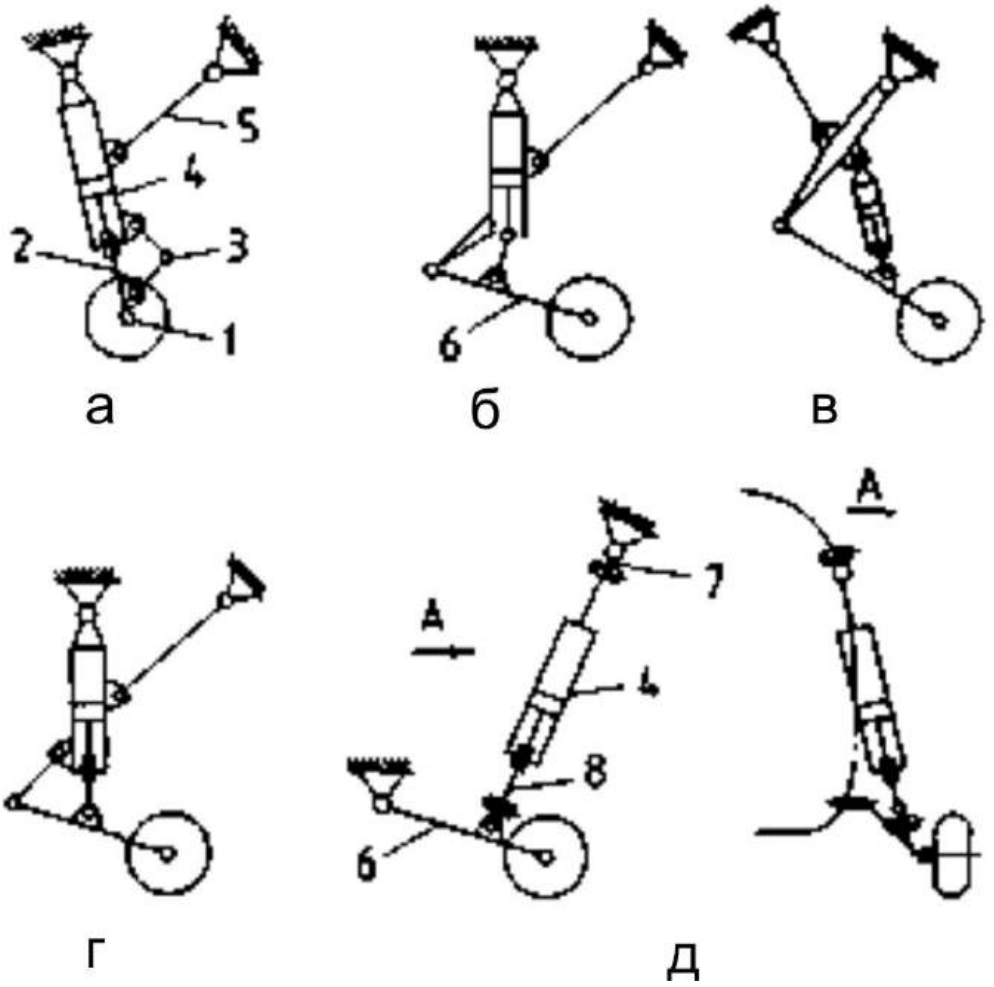


Рис. 8.29. Силові схеми балкового і важільного шасі:
а — балкова; *б, в, г, д* — важільні; *1* — вісь колеса; *2* — шток амортизатора; *3* — шліц-шарнір; *4* — амортизатор; *5* — підкошування (або циліндр прибирання шасі); *6* — важіль; *7, 8* — карданні вузли

Необхідно, щоб при посадці вертольота шасі поглинуло кінетичну енергію, яку вертоліт має через наявність горизонтальної v_x і вертикальної v_y швидкостей. Кінетична енергія, що визначається горизонтальною швидкістю v_x, поглинається в основному гальмами коліс шасі. Кінетична енергія, зумовлена наявністю вертикальної швидкості, поглинається пневматиками коліс і амортизаторами.

Використані з цією метою амортизатори за конструкцією та властивостями аналогічні амортизаторам шасі літаків.

Пневматики коліс вертольота вибирають за значенням навантаження стоянки $P_{ст}$, використовуючи каталог літакових коліс. При цьому враховують м'якші умови посадки вертольота (значно менші посадочні швидкості). Розрахункове навантаження стоянки на колесо беруть на 30 % менше вказаного в каталозі. Для того, щоб вертоліт міг просуватися по ґрунтовому злітно-посадочному майданчику, глибина колії від колеса не має перевищувати 6...8 см.

На вертольотах частіше застосовують напівбалонні пневматики і пневматики високого тиску. Вибір типу пневматика залежить від умов експлуатації вертольота. Вертоліт із пневматиками низького тиску при русі по рихлому, нещільному ґрунту замість рулювання може здійснювати підльоти. Тому на вертольотах часто використовують колеса із пневматиками напівбалонного типу з тиском 0,5...0,6 МПа. Колеса з пневматиками високого тиску, а також арочні колеса мають велику жорсткість і застосовуються на вертольотах палубного базування.

Крім поглинання і розсіяння кінетичної енергії вертольота при посадці шасі вертольота бере участь у демпфіруванні земного резонансу. Джерелом цих коливань є неврівноважена відцентрова сила несучого гвинта. Вона може виникнути, коли втулка несучого гвинта має вертикальні шарніри, що дозволяють лопатям здійснювати кутові переміщення в площині обертання.

Для виключення виникнення земного резонансу необхідно забезпечити достатнє демпфірування коливань як вертольота на шасі, так і лопатей несучого гвинта відносно вертикального шарніра. Можливості демпфірування лопатей несучого гвинта обмежені, оскільки демпфер лопаті працює при поступальному польоті вертольота і навантажує комлеву частину лопаті змінним моментом, що вигинає. Надмірне демпфірування лопатей при збереженні умов міцності потребує додаткової маси лопатей і втулки несучого гвинта. Тому виключення земного резонансу на вертольоті в основному забезпечується підбором демпфіруючих властивостей амортизаторів шасі.

Теорія і розрахунок земного резонансу наведені в [3]. Коливання вертольота при земному резонансі в основному відбуваються в поперечній площині у зв'язку з тим, що довжина фюзеляжу вертольота істотно більше ширини і, отже, момент інерції вертольота щодо поперечної осі значно перевищує момент інерції відносно подовжньої осі. При виникненні

земного резонансу практичне значення мають дві форми поперечних коливань.

При коливанні вертольота за першою формою відбувається бічне зміщення центру мас вертольота і поворот вертольота на деякий кут відносно центру мас. Це буває при зупинці несучого гвинта після посадки вертольота або на початковому етапі розкручування гвинта перед зльотом, коли тяга несучого гвинта близька до нуля, частота обертання його невелика і навантаження на амортизатори шасі практично дорівнює тому, що при стоянці. Тут працює вся система амортизації шасі (і амортизатори разом з пневматиками), що ефективно може використовуватися для усунення земного резонансу.

Коливання вертольота за другою формою відбуваються щодо центру мас вертольота без його зміщення. Вони виникають перед відривом вертольота від землі або в початковий момент його посадки, коли тяга несучого гвинта близька до сили тяжіння, що діє на вертоліт. На цих режимах амортизатор стояка не бере участі в процесі амортизації коливань вертольота і працює як жорсткий стрижень. Оскільки демпфіруючі властивості пневматиків є малими, то загальне демпфірування шасі на цих режимах близьке до нуля. Тому частота коливань вертольота за другою формою значно більше, ніж за першою.

Радикальним способом усунення земного резонансу міг бути підбір жорсткісних характеристик шасі, при яких власні коливання вертольота за першою і другою формами (де можливий земний резонанс) перевищують робочий діапазон частот обертання несучого гвинта. Однак у реальній конструкції шасі це неможливе через низьку пружність пневматика. І щоб не потрапити в резонанс, прагнуть перейти на низькі частоти коливань вертольота за першою формою. Для цього необхідні амортизатори зі зниженою жорсткістю, що призводить до надмірно великих ходів амортизатора і зменшує демпфіруючі властивості амортизатора при посадці вертольота. Разом із тим для відбудови від резонансу за другою формою прагнуть збільшити жорсткість пневматика і мати достатнє демпфірування амортизатора вже на самому початку ходу штока.

Вирішують це протиріччя двома способами: використовують у конструкції головних стояків шасі двокамерні амортизатори; застосовують амортизатор зі спеціальним клапаном, який забезпечує необхідну зміну жорсткісних характеристик амортизатора в процесі його обтиснення.

У двокамерних амортизаторах (рис. 8.30, а) одна камера (низького тиску) призначена для демпфірування коливань вертольота при низьких навантаженнях на шасі, коли тяга несучого гвинта приблизно дорівнює вазі вертольота, інша (високого тиску) призначена для сприйняття великих навантажень на шасі в процесі посадки вертольота. Двокамерний амортизатор має велику довжину, і його зручно застосовувати, коли немає обмежень на розміри стояка.

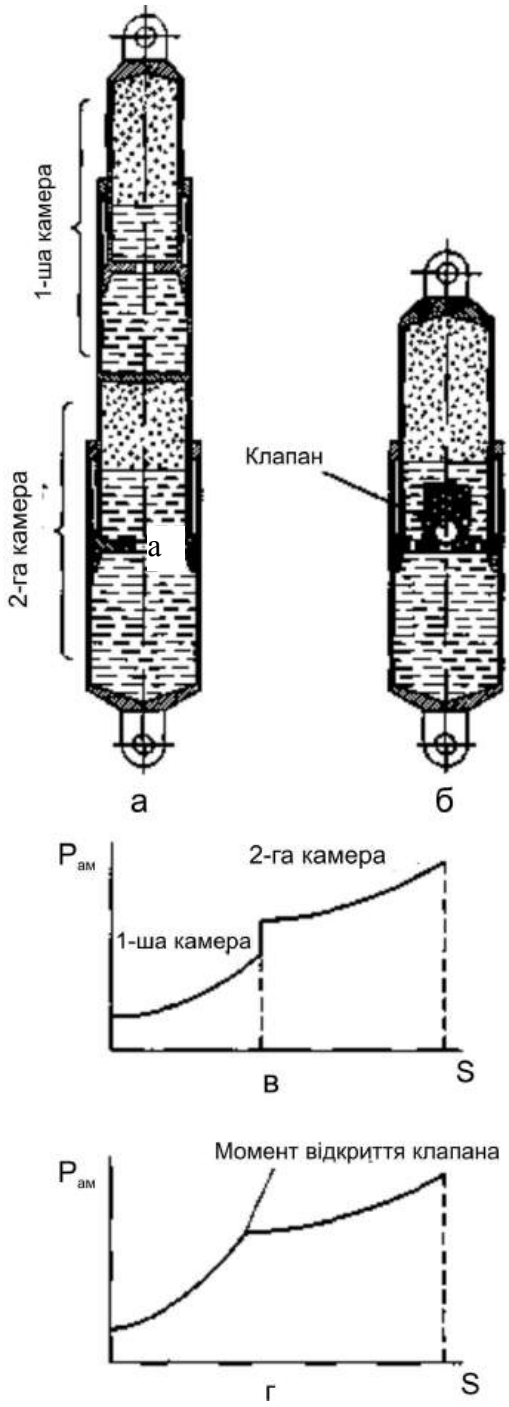


Рис. 8.30. Амортизаційні стояки шасі вертольота:
а — двокамерна; *б* — однокамерна з клапаном; в — типова діаграма статичного обтиснення двокамерного амортизатора; *г* — типова діаграма статичного обтиснення однокамерного амортизатора з клапаном; $p_{ам}$ — тиск у камері амортизатора; *S* — хід штока амортизатора

При другому способі використовують один амортизатор, у який встановлюють спеціальний пружинний клапан (рис. 8.30, *б*). Він відчиняється лише тоді, коли сила стиснення в амортизаторі перевищує певне критичне значення $P_{кр}$. При навантаженні на амортизатор менше $P_{кр}$ відчинені отвори в поршні штока амортизатора, вибрані за умови земного резонансу. При навантаженнях більше $P_{кр}$ клапан відчиняється і

відчиняються додаткові отвори більшого діаметра, розміри яких вибирають за умов посадки вертольота.

Бібліографічний список

1. Вертолет Ми-8. – М.: Транспорт, 1995. – 49 с.
2. Далин, В. Н. Конструкция вертолетов / В. Н. Далин, С. В. Михеев. – М.: МАИ, 2001. – 352 с.
3. Алгоритмы и программы расчетов при проектировании вертолетов / И. П. Братухин и др. – М.: МАИ, 1978. – 49 с.
4. Ружицкий, Е. И. Вертолеты / Е. И. Ружицкий. – М.: Виктория, АСТ, 1997. – 192 с.
5. Машиностроение. Энциклопедия / Ред. совет: К. В. Фролов (пред.) и др. – М.: Машиностроение. Самолеты и вертолеты. Т. IV-21. Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов. – Кн. 2 / А.М. Матвиенко, А. И. Акимов, М. Г. Акопов и др.; под общ. ред. А. М. Матвиенко.

Розділ 9. СИЛОВІ УСТАНОВКИ ВЕРТОЛЬОТІВ

9.1. КЛАСИФІКАЦІЯ ВЕРТОЛІТНИХ ДВИГУНІВ

Особливість вертольота як літального апарата полягає у створенні несучим гвинтом піднімальної сили і сили тяги, необхідних для його польоту. Для обертання несучого гвинта потрібна механічна енергія. Ця енергія виробляється силовою установкою, до складу якої входить один або декілька двигунів, а також системи, що забезпечують їхню роботу. Первинне джерело енергії – хімічна реакція окислення палива.

Таким чином, вертолітний двигун – це теплова машина, що перетворює енергію хімічної реакції горіння палива на механічну енергію. Для спалювання палива необхідний окисник. Оскільки вертольоти є літальними апаратами, що експлуатуються в нижніх шарах атмосфери, за окисник може бути кисень, вміст якого в повітрі – близько 20 %. Тому на борту необхідно мати запас пального.

Для вертольотів використовують два класи двигунів внутрішнього згоряння – поршневі та газотурбінні.

Поршневі вертолітні двигуни мають зіркоподібну схему розташування циліндрів із повітряним охолоджуванням або рядну схему з водяним охолоджуванням.

Як правило, це чотиритактні двигуни з іскровим запалюванням. За паливо беруть авіаційний бензин. Ці двигуни забезпечують кращі показники економічності й маси порівняно з газотурбінними двигунами при потужності нижче 300...600 кВт, тому їх установлюють на легких вертольотах.

Вертольоти середньої і великої вантажопідйомності оснащують газотурбінними турбовальними двигунами, що є об'єктом подальшого розгляду.

Газотурбінними (ГТД) називають теплові двигуни внутрішнього згоряння, де повітря, кисень якого використовують як окисник, заздалегідь стискується компресором, приведеним в рух турбіною.

Турбовальні двигуни (ТВаД) є ГТД, у яких значна частина теплової корисної енергії, що утворюється під час робочого процесу, перетвориться газовою турбіною на механічну роботу на вивідному валу.

9.2. ЗАГАЛЬНА БУДОВА ДВИГУНІВ

Зараз усі вертолітні газотурбінні двигуни проектують із вільною турбіною. Вільна турбіна служить для приводу вивідного вала. Вона не

пов'язана механічно з іншою частиною турбіни, що приводить у дію компресор. ТВаД із вільною турбіною мають низку переваг порівняно з ТВаД одновальної схеми: швидкий запуск, меншу споживану потужність пускового пристрою, незалежне регулювання частоти обертання несучого гвинта вертольота і ротора генератора.

Турбовальний двигун складається з вхідного пристрою, повітрозабірника, камери згоряння, турбіни компресора, вільної турбіни та вихідного пристрою.

Повітрозабірник призначений для подачі на вхід двигуна певної кількості повітря, впорядкування його течії на вході в компресор і попереднього підвищення тиску під дією динамічного напору. При невеликих швидкостях польоту, характерних для вертольотів, це підвищення тиску є незначним.

Компресор забезпечує підвищення тиску і необхідну витрату використовуваного повітря.

Камера згоряння призначена для реалізації процесу підведення тепла до робочого тіла. Унаслідок згоряння палива утворюється газ (робоче тіло) з високою енергією.

Турбіна забезпечує перетворення енергії робочого тіла в механічну енергію.

Турбіна компресора передає цю енергію компресору, а **вільна турбіна** – на вивідний вал.

Вивідний вал приєднаний до редуктора вертольота.

Вихідний пристрій призначений для відведення газу, що виходить із турбіни.

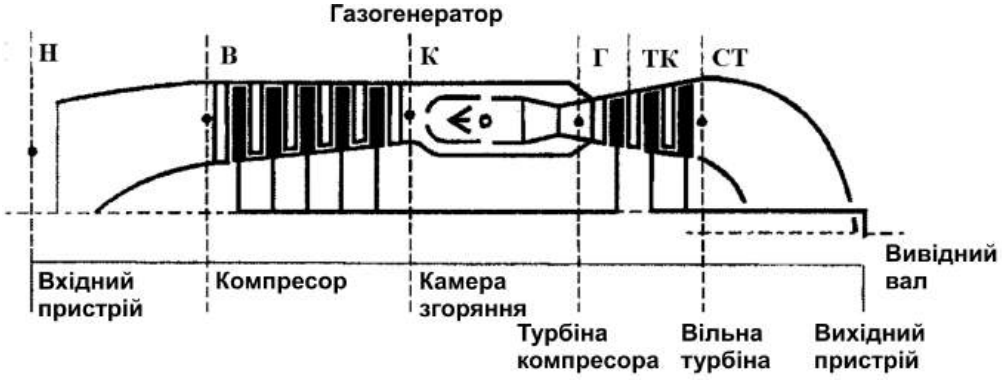


Рис. 9.1. Схема вертолітного турбовального двигуна

Вхідний пристрій, компресор, камера згоряння і турбіна компресора утворюють **газогенератор**.

Таким чином, корисна робота здійснюється робочим тілом на вільній

турбіні. Робочим тілом у вхідному пристрої і компресорі є повітря, а в камері згоряння, турбіні та вихідному пристрої – суміш повітря із продуктами згоряння палива.

Газогенератор служить для підготовки робочого тіла до здійснення корисної роботи на вільній турбіні.

9.3. ОСНОВНІ ДАНІ ТА ПИТОМІ ПАРАМЕТРИ ДВИГУНІВ

Основними даними вертолітних ТВаД є такі:

N_e – ефективна потужність на вивідному валу, кВт;

$G_п$ – витрата палива, кг/год.;

$G_в$ – витрата повітря на вході в компресор, кг/с;

$m_{дв}$ – маса двигуна, кг;

D, L – габаритні розміри двигуна, м;

Fв – площа вхідного перерізу, м^2;

τ – ресурс, год;

S – вартість.

Основні дані не можуть бути критеріями для порівняння досконалості різних двигунів. Для цього використовують відносні й питомі параметри:

– питома витрата палива $C_e = \frac{G_п}{N_e}, \frac{кг}{кВт \cdot год}$;

– питома маса $\gamma_{дв} = \frac{m_{дв}}{N_e}, \frac{кг}{кВт}$;

– питома потужність $N_{пит} = \frac{N_e}{G_в}, \frac{кВт}{кг/с}$;

– лобова потужність $N_f = \frac{N_e}{F_в}, \frac{кВт}{м^2}$.

Всі дані та питомі параметри, крім маси, розмірів, ресурсу і вартості, залежать від польотних умов. Тому їх порівнюють у двох характерних умовах:

– на режимі максимальної потужності біля землі при нульовій швидкості польоту;

– на крейсерському режимі польоту.

9.4. ОСНОВНІ ЗАКОНОМІРНОСТІ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ

Проаналізуємо роботу ТВаД як теплової машини. Для цього в термодинаміці користуються i-s діаграмами, де і – ентальпія, Дж/кг;

S – ентропія робочого тіла. Ці параметри – питомі, відповідають 1 кг робочого тіла.

Врахуємо також, що в кожному перерізі проточної частини двигуна термодинамічний стан робочого тіла характеризується температурою і тиском, що мають статичні та повні значення (останні відповідають загальмованому потоку). Температура робочого тіла двигуна пов'язана з ентальпією виразом $i = C_pT$. Відповідно, якщо швидкість робочого тіла дорівнює **c**, то

$$i^* = i+(c^2/2);\ p^* = p+\rho(c^2/2).$$

На рис. 9.2 показано ідеальну i-s діаграму робочого процесу ТВаД, отриману в припущенні, що ККД всіх вузлів дорівнюють одиниці.

Крім того, вказано значення питомих робіт компресора $L_к$, стиснення $L_{ст}$, розширення $L_р$, турбіни компресора $L_{тк}$ і вільної турбіни $L_{вт}$, а також кількості підведеного і відведеного тепла Q_1 і Q_2.

Проаналізувавши рис. 9.2, отримали вираз для роботи СТ

$$L_{ст} = L_р - L_{тк} - \frac{C_с^2}{2} = L_р - L_к - \frac{C_с^2}{2} = L_р - L_{ст} + \frac{V_п^2}{2} - \frac{C_с^2}{2}\ .$$

Із цього виразу видно, що для підвищення ефективності роботи ТВаД необхідно забезпечити вихід робочого тіла з якомога меншою швидкістю. Тому канал вихідного пристрою вертолітного двигуна розширюється (дифузорний). Надалі вважатимемо, що швидкість $C_с$ дорівнює мінімальному можливому значенню, тобто $C_с = V_п$.

Тоді $L_{ст} = L_р - L_{ст}$.

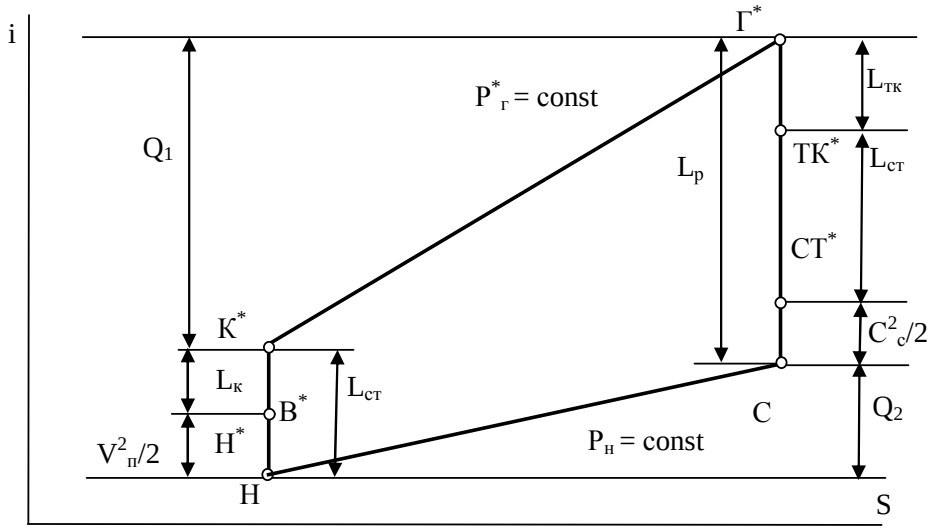


Рис. 9.2. Ідеальна i-s діаграма робочого процесу ТВаД

Позначимо $\pi_\Sigma = \frac{P_г^*}{P_н}$ – ступінь підвищення тиску в двигуні. Відзначимо,

що $\pi_\Sigma = \pi_v \pi_к^*$, де $\pi_v = \frac{P_н^*}{P_н}$; $\pi_к = \frac{P_к^*}{P_н^*}$. Для вертольотів, що мають невеликі швидкості польоту, значення π_v не перевищують 1.08. Тоді, вважаючи процеси розширення і стиснення ізоентропними, отримаємо

$$L_р = C_р T_г^* \left(1 - \frac{1}{\pi_\Sigma^{\frac{k_ф - 1}{k}}}\right); \quad L_{ст} = C_р T_н \left(\pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}} - 1\right);$$

$$L_{ст} = C_р T_н \left(\pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}} - 1\right)\left(\frac{T_г^*}{T_н} - \pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}}\right), \qquad (9.1)$$

де k – показник адіабати, прийнятий тут незмінним для всіх перерізів проточної частини.

Цей вираз дозволяє проаналізувати вплив різних чинників на питому роботу двигуна. Очевидно, чим більше питома робота, тим більш досконалий двигун, оскільки кожен кілограм його робочого тіла здійснює велику роботу.

Чинники, що впливають, можна розділити на дві групи:

– параметри термодинамічного циклу двигуна Тг* і $\pi_{к*}$;

– параметри зовнішніх умов $T_н$, $M_п$.

Вважаючи у виразі (9.1) значення Тн і π_z постійними, отримаємо, що робота лінійно залежить від Тг*.

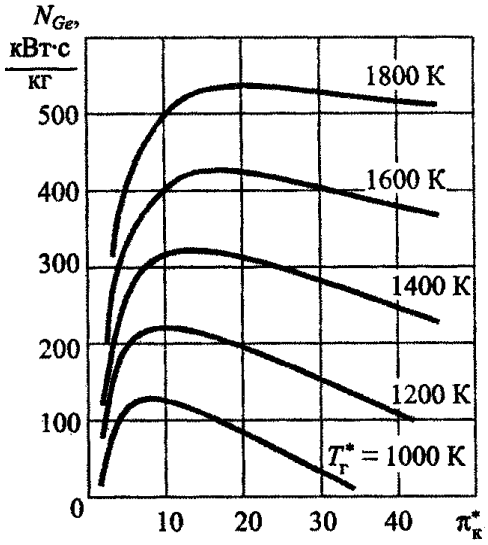


Рис. 9.3. Залежність питомої міцності від параметрів термодинамічного циклу

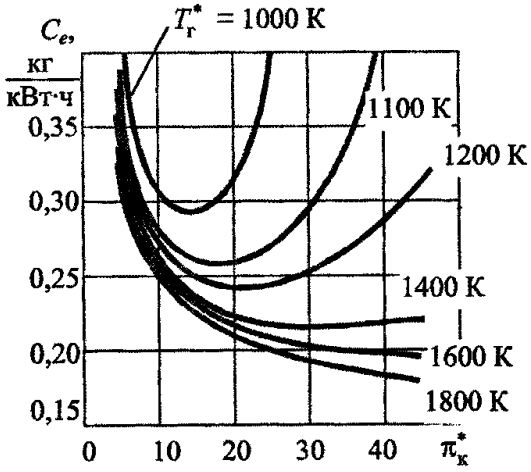


Рис. 9.4. Залежність питомої витрати палива від параметрів термодинамічного циклу

Залежність від $\pi_{к^*}$ є складнішою: з (9.1) випливає, що $L_{ст} = 0$ при $\pi_\Sigma = 1$ і при $\pi_\Sigma = \pi_{\Sigma max} = \left(\frac{T_г^*}{T_н}\right)^{\frac{k}{k-1}}$. При проміжних значеннях робота позитивна і має максимум.

Характер залежності $L_{ст} = f(Тг^* \pi_\Sigma)$ показано на рис. 9.3 [2].

Відзначимо, що зв'язок роботи вільної турбіни з ефективною потужністю ТВаД визначається виразом $L_{ст} = \frac{N_e}{G_в} = N_{пит}$, тобто $L_{ст}$ можна розглядати як питому потужність. Вона характеризує масогабаритні властивості двигуна.

Економічність ТВаД характеризується значенням питомої витрати палива $C_e = \frac{G_п}{N_e}$. Залежність C_e від параметрів термодинамічного циклу двигуна $T_г^*$ і $\pi_к^*$ показано на рис. 9.4 [2]. Видно, що при $T_г^* = const$ C_e досягає мінімуму при значенні $\pi^*_{к.ек}$, яке суттєво більше $\pi^*_{к.opt}$.

Таким чином, температура газів перед турбіною і сумарний ступінь підвищення тиску в компресорі є основними параметрами термодинамічного циклу. *Значення π'_Σ великі, тому всю історію розвитку ГТД можна розглядати як боротьбу за підвищення* Тг* *і* $\pi_{к^*}$. Значення Тг* обмежено можливостями використовуваного палива. Для гасу $T_{г.max} \approx 2600К$. При цьому $\pi^*_{к.opt} > 50$, а $\pi^*_{к.ек} > 100$.

За 45 років розвитку газотурбінних двигунів температура газу перед турбіною зросла вдвічі (від 1000 до 2000К), а $\pi_{к^*}$ – в 10 разів (з 3.4 до 30.45).

Із наведених графіків видно, що чим більше $T_г$ *, тим ефективніший двигун, оскільки $N_{пит}$ зростає, а C_e – знижується. Тому рівень температури, що закладається при проектуванні двигуна, визначається досягнутим рівнем проектування систем охолоджування деталей турбіни, і в першу чергу її робочих лопаток. Ступінь підвищення тиску в компресорі вибирають з урахуванням наведених вище залежностей $N_{пит} = f(T_г^*, \pi^*_к)$ і $C_e = f(T_г^*, к^*)$. Із цих графіків видно, що при високих значеннях $T_г^*$ немає сенсу вибирати значення $\pi^*_к$, значно більші, ніж $\pi^*_{к.opt}$, оскільки C_e знижується незначним чином, а підвищення $\pi^*_к$ досягається збільшенням кількості ступенів компресора, маси і габаритних розмірів двигуна.

Основні дані вертолітних двигунів потужністю понад 1500 кВт наведено в табл. 9.1.

Таблиця 9.1

Турбовальні двигуни потужністю понад 1500 кВт

Двигун	Виробник	N_e, кВт	C_e, кг/кВт год	Gв, кг/с	$T^*_г$	$\pi^*_к$	$z_к$	$z_т$	Літальний апарат
Makila 2A	**Turbome-ca**	1567	0.285		1400	12.4	3+1цб	2+2	**EC225/725 Super Puma**
RTM 322-01/9	**RR/Turbo-meca**	1735	0.256	8.7	1550	16.1	3+1цб	2+2	**NH Industries NH90**
ТВ3-117ВМА	**«Мотор-Січ», Україна**	1765	0.285	8.6	1263	9.4	12.	2+2	**Mi-17, Mi-24, Ho-50**
T700/T6B	**General Electric**	1775	0.263		1588	18	5 +1цб	2+2	**NH Industries NH90**
CT7-8	**General Electric**	1879	0.274		1650	21	5+1цб	2+2	**Sikorsky S-92**
T64-GE-16	**General Electric**	2525	0.298	12.6	1300	13	14	2+2	**Sikorsky SH/HH-53C**
T73-P-700	**Pratt Whitney**	3550	0.429	23	1140	6.75	9	2+2	**CH-54B**
T55-L-714	**Honeywell**	3629	0,304	14	1250	9.3	7+1цб	2+2	**MH--47**
Д-25В	**«Перм-ські мотори»**	4050	0.390	26	1160	5.8	8	1+2	**Mi-6 Mi-10**
AE1107C	**Rolls Royce**	4586	0.249						**Bell Boeing V-22**
Д-136	**«Івченко-прогрес»**	8640	0.27	39.4	1478	17.6	6+6	1+1+2	**Mi-26**
Д-27	**«Івченко-прогрес»**	10300	0.231	37.6	1640	23	5+3(1цб)	1+1+4	**Ан-70**

9.5. ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛІТНИХ ДВИГУНІВ

Вертолітний двигун працює на різних режимах у широкому діапазоні висотно-кліматичних і польотних умов. Залежності параметрів робочого процесу від режиму роботи і зовнішніх умов називаються **характеристиками двигуна**.

Для розгляду характеристик можна виділити у складі ТВаД (відповідно до рис. 9.1) газогенератор і вільну турбіну з вихідним пристроєм (див. рис. 9.5).

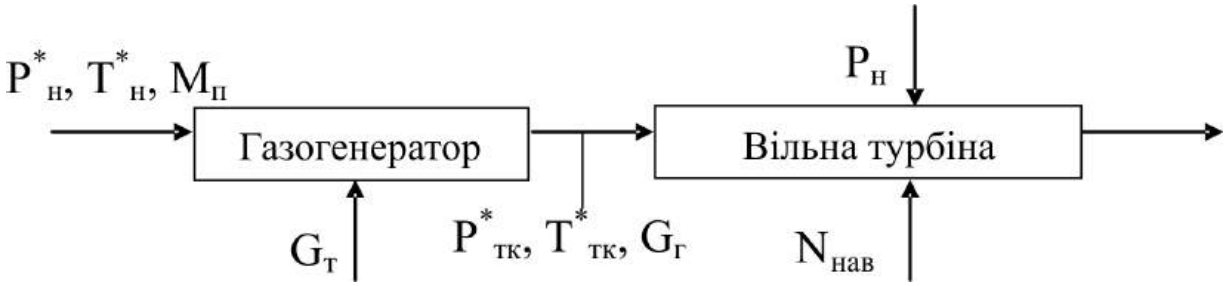


Рис. 9.5. Основні компоненти ТВаД

9.5.1. Дросельні характеристики двигуна

Вільна турбіна слабо впливає на роботу газогенератора. Тому значення параметрів у різних перерізах його проточної частини (див. рис. 9.1), а також частота обертання ротора турбокомпресора визначаються зовнішніми умовами ($P_н^*$, $T_н^*$, $M_п$) і витратою палива. Таким чином, за постійних зовнішніх умов режим роботи газогенератора можна задати одним параметром (наприклад, витратою палива, частотою обертання ротора турбокомпресора, тиском за компресором, температурою перед турбіною тощо). Це означає, що такий газогенератор має один вільний ступінь. Решта параметрів газогенератора визначається умовами спільної роботи його вузлів.

Залежність параметрів ТВаД від режиму роботи газогенератора називається його **дросельною характеристикою** (див. рис. 9.6 [3]). При поданні дросельної характеристики в технічній документації за її аргумент зазвичай вибирають частоту обертання

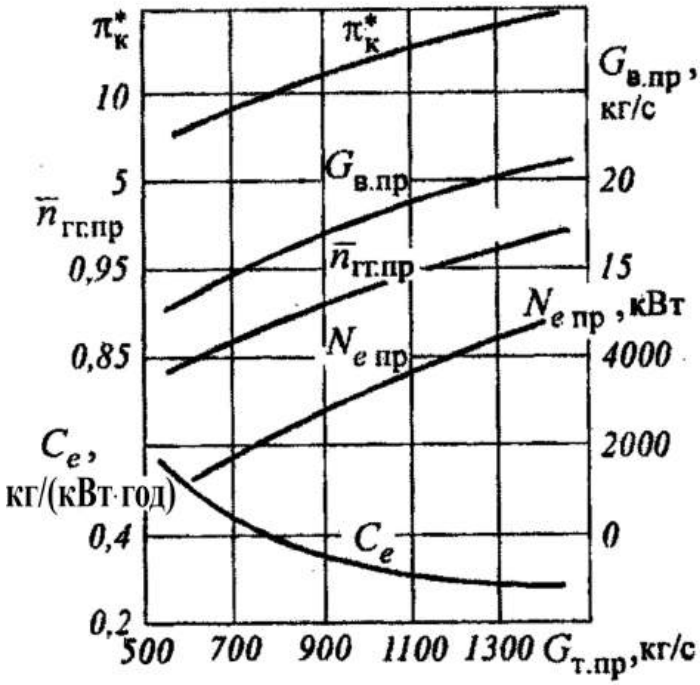


Рис. 9.6. Зразок дросельних характеристик

турбокомпресора, а для двовальних газогенераторів – частоту обертання одного з роторів.

Відзначимо, що на рис. 9.6, окрім параметрів газогенератора, показано також потужність вільної турбіни. Тут ця залежність відповідає постійній частоті обертання СТ.

9.5.2. Зовнішня характеристика двигуна (навантаження)

Параметри на вході з ВСТ є результатом роботи газогенератора. Як указано вище, вони залежать тільки від зовнішніх умов і витрати палива. Проте потужність СТ залежить не лише від параметрів робочого тіла, але і від здатності СТ перетворювати їх у механічну потужність, тобто від ККД Ст.

Значення ККД СТ $\eta_{ст}$ залежить від частоти обертання ротора. Це пояснюється тим, що при зміні $n_{ст}$ і постійному значенні витрати газу (яке визначається роботою газогенератора) змінюються кути атаки профілів робочих лопаток турбіни: при низьких $n_{ст}$ їх значення зміщуються в зону великих позитивних кутів, а при високих $n_{ст}$ – в зону негативних кутів атаки. Тому значення η_c і Ne при постійних параметрах газогенератора залежать від $n_{ст}$, і ця залежність має максимум.

Залежність потужності на вивідному валу від частоти обертання СТ і режиму роботи газогенератора називається зовнішньою характеристикою або навантаженням.

На рис. 9.7 [1] показано зовнішню характеристику вертолітного двигуна фірми Turbomeca, відповідну постійним зовнішнім умовам (H = 0, $M_п$ = 0).

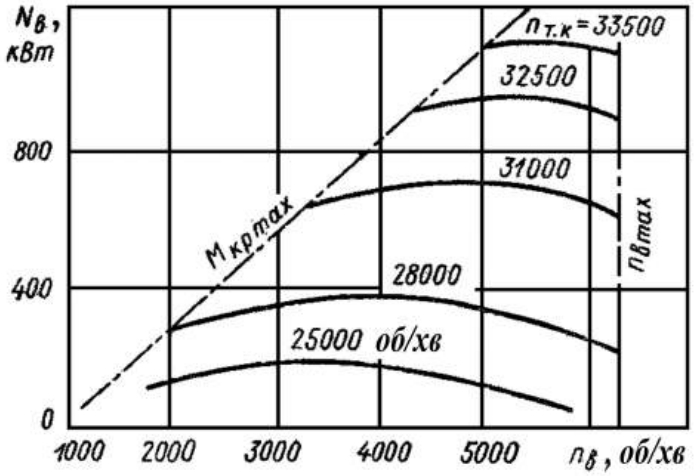


Рис. 9.7. Зразок зовнішньої характеристики ТВаД

9.5.3. Урахування впливу зовнішніх умов на зовнішню і дросельну характеристики двигуна

Розглянуті вище характеристики виду $n_{тк} = f(G_т)$ і $N_e = f(n_{тк}, n_{ст})$ залежать від параметрів зовнішніх умов, тобто в загальному випадку мають місце залежності виду $n_{тк} = f(G_т, P_н^*, T_н^*, M_п)$ і $N_e = f(n_{тк}, n_{ст}, P_н^*, T_н^*, M_п)$.

Застосування методів теорії подібності дозволяє навести ці характеристики у більш простій формі $n_{тк.пр} = f(G_{т.пр})$ і $Ne_{.пр} = f(n_{тк.пр}, n_{ст.пр})$, якщо використовувати наведені значення параметрів робочого процесу:

$$n_{пр} = n\sqrt{\frac{T_о}{T^*_н}};\quad T^*_{пр} = T^*\frac{T_о}{T^*_н};\quad P^*_{пр} = \frac{P_о}{P^*_н};\quad N_{е.пр} = N_е\sqrt{\frac{T_о}{T^*_н}}\frac{P_о}{P^*_н};$$

$$G_{т.пр} = G_т\sqrt{\frac{T_о}{T^*_н}}\frac{P_о}{P^*_н};\quad C_{е пр} = G_е;\quad G_{в.пр} = G_в\sqrt{\frac{T^*_н}{T_о}}\frac{P_о}{P^*_н}.$$

Саме ці наведені значення використані при наведенні дросельних характеристик на рис. 9.6.

9.5.4. Характеристики, що визначаються обмеженнями на параметри робочого процесу двигуна

Наведені характеристики відображають властивості двигуна як теплової машини і не враховують обмеження на параметри робочого процесу.

За реальних умов двигун працює у складі системи автоматичного управління, що керує витратою палива. У функції цього управління входить виконання основної програми регулювання і низки обмежень, пов'язаних із забезпеченням заданого рівня надійності.

Програмою регулювання називається залежність регульованих параметрів від дії Z (яке визначає режим роботи двигуна), що задається, і зовнішніх умов.

Основна програма регулювання спрямована на підтримку заданої потужності. Проте потужність не вимірюють. Тому, враховуючи те, що між параметрами газогенератора існує однозначний зв'язок, як основний регульований параметр вибирають той, який вимірюють найточніше, – $n_{тк}$. і при постійній дії, що задається, підтримують $n_{тк} = const$.

Крім того, на сталих режимах роботи реалізують такі програми – обмеження:

$n_{ст} \le n_{ст\,max}$;

$n_{тк} \le n_{тк.max}$;

$T^*_г \le T_{г.max}$ (або $T^*_{тк} \le T_{тк.max}$);

$P^*_к \le P_{к.max}$;

$n_{тк.пр} \le n_{тк.пр.max}$;

$M_{кр} \le M_{кр.max}$.

Обмеження обертального моменту є характерною особливістю ТВаД. Враховуючи, що $Ne = M_{кр}(\pi n_{ст}/30)$, а $n_{ст}$ змінюється незначно, фактично ця програма обмежує значення $N_е$.

Як буде показано нижче, у вертолітних ГТД за максимально допустиму приймають потужність на валу $N_{е\,max}$ на розрахунковій висоті $H_р$. На

висотах, менше розрахункової, двигун має значний надлишок потужності. Вихід двигуна на підвищені потужності при $H < H_р$ є недопустимим, тому що виникає небезпека для міцності самого двигуна, редуктора і трансмісії.

Оскільки значення всіх параметрів двигуна пов'язані умовами спільної роботи вузлів і залежать від дії Z, що задається, і термодинамічного стану повітря на вході в двигун, будь-який параметр двигуна Y може бути наданий як $Y = f(Z, P^*_н, T^*_н, M_п)$.

Значення $P^*_н$, $T^*_н$ і $M_п$ визначаються висотними, кліматичними і швидкісними умовами.

9.5.4.1. Кліматичні характеристики

Кліматичними характеристиками називаються залежності параметрів двигуна від температури атмосферного повітря $T_н$ на заданому режимі.

Приклад кліматичної характеристики для режиму «максимал» показано на рис. 9.8 [4].

Виділені ділянки характеристики 1, 2, 3 і 4 відповідають таким обмеженням: 1 – $n_{тк.пр.max}$; 2 – $N_{e\ max}$; 3 – $n_{тк.max}$; 4 – $T^*_{г.max}$.

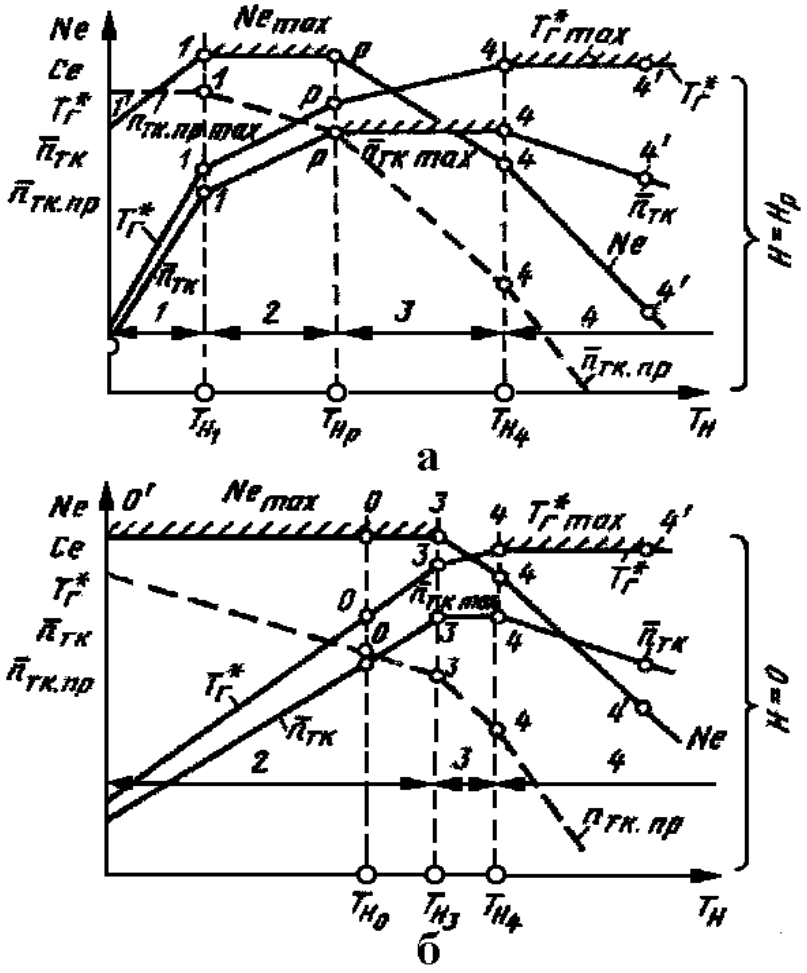


Рис. 9.8. Приклад кліматичних характеристик ТВаД: а – $H < H_р$; б – H = 0

9.5.4.2. Висотні характеристики

Висотними характеристиками називають залежності параметрів двигуна від висоти польоту. Температуру і тиск атмосферного повітря при цьому вважають відповідною стандартним значенням.

Приклад висотної характеристики для режиму «максимал» показано на рис. 9.9 [4]. Виділені ділянки відповідають таким обмеженням: 1 – $N_{e\,max}$; 2 – $n_{тк.max}$; 3 – $n_{тк.пр.max}$.

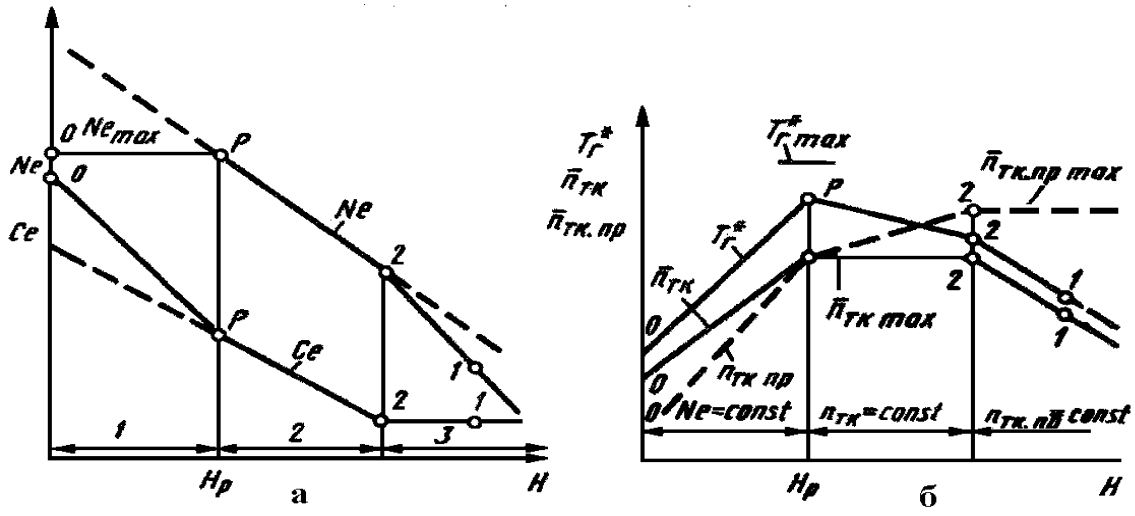


Рис. 9.9. Приклад висотних характеристик ТВаД: а – N_e, C_e; б – $n_{тк}$, $T^*_г$, $n_{тк.пр}$

9.5.4.3. Швидкісні характеристики

Швидкості польоту важких вертольотів зазвичай перевищують 350 км/год. При цьому значення динамічного напору невеликі і не викликають істотної (понад 5 %) зміни параметрів двигуна. Тому для такого класу двигунів швидкісні характеристики не розглядають.

9.6. УЗГОДЖЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГУНА І ВЕРТОЛЬОТА

9.6.1. Спільна робота несучого гвинта і вільної турбіни

Вільна турбіна через трансмісію пов'язана з несучим і рульовим гвинтами вертольота. Основний споживач потужності – несучий гвинт. Тому умовою спільної роботи двигуна і несучого гвинта на сталих режимах – баланс потужності: $N_e\eta_{тр} = N_в$, де $N_в$ – потужність гвинта, $\eta_{тр}$ – ККД трансмісії.

Значення Ne залежить від режиму роботи газогенератора і $n_{ст}$ (див. рис. 9.7). Значення $N_в$ залежить від частоти обертання гвинта $n_в$ і кута установки його лопатей $\varphi_в$. Враховуючи, що $n_в = i_п n_{ст}$, цю залежність можна подати в такому вигляді: $N_в = K(\varphi_в)\, n^3_{ст}$.

На рис. 9.10 характеристики гвинта поєднані із зовнішньою характеристикою двигуна. Із цього рисунка видно, що кожному значенню $G_т$ і $\varphi_у$ відповідають певні значення $n_{тк}$, $G_т$ та інших параметрів газогенератора.

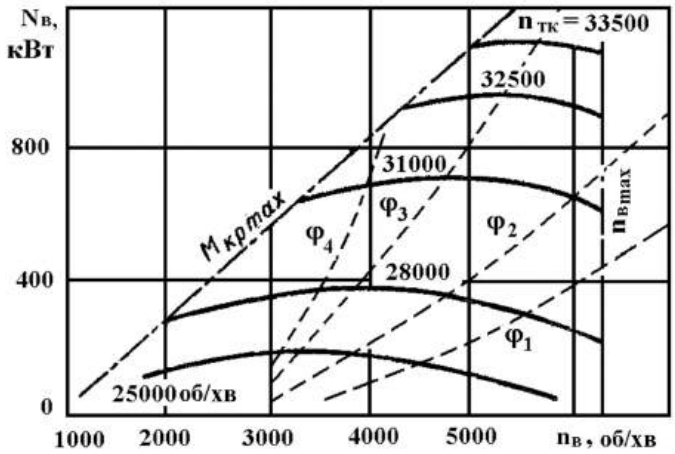


Рис. 9.10. Об’єднані характеристики
вільної турбіни несучого гвинта вертольота

9.6.2. Забезпечення потрібних потужнісних характеристик вертольота

На рис. 9.11 показано залежність потужності, потрібної для висіння і горизонтального польоту вертольота, від V і H [1]. При збільшенні швидкості польоту на заданій висоті споживана потужність спочатку знижується, а потім збільшується.

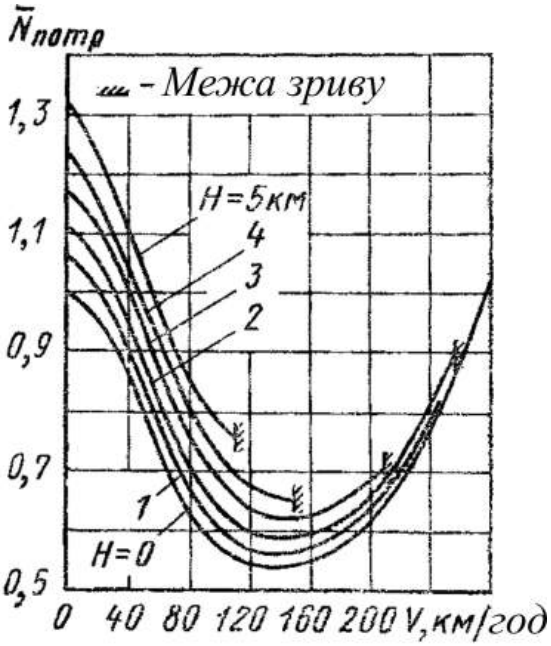


Рис. 9.11. Приклад залежності потрібної потужності вертольота від висоти і швидкості польоту

Наявна потужність двигуна в даному діапазоні швидкостей практично залишається незмінною. Якщо потужність двигуна вибирати з урахуванням умов зльоту при стандартних атмосферних умовах H = 0, то значення цієї потужності перевищує потрібні значення для польоту в заданому діапазоні швидкостей на заданій висоті. При цьому двигун необхідно дроселювати. Режим найбільшої тривалості польоту відповідає умові мінімальної

потрібної потужності, оскільки в таких умовах витрата палива також найменша (збільшення Се при дроселюванні двигуна відповідно до рис. 9.6 відбувається значно слабкіше, ніж зниження потрібної потужності на рис. 9.11). Проте зі збільшенням висоти польоту потужність, яка необхідна, збільшується (див. рис. 9.11), а потужність, яку має двигун, зменшується (див. рис. 9.9).

Отже, узгодивши вертоліт з двигуном на режимі висіння при H=0, ми не можемо забезпечити його політ в області висотних режимів, відповідних малій швидкості польоту. Таке ж розузгодження необхідної та наявної потужності, що розташовується, виходить при збільшенні температури атмосферного повітря, коли $N_{потр}$ практично не змінюється, а N_e – значно зменшується (див. рис. 9.8).

Ця суперечність може бути подолана зниженням корисного навантаження за необхідності польоту на великій висоті і в умовах жаркого клімату. Однак такий шлях економічно недоцільний.

Щоб добитися узгодження характеристик вертольота і двигуна в широкому діапазоні висотно-кліматичних умов, необхідно застосовувати на вертольотах двигуни, що забезпечують зліт і висіння на різних висотах і при підвищеній температурі атмосферного повітря.

Двигун, що задовольняє цим вимогам, за нормальних атмосферних умов має надмірну наявну потужність. Для забезпечення однаковості наявної та необхідної потужностей двигун необхідно дроселювати.

Враховуючи це, доцільно обмежити максимальну потужність двигуна (або його обертальний момент), що розташовується, відтак захистити від механічних перевантажень його редуктор і трансмісію і зменшити масу.

9.7. КОНСТРУКЦІЯ ВЕРТОЛІТНИХ ГТД

Як приклад конструктивного виконання ГТД важкого вертольота розглянемо двигун Д-136 розроблення Запорізького державного підприємства «Івченко-прогрес» імені О. Г. Івченка.

Вхід повітря в двигун здійснюється через пилозахисний пристрій, який є агрегатом вертольота.

Двигун (див. рис. 9.12) складається з газогенератора, вільної турбіни і вихідного пристрою.

Газогенератор має двокаскадну схему і складається з компресора, камери згоряння і турбіни компресора.

Компресор двигуна – осьовий, складається з двох каскадів – навколозвукового компресора низького тиску (КНТ) і дозвукового компресора високого тиску (КВТ). Кожен каскад компресора приводиться своїм каскадом турбіни.

Каскади компресора пов'язані між собою лише газодинамічним зв'язком – загальним потоком повітря.

КНТ – осьовий, шестиступінчастий, складається з ротора і статора. Перший ступінь має вхідний спрямовуючий апарат. Кожен ступінь складається з робочих лопаток і випрямляючого апарата. Лопатки спрофільовані таким чином, що канали між ними розширюються за напрямом перебігу повітря. Це приводить до підвищення тиску. Робочі лопатки встановлені на роторі, який передає їм механічну енергію для руху і утримує їх від зміщення в радіальному і осьовому напрямах під дією відцентрових, інерційних і газових сил. Ротор КНТ має барабанно-дискову конструкцію: лопатки закріплені на дисках спеціальними замками, а диски пов'язані між собою барабанними проставками циліндрової форми. Проставки і диски з'єднані між собою електронно-променевим зварюванням і з'єднані з валом фланцями.

Ротор КНТ з'єднаний з ротором турбіни НД за допомогою шліців.

Всі вали даного двигуна мають мінімальну кількість опор – дві. Це сприяє зменшенню маси двигуна.

Передня опора ротора КНТ – радіально-упорна, пружнодемпферна. Кульковий підшипник – триточковий, встановлений в стакані з пружним елементом. Така конструкція забезпечує зниження жорсткості ротора і поліпшує його динамічні характеристики.

Статор КНТ складається з переднього корпусу, середнього корпусу, вхідного спрямовуючого апарата (ВНА), спрямовуючих апаратів проміжних ступенів і випрямляючого апарата останнього ступеня. До переднього фланця зовнішнього кільця переднього корпусу кріплять проставку, що служить для приєднання пилозахисного пристрою (ПЗП) на вході в двигун.

На середньому корпусі змонтований кільцеподібний ресивер, пов'язаний отворами з проточною частиною за третім ступенем КНТ. На ресивері встановлені клапани перепускання повітря, що забезпечують стійку роботу КНТ на знижених режимах.

На середньому корпусі КНТ розташовані оглядові бобишки, що використовують для введення оптичного інструмента при огляді робочих лопаток ротора КНТ в експлуатації. Заднім фланцем середній корпус КНТ кріплять до проміжного корпусу.

Проміжний корпус є основним силовим елементом двигуна. На ньому розміщені коробка приводів і агрегати, а також вузли передньої підвіски двигуна до вертольота.

КВТ – осьовий, семиступінчастий, складається з ВНА, ротора, статора, клапанів перепускання повітря і підшипникового вузла передньої опори ротора ВД. Основні конструктивні елементи КВТ аналогічні відповідним елементам КНТ. Зварний барабан, диски останніх ступенів, проставки і вали з'єднані між собою болтами, лопатки з дисками з'єднані хвостовиками типу «ластівчин хвіст».

Ротор КВТ з'єднаний з турбіною ВД за допомогою болтів.

Передній кульковий підшипник встановлено у пружній опорі з жорстким обмежувачем ходу. Задній роликовий підшипник ротора високого тиску встановлено в мастильному демпфері.

Лопатки вхідного спрямовуючого апарата КВТ є поворотними, що дозволяє проводити налагодження двигуна при його стендових випробуваннях. Після налагодження лопатки ВНА фіксуються у вибраному положенні.

Проміжний корпус служить для формування перехідного тракту від КНТ до КВТ, розміщення агрегатів і приводів до них, а також розміщення передньої опори ротора ВД і переднього поясу підвіски двигуна.

Кільцеві оболонки, що формують проточну частину, з'єднані між собою порожнистими ребрами з комунікаціями всередині.

Проміжний корпус складається з корпусу з коробками приводів і центрального приводу. Ротор ВТ дає обертання всім привідним агрегатам.

До проміжного корпусу спереду кріплять корпус КНТ, а позаду – корпус КВТ.

Камера згоряння – кільцевого типу, складається із зовнішнього і внутрішнього корпусів, дифузора з випрямляючим апаратом останнього ступеня КВТ, жарової труби, паливного колектора з паливними форсунками і пускових запальників.

Підігрівання повітря в камері згоряння здійснюється завдяки теплу, що виділяється при згорянні в її жаровій трубі тонкорозпиленого палива, що безперервно впорскується робочими форсунками. Жарова труба відокремлює зону горіння, забезпечуючи надходження в цю зону частини повітря, достатньої для стійкого горіння палива. Решта частини повітря змішується із продуктами згоряння і знижує їхню температуру перед турбіною.

Жарова труба має зварну конструкцію, складається з окремих кілець, що мають кілька отворів для проходу вторинного повітря.

Паливні форсунки – відцентрові, одноканальні.

Займання палива в камері згоряння при запуску здійснюється двома пусковими запальниками, встановленими на її корпусі.

Турбіна двигуна – тривальна, реактивна, складається з трьох каскадів: високого тиску (ТВТ), низького тиску (ТНТ) і вільної турбіни (ВТ). ТВТ забезпечує дію КВТ, ТНТ забезпечує дію КНТ, а ВТ – трансмісію вертольота.

Опорами роторів каскадів турбіни є роликові підшипники. Всі опори мають мастильні демпфери для гасіння коливань, що виникають при роботі двигуна.

ТВТ – одноступінчата, складається з корпусу, соплового апарата і ротора. Лопатки соплового апарата і робочі лопатки мають внутрішні канали й охолоджуються повітрям, що надходить із КВТ.

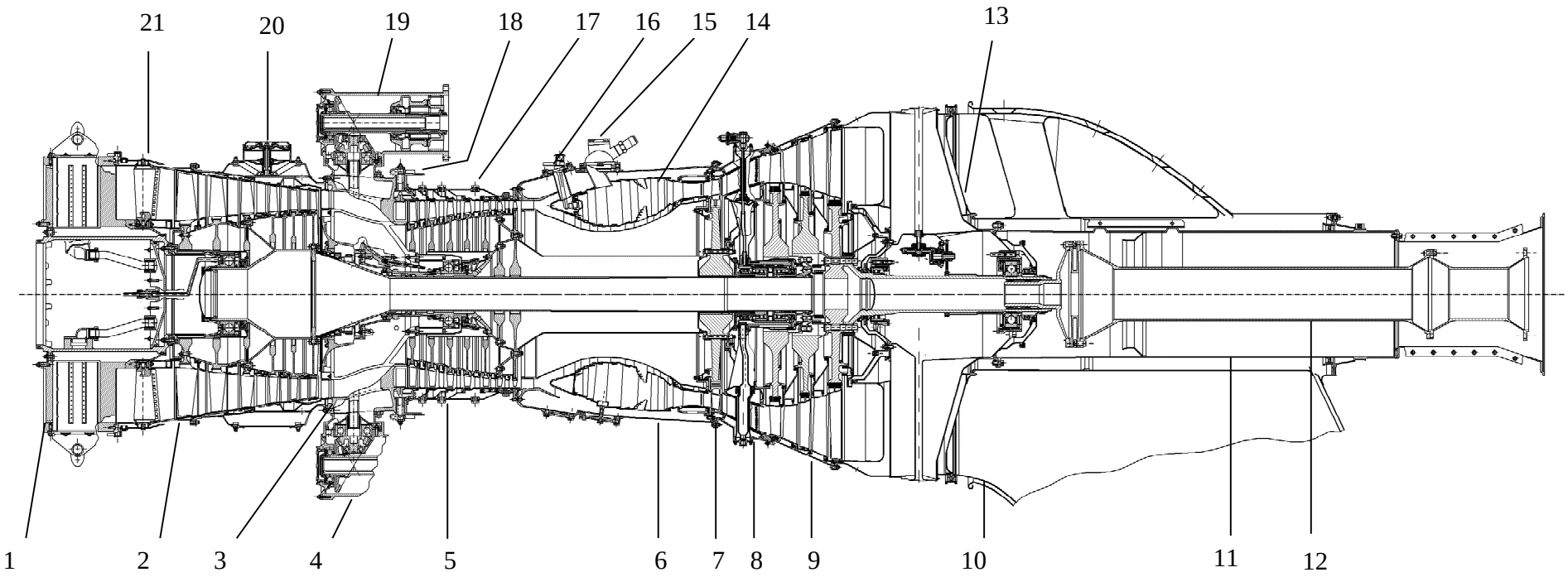


Рис. 9.12. Схема вертолітного турбовального двигуна з вільною турбіною і двокаскадним газогенератором:
1 – передній корпус; 2 – компресор низького тиску; 3 – проміжний корпус; 4 – нижня коробка приводів; 5 – компресор високого тиску; 6 – камера згорання; 7 – турбіна високого тиску; 8 – турбіна середнього тиску; 9 – вільна турбіна; 10 – конічна балка; 11 – конічна балка; 12 – вивідний вал; 13 – силові стояки корпусу опор вільної турбіни; 14 – жарова труба; 15 – пусковий запальник; 16 – паливна форсунка; 17 – вікно для огляду проточної частини; 18 – вхідний спрямовуючий апарат компресора високого тиску; 19 – верхня коробка приводів; 20 – клапан перепуска повітря з компресора низького тиску; 21 – вхідний спрямовуючий апарат компресора низького тиску

Лопатки спрофільовані таким чином, що канали між ними звужуються по напряму перебігу газу. Це призводить до зниження тиску і температури. Робочі лопатки установлені на роторі, який відводить від них механічну енергію і утримує їх від зміщення в радіальному і осьовому напрямах. У кожному пазі встановлено по дві лопатки.

Сопловий апарат набирається з восьми окремих секторів. Соплові лопатки – охолоджувані, дефлекторні.

Диск ТВТ і робочі лопатки охолоджуються повітрям, що надходить із КВТ. Охолоджування лопаток – конвективне.

ТНТ – одноступінчата, складається з корпусу, соплового апарата і ротора. Лопатки соплового апарата – охолоджувані, робочі лопатки - неохолоджувані. Усередині порожнистих лопаток соплового апарата розміщені стрижні – силові елементи, що пов'язують корпус опор із зовнішнім корпусом турбіни. Через лопатки проходять також всі комунікації корпусу.

У зовнішньому корпусі є вікна для огляду робочих лопаток ТВТ і ТНТ, затулені заглушками.

ВТ – двоступінчата неохолоджувана, складається із статора, ротора і корпусу опор ВТ.

Диски ВТ охолоджуються повітрям, що відбирається від проміжного ступеня КВТ. Вони з'єднані між собою і з валом ВТ болтами.

Вал ВТ за допомогою шліцьового з'єднання передає обертальний момент на вивідний вал, що приводить до обертання трансмісію вертольота. Він розташований усередині конічної балки.

Корпус опор пов'язаний із зовнішнім корпусом силовими стояками, захищеними від дії високих температур кожухом, що має обтічну форму на ділянках силових стояків. У зовнішньому корпусі є вікна для огляду робочих лопаток.

Вихідний пристрій розташовано за корпусом опор ВТ. Його форма забезпечує відведення газового потоку убік від конструктивних елементів вертольота.

9.8. СИСТЕМИ СИЛОВИХ УСТАНОВОК ВЕРТОЛЬОТІВ

Нормальну роботу двигунів протягом призначеного ресурсу в широкому діапазоні режимів і польотних умов забезпечують допоміжні системи: паливна, мастильна, електрична, запуску, протизаморожувач, відборів повітря, протипожежна, управління, діагностики [5]. Розглянемо їхню коротку характеристику, використовуючи як приклад двигун Д-136.

9.8.1. Система подачі палива

Система подачі палива забезпечує живлення двигунів паливом на всіх режимах їх роботи. Вона складається із системи низького тиску, системи високого тиску і пускової системи.

Система низького тиску складається з паливних баків, підкачуючих насосів, штуцера консервації і пожежного крана, розташованих на вертольоті, і частини двигуна: підкачуючого насоса, паливомастильного агрегату з основним паливним фільтром, сигналізатора перепаду тиску на паливному фільтрі, а також трубопроводів.

Система високого тиску містить шестерний насос високого тиску, регулятор палива, паливний колектор, робочі форсунки і трубопроводи.

До складу **пускової системи** входять: електромагнітний клапан пускового палива, пускові форсунки запальників і трубопроводи.

Паливо, що надходить із вертолітної системи в блок насосів, прямує насосом низького тиску через паливомастильний агрегат і паливний фільтр до насоса високого тиску. Цей насос подає паливо до робочих форсунок через регулятор палива і колектор робочих форсунок, а також до пускових форсунок через електромагнітний клапан пускового палива.

9.8.2. Система подачі мастила і суфлірування

Мастильна система забезпечує постійну подачу мастила до тертьових поверхонь підшипників роторів компресорів і турбін, і обертових деталей центрального приводу для їх змащення й охолоджування.

Мастильна система складається з: мастилобака, паливомастильного агрегату, легкомастильного теплообмінника, мастилоагрегата, повітрявіддільника, запобіжних фільтрів мастильних форсунок і насосів відкачування, трубопроводів, каналів і форсунок, датчиків, покажчиків і сигналізаторів тиску, температури і стружки в мастилі.

Мастилоагрегат складається з насосів, що нагнітають і відкачують, зворотного і редукційного клапанів, фільтра тонкого очищення мастила з перепускним клапаном і сигналізатором перепаду тиску, клапана випуску повітря.

Мастило з мастилобака надходить самопливом у нагнітальний насос мастилоагрегата, звідки під тиском подається у фільтр тонкого очищення, розміщений у кришці мастилоагрегата. Величина тиску мастила на вході в двигун підтримується в заданих межах редукційним клапаном. Пройшовши крізь фільтр тонкого очищення, мастило по зовнішніх трубопроводах підводиться до опори КНТ і опор турбіни, а до опори КВТ, центрального

приводу і верхньої коробки приводів – по каналах, виконаних у проміжному корпусі. Решта деталей і вузлів змащується барботажем.

З порожнин підшипників мастило виводиться відкачуючими насосами. На шляху до насосів мастило омиває термостружкосигналізатори і фільтрується запобіжними фільтрами насосів. Відкачуване мастило зливається в піддон нижньої коробки приводів, звідки, пройшовши стружкосигналізатор і запобіжний фільтр, відкачується основним насосом, що відкачує, і прямує у відцентровий повітровідділювач. Відокремлене від повітря мастило надходить для охолоджування в паливомастильний агрегат. Встановлений за ним термоклапан у випадку, якщо температура мастила перевищує заданий рівень, спрямовує його для додаткового охолоджування в легкомастильний теплообмінник. Охолоджене мастило повертається в мастилобак.

Система суфлірування забезпечує зв'язок мастильних порожнин з атмосферою. Це необхідно для забезпечення нормальної роботи мастильної системи і ущільнень.

Всі мастильні порожнини підшипників суфлірують у порожнину верхньої коробки приводів. Із цієї порожнини легкомастильна емульсія проходить через відцентровий суфлер, в якому відбувається відокремлення мастила від повітря. Відокремлене мастило зливається у піддон нижньої коробки приводів, а повітря по зовнішньому трубопроводу скидається в газовий тракт вихідного пристрою двигуна.

9.8.3. Електроустаткування

Електроустаткування двигуна забезпечує роботу:

– електричної автоматики системи запуску;
– системи сигналізації про стан працюючого двигуна;
– системи вимірювання параметрів двигуна;
– електронної системи управління.

9.8.4. Система запуску

Система запуску забезпечує запуск двигуна на землі і в польоті. У запуску беруть участь:

– повітряна система запуску;
– електрична система;
– запальники палива;
– паливна система;
– система автоматичного управління.

Повітряна система запуску забезпечує запуск двигуна від бортового або аеродромного джерела стислого повітря або одного з працюючих двигунів.

До її складу входять:

– джерело стислого повітря;

– повітряний стартер із повітряним клапаном;

– трубопроводи, зворотні клапани і перекривні заслінки.

Повітряний стартер є односхідчастою турбіною, що працює на стислому повітрі. Він розкручує ротор високого тиску, з яким пов'язаний через редуктор.

Повітряний клапан із командним агрегатом призначений для відкриття і відключення подачі повітря на повітряний стартер при запуску двигуна.

Перекривні затулки призначені для миттєвого автоматичного перекриття каналу підведення повітря до стартера.

Програма запуску визначається автоматичною панеллю запуску, встановленою на вертольоті, і паливорегулюючою автоматикою двигуна.

9.8.5. Дренажна система

Дренажна система призначена для збирання і відведення за межі двигуна: палива, що зливається з камери згоряння корпусу турбіни в разі розгерметизації; палива і мастила з дренажних порожнин ущільнення вхідного вала паливного агрегату; гідросуміш, що зливається з дренажних порожнин ущільнення гідронасосу.

Дренажна система складається з бачків, трубопроводів та ежекторних насадок, що встановлюються на зрізі вихідного пристрою.

9.8.6. Система протизаморожувача

Система (ПЗС) протизаморожувача – повітротеплова, служить для захисту від обмерзання лопаток ВНА КНТ, стояків переднього корпусу і приймача повного тиску. Приймач повного тиску постійно обігрівається повітрям, що подається по трубопроводу від КВТ. Решта перерахованих вище елементів обігрівається повітрям, що відбирається від КВТ після включення ПЗС.

ПЗС містить клапан ПЗС із сигналізатором включення ПЗС, терморегулятор, систему управління клапаном ПЗС і сигналізації відкритого положення клапана ПЗС і трубопроводи.

При проходженні гарячого повітря через терморегулятор здійснюється регулювання витрати повітря залежно від його температури. Після регулятора потік повітря по трубопроводах надходить у стояки переднього

корпусу, обігріваючи їхні вхідні кромки, а також через кільцеву порожнину в лопатки ВНА КНТ і через відкриті ділянки каналів в кожній лопатці виходить в проточну частину компресора.

9.8.7. Протипожежна система

Можливість виникнення пожежі в руховому відсіку обумовлена наявністю палива і мастила, можливістю їх витоку і зіткнення з нагрітими елементами конструкції. Деталі з титанових сплавів можуть зайнятися при контакті статора з нагрітими елементами ротора.

Протипожежна система складається з сигналізаторів і засобів пожежогасіння. Сигналізатори містять термопари, за сигналом яких замикають електричний ланцюг гасіння пожежі. До складу засобів пожежогасіння належать: балони з вогнегасною речовиною; піропатрони, що забезпечують швидке відкриття балонів; електромагнітні розподільні клапани, що забезпечують подачу вогнегасної рідини в той відсік, в якому виникла пожежа; сигналізатори відкритого положення розподільних клапанів. Для включення системи пожежогасіння в аварійних випадках при вимушеній посадці застосовують спеціальні інерційні датчики, що спрацьовують при певних перевантаженнях.

9.8.8. Система автоматичного керування (САК)

САК двигуна виконує такі функції:

– дозування пускового і основного палива на режимі запуску двигуна;
– підтримка режиму роботи двигуна відповідно до задаючої дії;
– обмеження максимальних значень параметрів (частот обертання роторів, приведених частот обертання роторів, температурних газів, тиску за компресором, витрати палива, обертального моменту);
– обмеження мінімальних значень параметрів (приведених частот обертання роторів, витрати палива);
– обмеження параметрів на режимі прийомистості;
– обмеження параметрів на режимі скидання;
– синхронізація роботи двигунів, що працюють паралельно у складі однієї рухової установки;
– забезпечення стійкої роботи компресора.

Принципова схема САК витратою палива вертолітного ГТД зображено на рис. 9.12. Особливістю САК двигунів важких вертольотів є наявність двох каналів задаючої дії:

– перший канал («Крок») задає кутове положення лопатей несучого гвинта і автоматично перенастроює задаючу дію Z, що визначає режим роботи двигуна;
– другий канал («Газ») виконує корекцію режиму роботи двигуна (змінюючи значення задаючої дії Z) при незмінному положенні лопатей гвинта вертольота.

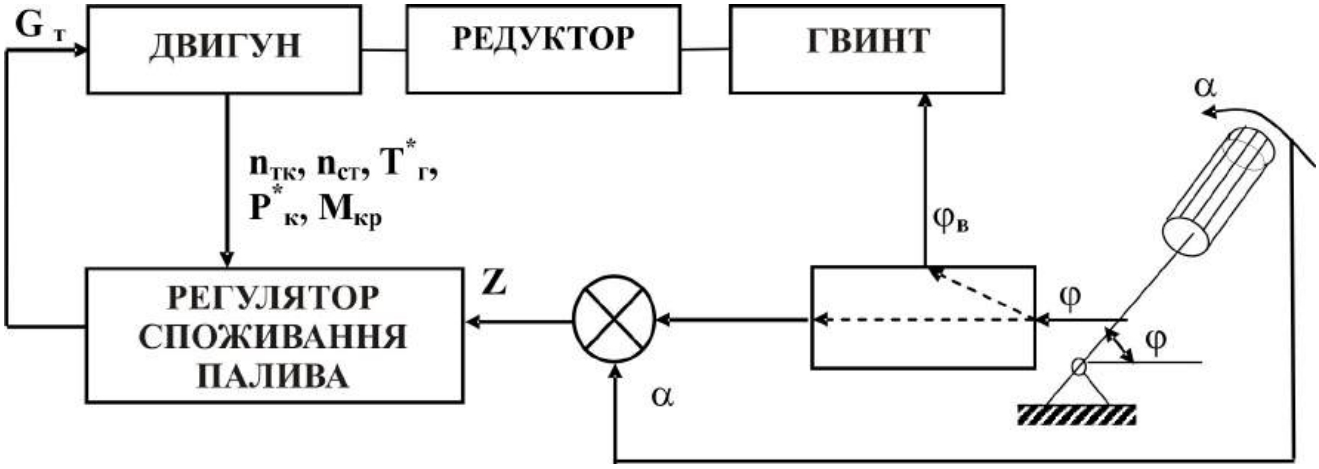


Рис. 9.12. Принципова схема системи автоматичного керування вертолітним двигуном

Така система забезпечує гнучкість управління вертольотом, однак ускладнює його і вимагає відповідного тренування пілотів.

Регулятор витрати палива в сучасних САК виконують на основі електронних обчислювальних пристроїв з гідромеханічним виконавчим пристроєм. Це дозволяє реалізовувати складні програми регулювання і необхідну логіку вибору активного контуру керування.

9.8.9. Система діагностики

За допомогою системи діагностики вирішують дві основні задачі:
– моніторинг двигуна і його систем у польоті з наданням екіпажу інформації про їхній поточний стан;
– діагностування технічного стану двигуна і його систем для формування рекомендацій щодо їх обслуговування і ремонту.

Складові бортової системи діагностики: вимірювальна система з датчиками, перетворювачами і каналами інформаційного обміну; обчислювальні засоби для реалізації алгоритмів діагностування; система індикації, що містить монітори, індикатори, світлові та звукові сигналізатори; система реєстрації, що містить експлуатаційні та аварійні регістри.

Результати експлуатаційної реєстрації обробляють у наземній системі діагностики на універсальних обчислювальних засобах.

Система діагностики двигунів є важливою складовою комплексу засобів, що забезпечують підтримку надійності та ефективності експлуатації двигунів і всього літального апарата.

Бібліографічний список

1. Нечаев, Ю. Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч. 2 / Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров. – М.: Машиностроение. 1978. – 336 с.
2. Теория авиационных газотурбинных двигателей: учебник / Ю. М. Терещенко, Л. Г. Волянская, Н. С. Кулик, В. В. Панин; под общ. ред. Ю.М. Терещенко. – Киев: Кн. изд-во НАУ, 2005. – 500 с.
3. Кулагин, В. В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ Кн. 1. Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики. Кн. 2 / В. В. Кулагин. – М.: Машиностроение, 2002. – 616 с.
4. Нечаев, Ю. Н. Законы управления и характеристики авиационных силовых установок: учебник для студентов вузов / Ю. Н. Нечаев. – М.: Машиностроение, 1995. – 400 с.
5. Авиационные силовые установки / Н. Т. Домотенко, А. С. Кравец, А. И. Пугачев, Т. И. Сивашенко. – М.: Транспорт, 1970. – 352 с.

Розділ 10. НАУКОВІ ОСНОВИ ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК І ЗОВНІШНІХ НАВАНТАЖЕНЬ

10.1. СИСТЕМА АЕРОДИНАМІЧНОГО РОЗРАХУНКУ ОДНОГВИНТОВОГО ВЕРТОЛЬОТА

10.1.1. Структурна схема аеродинамічного розрахунку одногвинтового вертольота

Безперервний розвиток гвинтокрилих літальних апаратів (зростання енергоозброєності, ускладнення несучих систем, поліпшення льотних даних тощо) вимагає відповідного розвитку і вдосконалення методів аеродинамічного розрахунку вертольота.

Під аеродинамічним розрахунком вертольота розуміють визначення його аеродинамічних характеристик на певній кількості сталих (стаціонарних) режимів польоту і визначення за цими даними значень потрібної потужності силової установки на цих режимах польоту. У сукупності з даними наявної потужності силової установки в заданих атмосферних умовах польоту результати аеродинамічного розрахунку дозволяють визначати основні ЛТХ вертольота на сталих режимах польоту: статична і практична стелі, мінімальні та максимальні швидкості польоту, вертикальні швидкості на різних режимах польоту, дальність і тривалість польоту, льотні характеристики вертольота на особливих і критичних режимах польоту (зокрема на режимі самообертання НГ) тощо.

Розроблена система аеродинамічного розрахунку вертольота є комплексом математичних моделей і розрахункових методів, об'єднаних у єдину систему проектування одногвинтового вертольота (рис. 10.1), що відповідає сучасним вимогам. До цих вимог належать:

1. Можливість аналізу великої кількості пропонованих варіантів компонувань вертольота на початковому етапі проектування.
2. Математичне моделювання особливих і критичних режимів польоту, екстремальних ситуацій.
3. Достовірність результатів аеродинамічного розрахунку основних льотних характеристик вертольота.
4. Можливість використання математичних методів оптимізації.
5. Урахування взаємного впливу різних елементів компонування вертольота.
6. Можливість швидкої і незалежної зміни параметрів компонування вертольота, що використовується, порівняно з фізичною моделлю.
7. Модульна структура системи аеродинамічного розрахунку, що дозволяє здійснювати швидку модернізацію окремих блоків або, за необхідності, заміну старого блока новим.
8. Простота і надійність експлуатації системи аеродинамічного розрахунку, наочна і зручна форма надання результатів розрахунку.

Система аеродинамічного розрахунку вертольота, що задовольняє зазначеним вимогам, в основному розроблена і пройшла дослідну експлуатацію при проектуванні двох вертольотів.

Залежно від необхідної точності розрахунку і наявного обсягу початкових даних про параметри проектованого вертольота в даній системі аеродинамічного розрахунку можна використовувати різні підходи.

З метою реалізації основних льотно-технічних вимог до проектованого вертольота на етапі попереднього проекту використовують спрощений підхід, оснований на методі балансу потужностей (блок "Розрахунок ЛТХ за програмою першого рівня", рис. 10.1). На основі такого підходу ухвалюють основні компонувальні рішення, визначають геометричні та вагові параметри основних частин і агрегатів, а також вертольота в цілому (рис. 10.2, 10.3).

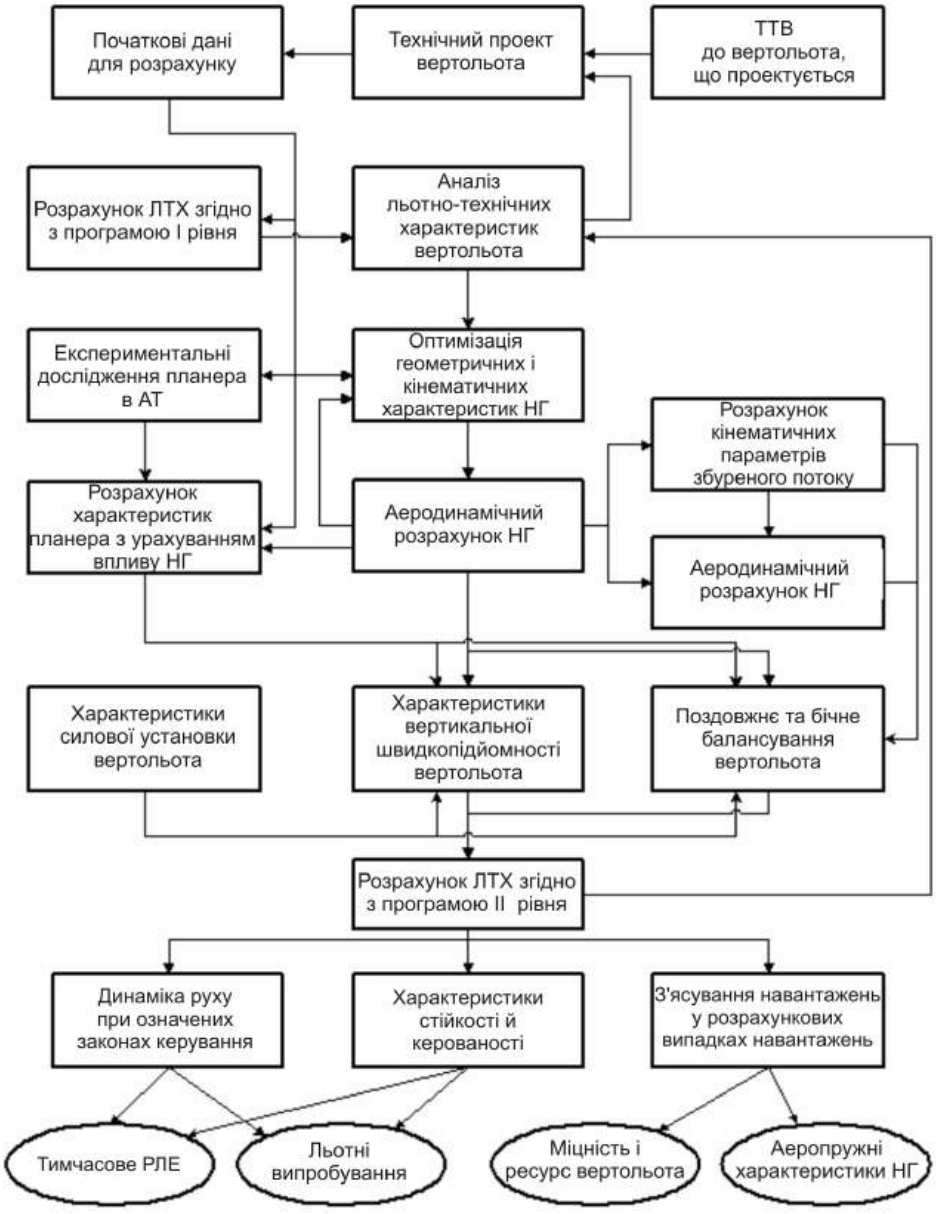


Рис. 10.1. Структурна схема математичної моделі аеродинамічного розрахунку одногвинтового вертольота

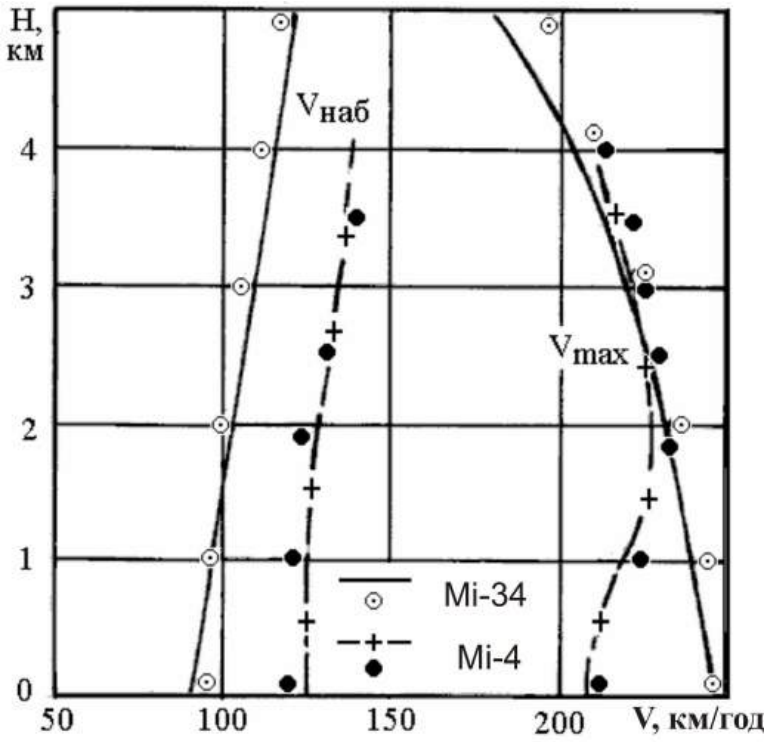


Рис. 10.2. Порівняння розрахункових і тестових даних характерних швидкостей польоту

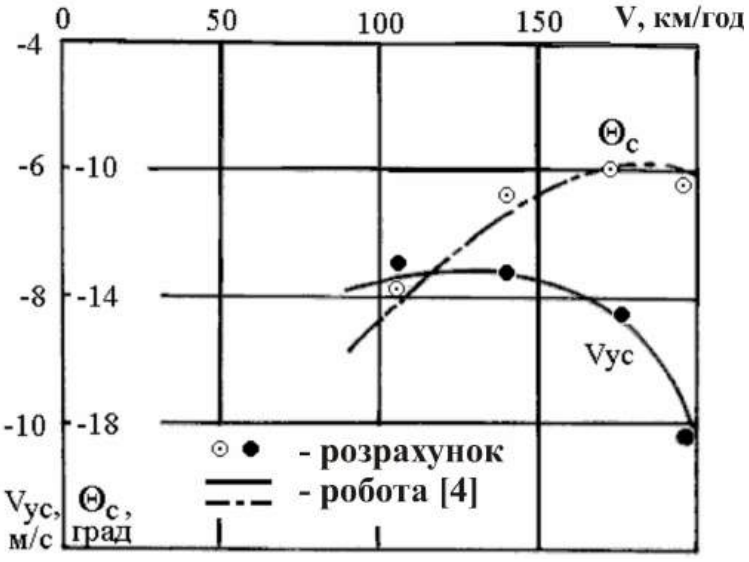


Рис. 10.3. Характеристики зниження вертольота на режимі авторотації

На другому етапі даної системи аеродинамічного розрахунку вертольота застосовують метод балансу тяги. Використання цього методу дозволяє здійснити оптимізацію несучої системи на основних експлуатаційних режимах польоту вертольота (блок «Оптимізація геометричних і кінематичних характеристик НГ», рис. 10.4), визначити в першому наближенні необхідні діапазони зміни кутів атаки і загального кроку НГ, урахувати взаємний вплив окремих елементів компонування вертольота один на другий (рис. 10.5), а також визначити необхідний обсяг експериментальних досліджень.

На завершальному етапі застосовують метод повного балансування, що потребує великого обсягу початкових даних. Цей метод дозволяє разом із визначенням основних ЛТХ вертольота (блок "Розрахунок ЛТХ за програмами II рівня") розрахувати положення балансувань всіх його засобів керування, кути тангажа, крену та ковзання, кути встановлення оперення, крила тощо (рис. 10.6, 10.7).

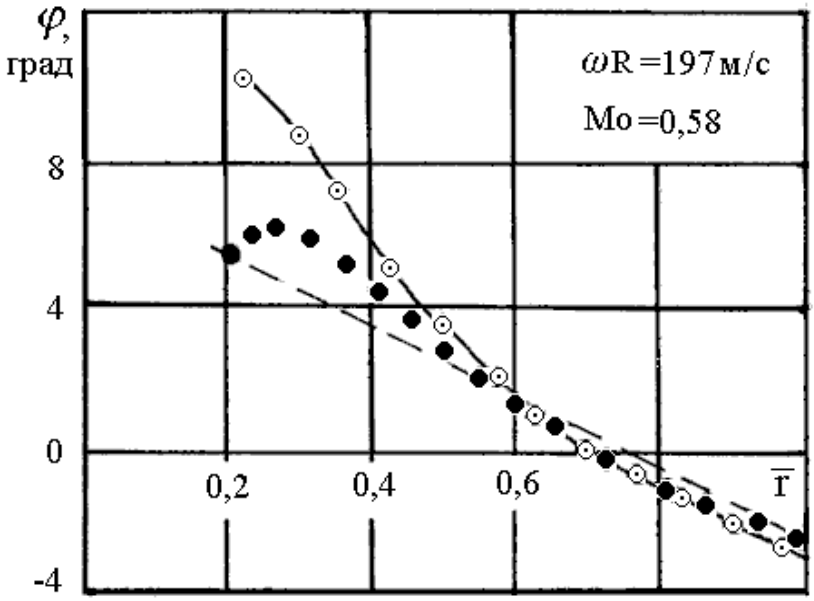


Рис. 10.4. Оптимальне скручення лопаті несучого гвинта для двох режимів польоту

Проекція на площину OXY



Проекція на площину OXZ

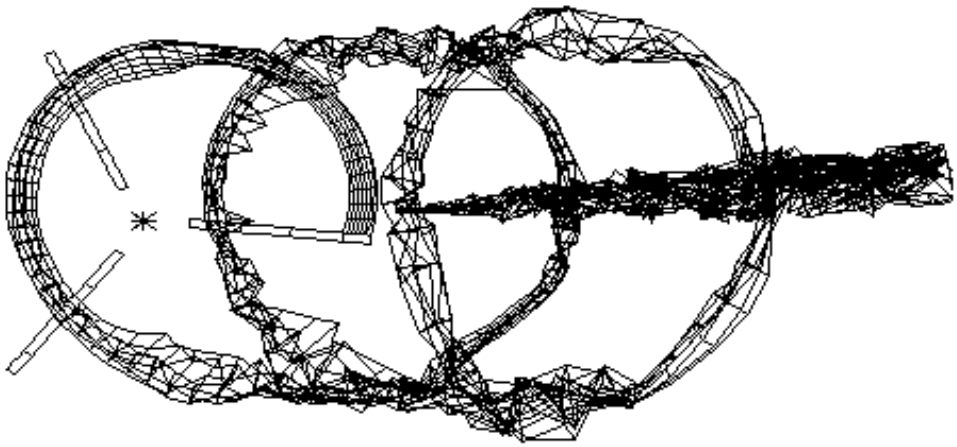


Рис. 10.5. Взаємодія вихрових структур несучого та рульового гвинтів

Перераховані методи і підходи до аеродинамічного розрахунку вертольота базуються на різних методах визначення аеродинамічних характеристик НГ різного рівня деталізації, а також на різних моделях аеродинамічних характеристик планера, урахування взаємного впливу різних елементів вертольота (рис. 10.8).

Одночасно із заданими характеристиками силової установки визначають витрати палива на годину та на кілометр (рис. 10.9), вибирають раціональні крейсерські режими польоту. Розраховують характеристики висіння вертольота як поза впливом поверхні екрана, так і поблизу екрана (рис. 10.10). Висоту статичної стелі визначають за рівністю необхідної та наявної потужностей з урахуванням рекомендованих запасів на вертикальну швидкість.

Геометричні та кінематичні параметри НГ мають забезпечувати можливість виконання сталого горизонтального польоту при прийнятних значеннях махового руху лопатей, запасів управління за циклічним кроком, відсутність зриву з лопатей несучого гвинта в азимуті 240.3000 (рис. 10.11, 10.12).

Результати аеродинамічного розрахунку вертольота можуть використовуватися як початкові дані для математичних моделей динаміки руху вертольота, розрахунку характеристик статичної і динамічної стійкості і керованості.

Результати розрахунків розподілу аеродинамічних навантажень на лопатях несучого і рульового гвинтів можуть бути використані для розрахунків, які призначені для перевірки на міцність, попереднього оцінювання ресурсу лопатей (рис. 10.13) тощо. Розподіл аеродинамічних навантажень по лопаті несучого (рульового) гвинта дозволяє перейти до вирішення задач аеропружності й динамічної міцності, недопущення автоколивань та інших небезпечних резонансних явищ.

Розроблена система аеродинамічного розрахунку вертольота є основою для розроблення комплексної системи автоматичного проектування гвинтокрилих апаратів. Проте навіть наявна система аеродинамічного розрахунку дозволяє реалізувати великі обчислювальні можливості при виконанні параметричних досліджень компонування вертольота з метою його оптимізації і відповідності тактико-технічним вимогам. Це дозволяє уникнути суттєвих помилок у визначенні основних параметрів проектованого вертольота, що може мати найсерйозніші наслідки як для проекту, так і для організації або фірми, що здійснює проектування. На рис. 10.14 показано зростання вартості внесення змін у проект на різних етапах його створення, що підтверджує важливість і відповідальність ухвалених рішень на початкових етапах проектування.

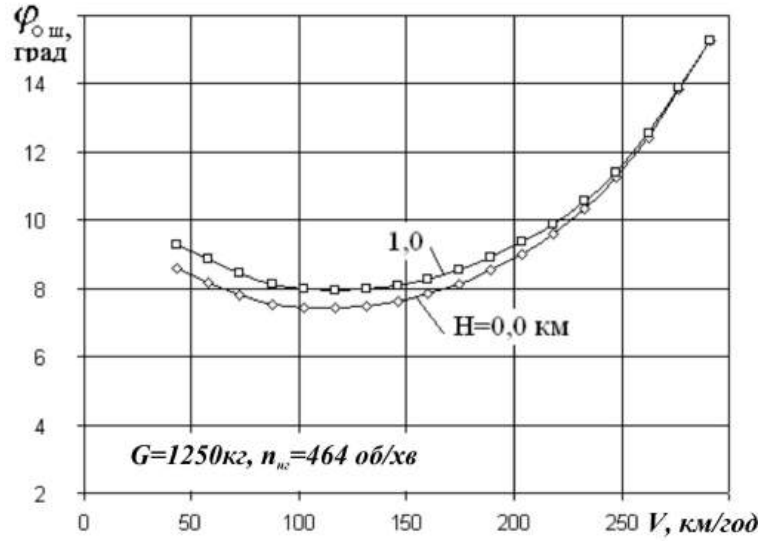


Рис. 10.6. Кути балансувань ОШ несучого гвинта у горизонтальному польоті

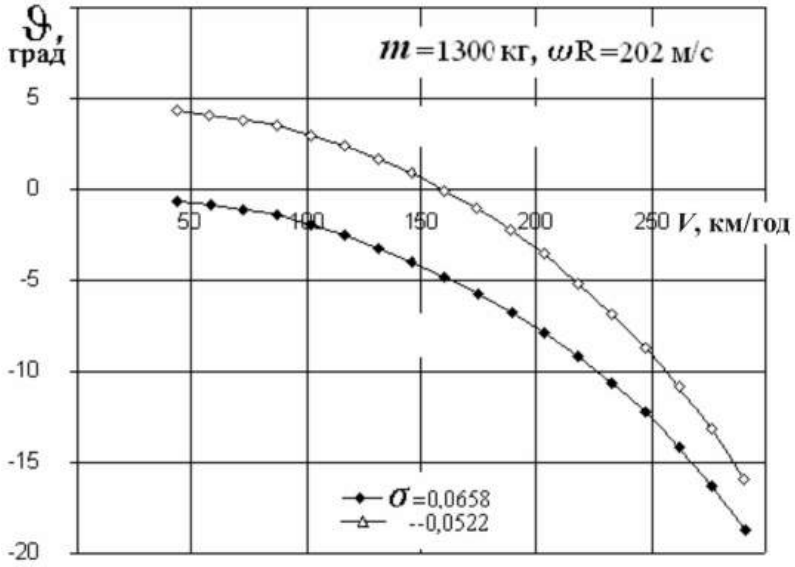


Рис. 10.7. Кути балансувань тангажа вертольота у горизонтальному польоті

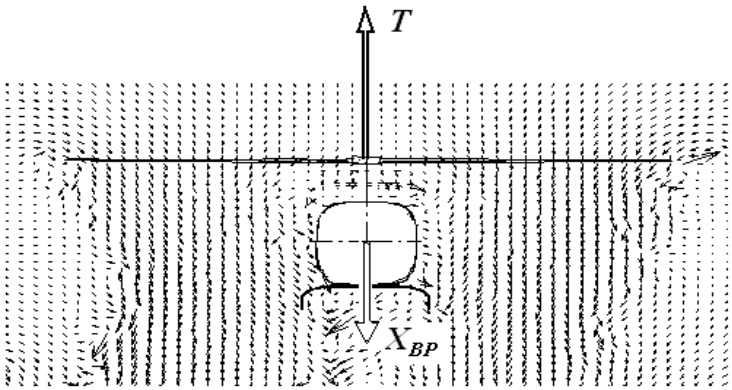
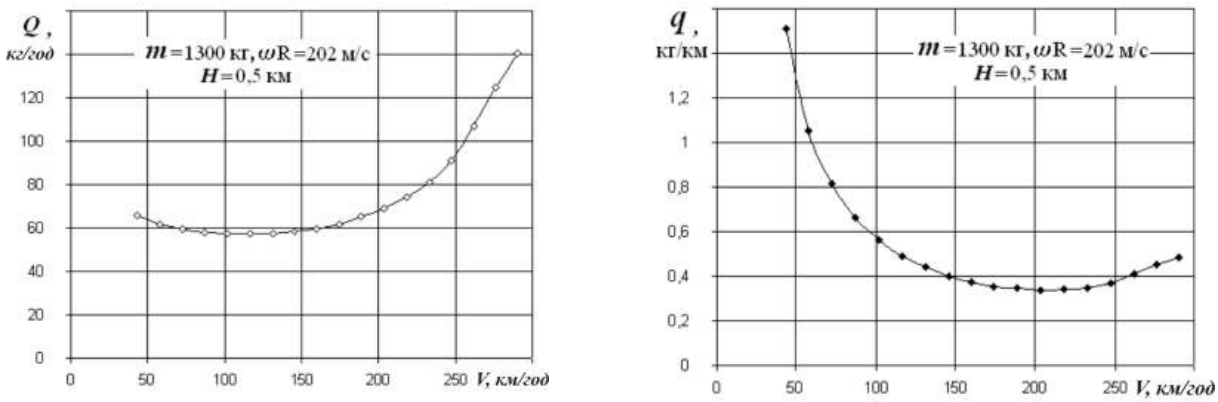


Рис. 10.8. Визначення сили шкідливого опору планера вертольота при вертикальному обдуванні



а б

Рис. 10.9. Витрати палива на годину (а) та на кілометр (б) у горизонтальному польоті вертольота

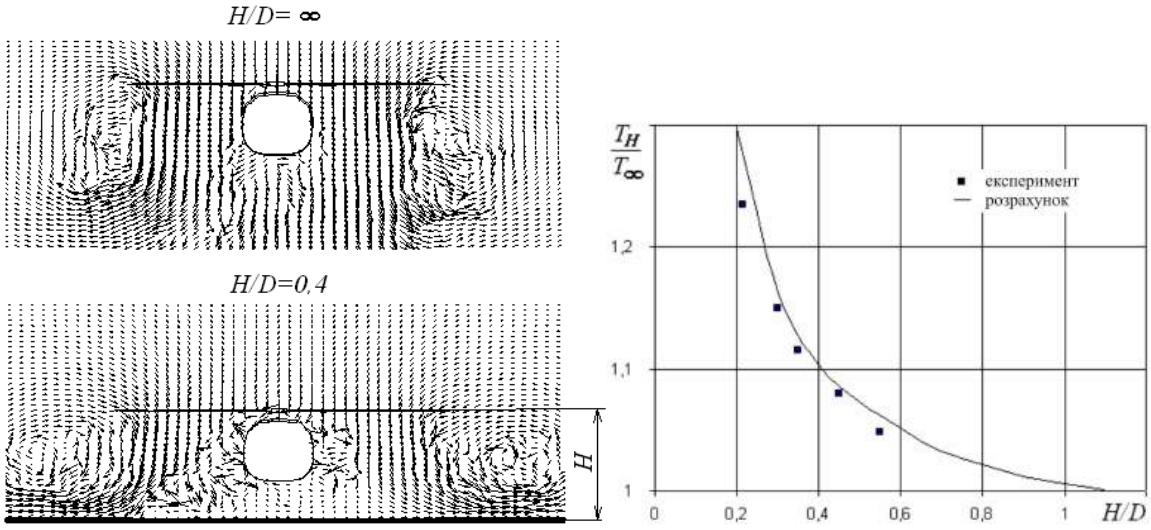


Рис. 10.10. Вплив висоти висіння вертольота на тягу несучого гвинта

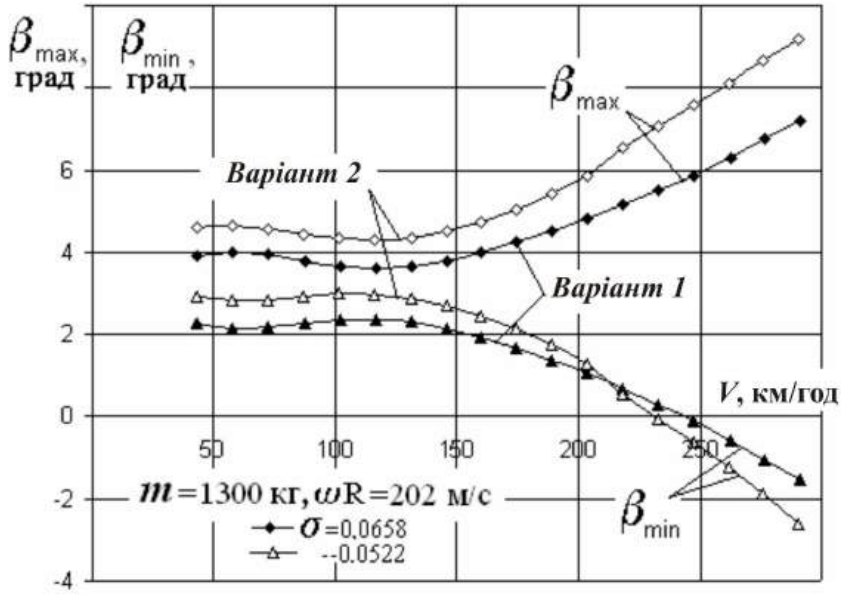


Рис. 10.11. Вплив швидкості польоту на амплітуди махового руху лопатей несучого гвинта

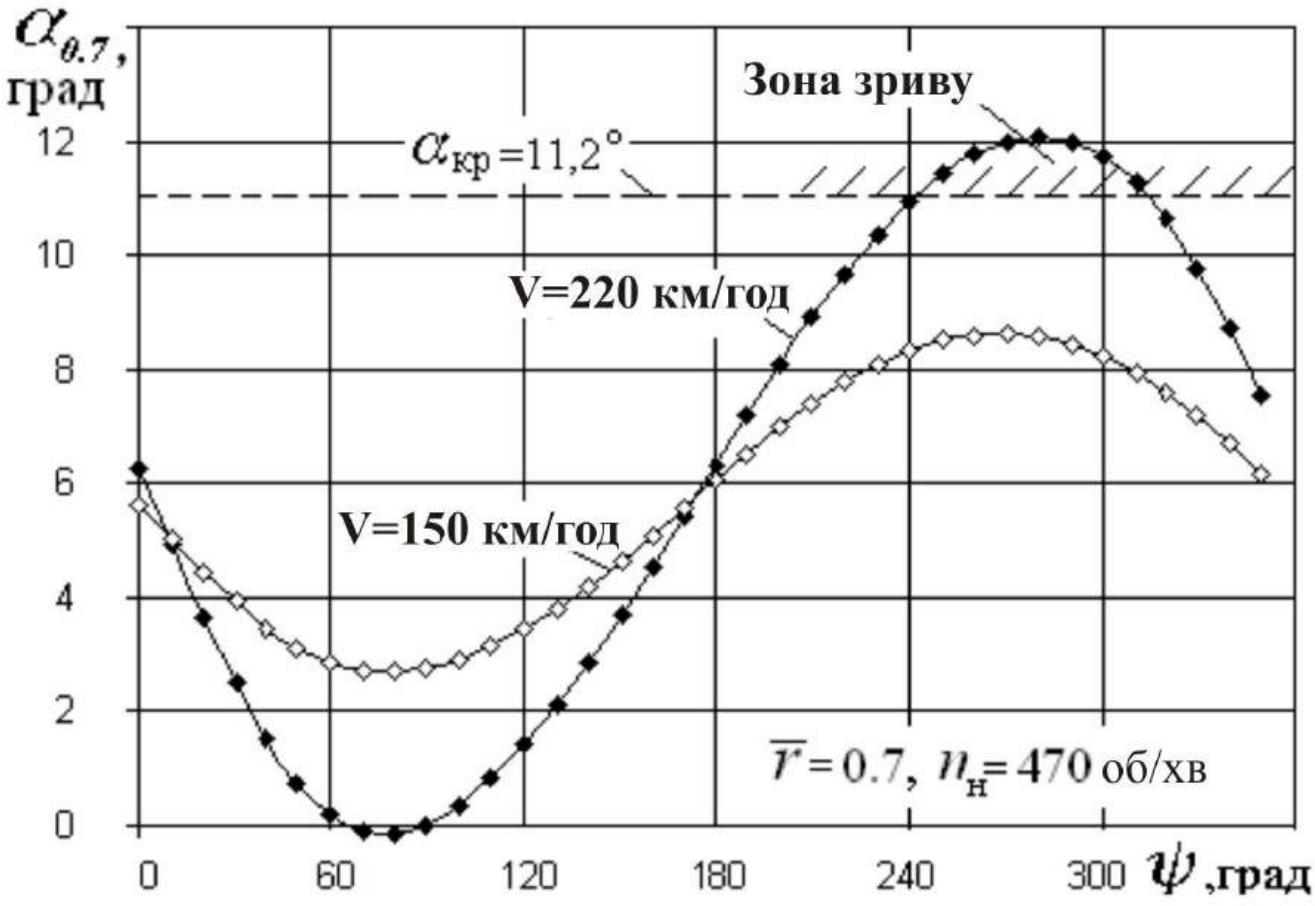
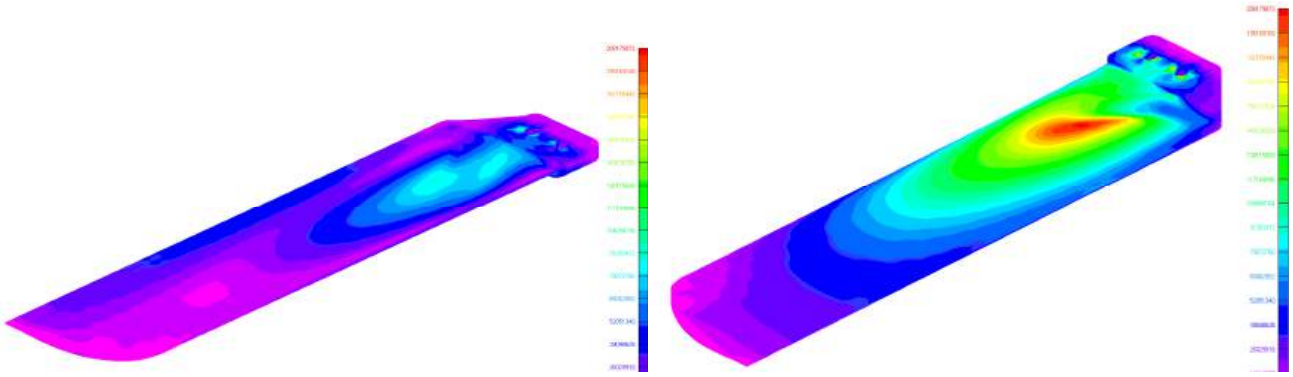


Рис. 10.12. Вплив швидкості польоту на зміну кута атаки характерного перерізу лопаті. Зрив потоку



а б

Рис. 10.13. Розподіл еквівалентного напруження Мізеса по верхній (а) і нижній (б) поверхнях лопаті рульового гвинта

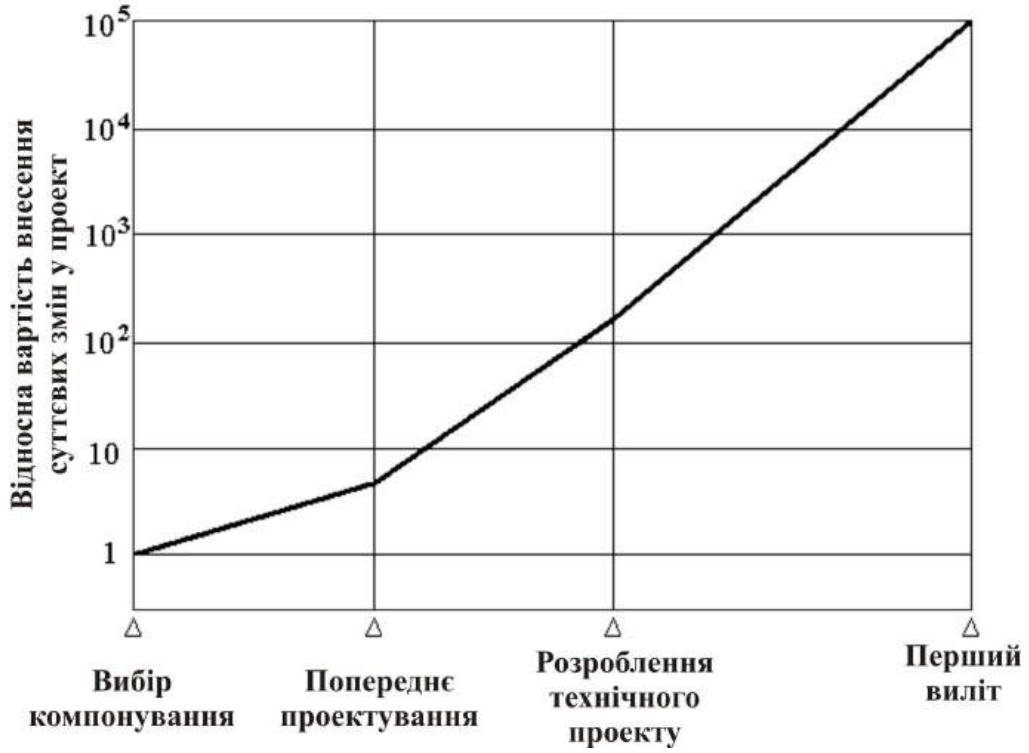


Рис. 10.14. Вартісні витрати доопрацювання проекту на різних етапах

10.1.2. Підсистема розрахунку аеродинамічних характеристик несучого гвинта

Умови роботи НГ вертольота істотно відрізняються від умов обтікання крила або повітряного гвинта на основних режимах польоту. Ці розбіжності зумовили те, що виникла ціла область науки – теорія несучого гвинта, що розглядає умови обтікання НГ, сили і моменти, що діють на нього.

При сталому польоті вертольота відносна швидкість повітряного потоку, що набігає на різні ділянки лопаті (елементи), а відповідно й аеродинамічні сили цих ділянок змінюються в часі за складними періодичними законами. Під впливом таких періодичних навантажень лопать здійснює складний просторовий рух, коливаючись відносно шарнірів і деформуючись як пружне тіло. Отже, теорія НГ у загальному випадку є теорією нестаціонарної аеродинаміки криволінійно рухомої несучої поверхні.

На відміну від теорії крила істотна відмінність теорії НГ полягає в тому, що кожна лопать гвинта не лише створює власне поле індуктивних швидкостей, але і змушена працювати в полі швидкостей, що індукується іншими лопатями. Завдання визначення поля індуктивних швидкостей, індукованого всіма лопатями, – найскладніша частина теорії гвинта.

Основоположником теорії гвинта є М.Є. Жуковський (1912 – 1918 рр.), який у своїх роботах довів, що дія лопатей НГ на довкілля можна замінити дією системи приєднаних і вільних вихорів. Ці вихори збігають із лопаті і

рухаються за лініями течії у відносному русі. Справедливість вихрової теорії гвинта була підтверджена численними дослідами.

Загальну теорію НГ зазвичай поділяють на різні моделі, які розрізняються в основному методом моделювання вільного вихрового сліду за гвинтом.

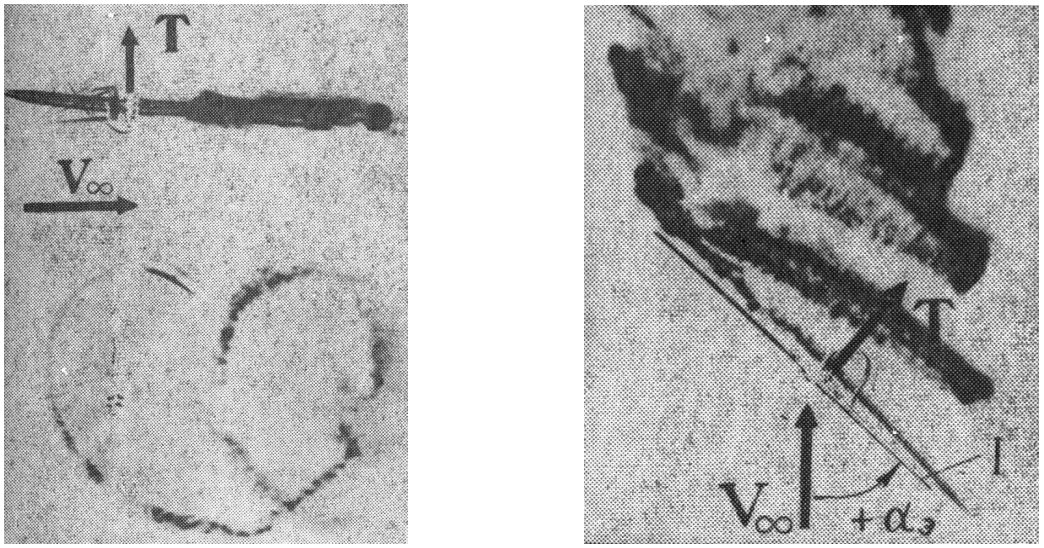


Рис. 10.15. Візуалізація вихрової системи несучого гвинта

10.1.2.1. Математичні моделі теорії НГ

При вирішенні практичних задач визначення аеродинамічних навантажень, що діють на гвинт, і пов'язаного з ним поля індуктивних швидкостей використовують математичні моделі і теорії, які можна розділити на лінійні, квазілінійні і нелінійні (рис. 10.16).



Рис. 10.16. Математичні моделі в теорії несучого гвинта

У лінійних моделях та лінійних методах аеродинамічного розрахунку передбачено, що вихрова система в сліді за несучим гвинтом задана як жорстка циліндрична система спіральних вихорів. Вісь цього циліндра спрямована за вектором швидкості набігаючого потоку і з кроком спіралей, що визначається швидкістю набігаючого потоку.

Лінійні методи і підходи реалізуються у вихровій і дисковій теоріях гвинта. У дисковій теорії НГ замінюють активним диском, і поле індуктивних швидкостей усереднюється за часом. Вихрова і дискова лінійні моделі дозволяють отримати точні аналітичні рішення для поля індуктивних швидкостей, а відповідно, швидкого вирішення задачі розрахунку аеродинамічних навантажень НГ.

У квазілінійних методах і моделях на відміну від лінійних при визначенні кроку спіралей вихрового сліду враховано геометричну суму швидкостей набігаючого потоку і вертикальної компоненти середньої по диску гвинта індуктивної швидкості. У квазілінійних математичних моделях зазвичай застосовують вихрову і дискову теорії.

Нелінійні математичні методи аеродинамічного розрахунку НГ відрізняються тим, що при визначенні поля індуктивних швидкостей враховують їх миттєві значення. Миттєві значення індуктивних швидкостей в довільній точці простору змінюються в часі відповідно до розвитку вихрового сліду за гвинтом. Вихровий слід за гвинтом переміщується з відповідною швидкістю течії, що складається з вектора набігаючого потоку і вектора індуктивної швидкості. Таким чином, слід є вільним, а не жорстко заданим і структура (форма) сліду формується в процесі розвитку течії.

У нелінійних математичних моделях моделюють кожну лопать і її вихровий слід окремо. Теорії, якими користуються для нелінійних моделей, називаються лопатевими. У лопатевих моделях можуть застосовуватись такі види надання лопаті:

– тілесна (об'ємна) модель;
– тонка несуча поверхня.

При моделюванні лопаті використовують розподілені по поверхні лопаті гідродинамічні особливості у вигляді: вихровий шар, шар стоків – джерел, диполів тощо. У всіх розглянутих моделях застосовують умови непроникності, граничну умову загасання збурення далеко від гвинта.

Серед зазначених вище підходів нелінійної моделі особливе місце посідають моделі, в яких застосовують рівняння Ейлера із граничним шаром або рівняння Нав'є-Стокса з тією або іншою моделлю турбулентності. Складність створення моделі турбулентності, адекватно тієї, що описує стискаючі, відривні і нестаціонарні течії в околі гвинта, а також великі потреби ресурсу комп'ютерів для вирішення цих завдань стримують розвиток таких підходів. Тому при вирішенні практичних задач часто використовують простіші методи, що забезпечують задану точність.

10.1.2.2. Структурна схема підсистеми аеродинамічного розрахунку несучого гвинта

Сили і моменти несучого гвинта передаються на вал несучого гвинта і далі на редуктор. При цьому вал несучого гвинта сприймає, окрім обертального моменту гвинта, й інші складові сил моментів, що діють на

втулку від лопатей. Величини навантажень, які діють на втулку НГ, можуть бути визначені тільки шляхом аеродинамічного розрахунку НГ.

Тому детальніше розглянемо структуру блока "Аеродинамічний розрахунок НГ" у структурній схемі, зображеній на рис. 10.1.

Залежно від мети поставленого завдання і режиму польоту вертольота аеродинамічний розрахунок виконують за однією або декількома програмами, показаними на рис. 10.17.

Відповідно до наведеної структурної схеми здійснюють розрахунок на осьових режимах НГ за такими теоріями:

1. Квазілінійна вихрова теорія НГ.
2. Імпульсна теорія НГ.
3. Нелінійна вихрова модель НГ.

На режимах поступального польоту в підсистемі аеродинамічного розрахунку НГ приймають обчислювальні програми, що базуються на таких теоріях і методах розрахунку НГ:

1. Лінійна вихрова теорія гвинта.
2. Квазілінійна вихрова теорія.
3. Метод дискретних вихорів, який інколи називають методом дискретних особливостей.



Рис. 10.17. Структурна схема підсистеми аеродинамічного розрахунку несучого гвинта

Основні положення вживаних теорій гвинта і числових методів розглянуті в підрозд. 10.1.2.1. Далі розглянемо тільки квазілінійну вихрову модель НГ, що забезпечує розрахунок аеродинамічних та інерційних навантажень, які діють на лопать і втулку НГ загалом. У зв'язку з цим необхідно знати позначення основних геометричних і кінематичних параметрів НГ, які використовуватимемо надалі.

10.1.2.3. Основні геометричні та кінематичні характеристики несучого гвинта

При вирішенні різних задач аеродинаміки НГ і динаміки руху його лопатей використовують прямокутну напівзв'язану систему координат $O_н x_н y_н z_н$ (рис. 10.18).

Початок системи координат (точка $O_н$) розташовано в точці перерізу осі вала гвинта із площиною, що проходить через центр втулки і є перпендикулярною осі вала. Цю площину називають конструктивною площиною обертання НГ і позначають КПО. Вертикальна вісь $O_н y_н$ збігається з віссю обертання НГ і спрямована вгору, у бік позитивного напряму сили тяги гвинта.

Подовжня вісь $O_н x_н$ перпендикулярна до осі $O_н y_н$ і спрямована вперед по польоту вздовж проекції на КПО вектора повітряної швидкості набігаючого потоку V_∞ (рис. 10.18).

Поперечна вісь $O_н z_н$ лежить у площині обертання гвинта, перпендикулярна осям $O_н x_н$ і $O_н y_н$ і спрямована у бік наступаючої лопаті. Лопать називається наступаючою (випереджальною), якщо вона рухається назустріч набігаючому потоку. Якщо рух лопаті збігається з напрямом набігаючого потоку, вона називається *відступаючою* (що відстає).

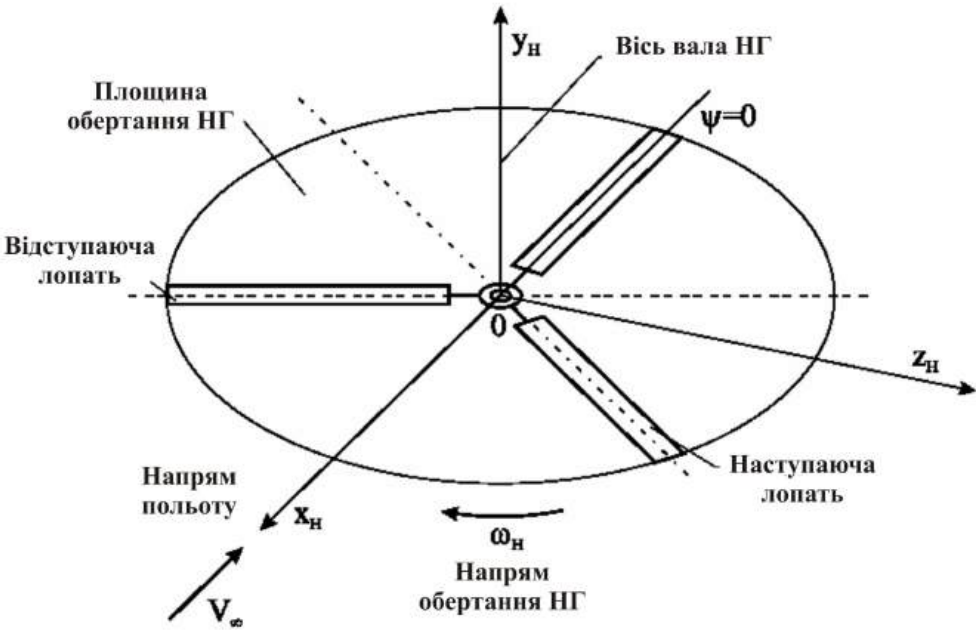


Рис. 10.18. Напівзв'язана система координат несучого гвинта лівого обертання

Залежно від напряму обертання лопатей НГ підрозділяють на гвинти правого і лівого обертання. Якщо при погляді зверху (з кінця осі $O_{н}y_{н}$) лопаті НГ обертаються проти годинникової стрілки, – гвинт *правого обертання*, якщо за годинниковою стрілкою, – гвинт *лівого обертання*. Залежно від напряму обертання НГ напівзв'язана система координат може бути правою (для НГ правого обертання, вживаних на вертольотах UH-1A, R.22, R.44 та ін.) або лівою (гвинти лівого обертання на всіх вертольотах фірми Міля). Оскільки більшість сучасних вертольотів мають НГ лівого обертання, то надалі застосовуватимемо ліву систему координат

Несучий гвинт вертольота складається з певної кількості лопатей, закріплених на втулці певним способом, і характеризується сукупністю цілого ряду геометричних параметрів.

1. *Діаметр* НГ є діаметром кола, по якому рухаються кінці лопатей при роботі гвинта на місці. Часто замість діаметра НГ розглядають радіус $R = D / 2$ (рис. 10.19).

Радіус довільного перерізу лопаті r визначає його відстань від осі обертання НГ. На практиці зручно використовувати відносний радіус $\bar{r} = r / R$, який змінюється в діапазоні $0 \le \bar{r} \le 1.0$.

2. *Радіус комлевого перерізу* лопаті r_0 є відстанню від осі гвинта до початку профільованої частини лопаті. Зазвичай використовують відносне значення $\bar{r}_0 = r_0 / R$.

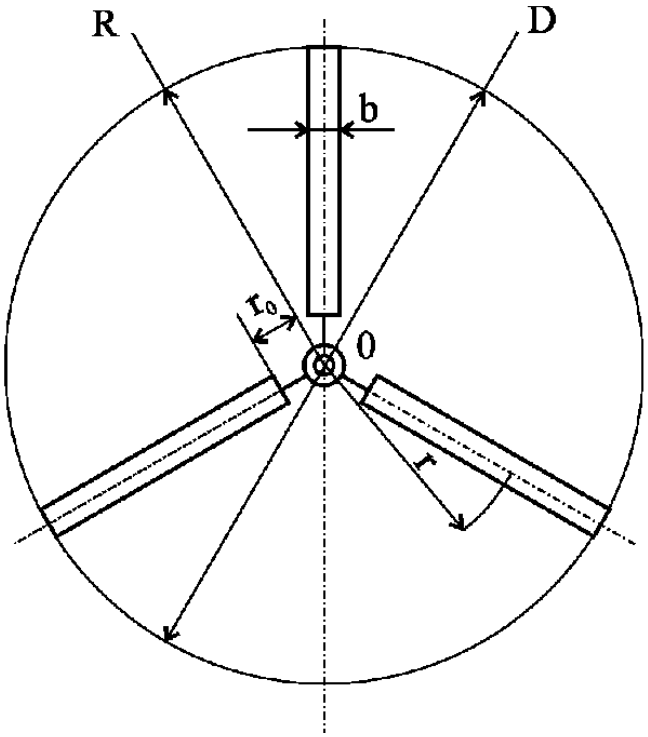


Рис. 10.19. Геометричні параметри несучого гвинта

3. *Характерний радіус* лопаті. Для лопатей НГ значення відносного радіусу $\bar{r} = 0.7$ називають характерним радіусом лопаті, оскільки

характеристики лопаті в цьому перерізі близькі до середніх значень для всієї лопаті.

4. *Ометаєма площа* НГ $F_н$ – площа кола діаметра D, тоді

$$F_н = \pi D^2 / 4 = \pi R^2.$$

5. *Кількість лопатей* НГ $K_л$. *Кількість* лопатей НГ в основному залежить від польотної маси вертольота і його цільового призначення. Для сучасних вертольотів $K_л$ може змінюватися від 2 до 5.
6. *Форма лопаті в плані.* На сучасних вертольотах найбільшого поширення набули лопаті прямокутної форми в плані, хорда лопаті b яких постійна по її довжині. Ці лопаті найбільш технологічні у виробництві. До них висувають менш жорсткі вимоги щодо геометричного скручення і закону розподілу товщини профілю по радіусу лопаті.
7. *Коефіцієнт заповнення* НГ $\sigma_н$ характеризує ступінь заповнення лопатями ометаємої площі НГ і дорівнює відношенню сумарної площі всіх лопатей $K_л F_л$ до ометаємої площі

$$\sigma_н = \frac{K_л F_л}{F_н} = \frac{K_л b}{\pi R}, \qquad (10.1)$$

тут $F_л = Rb$ – умовна площа однієї лопаті.

8. *Відносне рознесення (винесення)* горизонтального і вертикального шарнірів для НГ із шарнірним кріпленням лопатей

$$\bar{l}_{гш} = \frac{l_{гш}}{R}, \bar{l}_{вш} = \frac{l_{вш}}{R}, \qquad (10.2)$$

де $l_{гш}, l_{вш}$ – відстань від осі обертання гвинта до відповідних шарнірів (рис. 10.20). Для сучасних вертольотів $\bar{l}_{гш} = 0.02...0.05$, $\bar{l}_{вш} = 0.04...0.06$.

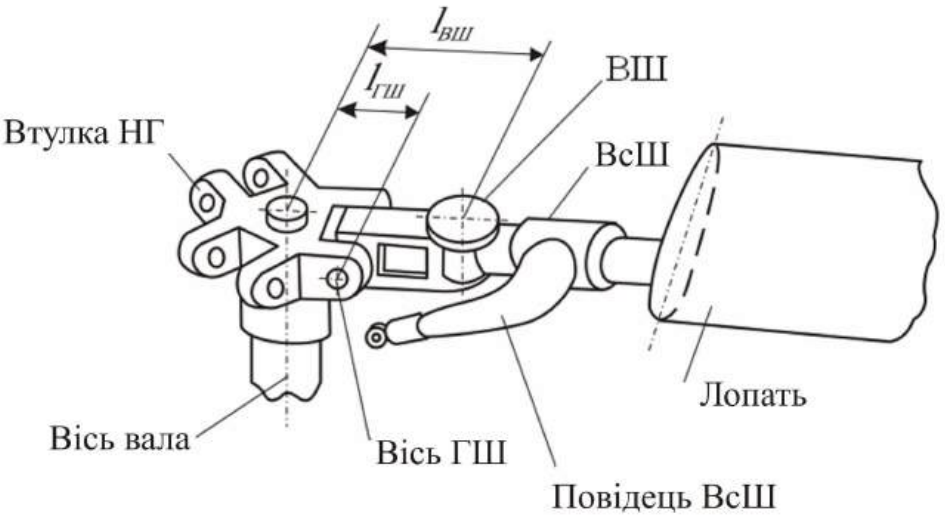


Рис. 10.20. Конструктивна схема втулки НГ із шарнірним кріпленням лопатей

9. *Профіль лопаті.* Профіль є формою контуру, що утворюється при перерізі лопаті площиною, перпендикулярною до її подовжньої осі. Профіль лопаті, як і профіль крила, характеризується низкою геометричних параметрів (рис. 10.21):
   - *хорда лопаті* b – пряма, що з'єднує дві найбільш віддалені точки профілю;
   - *середня лінія профілю* є лінією, проведеною через середини відрізків, перпендикулярних до хорди і обмежених верхньою і нижньою дужками профілю. Середня лінія симетричного профілю збігається з хордою, у несиметричного – вона є криволінійною;
   - *відносна товщина профілю* $\bar{c}$ є відношенням максимальної товщини профілю c_{max} до його хорди, яке інколи виражається у відсотках:

$$\bar{c} = \frac{c_{max}}{b} \cdot 100\%; \qquad (10.3)$$

   - *відносна координата максимальної товщини* профілю $\bar{x}_c$ визначає положення на хорді максимальної товщини профілю

$$\bar{x}_c = \frac{x_c}{b} \cdot 100\%; \qquad (10.4)$$

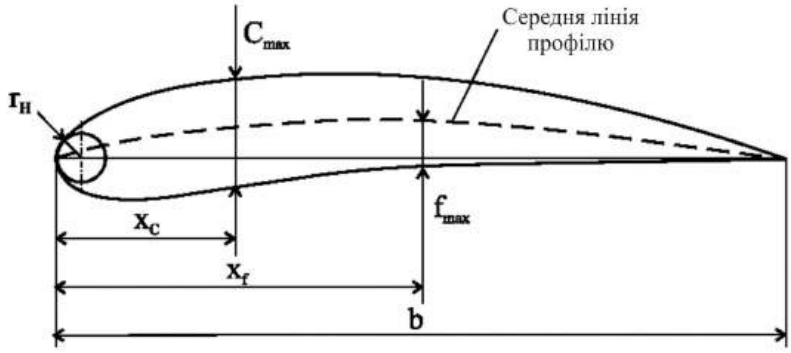


Рис. 10.21. Геометричні параметри профілю лопаті

   - *відносна* максимальна *кривина профілю* $\bar{f}$ є відношення максимальної відстані між середньою лінією і хордою профілю f_{max} (рис. 10.21) до довжини хорди, яке виражається у відсотках

$$\bar{f} = \frac{f_{max}}{b} \cdot 100\%; \qquad (10.5)$$

   - *відносна координата максимальної кривини профілю*

$$\bar{x}_f = \frac{x_f}{b} \cdot 100\%\ ; \qquad (10.6)$$

   - *відносний радіус закруглення носка профілю*

$$\bar{r}_н = \frac{r_н}{b}. \qquad (10.7)$$

Профілі лопатей об'єднані в серії, кожна з яких має свої певні закони зміни товщини і кривини (вогнутості) вздовж хорди профілю. Для лопатей сучасних легких вертольотів застосовують в основному симетричні або несиметричні профілі з невеликою кривиною і добре закругленим носком. Відносна товщина профілю становить $\bar{c}$ = 6...16% і зазвичай збільшується до комлевої частини.

10. *Кут установлення перерізу лопаті* – φ кут між хордою лопаті в даному перерізі і конструктивною площиною обертання гвинта (рис. 10.22,а). Кут установлення перерізу лопаті на характерному відносному радіусі $\bar{r}$ = 0.7 при нейтральному положенні засобів керування називається кутом установлення лопаті, або загальним кроком НГ, і позначається φ_0.
11. *Геометричне скручення лопаті* є необхідним для більш рівномірного розподілу аеродинамічного навантаження за її розмахом. З цією метою кути установлення перерізів лопаті зменшуються до її кінця, тобто здійснюється конструктивний поворот перерізів відносно один до одного на кут $\Delta\varphi$ (рис. 10.22,б). Скручення лопаті $\Delta\bar{\varphi}_{л}$ визначається як різниця кутів установлення її перерізів на кінцевому $\left(\bar{r}=1\right)$ і комлевому радіусах $\left(\bar{r}=\bar{r}_0\right)$ $\Delta\bar{\varphi}_{л}=\varphi_{\bar{r}=1}-\varphi_{r_0}$. У більшості сучасних вертольотів геометричне сукання $\Delta\bar{\varphi}_{л}$ не перевищує – (7…9°).

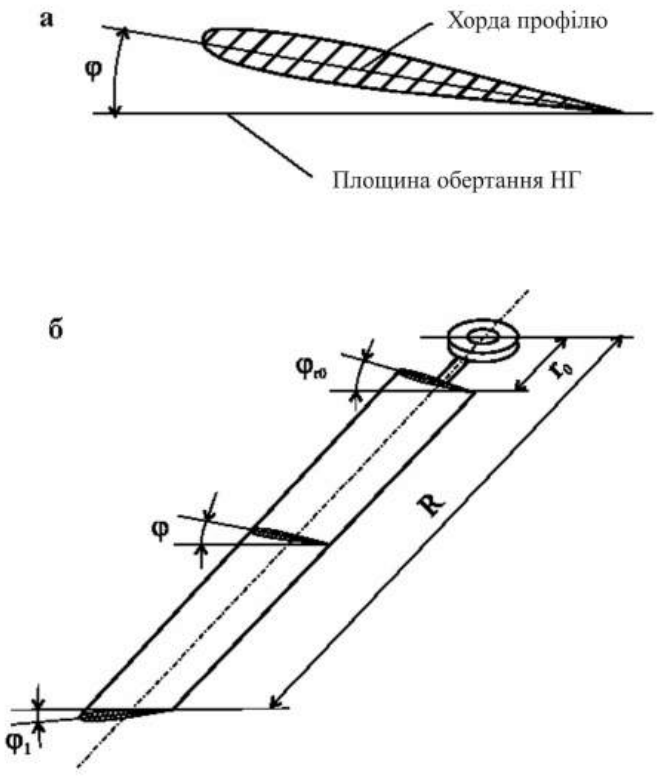


Рис. 10.22. Кут установлення перерізу лопаті

Кінематичні характеристики НГ визначають характер поступальної, обертальної і коливальної ходи лопатей і гвинта в цілому. До кінематичних характеристик НГ вертольота відносять такі величини:

1. *Частота обертання* НГ, яка є кількістю обертів гвинта за хвилину ($n_н$, об/хв), інколи використовують кількість обертів у секунду ($n_с$, об/с). Кутова швидкість обертання НГ пов'язана з його частотою обертання відомим співвідношенням $\omega_н = 2\pi n_с = \pi n_н / 30$.
2. *Колова швидкість* $\omega_н R$ і *колове число* Маха кінця лопаті $M_0 = \omega_н R / a$ (a – швидкість звуку за заданих атмосферних умов). Величина колової швидкості кінця лопатей НГ $\omega_н R$ (або M_0) значно впливає на льотні характеристики вертольота. Колова швидкість $\omega_н \cdot R$ сучасних вертольотів становить 180...230 м/с.
3. *Повітряна швидкість набігаючого потоку* V. На підставі відомого принципу оборотності розглядають не рух НГ із швидкістю V (швидкістю польоту вертольота) відносно нерухомого повітряного середовища, а повітряний потік, який набігає на обертальний гвинт зі швидкістю V. Для зручності задавання режиму польоту вертольота використовують безрозмірну величину швидкості набігаючого потоку $\overline{V} = V / \omega_н R$.
4. *Кут атаки* несучого гвинта $\alpha_н$. Під кутом атаки НГ розуміють кут, узгоджений між вектором швидкості набігаючого *потоку* V і КПО гвинта (рис. 10.23,а). Величину кута атаки гвинта $\alpha_н$ вважають позитивною $(\alpha_н > 0)$, якщо повітряний потік набігає на НГ знизу, і $\alpha_н$ – негативний $(\alpha_н < 0)$, якщо повітряний потік набігає на НГ зверху.

Залежно від орієнтації НГ відносно вектора швидкості набігаючого потоку V (тобто кута атаки НГ) розрізняють два основні режими роботи гвинта – осьове обтікання і косе обтікання.

На режимі осьового обтікання повітряний потік набігає перпендикулярно площині обертання НГ (рис. 10.23,б). У цьому режимі гвинт працює на висінні, вертикальному наборі висоти ($\alpha_н$ = - 90°) або вертикальному зниженні ($\alpha_н$ = 90°).

Режим косого обтікання відповідає таким умовам польоту, коли повітряний потік набігає на НГ під певним кутом ($\alpha \neq \pm 90°$). Режим косого обтікання відповідає горизонтальному польоту, набору висоти ($\alpha_н < 0$) або зниженню ($\alpha_н > 0$) вертольота.

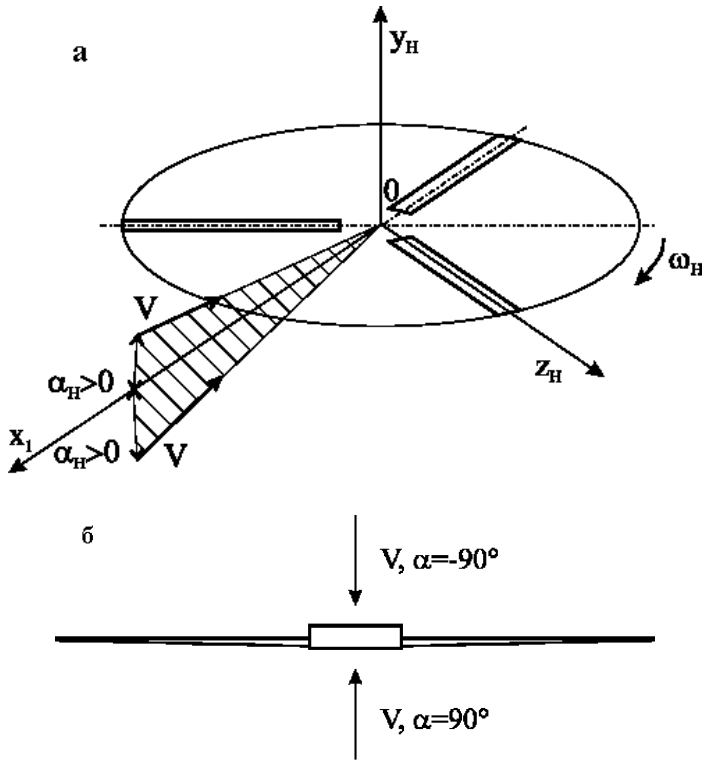


Рис. 10.23. Кут атаки несучого гвинта вертольота

5. *Характеристика режиму роботи несучого гвинта* μ. Є відношенням проекції вектора швидкості V на площину обертання НГ $V_x = V \cdot \cos\alpha_н$ (рис. 10.24) до колової швидкості кінців лопатей:

$$\mu = \frac{V \cdot \cos\alpha_н}{\omega_н R}. \qquad (10.8)$$

Характеристика режиму роботи НГ змінюється в широкому діапазоні. При цьому μ=0 відповідає осьовим режимам обтікання НГ. При малих кутах атаки НГ ($\alpha_н$ </10...14°/) можна вважати, що $\cos\alpha_н \approx 1.0$, тоді $\mu \approx \overline{V}$.

6. *Кут азимутного положення* лопаті ψ, який вимірюють за напрямом обертання НГ між подовжньою віссю лопаті і початковим положенням лопаті над віссю хвостової балки (рис. 10.25). Кут азимутного положення лопаті ψ визначає її положення на диску НГ. Лопать вважається *наступальною* (що випереджає) при $0 < \psi < 180°$ (у лівій частині диска НГ лівого обертання) і *відступаючою* (що відстає) при 180о$< \psi < 360°$ (у правій частині диска, рис. 10.18).
7. *Кут змаху лопаті* $\beta_л$ несучого гвинта визначає кутове переміщення лопаті в ГШ відносно площини обертання гвинта і вважається позитивним ($\beta_л > 0$) при відхиленні лопаті вгору відносно КПО (рис. 10.26).
8. *Кут гойдання лопаті* ξ визначає кутове переміщення лопаті відносно осі ВШ. Вимірюється від лінії, що проходить через осі НГ і

ВШ і подовжньою віссю лопаті при $\beta=0$ (рис. 10.27). Кут гойдання ξ позитивний при відхиленні лопаті проти напряму обертання НГ.

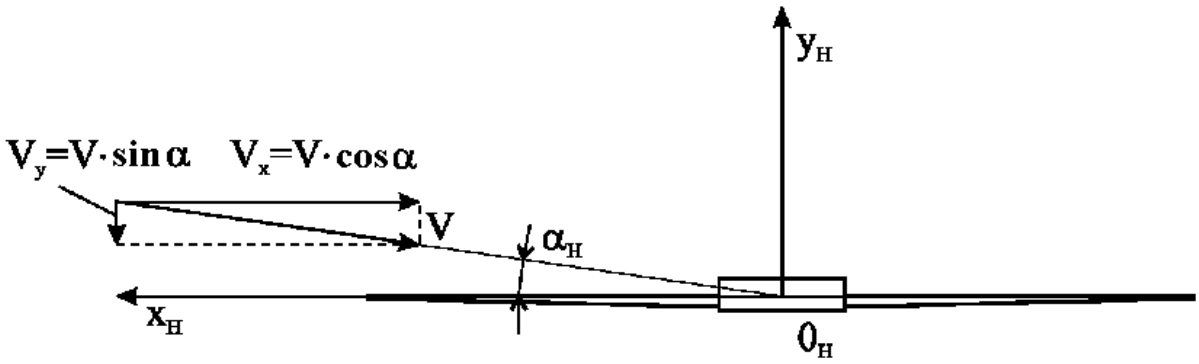


Рис. 10.24. Складові вектора швидкості набігаючого потоку

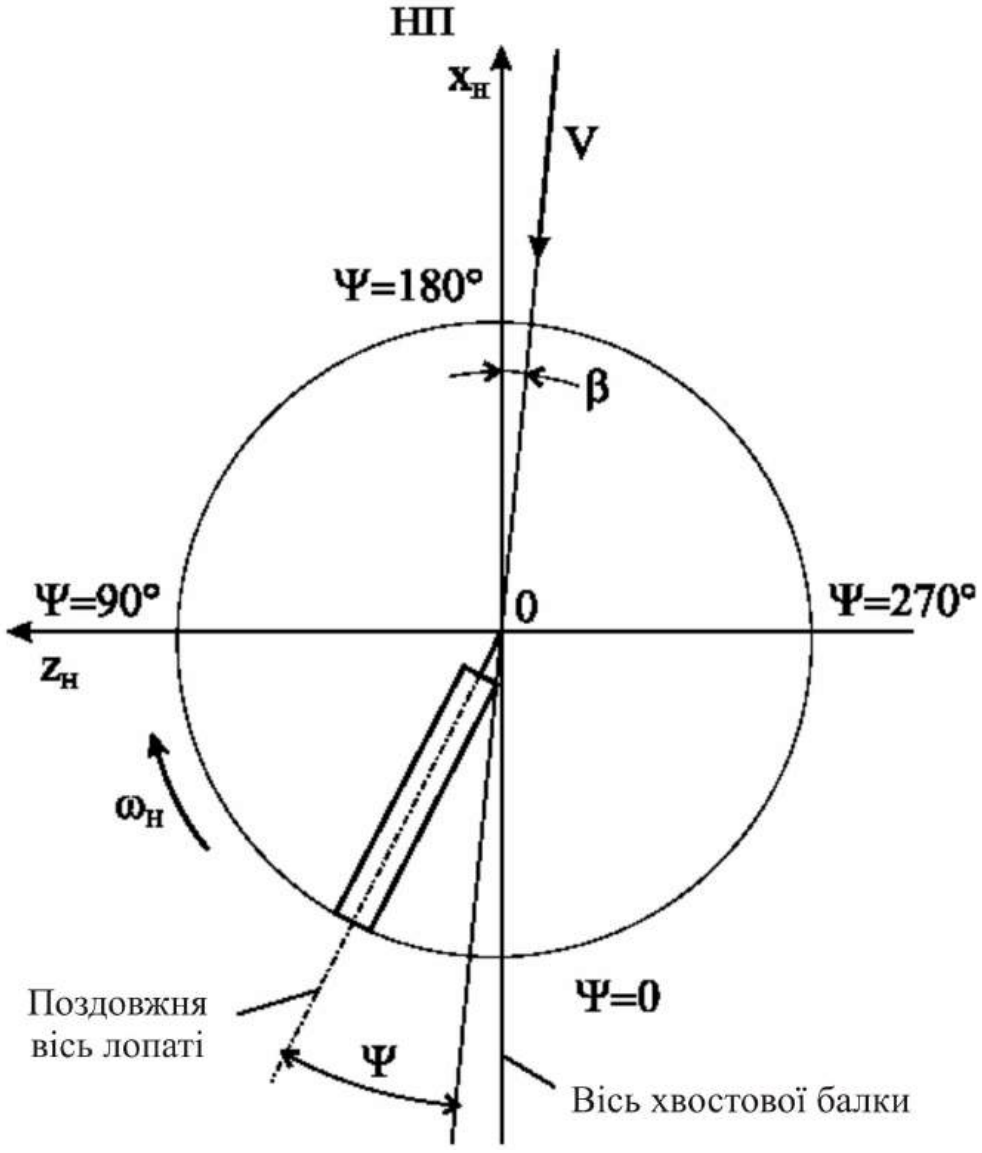


Рис. 10.25. Кут азимутного положення лопаті

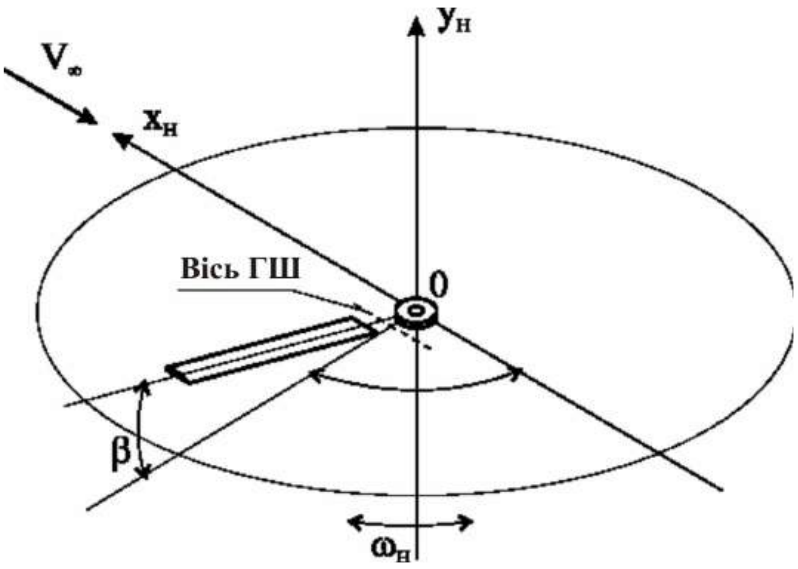


Рис. 10.26. Кут змаху лопаті

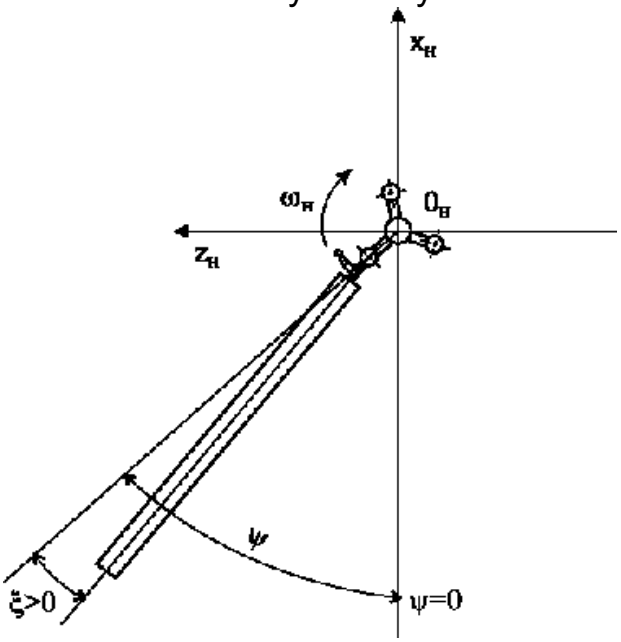


Рис. 10.27. Кут гойдання лопаті несучого гвинта

10.1.3. Методика розрахунку аеродинамічних характеристик несучого гвинта

Методика розрахунку аеродинамічних характеристик несучого гвинта з поступальною швидкістю основана на класичній теорії НГ, розробленій М. Л. Мілем і М. Н. Тіщенко. На основі аеродинамічних характеристик НГ роблять розрахунки спільно з чисельною інтеграцією рівняння махового руху лопаті і урахуванням розподілу поля індуктивних швидкостей по диску НГ. Пропонована методика розрахунку забезпечує отримання широкого спектра аеродинамічних характеристик НГ з високим ступенем достовірності отриманих результатів при мінімальних витратах машинного ресурсу ЕОМ.

10.1.3.1. Початкові дані й основні допущення методу розрахунку

Запропонована методика розрахунку передбачає урахування таких геометричних і кінематичних параметрів гвинта:

- геометричного скручення лопаті $\Delta\varphi = f(\bar{r})$ (рис. 10.22, б);
- форми лопаті в плані, що задається відповідним законом зміни хорди уздовж радіуса лопаті $\bar{b} = b / R = f(\bar{r})$;
- кількості лопатей НГ $К_л$;
- профільного компонування лопаті, що передбачає наявність трьох ділянок, що складаються з профілів різних серій (рис. 10.28);

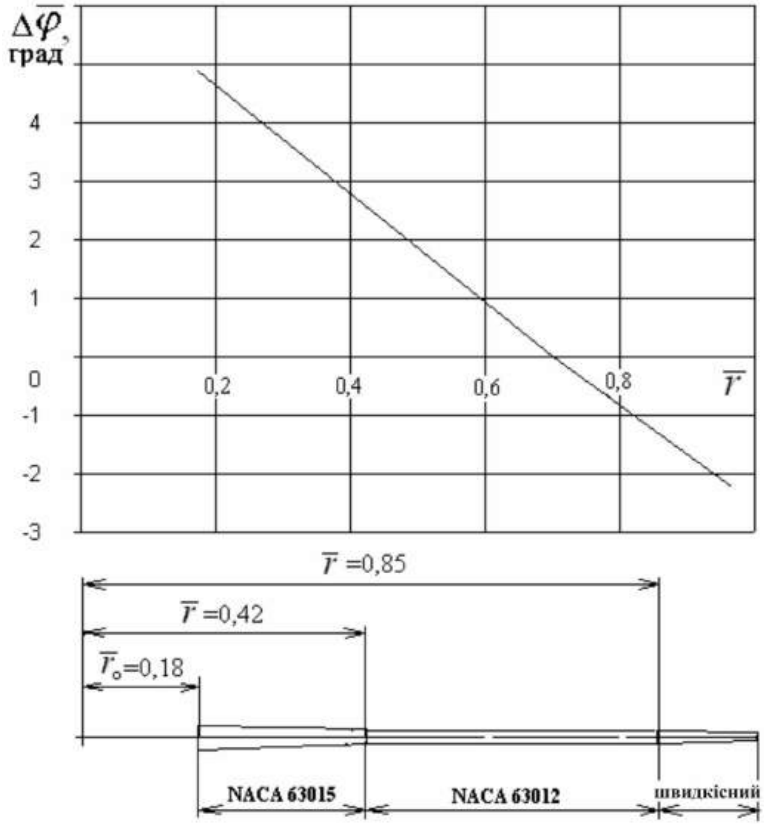


Рис. 10.28. Профілізація і сукання лопаті несучого гвинта

- радіуса несучого гвинта *R*;
- масово-інерційних характеристик пера лопаті, які визначають за допомогою відомих виразів:

$$m_л = \int_{r_0}^{R} dm_л \cdot dr \ , \ J_{гш} = \int_{l_{гш}}^{R} dm_л \cdot r^2 \ , \ S_{гш} = \int_{l_{гш}}^{R} dm_л \cdot r \ ,$$

$$J_0 = \int_{0}^{l_{гш}} dm_л \cdot r^2 \ , \qquad S_0 = \int_{0}^{l_{гш}} dm_л \cdot r \ , \qquad (10.9)$$

де $dm_л$ – поточна погонна маса лопаті; J_0, S_0 – інерційні характеристики рукава лопаті;

- жорсткості горизонтального шарніра, що характеризується похідною $M_{гш}^{\beta}$ і визначає момент, що діє на лопать при відхиленні її на одиничний кут від нейтрального положення. Відповідно до цього визначення величину пружного моменту лопаті знаходимо з виразу

$$M_{упр} = -M_{гш}^{\beta} \cdot \beta; \qquad (10.10)$$

- величини коефіцієнта компенсатора змаху лопаті k, функція якого полягає в зміні кута установлення лопаті на величину

$$\Delta\varphi_{\beta} = -k \cdot \beta. \qquad (10.11)$$

При розрахунку аеродинамічних характеристик гвинта передбачають режим сталого горизонтального польоту з постійною швидкістю. Режим характеризується такими параметрами:

- атмосферними умовами (щільність повітря ρ, кінематична в'язкість повітря ν, швидкість звуку **a**);
- швидкістю польоту V;
- частотою обертання гвинта $n_н$ або коловою швидкістю обертання кінця лопаті ωR;
- кутом атаки $\alpha_в$ несучого гвинта, тобто кутом між вектором швидкості і конструктивною площиною обертання гвинта (рис. 10.29);
- кутом загального кроку несучого гвинта φ_0, який відповідає куту встановлення перерізу лопаті відносно КПВ при нульовому вугіллі змаху вважається позитивним за умови відхилення передньої кромки перерізу лопаті вгору (див. рис. 10.22);
- складовими кута циклічного кроку гвинта θ_1 і θ_2, відповідно до яких циклічна зміна кута установлення лопаті залежно від її азимутного положення визначається виразом

$$\Delta\varphi_{ц} = \theta_1 \cdot \cos\psi + \theta_2 \cdot \sin\psi, \qquad (10.12)$$

де θ_1 і θ_2 – кути установлення лопаті відносно КПВ в азимутах ψ=0 і ψ=π/2 відповідно, тоді при дії циклічного управління і наявності регулятора змаху зміна кута установлення перерізу лопаті описується рівнянням

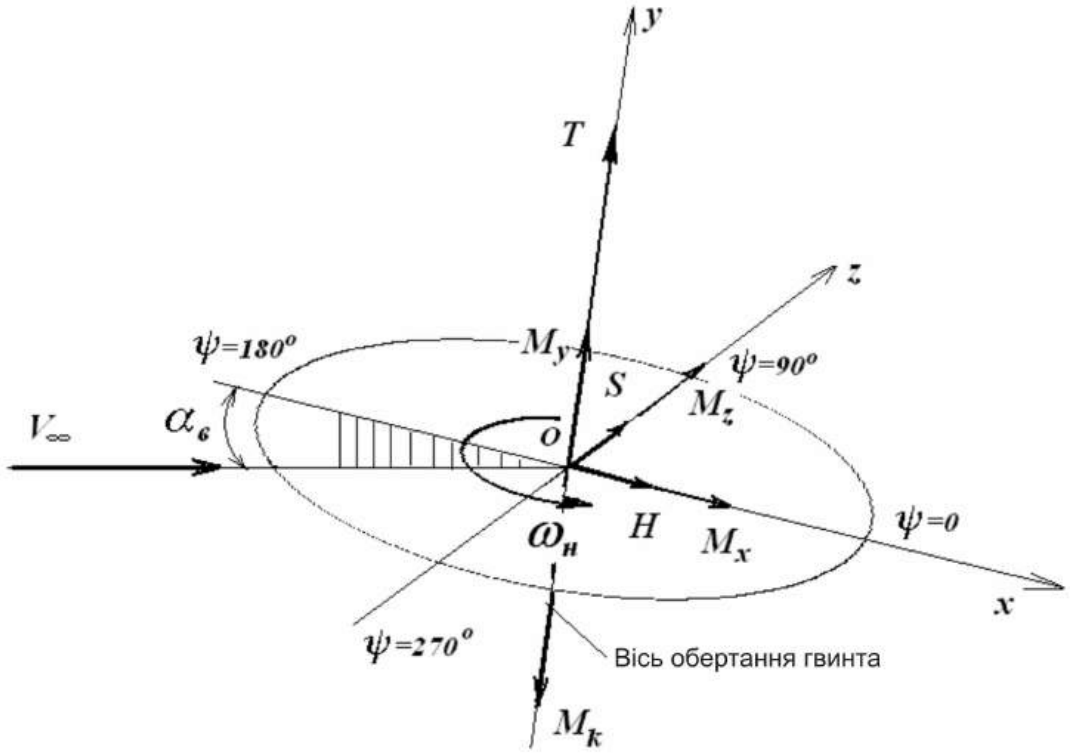
$$\varphi = \varphi_0 + \Delta\varphi + \Delta\varphi_{\beta} + \Delta\varphi_{y} = \varphi_0 + \Delta\varphi - k\beta + \theta_1 \cdot \cos\psi + \theta_2 \cdot \sin\psi. \qquad (10.13)$$

Основними критеріями подібності, виконання яких забезпечує можливість узагальнення результатів розрахунку на цілу низку польотних режимів, є такі:

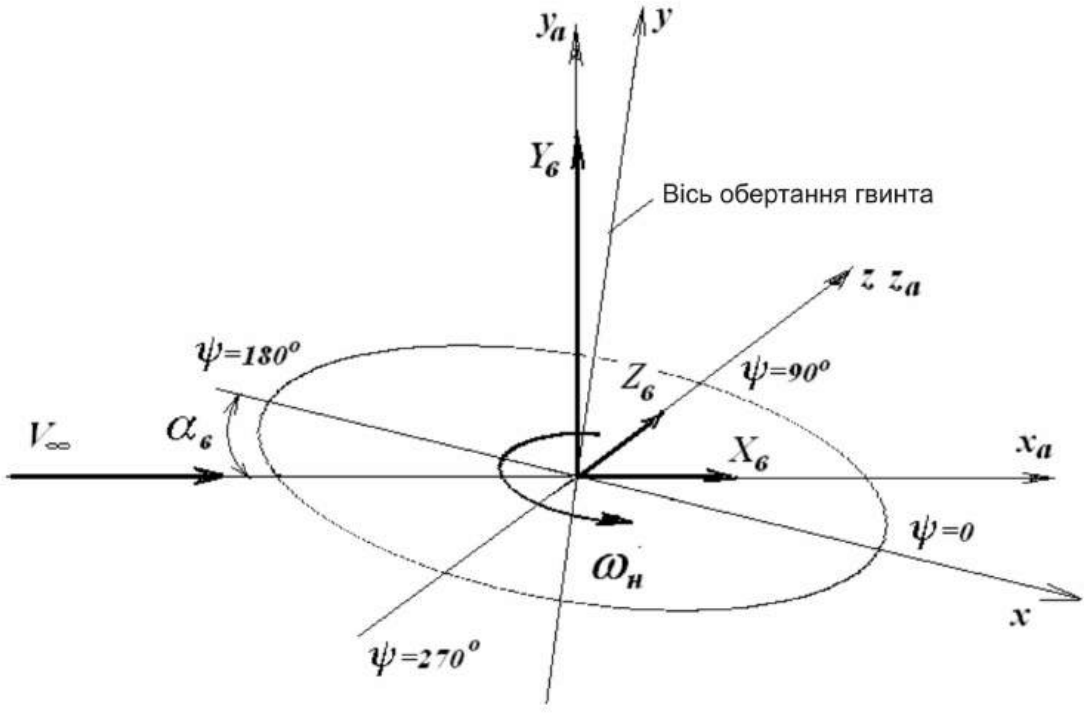
- за в'язкістю повітря;
- за стисливістю;
- динамічний;
- кінематичний.

Перший критерій потребує однаковості чисел Рейнольдса в перерізах лопаті при її моделюванні і в реальному польоті для забезпечення подібності

$$\mathrm{Re} = \frac{\mathrm{Ubr}}{\nu} = \frac{a}{\nu} \mathrm{bM}. \qquad (10.14)$$



а



б

Рис. 10.29. До визначення аеродинамічних сил і моментів несучого гвинта:
а – у напівзв'язаній системі координат;
б – у швидкісній системі координат

Другий критерій подібності забезпечується рівністю чисел Маха в розрахунку і фізичному об'єкті. За параметр подібності режимів обтікання НГ беруть середнє значення числа Маха кінця лопаті перший і другий критерії подібності режимів обтікання НГ у пропонованому чисельному методі забезпечують відповідним завданням аеродинамічних характеристик профілів

$$C_{y_a}(\alpha, M, Re)\ C_{x_a}(\alpha, M, Re)\ M_R = \frac{\omega R}{a}. \qquad (10.15)$$

Основним параметром забезпечення динамічної подібності є масова характеристика лопаті

$$\gamma = \frac{C_y^{\alpha} \cdot \rho \cdot b_{07} \cdot R^4}{2(J_{гш} - 2S_{гш} \cdot l_{гш} + m_л l_{гш}^2)}, \qquad (10.16)$$

де $l_{гш}$ – винесення горизонтального шарніра;

b_{07} – хорда лопаті на характерному радіусі $\bar{r}$=0.7.

Кінематична подібність режимів обтікання НГ потребує рівності кутів атаки перерізів лопаті і забезпечується рівністю відносних швидкостей польоту $\overline{V}$ кутів атаки гвинта $\alpha_в$ загального φ_0 і циклічного $\Delta\varphi_ц$ кроків. Виконання перших двох критеріїв може бути замінено одним

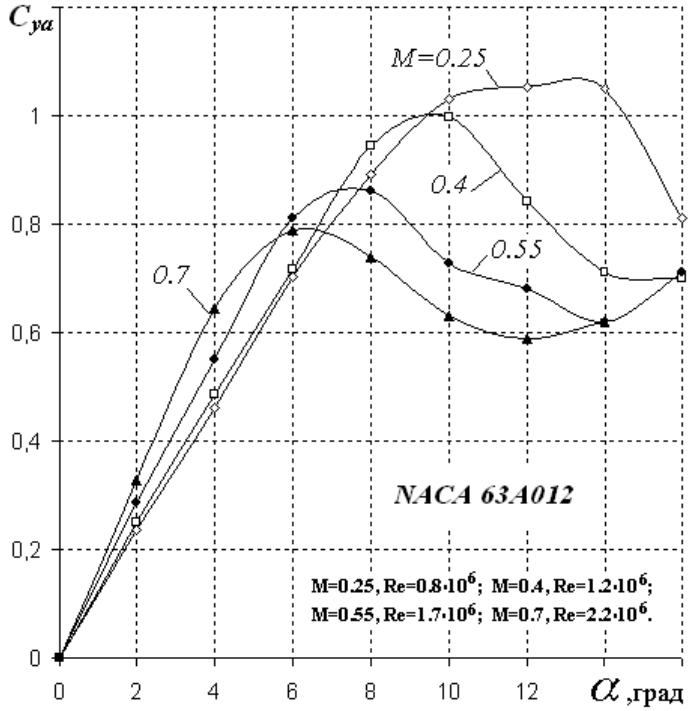
$$\mu = \overline{V} \cdot \cos\alpha_в, \qquad (10.17)$$

де μ – коефіцієнт режиму роботи гвинта. Завдання аеродинамічного розрахунку НГ зводиться до визначення сил, що виникають на ньому, і моментів при заданих початкових даних і таких основних припущеннях:

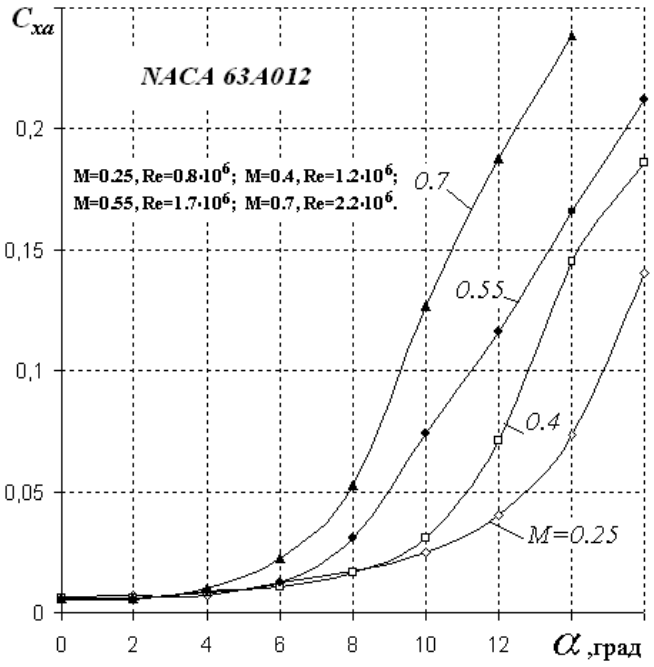
1. Лопать НГ є абсолютно жорсткою на згин і кручення і має два степеня вільності – обертання навколо горизонтального шарніра і поворот в осьовому шарнірі.
2. Шарнірний момент лопаті не впливає на сумарні моменти на втулці НГ.
3. Не враховують складову шарнірного моменту, зумовлену пружними деформаціями лопаті.
4. Аеродинамічні характеристики профілів перерізів лопаті не залежать від кута ковзання потоку уздовж лопаті і впливу відцентрових сил на суміжний шар.
5. Не враховують нестаціонарне обтікання перерізів лопаті, тобто приймається гіпотеза стаціонарності при визначенні аеродинамічних характеристик профілів.
6. Не враховують жорсткість проводки керування.

Неврахування пружності і жорсткості проводки керування, з одного боку, і нестаціонарне обтікання перерізів лопаті – з іншого боку, мають протилежний вплив на характеристики гвинта, передусім на його несучі властивості. Якщо жорсткість лопаті на кручення обмежує несучу здатність гвинта унаслідок зменшення кутів установлення перерізів лопаті, то нестаціонарне обтікання перерізів лопаті має приводити до позитивного

ефекту "затягування зриву". Досвід льотних випробувань, а також здійснених розрахунків з урахуванням пружності проводки керування і без неї показує, що гранична несуча здатність гвинта з використанням прийнятих вище допущень близька до реальної, а отже, зазначені чинники приблизно компенсують один одного.



а



б

Рис. 10.30. Аеродинамічні характеристики профілю залежно від чисел Маха і Рейнольдса:
а – залежність коефіцієнта піднімальної сили від кута атаки;
б – залежність коефіцієнта лобового опору від кута атаки

10.1.3.2. Аеродинамічні коефіцієнти сил і моментів несучого гвинта

Для визначення аеродинамічних сил і моментів, що діють на НГ у поступальному польоті, зазвичай використовують пов'язану з гвинтом систему координат (рис. 10.29, а).

Початок системи координат розташований у центрі втулки (точка перерізу – конструктивна площина обертання (КПО) із віссю обертання). Осі O_x і O_z знаходяться в КПО і спрямовані відповідно в сторони азимутів ψ=0 і 90°, вісь O_y спрямована вгору за віссю обертання. Необхідно відзначити, що вісь O_z спрямовується у бік наступаючої лопаті: для гвинта правого обертання – вправо (рис. 10.29, а), для гвинта лівого обертання – вліво.

У прийнятій системі координат повну аеродинамічну силу гвинта можна розкласти в прийнятій системі координат на складові: силу тяги гвинта T, подовжню силу H і бокову силу S. Позитивні напрями сил збігаються з позитивним напрямом осей системи координат O_{xyz}.

Повний аеродинамічний момент M НГ також розкладемо на системи координат O_{xyz}, що становлять по осях. Момент M_x називається моментом крену, момент відносно осі O_y є моментом опору обертанню M_y, момент відносно осі O_z – момент тангажа або подовжній момент M_z. Відповідно до правила знаків моменти вважають позитивними, якщо їх вектори збігаються з позитивним напрямом осей O_{xyz}. При обертанні гвинта з постійною кутовою швидкістю виконується рівність

$$M_y - M_k = 0, \qquad (10.18)$$

де M_k – обертальний момент, який необхідно прикласти до вала НГ, щоб забезпечити виконання умови $\omega_н = \text{const}$.

Вираз (10.18) показує, що обчислення моменту опору обертанню еквівалентно обчисленню потрібного обертального моменту.

Величини аеродинамічних сил і моментів, що діють на НГ, обчислюють за допомогою безрозмірних аеродинамічних коефіцієнтів за відомими формулами:

$$T = C_t \frac{\rho \cdot (\omega R)^2}{2} \cdot F_н; \qquad (10.19)$$

$$H = C_h \frac{\rho \cdot (\omega R)^2}{2} \cdot F_н; \qquad (10.20)$$

$$S = C_s \frac{\rho \cdot (\omega R)^2}{2} \cdot F_н; \qquad (10.21)$$

$$M_x = m_x \frac{\rho \cdot (\omega R)^2}{2} \cdot R \cdot F_н; \qquad (10.22)$$

$$M_y = M_k = m_k \frac{\rho \cdot (\omega R)^2}{2} \cdot R \cdot F_н; \qquad (10.23)$$

$$M_z = m_z \frac{\rho \cdot (\omega R)^2}{2} \cdot R \cdot F_н, \qquad (10.24)$$

де C_t, C_h, C_s – аеродинамічні коефіцієнти сил тяги, подовжньої і бокової, відповідно;

m_x, m_k, m_z – безрозмірні коефіцієнти моментів крену, обертального і тангажа, відповідно;

$F_н=\pi R^2$– ометаєма площа НГ.

У деяких випадках, наприклад у завданнях динаміки руху вертольота, аеродинамічні сили НГ можна розкласти за осями швидкісної системи координат $O_{x_a y_a z_a}$ (рис. 10.29, б). Складова повної аеродинамічної сили, спрямована за віссю O_{y_a}, називається піднімальною силою гвинта $Y_в$. Складова $X_в$, спрямована вздовж осі O_{x_a}, називається силою опори, або пропульсивною силою НГ. Складова по осі $O_{x_a y_a}$ – поперечна сила гвинта $Z_в$. Аеродинамічні сили НГ також записують за допомогою безрозмірних аеродинамічних коефіцієнтів

$$Y_в = C_{y_в} \frac{\rho(\omega R)^2}{2} \cdot F_н; \qquad (10.25)$$

$$X_в = C_{x_в} \frac{\rho(\omega R)^2}{2} \cdot F_н; \qquad (10.26)$$

$$Z_в = S = C_s \frac{\rho(\omega R)^2}{2} \cdot F_н. \qquad (10.27)$$

Як випливає з рис. 10.29, швидкісна система координат $O_{x_a y_a z_a}$ повернена на кут атаки $\alpha_н$ НГ щодо зв'язаної системи координат (за умови відсутності кута ковзання гвинта). Тоді, використовуючи формули повороту, отримуємо

$$Y_в = T \cdot \cos\alpha_в - H \cdot \sin\alpha_в; \qquad (10.28)$$

$$X_в = T \cdot \sin\alpha_в + H \cdot \cos\alpha_в \qquad (10.29)$$

або в безрозмірному вигляді:

$$C_{y_в} = C_t \cdot \cos\alpha_в - C_h \cdot \sin\alpha_в; \qquad (10.30)$$

$$C_{x_в} = C_t \cdot \sin\alpha_в - C_h \cdot \cos\alpha_в, \qquad (10.31)$$

тут $C_{y_в}$ і $C_{x_в}$ – відповідно коефіцієнти піднімальної і пропульсивної сили.

Потужність на валу НГ, потрібна для реалізації заданого режиму польоту, визначають із співвідношення

$$N_{НВ} = M_k \cdot \omega = m_k \frac{\rho(\omega R)^3}{2} \cdot F_н. \qquad (10.32)$$

Реалізована методика аеродинамічного розрахунку НГ дозволяє обчислювати і безрозмірні аеродинамічні коефіцієнти другого типу, що

відрізняються від запроваджених вище тим, що вони віднесені ще і до коефіцієнта заповнення гвинта

$$t = \frac{C_t}{\sigma};\ h = \frac{C_h}{\sigma}. \qquad (10.33)$$

Безрозмірні аеродинамічні коефіцієнти в такій формі також широко використовують у спеціальній літературі (наприклад, роботи М. Л. Міля, Вільдгрубе та ін.).

10.1.3.3. Визначення поля індуктивних швидкостей

При розрахунку аеродинамічних характеристик несучого гвинта вектор середнього значення індуктивної швидкості ν_i можна розкласти по осях зв'язаної системи координат на складові:

- осьову ν_t (по осі O_y);
- подовжню $\nu_н$ (по осі O_z);
- бокову ν_s (по осі O_z).

Складові індуктивних швидкостей спрямовані в протилежні сторони позитивним напрямам сил T, H, S.

Величини індуктивних швидкостей визначаються згідно з теоремою імпульсів

$$\bar{\nu}_t = \frac{C_t}{4B^2\bar{V}_\Sigma}, \qquad (10.34)$$

де $\bar{\nu}_{T_0} = \nu_{T_0} / \omega R$ – безрозмірне середнє значення індуктивної швидкості щодо диска НГ;

B – коефіцієнт кінцевих втрат;

$\bar{V}_\Sigma = \sqrt{(\mu - \bar{\nu}_н)^2 + (\bar{V}\sin\alpha_н - \bar{\nu}_t)^2 + \bar{\nu}_s^2}$ – сумарна відносна швидкість протікання потоку крізь КПО.

На основі виразу (10.34) можна згідно з теоремою імпульсів записати

$$\frac{\bar{\nu}_{T_0}}{C_t} = \frac{\bar{\nu}_н}{C_н} = \frac{\bar{\nu}_s}{C_s}. \qquad (10.35)$$

Рівняння (10.34), (10.35) при фіксованих значеннях аеродинамічних коефіцієнтів C_t, C_h, C_s утворюють систему нелінійних рівнянь, що вирішують щодо невідомих індуктивних швидкостей методом послідовних наближень. За початкове наближення приймають

$$\bar{\nu}_{T_0} = \begin{cases} \dfrac{C_t}{4B^2\bar{V}}, \text{при} V \neq 0, \\ \operatorname{sign} C_t \cdot \dfrac{\sqrt{C_t}}{2B}. \end{cases} \qquad (10.36)$$

Процес повторюється доти, доки не буде забезпечено задану точність

$$\left| \frac{C_t}{4B^2 \overline{V}_\Sigma^i} - \bar{\nu}_{T_0}^i \right| \le \varepsilon, \text{ де } \varepsilon = 10^{-6} ... 10^{-8}.$$

Подовжню $\nu_н$ і бокову ν_s складові індуктивної швидкості вважають незмінними щодо диска НГ. Зміна осьової складової вважається подовжньо скривленою згідно з другою гіпотезою Глауерта і визначається з виразу

$$\bar{v}_T = \bar{v}_{T_0} [\sqrt{1.5\bar{r}} f_1(\mu) + (1 + K_\mu \cdot \bar{r} \cdot \cos\psi) \cdot f_2(\mu); \quad (10.37)$$

$$K_\mu = \frac{4}{3} \frac{\mu - \nu_н}{\mu - \nu_н - 1,2\lambda}, \quad (10.38)$$

де $f_1(\mu)$ і $f_2(\mu)$ – емпіричні коефіцієнти, що враховують нерівномірність розподілу індуктивних швидкостей залежно від коефіцієнта режиму роботи гвинта;

$\lambda = \overline{V} \cdot \sin\alpha - \bar{\nu}_{T_0}$ – коефіцієнт протікання;

ψ – азимутне розташування лопаті на диску НГ.

Таке подавання поля індуктивних швидкостей, як показали дослідження, суттєво поліпшує збіжність процесу методу послідовних наближень і забезпечує кращу збіжність одержаних результатів з експериментальними даними.

10.1.3.4. Алгоритм розрахунку аеродинамічних сил і моментів несучого гвинта

Якщо відомий розподіл поля індуктивних швидкостей щодо диска НГ, можна визначити аеродинамічні сили, що діють на кожну лопать гвинта і НГ у цілому. При розрахунку аеродинамічних навантажень лопаті НГ використовуємо теорію елемента лопаті. Теорія елемента лопаті базується на гіпотезі плоских перерізів, в якій припускають, що кожен переріз лопаті обтікається при параметрах повітряного потоку (кут атаки профілю, швидкість потоку тощо), відповідних параметрам обтікання крила нескінченного розмаху, тобто профілю. Такий підхід дозволяє визначити аеродинамічні сили, що діють на елемент (відсік) лопаті, а потім, проінтегрувавши по довжині лопаті, знайти аеродинамічні сили і моменти всієї лопаті (рис. 10.31).

Для визначення аеродинамічних сил, що діють на виділений елемент лопаті dr, знайдемо компоненти результуючої швидкості обтікання W_x і W_y в довільному перерізі r і деякому її азимутному положенні. Із цією метою розглянемо багатокутник швидкостей на довільному радіусі r (рис. 10.32).

Компоненти безрозмірних швидкостей знаходимо за співвідношннями

$$\overline{W}_x = \frac{W_x}{\omega R} = (\bar{r} - \bar{l}_{гш}) \cdot \cos\beta + \bar{l}_{гш} \cdot \cos\beta_0 + \\ +(\mu - \bar{\nu}_н) \cdot \sin\psi + \bar{\nu}_s \cdot \cos\psi; \tag{10.39}$$

$$\overline{W}_y = \frac{W_y}{\omega R} = (\overline{V} \cdot \sin\alpha_в - \bar{\nu}_T) \cdot \cos\beta - (\mu - \bar{\nu}_н) \cdot \cos\psi \cdot \sin\beta + \\ +\bar{\nu}_s \cdot \sin\psi \cdot \sin\beta - (\bar{r} - \bar{l}_{гш}) \cdot \frac{d\beta}{dt}. \tag{10.40}$$

Необхідно зважати на те, що при моделюванні гвинта з жорстким комлевим закладенням пружних лопатей рознесення еквівалентного шарніра $l^E_{гш}$ може бути більше радіуса комлевого перерізу r_0. Через це існує ділянка лопаті $r<l^E_{гш}$, на якій у рівняннях (10.39) – (10.40) під кутом β слід приймати кут заклинювання рукава β_0.

За обчисленими величинами $\overline{W}_x$ і $\overline{W}_y$ визначають кут припливу потоку

$$\Phi = \operatorname{arctg}\frac{\overline{W}_x}{\overline{W}_y} + \begin{cases} 0, \text{при} \overline{W}_x > 0 \\ \pi, \text{при} \overline{W}_x < 0 \end{cases}. \tag{10.41}$$

Відносне значення результуючої швидкості в перерізі $\bar{r}$

$$\overline{W} = \sqrt{\overline{W}_x^2 + \overline{W}_y^2}\ . \tag{10.42}$$

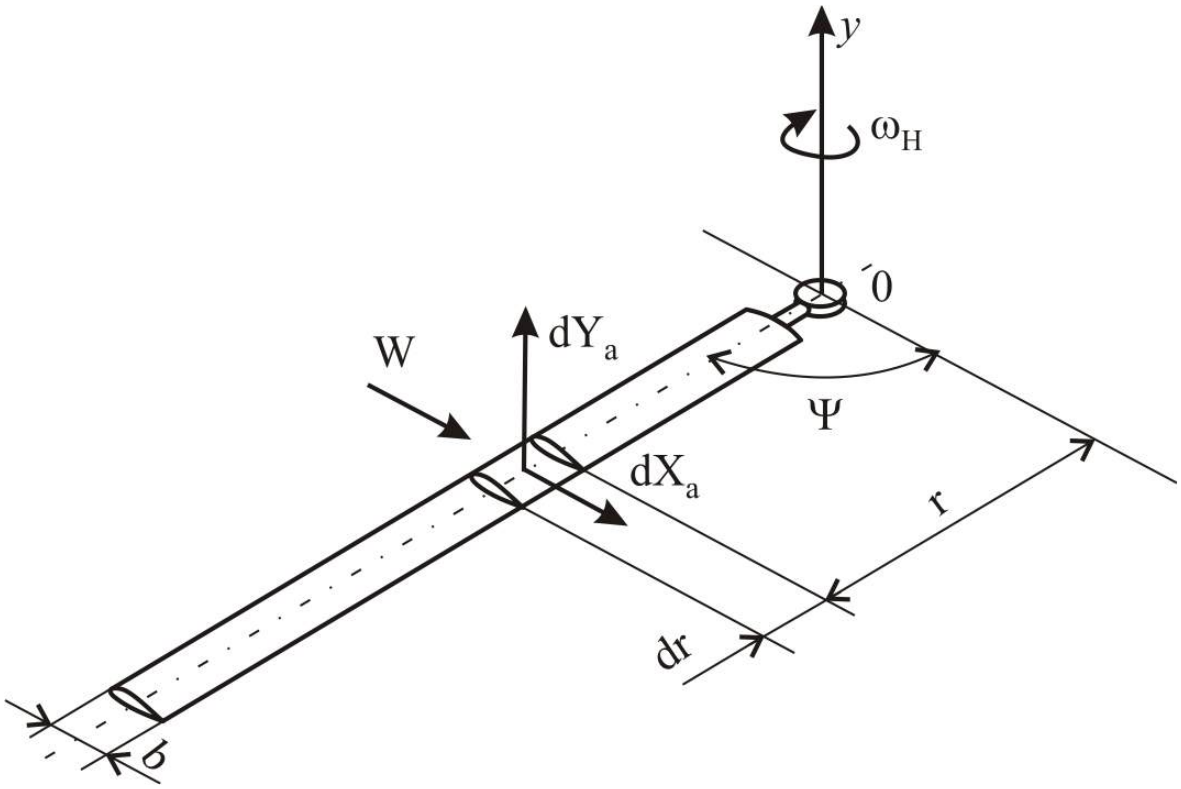


Рис. 10.31. Аеродинамічні сили елемента лопаті несучого гвинта

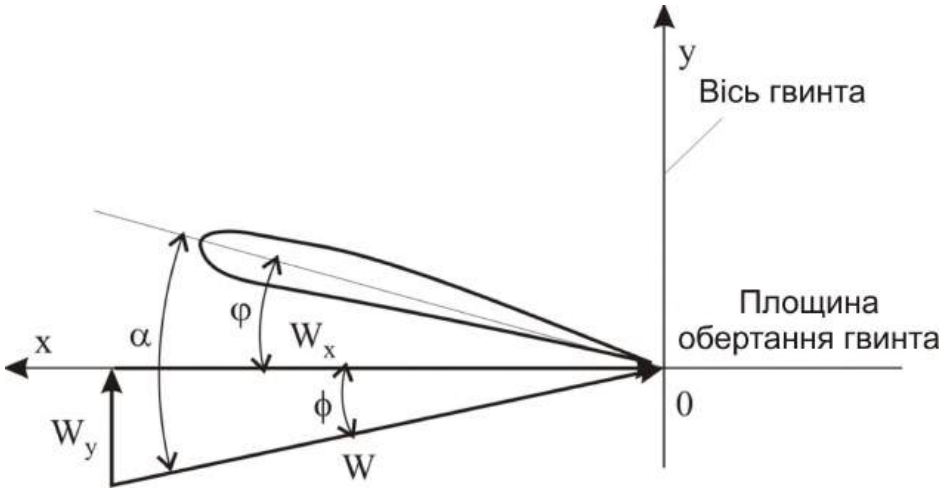


Рис. 10.32. Багатокутник швидкостей в перерізі лопаті

Знаючи величини результуючої швидкості $\overline{W}$ і кута припливу потоку, знаходимо кут атаки і число Маха в даному перерізі

$$\alpha = \varphi + \Phi; \tag{10.43}$$

$$M = M_R \cdot \overline{W}, \tag{10.44}$$

де φ – кут установлення перерізу (рис. 10.32);
MR – число Маха кінця лопаті.

Може також бути визначено і число Рейнольдса

$$Re = \frac{W \cdot b}{\nu} = \frac{a}{\nu} b \cdot M. \tag{10.45}$$

Місцеві значення кута атаки і числа М визначають величини коефіцієнтів піднімальної сили і профільного опору C_{y_a} і C_{x_a}. Для розрахунку аеродинамічних сил і моментів несучого гвинта перейдемо до зв'язаної системи координат (рис. 10.33)

$$C_y = C_{y_a} \cdot \cos\Phi + C_{x_a} \cdot \sin\Phi; \tag{10.46}$$

$$C_x = C_{x_a} \cdot \cos\Phi - C_{y_a} \cdot \sin\Phi. \tag{10.47}$$

Тригонометричні функції кута припливу потоку знаходимо із співвідношень

$$\cos\Phi = \frac{\overline{W}_x}{\overline{W}}; \qquad \sin\Phi = \frac{\overline{W}_y}{\overline{W}}. \tag{10.48}$$

Розподілені (погонні) значення елементарних сил тяги й опору обертанню знаходимо з виразів

$$dT = dT_1 \cdot \cos\beta = C_y \frac{\rho W^2}{2} b \cdot dr \cdot \cos\beta; \tag{10.49}$$

$$dQ = C_x \frac{\rho W^2}{2} b \cdot dr. \tag{10.50}$$

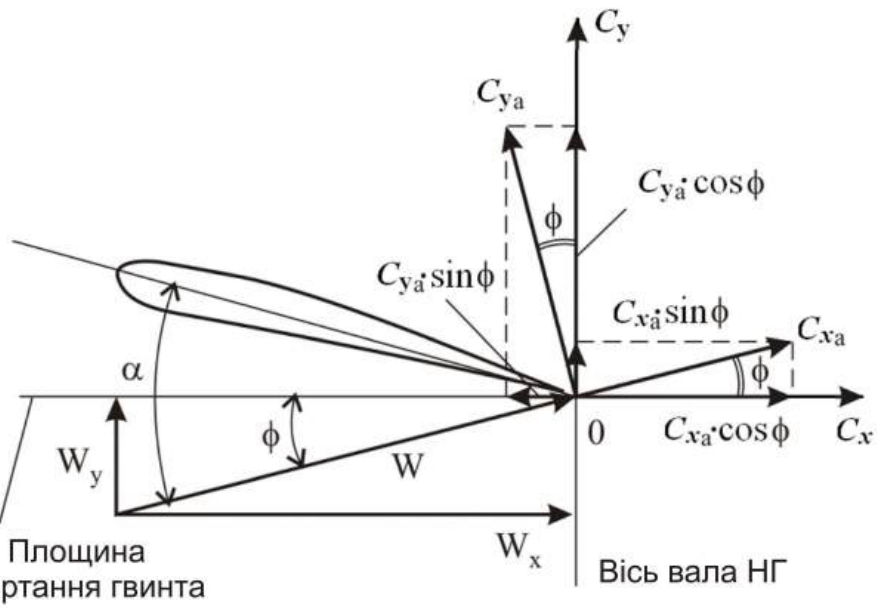


Рис. 10.33. До визначення сил тяги й опору обертанню елемента лопаті

Розділивши праві частини виразів (10.49) – (10.50) до $\rho(\omega R)^2 \cdot F_H / 2$, набудемо безрозмірних значень коефіцієнтів аеродинамічних сил виділеного елемента лопаті

$$dC_{T_л} = C_y \frac{\overline{W}^2 \cdot \bar{b} \cdot d\bar{r}}{\pi} \cdot \cos\beta; \qquad (10.51)$$

$$dC_{Q_л} = C_x \frac{\overline{W}^2 \cdot \bar{b} \cdot d\bar{r}}{\pi}. \qquad (10.52)$$

Елементарні коефіцієнти другого роду обчислюють множенням (10.51) – (10.52) на кількість лопатей і діленням на коефіцієнт заповнення гвинта:

$$dt = C_y \cdot \overline{W}^2 \frac{\bar{b}}{\bar{b}_7} \cdot \cos\beta \cdot d\bar{r}; \qquad (10.53)$$

$$dq = C_x \cdot \overline{W}^2 \frac{\bar{b}}{\bar{b}_7} \cdot d\bar{r}. \qquad (10.54)$$

Елементарні коефіцієнти подовжньої і бокової сил знаходимо як суми проекцій на осі Ox і Oz:

$$dh = -dt \cdot \cos\psi \cdot \sin\beta + dq \cdot \sin\psi; \qquad (10.55)$$

$$ds = -dt \cdot \sin\psi \cdot \sin\beta - dq \cdot \cos\psi. \qquad (10.56)$$

Для визначення елементарних коефіцієнтів моментів сили тяги щодо центру втулки необхідно:

- якщо $r > l_{гш}$, перенести цю силу в шарнір, $dm_T = dt \cdot l_{гш} \cdot \cos\beta$;
- якщо $r < l_{гш}$, то $dm_T = dt \cdot r$.

Щоб отримати повний момент відносно центру гвинта, слід до повітряної складової аеродинамічних сил додати і моменти, що

створюються відцентровими силами обертання і змаху, силами інерції змаху, важкість лопаті тощо.

$$m_\psi = \int_{r_0}^{1} dm_T - \frac{2}{\pi R^5 \rho}\Big\{ l_{гш}(S_{гш} - m_л \cdot l_{гш}) \cdot \Big[\cos\beta \cdot \sin\beta_0 + \\ + \frac{d^2\beta}{d\psi^2} \cdot \cos(\beta - \beta_0) - \left(\frac{d\beta}{d\psi}\right)^2 \cdot \sin(\beta - \beta_0)\Big] + \\ + (m_л \cdot l_{гш}^2 + J_0) \cdot \sin\beta_0 \cdot \cos\beta_0 + \\ + \Big[g(m_л \cdot l_{гш} - S_0) \cdot \cos\beta_0 - M_{гш}^{\beta}(\beta - \beta_0)\Big] \cdot \frac{1}{\omega^2}\Big\}. \qquad (10.57)$$

Вектор m_ψ лежить у КПВ і перпендикулярний до подовжньої осі лопаті. Елементарні на даному азимуті моменти тангажа і крену визначають за допомогою співвідношень

$$m_{z\psi} = -m_\psi \cdot \cos\psi \quad m_{x\psi} = -m_\psi \cdot \sin\psi. \qquad (10.58)$$

Безперечно, елементарна сила dQ також створює момент, проте величина сили dQ значно менше dT, а плече не більше $l_{ГШ} \cdot \sin\beta$, тому моменти від сили опору обертанню не враховують.

Коефіцієнт елементарного моменту опору обертанню (обертальний момент) у даному перерізі

$$d\left(m_k/\sigma\right) = dq\Big[\left(\bar{r} - \bar{l}_{Гш}\right)\cos\beta + \bar{l}_{Гш}\cos\beta_0\Big]. \qquad (10.59)$$

Враховуючи вирази (10.46), (10.47), (10.51), (10.52), коефіцієнт *dq* можна подати як

$$dq = C_x \frac{\overline{W}^3 \bar{b}}{\overline{W}_x \bar{b}_7} d\bar{r} - dt\frac{\overline{W}_y}{\overline{W}_x}. \qquad (10.60)$$

З формули (10.39) можна визначити плече $(\bar{r} - \bar{l}_{гш})$:

$$(\bar{r} - \bar{l}_{гш}) \cdot \cos\beta + \bar{l}_{гш} \cdot \cos\beta_0 - \overline{W}_x - (\mu - \bar{\nu}_н) \cdot \sin\psi - \bar{\nu}_s \cdot \cos\psi. \qquad (10.61)$$

Підставивши вирази (10.60) і (10.61) в (10.59), після низки перетворень отримаємо такий вираз:

$$d\left(\frac{mk}{\sigma}\right) = C_{x_p}\overline{W}^3 \bar{b} d\bar{r} + dt\bar{\nu}_t + dh\bar{\nu}_н + ds\bar{\nu}_s - \\ - dt_x \overline{V} + dt(\bar{r} - \bar{l}_{гш})\frac{d\beta}{d\psi}. \qquad (10.62)$$

У цьому виразі перший доданок визначає:

- профільні втрати

$$dm_p = C_x \cdot \overline{W}^3 \frac{\bar{b}}{\bar{b}_7} \cdot d\bar{r} \cdot \sigma;$$

- наступні три – індуктивні

$$dm_i = dC_T \cdot \bar{v}_T + dC_н \cdot \bar{v}_н + dC_s \cdot \bar{v}_s;$$

- п'ятий доданок – пропульсивні

$$dm_{проп} = dC_{x_в} \cdot \bar{V};$$

- останній доданок, втрати на маховий рух

$$dm_\beta = \sigma \cdot dt(\bar{r} - \bar{l}_{гш}) \cdot \frac{d\beta}{d\psi}.$$

Інтегральні значення коефіцієнтів сил і моментів на гвинті знаходимо за допомогою виразів

$$t = \frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi} d\psi \int_{\bar{r}_0}^{1} dt;$$

$$h = \frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi} d\psi \int_{\bar{r}_0}^{1} dh; \qquad (10.63)$$

$$S = \frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi} d\psi \int_{\bar{r}_0}^{1} ds;$$

$$m_k = \frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi} d\psi \int_{\bar{r}_0}^{1} dm_k = \frac{\sigma}{2\pi}\int_0^{2\pi} d\psi \int_{\bar{r}_0}^{1} dq\left[(\bar{r} - \bar{l}_{гш}) \cdot \cos\beta + \bar{l}_{гш} \cdot \cos\beta_0\right].$$

10.1.3.5. Розрахунок махового руху лопаті

Як видно з виразів (10.39) – (10.40), для обчислення складових відносної повітряної швидкості потоку Wx, Wy в даному перерізі необхідно знати кут змаху лопаті і швидкість його зміни d/dt β у кожному розрахунковому азимуті. Ці ж параметри, а також прискорення змаху $d^2\beta/dt^2$ необхідні для розрахунку аеродинамічних сил і моментів НГ.

Вказані характеристики махового руху лопаті визначають за допомогою рівняння рівноваги лопаті відносно ГШ, що називається рівнянням махового руху лопаті.

Рівняння махового руху лопаті може бути отримано на основі рівняння рівноваги лопаті відносно горизонтального шарніра. Схему сил, що діють на елемент лопаті dr у площині змаху, показано на рис. 10.34. На цей елемент лопаті діють такі сили:

- сила тяги лопаті dT;
- відцентрова сила $dN = dm \cdot \omega_н^2 \cdot r$;
- сила інерції від змаху лопаті $dp_{ин} = -dm \cdot r \cdot \ddot{\beta}$ ($\ddot{\beta} = d^2\beta / dt^2$ – кутове прискорення змаху лопаті);
- сила ваги виділеного елемента лопаті $dG_л = g dm_л$.

Оскільки будь-який шарнір сприймає і передає лише силу та може передавати момент, то сума моментів всіх сил відносно осі ГШ має дорівнювати нулю:

$$M_{гш} = \int_{l_{гш}}^{R} (dT(r - l_{гш}) - dN(r - l_{гш}) \cdot \sin\beta - \\ -dP_{ін}(r - l_{гш}) - dG(r - l_{гш}) \cdot \cos\beta = 0. \qquad (10.64)$$

Інтегруючи отриманий вираз і враховуючи вираз (10.9) для інерційно-масових характеристик лопаті, отримаємо рівняння махового руху лопаті в інтегральній формі

$$\int_{l_{гш}}^{R} dT_л(r - l_{гш}) - g \cdot \cos\beta(S_{гш} - m_л \cdot l_{гш}) - M_{кер} = \\ = (J_{гш} - 2S_{гш} + m_л \cdot l_{гш}^2) \cdot \omega^2 \frac{d^2\beta}{dt^2} + [J_{гш} \cdot \cos\beta - \qquad (10.65) \\ -S_{гш} \cdot l_{гш}(2\cos\beta - \cos\beta_0) - m_л \cdot l_{гш}^2(\cos\beta_0 - \cos\beta)] \cdot \omega^2 \cdot \sin\beta.$$

Складовими в лівій частині рівняння є моменти сил тяги, ваги лопаті і пружних сил $M_{пр} = -M_{пр}^{\beta}(\beta - \beta_0)$ відносно осі ГШ. Складові в правій частині рівняння – це моменти відносно ГШ від сил інерції змаху і відцентрових сил.

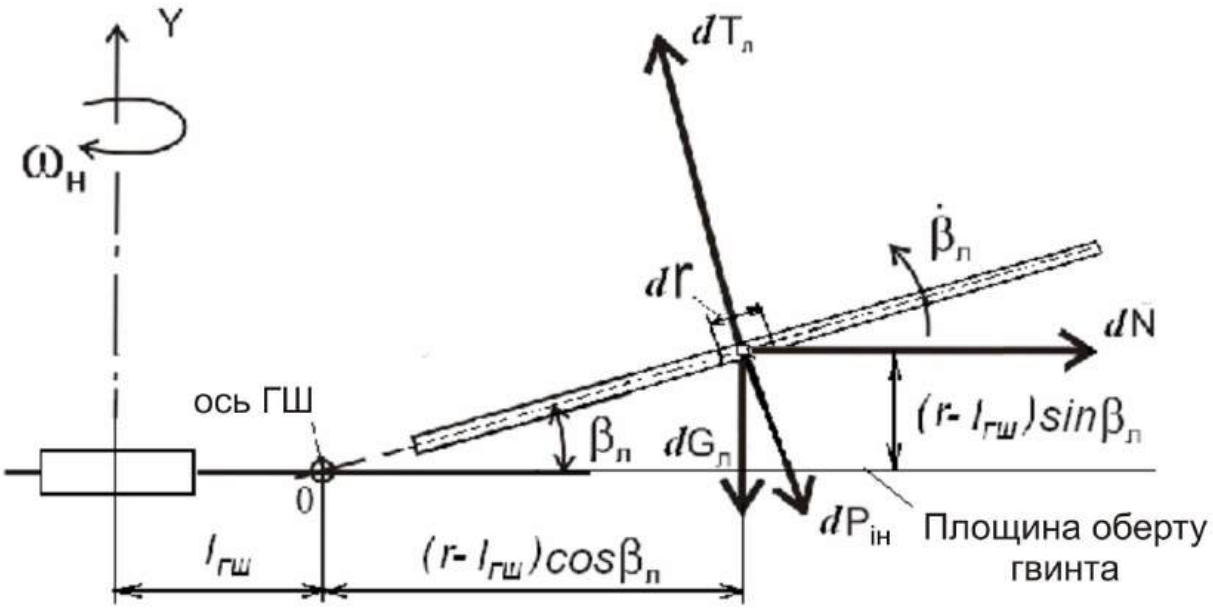


Рис. 10.34. Схема сил, що діють на елемент лопаті в площині змаху

За таким завданням рівняння (10.65) може бути вирішено лише чисельно, оскільки аеродинамічні характеристики лопаті залежать від її

махового руху, а маховий рух лопаті може бути визначений в тому разі, якщо визначено аеродинамічні сили лопаті. Іншими словами, завдання розрахунку аеродинамічних характеристик лопаті з урахуванням її махового руху є нелінійним. У розробленій програмі реалізовано обчислювальний процес інтеграції рівняння махового руху, оснований на методі Ейлера з перерахунком. Цей метод детально викладений у книзі М. Л. Міля "Вертольоти. Розрахунок і проектування". Можуть також бути використані й інші числові методи інтеграції рівняння махового руху.

Після визначення стійкого махового руху лопаті здійснюють гармонійний аналіз залежності кута змаху від азимута. Вказана залежність апроксимується тригонометричною сумою у вигляді

$$\beta = a_0 - a_1 \cdot \cos\psi - b_1 \cdot \sin\psi - a_2 \cdot \cos 2\psi - b_2 \cdot \sin 2\psi . \qquad (10.66)$$

Коефіцієнт розкладання визначається формулами:

$$a_0 = \frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi} \beta \cdot d\psi ;$$

$$a_k = -\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} \beta \cdot \cos(k\psi) \cdot d\psi ; \qquad (10.67)$$

$$b_k = -\frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} \beta \cdot \sin(k\psi) \cdot d\psi ,$$

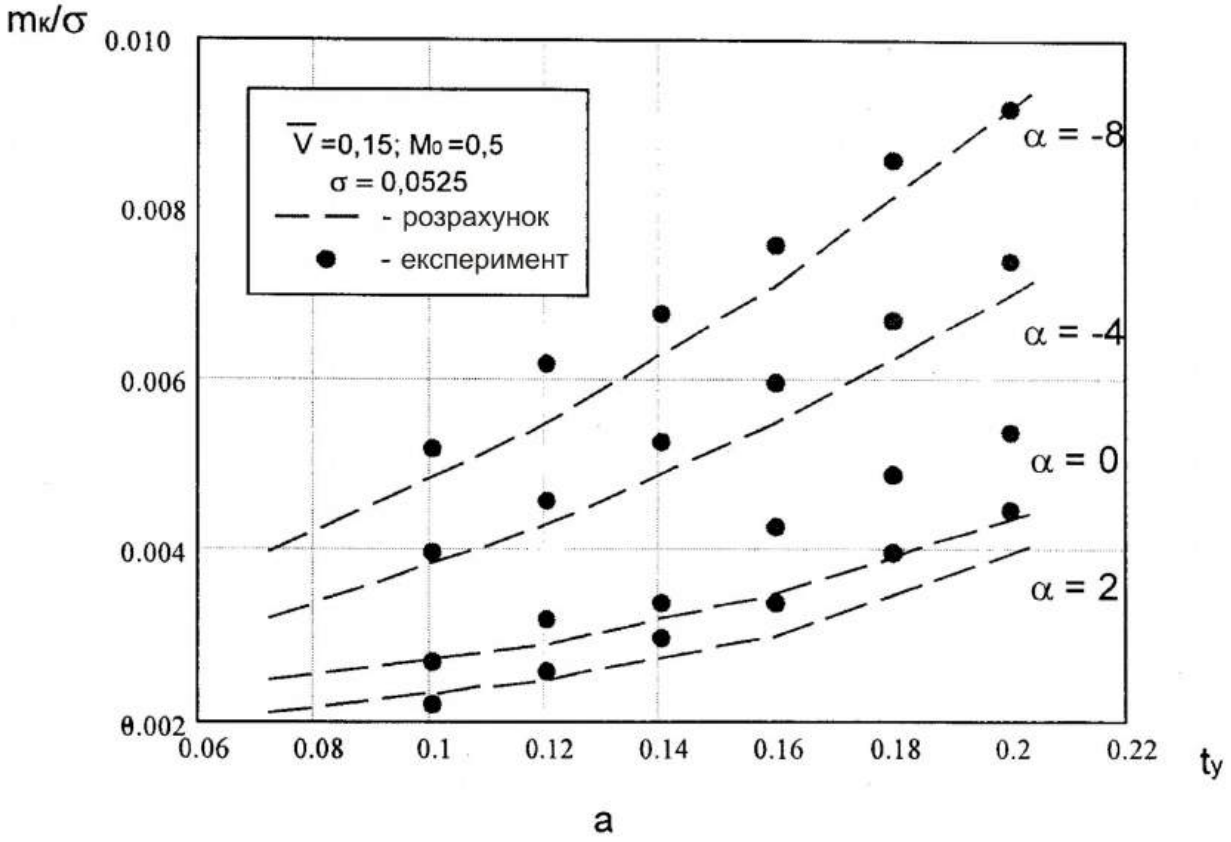
де k – номер гармоніки.

Методичні дослідження показали, що задовільна точність розрахунку аеродинамічних характеристик НГ забезпечується при кроці інтеграції по азимуту $|\Delta\varphi| \le 12 \ldots 15^0$.

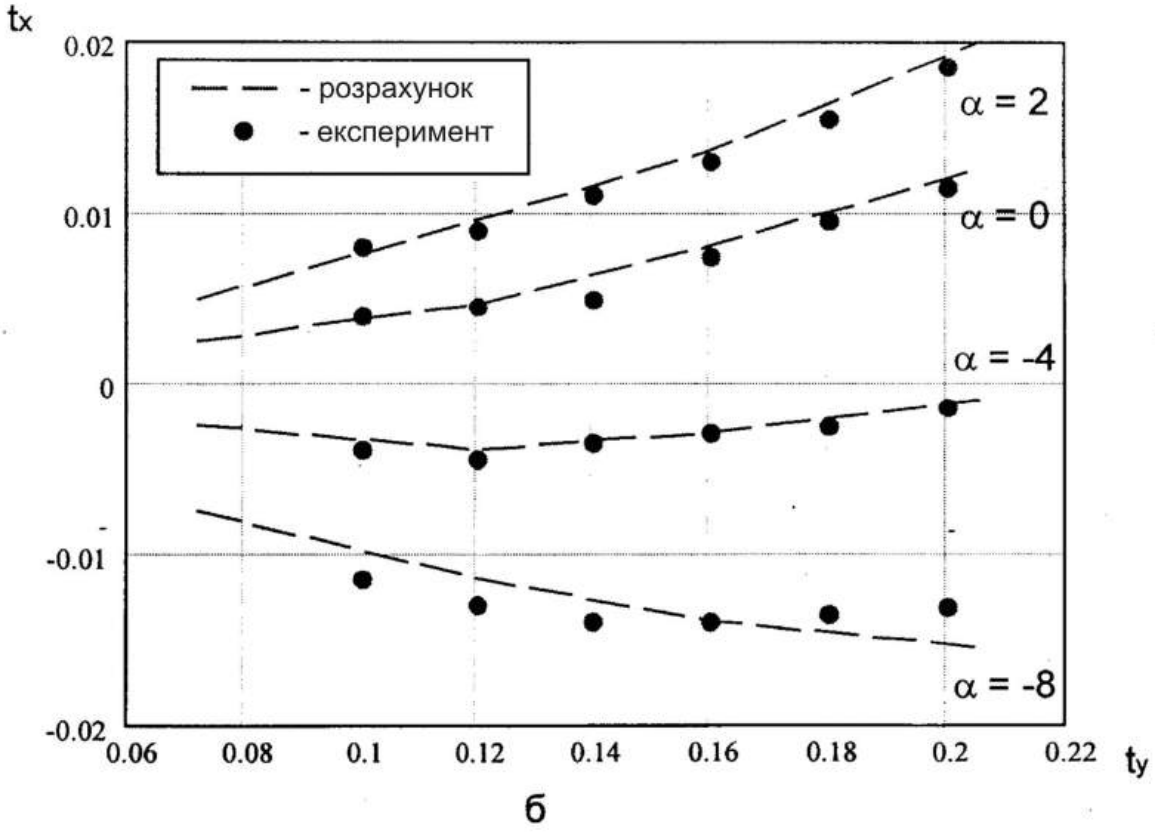
10.1.3.6. Обґрунтування достовірності результатів. Можливості розробленого числового методу

Розроблена методика розрахунку аеродинамічних характеристик НГ дозволяє отримувати і аналізувати великий обсяг інформації обчислених сумарних і розподілених параметрів гвинта. При виконанні робочої програми виконано великий обсяг методичних досліджень, що дозволило значно поліпшити достовірність результатів.

На рис. 10.35 – 10.37 показано результати тестових завдань визначення сумарних і розподілених аеродинамічних характеристик НГ реальних вертольотів. З урахуванням зроблених допущень та спрощень така методика забезпечує можливість визначення великого спектра аеродинамічних характеристик НГ з достатньою мірою точності. Можливості розробленої методики розрахунку ілюструють розрахункові дані, показані на рис. 10.38 – 10.41.



а



б

Рис. 10.35. Поляри НГ вертольота Мі-4 в горизонтальному польоті

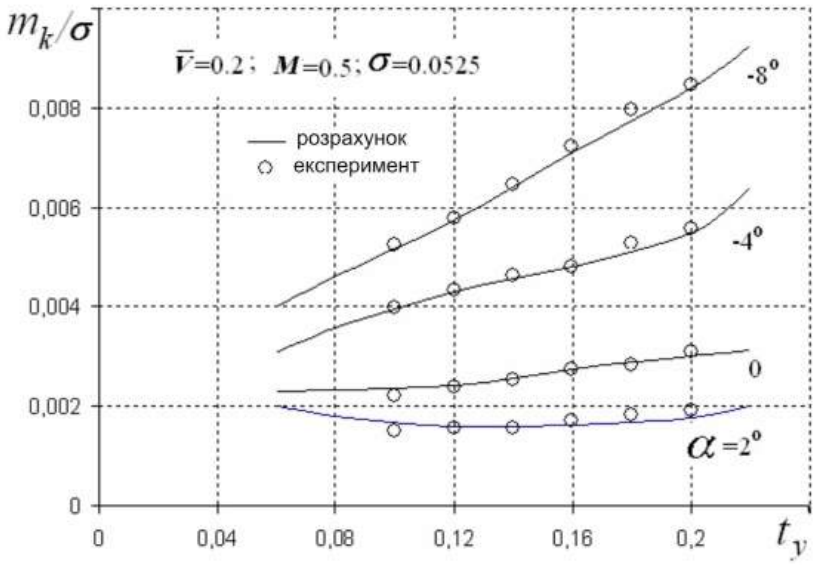


Рис. 10.36. Поляри НГ вертольота Мі-4 в поступальному польоті

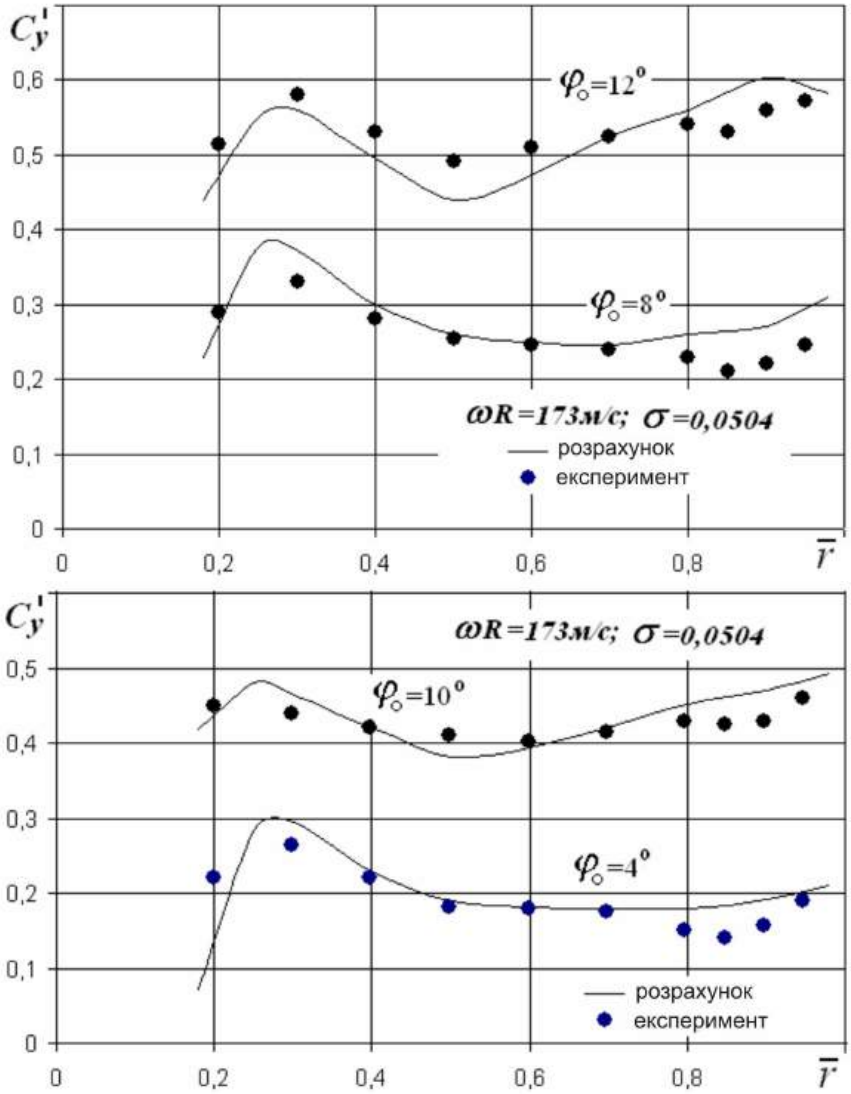
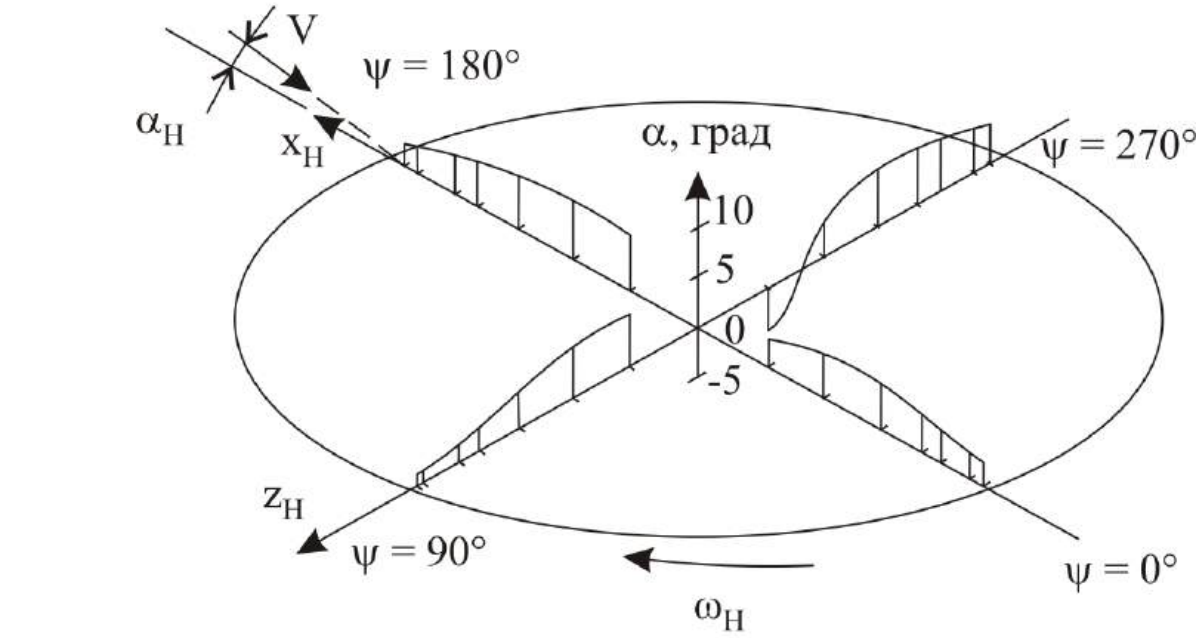
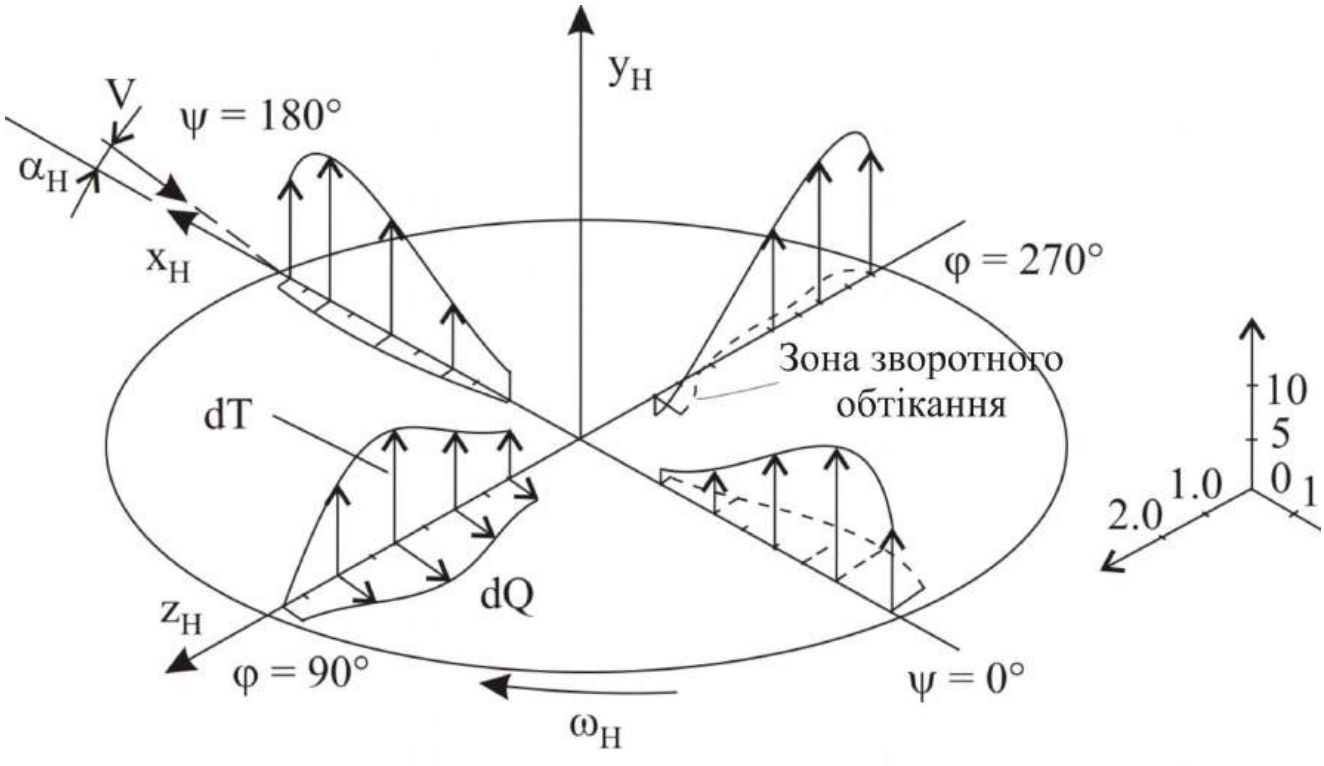


Рис. 10.37. Розподіл коефіцієнта піднімальної сили перерізів лопаті НГ



а



б

Рис. 10.38. Вплив кута азимутного положення лопаті на розподіл аеродинамічного навантаження вздовж радіуса:
а – розподіл кутів атаки за диском несучого гвинта;
б – розподіл аеродинамічного навантаження лопаті залежно від її азимутного положення

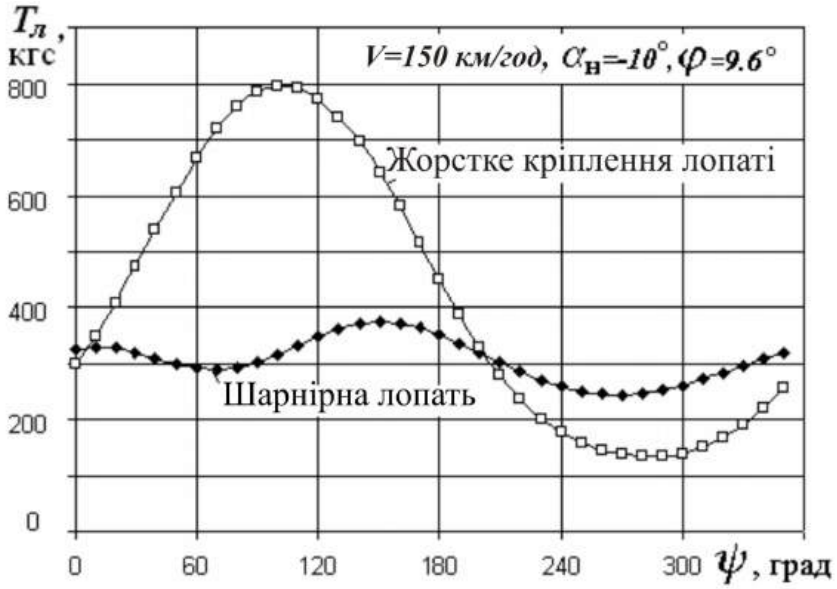


Рис. 10.39. Зміна тяги лопаті залежно від способу її кріплення до втулки

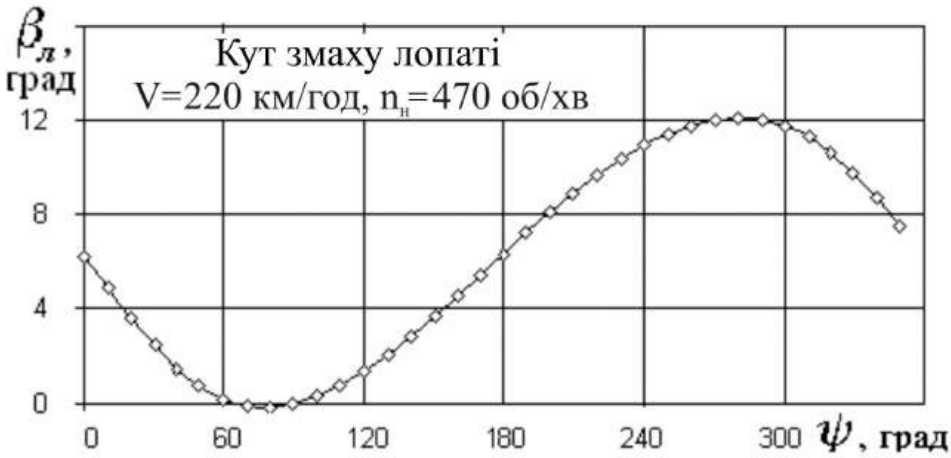


Рис. 10.40. Зміна кута змаху лопаті за один оберт несучого гвинта

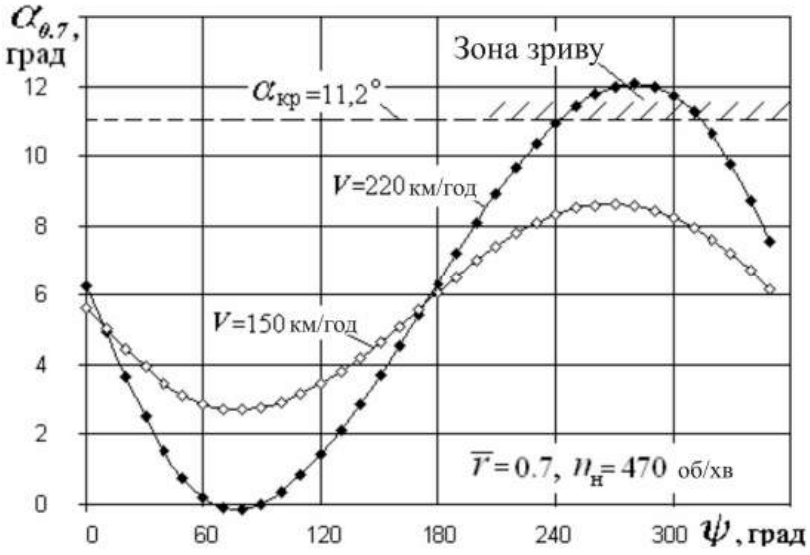


Рис. 10.41. Зміна кута атаки в характерному перерізі лопаті

10.1.4. Подальший розвиток і вдосконалення методики розрахунку аеродинамічних характеристик несучого гвинта

Великий обсяг інформації при розрахунку аеродинамічних характеристик НГ, наприклад розподіл кутів атаки перерізів лопаті, параметри махового руху лопаті тощо, дозволив на основі даної методики вирішити цілу низку практичних завдань.

10.1.4.1. Визначення сумарних і розподілених навантажень, що діють на лопать і втулку НГ

У загальному випадку на елемент лопаті dr, розташований на радіусі r від осі обертання, на режимах косого обтікання діють аеродинамічні та масові (інерційні, коріолісові, вагові) сили. Суму проекцій всіх елементарних сил на осі системи координат O_{xyz} (рис. 10.42), жорстко пов'язану з лопаттю, можна записати як

$$dP_x = -dQ + dml_{вш}\omega^2 \sin\xi + 2dm(r - l_{гш})\omega^2 \frac{d\beta}{d\psi} \cdot \sin\beta - \\ -2dm(r - l_{гш})\cos\beta\omega\frac{d\beta}{d\psi}(\omega_x \cos\psi - \omega_z \sin\psi); \quad (10.68)$$

$$dP_y - dT - dm(r - l_{гш})\omega^2 \frac{d^2\beta}{d\psi^2} - dmr\omega^2 \sin\beta - gdm\cos\beta + \\ +2dm[(r - l_{гш})\cos\beta + l_{гш}]\omega\cos\beta(\omega_x \cos\psi - \omega_z \sin\psi); \quad (10.69)$$

$$dP_y - dT - dm(r - l_{гш})\omega^2 \frac{d^2\beta}{d\psi^2} - dmr\omega^2 \sin\beta - gdm\cos\beta + \\ +2dm[(r - l_{гш})\cos\beta + l_{гш}]\omega\cos\beta(\omega_x \cos\psi - \omega_z \sin\psi). \quad (10.70)$$

Значення аеродинамічних навантажень у формулах (10.68) – (10.70) визначають після аеродинамічного розрахунку несучого гвинта. Водночас отримують також і похідні $d\beta/d\psi$ та $d^2\beta/d^2\psi$, що визначають характер махового руху лопаті. Згідно із законом розподілу погонної маси уздовж радіуса лопаті (рис. 10.43) можна розрахувати складові інерційних сил, що є складовими виразів (10.68) – (10.70).

Періодичний рух лопаті в площині обертання гвинта відносно осі ГШ, що виникає внаслідок зміни сил, характеризується середнім значенням кута гойдання. Величину середнього кута гойдання можна визначити за умови того, що момент усіх сил дорівнює нулю відносно ВШ:

$$M_{вш} = \int_{l_{вш}}^{R} dP_x(r - l_{вш}) = 0. \quad (10.71)$$

Розв'язуючи спільно систему рівнянь (10.68) і (10.71), визначаємо середнє значення кута гойдання лопаті. На рис. 10.44 як приклад надано

зміну кута гойдання лопаті НГ вертольота Ка-26 на різних режимах польоту.

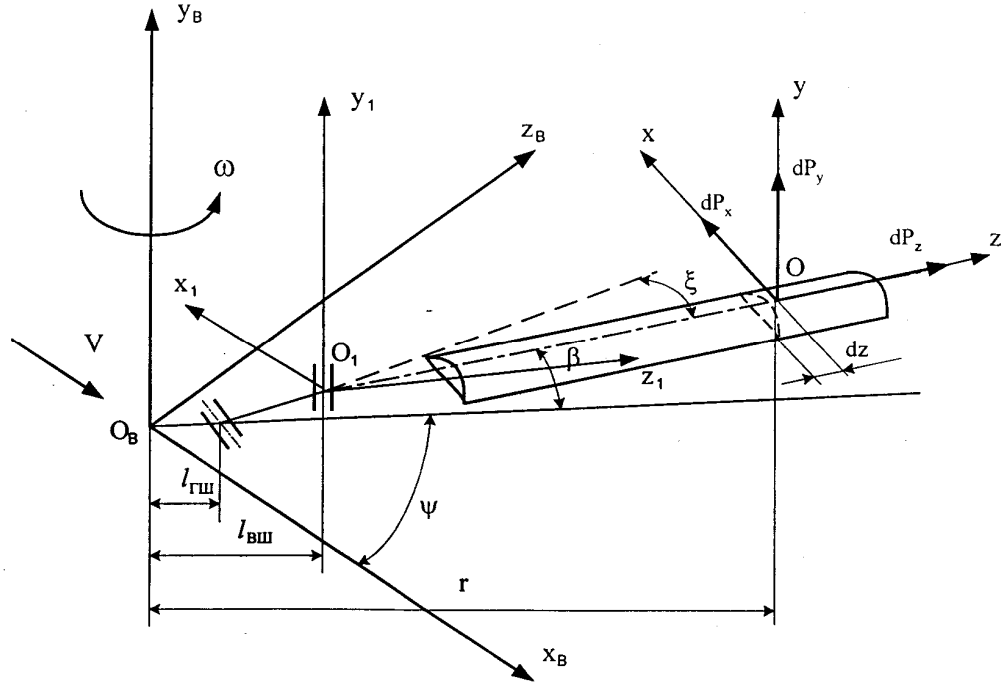


Рис. 10.42. Розрахункова схема лопаті

Інтегруючи за радіусом **r** вираз для складових елементарних сил, знаходимо сумарні значення змінних навантажень P_x, P_y, P_z у системі координат лопаті. Як ілюстрацію до рис. 10.45 і 10.46 показано зміну розподіленого навантаження по радіусу лопаті НГ для різних азимутів, а також сумарних сил у площинах обертання і змаху. На рис. 10.46 штрихпунктирною лінією показано розрахунок за спрощеною методикою Волобуєва.

Сумарні значення навантажень P_{x1}, P_{y1}, P_{z1} у системі координат, пов'язаної з центром втулки, знаходимо з таких виразів:

$$P_{x_1} = P_x \cos\xi + P_y \sin\beta \sin\xi - P_z \cos\beta \sin\xi; \tag{10.72}$$

$$P_{y_1} = P_{y_1} \cos\beta + P_z \sin\beta; \tag{10.73}$$

$$P_{z_1} = P_x \sin\xi - P_y \sin\beta \cos\xi + P_z \cos\beta \cos\xi. \tag{10.74}$$

Сумарні вирази для моментів на втулці несучого гвинта від однієї лопаті визначають за допомогою формул

$$M_{x_в} = [P_{x_1}(l_{вш} - l_{гш}) \cdot \sin\beta + P_y(l_{вш} - l_{гш}) \cdot \sin\xi] \cdot \cos\psi - \\ - P_{y_1} \cdot l_{гш} \cdot \sin\psi, \tag{10.75}$$

$$M_{z_в} = \left[P_{x_1}(l_{вш} - l_{гш}) \cdot \sin\beta + P_y(l_{вш} - l_{гш}) \cdot \sin\xi \right] \cdot \sin\psi - \\ - P_{y_1} \cdot l_{гш} \cdot \cos\psi. \tag{10.76}$$

Таким чином, ми визначили сили і моменти, що діють на втулку НГ, які є початковими даними для розрахунку на міцність вала НГ та інших елементів конструкції вертольота.

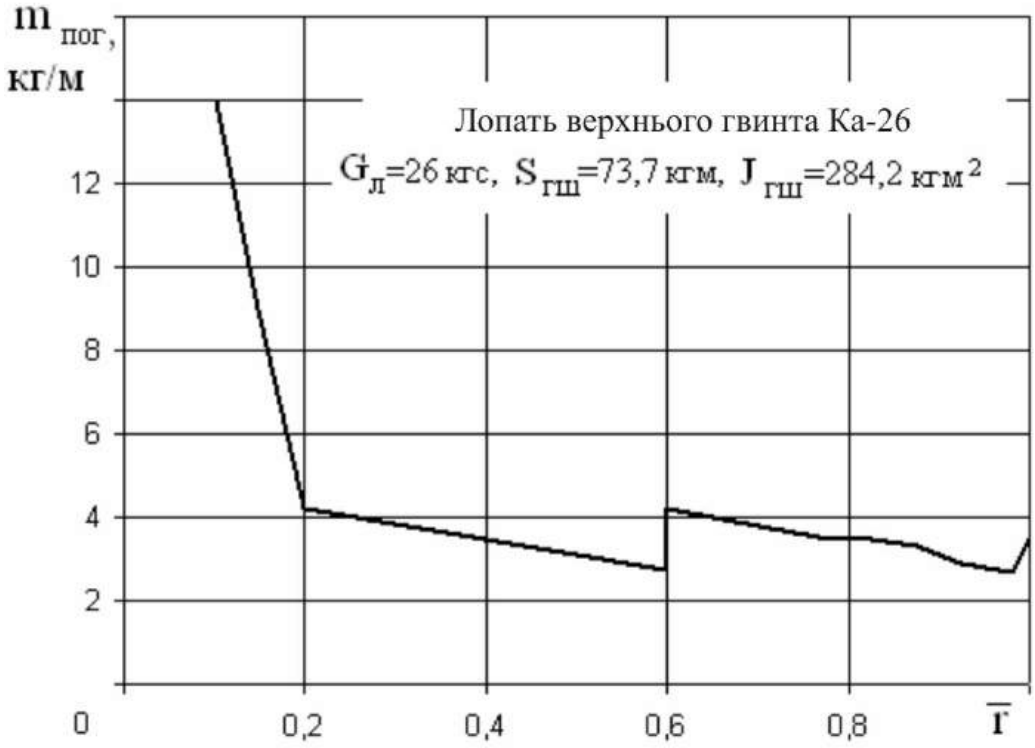


Рис. 10.43. Розподіл погонної маси лопаті НГ вертольота Ка-26

Вал НГ, крім своєї основної функції – передачі обертального моменту, сприймає й інші компоненти сил і моментів, що діють на втулку (рис. 10.47). У перерізі вала, перпендикулярному його осі, крім дотичної напруження від обертального моменту, діє і нормальне напруження. Змінна складова нормального напруження визначається в основному силами P_{x1}, P_{y1}, P_{z1} і моментами $M_{xв}$, $M_{zв}$ у площині втулки. Ці навантаження спричиняють у валу, що обертається, змінне напруження згину, що змінюється з частотою, що дорівнює кількості обертів НГ.

Розподіл погонного навантаження вздовж радіуса лопаті в площинах змаху і обертання дає можливість обчислювати також змінне напруження в силових елементах лопаті. На рис. 10.48 показані сумарні значення амплітуд змінного напруження в лонжероні лопаті, отримані розрахунком і також дані льотного експерименту (тензометрія).

Таким чином, запропонована методика аеродинамічного розрахунку НГ дозволяє не лише визначати льотно-технічні характеристики вертольота, але і вирішити низку практичних завдань, пов'язаних із розрахунком на міцність елементів трансмісії, міцності і довговічності торсіона, змінних навантажень у силових елементах лопаті.

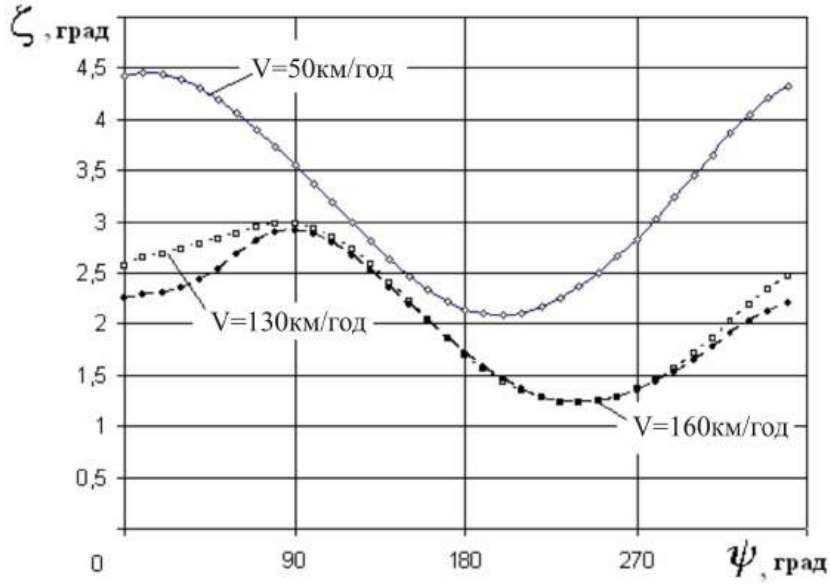
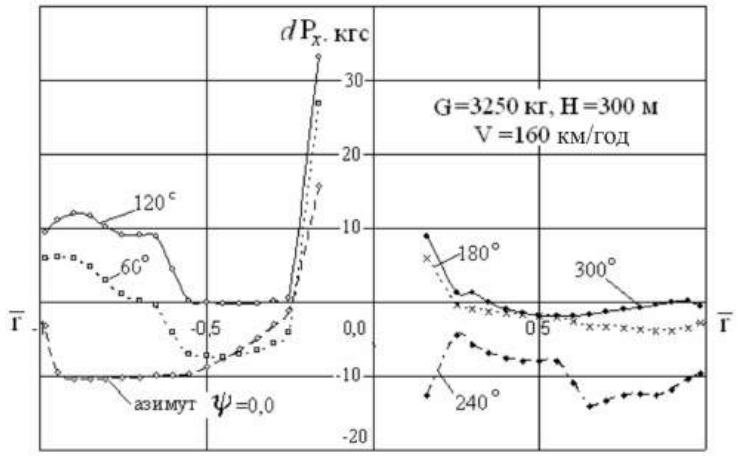
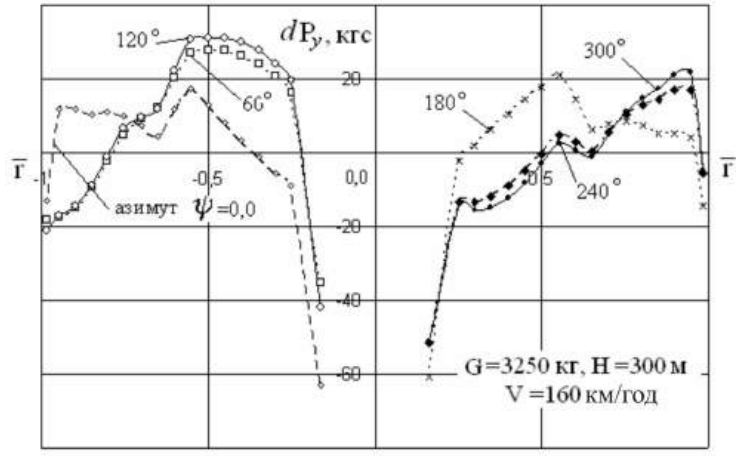


Рис. 10.44. Зміна кута гойдання лопаті залежно від режиму польоту вертольота Ка-26

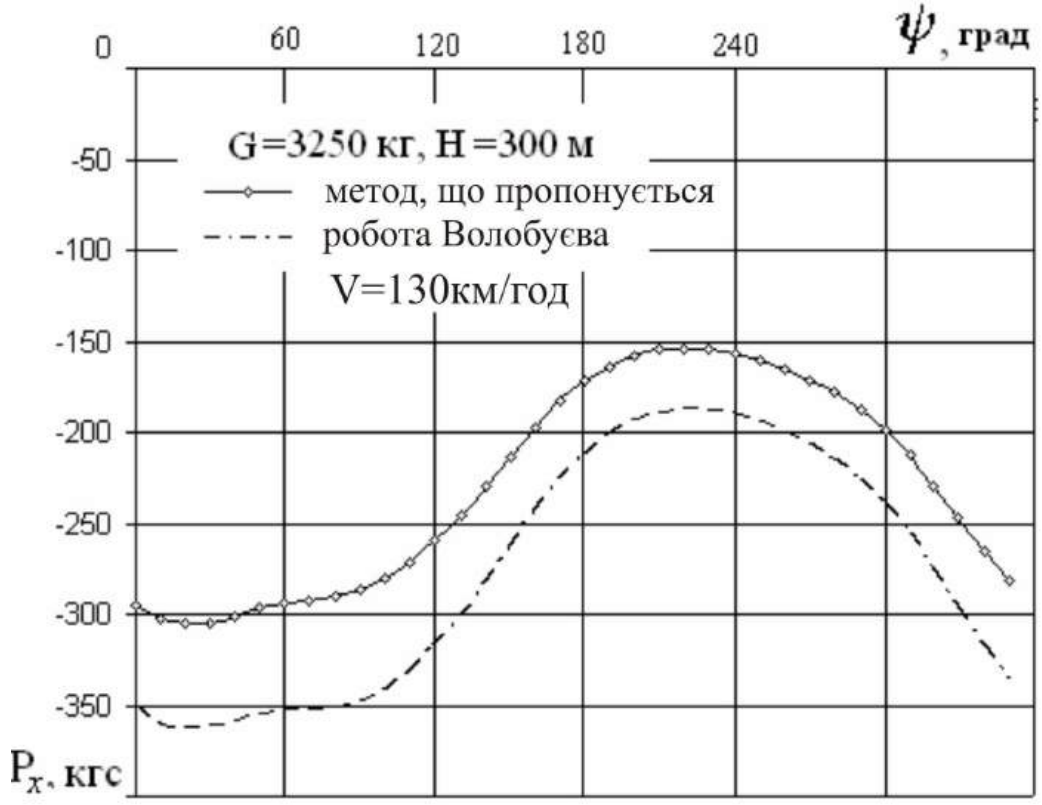


а

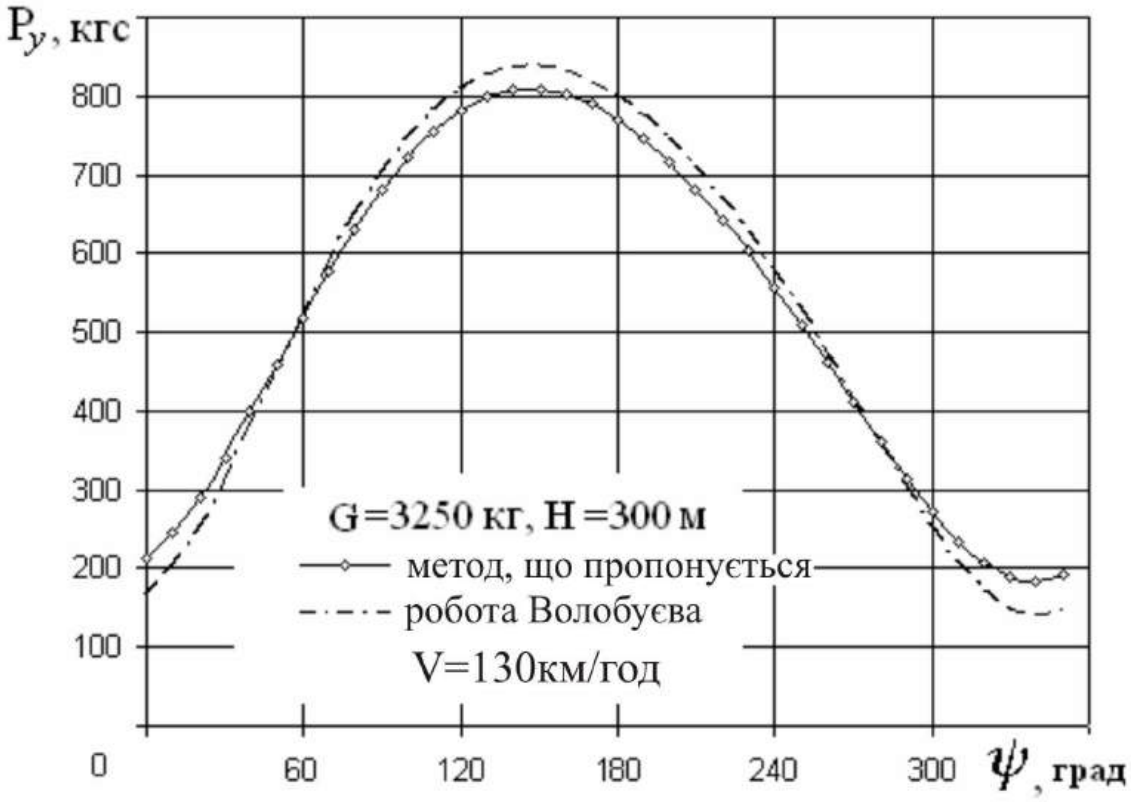


б

Рис. 10.45. Зміна погонного навантаження лопаті при її різних азимутних положеннях:
а – в площині обертання; б – в площині змаху



а



б

Рис. 10.46. Сумарні навантаження на лопать НГ у площинах обертання (а) і змаху (б)

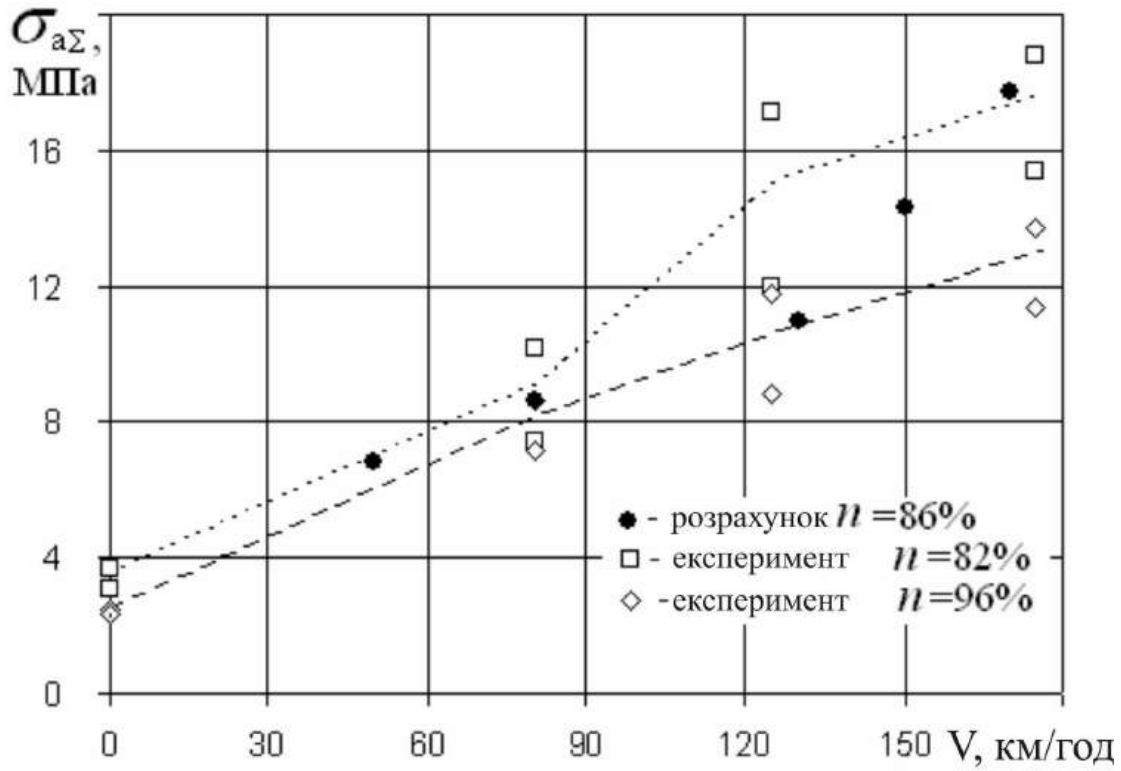


Рис. 10.47. Порівняння розрахункових та експериментальних значень амплітуд змінного напруження на лопаті НГ вертольота Ка-26 (r=0.5)

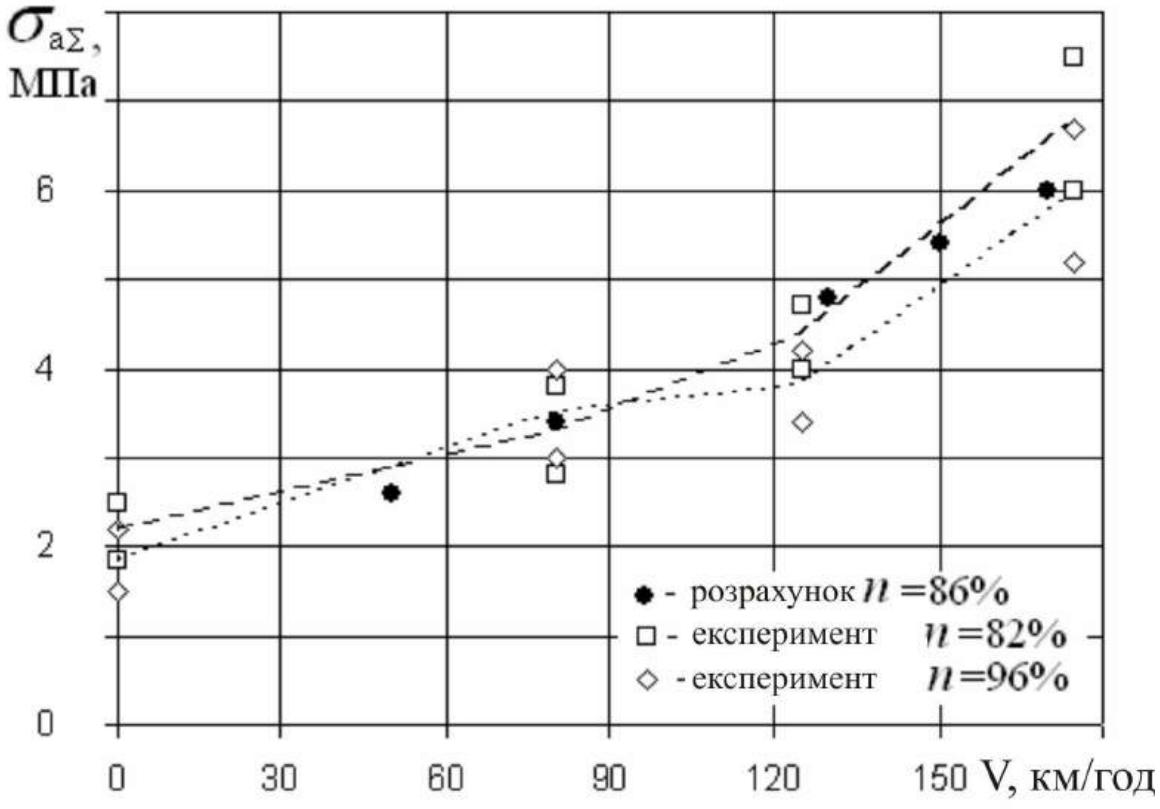


Рис. 10.48. Порівняння розрахункових і експериментальних значень амплітуд змінного напруження на лопаті НГ вертольота Ка-26 (r=0.75)

10.1.5. Розрахунок основних льотно-технічних характеристик вертольота на основі модифікованого методу Міля – Ярошенка

На етапі формування тактико-технічних вимог до проектованого вертольота і реалізації попереднього проекту, коли формують основні конструктивні рішення, визначають геометричні та вагові параметри вертольота, його агрегатів і систем, доцільно знайти область геометричних і кінематичних параметрів несучого і рульового гвинтів , що забезпечують необхідні льотні характеристики вертольота. У процесі виконання цих досліджень доцільно використовувати як статистичні дані вертольотів даного типу, так і сучасні математичні методи і моделі, які дають можливість прогнозувати льотні дані проектованого вертольота за мінімальним обсягом початкової інформації.

У розробленій системі аеродинамічного розрахунку вертольота, структурну схему якої показано на рис. 10.1, особливе місце посідає підсистема (блок) "Розрахунок льотно-технічних характеристик вертольота за програмами I рівня". При розрахунку основних льотно-технічних характеристик вертольота в першому наближенні в даній підсистемі використовують підхід аеродинамічного розрахунку вертольота за методом Міля – Ярошенка. На відміну від графоаналітичного методу Міля – Ярошенка, описаного в монографії під редакцією М. Л. Міля "Вертольоти. Розрахунок і проектування", розроблений метод дозволяє числовим методом вирішити задачу аеродинамічного розрахунку спрощеного компонування проектованого вертольота на основі рівнянь імпульсної теорії Глауерта-Локка.

10.1.5.1. Постановка завдання

Розглянемо сталий прямолінійний політ вертольота з невеликими кутами нахилу траєкторії. При цьому відомі геометричні та кінематичні характеристики несучого і рульового гвинтів, їх взаємне розташування, а також профілізація лопатей (тип і серія профілю лопаті, його аеродинамічні характеристики як залежності $C_{y_a}(\alpha), C_{x_a}(\alpha)$).

Для простоти виведення основних формул розглянемо сталий горизонтальний політ вертольота. Вважаємо також, що вертоліт збалансований, тобто забезпечується рівність нулю всіх моментів, що діють на вертоліт $M_x = M_y = M_z = M_\Sigma = 0$. Рівняння руху вертольота в цьому випадку (рис. 10.49) має такий вигляд:

$$\vec{R} \cdot \sin\delta + \vec{Q}_{вр} = 0; \qquad (10.77)$$

$$\vec{R} \cdot \cos\delta - \vec{G} = 0. \qquad (10.78)$$

Система рівнянь (10.77) – (10.78) записана в швидкісній системі координат $Ox_a y_a$, пов'язаній з несучим гвинтом. У формулах (10.77) – (10.78):

R – повна аеродинамічна сила НГ на заданому режимі польоту; $Q_{шк}$ – сила шкідливого опору планера вертольота; G – сила ваги вертольота; δ – кут між напрямом повної аеродинамічної сили і нормаллю до траєкторії.

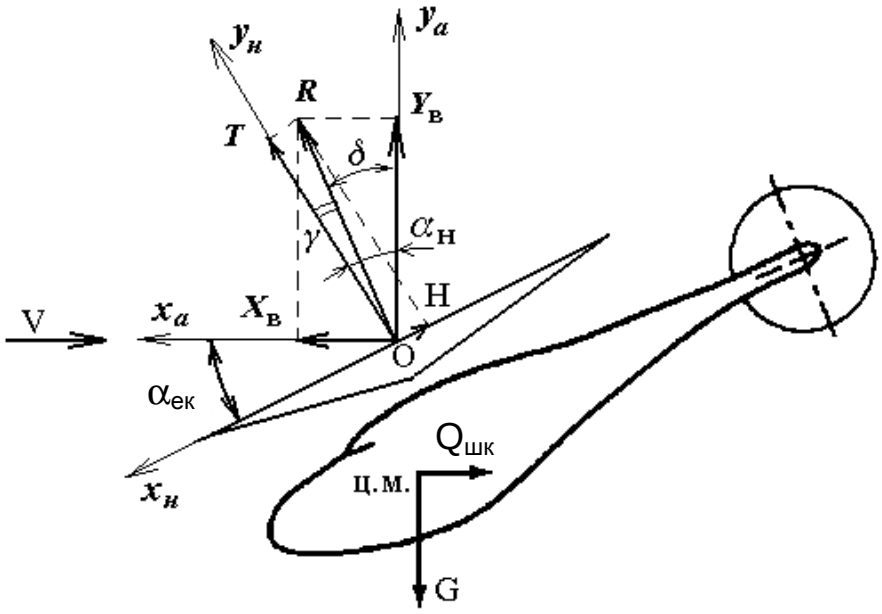


Рис. 10.49. Схема сил, що діють на вертоліт у сталому горизонтальному польоті

До системи рівнянь (10.77) – (10.78) додамо рівняння, що підтверджує рівність потужності на валу НГ і наявної потужності силової установки проектованого вертольота:

$$N_{нг} = \xi \cdot N_e, \qquad (10.79)$$

тут ξ – коефіцієнт використання потужності силової установки; N_e – сумарна потужність силової установки вертольота, що розташовується (ефективна потужність).

Коефіцієнт використання потужності на етапі попереднього проектування задають як функцію відносної швидкості польоту $\xi(\overline{V})$ на основі статистичних даних або спрощеного розрахунку втрат потужності в трансмісії, на привід інших агрегатів тощо. Зразок такої залежності показано на рис. 10.50.

Кут між напрямом рівнодійної R і нормаллю до траєкторії може бути визначений із співвідношення

$$\delta = \alpha_н + \gamma = \alpha_н + \operatorname{arctg}\frac{H}{T} \ . \qquad (10.80)$$

На режимі горизонтального польоту відношення H/T<<1, тому кут $\gamma \approx 0$, тобто можна вважати, що в горизонтальному польоті виконується умова T=R (вектор повної аеродинамічної сили спрямований за віссю вала гвинта). З урахуванням цього допущення система рівнянь руху вертольота є такою:

$$\left.\begin{aligned} T\cdot\sin\delta - Q_{вр} = 0,\\ T\cdot\cos\delta - G = 0,\\ N_{нв} = \xi\cdot N_e \end{aligned}\right\}. \qquad (10.81)$$

З першого рівняння системи випливає, що зміна швидкості польоту може здійснюватися лише завдяки зміні кута атаки НГ і величини сили тяги гвинта. При заданій частоті обертання НГ проекція сили тяги на вісь Oy_a (піднімальна сила гвинта) урівноважує вагу вертольота. Для збереження постійних значень висоти і швидкості польоту необхідно змінювати величину кута загального кроку НГ і потужність, що підводиться до гвинта.

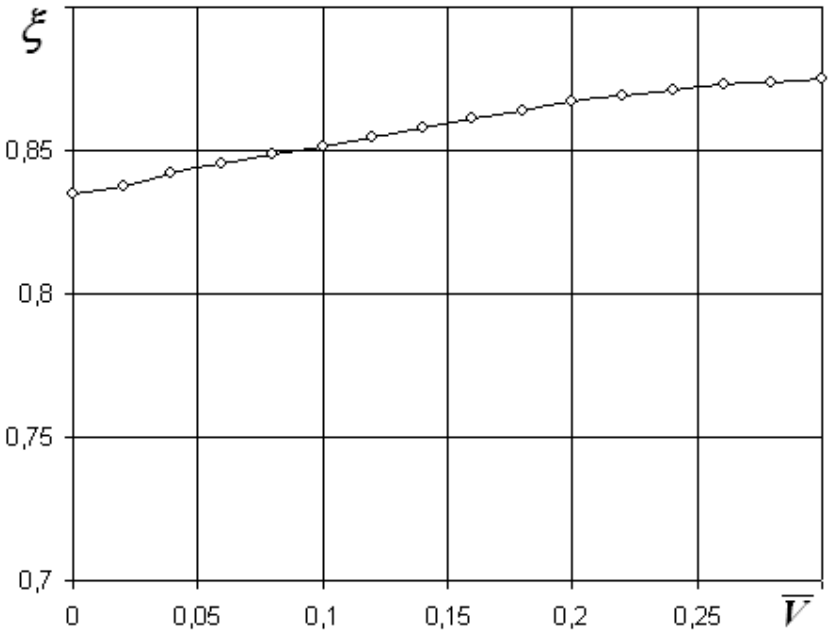


Рис. 10.50. Орієнтовна залежність коефіцієнта використання потужності силової установки від відносної швидкості

Приведемо систему рівнянь (10.81) до вигляду:

$$t\cdot\sin\delta + \bar{C}x_{вр}\frac{\bar{V}^2}{\sigma_н} = 0; \qquad (10.82)$$

$$t = \frac{2G}{\rho(\omega R)_н^2\sigma_н F_н}; \qquad (10.83)$$

$$m_k = \frac{2\xi\cdot N_e}{\rho(\omega R)_н^3\sigma_н F_н}. \qquad (10.84)$$

Тут $\bar{C}x_{вр} = Cx_{вр}/F_н$ – коефіцієнт шкідливого опору планера вертольота, віднесений до ометаємої площі НГ;

$\bar{V} = V/\omega R$ – відносна швидкість польоту вертольота;

$\sigma_н = \frac{Кл\cdot b_{0,7}}{F_н}$ – коефіцієнт заповнення НГ;

$t = C_t / \sigma_н$ – коефіцієнт сили тяги НГ.

Коефіцієнт шкідливого опору планера може бути визначений на основі статистичних даних для вертольотів даного класу або розрахований за емпіричними формулами Серова:

$C_{x_{вр}} = C_x \cdot S = 0.018 \cdot m_0^{0.5646}$ – для вертольотів із шасі, що не прибирається;

$C_{x_{вр}} = C_x \cdot S = 0.0174 \cdot m_0^{0.5364}$ – вертольоти із шасі, що прибирається

де m_0 – нормальна злітна маса, кг;
$C_X S$ – площа еквівалентної пластинки, м^2.

Коефіцієнт заповнення НГ розраховують за заданими геометричними параметрами компонування НГ.

Потрібний для горизонтального польоту кут нахилу рівнодійної сили R вираховуємо з рівняння (10.82)

$$tg\delta_{гп} \approx -\frac{\bar{C}x_{вр}\bar{V}^2}{\sigma_н \cdot t} . \qquad (10.85)$$

Максимальний кут нахилу траєкторії при сталому наборі висоти визначається із співвідношення

$$\theta_{наб} = -(\delta_р - \delta_{гп}) . \qquad (10.86)$$

Тут $\delta_р$ – значення кута нахилу рівнодійної сили R при використанні всієї потужності силової установки, що розташовується, на заданому режимі польоту. Вертикальну швидкість сталого набору висоти вираховуємо з відомого співвідношення

$$V_y = V \cdot \sin\theta_{наб} = (\bar{V} \cdot \omega R) \cdot \sin\theta_{наб} . \qquad (10.87)$$

Характеристики зниження вертольота на режимі самообертання НГ розраховують на основі відомого визначення аеродинамічної якості вертольота

$$K_в = \frac{t}{t_{x_c} - t_{x_{гп}}} = \frac{t}{t_{x_c} - \bar{C}x_{вр}\frac{\bar{V}^2}{\sigma_н}}, \qquad (10.88)$$

де t – коефіцієнт тяги гвинта на заданому режимі польоту; $t_{x_{гп}}$ – коефіцієнт пропульсивної сили гвинта на режимі горизонтального польоту; t_{x_c} – коефіцієнт пропульсивної сили гвинта на режимі самообертання (авторотації).

У першому наближенні можна вважати, що тангенс кута зниження вертольота на режимі самообертання НГ дорівнює зворотній аеродинамічній якості вертольота

$$\mathrm{tg}\theta_c = -\frac{1}{K_{вс}}, \qquad (10.89)$$

де $K_{вс}$ – величина аеродинамічної якості вертольота на режимі самообертання НГ.

Горизонтальну і вертикальну складові швидкості польоту вертольота при зниженні на режимі самообертання вираховуємо із співвідношень (рис. 10.51):

$$V_y = V \cdot \sin\theta_c = (\overline{V} \cdot \omega R)\sin\theta_c; \qquad (10.90)$$

$$V_x = V \cdot \cos\theta_c = (\overline{V} \cdot \omega R)\cos\theta_c. \qquad (10.91)$$

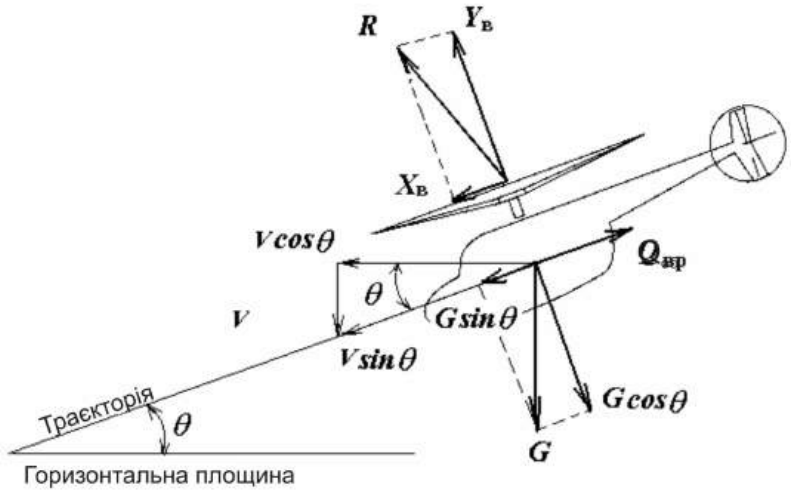


Рис. 10.51. Схема сил, що діють на вертоліт на режимі зниження

При розрахунку характеристик рульового гвинта вважають, що в горизонтальному польоті виконується умова шляхового балансування вертольота в прямолінійному польоті без ковзання. При цьому не враховують вплив НГ і вертикального оперення (кіля) на характер обтікання СГ і його аеродинамічні характеристики.

З умови шляхового балансування вертольота

$$M_к - T_{рв} \cdot l_{рв} = 0 \qquad (10.92)$$

при заданих допущеннях знаходимо потрібні значення тяги СГ і величину коефіцієнта тяги:

$$T_{рв} = \frac{M_к}{l_{рв}}; t_{рв} = \frac{m_k (\omega R)_н^2 F_н \cdot R}{(\omega R)_{рв}^2 \sigma_{рв} \cdot F_{рв} \cdot l_{рв}}, \qquad (10.93)$$

де $(\omega R)_{СГ}$, $F_{рв}$, $\sigma_{СГ}$ – колова швидкість кінця лопаті СГ, ометаєма ним площа, коефіцієнт заповнення СГ відповідно.

Запропонована методика розрахунку дозволяє визначити основні льотні характеристики вертольота на етапі попереднього проектування, коли вже є головні геометричні та масові характеристики вертольота і характеристики силової установки.

10.1.5.2. Алгоритм розрахунку основних льотних характеристик вертольота

10.1.5.2.1. Початкові дані для розрахунку

На етапі попереднього проектування для розрахунку льотних характеристик вертольота необхідно мати:

1. Висотну характеристику двигуна на режимі максимальної тривалої потужності. Як приклад на рис. 10.52 показано висотну характеристику двигуна АІ-450.

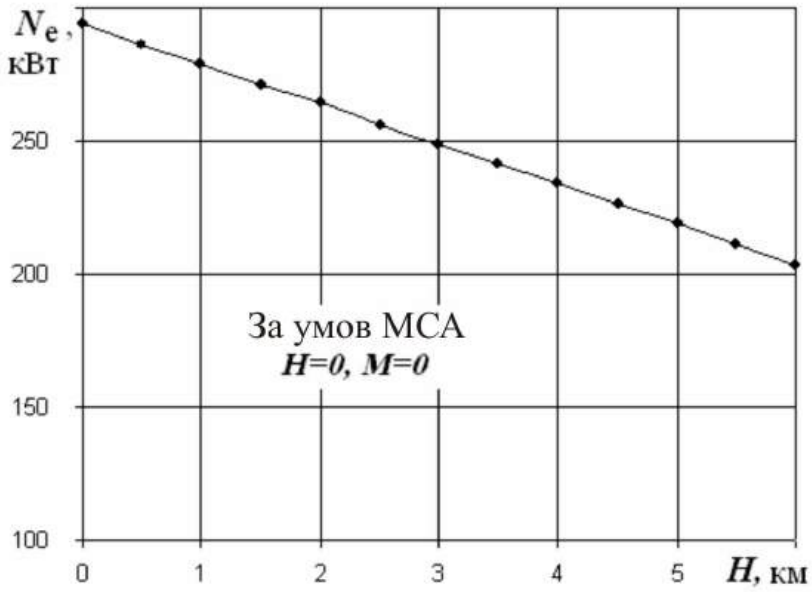


Рис. 10.52. Висотна характеристика двигуна АІ-450

2. Коефіцієнт використання потужності силової установки вертольота залежно від швидкості польоту (рис. 10.50).
3. Залежність коефіцієнта шкідливого опору планера вертольота як функція кута атаки $C_{x_{вр}}(\alpha)$.
4. Геометричні та кінематичні характеристики несучого і рульового гвинтів: Dн, (R)$\omega_н$, bн, Кл, діапазон зміни кута загального кроку НГ $\varphi_{min0max} \le \varphi \le \varphi$, коефіцієнт кінцевих втрат *B*.
5. Масові й інерційні характеристики лопаті несучого і рульового гвинтів: $m_л$, $S_{гш}$, $J_{гш}$, γ. Статичний момент лопаті відносно ГШ $S_{гш}$ і момент інерції лопаті $J_{гш}$ на етапі попереднього проектування можна визначити на основі співвідношень

$$S_{гш} = \frac{1}{2} m_л \cdot g \cdot R \; ; \; J_{гш} = \frac{1}{3} m_л \cdot R^2 . \qquad (10.94)$$

Коефіцієнт масової щільності лопаті обчислюють за допомогою формули

$$\gamma = \frac{C_y^{\alpha} \cdot \rho \cdot b \cdot R^4}{2J_{гш}}. \qquad (10.95)$$

6. Аеродинамічні характеристики профілю лопаті на характерному радіусі $\bar{r}$=0.7 для середнього по диску значення числа Маха. Приклад таких залежностей показано на рис. 10.30.
7. Розрахунок виконується для різних висот у діапазоні відносних швидкостей польоту від $\overline{V}$=0.1.0.12 до $\overline{V}_{max}$ із заданим кроком.

10.1.5.2.2. Алгоритм розрахунку льотних характеристик вертольота

Розглянемо алгоритм розрахунку для заданих значень швидкості $V = \overline{V} \cdot (\omega R)$ і висоти польоту *H*.

1. На основі формул (10.83) – (10.84) для заданої польотної ваги G обчислюємо величину коефіцієнта тяги НГ t і максимальний наявний коефіцієнт обертального моменту m_{kp}.
2. У заданому діапазоні кутів установлення лопатей $\varphi_{min} \le \varphi_0 \le \varphi_{max}$ несучого гвинта для кожного значення φ_0 визначається:
   - коефіцієнт притікання потоку через диск НГ

$$\lambda = \frac{2t}{c_y^{\alpha} \cdot B^2} - \varphi_0 \left(\frac{2}{3} B + \frac{\mu^2}{B} \right); \qquad (10.96)$$

   - кут атаки несучого гвинта

$$\alpha_н = \frac{\lambda}{\mu} + \frac{\sigma_н \cdot t}{4\mu\sqrt{\lambda^2 + \mu^2}}; \qquad (10.97)$$

   - коефіцієнти перших гармонік махового руху лопатей

$$a_0 = \gamma \left[\frac{B^3}{3} \lambda + \frac{\varphi_0}{4} B^2 (B^2 + \mu^2) \right] - \frac{g \cdot S_{гш}}{J_{гш} \omega^2}; \qquad (10.98)$$

$$a_1 = 2\mu(\lambda + \frac{4}{3} B \cdot \varphi_0) \cdot \frac{1}{B^2 - 0.5\mu^2}; \qquad (10.99)$$

$$b_1 = \frac{4}{3} \mu \cdot a_0 \frac{B}{B^2 + 0{,}5\mu^2}; \qquad (10.100)$$

   - середнє значення по диску НГ коефіцієнта піднімальної сили

$$C_{y_0} = \frac{3t}{(1 + 3\mu^2 / 2)}; \qquad (10.101)$$

- середню величину коефіцієнта профільного опору лопаті C_{x_a} за полярою профілю;
- коефіцієнт необхідного обертального моменту несучого гвинта, який розраховують за формулою

$$m_k = C_y^{\alpha}\left[\begin{array}{l}\dfrac{C_{xp}}{4C_y^{\alpha}}(1+\mu^2)-\dfrac{B^2}{3}\varphi_0\cdot\lambda-\dfrac{B^2}{2}\lambda^2-\dfrac{a_1}{8}(B^4+1{,}5B^2\cdot\mu^2)- \\ \dfrac{B^2}{4}a_0^2\mu^2+\dfrac{B^3}{3}a_0b_1\mu-\dfrac{b_1^2}{8}(B^4+\dfrac{B^2}{2}\mu^2)-\dfrac{B^2}{2}a_1\lambda\mu\end{array}\right]; \quad (10.102)$$

- коефіцієнт подовжньої сили НГ

$$h = \sigma_н C_y^{\alpha}\left[\begin{array}{l}\dfrac{C_{xp}}{2C_y^{\alpha}}\mu-\dfrac{B^2}{3}\varphi_0\lambda\cdot\mu+\dfrac{B^3}{3}\varphi_0a_1- \\ \dfrac{B^3}{6}a_0b_1+\dfrac{B^2}{4}a_0^2\mu+\dfrac{3}{4}B^2a_1\lambda+\dfrac{B^2}{4}a_1\mu\end{array}\right]. \quad (10.103)$$

Для фіксації значення швидкості й кута ОШ НГ знаходимо кут нахилу повної аеродинамічної сили до осі обертання гвинта

$$\gamma = \operatorname{arctg}\frac{h}{t}. \quad (10.104)$$

З урахуванням формули (10.104) визначуваний кут між вектором сумарної аеродинамічної сили *R* і перпендикуляром до швидкості польоту

$$\delta = \alpha_н + \gamma. \quad (10.105)$$

Виконуючи розрахунки за формулами (10.96) – (10.105) для кожного значення кута ОШ НГ ($\varphi_{min}\le\varphi_{ош}\le\varphi_{0max}$), отримаємо залежності основних аеродинамічних характеристик від кута встановлення лопатей гвинта $\alpha_н = f(\varphi_0)...m_k = f(\varphi_0)$ (рис. 10.53 – 10.54). Ці залежності відповідають заданим значенням коефіцієнта режиму роботи гвинта μ і його частоті обертання $\omega_{н=const}$.

Потрібний для горизонтального польоту кут нахилу рівнодійної сили R до осі Oy_a швидкісної системи координат знаходимо із співвідношення (10.85)

$$\delta_{гп} = \operatorname{arctg} - \frac{Q_{вр}}{G} = \operatorname{arctg} - \frac{\overline{C}_{x_{вр}}\cdot\overline{V}^2}{\sigma_н\cdot t}.$$

Використовуючи отримані розрахункові залежності, показані на рис. 10.53 і 10.54, знаходимо характеристики НГ, потрібні для горизонтального польоту вертольота $\varphi_{гп}$, $\alpha_{гп}$, a_0, a_1, b_1, m_k на заданому режимі коефіцієнта роботи несучого гвинта μ.

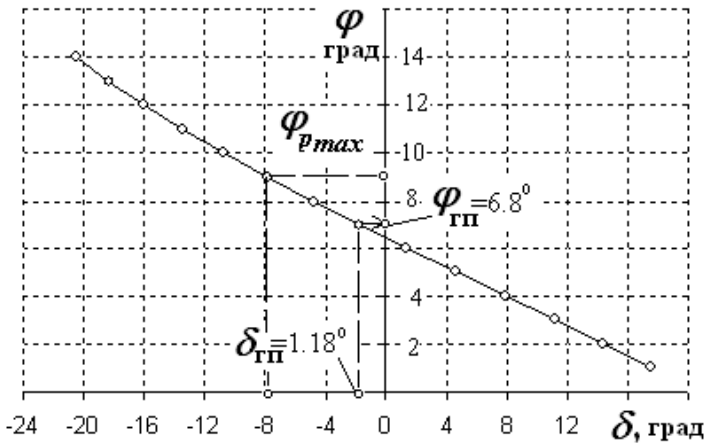


Рис. 10.53. До визначення кута загального кроку НГ на різних режимах польоту

Знаючи висотну характеристику двигуна, визначимо максимальну наявну потужність, яку можна підвести до НГ:

$$N_p = N_e(H)\cdot\xi \quad m_{кр} = \frac{2N_p}{(\omega R)^3\cdot\rho\cdot F_н}.$$

Застосовуючи розрахункові залежності (рис. 10.53 і 1.54), знаходимо характеристики НГ вертольота при використанні всієї наявної потужності: δ_{max}, φ_{pmax}, α_p, a_0, a_1, b_1.

Максимальний кут нахилу траєкторії при сталому наборі висоти визначають за допомогою виразу (10.86). Вертикальну швидкість сталого набору висоти розраховуємо на основі формули (10.87).

Відомо, що на режимі сталого самообертання НГ потужність, необхідна на його обертання, дорівнює нулю $N_{нг}\approx 0$, відповідно і коефіцієнт обертального моменту гвинта також дорівнює нулю $m_k=0$. Використовуючи розрахункову залежність $m_k(\varphi)$, можна визначити кут установки лопатей НГ, при якому виконується умова $m_k=0$ (рис. 10.54). За значенням величини кута загального кроку НГ φ_c, при якому гвинт працює на режимі авторотації при заданому значенні коефіцієнта μ, визначаємо й інші аеродинамічні та кінематичні характеристики гвинта на цьому режимі, використовуючи графічні, показані на рис. 10.54.

Потрібну величину пропульсивної сили на режимі самообертання НГ знаходимо за допомогою виразу (див. рис. 10.49)

$$t_{x_c} = t\cdot tg\delta_c. \qquad (10.107)$$

За допомогою формули (10.88) визначаємо величину аеродинамічної якості вертольота Кв на режимі авторотації, а за допомогою співвідношень (10.87) – (10.91) розраховуємо характеристики вертольота на режимі самообертання НГ: кут зниження θ_c, вертикальну швидкість зниження.

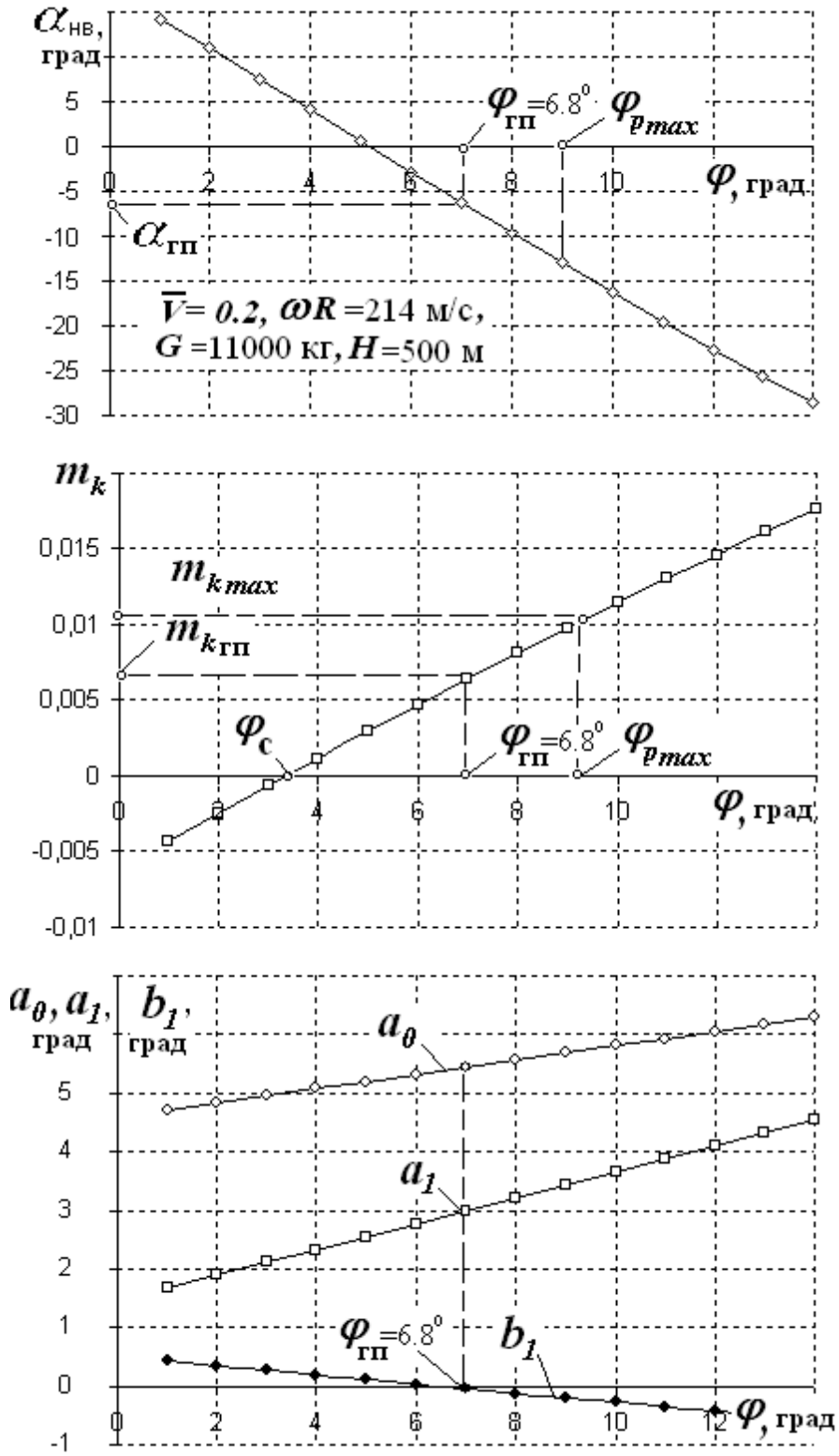


Рис. 10.54. До розрахунку аеродинамічних характеристик НГ при постійному значенні поступальної швидкості

Знаючи величину необхідного обертального моменту, на валу НГ вертольота в горизонтальному польоті або при наборі висоти $M_k = m_k \rho (\omega R)_н^2 \cdot R \cdot F_н / 2$ і відстань між осями несучого і рульового гвинтів,

в першому наближенні можна визначити необхідні величини тяги і потужності СГ:

$$\mu_{рв} = \frac{V}{(\omega R)_{рв}}, T_{рв} = \frac{M_к}{l_{рв}}, N_р = m_{k_{рв}} \frac{\rho(\omega R)^3_{рв}}{2} \cdot F_н . \qquad (10.108)$$

Тоді, за аналогією з несучим гвинтом, використовуючи геометричні і кінематичні характеристики СГ, знаходимо необхідний коефіцієнт тяги гвинта

$$t_{рв} = \frac{2T_{рв}}{\rho(\omega R)_{рв} \cdot F_{рв}} . \qquad (10.109)$$

Аеродинамічні характеристики СГ, необхідні для шляхового балансування вертольота без урахування взаємного впливу гвинтів, вертикального оперення, ковзання тощо, можна визначити за допомогою описаного вище алгоритму (10.96) – (10.105).

10.1.5.2.3. Структурна блок-схема програми розрахунку

Спрощена структурна блок-схема програми розрахунку льотно-технічних характеристик вертольота на основі модифікованого методу Міля – Ярошенко показана на рис. 10.55.

Введення початкових даних у програму здійснюється із трьох файлів: двох файлів геометричних, кінематичних та інерційно-масових характеристик несучого і рульового гвинтів і одного файла завдання характеристик силової установки вертольота, польотної ваги, висоти й інших початкових даних.

При початковому значенні коефіцієнта режиму роботи гвинта вертольота $\mu=\mu_0$ (зазвичай задають $\mu_0 \approx 0.1…0.12$) і заданому значенні висоти польоту знаходять потрібне значення коефіцієнта тяги НГ t і максимальне значення коефіцієнта обертального моменту $m_{k_{max}}$ при використанні всієї наявної потужності силової установки вертольота (формули (10.83) – (10.84)).

У блоці розрахунку аеродинамічних характеристик НГ визначають аеродинамічні коефіцієнти і кінематичні параметри гвинта в діапазоні зміни кута загального кроку $\varphi_{min} \le \varphi \le \varphi_{max}$ при μ = const. Алгоритм розрахунку відповідає наведеним формулам (10.96) – (10.105). Результати розрахунків можуть бути за бажанням користувача показані у вигляді графічних залежностей (рис. 10.53 – 10.54).

Далі розраховують характеристики вертольота на режимі горизонтального польоту при постійному значенні відносної швидкості польоту $\overline{V} = \text{const}: \alpha_{гп}, \varphi_{гп}, m_{k_{гп}}$ тощо. Визначають характеристики НГ при використанні всієї силової установки, що розташовується. Це дає

можливість розрахувати характеристики вертикальної швидкості набору висоти в поступальному польоті V_y (див. формули (10.86) – (10.87)).

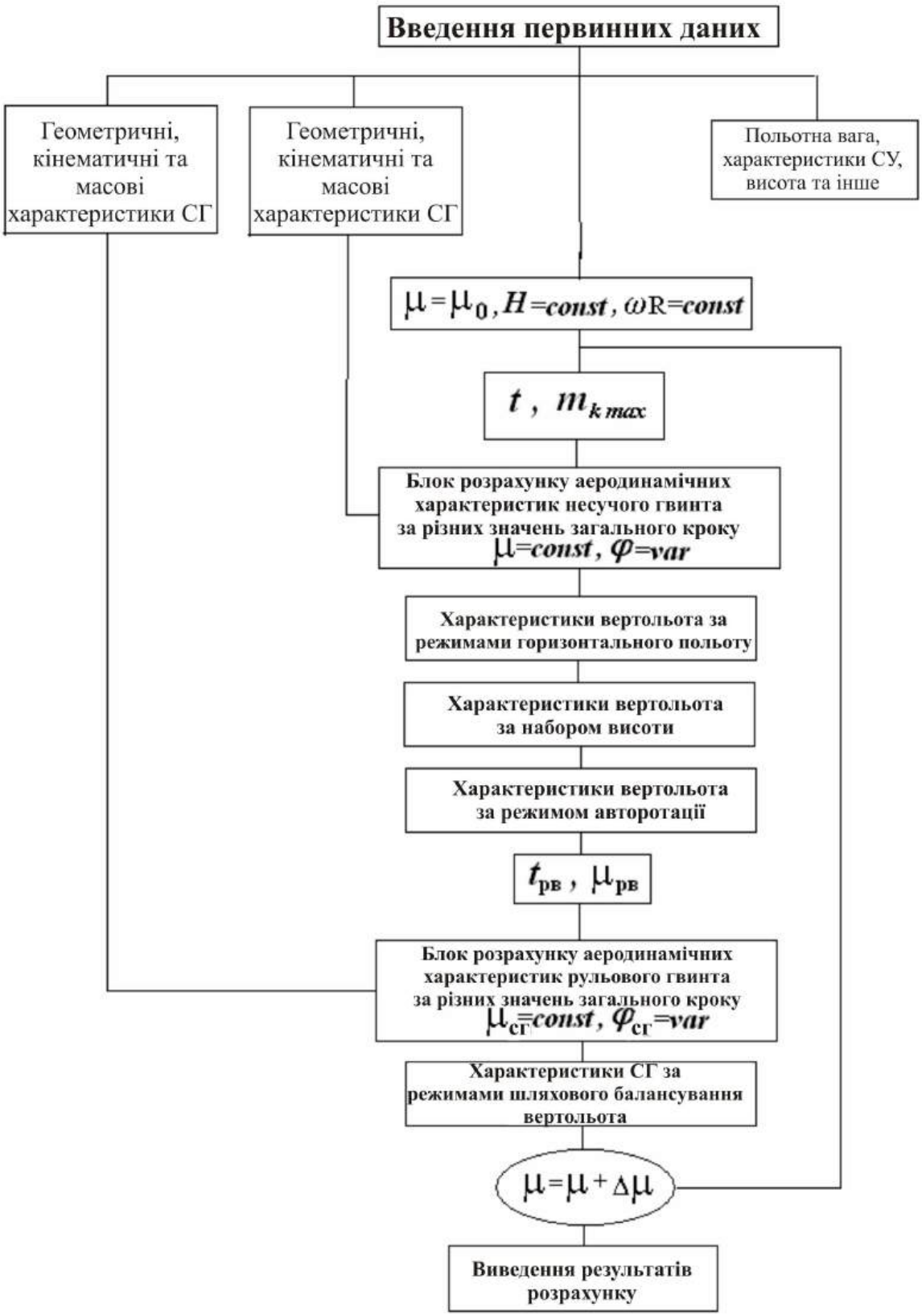


Рис. 10.55. Структурна блок-схема програми розрахунку льотно-технічних характеристик вертольота

З умови самообертання НГ вертольота $m_k \approx 0$ знаходять величину кута загального кроку несучого гвинта φ_c і розраховують величини кута зниження θ_c і вертикальної швидкості V_{y_c} на режимі авторотації.

Для розрахунку характеристик СГ вертольота перераховують коефіцієнт режиму роботи гвинта $\mu_{сг}$ і визначають величину коефіцієнта тяги СГ за умови шляхового балансування вертольота. Використовуючи програму розрахунку аеродинамічних характеристик гвинта при різних значеннях кута загального кроку, оформлену у вигляді окремого блока (рис. 10.55), визначаємо необхідні значення тяги і потужності рульового гвинта.

Потім переходимо до нового значення швидкості польоту, яке задається коефіцієнтом режиму роботи НГ $\mu = \mu + \Delta\mu$ ($\Delta\mu$ – дискретний крок розрахунку, що задається). Розрахунок виконують до заданого значення коефіцієнта режиму роботи $\mu_0 \le \mu \le \mu_{зад}$.

Виведення результатів розрахунку льотно-технічних характеристик вертольота може здійснюватися у вигляді лістингів або графічного матеріалу. Так, на рис. 10.56 – 10.59 показано можливі варіанти подання інформації, зручної для аналізу льотно-технічних характеристик проектованого вертольота на різних режимах польоту.

На рис. 10.56 показано залежності, потрібні для горизонтального польоту $N_{нг}$ і наявної N_p потужностей, від швидкості польоту. За допомогою даного графіка легко визначити характерні швидкості горизонтального польоту на заданій висоті: економічну $V_{ек}$, найбільш вигідну $V_{нг}$ і максимальну V_{max}. Економічна швидкість визначає режим польоту, при якому забезпечується мінімальна необхідна потужність і реалізується максимальний надлишок потужності ΔN. Найбільш вигідна швидкість польоту $V_{нг}$ визначає режим польоту, при якому реалізується максимальна дальність польоту.

Рис. 10.57 ілюструє залежність необхідної величини кута загального кроку НГ від швидкості для різних режимів польоту: набір висоти з максимальною наявною потужністю, горизонтальний політ на H=const, зниження на режимі самообертання НГ.

Вплив частоти обертання НГ на вертикальну швидкість зниження вертольота на режимі авторотації демонструє рис. 10.58. За допомогою даного графіка визначають оптимальну швидкість планерування вертольота при відмові двигуна, коли забезпечується мінімальна вертикальна швидкість зниження.

Характеристики швидкопідйомності вертольота в поступальному польоті ілюструють графіки, показані на рис. 10.59. За допомогою даних графіків визначають режими польоту вертольота, при яких забезпечується його максимальна швидкопідйомність.

Запропонована методика розрахунку льотно-технічних характеристик вертольота дозволяє отримати великий спектр льотних даних при мінімальному обсязі початкової інформації. Це дозволяє проаналізувати вплив великої кількості геометричних і кінематичних параметрів несучого і рульового гвинтів, характеристик силової установки на етапі попереднього проекту.

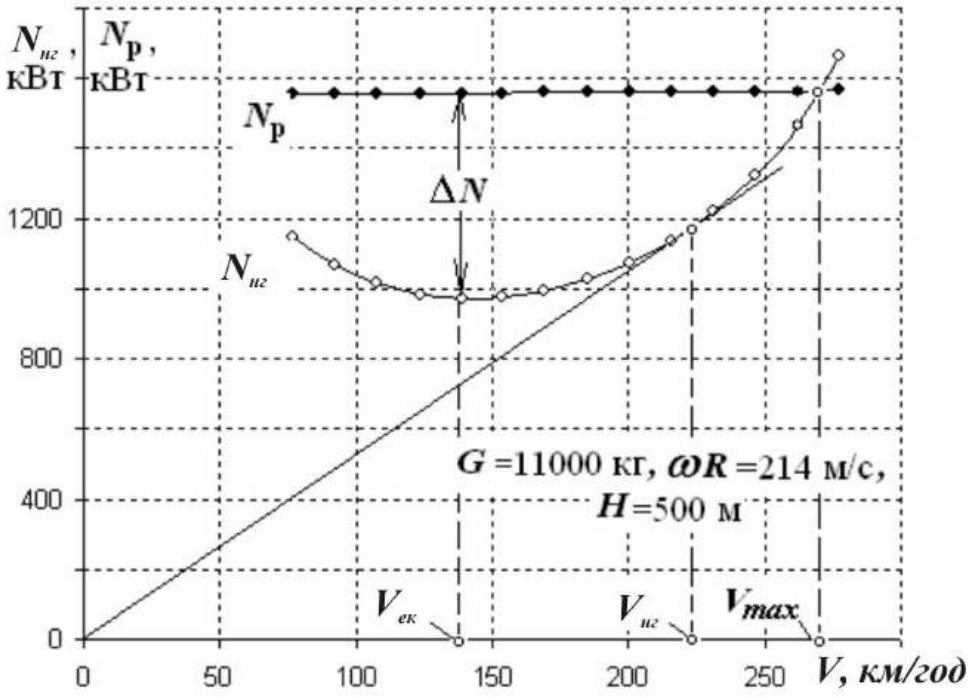


Рис. 10.56. Криві необхідних і наявних потужностей вертольота в горизонтальному польоті

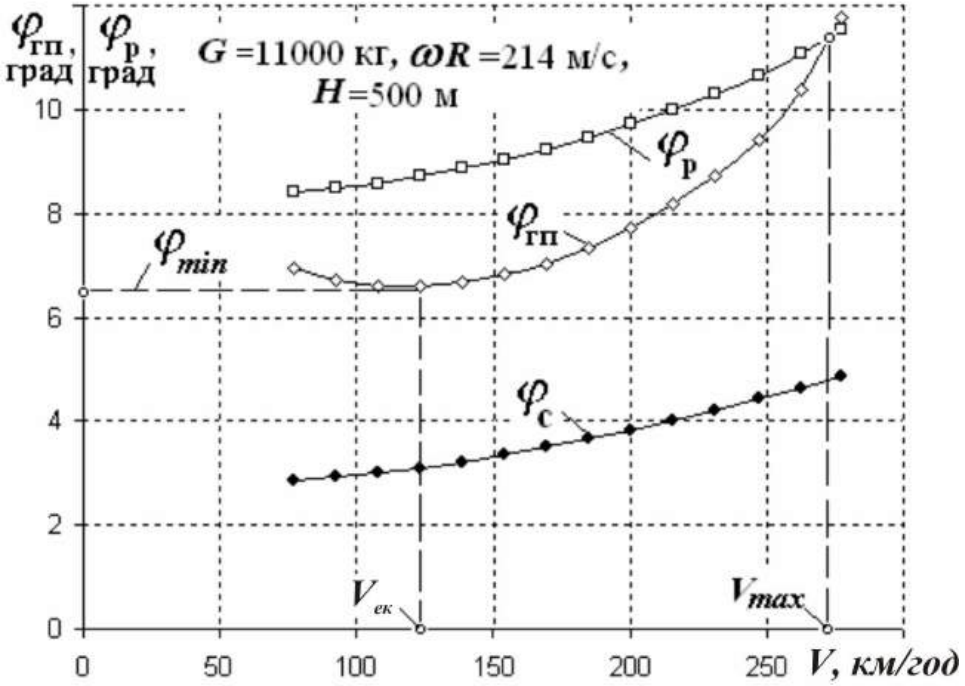


Рис. 10.57. Потрібні значення кутів, що розташовуються, ОШ НГ на різних режимах польоту

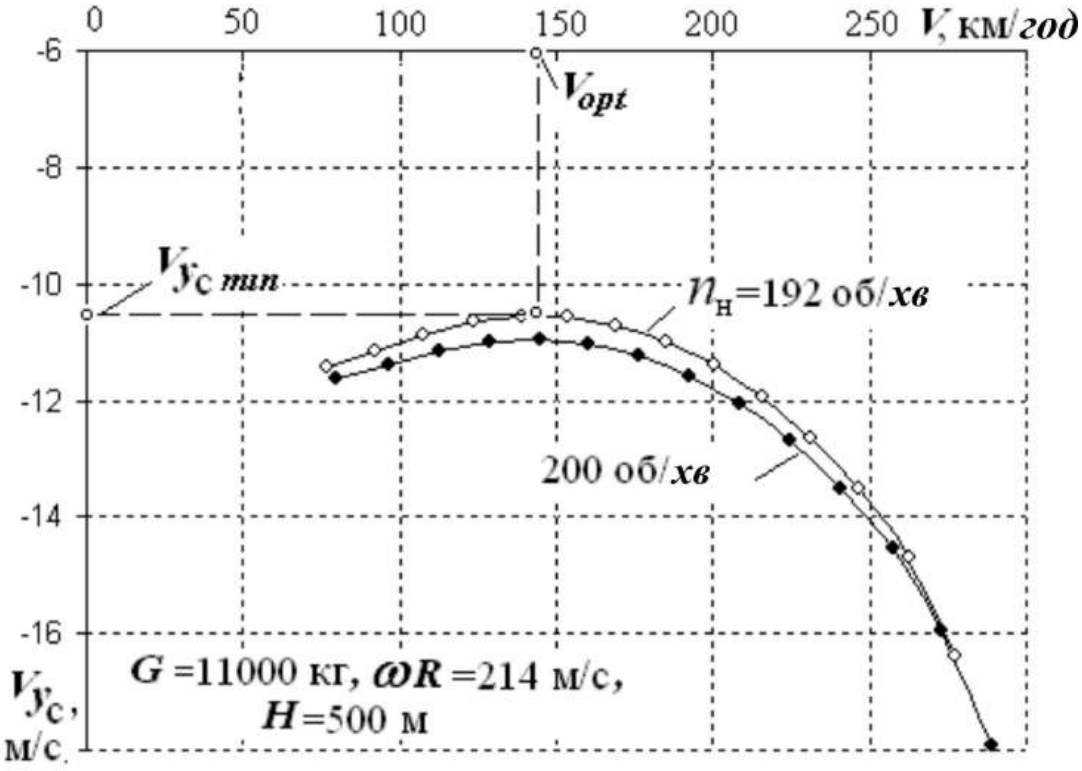


Рис. 10.58. Вертикальні швидкості зниження вертольота на режимі самообертання несучого гвинта

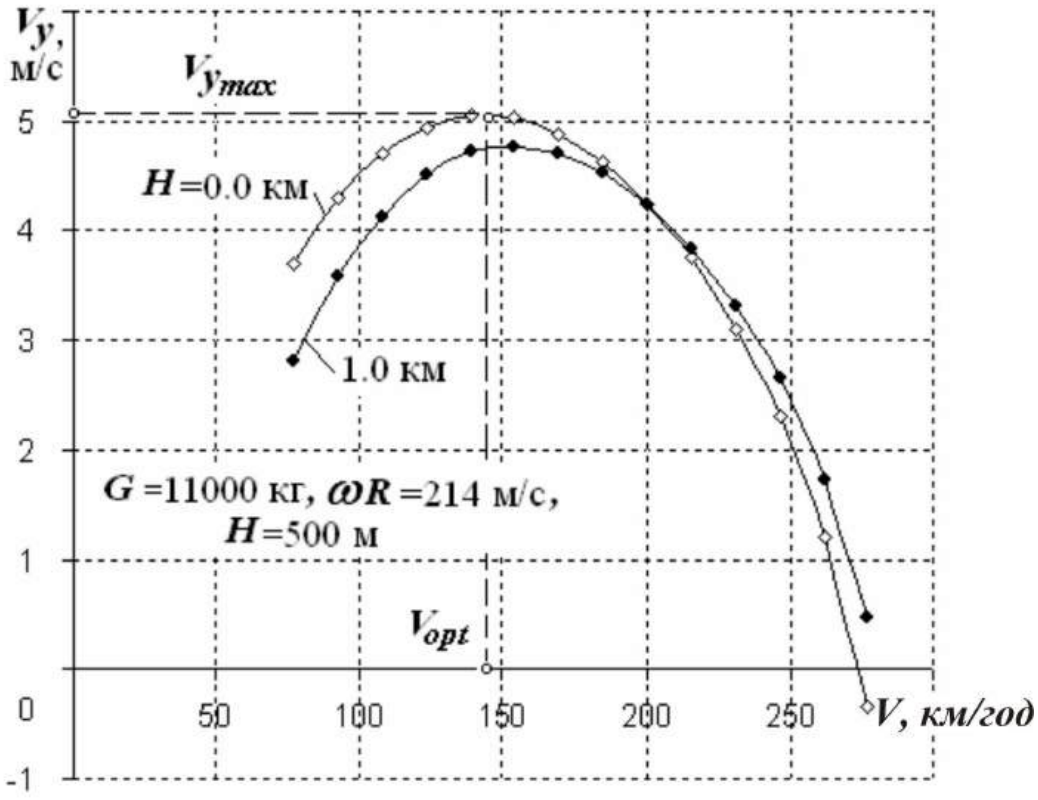


Рис. 10.59. Характеристики швидкопідйомності вертольота в поступальному польоті

10.2. ВИЗНАЧЕННЯ НАВАНТАЖЕНЬ, ЩО ДІЮТЬ НА ВЕРТОЛІТ І ЙОГО АГРЕГАТИ ВІДПОВІДНО ДО НОРМ МІЦНОСТІ

10.2.1. Загальні положення і визначення

Швидкість польоту V – швидкість польоту за приладом з поправкою, що враховує систематичну похибку в показаннях приладу. Вона відповідає дійсній швидкості польоту в стандартній атмосфері на рівні моря.

Крейсерська швидкість $V_{кр}$ – швидкість горизонтального польоту на робочій висоті при крейсерському режимі роботи двигуна.

Максимальна швидкість V_{max} – максимальна горизонтальна швидкість польоту за максимальною кількістю обертів і максимальною потужністю двигуна.

Гранична швидкість $V_{пр}$ – гранична допустима швидкість крутого планерування, яку приймають на 15 % вище за максимальну швидкість горизонтального польоту.

Перевантаження n – відношення рівнодійної всіх сил, прикладених до ЛА в якому-небудь випадку навантаження, до ваги гвинтокрилого апарата.

Експлуатаційне перевантаження n_e – допустиме в нормальній експлуатації перевантаження.

Граничне перевантаження $n_{пр}$ – перевантаження за критичних умов посадки, що допускає залишкові деформації конструкції і визначається за максимальною здатністю поглинання резервної енергії шасі.

Розрахункове перевантаження n_p – перевантаження, яке дорівнює експлуатаційному перевантаженню, помноженому на коефіцієнт безпеки f.

Проекції n на осі зв'язаної системи координат називаються:

n_x – подовжнє перевантаження;

n_y – нормальне перевантаження;

n_z – поперечне перевантаження.

Запас міцності – відношення руйнуючих зусиль або напруження в елементі конструкції до зусиль або напруження, що діє в тому ж елементі при нормованому розрахунковому навантаженні на конструкцію.

Межа витривалості – найбільше напруження, яку матеріал або конструкція може витримувати повторно без руйнування за вельми великої кількості циклів, що називають базою. Для сталі базу приймають такою, що дорівнює 107 циклам, а для композиційних матеріалів – 2107 циклам.

10.2.2. Розрахунок аеродинамічних навантажень, що діють на втулку і несучий (рульовий) гвинт

Для розрахунку аеродинамічних характеристик гвинта, а отже, і навантажень, що діють на втулку несучого (рульового) гвинта, широко використовують вихровий метод, в якому пропонується вихрову пелену і індуковані нею індуктивні швидкості розкласти в ряд Фур'е за гармоніками cos і sin азимутного положення лопаті в площині гвинта. Як наслідок виникає можливість лінеаризувати задачу обертання гвинта і тим самим

надати основні компоненти аеродинамічної дії у вигляді окремих складових. Це дозволяє детальніше досліджувати вплив геометричних і кінематичних параметрів на характеристики гвинта.

До основних параметрів гвинта відносяться: $C_н$ – коефіцієнт подовжньої сили гвинта; C_t – коефіцієнт тяги гвинта; C_s – коефіцієнт бічної сили гвинта; φ_0 – кут "загального кроку" гвинта; m_k – коефіцієнт потрібної потужності (крутильного моменту) на подолання опору обертання гвинта; a_0, a_1, b_1 – коефіцієнти махового руху лопаті гвинта. Із заданої польотної маси вертольота відразу виходить, який необхідно мати коефіцієнт тяги C_t виходячи з умови заданої швидкості польоту і колової швидкості гвинта μ (μ=V·cosα_e/ωR). Крім того, з умови балансування вертольота визначають ефективний необхідний кут атаки несучого гвинта α_e. Таким чином, режим роботи гвинта повною мірою визначається задаванням трьох кінематичних параметрів C_t, μ і e. Решта характеристик гвинта може бути одержана шляхом розрахунку. У ряді випадків, коли C_t невідоме, доцільно як початковий параметр використовувати φ_0, оскільки він однозначно визначає C_t. Розглянемо детально складові даних параметрів:

а)*подовжня сила гвинта*

Подовжню силу гвинта необхідно розглядати як таку, що складається з таких компонентів:

- ΔC_{Hp} – профільного опору, зумовленого поверхневим тертям;
- $\Delta C_{H\beta}$ – опору, зумовленого маховим рухом гвинта;
- ΔC_{Hv} – опору, зумовленого індуктивним опором від вихрової пелени;
- $\Delta C_{H\alpha}$ – опору, зумовленого кутом атаки НГ.

Досліджуємо вплив параметрів гвинта на складові опору гвинта.

У загальному випадку профільний опір гвинта визначають як

$$\Delta C_{Hp}=\sigma\int_{r_o}^{1}\tilde{b}\left(\frac{1}{2\pi}\int_{0}^{2\pi}C_{x_p}\bar{W}_1^2\sin\psi d\psi\right)d\bar{r}=\frac{1}{2}c_T\mu\chi_H\frac{\sigma}{c_T}c_{xpH}, \qquad (10.110)$$

де

$$c_{xpH}=c_{xpn}^{H}+\Delta c_{xp}^{H}; \qquad (10.111)$$

$$c_{xpn}^{H}=2\int_{\bar{r}_o}^{1}\bar{r}\tilde{b}c_{xpr}^{H}d\bar{r}; \qquad (10.112)$$

$$\chi_H=1-a_{10}tg\alpha_э-0.25a_{10}^2+0.25b_{10}^2-0.25\mu\frac{a_0b_{10}}{\bar{r}}. \qquad (10.113)$$

Коефіцієнт Δc_{xp}^{H} враховує вплив радіальної складової швидкості потоку $V_R=V\cos\alpha_e\cos\psi$, яка збільшує аеродинамічний опір лопатей гвинта через сили тертя. Приблизно можна прийняти $\Delta c_{xp}^{H}\approx 0{,}01$.

Таким чином, зрозуміло, що на $C_{нр}$ впливають характеристики як профілю, так і махового руху і умови польоту (еквівалентний кут атаки α_e).

Коефіцієнт подовжньої сили, залежний від махового руху, можна навести у вигляді співвідношення

$$\Delta C_{H\beta}=2\frac{k}{\pi}\int\limits_{\bar r_o}^{1}\bar r\left[\frac{1}{2\pi}\int\limits_{0}^{2\pi}\Gamma(\bar r,\psi)(a_{10}-a_0\cos\psi)d\psi\right]d\bar r\approx$$

$$\approx\frac{c_T}{\chi}\left\{\left[1+0,75\mu(1+1,7\mu^2)(-\frac{2\bar\omega_z}{a_0}+1,5\mu)\right]a_{10}+\left[1+0,54\mu^2(1+\mu^2)\right]\bar\omega_x\right\}, \quad (10.114)$$

де $\bar\omega_x$ і $\bar\omega_z$ – безрозмірні складові кутової швидкості обертання осі несучого гвинта при криволінійному русі вертольота.

Отже, на $\Delta C_{H\beta}$ впливає складова a_{10} від махового руху і криволінійний рух вертольота.

Вплив індуктивних швидкостей від вихрової пелени на подовжню силу гвинта (ΔCHv) визначається залежністю

$$\Delta C_{Hv}=\frac{1}{2\chi^2}\left\{\left[1+1,5\mu^2(1+1,8\mu^2)\right]\int\limits_{\bar r_0}^{1}\frac{\tilde\Gamma^2}{\bar r}d\bar r-(1+1,8\mu^2)\int\limits_{\bar r_0}^{1}\tilde\Gamma^2 d\bar r\right\}c_T^2. \quad (10.115)$$

З (10.115) випливає, що C_{Hv} безпосередньо залежить від закону розподілу циркуляції за розмахом лопаті.

Опір, зумовлений кутом атаки, визначають як

$$\Delta C_{H\alpha}=-2\mu\alpha_e\frac{c_T}{\chi}\int\limits_{\bar r_0}^{1}\left[\frac{1}{2\pi}\int\limits_{0}^{2\pi}\tilde\Gamma(\bar r,\psi)\sin\psi d\psi\right]d\bar r. \quad (10.116)$$

Підсумовуючи (10.110) – (10.116), у загальному випадку одержуємо подовжню силу гвинта. Необхідно мати на увазі, що на C_H гвинта крім закону розподілу циркуляції швидкості за розмахом лопаті сильний вплив здійснює її маховий рух;

б)*коефіцієнти махового руху лопаті*

Розглянемо головні залежності, що визначають маховий рух лопаті.

Оскільки аналітичні (інтегральні) залежності, які визначають a_0, a_{10}, b_{10}, досить громіздкі і їх реалізація є доречною в обчислювальних програмах, розглянемо розрахунок даних коефіцієнтів стосовно прямокутної лопаті з лінійним скрученням. Тоді можна записати:

$$a_0=\frac{\gamma}{C_y^\alpha}\bar r\cdot\frac{c_T}{\sigma}-\Delta a_0\approx 0,125\gamma\frac{c_T}{\sigma}; \quad (10.117)$$

$$a_{10}=\frac{4}{(1-0,5\mu^2)}(\frac{2}{3}\mu\varphi_0+\frac{1}{2}\mu^2\alpha_e-\frac{3}{8}\frac{c_T}{\chi}); \quad (10.118)$$

$$b_{10}=\frac{\frac{4}{3}\mu a_0-4\hat V_b}{1+0,5\mu^2}. \quad (10.119)$$

Таким чином, на коефіцієнти махового руху лопаті суттєво впливають ефективний кут атаки лопаті α_e, режим польоту μ і навантаження на гвинт C_t. Необхідно відзначити, що розкладання індуктивної швидкості гвинта $\bar{V}_\alpha$ в ряд Фур'е і, таким чином, урахування її нерівномірності по диску $\bar{V}_\alpha$ гвинта на відміну від класичної теорії Глауерта ($\bar{V}_\alpha$=const) дозволяє уточнити значення (10.119), оскільки інакше вважалося, що $\bar{V}_\alpha = -c_T/8\chi$. Отже, урахування нерівномірності розподілу індуктивної швидкості по диску гвинта принципово впливає на значення a_{10} і загалом на характеристики махового руху.

Слід мати на увазі, що описаний вище підхід дозволяє розрахувати коефіцієнти махового руху лопаті гвинта при їх ізольованому (вільному) русі. Реально на рух лопатей гвинта впливає компенсатор змаху к і кути нахилу автомата перекосу Θ_1 і Θ_2. В цьому випадку коефіцієнти руху лопаті визначають як

$$a_1 = a_{10} + \Theta_{2e}; \quad b_1 = b_{10} - \Theta_{1e}; \tag{10.120}$$

$$\Theta_{2e} = \Theta_2 + kb_1; \quad \Theta_{1e} = \Theta_1 + ka_1. \tag{10.121}$$

Тоді остаточно (10.120) з урахуванням (10.121) матимуть вигляд

$$a_1 = \frac{a_{10} + kb_{10}}{1+k^2} + \frac{\Theta_2 - k\Theta_1}{1+k^2}; \quad b_1 = \frac{b_{10} - ka_{10}}{1+k^2} - \frac{\Theta_1 + k\Theta_2}{1+k^2}, \tag{10.122}$$

де Θ_1 і Θ_2 – кути керування встановлення лопаті, за допомогою автомата перекосу на азимутах ψ=0 і ψ=π/2 відповідно.

У випадку криволінійного руху вертольота в просторі несучий гвинт здійснює обертальний рух. Це, своєю чергою, призводить до виникнення додаткового махового руху лопатей гвинта. Значення приросту коефіцієнтів махового руху мають вигляд

$$\Delta a_0 = -\gamma \frac{\omega_x}{6\omega}\mu;$$

$$\Delta a_1 = -\left(\frac{\omega_z}{\omega} \frac{\frac{8}{\gamma} + k}{1+k^2} - \frac{\omega_x}{\omega} \frac{1 - \frac{8}{\gamma}k}{1+k^2} \right); \tag{10.123}$$

$$\Delta b_1 = -\left(\frac{\omega_x}{\omega} \frac{\frac{8}{\gamma} + k}{1+k^2} + \frac{\omega_z}{\omega} \frac{1 - \frac{8}{\gamma}k}{1+k^2} \right).$$

Оскільки на практиці розглядають лише першу гармоніку махового руху лопаті, то залежність кута змаху лопаті від її азимутного положення описується залежністю

$$\beta_л \approx a_0 - a_1 \cos\psi - b_1 \sin\psi. \tag{10.124}$$

Для правильного узгодження динаміки руху автомата перекосу і конуса гвинта запроваджується циклічний крок кута встановлення лопаті залежно від її азимутного положення

$$\varphi_{л} = \varphi_0 - k\beta_{л} + \varphi_{упр}, \qquad (10.125)$$

де при прийнятому правилі визначення Θ_1 і Θ_2 маємо

$$\varphi_{л} = \varphi_0 - k\beta_{л} + \Theta_1 \cos\psi + \Theta_2 \sin\psi. \qquad (10.126)$$

З аналізу залежностей (10.125) і (10.126) виходить, що циклічний крок залежить від значення k_0 компенсатора змаху, траєкторії руху (прямолінійна або криволінійна) і кутів відхилення автомата перекосу χ і η, які пов'язані з Θ_1 і Θ_2 співвідношеннями

$$\Theta_1 = -(D_2\chi + D_1\eta), \quad \Theta_2 = D_1\chi - D_2\eta, \qquad (10.127)$$

де D_1 і D_2 – передавальні числа системи керування в подовжній і поперечній площинах.

Таким чином, маховий рух лопаті визначається як власними характеристиками гвинта, так і конструктивними рішеннями і заданим керуванням Θ_1 і Θ_2;

в)*коефіцієнт тяги гвинта*

Коефіцієнт тяги несучого гвинта можна визхначити за залежністю

$$c_T = \chi\frac{k}{\pi}\bar{\Gamma}_{сер}, \qquad (10.128)$$

де $\bar{\Gamma}_{сер} = 2\int_{\bar{r}_0}^{2} \bar{r}\bar{\Gamma}_r d\bar{r}$, а розподіл $\bar{\Gamma}_r$ має вигляд

$$\bar{\Gamma}_r = B\left[\varphi_e\bar{r}\left(1+\frac{1}{2}\frac{\mu^2}{\bar{r}^2}\right)+\mu\,tg\alpha_e\right], \qquad (10.129)$$

$$B = \frac{4\pi C_y^{\alpha}\mu\bar{b}}{8\pi\mu + C_y^{\alpha}k\bar{b}\left(1+\frac{\mu^2}{\bar{r}^2}\right)}; \quad \varphi_e = \varphi_{0e} + \Delta\varphi; \quad \alpha_e = \alpha_в + \Theta_{2e}. \qquad (10.130)$$

З (10.129) і (10.130) випливає, що для визначення коефіцієнта тяги гвинта необхідно задатися законом зміни скручення лопаті за її розмахом, хордою лопаті, аеродинамічними характеристиками вживаних на лопаті профілів, режимом польоту і кутом атаки НГ;

г) крутильний момент гвинта

Потужність, що підводиться до гвинта на обертання, спрямована на подолання крутильного моменту від профільного та індуктивного опору лопатей. Тоді потрібний крутильний момент визначають як

$$m_k = m_p + m_i + m_b + m_{ін}, \qquad (10.131)$$

де m_p – коефіцієнт профільного моменту опору гвинта, обумовлений тертям потоку об поверхню лопатей;

m_i – коефіцієнт індуктивного опору гвинта, що виникає через нормальну аеродинамічну силу гвинта (тяга гвинта);

m_b – коефіцієнт потужності, обумовлений криволінійним рухом;

$m_{ін}$ – коефіцієнт потужності, залежний від інерційних коріолісових сил, що знаходяться в площині обертання гвинта і обумовлених криволінійним рухом вертольота і змахом лопатей.

При розгляді складових крутильного моменту гвинта, як і при аналізі опору, основні залежності запишемо в зручному для аналізу вигляді. Таким чином, коефіцієнт крутильного моменту від профільного опору надамо у вигляді

$$m_p = m_{pn} + \Delta m_p, \tag{10.132}$$

де m_{pn} – коефіцієнт профільного моменту, що враховує осьовий рух потоку крізь площину гвинта (головна складова); Δm_p – враховує вплив радіальної швидкості потоку, що становить $V_R = V\cos\alpha_e \cdot \cos\psi$. Приблизно збільшення коефіцієнта моменту за рахунок сил тертя від радіальної складової швидкості може бути визначено за формулою $\Delta m_p \cong 5\cdot 10^{-3}\bar{V}^2\sigma$.

Розрахункова залежність для визначення коефіцієнта профільного моменту має вигляд

$$m_{pn} = \frac{1}{4}(1+\frac{3}{4}(1+\frac{1}{2}\mu^2)\,a_{10} + 3\bar{V}^2)\sigma\, k_p c_{xpo}, \tag{10.133}$$

де k_p враховує вплив форми лопаті в плані і середнього значення опору по диску гвинта на коефіцієнт крутильного моменту.

$$k_p = \frac{4}{1+3\bar{V}^2}\int_{\bar{r}_0}^{1}\bar{r}\tilde{b}(\bar{r}^2 + \frac{3}{2}\bar{V}^2)d\bar{r}. \tag{10.134}$$

Коефіцієнт крутильного моменту, обумовлений індуктивною швидкістю гвинта, визначається виразом

$$m_i = \frac{c_T^2}{4\chi^2\bar{V}} I, \tag{10.135}$$

де I – коефіцієнт індукції гвинта, який знаходять із співвідношення

$$I = 2\int_{\bar{r}_0}^{1}\bar{r}\bar{\Gamma}^2\left\{1+1{,}5\mu^2\left[1+1{,}83\mu^2 - \frac{1{,}7}{\bar{r}}(1+1{,}6\mu^2) + \frac{0{,}7}{\bar{r}^2}(1+1{,}5\mu^2)\right]\right\}d\bar{r}. \tag{10.136}$$

Коефіцієнт індукції гвинта I враховує розподіл по диску циркуляції і вертикальної складової індуктивної швидкості.

Таким чином, при аналізі залежностей (10.133) і (10.135) видно, що коефіцієнт крутильного моменту гвинта так само, як і коефіцієнт подовжньої сили, залежить від махового руху лопаті, розподілу циркуляції швидкості по диску гвинта і характеристик профілю гвинта.

Коефіцієнти крутильного моменту, обумовлені криволінійним рухом, визначаються виразом

$$m_b = \frac{C_y^{\alpha}\sigma}{2\chi\gamma}(\bar{\dot{\omega}}_z\bar{\omega}_z \pm \bar{\dot{\omega}}_x\bar{\omega}_x), \qquad (10.137)$$

а інерційними силами Коріоліса –

$$m_{ін} = \frac{C_y^{\alpha}\sigma}{\gamma}(\pm\bar{\omega}_x b_{10} + \bar{\omega}_z a_{10}); \qquad (10.138)$$

д) *коефіцієнт бокової сили*

Бокова сила має вигляд

$$\Delta S = \Delta S_p + \Delta S_\alpha + \Delta S_\beta + \Delta S_v + \Delta S_b.$$

При прямолінійному сталому русі несучого гвинта коефіцієнтом $c_{xp\psi}$ є середнє по довжині лопаті значення коефіцієнта в симетричних точках відносно осі OZ (приблизно однакові $\Delta Sp \approx 0$). Це поширюється і на випадок криволінійного руху.

Складова коефіцієнта бокової сили, залежна від кута атаки, визначається виразом

$$\Delta c_{S\alpha} = 2\bar{V}\sin\alpha_e \frac{c_T}{\chi}\int_{\bar{r}_o}^{1}[\frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}\tilde{\Gamma}(\bar{r},\psi)\cos\psi d\psi]d\bar{r}.$$

Після перетворень і відкидання малих значень отримуємо

$$\Delta c_{S\alpha} \approx -0.8c_T\bar{V}\sin\alpha_e(1+0.58\mu^2)A_c,$$

де $A_c = \frac{1}{a_o}(\frac{\dot{\omega}_z}{\omega^2} \pm 2\bar{\omega}_x)$ та $A_s = \frac{1}{a_o}(\pm\frac{\dot{\omega}_x}{\omega^2} - 2\bar{\omega}_z)$.

Складова, залежна від махового руху лопаті, визначається виразом

$$\Delta c_{S\beta} = -\frac{2c_T}{\chi}\int_{\bar{r}_o}^{1}\{\frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}\frac{1-A_s\sin\psi - A_c\cos\psi}{1+1.5\mu\sin\psi}\times$$

$$\times[\mu a_0 - \bar{r}b_{10} + (\bar{r}a_0 - \mu b_{10})\sin\psi - \mu a_{10}\cos\psi]d\psi\}d\bar{r}.$$

Відкинувши малі значення, можна отримати вираз

$$\frac{\Delta c_{S\beta}}{c_T} \approx 1.06b_{10} -$$

$$-0.8\{\mu[1+0.6\mu^2(1+6.3\mu^2)] - 0.7[1-0.6\mu^2(1+1.1\mu^2)]A_s\}a_0 -$$

$$-1.2\mu(1+0.6\mu^2)A_c a_{10}.$$

Складова, залежна від індуктивної швидкості гвинта, визначається виразом

$$\Delta c_{Sv} = \frac{2c_T}{\chi}\int_{\bar{r}_o}^{1}[\frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}\bar{v}_y\tilde{\Gamma}(\bar{r},\psi)\cos\psi d\psi]d\bar{r}.$$

Після відповідних перетворень отримаємо

$$\frac{\Delta c_{Sv}}{c_T} \approx -0.08\frac{c_T}{\bar{V}_1}\{[1-\mu\ \ (1-0.68\mu\ \ )]+0.9\mu^2+$$

$$+0.42A_s[\mu-1.3(1+1.2\mu^2)+1.26\mu]-$$

$$-2.5A_c[1+0.6\mu^2-0.33-1.663\mu\bar{V}_1]\}.$$

Визначимо складову коефіцієнта бокової сили, залежної від криволінійності руху

$$\Delta c_{Sb} = \frac{2c_T}{\chi}\int_{\bar{r}_o}^{1}\bar{r}\tilde{\Gamma}[\frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}\frac{1-A_s\sin\psi-A_c\cos\psi}{1+1.5\mu\sin\psi}\times$$

$$\times\cos\psi(\bar{\omega}_z\cos\psi\pm\bar{\omega}_x\sin\psi)d\psi]d\bar{r}.$$

Виконавши інтеграцію і необхідні перетворення, отримаємо

$$\frac{\Delta c_{Sb}}{c_T} = \frac{0.2}{\chi}[\mu(1+1.7\mu^2)(A_s\bar{\omega}_z\pm A_c\bar{\omega}_x)+$$

$$+2.5(1+0.58\mu^2)\bar{\omega}_z];$$

е) коефіцієнти моментів на втулці несучого гвинта

Моменти на втулці несучого гвинта залежать від аеродинамічних і масових сил. Таким чином, коефіцієнти моменту тангажа та крену відповідно мають вигляд

$$m_{zz} = m_{z\alpha} + m_{zm} + m_{zm}^{(1)} + m_{z\text{гш}}\quad m_{xx} = m_{x\alpha} + m_{xm} + m_{xm}^{(1)} + m_{x\text{гш}}.$$

Коефіцієнти $m_{zm}^{(1)}$ та $m_{xm}^{(1)}$ враховують вплив сил інерції від коріолісових і кутових прискорень.

Відповідні компоненти моменту втулки мають вигляд

$$m_{z\alpha} = -2\bar{l}_г c_T\int_{\bar{r}_o}^{1}\tilde{\Gamma}[\frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}\frac{\bar{W}\cos\psi}{1+1.5\mu\sin\psi}\times$$

$$\times(1-A_s\sin\psi-A_c\cos\psi)d\psi]d\bar{r}.$$

Остаточно отримуємо

$$m_{z\alpha} = 0.5c_T\bar{l}_г A_c[1+0.58\mu^2-0.8\mu^2(1+1.7\mu^2)\bar{\gamma}_1]\approx$$

$$\approx 0.5\bar{l}_г A_c.$$

Коефіцієнт моменту тангажа від сил інерції при маховому русі лопаті при c_y^{α}=5.6 і рівномірному розподілі маси лопаті, коли $\bar{r}_г = 0.667$, дорівнює:

$$m_{zm} = 4.2\frac{\bar{l}_г}{\gamma_л}\sigma a_1;\ \ a_1 = a_{10}+\theta_{2e}.$$

Момент відносно осі $Z_{от}$ вертикальних компонентів сил інерції, обумовлених коріолісовими та кутовими прискореннями, визначається виразом

$$M_{zm}^{(1)} = -\frac{k_л l_г}{2\pi}\int_0^{2\pi}\cos\psi d\psi\left(\int_{l_г}^{R} dk_{\omega_z} + \int_{l_г}^{R} dk_{\omega_x} + \int_{l_г}^{R} dI_{\dot\omega_z} + \int_{l_г}^{R} dI_{\dot\omega_x}\right).$$

Тут $dk_{\omega_x} = \pm 2\omega_x \omega r\cos\psi dm$ та $dk_{\omega_z} = -2\omega_z \omega r\sin\psi dm$ – коріолісові сили інерції, пов'язані з кутовими швидкостями ω, ω_x і ω_z лопаті, що виникають на елементі. Величини $dI_{\dot\omega_x} = \pm\dot\omega_x r\sin\psi dm$ та $dI_{\dot\omega_z} = \pm\dot\omega_z r\cos\psi dm$ – сили інерції елемента лопаті, обумовлені кутовими прискореннями $\dot\omega_x$ та $\dot\omega_z$. Виконавши інтеграцію, отримаємо

$$M_{zm}^{(1)} = -0.5 k_л l_г S_г \omega^2 a_0 A_c.$$

Переходячи до коефіцієнтів, отримуємо

$$m_{zm}^{(1)} = 0.5\bar l_г \frac{\sigma}{\bar r_г}\frac{c_y^\alpha}{\gamma_г} a_0 A_c,$$

звідси

$$m_{zm}^{(1)} = 4.2\frac{\bar l_г}{\gamma_л}\sigma a_0 A_c.$$

Для коефіцієнта моменту крену аналогічно запишемо

$$m_{x\alpha} = -2\bar l_г c_T \int_{\bar r_o}^{1}\tilde\Gamma\left[\frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi}\frac{\bar W\sin\psi}{1+1.5\mu\sin\psi}\times\right.$$

$$\left.\times(1 - A_s\sin\psi - A_c\cos\psi)d\psi\right]d\bar r.$$

Після перетворень і обчислення інтегралів отримаємо

$$m_{x\alpha} = -c_T\bar l_г\{\mu(1+1.7\mu^2)(\tilde\gamma_1 - 0.75) -$$

$$- 0.5A_s[1+1.7\mu^2(1+1.9\mu^2) - 2.24\mu^2(1+1.9\mu^2)\tilde\gamma_1]\} \approx$$

$$\approx -0.5\bar l_г A_s.$$

Аналогічно наведеним вище формулам можна записати

$$m_{xm} = 4.2\frac{\bar l_г}{\gamma_л}\sigma b_1,\ \ b_1 = b_{10} - \theta_{1e};$$

$$m_{xm}^{(1)} = -4.2\frac{\bar l_г}{\gamma_л}\sigma a_0 A_s.$$

Коефіцієнти моментів $m_{z\,гш}$ та $m_{x\,гш}$, що враховують рознесення горизонтального і вертикального шарнірів, мають вигляд

$$m_{z\,гш} = -\frac{1}{2}\frac{\bar{l}_{вш} - \bar{l}_{гш}}{\bar{l}_{вш}} m_k b_1;$$

$$m_{x\,гш} = \frac{1}{2}\frac{\bar{l}_{вш} - \bar{l}_{гш}}{\bar{l}_{вш}} m_k a_1.$$

10.2.3. Рівняння динаміки просторового руху вертольота

У загальному випадку просторового руху вертольота при отриманні рівнянь руху в зв'язаній системі координат необхідно розглядати не тільки рух центру мас вертольота, але і динаміку руху несучого (і рульового) гвинта. Динаміка руху гвинта визначається маховим рухом лопатей. Для опису махового руху використовують коефіцієнти махового руху (a_0, a_1, b_1), методика визначення яких викладена в підрозд. 10.2.2.

Рівняння руху виводять за умови, що лопаті шарнірно підвішені до втулки і вважаються абсолютно жорсткими. У довільний момент часу вектор лінійної швидкості початку зв'язаної системи координат (OXYZ) і вектор кутової швидкості обертання фюзеляжу довільно орієнтовані в просторі та із швидкісною системою координат ($OX_aY_aZ_a$) утворюють кути атаки і ковзання (рис. 10.60).

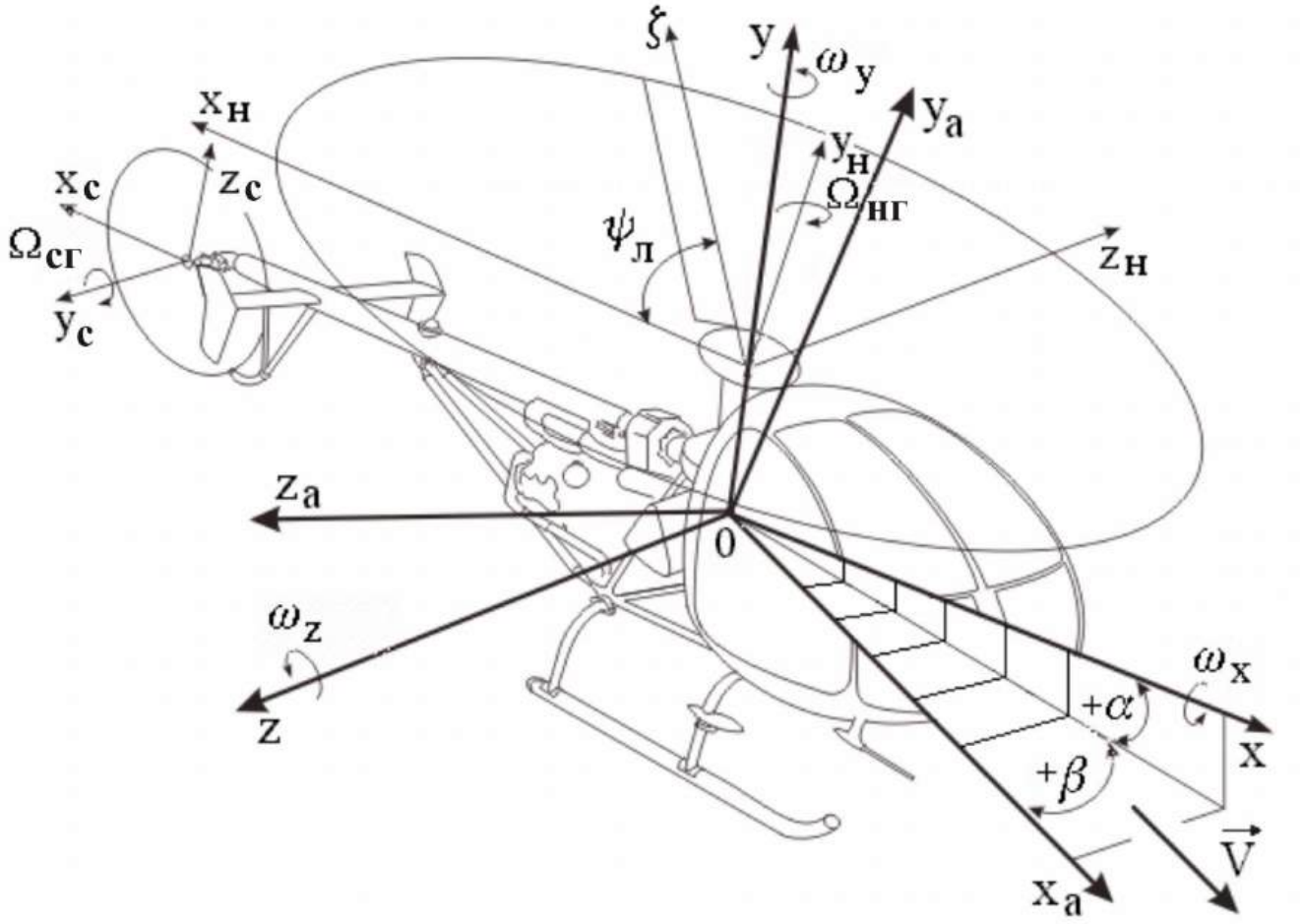


Рис. 10.60. Вживані системи координат. Правило знаків

Для визначення просторового положення вертольота використовують кути Ейлера, які пов'язують нормальну земну систему координат ($OX_gY_gZ_g$) і зв'язану систему координат (рис. 10.61).

Слід зазначити, що отримана в загальному випадку руху вертольота система диференціальних рівнянь складна і містить багато нелінійних аеродинамічних та інерційних складових. Її застосування доцільне при створенні пілотажних стендів для відпрацювання системи автоматичного керування і визначення (підбору) коефіцієнтів математичної моделі.

На користь визначення навантажень, що діють на вузли і агрегати вертольота в процесі руху в просторі, достатньо розглянути рівняння руху, що не враховують динаміку махового руху лопатей.

Тоді в загальному випадку просторовий рух у зв'язаній системі координат визначається системою диференціальних рівнянь

$$\begin{aligned} m\left(\frac{d\vec{V}}{dt}+\vec{\Omega}\times\vec{V}\right)&=\vec{R}_{\text{aep}}+\vec{G}(\psi,\vartheta,\gamma);\\ \frac{d(J\cdot\vec{\Omega})}{dt}+\vec{\Omega}\times J\cdot\vec{\Omega}&=\vec{M}_{\text{aep}}+\vec{M}_{\text{реак}}+\vec{M}_{\text{гір}}. \end{aligned} \tag{10.139}$$

Перше рівняння даної системи описує рух центру мас (ЦМ), другий, – його обертання відносно ЦМ.

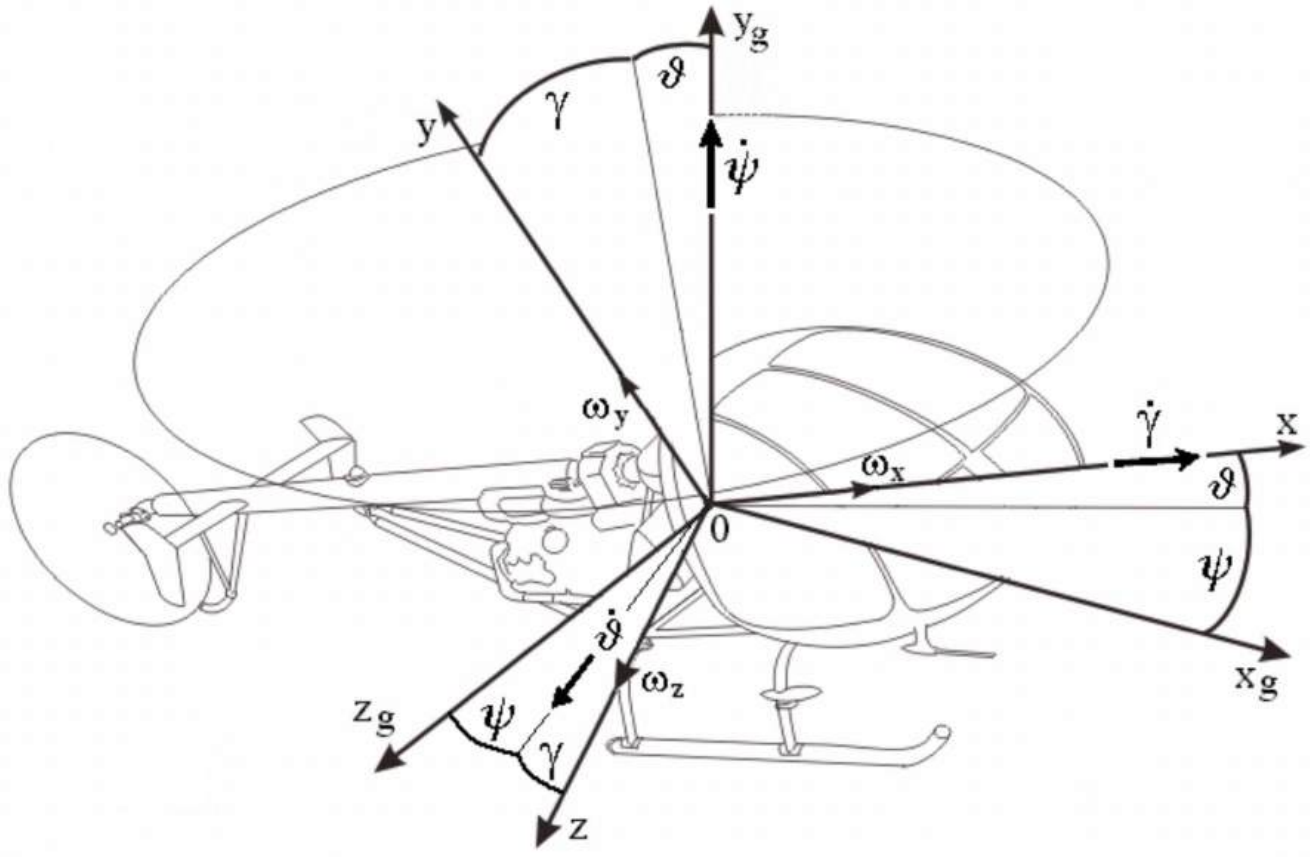


Рис. 10.61. Вживані системи координат. Кути Ейлера

У проекціях на осі зв'язаної системи координат перше рівняння системи (10.139) має вигляд

$$\begin{aligned} m(\frac{dV_x}{dt}+\omega_y V_z-\omega_z V_y)&=\sum R_x - G\sin\upsilon;\\ m(\frac{dV_y}{dt}+\omega_z V_x-\omega_z V_z)&=\sum R_y - G\cos\upsilon\cos\gamma;\\ m(\frac{dV_z}{dt}+\omega_x V_y-\omega_y V_x)&=\sum R_z + G\cos\upsilon\sin\gamma, \end{aligned} \qquad (10.140)$$

де $V_x=V_{x0}+W_x$; $V_y=V_{y0}+W_y$; $V_z=V_{z0}+W_z$; W_x, W_y, W_z – складові вектора швидкості вітру в зв'язаній системі координат.

Проекції ω_x, ω_y, ω_z вектора кутової швидкості вертольота $\vec{\Omega}$ пов'язані з кутами Ейлера кінематичними співвідношеннями

$$\begin{aligned} \omega_x &= \dot\gamma+\dot\psi\sin\upsilon;\\ \omega_y &= \dot\psi\cos\upsilon\cos\gamma+\dot\upsilon\sin\gamma;\\ \omega_z &= \dot\upsilon\cos\gamma-\dot\psi\cos\upsilon\sin\gamma. \end{aligned} \qquad (10.141)$$

Зворотний зв'язок є таким:

$$\begin{aligned} \dot\upsilon &= \omega_y\sin\gamma+\omega_z\cos\gamma;\\ \dot\psi &= \frac{1}{\cos\upsilon}(\omega_y\cos\gamma-\omega_z\sin\gamma);\\ \dot\gamma &= \omega_x-\mathrm{tg}\upsilon(\omega_y\cos\gamma-\omega_z\sin\gamma). \end{aligned} \qquad (10.142)$$

Коли відомо проекції вектора швидкості, можна визначити кути атаки і ковзання за такими співвідношеннями:

$$\begin{aligned} \alpha &= \arcsin(-\frac{V_y}{\sqrt{V_x^2+V_y^2}});\\ \beta &= \arcsin(\frac{V_z}{\sqrt{V_x^2+V_y^2+V_z^2}}). \end{aligned} \qquad (10.143)$$

Ліва частина другого рівняння системи (10.139) є повною похідною моменту кількості руху.

Повна похідна dK/dt у зв'язаній системі координат має вигляд

$$\frac{d\vec{K}}{dt}=\frac{\partial\vec{K}}{\partial t}+\vec{\Omega}\times\vec{K}=\frac{\partial\vec{K}}{\partial t}+\begin{vmatrix} i & j & k\\ \omega_x & \omega_y & \omega_z\\ K_x & K_y & K_z \end{vmatrix}; \qquad (10.144)$$

$$\begin{aligned} K_x &= I_x\omega_x-I_{xy}\omega_y-I_{xz}\omega_z;\\ K_y &= -I_{xy}\omega_x+I_y\omega_y-I_{yz}z;\\ K_z &= -I_{xz}\omega_x-I_{yz}\omega_y+I_z\omega_z; \end{aligned} \qquad (10.145)$$

$$\frac{dK_x}{dt}=I_x\frac{d\omega_x}{dt}-I_{xy}\frac{d\omega_y}{dt}-I_{xz}\frac{d\omega_z}{dt}+\omega_y(-I_{xz}\omega_x-I_{yz}\omega_y+I_z\omega_z)-$$

$$-\omega_z(-I_{xy}\omega_x+I_y\omega_y-I_{yz}\omega_z)=I_x\frac{d\omega_x}{dt}-I_{xy}\frac{d\omega_y}{dt}-I_{xz}\frac{d\omega_z}{dt}-I_{yz}\omega_y\omega_y+ \quad (10.146)$$

$$+I_z\omega_y\omega_z+I_{xy}\omega_x\omega_z-I_y\omega_y\omega_z+I_{yz}\omega_z\omega_z=A'-B'-C'+(I_z-I_y)\omega_y\omega_z+$$

$$+I_{yz}(\omega_z^2-\omega_y^2)+I_{xy}\omega_x\omega_z-I_{xz}\omega_x\omega_y;$$

$$\frac{dK_y}{dt}=-I_{xy}\frac{d\omega_x}{dt}+I_y\frac{d\omega_y}{dt}-I_{yz}\frac{d\omega_z}{dt}+\omega_z(I_x\omega_x-I_{xy}\omega_y-I_{xz}\omega_z)-$$

$$-\omega_x(-I_{xz}\omega_x-I_{yz}\omega_y+I_z\omega_z)=-A''+B''-C''+I_x\omega_x\omega_z-I_{xy}\omega_y\omega_z-I_{xz}\omega_z^2+ \quad (10.147)$$

$$+I_{xz}\omega_x^2+I_{yz}\omega_x\omega_y-I_z\omega_x\omega_z=-A''+B''-C''+I_{xz}(\omega_x^2-\omega_z^2)+(I_x-I_z)\omega_x\omega_z+$$

$$+I_{yz}\omega_x\omega_y-I_{xy}\omega_y\omega_z;$$

$$\frac{dK_z}{dt}=-I_{xz}\frac{d\omega_x}{dt}-I_{yz}\frac{d\omega_y}{dt}+I_z\frac{d\omega_z}{dt}+\omega_x(-I_{xy}\omega_x+I_y\omega_y-I_{yz}\omega_z)-$$

$$-\omega_y(I_x\omega_x-I_{xy}\omega_y-I_{xz}\omega_z)=-A'''-B'''+C'''-I_{xy}\omega_x^2+I_y\omega_x\omega_y-I_{yz}\omega_x\omega_z- \quad (10.148)$$

$$-I_x\omega_x\omega_y+I_{xy}\omega_y^2+I_{xz}\omega_y\omega_z=-A'''-B'''+C'''+I_{xy}(\omega_y^2-\omega_x^2)+(I_y-I_x)\omega_x\omega_y+$$

$$+I_{xz}\omega_y\omega_z-I_{yz}\omega_x\omega_z.$$

Систему рівнянь (10.139) необхідно доповнити рівнянням, що описує динаміку обертання вала несучого гвинта

$$I_в\frac{d\omega_{нв}}{dt}=M_{дв}-M_{крут}.$$

Рух відносно нормальної земної системи координат надається співвідношеннями

$$\dot{x}_g=V_{xg}=V_x\cos\psi\cos\upsilon+V_y(-\cos\psi\sin\upsilon\cos\gamma+\sin\psi\sin\gamma)+$$

$$+V_z(\cos\psi\sin\upsilon\sin\gamma+\sin\psi\cos\gamma);$$

$$\dot{y}_g=V_{yg}=V_x\sin\upsilon+V_y\cos\gamma\cos\upsilon+V_z(-\cos\upsilon\sin\gamma); \quad (10.150)$$

$$\dot{z}_g=V_{zg}=-V_x\sin\psi\cos\upsilon+V_y(\cos\psi\sin\gamma+\sin\psi\sin\upsilon\cos\gamma)+$$

$$+V_z(\cos\psi\cos\gamma-\sin\psi\sin\upsilon\sin\gamma).$$

Для вирішення системи рівнянь (10.139) необхідно в кожен момент часу t знати значення сил і моментів, які входять у праві частини системи: повну аеродинамічну силу, силу ваги, моменти аеродинамічних сил, реактивний момент $\vec{M}_{реак}(t)$ і гіроскопічний момент $\vec{M}_{гір}(t)$ (рис. 10.62).

Найбільш складною при розв'язанні системи рівнянь (10.139) є інтеграція другого рівняння, яке визначає рух вертольота відносно ЦМ.

Особливістю розв'язання системи диференціальних рівнянь (10.142) є те, що у міру наближення до кута тангажа υ до значення $\pm\pi/2$ значення cos прямує до нуля, що призводить до невизначеності (втрати порядку) за обчислювальним алгоритмом.

За числовою інтеграцією системи (10.142) значення кутів ψ, υ, γ можуть змінюватися в довільному діапазоні (більше $\pm 2\pi$), а прийнята зміна цих кутів знаходиться в діапазоні $\gamma \in [-\pi, \pi]$. Для їх розрахунку переходять до операторів Родріга – Гамільтона, де

$$\begin{aligned}
\lambda_0 &= \cos\frac{\psi}{2}\cos\frac{\upsilon}{2}\cos\frac{\gamma}{2} - \sin\frac{\psi}{2}\sin\frac{\upsilon}{2}\sin\frac{\gamma}{2};\\
\lambda_1 &= \cos\frac{\psi}{2}\cos\frac{\upsilon}{2}\sin\frac{\gamma}{2} + \sin\frac{\psi}{2}\sin\frac{\upsilon}{2}\cos\frac{\gamma}{2};\\
\lambda_2 &= \sin\frac{\psi}{2}\cos\frac{\upsilon}{2}\cos\frac{\gamma}{2} + \cos\frac{\psi}{2}\sin\frac{\upsilon}{2}\sin\frac{\gamma}{2};\\
\lambda_3 &= \cos\frac{\psi}{2}\sin\frac{\upsilon}{2}\cos\frac{\gamma}{2} - \sin\frac{\psi}{2}\cos\frac{\upsilon}{2}\sin\frac{\gamma}{2}.
\end{aligned} \qquad (10.151)$$

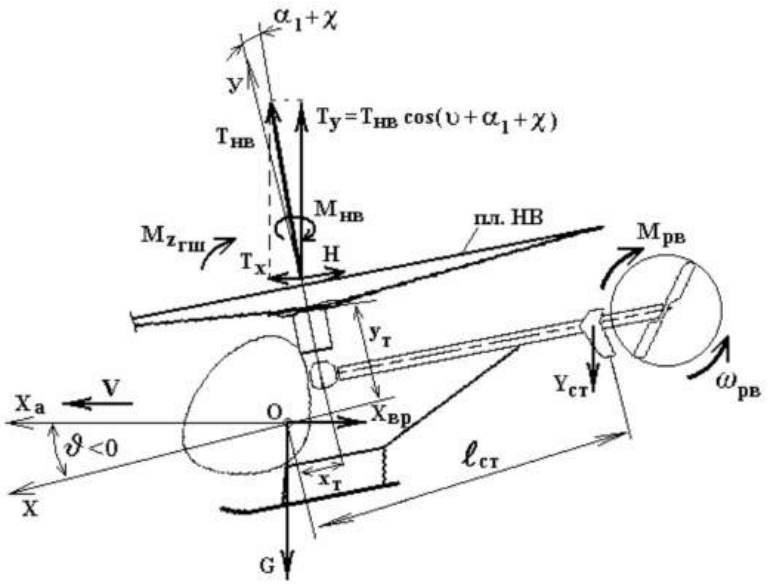


Рис. 10.62. Схема сил і моментів, що діють на вертоліт

Перехід до кутів Ейлера здійснюють за допомогою співвідношень

$$\begin{aligned}
&\cos\psi = \left[2(\lambda_0^2 + \lambda_1^2) - 1\right]/\cos\upsilon, \quad \cos\gamma = \left[2(\lambda_0^2 + \lambda_1^2) - 1\right]/\cos\upsilon;\\
&\upsilon = \arcsin 2(\lambda_0\lambda_3 + \lambda_1\lambda_3), \qquad \cos\upsilon = \sqrt{1 - 4(\lambda_0\lambda_3 + \lambda_1\lambda_2)^2},
\end{aligned} \qquad (10.152)$$

які і визначають зміну значень кутів ψ, υ, γ в діапазоні, що розглядається.

Отриману систему диференціальних рівнянь розв'язують відомими числовими методами. Дослідження показали, що її доцільно розв'язати методом Рунге – Кутта четвертого порядку точності.

До пояснення виникнення коріолісового прискорення і гіроскопічного моменту гвинта

Коріолісове прискорення (поворотне прискорення)

$$\vec{a}_k = 2(\vec{\omega}_e \times \vec{V}_r),$$

де $\vec{\omega}_e$ – кутова швидкість обертання рухомої системи координат відносно нерухомої. Щодо гвинта – це кутові швидкості обертання системи координат гвинта $(\vec{\omega}_x, \vec{\omega}_y, \vec{\omega}_z)$; $\vec{V}_r$ – відносна швидкість точки М у рухомій системі координат, тобто швидкість переміщення точки М відносно рухомої системи координат (рис. 10.63, 10.64). Наприклад, обертання точки лопаті гвинта $\vec{V}_r = \vec{\omega}_в \times \vec{R}_M$. Вважається, що точка М невагома, тобто без маси.

$$\vec{a}_k = 2\vec{\omega}_e \times (\vec{\omega}_в \times \vec{R}_M) = 2\vec{\omega}_e \times \vec{\omega}_в \times \vec{R}_M = 2\vec{\Omega} \times \vec{R}_M; \quad \vec{\Omega} = \vec{\omega}_e \times \vec{\omega}_в.$$

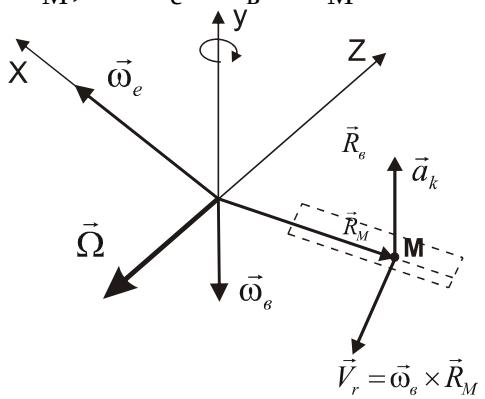
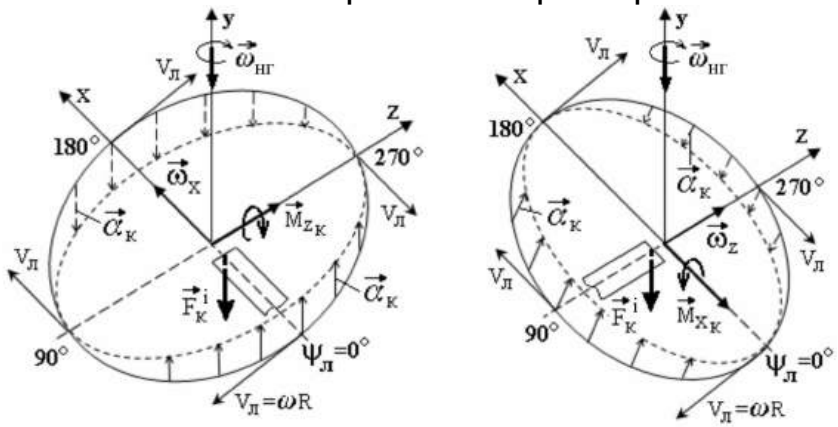


Рис. 10.63. Коріолісове прискорення



$$\vec{\alpha}_К = 2\vec{\omega}_{пер} \times \vec{V}_{відн} \quad \Rightarrow \quad M_{X_К} = -k_Л S_Г l_Г \omega\omega_Z$$

$$\vec{\omega}_{пер} = \{\vec{\omega}_X, \vec{\omega}_Z\};\ V_{відн} = V_Л = \omega R \quad\quad M_{Z_К} = k_Л S_Г l_Г \omega\omega_X$$

Напрям дії інерційного моменту коріолісових сил

Гвинт лівого обертання

Збурення		Дія моменту	
крен праворуч	$(+\omega_X)$	кабрування	$(+M_{Z_К})$
крен ліворуч	$(-\omega_X)$	пікірування	$(-M_{Z_К})$
кабрування	$(+\omega_Z)$	крен ліворуч	$(-M_{X_К})$
пікірування	$(-\omega_Z)$	крен праворуч	$(+M_{X_К})$

Рис. 10.64. Гіроскопічні властивості гвинта

10.2.4. Міцність трансмісії вертольота

Міцність трансмісії вертольота визначають за допустимим напруженням відповідно до вимог, що стосуються трансмісій авіаційних двигунів.

За основне розрахункове значення приймають максимальний крутильний момент, який передається від двигуна до несучого гвинта, а для трансмісій рульового гвинта – від двигуна до рульового гвинта. При цьому враховують також змінні сили і моменти, що діють на трансмісію з боку лопатей гвинта, визначені за результатами математичного моделювання або за емпіричними формулами, отриманими на основі теоретичних положень, а також сили тертя і температурні умови в підшипниках муфт, зубчастих зчеплень і т.д.

Розраховані умови навантаження: I-л, II-л, V-л, I-з, III-з.

У разі II-л статичну складову максимального крутильного моменту на осі несучого гвинта умовно приймають такою, що дорівнює моменту $M_{кр}$, який визначають за умовами I-л, але що діє в протилежному напрямі, тобто від гвинта до двигуна.

Динамічна міцність валів трансмісій

Всі вали трансмісій мають бути розраховані на згинальні і крутильні коливання для всіх режимів роботи двигуна і гвинтів.

Динамічні випробування трансмісії або її елементів проводять за максимальними амплітудами змінної напруження, отриманої в трансмісії або в її елементах при ресурсних випробуваннях, або на якому-небудь із польотних режимів гвинтокрилого апарата, таких, як подача потужності на гвинт (запуск), зліт на максимальній потужності, розгін у землі з набором висоти, горизонтальний політ на Vmax і Vmin, вихід із планерування при моторному польоті з перевантаженням n_y^e=0,6 n_{max}^e, вихід із планерування з розворотом з перевантаженням n_y^e=1,5, гальмування, політ при самообертанні, висіння на статичній стелі. Число циклів навантаження визначають залежно від випадку навантаження.

Випробування конструкції на випадок V-л проводять за навантаженнями, відповідними максимальним амплітудам напруження, виміряними при польоті на $V_{кр}$. Число циклів навантаження визначають за формулою

$$N_1 = 3{,}6 \cdot 10^3 \eta \nu_1 \tau_1, \qquad (10.153)$$

де τ_1 – загальний ресурс випробовуваної конструкції, год;

ν_1 – частота навантажень, с;

N_1 – приймається таким, що дорівнює не менше 10^7 циклів для сталі і не менше $2 \cdot 10^7$ циклів для дюраля та композиційних матеріалів.

Коефіцієнт η обчислюють залежно від кількості зразків, що випробовують.

Кількість зразків, що випробовують n	1	3	6
Коефіцієнт запасу по циклах η	6	3	2

Динамічні випробування на навантаження розрахункового випадку І-л проводять на сили, що діють на конструкцію в цьому випадку.

Число циклів навантаження визначають за формулою:

$$N_2 = 12\tau_{max}\nu, \qquad (10.154)$$

де τ_{max} – загальний ресурс вертольота, год;

ν – частота максимальних амплітуд змінної напруження, с.

Навантаження трансмісії навантаженнями від гвинта

Вал несучого гвинта сприймає крім крутильного моменту гвинта й інші складові сили та моменту, що діють на втулку від лопатей. У перерізі вала, перпендикулярному його осі, крім дотичних (від крутильного моменту) діє і нормальне напруження. Змінна складова нормального напруження визначається в основному створюваними гвинтом постійною силою R і моментом М у площині обертання (рис. 10.65) гвинта. Сила і момент спричиняють на валу, що обертається, змінне напруження згину, що змінюється за частотою, яка дорівнює кількості обертів гвинта. Величини сили і моменту вираховують з аеродинамічного розрахунку вертольота.

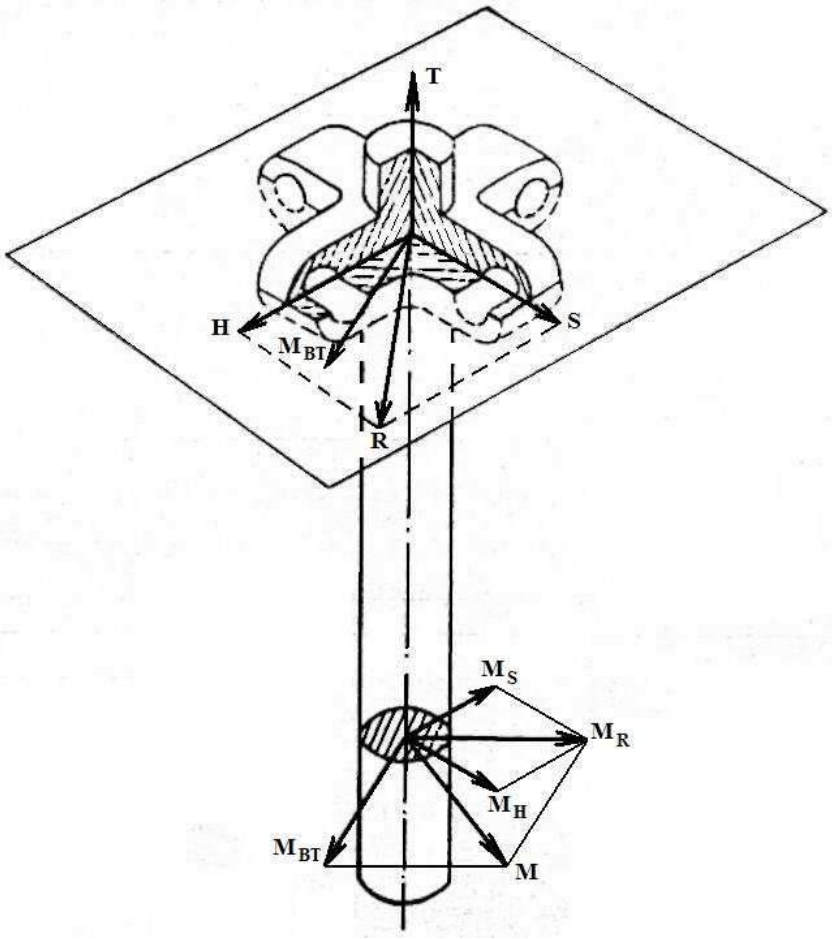


Рис. 10.65. Сили та моменти, що діють на вал вертольота

10.2.5. Розрахункові випадки навантаження вертольота у польоті за умови міцності трансмісії

Випадки навантаження у польоті

Випадок І-л – максимальне позитивне перевантаження

Розглянемо вихід із крутого планерування або "горку" при подачі потужності на несучий гвинт, різкому відхиленні ручки подовжнього керування "на себе" і одночасному збільшенні загального кроку несучого гвинта.

Режим польоту визначають за виразом $V_{пр} = 1.15\, V_{max}$ і при роботі двигунів на номінальному режимі.

Максимальне вертикальне експлуатаційне перевантаження в центрі тяжіння вертольота n^e_{max} і відповідну їй кількість обертів несучого гвинта $n_{нг}$ приймають:

n^e_{max}=3 (згідно з НЛГВ) або n^e_{max}=3.5 (згідно з АП-29);

$n_{нг}$=1.2 $n_{нг\ ном}$, але не менше $n_{нг}$=1.1 $n_{нг\ max}$,

де $n_{нг\ ном}$ – кількість обертів несучого гвинта при номінальному режимі роботи двигунів; n^e_{max} – максимально допустима кількість обертів несучого гвинта, що надається в Керівництві з експлуатації.

Тяга несучого гвинта T^e, а також поздовжній H^e і поперечний S^e компоненти аеродинамічної сили несучого гвинта визначають з аеродинамічних розрахунків (підрозд. 10.2.2) і балансування всіх сил і моментів, що діють на вертоліт при виконанні маневру із заданим перевантаженням (підрозд. 10.2.3).

Тяга несучого гвинта $T^e=n^e_{max}G$. За відсутності даних подовжній компонент тяги приймають таким, що дорівнює $H^e=0.15T^e$, а поперечний компонент – $S^e=0.075T^e$.

Експлуатаційне значення крутильного моменту на валу несучого гвинта вираховують за рівнянням

$$M^e_{кр} = k M^{сер}_{кр}, \qquad (10.155)$$

де $M^{сер}_{кр}$ – середнє значення крутильного моменту двигуна за означеною потужністю; к – поправковий коефіцієнт, залежний від типу силової установки і для газотурбінного двигуна дорівнює 1.25.

Випадок ІІ-л – максимальна відцентрова сила

Розглянемо вихід із планерування на режимі самообертання. Режим польоту характеризується коефіцієнтом μ=0,2 при висоті польоту H=0,5 $H_{дин}$.

Максимальне перевантаження в ц.т. апарата приймають таким, що дорівнює:

- для маневрених гвинтокрилих апаратів n_p^e=3.0;
- для неманеврених гвинтокрилих апаратів n_p^e=2.5.

Максимальна кількість обертів несучого гвинта (гвинтів), відповідна n_p^e, визначається значенням n=1,3 n_0, де n_0 – кількість обертів несучого гвинта, що самообертається, за заданими умовами польоту перед виходом із планерування.

Тяга несучого гвинта $T_{нг}=n_p^e G$.

Тяга рульового гвинта $T_{рг}=0$.

Компоненти тяги несучого гвинта визначають на основі аеродинамічних розрахунків і балансування всіх сил і моментів, що діють на гвинтокрилий апарат.

За відсутності даних розрахунку подовжній компонент тяги приймається таким: H=0.15 T, а поперечний компонент S=0.075 T.

Випадок III-л – мінімальне перевантаження за умови моторного польоту

Розглянемо вхід гвинтокрилого апарата в круте планерування за умови моторного польоту на режимі μ=0.25.

Висота польоту – на рівні моря.

Мінімальне перевантаження в центрі тяжіння:

- для неманеврених гвинтокрилих апаратів $n_{min}^e=0$;
- для маневрених гвинтокрилих апаратів $n_{min}= – 0.5$.

Випадок IV-л – вихід із планерування з різким розворотом

Розглянемо вихід із планерування з різким розворотом вправо або вліво. Напрям розвороту для гвинтокрилих апаратів з рульовим гвинтом вибирають протилежним напряму тяги рульового гвинта.

Режим польоту характеризується коефіцієнтом μ=0.25 за кількістю обертів і загальним кроком несучого гвинта, відповідних номінальній потужності двигуна.

Висота польоту – на рівні моря.

При розвороті в ц.т. гвинтокрилого апарата діють перевантаження n_y^e і n_z^e, які визначають залежно від маневреності гвинтокрилого апарата.

Для маневрених гвинтокрилих апаратів приймають

$n_y^e=3.0$; $n_z^e=1.25$.

Для неманеврених гвинтокрилих апаратів приймають

$n_y^e=2.2$; $n_z^e=1.0$.

Максимальний кут крену при розвороті $\gamma<35°$.

Максимальний кут ковзання $\beta=\pm 20°$.

Компоненти тяги визначають за даними аеродинамічного розрахунку. За відсутності цих даних приймають: подовжній компонент тяги H=0.15 T, а поперечний компонент S=0.075 T.

Випадок V-л – поступальний політ із подачею потужності на несучий гвинт

Розглянемо навантаження гвинтокрилого апарата силами, що виникають у горизонтальному польоті на всьому діапазоні швидкостей від

режиму, що характеризується μ=0 (висіння), до режиму максимальної швидкості польоту.

Основними в цьому випадку режимами є такі:

- розгін з набором висоти (від μ=0 до μ=0.15);
- горизонтальний політ на робочій висоті за крейсерською швидкістю $V_{кр}$;
- горизонтальний політ на робочій висоті за максимальною швидкістю V_{max};
- гальмування від μ=0.15 до μ=0.

Якщо на якому-небудь іншому режимі поступального польоту можуть виникнути великі змінні навантаження на лопатях несучого гвинта (наприклад, боковий політ або політ з мінімальною швидкістю), слід розглянути цей режим додатково до вказаних режимів польоту.

При всіх режимах приймають максимальну допустиму польотну вагу гвинтокрилого апарата.

Випадок VI-л - політ з максимальним швидкісним напором

Розглянемо моторний політ при планеруванні зі швидкістю $V_{пр}$=1.15 V_{max}.

Висота польоту – на рівні моря.

Випадки навантаження гвинтокрилого апарата при польоті в неспокійному повітрі

Розглядається дія неспокійного повітря на гвинтокрилий апарат при різних режимах поступального польоту в діапазоні від μ=0 до μ=μ_{max}.

При польоті на режимі μ_{max} ефективну швидкість різко обмеженого повітряного потоку приймають такими: W=12 м/с; при польоті на режимі μ=μ_{max} значення W визначають за формулою

$$W = 12\frac{\mu_{max}}{\mu}$$, але не більше 20 м/с.

Випадок IX-л – горизонтальний порив вітру

Розглянемо дію на гвинтокрилий апарат в боковому напрямі одноразового пориву вітру при різних швидкостях горизонтального польоту.

Швидкість пориву вітру $W = 12\frac{\mu_{max}}{\mu}$, але не більше 20 м/с.

Крім того, розглянемо тривалий політ на крейсерській швидкості при швидкості бокового вітру W=15 м/с.

Навантаження гвинтокрилого апарата в обох випадках визначають відповідно до кута ковзання $tg\beta = \frac{W}{V}$.

Для гвинтокрилих апаратів із рульовим гвинтом приріст тяги рульового гвинта визначають за формулою

$$\Delta T_{СГ} = \pm \frac{\pi}{4} C_{yСГ}^{\alpha} \rho W \omega_z R_{СГ}^3 \sigma_{СГ}.$$

Випадок Х-л – вертикальний порив вітру

На режимі висіння або вертикального польоту при дії висхідного потоку повітря з ефективною швидкістю W=12м/с на втулку несучого гвинта гвинтокрилого апарата діє перевантаження

$$n^e = 1 + \frac{k\pi}{4} C_y^{\alpha} \rho \frac{\omega R^3 \sigma}{G} (W - \Delta V_i),$$

де k=0.7 – коефіцієнт, що враховує градієнт повітряного потоку; ΔV_i – середній приріст індуктивної швидкості за площею, що ометається гвинтом, викликаний приростом коефіцієнта тяги.

За наявності поступальної швидкості розглядають навантаження вертольота при дії вертикального пориву при польоті в неспокійній атмосфері, у діапазоні значень коефіцієнта режиму роботи від 0.5 μ_{max} до μ_{max}. Припускаємо, що вертоліт входить у різко обмежений висхідний потік повітря. За швидкістю польоту і ефективної швидкості висхідного потоку повітря визначають значення експлуатаційного перевантаження

$$n_y^e = 1 + \rho V W \frac{C_{yНГ}^{\alpha} S}{2G}.$$

Випадок XI-л – розворот на режимі висіння

На режимі висіння за номінальної кількості обертів і номінальної потужності двигуна розглянемо різкий розворот гвинтокрилого апарата відносно його вертикальної осі на 360°, здійснюваний за допомогою педалей шляхового керування із середньою кутовою швидкістю ω_y=1 ± рад/с.

Середня кутова швидкість може нормуватися також емпіричною формулою

$$\omega_y^{пр} = 0.05 \omega_{НГ ном},$$

де $\omega_{НГ ном}$ – кутова швидкість обертання НГ при роботі двигунів на номінальному режимі.

Для апаратів одногвинтової схеми напрям розвороту є зворотно спрямованим напряму тяги рульового гвинта.

Випадки навантаження при приземленні

Міцність гвинтокрилих апаратів і працездатність шасі визначають для двох основних типів посадки:

а) вертикальна посадка при подачі потужності на несучий гвинт;

б) приземлення при плануючому підході до майданчика без подачі потужності на несучий гвинт (приземлення з несучими гвинтами, що самообертаються).

Напрям тяги приймають таким, що збігається з віссю обертання несучого гвинта, за винятком особливо обумовлених випадків.

Для гвинтокрилих апаратів із двома і більше несучими гвинтами враховують тягу всіх гвинтів одночасно.

Розглянуті нижче випадки навантаження передбачають можливість експлуатації гвинтокрилих апаратів за поганої видимості.

Швидкість зниження при вертикальній посадці з одночасним ударом передніми і задніми колесами шасі

За вертикального приземлення з подачею потужності на несучий гвинт (гвинти) експлуатаційна швидкість зниження є такою:

$$V_y^e = 0.12\frac{G}{N}\sqrt{\frac{F}{\sum F}} \text{ або } V_y^e = 0.1\frac{G}{N_{max}}\sqrt{\frac{F}{\sum F}}.$$

Гранично допустима швидкість зниження

$$V_{y1}^{пр} = 0.15\frac{G}{N}\sqrt{\frac{F}{\sum F}}, \text{ але не більше 2.5 м/с.}$$

Тут N (N_{max}) – номінальна (максимальна) потужність гвинтокрилого апарата, к.с.;

G – польотна вага гвинтокрилого апарата, кг;

$\sum F$ – сума площ, ометаємих несучими гвинтами.

Швидкість зниження гвинтокрилого апарата при плануючій посадці без подачі потужності на несучий гвинт (гвинти)

При плануючій посадці без подачі потужності на гвинт (гвинти) гранична швидкість зниження дорівнює:

для заднього (головного) шасі:

$V_{y2}^{пр} = 0.8\sqrt{\frac{G-Y}{\sum F}}$, але не менше $V_{ymin}^{пр} = 1.25V_y^e$ і не більше за =3.6 м/с;

для переднього шасі

$V_{y2}^{пр} = 0.6\sqrt{\frac{G-Y}{\sum F}}$, але не більше 85 % від прийнятої для заднього шасі,

де Y – піднімальна сила крила, що визначається для заданої посадкової швидкості при максимально допустимому куті диферента.

Працездатність шасі. Вертикальні компоненти реакції землі

Енергія удару, що поглинається шасі при посадці гвинтокрилого апарата, тобто працездатність шасі, визначається формулами

$$A = \Delta E = \frac{m_{ред} V_y^{e\,2}}{2};$$

$$A_1^{пр} = \Delta E = \frac{m_{ред} V_{y1}^{e\,2}}{2};\quad A_2^{пр} = \Delta E = \frac{m_{ред} V_{y2}^{e\,2}}{2},$$

де $m_{ред}$ — зредукована маса гвинтокрилого апарата.

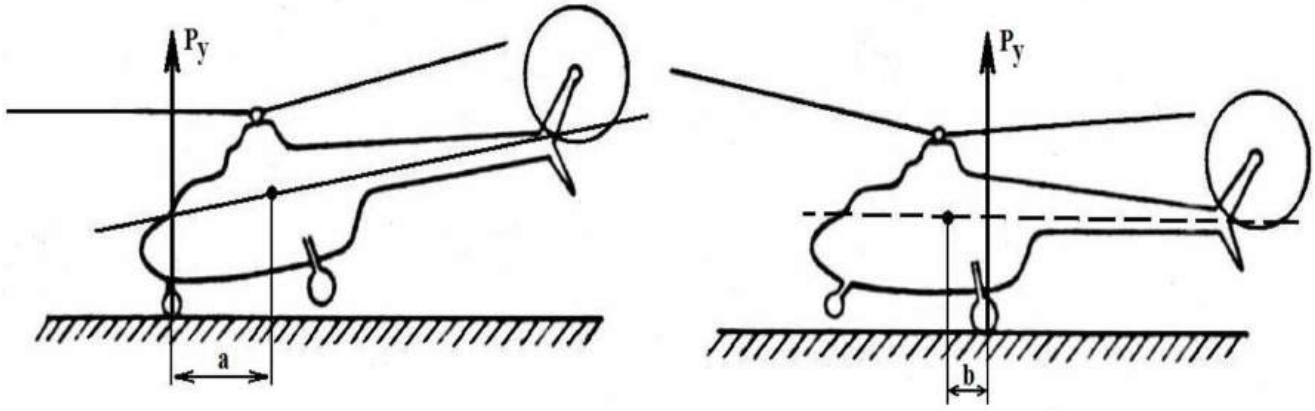
Для переднього шасі

$$m_{ред} = \frac{G}{g(1+\frac{a^2}{i^2})}.$$

Для заднього шасі при вертикальній посадці

$$m_{ред} = \frac{G}{g(1+\frac{b^2}{i^2})},$$

де $i = \sqrt{\frac{I_z}{M}}$ – радіус інерції.



а б

Рис. 10.66. Посадка з ударом передніми (а) чи задніми (б) шасі

Розрахунок амортизації гвинтокрилого апарата проводять за найбільшою із двох значень граничної працездатність $A_1^{пр}$ і $A_2^{пр}$.

Розглянемо характеристику обтискання шасі (рис. 10.66). Знаючи енергію, яку має сприйняти амортизація, за допомогою таких характеристик легко визначити максимальне значення вертикальної сили. Очевидно, площа, обмежена кривою: $P_{ам}=f(S)$, де $P_{ам}$ – зусилля обтиску амортизації, S – хід амортизації, тобто робота сили обтиску амортизації A має дорівнювати кінетичній енергії E. Таким чином, максимальне значення сили обтиску визначають з умови A = -E і залежить, отже, не тільки від ΔE, але і від характеристики амортизації шасі. Якщо амортизаційний стояк спроектований таким чином, що характеристика обтиску (рис. 10.67,

крива б), то максимальне значення сили обтиснення буде менше, ніж при крутій характеристиці (рис. 10.65, крива а). Проте потрібний хід амортизації в першому випадку буде більший, ніж в другому, щоб була поглинена та ж кількість енергії.

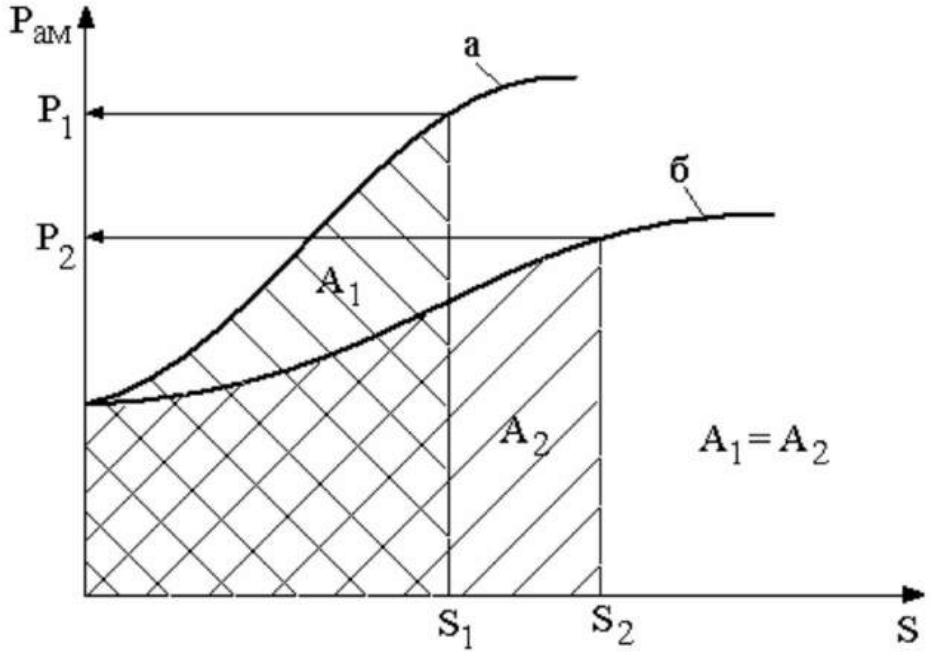


Рис. 10.67. Діаграма обтиснення амортизації шасі:
а – “жорсткий” амортизатор, б – ”м’який” амортизатор

При точних розрахунках необхідно врахувати, що частина енергії поглинається при обтиску колеса. Оскільки залежність обтиску колеса від прикладеної до нього сили близька до лінійної, то робота пневматика колеса $A_{пк}$ може бути надана за наближеною формулою

$$A_{пк} = \frac{c_к P_к^2}{2},$$

де $c_к$ – жорсткість пневматика колеса; $P_к$ – вертикальна сила, що діє на колесо.

Сила, що діє по осі амортизаційного стояка, тобто сила обтиску, може бути надана за допомогою сили реакції. Сила $P_к = P_у$.

Із викладеного вище приходимо до методу визначення сили $P_у$ за перевірочним розрахунком. Її обчислюють за знаної енергії удару Z_E і побудованою характеристикою обтиску $P_{ам}=f(S)$ з урахуванням роботи пневматика колеса $A_{пк}$. Визначають також перевантаження

$$n_у = \frac{P_у}{P_{ст}},$$

де $P_у$ – значення сили, знайдене як указано вище; $P_{ст}$ – навантаження стоянки на цю ж ногу шасі.

При проектувальному розрахунку все відбувається в зворотному напрямку. Задають значення n_y^e. Визначають максимальне значення сили

$$P_y^e = P_{ст} \cdot n_y^e.$$

За значенням P_y^e проектують амортизаційний стояк. Для того, щоб великі навантаження у випадках приземлення не призвели до необхідності суттєвого обважнення конструкції, значення n_y^e не слід призначати більше 2…2,5. Таке значення n_y^e зазвичай допустиме і з міркувань забезпечення міцності колеса. У каталогах задають максимально допустиме навантаження на колесо даного типу. Воно має бути не менше сили P_y^e.

З викладеного виходить, що значення навантажень за приземлення не визначено однозначно. Для поглинання енергії удару конструктор може спроектувати жорсткий амортизаційний стояк, і тоді навантаження за приземлення будуть великими. Якби не було обмежень за розмірами амортизаційних стояків, то можна було б забезпечити дуже низький рівень навантажень за приземлення, спроектувавши стояк з м'якою характеристикою.

Експлуатаційне n^e і граничне $n^{пр}$ перевантаження за приземленнями гвинтокрилого апарата

$$n^e = \frac{P^e_{k\,max}}{P_k}.$$

Величину експлуатаційного перевантаження n^e визначають як відношення максимального експлуатаційного навантаження на колесо $P^e_{к\,max}$ при працездатності A^e відносно до стоянкового навантаження на колесо:

$$n^e = \frac{P^e_{kmax}}{P_k}.$$

Граничне перевантаження $n^{пр}$ обчислюють як відношення максимального навантаження на колесо $P^{пр}_{к\,max}$, що діє на нього при граничній працездатності $A_1^{пр}$ амортизації шасі або $A_2^{пр}$, відносно до стоянкового навантаження на колесо $P_к$:

$$n^{пр} = \frac{P^{пр}_{к\,max}}{P_к}.$$

Випадок І-п – симетричне приземлення на переднє і заднє шасі

Розглянемо вертикальне приземлення з одночасним ударом передніми та задніми ногами шасі (рис. 10.64).

Гвинтокрилий апарат знаходиться в положенні стоянки; обтискання шасі відповідає працездатності $A_1^{пр}$. Експлуатаційні та граничні

перевантаження для переднього та заднього шасі визначають, як вище наведено; перевантаження n^e не приймають менше 2.

Реакція землі спрямована вертикально вгору і прикладена до центру площі контакту пневматика з поверхнею землі.

Тягу несучого гвинта (гвинтів) приймають такою, що дорівнює $T=0.75\ T_0$ або $T=0.25\ T_0$ залежно від того, який з цих варіантів є розрахунковим.

Випадок II-п – одностороннє приземлення на передню і задню шасі

Розглянемо приземлення на похилий майданчик або приземлення із креном гвинтокрилого апарата, шасі якого має чотириколісну схему. Поперечний нахил майданчика або крен гвинтокрилого апарата приймають таким, що дорівнює 10°.

Сили, що діють на колеса, спрямовані нормально до поверхні землі, їх приймають такими ж, як у разі I-п.

Тягу несучого гвинта приймають такою, що дорівнює $T=0.25\ T_0$.

Випадок II-п не розглядають для гвинтокрилих апаратів, що мають відношення колії B_a переднього шасі до колії заднього шасі $B_з$:

$$\frac{B_п}{B_з} \le 0.5.$$

Випадок III-п – несиметричне приземлення на одну ногу переднього і одну ногу заднього шасі:

Розглянемо вертикальне приземлення (V=0) на нерівний майданчик гвинтокрилого апарата з чотириколісною схемою шасі при одночасному ударі однією ногою переднього і однією ногою заднього шасі по діагоналі.

Сили, що діють на колеса, спрямовані вертикально вгору і приймаються такими ж, як у випадку I-п.

Дві інші ноги шасі не торкаються поверхні землі.

Випадок III-п не розглядаємо для гвинтокрилих апаратів, що мають відношення колії переднього шасі до колії заднього шасі:

$$\frac{B_п}{B_з} \le 0.5.$$

Випадок IV-п – приземлення на задню шасі (окремий випадок I-п)

Розглянемо приземлення на задню шасі (V=0). Гвинтокрилий апарат перебуває на двох ногах заднього шасі (рис. 10.64, б) і на хвостовій опорі з обтисненням амортизації, відповідним працездатності $A_2^{пр}$.

Якщо хвостова опора відсутня, диферент (кліренс) гвинтокрилого апарата назад приймають таким, що дорівнює максимально допустимому куту перекидання $\theta_{кл}$.

Сили, що діють на колеса заднього шасі, спрямовані вертикально вгору. Їх визначають відповідно до працездатності $A_2^{пр}$ і положення вертольота в даному випадку посадки.

Сила, що діє на хвостову опору (костиль), визначається за діаграмою працездатності костильної амортизації за працездатністю $A_к^{пр}$ і спрямована вертикально вгору.

Тяга несучого гвинта $T=0.75\ T_0$.

Випадок V-п – удар о землю колесами переднього шасі (окремий випадок I-п)

Розглянемо удар о землю колесами переднього шасі після приземлення гвинтокрилого апарата на заднє шасі з максимальним кутом перекидання назад (випадок IV-п).

Апарат розглядаємо як такий, що є на колесах переднього шасі з обтисненням амортизації (рис. 10.64, а), відповідає працездатності шасі $A_1^{пр}$ і торкається поверхні землі колесами заднього шасі з необтисненою амортизацією.

Сили, що діють на колеса переднього шасі, спрямовані вертикально вгору і приймаються такими ж, як у разі I-п. Колеса заднього шасі не навантажені. Тяга несучого гвинта $T=0$.

Випадок VI-п – несиметричне приземлення на заднє шасі (окремий випадок I-п).

Розглянемо несиметричне вертикальне приземлення на заднє шасі ($V=0$). Положення гвинтокрилого апарата визначається обтисканням навантаженої ноги відповідно $A_1^{пр}$ і необтиснених амортизацією інших ніг, що торкаються поверхні землі.

Силу, що діє на навантажену ногу шасі і спрямовану вертикально вгору, приймають такою же, як у разі I-п.

Тяга несучого гвинта $T=0.25\ T_0$.

Випадок VII-п – приземлення з нерозкрученими колесами з поступальною швидкістю на заднє шасі (тільки переднє шасі після перевалювання вертольота)

Розглянемо два варіанти навантаження за приземлення з несучим гвинтом, що самообертається, на заднє шасі з нерозкрученими колесами.

1-й варіант. Гвинтокрилий апарат розглядається у момент посадки на заднє шасі при максимально допустимому куті перекидання і обтисканні амортизації відповідно силам, що діють на колесо.

На кожну ногу заднього шасі діють:

- вертикальна сила $P_у=0.7\ P_{упр}$ (значення $P_{упр}$ визначається за $A_2^{пр}$);
- горизонтальна, спрямована назад сила $P_x^{пр}=n_x^{пр}\ \Sigma P_{к.з}$:

$$n_x^{пр}=\frac{3.2}{R_1}\sqrt{\frac{I_k V_{пос} n_y^{пр\,3/2}}{S^{1/2} P_{к.з}}},$$

де $P_{к.з}$ – сумарне навантаження стоянки на колеса однієї ноги заднього шасі, кг.

Тут $n_y^{пр}$ визначають за граничною працездатністю $A_2^{пр}$; I_k – момент інерції колеса, кг·м^2; R_1 – радіус хитання обтисненого колеса, м; S – вертикальна проекція ходу стояка амортизації шасі, м; $V_{пос}$ – горизонтальна швидкість посадки гвинтокрилого апарата на режимі самообертання без використання загального кроку НГ, м/с.

Величину $n_x^{пр}$ не приймають менше 0.25 $n_y^{пр}$.

2-й варіант. Гвинтокрилий апарат перебуває в положенні стоянки. Обтискання амортизації відповідає навантаженням на шасі. Колеса переднього шасі торкаються землі, але не навантажені.

На кожну ногу заднього шасі діють сили $P_{упр}$ і $P_{хпр}$, значення яких визначають так само, як у першому варіанті навантаження. Сила $P_x^{пр}$ діє знакозмінно, у напрямі руху гвинтокрилого апарата.

В обох варіантах навантаження шасі тяга $T=0.75\ T_0$.

До пояснення дії реакції землі в площині майданчика для приземлення

При приземленні з поступальною швидкістю, окрім сили P_y, внаслідок того, що колеса не розкручені, від тертя о поверхню землі виникає сила P_x (рис. 10.66, а). На початковому етапі розкручування колеса (рис. 10.66, б) вона спрямована проти швидкості вертольота і спочатку зростає за абсолютним значенням, а потім зменшується до нуля. Особливість зміни сили P_x за часом пояснюється закономірностями розкручування колеса і руху його втулки.

На початковому етапі кутова швидкість колеса $\omega_к$ є малою. Тому колова швидкість колеса в точці дотику землі $\omega_к R_к$ менше швидкості втулки колеса $V_{вт}$, яка в початковий момент часу дорівнює поступальній швидкості вертольота. Сумарна швидкість точки поверхні колеса відносно землі $V_к = V_{вт} - \omega_к R_к$ спрямована, таким чином, вперед. Сила тертя, що виникає при цьому, тобто сила P_x, відповідно спрямована назад. Під дією сили P_x відбувається не лише розкручування колеса, але і деформація шасі, за якою втулка колеса зміщується у бік, протилежний напряму руху вертольота. Кутова швидкість колеса $\omega_к$ збільшується внаслідок його розкручування. У деякий момент часу колова швидкість $\omega_к R_к$ стає такою, що дорівнює $V_{вт}$, тобто колесо розкрутилося і P_x дорівнює нулю. У подальшому (рис. 10.68, в) шасі здійснює коливання, за якими у вузлах кріплення шасі виникають реакції, що передаються на фюзеляж і спрямовані попеременно вперед і назад. Дію цих сил ураховують тим, що в розрахунках силу P_x вважають спрямованою не лише назад, але і вперед. Найбільші значення сили P_x, коли вона спрямована вперед або назад, визначають шляхом спеціальних розрахунків. Приблизно можна вважати, що вони приблизно однакові за абсолютним значенням і становлять $\pm P_{x\,max} = 0.5 - 0.7 P_y$.

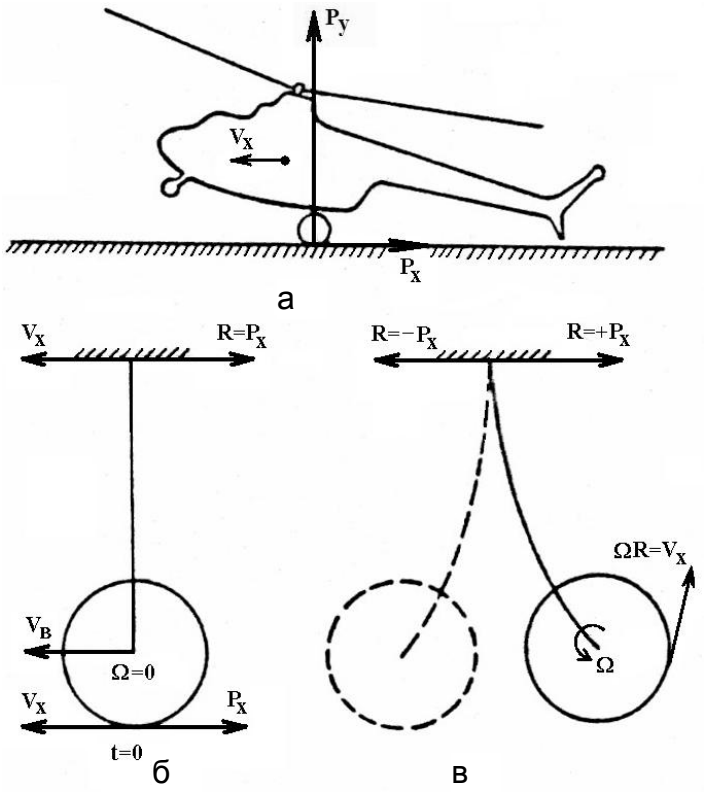


Рис. 10.68. Навантаження шасі за приземлення з поступальною швидкістю:
а – приземлення вертольота; б – початковий момент розкрутки колеса;
в – коливання шасі

Випадок VIII-п – посадка з боковим ударом

Розглянемо посадку гвинтокрилого апарата із зносом. Гвинтокрилий апарат перебуває в положенні стоянки за відповідного обтиснення навантажених коліс (рис. 10.69).

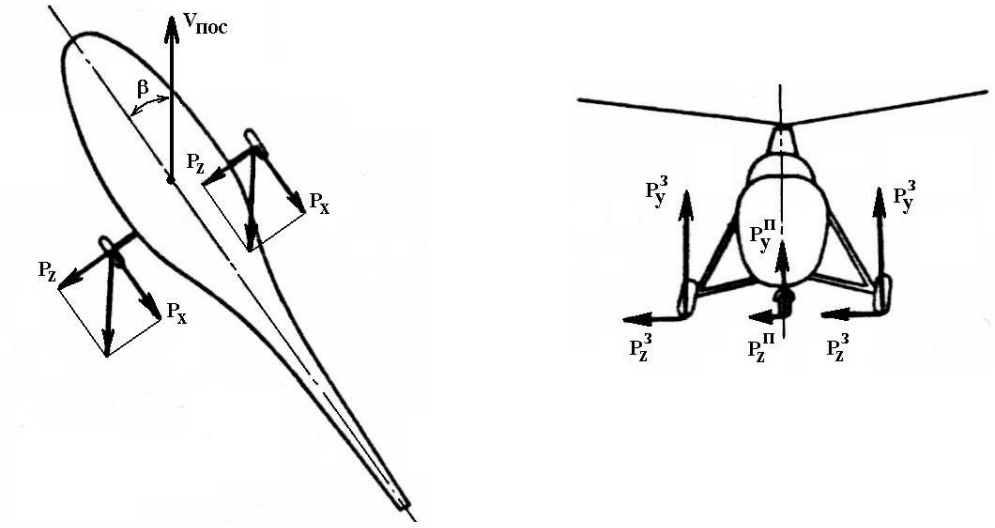


Рис. 10.69. Сили реакції землі при посадці з ковзанням

Якщо права (ліва) нога заднього шасі навантажена силою

$$P^e_{уз} = 0.7n^e_з \sum P_{кз}, \quad P^e_{zз} = 0.35n^e_з \sum P_{кз},$$

то ліва (права) навантажується силою

$$P^e_{уз} = 0.3n^э_з \sum P_{кз}, \quad P^e_{zз} = 0.15n^e_з \sum P_{кз}\ .$$

Навантаження на передню ногу шасі визначається залежністю

$$P^e_{уп} = 0.5n^e_п \sum P_{кп}, \quad P^e_{zп} = 0.25n^e_п \sum P_{кп}\ ,$$

тут $Рк_{п}$, $Рк_{з}$ – сумарне навантаження стоянки на колеса переднього шасі і одне колесо заднього шасі.

Навантаження $n_{пе}$ і n_e визначають, як указано вище, для кожної ноги шасі відповідно до працездатності її амортизації.

Тяга несучого гвинта $T=0.75T_0$.

Випадок Х-п – посадка з гальмуванням колеса

За наявності гальмівних коліс розглянемо посадку з гальмуванням.

Гвинтокрилий апарат знаходиться в положенні стоянки за обтиснення амортизації відповідно до навантажень, що діють на шасі.

Сумарна тяга гвинтів Т=0.

На кожну ногу шасі з гальмівними колесами діють сили:

$$P^e_y = 1.5\sum P_к, \quad P^e_x = \frac{M^e_{max}}{R_1},$$

де M_{max}^e – максимальний гальмівний момент коліс однієї ноги; R_1 – радіус обтисненого силою P_y^e колеса; $P_к$ – навантаження стоянки на колесо.

При колесах, що орієнтуються, міцність шасі має бути достатньою при будь-якому напрямі сили.

Значення коефіцієнта безпеки у всіх розрахункових випадках, окрім VII-п, приймають при розрахунку: фюзеляжу f=1.65, шасі f=1.5. У разі VII-п можна приймати при розрахунку: фюзеляжу f=1.3, а шасі f=1.2.

Випадки навантаження в наземних умовах

Міцність гвинтокрилого апарата, його агрегатів і швартовних пристроїв перевіряють на навантаження, що діють на них за різних умов наземної експлуатації.

Випадок І-з – подача потужності на гвинт

Розглянемо випадок різкого приєднання муфт зчеплення несучого та рульового гвинтів за працюючим двигуном. Гвинтокрилий апарат перебуває в положенні стоянки. Лопаті несучого гвинта під власною вагою вільно звисають вниз, опираючись на нижній обмежувач.

На вал несучого гвинта діє момент

$$M^e_{нв} = k_1 \frac{1.5 \cdot 716.2 N_н}{n_{нг}},$$

де $k_1 = \frac{t_1}{t}$ – коефіцієнт плавності приєднання муфти зчеплення несучого гвинта: тут t_1 – час розкручування несучого гвинта без муфти плавного зчеплення; t – час розкручування несучого гвинта за наявності муфти плавного зчеплення, $n_{нг}$ – кількість обертів несучого гвинта в хвилину; $N_н$ — номінальна потужність двигуна, к. с.

На лопать діє момент відносно осі обертання гвинта

$$M^e_л = \frac{M^e_{нг}}{0.9k},$$

де k – кількість лопатей несучого гвинта.

За наявності рульового гвинта момент на його валу

$$M^e_{рг} = k_2 \frac{1.5 \cdot 716.2 N_{рг}}{n_{рг}}.$$

На кожну лопать рульового гвинта діє момент

$$M^e_{лрг} = \frac{M^e_{рг}}{0.9k_{рг}},$$

тут $N_{рг}$ – номінальна потужність, що подається на рульовий гвинт; $n_{рг}$ – кількість обертів рульового гвинта у хвилину; $k_{рг}$ – кількість лопатей рульового гвинта; $k_2 = \frac{t_2}{t_3}$ – коефіцієнт плавності приєднання муфти зчеплення рульового гвинта (t_2 – час розкручування рульового гвинта без муфти плавного зчеплення, t_1 – те ж за наявності муфти плавного зчеплення).

Випадок II-3 – падіння лопаті на вертикальний обмежувач

Розглянемо піддування лопаті поривом вітру за умови повільного обертання несучого гвинта з подальшим ударом лопаті о нижній вертикальний обмежувач під дією власної ваги. Гвинтокрилий апарат перебуває в положенні стоянки.

Тягу і відцентрові сили на лопатях несучого гвинта дорівнюють нулю.

Висота H_{max} підйому кінця лопаті над землею визначається поворотом її комля біля горизонтального шарніра до верхнього вертикального обмежувача. При ударі лопаті об обмежувач на неї діє момент $M_{дин}^e = n^e M_{ст}$, що вигинає (тут $M_{ст}$ – вигинаючий момент від статичної дії власної ваги лопаті). Якщо є регулювальник змаху, то висота H підйому лопаті визначається кутом повороту комля лопаті β_0. Висоту H підйому кінця лопаті над землею не приймають менше 0,75 H_{max}=0,25 H_0 (тут H_0 – висота підйому кінця лопаті над землею при положенні її на нижньому обмежувачі, м).

Максимальне перевантаження при ударі лопаті об вертикальний обмежувач визначають за формулою

$$n^e = k_{дин}\left(1+\sqrt{1+\frac{2S_{гш}\xi\sin\beta_0}{\int_0^R qy_{ст}dr}}\right),$$

де ξ – коефіцієнт аеродинамічного демпфірування

$$\xi=\frac{1-e^{-0.09\gamma\beta_0}}{0.09\gamma\beta_0}\approx 1-0.045\gamma\beta_0,$$

$k_{дин}$ – динамічний коефіцієнт, визначений за графіком на рис. 10.70;

$S_{гш}$ – статичний момент лопаті відносно горизонтального шарніра, кг·м;

β_0 – максимальний кут повороту комля лопаті від нижнього вертикального обмежувача, рад; q – погонна вага лопаті, кг/м; $y_{ст}$ – прогинання лопаті на даному радіусі, м; $\gamma=\frac{c_y^{\alpha}b_{07}\rho R^4}{2I_{гш}}$ – масова характеристика лопаті.

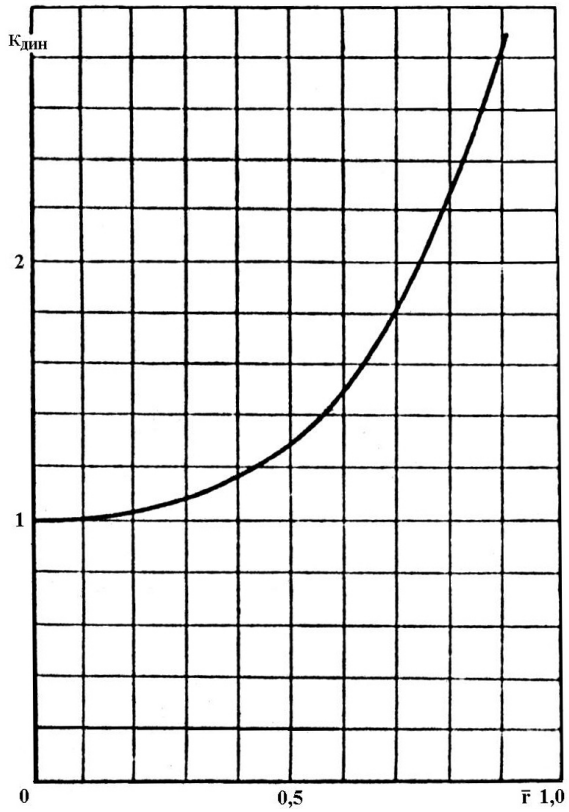


Рис. 10.70. Коефіцієнт динамічності

Випадок III-з – буксирування і руління гвинтокрилого апарата

Розглянемо буксирування і руління гвинтокрилого апарата по аеродрому (із швидкістю $V_{букс}$ = 10 км/год) або по нерівній поверхні

($V_{букс}$ = 3 км/год). Гвинтокрилий апарат перебуває в положенні стоянки при натягнутих буксирних тросах. Лопаті несучого гвинта вільно звисають. Тяга несучого і рульового гвинтів відсутня. Вважаємо, що на буксирне устаткування діє сила, паралельна поверхні землі. Головним призначенням цього випадку є забезпечення такого вибору амортизуючих характеристик буксирного пристрою, за яким в агрегатах вертольота не виникає навантажень, більших, ніж у польоті і при посадці.

1-й варіант. Удар о нерівність передніми шасі

Кожна нога переднього шасі навантажується силами

$$P^e_{уп} = n^e_п \sum P^e_{кп};\ P^e_{хп} = 0.5 n^e_п \sum P^e_{кп};\ P^e_{zп} = \pm 0.25 \sum P^e_{уп}.$$

Міцність переднього шасі при будь-якій схемі буксирування перевіряють за вказаними навантаженнями.

Кожна нога заднього шасі навантажується силами

$$P^e_{уз} = \sum P_{кз};\ P^e_{хз} = 0.1 \sum P_{кз}\ .$$

Зусилля буксирувальної тяги при триколісному шасі:

$$T^e_{букс} = 2(0.5 n^e_п \sum P_{кп} + 0.2 \sum P_{кз}),$$

де $P_{кп}$ і $P_{кз}$ – сумарні навантаження на колеса однієї ноги відповідно переднього і заднього шасі.

2-й варіант. На кожну ногу переднього шасі діють сили

$$P^e_{уп} = \sum P_{кп};\ P^e_{хп} = 0.1 \sum P_{кп}\ .$$

На кожну ногу заднього шасі діють сили

$$P^e_{уз} = n^e_з \sum P^e_{кз};\ P^e_{хз} = 0.5 n^e_з \sum P^e_{кз};\ P^e_{zз} = \pm 0.25 \sum P^e_{уз}$$

і момент

$$M^e_{уз} = 0.125 n^e_з \sum P_{кз} D_з,$$

де $D_з$ – діаметр колеса, м.

Буксирувальна тяга

$$T^e_{букс} = 2(0.5 n^e_з \sum P_{кз} + 0.2 \sum P_{кп}).$$

Обтиснення амортизації вибирається відповідно до навантажень, що діють на ноги шасі.

Експлуатаційні перевантаження $n_з^e$ і $n_п^e$ визначають за експлуатаційними працездатностями $A_з^e$ і $A_п^e$.

Випадок IV-з – шквальний вітер

Розглянемо навантаження гвинтокрилого апарата і його швартовних пристроїв під дією шквального вітру.

Гвинтокрилий апарат перебуває в положенні стоянки із загальмованими колесами, пришвартований тросами або ланцюгами до анкерів. Лопаті несучого гвинта закріплені стропами. Швидкість вітру W=40м/с.

Розглянемо такі напрями вітру, які створюють найбільші навантаження на апарат, його агрегати або швартовні пристрої.

10.2.6. Міцність фюзеляжу

Для фюзеляжу, кабін, хвостової балки, а також для засклення і люків у льотних і наземних випадках навантаження приймають коефіцієнт безпеки f = 1,5.

У всіх посадочних випадках для сил, що діють на шасі, коефіцієнт безпеки у відношенні до експлуатаційного перевантаження n^e при поглинанні амортизацією шасі експлуатаційної енергії удару A^e = 1,65. Додатково до цього статична міцність фюзеляжу має бути перевірена на навантаження, що виникають при моторних посадках із поступальною швидкістю (літакового типу), при коефіцієнті безпеки f = 1,65.

При визначенні міцності фюзеляжу мають бути розглянуті такі основні випадки навантаження: I-л, IV-л, VIII-л, I-п - VIII-п, V-з.

За наявності хвостової балки міцність фюзеляжу має бути додатково перевірена на випадки IX-л, IV-п, V-п.

Навантаження на ліхтарі кабіни льотчика та носову частину фюзеляжу

Навантаження на ліхтарі кабіни льотчика та носову частину фюзеляжу (штурманські кабіни) визначають за такими випадками навантаження: I-л, II-л, VI-л і IX-л.

Розподіл аеродинамічного навантаження визначають за даними продувань моделі фюзеляжу в аеродинамічній трубі за наявності працюючого несучого гвинта, а також у випадках польоту без ковзання та з ковзанням. Швидкісний напір приймають такими:

$q=q_{пред}$ – при польоті без ковзання;

$q=q_{max}$ – при польоті з максимально допустимим кутом ковзання β_{max}. Тут $q_{пред} = 1.33q_{max}$.

За відсутності даних, що дозволяють установити менше значення, значення максимально допустимого кута ковзання при польоті на максимальній швидкості приймають β_{max}=150.

Спеціальні вимоги до міцності кабін і фюзеляжу при аварійних посадках

Міцність кабіни льотчика, пасажирської кабіни та фюзеляжу, а також міцність кріплення всіх агрегатів або вантажів, переміщення яких при аварійній посадці загрожує безпеці пасажирів і екіпажу, має бути достатньою для забезпечення безпеки в разі аварійних посадок гвинтокрилого апарата. Якщо шасі прибирається, то необхідно розглянути посадку із прибраним шасі.

При аварійній посадці для всіх масових сил приймають такі роздільно діючі компоненти прискорення, що визначають експлуатаційні навантаження:

вперед, уздовж осі апарата – 4 g;
назад, уздовж осі апарата – 2 g;
вниз за віссю y – 4g;
вгору по осі y – 1.5g;
убік по осі z - 2g.

Для елементів конструкції коефіцієнт безпеки приймають f = 1,2.

За вказаних умов аварійної посадки допускається поломка елементів конструкції, руйнування яких не загрожує життю екіпажу або пасажирів.

Кожен окремий предмет, який може травмувати людину, що перебуває на борту, і кожна людина, що перебуває на борту, залишається зафіксованим в умовах дії навантажень, відповідних таким розрахунковим інерційним перевантаженням відносно навколишньої конструкції:

вгору – 4;
вперед – 16, назад – 4;
убік – 8;
вниз – 20, якщо передбачено переміщення крісла.

Навантаження на сидіння і прив'язні ремені

Міцність сидінь і прив'язних ременів визначають так само, як указано в описаному вище підпункті, при цьому вагу одного пасажира приймають такою, що дорівнює 80 кг. Для десантно-транспортних апаратів вагу пасажира приймають такою, що дорівнює 100 кг.

Навантаження на скління і блістери

Аеродинамічні навантаження на скління пасажирських кабін і блістери визначають за даними продування моделі фюзеляжу в аеродинамічній трубі для перерахованих вище режимів польоту. Величини зовнішнього позитивного тиску на скління, отриманого в якому-небудь випадку навантаження, мають бути збільшені на 0,3 q, де q – швидкісний натиск даного випадку навантаження.

Навантаження на люки і трапи

Дверці люків і трапів розраховують на дію аеродинамічних сил, визначуваних так само, як і для навантажень, що діють на скління.

Якщо у польоті люк або трап служить підлогою для пасажирів або екіпажу, то розглядають спільну дію аеродинамічного навантаження і зосередженої сили:

$$P^e = n^e G_{чол}.$$

Величину n^e знаходять із умови VIII-л.

При цьому для визначення міцності кріплення та силових елементів дверцят люка і трапа має бути розглянуті найсприятливіші варіанти напряму сили P^e .

Стулки і відповідні замочні пристрої відчинених люків у наземних умовах перевіряють на рівномірно розподілене навантаження від дії вітру (W=15м/с), кг:

$$P = \pm 15F,$$

де F – площа стулки, м^2.

Коефіцієнт безпеки приймають таким: f = 2.

Міцність трапа, який використовують за наземних умов як місток для транспортування вантажів у кабіну фюзеляжу, розраховують на найбільше рухоме навантаження, передбачене для даного гвинтокрилого апарата. При цьому приймають перевантаження $n^e = 2$.

Коефіцієнт безпеки f приймають таким: f = 1,5.

Навантаження на вантажну підлогу

Міцність вантажної підлоги транспортних і десантно-транспортних гвинтокрилих апаратів визначають для всіх головних варіантів завантаження, передбачених за проектом. При цьому розглядають такі випадки навантаження: I-л, IV-л, VIII-л, I-п, IV-п і VII-п.

Крім того, конструкцію вантажної підлоги перевіряють на навантаження при розташуванні вантажів у випадку завантаження. При цьому значення $n^e = 2$.

Коефіцієнт безпеки f приймають таким:f=1,5.

10.2.7. Міцність системи керування і автомата перекосу

За відсутності бустерів статичну міцність деталей системи керування розраховують на навантаження з боку льотчика, задані нижче. У тому випадку, якщо шарнірні (осьові) моменти створюють при керуванні великі навантаження, то їх приймають у розрахунок.

Коефіцієнт безпеки f приймають таким, що дорівнює 2.

Якщо застосовують зворотне або незворотне бустерне керування, то ділянка проводки керування від ручки (педалей) до бустера розраховують так само, як і за відсутності бустерів. Для решти частини проводки керування розрахункові умови міцності й коефіцієнти безпеки приймають на основі наявного досвіду проектування і експлуатації.

За наявності в системі керування різного роду допоміжних і автоматичних пристроїв (автопілот, автомати стійкості і керованості та ін.) зусилля в деталях керування мають визначатися з урахуванням дії цих пристроїв. При цьому необхідно розглядати можливі найбільш важкі відносно міцності окремих елементів керування випадки дії цих пристроїв.

Попередню оцінку втомної міцності проводки керування від відповідного органу керування до бустера або за відсутності бустера до ланки, що сприймає змінні навантаження (інерційного демпфера, незворотної ланки системи керування та ін.), здійснюють на навантаження випадку V-л для режимів польоту на $V_{кр}$ і V_{max}. Навантаження при цьому визначають або за результатами випробувань динамічно подібних моделей, або прототипом вертольота, або розрахунковим шляхом.

За подальшим оцінюванням утомної міцності тієї ж ділянки системи керування, крім навантажень випадку V-л, що найчастіше зустрічаються в експлуатації, має враховуватися також короткочасне збільшення

навантажень у маневрених випадках навантаження у польоті і при польоті в неспокійному повітрі. При цьому навантаження визначають шляхом вимірювань у процесі заводських льотних і наземних ресурсних випробувань. Отримані результати вимірювань навантажень приводять до умов, що задаються відповідними розрахунковими випадками.

Вимірювання навантажень, що діють у системах керування несучим і рульовим гвинтами, виконують за максимально допустимим в експлуатації розрегулюванням гвинтів.

Експлуатаційні навантаження на керування з боку льотчика

Нижче задані експлуатаційні навантаження на ручки, педалі та штурвал керування вертольотом із політною вагою 5000 кгс і більше. Для вертольотів із політною вагою до 1500 кгс указані навантаження зменшуються на 30 %. Для вертольотів із проміжними значеннями політної ваги навантаження визначають лінійною інтерполяцією між значеннями експлуатаційних навантажень, що приймаються для вертольотів із політною вагою 1500 і 5000 кгс.

Навантаження на ручки, педалі та рульове колесо

Навантаження на керування несучим гвинтом

Зусилля на ручці, кг, при визначенні міцності приймають таким:

- для ланцюга подовжнього керування
  P_x^e=65 (ПДК), 90 (НЛПВ), 45 (АП-29);
- для ланцюга поперечного керування
  P_z^e=40 (ПДК), 50 (НЛПВ), 30 (АП-29).

За наявності штурвала момент на осі штурвала для визначення міцності ланцюга поперечного керування приймають таким, кг:

$$M_ш^e=20D \text{ (ПДК)}, 30D \text{ (НЛПВ)},$$

де D — діаметр штурвала, м.

Одночасне навантаження подовжнього і поперечного керування

При одночасному навантаженні подовжнього і поперечного керування приймають 75 % від зусиль на ручку, відповідних ізольованому навантаженню кожного керування.

Зусилля на ручці загального кроку, кг:

$$P_{ош}^e=40 \text{ (ПДК)}, 60 \text{ (НЛПВ)}, 45 \text{ (АП-29)}.$$

Навантаження на керування рульовим гвинтом (шляхове керування)

Зусилля на одну педаль, кг:

$$P_{пед}^e=60 \text{ (ПДК)}, 90 \text{ (НЛПВ)}, 60 \text{ (АП-29)}.$$

Напрям сили визначається лінією, що сполучає центр сидіння льотчика з опорним майданчиком педалі.

Міцність кріплення педалей перевіряють також на одночасне навантаження кожної педалі силою $P_{пед}^e$.

Навантаження на керування рулем висоти або рухомим стабілізатором

За наявності на гвинтокрилому апараті руля висоти або рухомого стабілізатора мінімальне експлуатаційне навантаження на ручку, кг, приймають таким:

P^e=40 (ПДК), 75% (НЛПВ), 45 (АП-29).

Навантаження на керування рулем напряму

За наявності на гвинтокрилому апараті руля напряму мінімальне експлуатаційне навантаження на ручку, кг, приймають таким:

$P^e = \pm 60$ (ПДК), $\pm$75% (НЛПВ), 60 (АП-29).

Навантаження на малі ручки

Мінімальне експлуатаційне навантаження на ручку, кг, приймають таким:

$P^e = \pm 15$ (ПДК), $\pm$20 (НЛПВ), 20 (АП-29).

Навантаження на подвійне керування

Систему подвійного керування перевіряють на навантаження від дії кожного льотчика окремо, а також на одночасну спільну дію двох льотчиків як в одну і ту ж, так і в протилежні сторони. При одночасній дії експлуатаційне навантаження від кожного льотчика приймають таким, що дорівнює 75 % навантаження від розрахункового.

Шарнірні моменти оперення

Коефіцієнти шарнірних моментів від аеродинамічних сил, що діють на оперення, визначають за даними продувань в аеродинамічній трубі натурного гвинтокрилого апарата або його моделі при працюючому несучому гвинті.

Величини шарнірних моментів визначають розрахунковим шляхом для всіх основних випадків навантаження гвинтокрилого апарата у польоті.

Осьові (шарнірні) моменти лопатей несучих і рульових гвинтів

Постійна і змінна частини осьового (шарнірного) моменту лопаті несучого або рульового гвинтів визначають за напруженням у системі керування, виміряним у польоті при випробуваннях гвинтокрилого апарата або його прототипу і збільшеним на 20%. Вимірювання здійснюють на режимах польоту, відповідних випадкам:

для несучого гвинта - I-л, II-л, IV-л, V-л;

для рульового гвинта - V-л, XI-л.

За відсутності таких даних дозволяється користуватися даними випробувань динамічно подібних моделей гвинтів в аеродинамічних трубах, а також наведеними нижче вказівками.

Осьові моменти від сил, що діють на лопаті несучого гвинта у разі V-л

Для попередньої оцінки міцності системи керування несучого гвинта за розрахунковими даними використовують формулу для визначення

амплітуд осьового (шарнірного) моменту, що діє при горизонтальному польоті на $V_{кр}$ і V_{max}:

$$\Delta M_{ш} = \pm 1.3 \cdot 10^{-4} D^4 (1 + 145\mu^3),$$

де D – діаметр несучого гвинта, м; μ – режим роботи несучого гвинта.

Частота змінної частини шарнірного моменту ν=n, де n – кількість обертів несучого гвинта.

Статичну частину шарнірного моменту при всіх швидкостях польоту приймають не менше значення, відповідного зусиллю на ручці P=10 кг.

Осьові моменти, що діють на лопать несучого гвинта при маневрі

При розрахунку осьових моментів від сил, що діють на лопаті несучого гвинта у випадках I-л і IV-л, дозволяється користуватися формулою

$$\Delta M_{ш} = \pm \frac{0.17 T D^4}{k\omega^2 (GI)_{сер}} (1 + 145\mu^3).$$

Тут T, μ і ω мають відповідати даному випадку навантаження і режиму роботи несучого гвинта. $(GI)_{сер}$ – середня по довжині жорсткість лопаті на крученні, кг·м^2.

Статична складова осьового моменту має відповідати зусиллю на ручці, що визначається згідно з підпунктом "Навантаження на систему керування".

Навантаження на бустерне керування

За наявності бустера в керуванні всю систему керування розраховують з урахуванням зусиль від бустера за максимальних шарнірних (осьових) моментах і навантаженнях на ручку, педалі або рульове колесо відповідно до викладених вимог.

Жорсткість проводки керування

Мінімальну жорсткість проводки керування визначають з умови безпеки від флатера лопатей несучого і рульового гвинтів і рухомого оперення, а також з умови відсутності небезпечних вібрацій в самій системі керування.

Навантаження на автомат перекосу

Міцність автомата перекосу визначають за навантаженнями, що діють на нього з боку лопатей несучого гвинта. Осьові моменти від лопатей обчислюють відповідно до описаних вимог.

Динамічна міцність автомата перекосу

Динамічна міцність автомата перекосу має бути перевірена на навантаження випадків I-л, IV-л і V-л.

Динамічні випробування автомата перекосу проводять на навантаження, відповідні максимальним амплітудам змінного напруження в конструкції, визначеної в горизонтальному польоті на $V_{кр}$, при відповідному статичному підвантаженні. Число циклів навантаження визначають за формулою

$$N_1 = 3{,}6 \cdot 10^3 \eta \nu_1 \tau_1,$$

але не меншого 10^7 циклів для сталевої конструкції і не меншого $2 \cdot 10^7$ циклів для дюралевої і композиційної.

У випадку, якщо на якому-небудь іншому режимі польоту будуть отримані амплітуди напруження, більші, ніж на $V_{кр}$, то вся конструкція або її частини мають бути додатково випробувані на це змінне напруження.

У цьому випадку число циклів навантажень N_2 визначають із розрахунку вірогідної тривалості τ_2 експлуатації гвинтокрилого апарата на даному режимі і частотою навантаження ν_2.

$$N_2 = 10 \cdot 3.6 \cdot 10^3 \eta_N \nu_2 \tau_2.$$

У разі динамічних випробувань автомата перекосу за розрахунковими даними зусилля в тязі автомата перекосу мають обчислюватися за осьовими (шарнірними) моментами на лопатях несучого гвинта.

Динамічна міцність системи керування несучим і рульовим гвинтами

Динамічна міцність усіх елементів системи керування несучим і рульовим гвинтами має бути підтверджена ресурсними випробуваннями, а також динамічними випробуваннями найбільш слабких і складних для розрахунку на міцність елементів на навантаження, вказані в цьому розділі.

Статичні випробування і функціонування системи керування

Міцність системи керування має бути підтверджена статичними випробуваннями на навантаження, передбачені цим розділом.

Функціонування системи керування перевіряють при випробуваннях фюзеляжу на випадки I-л і IV-л при експлуатаційному навантаженні.

Необхідно, щоб деформації конструкції не викликали додаткових зусиль на ручці або педалях керування.

10.2.8. Міцність оперення

Для оперення гвинтокрилого апарата коефіцієнт безпеки приймають таким: f=1,5.

Навантаження на стабілізатор

При визначенні міцності стабілізатора мають бути розглянуті такі випадки навантаження: I-л, III-л, VI-л, VIII-л, IX-л і X-л.

Вплив несучого гвинта на навантаження стабілізатора

Якщо стабілізатор при якому-небудь режимі польоту потрапляє у потік повітря, що відкидається несучим гвинтом, то зміна кута атаки стабілізатора за кожен оберт гвинта відбувається стільки раз, скільки лопатей має несучий гвинт.

Амплітуду змінної частини кута атаки стабілізатора визначають за формулою

$$\Delta\alpha_{ст} = \pm\frac{1+1.2\mu^2}{24\mu^2}\chi c_{yo}\sigma.$$

Повне навантаження на стабілізатор

$$P^{y}_{ст} = (\alpha_{ст} \pm \Delta\alpha_{ст})c^{\alpha}_{y ст}qS_{ст},$$

тут χ=f(μ, $\alpha_{екв}$) – коефіцієнт скосу потоку від несучого гвинта, який визначають за продуваннями моделі гвинтокрилого апарата в аеродинамічній трубі при працюючих і непрацюючих гвинтах.

Для наближених розрахунків приймають:

χ=2,4;

c_y^{α} – узагальнений коефіцієнт піднімальної сили несучого гвинта;

σ – коефіцієнти заповнення несучого гвинта;

μ – характеристика режиму роботи несучого гвинта.

Навантаження на стабілізатор від неспокійного повітря

При польоті в неспокійному повітрі (випадок VIII-л) кут атаки стабілізатора і навантаження, що діють на нього, визначають для трьох основних режимів: μ=0, $\mu_{кр}$ і μ_{max}.

Режим μ=0

Кут атаки стабілізатора $\alpha_{ст}$=90°.

Розподіл аеродинамічного навантаження по хорді – рівномірний, по розмаху – пропорційний хордам.

Максимальне навантаження на стабілізатор

$$P^{e}_{ст} = 1.2\frac{\rho(V_i + W)^2}{2}S_{ст}.$$

Режим $\mu_{кр}$

$$\alpha_{ст1} = \alpha_{ст} \pm \Delta\alpha_{ст} \pm \frac{W}{V_{кр}},$$

тут $\alpha_{ст}$ – кут атаки стабілізатора в горизонтальному польоті при μ=0.2;

$\Delta\alpha_{ст}$ – визначається згідно з цим підрозділом;

V_i – швидкість потоку під несучим гвинтом на відстані $h_{ст}$ (де $h_{ст}$ – висота від площини обертання несучого гвинта до стабілізатора);

W – ефективна швидкість пориву вітру, яка визначається так само, як і для випадків VIII-л, IX-л і X-л.

Змінне навантаження на стабілізатор отримують за формулою

$$P^{e}_{V} = \pm c^{\alpha}_{уст}\Delta\alpha_{ст}q_{кр}S_{ст}.$$

Статична складова навантаження на стабілізатор

$$P^{e}_{ст} = \pm c^{\alpha}_{уст}(\alpha_{ст} \pm \frac{W}{V_{кр}})q_{кр}S_{ст},$$

де $q_{кр}$ – швидкісний напір при польоті зі швидкістю $V_{кр}$.

Розподіл аеродинамічного навантаження по стабілізатору визначають за даними продування стабілізатора в аеродинамічній трубі для максимального і мінімального значень $\alpha_{ст.}$

Режим μ_{max}

Навантаження знаходять так само, як за $\mu_{кр}$, але при цьому замість $q_{кр}$ і Vкр приймають q_{max} і V_{max} і W=12 м/с.

Якщо $\alpha_{ст}>\alpha_{кр}$, то розподіл навантаження вздовж хорди приймають за трапецією у разі положення центру тиску на відстані $0{,}45b_{ст}$ від передньої кромки стабілізатора (рис. 10.71).

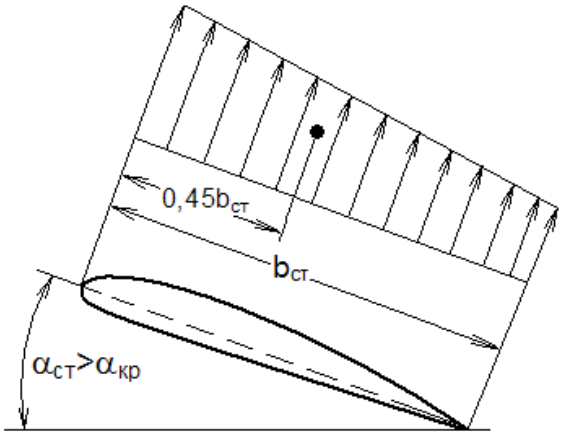


Рис. 10.71. Розподіл навантаження по хорді

Динамічна міцність стабілізатора

Динамічна міцність стабілізатора і його кріплення мають бути підтверджені випробуваннями на навантаження, що діють у випадках I-л, V-л, IX-л і X-л.

Якщо шляхом вимірювань напруження у польоті або розрахунковим шляхом буде доведено, що змінна частина напруження в силових елементах стабілізатора і його кріплення в два або більше рази менше межі витривалості матеріалу даного елемента, то динамічні випробування конструкції не є обов'язковими.

Бібліографічний список

1. Михеев, Р. А. Расчет вертолета на прочность / Р. А. Михеев. – Ч. 1. – М.: МАИ,1973.
2. Браверман, А. С. Балансировка одновинтового вертолета / А. С. Браверман, Д. М. Перлштейн, С. В. Лаписова. – М.: Машиностроение, 1978.
3 Юрьев, Б. Н. Аэродинамический расчет вертолетов / Б. Н. Юрьев. – М.: Оборонгиз,1956.
4 Володко, А. М. Основы конструкции и технической эксплуатации одновинтовых вертолетов / А. М. Володко, А. П. Литвинов. – М.: Военное издательство, 1986.

5. Вертолеты. Расчет и проектирование / М. Л. Миль и др. – Кн. 1 и 2. – М.: Машиностроение, 1966.
6. Теория несущего винта / под. ред. А. К. Мартынова. – М.: Машиностроение, 1973. –363 с.
7. Нормы летной годности гражданских вертолетов СССР. – М:. МАП СССР, МГА СССР, 1971.
8. Нормы прочности винтокрылых аппаратов 1955 года. – ЦАГИ им. проф. Н. Е. Жуковского, 1959.
9. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов нормальной категории. Авиационное правило. – Ч.27.

Зміст

Передмова 3

Розділ 1. ВЕРТОЛЬОТИ В СУЧАСНОМУ СВІТІ, СТАН І ПЕРСПЕКТИВИ ЇХ РОЗВИТКУ 4

1.1. Серійне виробництво вертольотів у світі (за статистичними даними на середину 1997 р.)(табл. 1.1) [1] 5
1.2. Вертольоти четвертого і п'ятого поколінь 15
1.3. Бойові вертольоти і гвинтокрили 26
1.4. Дослідження швидкісних гвинтокрилих апаратів 36
1.5. Дослідження вертольотів із реактивним приводом несучого гвинта 42
1.6. Прогноз розвитку вертолітного ринку 43
Бібліографічний список 50

Розділ 2. ВИМОГИ НОРМ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ ГВИНТОКРИЛИХ АПАРАТІВ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ (АП-29) ДО СИСТЕМИ ПРИВОДУ ГВИНТА 51

2.1. Сертифікація авіаційної техніки 51
2.2. Авіаційні правила, що використовуються при сертифікації АТ 52
2.3. Структура АП-29 55
Бібліографічний список 67

Розділ 3. КРИТЕРІЇ ЕФЕКТИВНОСТІ ВЕРТОЛЬОТІВ 68

3.1. Класифікація критеріїв ефективності 68
3.2. Функціональна ефективність 70
3.3. Виробнича ефективність 80
3.4. Експлуатаційна ефективність 81
3.5. Економічна ефективність експлуатації вертольота 83
3.6. Області застосування критеріїв різних рівнів 84
Бібліографічний список 88

Розділ 4. АЕРОДИНАМІЧНІ СХЕМИ ВЕРТОЛЬОТІВ ТА ЇХ АНАЛІЗ 89

4.1. Одногвинтова схема із рульовим пристроєм 89
4.2. Двогвинтові схеми 95
4.3. Багатогвинтові схеми 105
4.4. Вертольоти з реактивним приводом несучого гвинта 107
4.5. Гвинтокрили 110
4.6. Перетворювальні вертольоти 112
Бібліографічний список 118

Розділ 5. ОСНОВНІ ПАРАМЕТРИ ВЕРТОЛЬОТА ТА ЇХ ВИБІР 119

5.1. Початкові дані й обмеження при проектуванні вертольотів 119
5.2. Вибір основних параметрів вертольота 122
5.3. Вибір двигуна 134
Бібліографічний список 137

Розділ 6. РОЗРАХУНОК МАСИ ВЕРТОЛЬОТА 138
6.1. Класифікація мас вертольота 138
6.2. Попереднє визначення злітної маси вертольота 142
6.3. Розрахунок мас основних агрегатів і систем вертольота 144
6.4. Розрахунок злітної маси вертольота 155
Бібліографічний список 158
Розділ 7. КОМПОНУВАННЯ І ЦЕНТРУВАННЯ ВЕРТОЛЬОТА 159
7.1. Аеродинамічне компонування 159
7.2. Об'ємно-вагове компонування 172
7.3. Конструктивно-силове компонування 183
Бібліографічний список 186
Розділ 8. ПРОЕКТУВАННЯ ЧАСТИН ВЕРТОЛЬОТА 187
8.1. Несучий гвинт 187
8.1.1. Загальні положення 187
8.1.2. Типи несучих гвинтів 189
8.1.3. Лопаті несучого гвинта 193
8.1.4. Втулки несучих гвинтів 200
8.2. Рульові гвинти 204
8.3. Система приводу гвинта 204
8.4. Система керування 207
8.5. Каркасні агрегати 211
8.6. Шасі 219
Бібліографічний список 227
Розділ 9. СИЛОВІ УСТАНОВКИ ВЕРТОЛЬОТІВ 228
9.1. Класифікація вертолітних двигунів 228
9.2. Загальна будова двигунів 228
9.3. Основні дані та питомі параметри двигунів 230
9.4. Основні закономірності робочого процесу 230
9.5. Характеристики вертолітних двигунів 235
9.5.1. Дросельні характеристики двигуна 235
9.5.2. Зовнішня характеристика двигуна (навантаження) 236
9.5.3. Урахування впливу зовнішніх умов на зовнішню і дросельну характеристики двигуна 235
9.5.4. Характеристики, що визначаються обмеженнями на параметри робочого процесу двигуна 237
9.5.4.1. Кліматичні характеристики 238
9.5.4.2. Висотні характеристики 239
9.5.4.3. Швидкісні характеристики 239
9.6. Узгодження характеристик двигуна і вертольота 239
9.6.1. Спільна робота несучого гвинта і вільної турбіни 239

9.6.2. Забезпечення потрібних потужнісних характеристик вертольота 240
9.7. Конструкція вертолітних ГТД 241
9.8. Системи силових установок вертольотів 245
9.8.1. Система подачі палива 246
9.8.2. Система подачі мастила і суфлірування 246
9.8.3. Електроустаткування 248
9.8.4. Система запуску 248
9.8.5. Дренажна система 248
9.8.6. Система протизаморожувача 248
9.8.7. Протипожежна система 249
9.8.8. Система автоматичного керування (САК) 249
9.8.9. Система діагностики 250
Бібліографічний список 251

Розділ 10. НАУКОВІ ОСНОВИ ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК І ЗОВНІШНІХ НАВАНТАЖЕНЬ 252

10.1. Система аеродинамічного розрахунку одногвинтового вертольота 252
10.1.1. Структурна схема аеродинамічного розрахунку одногвинтового вертольота 252
10.1.2. Підсистема розрахунку аеродинамічних характеристик несучого гвинта 260
10.1.2.1. Математичні моделі теорії НГ 261
10.1.2.2. Структурна схема підсистеми аеродинамічного розрахунку несучого гвинта 262
10.1.2.3. Основні геометричні та кінематичні характеристики несучого гвинта 264
10.1.3. Методика розрахунку аеродинамічних характеристик несучого гвинта 272
10.1.3.1. Початкові дані й основні допущення методу розрахунку 273
10.1.3.2. Аеродинамічні коефіцієнти сил і моментів несучого гвинта 278
10.1.3.3. Визначення поля індуктивних швидкостей 280
10.1.3.4. Алгоритм розрахунку аеродинамічних сил і моментів несучого гвинта 281
10.1.3.5. Розрахунок махового руху лопаті 286
10.1.3.6. Обґрунтування достовірності результатів. Можливості розробленого числового методу 288
10.1.4. Подальший розвиток і вдосконалення методики розрахунку аеродинамічних характеристик несучого гвинта 293
10.1.4.1. Визначення сумарних і розподілених навантажень, що діють на лопать і втулку НГ 293

10.1.5. Розрахунок основних льотно-технічних характеристик вертольота на основі модифікованого методу Міля – Ярошенка 299
10.1.5.1. Постановка завдання 299
10.1.5.2. Алгоритм розрахунку основних льотних характеристик вертольота 304
10.1.5.2.1. Початкові дані для розрахунку 304
10.1.5.2.2. Алгоритм розрахунку льотних характеристик вертольота 305
10.1.5.2.3. Структурна блок-схема програми розрахунку 309
10.2. Визначення навантажень, що діють на вертоліт і його агрегати відповідно до норм міцності 314
10.2.1. Загальні положення і визначення 314
10.2.2. Розрахунок аеродинамічних навантажень, що діють на втулку і несучий (рульовий) гвинт 314
10.2.3. Рівняння динаміки просторового руху вертольота 323
10.2.4. Міцність трансмісії вертольота 329
10.2.5. Розрахункові випадки навантаження вертольота у польоті за умови міцності трансмісії 331
10.2.6. Міцність фюзеляжу 347
10.2.7. Міцність системи керування і автомата перекосу 349
10.2.8. Міцність оперення 353
Бібліографічний список 355

Навчальне видання

Гребеніков Олександр Григорович,
Гуменний Андрій Михайлович,
Долматов Анатолій Іванович
та ін.

ПРОЕКТУВАННЯ ВАЖКИХ ОДНОГВИНТОВИХ ВЕРТОЛЬОТІВ ТА ЇХ ТРАНСМІСІЙ

Частина 1

Редактор Т. Г. Кардаш

Комп'ютерне верстання: Т. А. Гамануха

Переклад українською мовою: Т. А. Гамануха, С. М. Шаповалов

Зв. план, 2018
Підписано до видання 10.07.2018
Ум. друк. арк. 20,0. Обл.-вид. арк. 22,56. 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»
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17
izdat@khai. edu

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів
видавничої продукції сер. ДК №391 від 30.03.2001