МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет літакобудування

Кафедра технології виробництва літальних апаратів

Пояснювальна записка

до дипломної роботи
(тип кваліфікаційної роботи)
магістра
(освітній ступінь)

на тему «Технологічна підготовка виробництва центроплана літака типу АН-140»

ХАІ.104.1-96А.23О.134.10-9/22-1ф ПЗ

Виконав: здобувач(ка) 2 курсу групи № 1-96А
Галузь знань 13 «Механічна інженерія»
(код та найменування)
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
(код та найменування)
Освітня програма «Технології виробництва та ремонту літальних апаратів»
(найменування)
Ткачук Тетяна Сергіївна
(прізвище та ініціали здобувача (ки))
Керівник: Микола БИЧКОВ
(ім'я та прізвище)
Рецензент: Сергій ІВАНОВ
(ім'я та прізвище)

Харків – 2024

Міністерство освіти і науки України
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет літакобудування

Кафедра технології виробництва літальних апаратів

Рівень вищої освіти другий (магістерський)

Галузь знань 13 «Механічна інженерія»
(код та найменування)

Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
(код та найменування)

Освітня програма «Технології виробництва та ремонту літальних апаратів»
(найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
_____ Катерина МАЙОРОВА
(підпис) (ім'я та прізвище)
«____» _____ 20___ р.

З А В Д А Н Н Я
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

Ткачук Тетяна Сергіївна
(прізвище, ім'я та по батькові)

1. Тема кваліфікаційної роботи «Технологічна підготовка виробництва центроплана літака типу АН-140»

керівник кваліфікаційної роботи Бичков Микола Ігорович
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом Університету № 2054-уч від «30» 11 2023 року

2. Термін подання здобувачем кваліфікаційної роботи 08 січня 2024 р.

3. Вихідні дані до роботи матеріали переддипломної практики; креслення складальної одиниці центроплану літака типу Ан-140; операційні карти технологічного процесу складання; креслення стапеля складання.

4. Зміст пояснювальної записки (перелік завдань, які потрібно розв'язати)
Робота повинна містити чотири розділи: конструкторський, технологічний, економічний та спеціальну частину. Необхідно виконати варіантне проектування конструктивно-силової схеми центроплана літака типу Ан-140, технічний опис та конструктивно-технологічний аналіз вузла; розробити технологію складання центроплана; виконати проектування засобів технологічного оснащення агрегатного складання; вибрати організаційну форму складання; розглянути шляхи підвищення якості виробництва; визначити основні техніко-економічні показники цеху.

5. Перелік графічного матеріалу (з точним зазначенням обов'язкових креслень) складальне креслення центроплана, стапель складання центроплана, схема членування центроплана, цикловий графік складання центроплана, цех складання центроплана, складальні креслення відкатного пристрою стапеля складання та підтримуючого пристрою до пресу КП 503М, схема складання і ув'язки.

6. Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
Конструкторський розділ	Бичков М.І., ст. викладач	04.12.2023	08.01.2024
Технологічний розділ	Бичков М.І., ст. викладач	04.12.2023	08.01.2024
Економічний розділ	Бичков М.І., ст. викладач	04.12.2023	08.01.2024
Спеціальний розділ	Бичков М.І., ст. викладач	04.12.2023	08.01.2024

Нормоконтроль _____ _____ «____» _____20___ р.
(підпис) (ім'я та прізвище)

7. Дата видачі завдання «____» _____ 20___ р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів кваліфікаційної роботи	Примітка
1	Конструкторський розділ	08.01.2024	
2	Технологічний розділ	08.01.2024	
3	Економічний розділ	08.01.2024	
4	Спеціальний розділ	08.01.2024	

Здобувач _____ Ткачук Т.С.
(підпис) (прізвище та ініціали)

Керівник кваліфікаційної роботи
_____ Микола БИЧКОВ
(підпис) (ім'я та прізвище)

ЗМІСТ

ЗАВДАННЯ НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ 2

ЗМІСТ 4

СКОРОЧЕННЯ ТА УМОВНІ ПОЗНАЧЕННЯ 7

ВСТУП 9

1 КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА 11

1.1 Основні конструктивні особливості літака Ан-140 11

1.2 Технічний опис базової конструкції агрегату 14

1.3 Технологічна характеристика кесона 16

1.4 Варіантне проектування КСС центроплана 18

1.4.1 Проектувальний розрахунок варіантів конструкції ЦЧК 20

1.4.2 Визначення навантажень, що діють на центроплан 27

1.4.3 Аналіз конструкторських варіантів на основі критерію економічної ефективності 32

1.4.4 Обґрунтування вибору КСС 32

1.4.5 Визначення критичних напружень панелі, що працює на стискання 33

2 ТЕХНОЛОГІЧНА ЧАСТИНА 39

2.1 Розробка технології складання 39

2.1.1 Технологічність складання та її оцінка 40

2.1.2 Конструктивно-технологічне членування центроплана 42

2.1.3 Схема складання центроплана 43

2.1.4 Розробка директивного техпроцесу складання центроплана 46

2.1.5 Схема ув’язки оснащення 48

2.1.6 Розробка технологічної документації 49

2.2 Проектування засобів технологічного оснащення агрегатного складання 53

2.2.1 Розробка схеми базування при складанні агрегату 53

2.2.2 Проектування складального оснащення 55

2.2.3 Монтаж складального оснащення 55

2.2.4 Розробка конструкції представника оснащення другого порядку 56
2.2.5 Механізація складального пристрою 57
2.3 Організація та автоматизація виробництва 59
2.3.1 Вибір організаційної форми складання 59
2.3.2 Розробка циклового графіка складання центроплана 59
2.3.3 Організація робочого місця в цеху 60
2.4 Забезпечення якості виробу, що складається 62
2.4.1 Стимулювання випуску якісної продукції 62
2.4.2 Схема управління виробництвом по поліпшенню якості продукції 63
2.5 Проектування складального цеху 63
2.5.1 Обсяг робіт, виконуваних цехом 63
2.5.2 Технологічні розрахунки 64
3 ЕКОНОМІЧНА ЧАСТИНА 68
3.1 Розробка бізнес-плану підприємства з виготовлення центроплана 68
3.1.1 Історія підприємства 69
3.1.2 Товар 75
3.1.3 Ємність ринку 75
3.1.4 Маркетинг 76
3.1.5 Персонал, кадри 76
3.1.6 Виробництво 77
3.1.7 Аналіз ризиків 77
3.1.8 Фінанси 78
3.2 Визначення прямої заробітної плати виробничих робітників 78
3.3 Розрахунок заробітної плати допоміжних робочих 79
3.4 Визначення витрат на заробітну плату ІТП та МОП 80
3.5 Основні фонди цеху і їх амортизація 81
3.6 Витрати на експлуатацію та утримання обладнання 82
3.7 Витрати на управління цехом 84
3.8 Визначення загальногосподарських витрат 87
3.9 Розрахунок планової собівартості 88

3.10 Розрахунок основних техніко-економічних показників 89

4 СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА. ТЕХНОЛОГІЇ 3D-ДРУКУ 90

4.1 Вступ 90

4.2 Загальні відомості про 3D-друк 91

4.2.1 Історія виникнення 3D-друку 91

4.2.2 Класифікація адитивних технологій 93

4.2.3 Сфери застосування 3D-друку 93

4.2.4 Використання 3D-друку в авіації та її перспективи 94

4.2.5 Використання 3D-друку в газотурбінних двигунах 96

4.2.6 Загальні принципи 3D-друку 97

4.3 Технології 3D-друку 101

4.3.1 Екструзійний спосіб 3D-друку 101

4.3.2 Стереолітографія (SLA, DPL) 102

4.3.3 Пряме лазерне спікання металів (DMLS, SLM, SLS) 104

4.3.4 Електронно-променеве плавлення металів (EBM) 107

4.4 Матеріали, які використовують для тривимірного друку методом пошарового наплавлення 108

4.4.1 Полілактид (PLA) 108

4.4.2 Акрилонітрілбутадієнстірол (ABS) 110

4.4.3 Полівініловий спирт (ПВС) 112

4.4.4 Нейлон 113

4.4.5 Полікарбонати 113

4.5 САПР, програмне забезпечення для 3D-друку 114

4.5.1 Програмне забезпечення для тривимірного моделювання 114

4.5.2 Програми для виведення на друк створених 3D-моделей 117

ВИСНОВКИ 120

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ 122

ДОДАТКИ

СКОРОЧЕННЯ ТА УМОВНІ ПОЗНАЧЕННЯ

АБС – акрилонітрілбутадієнстірол;
БТК – бюро технічного контролю;
БФО – базові фіксуючі отвори;
ВЧК – від’ємна частина крила;
ВП – внутрішня поверхня обшивки;
ДКБ – дослідно-конструкторське бюро;
ДСУ – допоміжна силова установка;
ІТП – інженерно-технічний персонал;
КВМ – координатно-вимірювальна машина;
КДП – контрольно-доводочний підрозділ;
КП – конструктивний плаз;
КСС – конструктивно-силова схема;
КС УЯП – комплексна система управління якістю продукції;
КФО – координатно-фіксуючі отвори;
КШМ – координатно-шаблонний метод ув’язки;
ЛТХ – льотно-технічні характеристики;
ЛЦВС – лазерно-центруюча вимірювальна система;
МКАУ – метод координатно-аналітичної ув’язки;
МОП – молодший обслуговуючий персонал;
НП – навантажена поверхня обшивки;
НС – надзвичайна ситуація;
НТП – науково-технічний прогрес;
н.к. – нервюра крила;
н.ц. – нервюра центроплана;
ОНГ – об’єкт народного господарства;
ОСБ – отвори під стикові болти;
ПВС – полівініловий спирт
ПВХ – полівінілхлорид;

ПДКЯ – постійно діюча комісія з якості;

ПК – поверхня каркасу;

ПЛА – полімолочна кислота;

СО – складальні отвори;

СЧПУ – система з числовим програмним управлінням;

ТІ – технологічна інструкція;

ТП – теоретичний плаз;

ТПВ – технологічна підготовка виробництва;

ТУ – технічні умови;

ФПК – фотополімерна композиція;

ЦО – цивільна оборона;

ЦЧК – центральна частина крила;

ЧПУ – числове програмне управління;

ВСТУП

В даний час в усьому світі все більшого значення набуває авіаційна промисловість. Створення нових зразків літаків, що володіють високими тактико-технічними характеристиками, призвело до ускладнення їхньої конструкції. Постійно зростаюча складність продукції, що випускається зумовлює розробку принципово нових технологій виготовлення, впровадження прогресивних матеріалів, що дозволяють знизити собівартість виробів та підвищити якість продукції. Рівень і терміни технологічної підготовки виробництва дуже впливають на економічну ефективність авіаційної техніки. На ТПВ літаків в залежності від типу, витрачається кілька років. Такого зростання матеріально-технічної бази є серйозним гальмом науково-технічного прогресу в галузі літакобудування.

У нашій країні і за кордоном проводяться великі дослідження, спрямовані на підвищення рівня та зниження термінів ТПВ. Під впливом НТП відбуваються значні зміни в характері факторів, що впливають на розвиток авіаційної технології.

Переважне значення має інтенсифікація виробництва досягається механізацією і автоматизацією технологічних процесів, організацією поточного виробництва. Взаємозв’язок між зміною технологічних процесів і технічною базою виробництва можна досліджувати, вивчаючи технологічні системи, що представляють собою з’єднання різних компонентів (техніка, технологія, організація виробництва). Ці системи відносяться до виробничих систем з високо розвинутою структурою, чітким взаємозв’язком об’єкта і суб’єкта управління, розвиненою кооперацією і спеціалізацією праці. Багатоплановість завдань розв’язуваних технологічними системами, зумовлює необхідність комплексного підходу до забезпечення нормального їх функціонування і розвитку.

Справжній дипломний проект містить аналіз базового варіанту конструкції центральній частині літака АН-140, розробку технології збирання

ЦЧК, проектування цеху, розглядалися питання впровадження більш досконалих форм організації виробництва.

1 КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА

1.1 Основні конструктивні особливості літака Ан-140

Літак Ан-140 (див. рис. 1.1) являє собою суцільнометалевий вільнонесний моноплан з високорозташованим прямим крилом великого подовження трапецієвидної форми в плані та однокілевим оперенням класичної схеми з нерухомим стабілізатором, установленим на фюзеляжі.

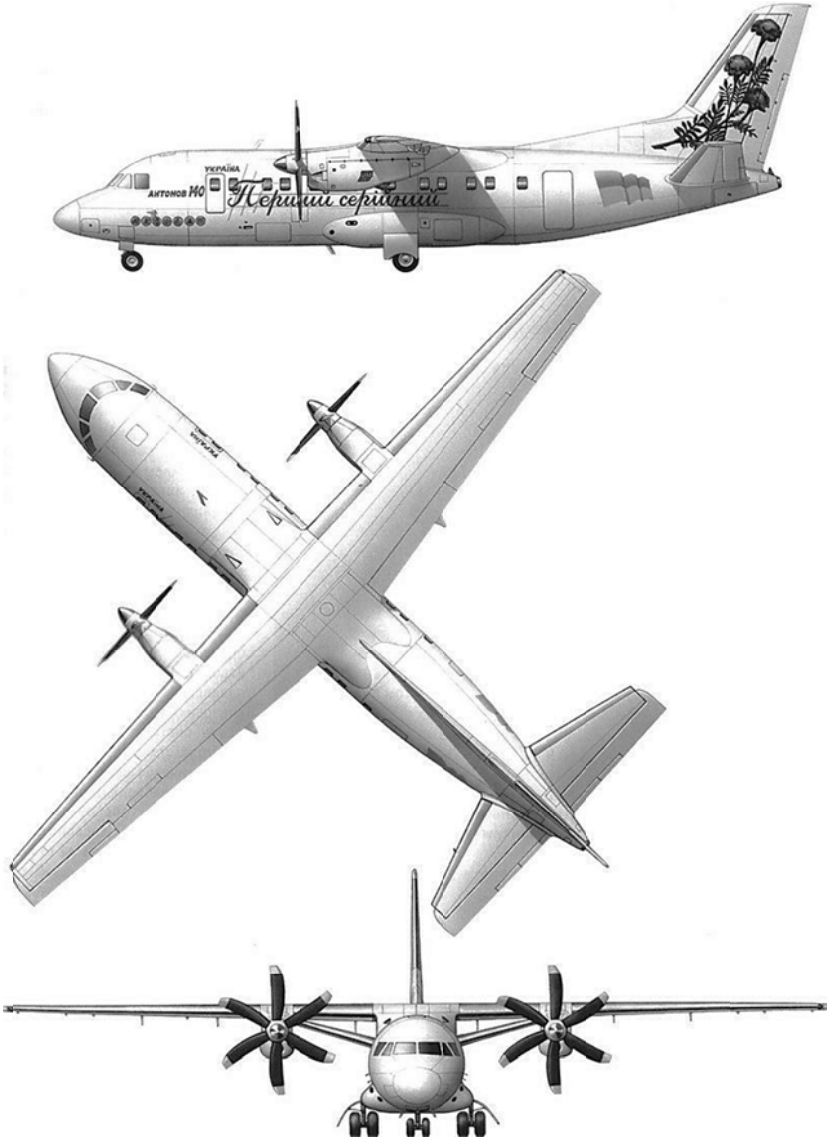


Рисунок 1.1 – Загальний вигляд літака

Силова установка літака включає в себе два турбогвинтових двигуна ТВ3-117ВМА-СБМ1, які розташовані у мотогондолах під крилом. Повітряний гвинт – тягнучий, шестилопатевий, флюгерно-реверсивний. Допоміжна силова

установка включає в себе допоміжний газотурбінний двигун АІ9-3Б, розташований у спеціальному відсіку хвостової частини фюзеляжу.

Рисунок 1.2 – Конструктивна схема літака Ан-140

Шасі літака – трьохопорне з носовою опорою та двома стійками основної опори, автоматично прибирається під час польоту у фюзеляж літака.

Фюзеляж літака являє собою напівмонококову конструкцію та складається з робочої обшивки, підкріпленої поперечним та повздовжнім силовим набором. Поперечний силовий набір складається з нормальних, силових та підсилених шпангоутів. Повздовжній силовий набір складається зі стрингерів та балок. Фюзеляж довжиною 21,57 м у поперечному перетині має круглу форму з діаметром міделя 2,82 м. Фюзеляж має три технологічні роз’єми, які умовно ділять його на носову, середню та хвостову частину. У фюзеляжі літака знаходяться кабіна екіпажу, пасажирська кабіна, яка включає пасажирський салон та службові приміщення (побутовий та багажно-вантажний відсіки), відсік ДСУ. Під підлогою фюзеляжу розташовані багажно-вантажний та технічний відсіки, відсіки носової та основної опор шасі. Частина фюзеляжу, яка включає кабіну екіпажу та пасажирську кабіну, виконана герметичною.

Крило літака встановлене на фюзеляжі за схемою високоплану та за допомогою чотирьох вузлів кріпиться до силових шпангоутів № 19 та № 22 фюзеляжу. Крило має прямокутну форму в плані на ланці між нервюрами № 3 та трапецієвидну – на ланці від нервюр № 3 до закінцівок. Зовнішні обводи крила перерізах утворені набором аеродинамічних профілів різної товщини. Поперечне V крила (кут між площиною хорд крила та поперечною віссю літака) пряме, тобто кінці крила припідняті догори рівно на +1°. Пряме поперечне V сприяє збільшенню поперечної стійкості літака. На крилі встановлено два турбогвинтових двигуна. Крило має механізацію: закрилки, елерони та інтерцептори. За розмахом крило ділиться на центроплан та дві від'ємні частини (ВЧК).

Конструктивно крило складається з частин:

– носової;

– кесонної;

– хвостової.

Кесонна частина являється силовою частиною крила і складається з повздовжнього та поперечного наборів.

Повздовжній силовий набір складається з:

– переднього та заднього лонжеронів;

– верхньої та нижньої панелей.

Поперечний силовий набір складається з набору нервюр.

В кесонах ВЧК, між нервюрами № 3…25, розташовується весь запас палива, тому стики ВЧК в кесонах виконані герметичними.

Центроплан та ВЧК з'єднані між собою фланцевими стиками.

Поверхні управління літаком розташовані на крилі вздовж заднього лонжерона. В хвостовій частині крила є двощілинні (з фіксованим дефлектором) поворотні закрилки. Перша секція закрилок розташована між нервюрами № 3…11, друга – між нервюрами № 11…21. Інтерцептори розташовані в районі нервюр № 16…18. Елерон з роговою та осьовою компенсаціями розташований від нервюри № 21 до закінцівки крила.

Оперення літака – вільно несуче, тобто не має зовнішніх силових елементів (підкосів, стійок, розтяжок), що кріплять його до фюзеляжу. Складається з горизонтального оперення, встановленого на фюзеляжі, та вертикального оперення, розташованого в площині симетрії літака. Горизонтальне оперення складається з нерухомих поверхонь – двох консолей стабілізатора та шарнірно підвішених до них рулів висоти. Вертикальне оперення включає нерухомі поверхні – форкіль, кіль і шарнірно підвішений до нього руль напряму.

1.2 Технічний опис базової конструкції агрегату

Центроплан розташований між нервюрами № 3 (лівою і правою), має кесонну конструкцію і складається з лонжеронів, панелей і нервюр (нервюри № 1 та № 2 знаходяться зліва та справа від вісі літака, а нульова нервюра лежить в площині симетрії літака).

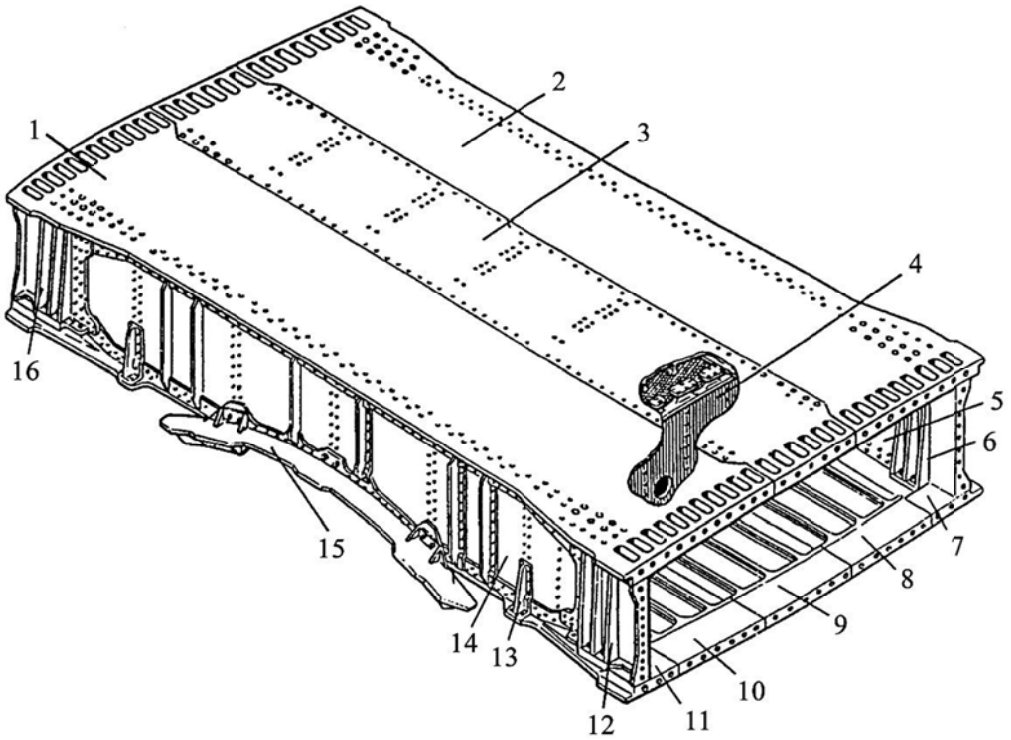


Рисунок 1.3 – Кесон літака:

1, 2 – верхні панелі, 3 – знімна панель, 4 – нервюра,

5 – задній лонжерон, 6 – кронштейн, 7, 8, 9, 10, 11 – нижні панелі,

12, 13 – кронштейни, 14 – передній лонжерон, 15 – дуга, 16 – кронштейн

Повздовжній силовий набір центроплана (див. рис. 1.3) утворений переднім 14 і заднім 5 лонжеронами і силовими панелями 1, 2, 7, 8, 9, 10, 11.

Кожен лонжерон центроплана складається з верхнього і нижнього поясів і стінки, з'єднаних між собою заклепаним швом і набору стійок з пресованих профілів. Між нервюрами № 2 і площиною стику з ВЧК на лонжеронах встановлені кронштейни 6 (12) і 16, для здійснення фланцевого стику по силовим шпангоутам фюзеляжу. На розвинених вертикальних полках цих кронштейнів є отвори для стикування з лонжеронами ВЧК.

На стінках переднього і заднього лонжеронів між лівою і правою нервюрами № 2 встановлені кронштейни 15 дугової форми для кріплення з обшивкою фюзеляжу.

Верхня панель центроплана виконана з трьох пресованих панелей 1, 2 і 3. Середня 3 – розташована між стрингерами № 4-8, знімна, кріпиться на болтах з анкерними гайками.

Нижня панель складається з п'яти пресованих панелей 7, 8, 9, 10, 11.

Знизу по нервюрі № 2 на нижній поверхні центроплана встановлений профіль для кріплення повздовжньої балки фюзеляжу.

Поперечний силовий набір складається з нервюр балочної конструкції. На нервюрах № 0 і № 1 є кронштейни, до яких кріпляться дуги лонжеронів. Кожна нервюра складається з поясів, стінки, профілів і стійок. Стінки виконані з дюралюмінієвого листа, пояси і стінки з пресованих профілів різних перетинів.

Нервюри кріпляться поясами до поперечних ребер панелей.

Приєднувальні фітинги служать для з'єднання крила з фюзеляжем. Вони кріпляться до силових елементів конструкції, лонжеронів і силових нервюр.

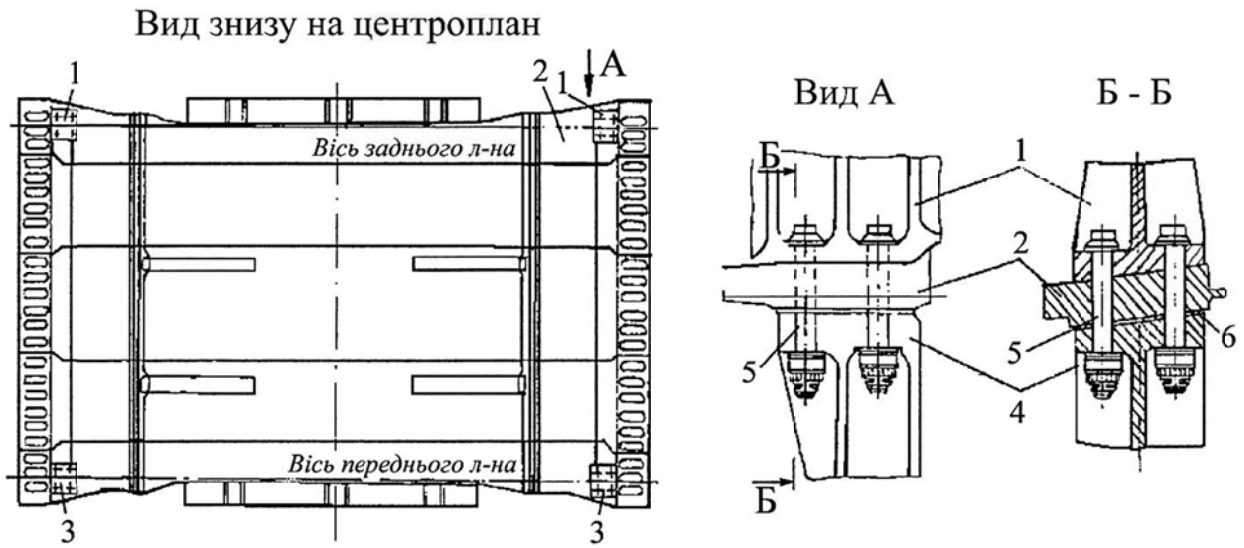


Рисунок 1.4 – Стик центроплана з фюзеляжем:
1 – кронштейн, 2 – полка лонжерона, 3 – кронштейн, 4 – стояк шпангоута,
5 – болт, 6 – прокладка.

Приєднувальні фітинги являють собою монолітні вузли, виготовлені з високоміцних сплавів. Центроплан стикується з фюзеляжем в чотирьох точках. Кронштейни кріплення центроплана до фюзеляжу встановлені на нижніх поясах переднього і заднього лонжеронів між нервюрами № 2 і 3. Кронштейни стикуються чотирма болтами зі стійками шпангоутів з натягом, діаметром 14 і 16 мм на ґрунті ЕП-0215.

1.3 Технологічна характеристика кесона

Центроплан – конструкція двохлонжеронної, складально-монолітної форми. Максимальні габарити 2620×1470×495 мм. Внутрішній об’єм центроплана паливом не заповнюється. Повздовжні і поперечні шви кесона виконані на полімерному заповнювачі ВЗ-27М, який являє собою пастоподібну епоксиполіамідну композицію, пластифіковану каучуком, наповнену польовим шпатом і скляним волокном. Заповнювач ВЗ-27М призначений для компенсації зазорів в стиках деталей і агрегатів виробів, що працюють при температурах від мінус 60 ºС до плюс 80 ºС в повітряному середовищі і в середовищі реактивних палив типу ТС-1, з метою виключення монтажних напружень в силових елементах конструкцій і підгінних робіт. Повздовжній силовий набір

складається з лонжеронів і монолітних панелей. Лонжерони центроплана клепаної конструкції, кожен з яких складається з верхнього і нижнього поясів, з'єднаних між собою заклепками.

Нижня панель центроплана складається з п’яти панелей. Всі панелі центроплана мають закінцівки в місцях з’єднання з від’ємними частинами крила (ВЧК), поперечні і повздовжні ребра.

Поперечний набір виконаний з 5 нервюр (0-2 права/ліва) збірно-клепаної конструкції, балочного типу. Нервюри складаються зі стінок, верхнього, нижнього поясів, стійок і кронштейнів.

Стінки нервюр змінної товщини, пояси нервюр виконані з пресованого профілю спеціального перерізу. За нервюрою 2 на нижній поверхні центроплана встановлений силовий профіль для кріплення центроплана з повздовжньою балкою фюзеляжу.

Між нервюрами 2 і площиною стику з ВЧК на лонжеронах встановлені кронштейни фланцевого стику центроплана з шпангоутами фюзеляжу № 19, 22.

На стінках 1 і 2 лонжеронів встановлені кронштейни дугової форми (дуги) для кріплення центроплана з верхніми секціями панелей фюзеляжу.

Кріплення центроплана з ВЧК здійснюється однорядним болтовим з'єднанням по верхнім і нижнім панелям, а також по 1-му і 2-му лонжеронам крила.

Кріплення нервюр до стійок лонжеронів виконуються високоресурсними заклепками і болтами з пружно-пластичним натягом.

Максимальні габарити основних деталей центроплана:

– верхня панель 2620×600×45 мм;
– нижня панель 2620×420×45 мм;
– дуга 1300×240×120 мм;
– стінки нервюр 1270×60×20 мм.

Центроплан технологічно розчленований на збірні одиниці деталей:

– нервюри 0, 2;

– 1-й лонжерон;

– 2-й лонжерон;

– секція верхньої панелі;

– секція нижньої панелі;

– профілі по нервюрі 2.

Складання лонжеронів здійснюється в складальному обладнанні. Складання нервюр виробляється в універсальному обладнанні. Складання секцій панелей нижньої і верхньої, а також центроплана в цілому проводиться в стапелі загального складання центроплана.

Фрезерування площини роз'єму центроплана з ВЧК виконується на поздовжньо-фрезерному верстаті з ЧПУ ФП-9 із застосуванням спеціального обладнання.

Основні використані матеріали:

– верхні пояси лонжеронів і верхні панелі центроплана – В95пчТ2;

– нижні пояси і стінки лонжеронів – 1163АТ;

– стінки нервюр – Д16АМ;

– кронштейни стику центроплана з ВЧК і дуги кріплення центроплана з панелями фюзеляжу – 1933ТЗ;

– нижні панелі – 1161Т;

– стійки лонжеронів, пояса нервюр – Д16АТ.

У конструкції центроплану застосовуються високоресурсні заклепки і болти. Загальна кількість точок кріплення на центроплані становить – 4784 шт., з них:

– 2250 – високоресурсних заклепок;

– 2534 – болтів.

Ударним способом клепати 460 заклепок, що становить 20,4 %. Для виконання клепаних з'єднань рекомендується застосовувати:

– свердлильно-клепальні автомат АК-2.2-0.5;

– стаціонарний прес КП-204м, КП-503М;
– ручні преса типу ППБП, ППБУ;
– фрезерні машини типу ФМ;
– свердлильні машини типу СМ, БМУ;
– клепальні молотки типу КМ.

Отвори під болти виконуються по 7, 9 і 12 квалітету точності.

Для виконання болтових з’єднань рекомендується застосовувати:
– свердлильні машини моделі типу СМ, БМУ;
– машини типу МР;
– машини типу МРЗТ;
– машини для запресовування і затягування болтів типу БМ, МБЗ.

Контроль болтових і клепаних з’єднань здійснюється стандартним і спеціальним вимірювальним інструментом.

1.4 Варіантне проектування КСС центроплана

Основною вимогою до проектованого літака є забезпечення високого рівня його ефективності при певних витратах на розробку, високими рівнями досконалості аеродинаміки літака, його силової установки, авіаційного та радіоелектронного обладнання високою надійністю, живучістю і безпекою польотів, хорошими експлуатаційними якостями, а також високим рівнем ремонтопридатності і технологічності конструкції. Виконавши всі перераховані вище вимоги повинні здійснюватися при можливо меншій масі конструкції. Зниження маси конструкції дозволяє поліпшити ЛТХ літака і знизити його вартість.

Вагова досконалість конструкції визначається багатьма факторами (вибором матеріалу, конструктивно-силової схеми (КСС), культурою виробництва, точністю розрахунків на міцність і т.д.). У конструкторської частини справжнього дипломного проекту розглядається вплив на вагову досконалість конструкції обраної для неї силової схеми і способів передачі сил.

Після виявлення оптимальної КСС центроплана літака типу АН-140, будуть оцінені напруги, що сприймаються панелями центроплана, що

дозволить оцінити раціональність членування і відстань між ребрами верхньої і нижньої панелі.

Силова схема конструкції будь-якого агрегату (крила, оперення, центроплана, фюзеляжу і ін.) складається з основної КСС і елементів, що служать для передачі місцевого навантаження на елементи основний КСС. Основна КСС сприймає всі основні силові фактори (поперечні і повздовжні сили Q і N, згинальні і крутний момент $M_{зг}$ і $M_{кр}$) і складається з лонжеронів, стінок, стрингерів, обшивки, силових панелей і т.п. Для передачі місцевого навантаження використовуються нервюри, шпангоути, стійки, книці і т.п.

На частку основної КСС агрегату доводиться до 50...60 % від основних вимог, що визначають вагову досконалість конструкції, – забезпечення достатньої міцності і жорсткості конструкції при найменшій масі – визначається ступенем доцільності її силової схеми.

Дотримуючись всього вище сказаного, з метою виявлення оптимальної КСС, з точки зору вагової досконалості, переходимо до варіантного проектування центроплана літака типу АН-140.

1.4.1 Проектувальний розрахунок варіантів конструкції ЦЧК

Залежно від того якими силовими елементами в основному сприймається згинальний момент, силові схеми поділяються на Лонжерон, кесонні і моноблочні.

Силова схема називається лонжеронною, якщо основна частина згинального моменту сприймається поясами лонжеронів, все інше, а саме 80 % сприймає панель.

У моноблочній конструкції взагалі немає лонжеронів, всі 100 % навантаження сприймає панель.

Кесонна конструкція характеризується потужним стрингеровим набором, товстою обшивкою і слабкими поясами лонжеронів.

Отже, розглянемо по черзі кожну вищеописану схему.

Лонжеронна конструкція

При підборі повздовжніх силових елементів спочатку знаходять зусилля, які сприймаються верхніми і нижніми частинами поперечного перерізу центроплана. Н = 1350 мм = 1.35 м – висота перетину центроплана.

Сила стиснення верхньої частини перерізу центроплана, і розтягування нижньої частини визначають за формулою:

$$P_{\text{пан}} = \frac{M_{\text{изг}}}{H} = \frac{2805{,}63}{1{,}35} = 2078{,}24 \text{ кН},$$

$P_{\text{пан}}$ можна уявити у вигляді суми зусиль $P_{\text{СО}}$, сприйманого стрингерами і обшивкою:

$$P_{\text{со}} = 0{,}4 \cdot 2078{,}24 = 831{,}3 \text{ кН};$$

$$P_{\text{л}} = P_{\text{пан}} - P_{\text{со}} = 2087{,}24 - 831{,}3 = 1246{,}94 \text{ кН}.$$

<u>Підбір повздовжнього силового набору у розтягнутій зоні:</u>

$$P_{\text{со}}^{\text{р}} = n \cdot \sigma_{\text{стр}}^{\text{р}} + \left(K_2 \cdot F_{\text{стр}}^{\text{р}} + K_{\text{з}} \cdot \xi^{\text{р}} \cdot \delta_{\text{н}} \cdot t_{\text{н}}\right),$$

де n – кількість стрингерів в розтягнутій зоні;

$\sigma_{\text{стр}}^{\text{р}}$ – розрахункове руйнівне напруження;

$F_{\text{стр}}^{\text{р}}$ – площа поперечного перерізу одного стрингера;

$\delta_{\text{н}}, t_{\text{н}}$ – товщина обшивки й відстань між стрингерами в розтягнутій зоні;

$\delta_{\text{н}}$=2 мм, $t_{\text{н}}$=110 мм.

Коефіцієнт K_2 враховує ослаблення поперечного перерізу стрингера отворами під заклепки. Коефіцієнт $K_{\text{з}}$ враховує ослаблення обшивки отворами під заклепки в місцях стику обшивок і в місцях кріплення до обшивки нервюр і стрингерів, і відмінності в коефіцієнтах пружності листів і профілів через недосконалість натягу обшивки при її клепанні.

$K_2 = K_{\text{з}} = 1$, оскільки панель є суцільно фрезерованою.

Коефіцієнт ξ враховує відмінності в діаграмах σ і ε, в нашому випадку $\xi^p = 1$.

Коефіцієнт K_1 враховує вплив концентрації напружень в силових елементах при наявності отворів і стрибків жорсткості. Для високоміцних алюмінієвих сплавів K_1=0.97.

$$\sigma_{\text{стр}}^{\text{р}} = K_1 \cdot \sigma_{\text{в_стр}}.$$

Матеріал нижньої панелі 1161Т, – $\sigma_{\text{в}}$=350 Н/мм^2.

Так, як у вихідному рівнянні всі величини, крім $F_{\text{стр}}$ відомі, то звідси можна знайти потрібну площу поперечного перерізу стрингера, яка забезпечить сприйняття стрингерами і обшивкою зусилля P_{co}^{p}.

$$F_{\text{стр}}^{\text{р}} = \left(\frac{P_{\text{со}}^{\text{р}}}{n \cdot \sigma_{\text{стр}}^{\text{р}}} - K_{\text{з}} \cdot \xi^{\text{р}} \cdot \delta_H \cdot t_H\right) \cdot \frac{1}{K_2};$$

$$F_{\text{стр}}^{\text{р}} = \left(\frac{831{,}3 \cdot 10^3}{9 \cdot 339{,}5} - 1 \cdot 1 \cdot 2 \cdot 110\right) \cdot \frac{1}{1} = 52{,}07 \text{ мм}^2;$$

$$F_{\text{стр}}^{\text{р}} = 52{,}07 \text{мм}^2 = 0{,}5207 \text{ см}^2.$$

Сумарну площу полиць лонжеронів $F_{\text{л}}^{\text{р}}$, в розтягнутій зоні отримаємо з рівняння:

$$P_{\text{л}}^{\text{р}} = \sigma_{\text{л}}^{\text{р}} \cdot F_{\text{л}}^{\text{р}} \cdot K_2 \ ,$$

де $\sigma_{\text{л}}^{\text{р}}$ – розрахункове руйнівне напруження розтягнутої полиці;

$$\sigma_{\text{л}}^{\text{р}} = K_1 \cdot \sigma_{\text{вл}};$$

$$\sigma_{\text{вл}} = 350 \text{ Н/мм}^2;$$

$$K_1 = 0{,}97;$$

$$\sigma_{\text{л}}^{\text{р}} = 339{,}5 \text{ Н/мм}^2.$$

K_2 – коефіцієнт, що враховує ослаблення поперечного перерізу полиці отворами під болти і заклепки, і приймає значення:

$$K_2 = 0{,}9.$$

$$F_{\text{л}}^{\text{р}} = \frac{P_{\text{л}}^{\text{р}}}{\sigma_{\text{л}}^{\text{р}} \cdot K_2} = \frac{1246{,}94 \cdot 10^3}{339{,}5 \cdot 0{,}9} = 4080{,}97 \text{мм}^2 = 40{,}8097 \text{ см}^2.$$

Так, як хорда центроплана постійна (*H=const*), то:

$$F_{\text{л}}^{\text{р}} = F_{\text{пер.л}} + F_{\text{зад.л}};$$

$$F_{\text{пер.л}} = F_{\text{зад.л}} = 20{,}4 \text{ см}^2.$$

Підбір повздовжнього силового набору в стислій зоні:

Зусилля P_{co}^{c} в стислій зоні знаходять за формулою:

$$P_{\text{со}}^{\text{с}} = n \cdot \sigma_{\text{стр}}^{\text{с}}(F_{\text{стр}}^{\text{с}} + F_{\text{обш}}),$$

де n – кількість стрингерів, n=9;

$\sigma_{\text{стр}}^{\text{с}}$ – розрахункове руйнівне напруження стрингера в стислій зоні;

$F_{\text{стр}}^{\text{с}}$ – площа стрингера в стислій зоні;

$F_{\text{обш}}$ – з'єднувальна площа обшивки, що працює разом з напругою стрингера, за наближеною формулою $F_{\text{обш}} = 30 \cdot \delta_{\text{в}}^{2} = 30 \cdot 2^{2} = 120$ мм^2.

Конструкція вважається добре спроектованою, якщо критичне напруження стрингера близько до межі міцності матеріалу стрингера. Припускаючи, що стрингер буде підібраний вдало, величину $\sigma_{\text{стр}}^{\text{с}} = 0{,}9 \cdot \sigma_{\text{в_стр}}$.

$$F_{\text{стр}}^{\text{с}} = \frac{P_{\text{со}}^{\text{с}}}{n \cdot \sigma_{\text{стр}}^{\text{с}}} - F_{\text{обш}};$$

Верхня панель, як і верхні пояси лонжеронів виготовлені з матеріалу В95пчТ, у якого $\sigma_{\text{в}} = 540$ Н/мм^2.

$$\sigma_{\text{стр}}^{c} = 0{,}9 \cdot 540 = 486 \text{ Н/мм}^2.$$

Таким чином, площа стрингера в стислій зоні дорівнює:

$$F_{\text{стр}}^{\text{с}} = \frac{P_{\text{со}}^{\text{с}}}{n \cdot \sigma_{\text{стр}}^{\text{с}}} - F_{\text{обш}} = \frac{831{,}3 \cdot 10^{3}}{9 \cdot 486} - 120 = 70{,}0549 \text{ мм}^2 = 0{,}7005 \text{ см}^2.$$

Сумарна площа полиць, лонжеронів в стислій зоні отримуємо з рівняння:

$$P_{\text{л}}^{\text{с}} = \sigma_{\text{л}}^{\text{с}} \cdot F_{\text{л}}^{\text{с}}$$

$$\sigma_{\text{л}}^{\text{с}} = \sigma_{\text{в_л}} = 540 \text{ Н/мм}^2$$

Отже, $F_{\text{л}}^{\text{с}} = \frac{1246{,}94 \cdot 10^{3}}{540} 2309{,}15 \text{ мм}^2 = 23{,}0915 \text{ см}^2$.

Як і в розтягнутій зоні $F_{\text{пер.л}}^{\text{с}} = F_{\text{зад.л}}^{\text{с}} = 11{,}546 \text{ см}^2$.

Відповідно до поставленої задачі, необхідно визначити масу лонжеронної конструкції, яка складається з мас , що входять до силових елементів:

$$m_{\text{л.к}} = m_{\text{пан}}^{\text{с}} + m_{\text{пан}}^{\text{р}} + m_{\text{пер.л}}^{\text{р}} + m_{\text{зад.л}}^{\text{р}} + m_{\text{пер.л}}^{\text{с}} + m_{\text{зад.л}}^{\text{с}}.$$

Масу конструкції можна розрахувати за формулою:

$$m = l \cdot F \cdot \rho,$$

де ρ – щільність матеріалу ($\rho_{\text{В95пчТ}} = 2.85\text{г/см}^3,\ \rho_{1163\text{Т}} = 2{,}8\ \text{г/см}^3$).

l – довжина центроплана, *l*=2620 мм=262 см.

$$m^{\text{с}}_{\text{стр}} = 262 \cdot 0{,}7005 \cdot 2{,}85 = 523{,}06\text{г} = 0{,}523\ \text{кг};$$

$$m^{\text{р}}_{\text{стр}} = 262 \cdot 0{,}5207 \cdot 2{,}8 = 381{,}986\text{г} = 0{,}382\ \text{кг};$$

$$m^{\text{р}}_{\text{пер.л}} = 262 \cdot 20{,}4 \cdot 2{,}8 = 14965{,}44\text{г} = 14{,}965\ \text{кг};$$

$$m^{\text{р}}_{\text{зад.л}} = 262 \cdot 20{,}4 \cdot 2{,}8 = 14965{,}44\text{г} = 14{,}965\ \text{кг};$$

$$m^{\text{с}}_{\text{пер.л}} = 262 \cdot 11{,}546 \cdot 2{,}85 = 8621{,}4\text{г} = 8{,}6214\ \text{кг};$$

$$m^{\text{с}}_{\text{зад.л}} = 262 \cdot 11{,}546 \cdot 2{,}85 = 8621{,}4\text{г} = 8{,}6214\ \text{кг};$$

$$m^{\text{с}}_{\text{обш}} = 262 \cdot 1{,}2 \cdot 2{,}85 = 896{,}1\text{г} = 0{,}896\ \text{кг};$$

$$m^{\text{р}}_{\text{обш}} = 262 \cdot 1{,}2 \cdot 2{,}8 = 880{,}32\text{г} = 0{,}88\ \text{кг}.$$

Таким чином, маса лонжеронної конструкції становить:

$$m_{\text{л.к}} = 49{,}85\ \text{кг}.$$

Аналогічно розрахунку лонжеронної конструкції, проведемо проектувальні розрахунки кесонної та моноблочної конструкцій.

Кесонна конструкція

Як згадувалося раніше, при кесонній схемі 80 % згинального моменту сприймають панелі центроплана і тільки 20 % – пояси лонжеронів.

$$M_{\text{зг}} = 2805{,}63\ \text{кН} \cdot \text{м};$$

$$M^{\text{пан}}_{\text{зг}} = 8{,}0 \cdot 2805{,}63 = 2244{,}5\ \text{кН} \cdot \text{м};$$

$$M^{\text{л}}_{\text{зг}} = 2805{,}63 - 2244{,}5 = 561{,}13\ \text{кН} \cdot \text{м};$$

$$H = 1{,}35\text{м};$$

$$P_{\text{пан}} = \frac{M^{\text{пан}}_{\text{зг}}}{H} = \frac{2244{,}5}{1{,}35} = 1662{,}59\ \text{кН};$$

$$P_{\text{л}} = \frac{M^{\text{л}}_{\text{зг}}}{H} = \frac{561{,}13}{1{,}35} = 415{,}65\ \text{кН}.$$

Підбір повздовжнього силового набору в розтягнутій зоні:

Зусилля в розтягнутій зоні:

$$P_{\text{пан}} = n \cdot \sigma_{стр}^{p}\left(K_2 \cdot F_{стр}^{p} + K_3 \cdot \varsigma^{p} \cdot \delta_{\text{н}} \cdot t_{\text{н}}\right);$$

n=9 – кількість стрингерів;

$\sigma_{\text{стр}}^{p} = K_1 \cdot \sigma_{\text{в}_{\text{стр}}} = 0{,}9 \cdot 350 = 315\ \text{Н/мм}^2$;

$\delta_{\text{н}}$=5 мм;

$t_{\text{н}}$=110 мм.

Для цільнофрезерованих панелей коефіцієнти приймають наступні значення:

$$K_2 = K_3 = 1;$$

$$\varsigma^{p} = 1.$$

Таким чином, стрингери в розтягнутій зоні дорівнюють:

$$F_{стр}^{p} = \frac{P_{\text{стр}}^{\text{р}}}{n \cdot \sigma_{\text{стр}}^{\text{р}}} - \delta_{\text{н}} \cdot t_{\text{н}} = \frac{1662{,}59 \cdot 10^3}{9 \cdot 315} - 5 \cdot 110 = 36{,}45\ \text{мм}^2 = 0{,}3645\ \text{см}^2.$$

Сумарна площа полиць лонжеронів в розтягнутій зоні:

$$P_{\text{л}}^{\text{р}} = \sigma_{\text{л}}^{\text{р}} \cdot F_{\text{л}}^{\text{р}} \cdot K_2,$$

де $\sigma_{\text{л}}^{\text{р}} = K_1 \cdot \sigma_{\text{в}_{\text{л}}} = 0{,}9 \cdot 315\ \text{Н/мм}^2$;

$\text{К}_2 = 0{,}9$.

Звідси:

$$F_{\text{л}}^{\text{р}} = \frac{\text{Р}_{\text{л}}^{\text{р}}}{\sigma_{\text{л}}^{\text{р}} \cdot K_2} = \frac{415{,}65 \cdot 10^3}{315 \cdot 0{,}9} = 1466{,}14\ \text{мм}^2 = 14{,}6614\ \text{см}^2.$$

$$F_{\text{пар.л}}^{\text{р}} = F_{\text{зад.л}}^{\text{р}} = 7{,}3307\ \text{см}^2.$$

Підбір повздовжнього силового набору в стислій зоні:

Зусилля в стислій зоні знаходиться за формулою:

$$P_{\text{пан}}^{\text{с}} = n \cdot \sigma_{\text{стр}}^{\text{с}}\left(F_{\text{стр}}^{\text{с}} + F_{\text{обш}}\right),$$

де n=9 – число стрингерів,

$$\sigma_{\text{стр}}^{\text{с}} = 0{,}9 \cdot 540 = 486\ \text{Н/мм}^2;$$

$$F_{\text{обш}} = 30 \cdot \sigma_{\text{в}}^2 = 30 \cdot 5^2 = 750\ \text{мм}^2;$$

Звідси:

$$F_{\text{стр}}^{\text{с}} = \frac{P_{\text{пан}}^{\text{с}}}{n \cdot \sigma_{\text{стр}}^{c}} - F_{\text{обш}} = \frac{1662{,}59 \cdot 10^3}{9 \cdot 486} - 750 = -0{,}3699 \text{ см}^2.$$

Негативна величина потрібної площі стрингера свідчить про те, що обшивка сприймає значну частину розрахункового моменту.

$$F_{\text{стр}}^{\text{с}} = 0{,}234 \text{ см}^2.$$

Сумарну площу полиць лонжеронів отримуємо з рівняння:

$$P_{\text{л}}^{\text{с}} = \sigma_{\text{л}}^{\text{с}} \cdot F_{\text{л}}^{\text{с}}.$$

Також $\sigma_{\text{л}}^{\text{с}} = \sigma_{\text{в_л}} = 540 \text{ Н/мм}^2$.

$$F_{\text{л}}^{\text{с}} = \frac{P_{\text{л}}^{\text{с}}}{\sigma_{\text{л}}^{\text{с}}} = \frac{415{,}65 \cdot 10^3}{540} = 769{,}72 \text{ мм}^2 = 7{,}6972 \text{ см}^2.$$

$$F_{\text{пер.л}}^{\text{с}} = F_{\text{зад.л}}^{\text{с}} = 3{,}8486 \text{ см}^2 .$$

Аналогічно, лонжеронною схемою знайдемо масу конструкції при застосуванні кесонної схеми:

$$m_{\text{кес.к}} = m_{\text{стр}}^{\text{р}} + m_{\text{стр}}^{\text{с}} + m_{\text{пер.л}}^{\text{р}} + m_{\text{зад.л}}^{\text{р}} + m_{\text{пер.л}}^{c} + m_{\text{зад.л}}^{c} + m_{\text{обш}}^{\text{р}} + m_{\text{обш}}^{\text{с}}.$$

$$m = l \cdot F \cdot \rho,$$

Матеріали конструкції такі ж, як у лонжеронній конструкції.

$$m_{\text{стр}}^{\text{р}} = 262 \cdot 0{,}3645 \cdot 2{,}8 = 267{,}397 \text{ г} = 0{,}267 \text{ кг};$$

$$m_{\text{стр}}^{\text{с}} = 262 \cdot 0{,}234 \cdot 2{,}85 = 174{,}73 \text{ г} = 0{,}175 \text{ кг};$$

$$m_{\text{пер.л}}^{\text{р}} = 262 \cdot 7{,}3307 \cdot 2{,}8 = 5377{,}8 \text{ г} = 5{,}378 \text{ кг};$$

$$m_{\text{зад.л}}^{\text{р}} = 262 \cdot 7{,}3307 \cdot 2{,}8 = 5377{,}8 \text{ г} = 5{,}378 \text{ кг};$$

$$m_{\text{пер.л}}^{c} = 262 \cdot 3{,}8486 \cdot 2{,}85 = 2873{,}75 \text{ г} = 2{,}874 \text{ кг};$$

$$m_{\text{зад.л}}^{c} = 262 \cdot 3{,}8486 \cdot 2{,}85 = 2873{,}75 \text{ г} = 2{,}874 \text{ кг};$$

$$m_{\text{обш}}^{\text{р}} = 262 \cdot 7{,}5 \cdot 2{,}8 = 5502 \text{ г} = 5{,}502 \text{ кг};$$

$$m_{\text{обш}}^{\text{с}} = 262 \cdot 7{,}5 \cdot 2{,}85 = 5600{,}25 \text{ г} = 5{,}600 \text{ кг};$$

Таким чином, маса кесонної конструкції становить:

$$m_{\text{кес.к.}} = 28{,}05 \text{ кг}.$$

1.4.2 Визначення навантажень, що діють на центроплан

У проектувальному розрахунку центроплана підбирають силові елементи поперечного перерізу: лонжерони, стрингери і обшивку. Вихідними даними є наступні параметри: зовнішні навантаження в перерізі – згинальний момент і поперечна сила; величина хорди центроплана положення лонжеронів. Центроплан передбачається двохлонжеронний.

На даному етапі проектування центроплана нам невідомі навантаження, що діють на конструкцію. Для вирішення цього завдання необхідно побудувати епюри зовнішніх навантажень, що діють на крило. Поперечна сила і згинальний момент, отримані в перетині стикування крила з центропланом, будуть розрахунковими навантаженнями для центроплана. З трьох зусиль $M_{із}$, Q, $M_{кр}$, що діють в поперечному перерізі крила, згинальний момент, є основним зусиллям, так як маса силових елементів сприймає $M_{із}$, становить близько 50 % загальної маси крила.

При побудові епюр крило розглядається як двохопорна балка (з опорами на фюзеляжі) з консолями, навантажена розподіленою аеродинамічним навантаженням q, навантаженням ваги $q_{кр}$ і зосередженими силами від двигунів $P_{дв}$. Врівноважуються ці сили реакціями фюзеляжу $R_{ф}$. Для вирішення поставленого завдання досить уявити епюру навантажень для однієї від'ємної частини крила (інша буде симетрична). Епюри Q $M_{зг}$ будують від різниці розподілених навантажень ($q_{в}$–$q_{кр}$):

$$q = q_{в} - q_{кр} = \frac{G - G_{кр}}{l} \cdot n \cdot \Gamma_{пл},$$

де G – маса літака;

$G_{кр}$ – маса крила;

l – розмах крила;

$n = n^{э} \cdot f$ – розрахункове перевантаження;

$\Gamma_{пл} = \frac{C_{y_{пер}} \cdot b}{C_{y_{кр}} \cdot b_{сер}}$ – коефіцієнт, що враховує нерівномірність розподіленого повітряного навантаження по розмаху плоского крила. У розрахунках вважають скіс потоку постійним за розмахом крила ($C_{y_{пер}} = C_{y_{кр}}$).

Або приблизно,

$$q = \frac{G - G_{\text{кр}}}{S} n \cdot b = \frac{n \cdot G}{S} \cdot \left(1 - \overline{m_{\text{кр}}}\right) \cdot b.$$

На частку крила доводиться значна частина маси планера – від 30 до 50 %, звідки $\overline{m_{\text{кр}}}$=0,08−0,15,

$\overline{m_{\text{кр}}}$=0,12 – відносна по відношенню до маси всього літака маса крила;

$n^{э}$=4,5 – експлуатаційне перевантаження з АП;

f=1,5 – коефіцієнт безпеки.

$$n = 4{,}5 \cdot 1{,}5 = 6{,}75,$$

$$G = m \cdot g = 19150 \cdot 9{,}8 = 187{,}7 \text{ кН},$$

де m=19150 кг – маса літака типу АН-140;

b – хорда в перерізі крила;

S – площа крила, що визначається за формулою:

$$S = \left(b_{\text{корн}} + b_{\text{конц}}\right) \cdot \frac{l}{2} = (650 + 260) \cdot 12160 = 11065600 \text{ мм}^2 = 11{,}066 \text{ м}^2$$

Таким чином,

$$q_i = \frac{6{,}75 \cdot 187{,}7}{11{,}7} \cdot (1 - 0{,}12) \cdot b_i = 100{,}74 \cdot b_i.$$

Після визначення складових, можна знайти сумарну погонну навантаження на крило, діючу в напрямку осі y в швидкісній системі координат. Обчислення заносимо в таблицю 1.1. Від кореня в напрямку кінця крила починаючи з i=1. Буквою $\overline{z}$ позначають відносну координату $\overline{z} = \frac{2z}{l}$. Так, як на ділянці $\overline{z}$=1−0,95 епюра q віддалена від прямої лінії, то в цьому дипломному проекті вводимо перетин з координатою $\overline{z}$=0,95. При визначенні закону розподілу поперечних сил і згинальних моментів по довжині спочатку знаходять функції $Q(z)$, $M(z)$ від впливу розподіленого навантаження $q(z)$. Для цього табличним способом обчислюють інтеграли:

$$Q = \int_{\frac{1}{2}}^{z} q\,(z)dz + P_{\text{агр}},$$

де $P_{\text{агр}}$ – вага агрегатів на крилі (в нашому випадку – вага двигуна).

З огляду на те, що маса двигуна дорівнює 480 кг, отримаємо:

$$P_{\text{агр}} = m_{\text{дв}} \cdot g = 480 \cdot 9{,}81 = 4704 \text{ Н} = 4{,}7 \text{ кН}.$$

Величина Q від розподіленого навантаження визначається сумуванням навантаження, розташованої по одну сторону від розглянутого перерізу. Згинальний момент $M = \int_{\frac{1}{2}}^{z} Q\,(z)dz$.

Схема розрахунку приведена в таблиці 1.1, в якій введено такі позначення:

$$\Delta z_i = (\overline{z_i} - \overline{z_{i-1}}) \cdot \frac{l}{2};$$

$$\Delta Q_i = (q_i + q_{i-1}) \cdot \frac{\Delta z_i}{2};$$

$$Q_i = \Delta Q_{i+1} + Q_{i+1};$$

$$\Delta M_i = (Q_i + Q_{i-1}) \cdot \frac{\Delta z_i}{2};$$

$$M_i = \Delta M_{i+1} + M_{i+1}.$$

Таблиця 1.1 побудована в припущенні, що інтегрування здійснюється методом трапецій. Початок координат розміщено в корені крила перетину, пронумеровані від кореня крила, починаючи з i=0.

Після заповнення таблиці 1.1 будуються епюри обчислених поперечних сил Q, яка представлена на рис. 1.5.

Епюри згинальних моментів будуються на розтягнутому волокні. Як вже було зазначено раніше, основним зусиллям, чинним в поперечному перерізі центроплана, як і окремих частин крила, є згинальний момент. Всю величину згинального моменту, який прийшов від окремих частин крила, сприймає конструкція центроплана. З огляду на що, хорда ЦЧК постійна, епюра згинального моменту $M_{i\,\text{з.ц.}}$ має вигляд, представлений на рис. 1.6.

Таблиця 1.1 – Результати розрахунку

i	z_i	Δz_i,м	q_i, кН/м	ΔQ_i, кН	Q_i, кН	ΔM_i, кН·м	M_i, кН·м
0	0	0	65,48	–	548,09	–	2817,06
1	0,1	1,2	61,45	76,16	471,93	612,01	2205,05
2	0,2	1,2	57,93	71,63	400,3	523,34	1681,71
3	0,3	1,2	53,39	66,79	333,51	440,29	1241,42
4	0,4	1,2	49,36	61,65	271,86	363,22	878,2
5	0,5	1,2	45,84	57,12	214,74	291,96	586,24
6	0,6	1,2	41,81	52,59	162,15	226,13	360,11
7	0,7	1,2	37,78	47,75	114,4	165,93	194,18
8	0,8	1,2	33,75	42,92	71,48	111,53	82,65
9	0,9	1,2	29,72	38,08	33,4	62,93	19,72
10	0,95	0,6	27,7	17,23	16,17	14,87	4,85
11	1	0,6	26,19	16,17	0	4,85	0

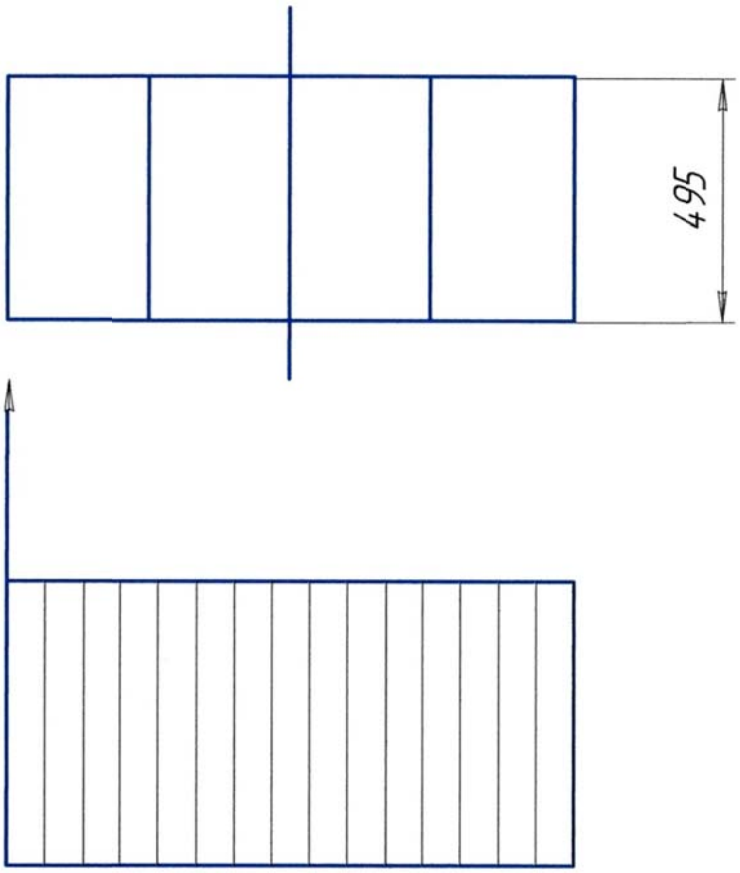


Рисунок 1.5 – Епюра поперечних сил

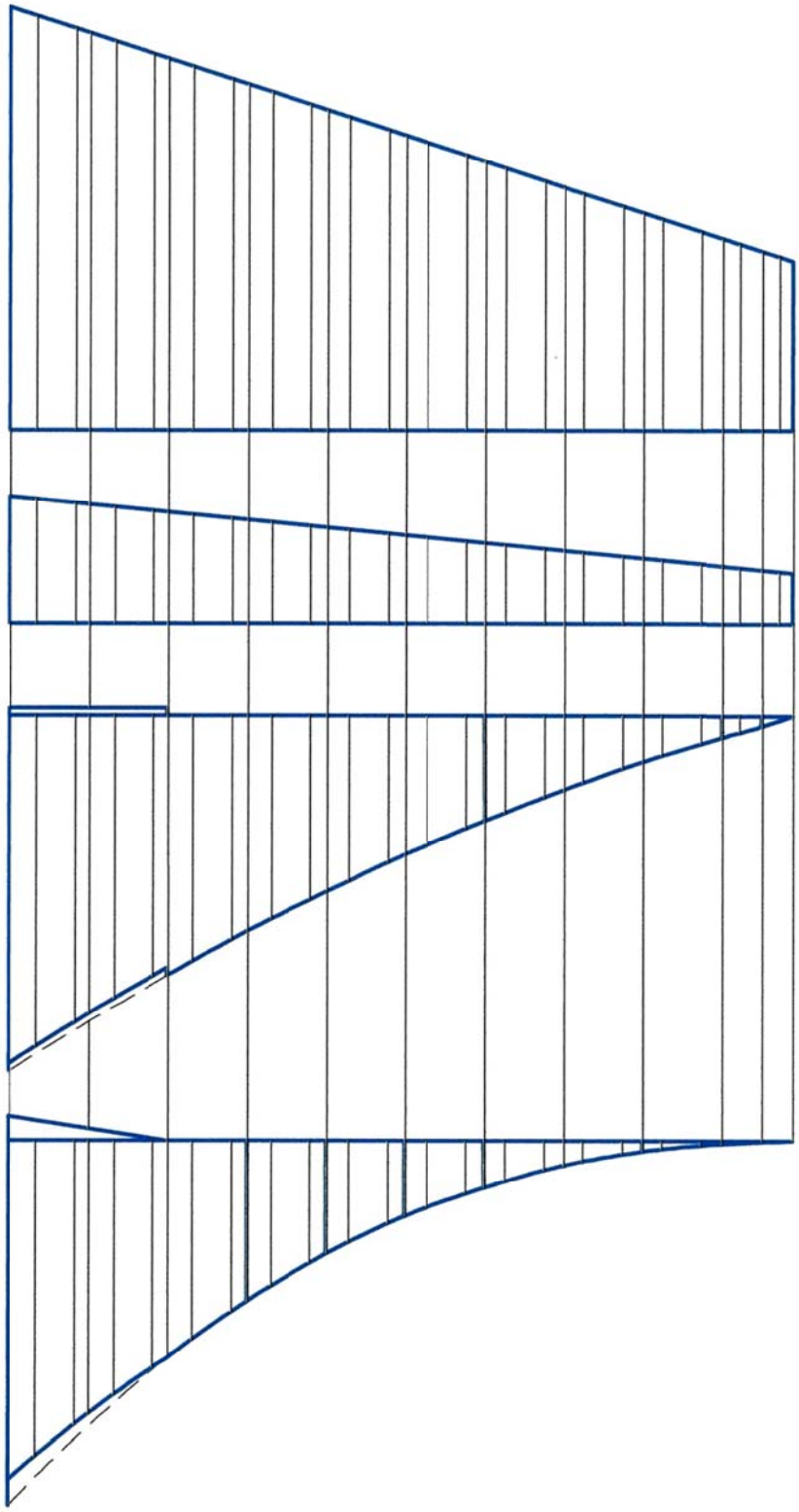


Рисунок 1.6 – Епюра згинальних моментів

1.4.3 Аналіз конструкторських варіантів на основі критерію економічної ефективності

Варіантне проектування є основною формою пошуків і досліджень, спрямованих на визначення оптимальної конструкції.

Розрахунок економічних показників ведемо за формулою:

$$\Delta C_c = \Delta G_i * \Delta C_i,$$

де ΔG_i – вага конструкції;

ΔC_i – собівартість одного кілограма ваги конструкції;

ΔC_c – вартість конструкції.

Вага лонжеронної конструкції – 49,85 кг, вага кесонної конструкції – 28,05 кг.

Центроплан виконаний з Al-сплавів. Приймаємо, що собівартість одного кілограма конструкції дорівнює 40 грн./кг.

ΔC_c=40·49,85=1994 грн. – для лонжеронної конструкції.

ΔC_c=40·28,05=1122 грн. – для кесонної конструкції.

$$\eta = \frac{\Delta C_c^{к.к}}{\Delta C_c^{л.к}} \cdot 100\ \% = \frac{1122}{1994} \cdot 100 = 56{,}3\ \%.$$

Таким чином, можна зробити висновок, що кесонна конструкція центроплана літака типу Ан-140 не тільки дає зменшення по масі, але і набагато вигідніше в економічному плані, а саме на 56,3 % лонжеронною схемою вихід з ладу хоча б однієї з полиць лонжеронів, як правило, призводить до швидкого руйнування всієї конструкції.

При використанні кесонної конструкції економія в масі становить:

– 11,5 % по відношенню до моноблочної конструкції;

– 53,4 % по відношенню до лонжеронної конструкції.

1.4.4 Обґрунтування вибору КСС

Порівняння мас конструкції центроплану з різними КСС (конструктивно-силова схема) дає можливість сказати, що кесонна схема центроплана є найбільш раціональною з точки зору витрат маси, а так як в цьому дипломному проекті розглядається пасажирський літак, то ця умова є превалюючою,

так як зменшення маси конструкції планера дозволяє збільшити корисне навантаження.

При використанні кесонної конструкції матеріал обшивки використовується більш раціонально, що зменшує масу конструкції всього центроплана. Крім того, кесонні і моноблочні схеми дають велику жорсткість на вигин і кручення. У ниє вихід з ладу частини силових елементів через втомні руйнування або пошкодження не призводить до негайного руйнування всієї конструкції.

1.4.5 Визначення критичних напружень панелі, що працює на стискання

Після виявлення оптимальної КСС, оцінимо напруги, що виникають у верхній панелі центроплана, з урахуванням того, що вона працює на стиск, це дозволить зробити висновок про раціональність розмірів і членування панелі.

Верхня панель центроплана, виготовлена з матеріалу В95пчТ, являє собою монолітну конструкцію з Т–образними ребрами. Характерний перетин представлено на рис. 1.7.

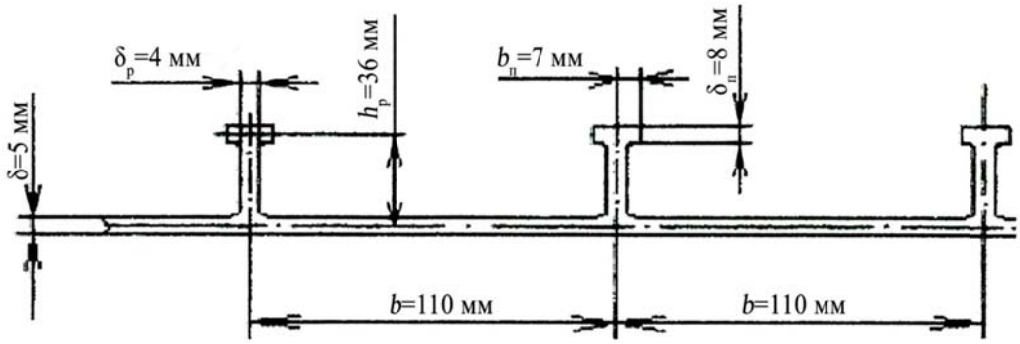


Рисунок 1.7 – Перетин верхньої панелі центроплану монолітної конструкції

Модуль пружності матеріалу В95пчТ становить E=7150 МПа.

Рівняння рівноваги панелей має вигляд:

$$\sigma_{\text{д}} = \sigma_{\text{р}} = \frac{N}{\delta_{\text{р}}^2 \cdot (\frac{\delta}{\delta_{\text{р}}} + \frac{h}{b} + \alpha_1 \cdot \frac{b_{\text{п}} \cdot \delta_{\text{р}}}{b \cdot \delta_{\text{р}}})},$$

де α_1 – безрозмірний коефіцієнт, який приймає значення α_2=2 для панелей з Т–образними ребрами.

Рівняння напруг загальної втрати стійкості пишеться у вигляді:

$$\sigma_{о=}\sigma_{р} = \frac{C \cdot \pi^2 \cdot E}{(\frac{\alpha_н}{i})^2},$$

де С – коефіцієнт, що враховує характер закладення стійки на опорах при загальній втраті стійкості, що приймає значення 1;

$\alpha_н$=420 мм – розрахункова довжина панелі (відстань між нервюрами);

i – радіус інерції панелі.

Радіус інерції панелі з достатньою для практичних цілей точністю можна визначити, як добуток радіуса інерції прямокутника висотою h і деякого поправочного коефіцієнту ξ, враховує дійсну форму стійки і залежить від геометричних розмірів поперечного перерізу: i= ξ·0,288·h.

Коефіцієнт ξ може бути визначений за формулою:

$$\xi = \frac{1}{1+\alpha} \cdot \sqrt{1+4\alpha},$$

b=110 мм,

δ=5 мм,

$h_р$=36 мм,

$\delta_р$=4 мм,

де $\alpha = \frac{b \cdot \delta}{h_р \cdot \delta_р} = \frac{110 \cdot 5}{36 \cdot 4} = 3{,}82.$

Звідси,

$$\xi = \frac{1}{1+3{,}819} \cdot \sqrt{1+4 \cdot 3{,}82} = 0{,}835;$$

$$i = 0{,}835 \cdot 0{,}288 \cdot 36 \cdot 10^{-3} = 8{,}657 \cdot 10^{-3}\text{м}.$$

Таким чином, напруга загальної втрати стійкості складають:

$$\sigma_о = \sigma_р = \frac{3{,}14^2 \cdot 71500}{\frac{420 \cdot 10^{-3}}{8{,}657 \cdot 10^{-3}}} = 299{,}5 \text{ МПа}.$$

Рівняння напруг місцевої втрати стійкості виглядає таким чином:

$$\sigma_{\text{м}} = \sigma_{\text{р}} = \frac{\text{К}_1 \cdot \pi \cdot \text{E}}{(\frac{h_{\text{р}}}{\sigma_{\text{р}}})^2}.$$

де К_1 – коефіцієнт місцевої втрати стійкості панелі, що враховує співвідношення геометричних розмірів панелі і знаходиться в складній залежності від співвідношення геометричних розмірів поперечного перерізу:

$$\frac{h_{\text{р}}}{\delta}, \qquad \frac{\delta}{\delta_{\text{р}}}.$$

Розглянемо по черзі 3 випадки місцевої втрати стійкості:

– стійкість втрачає обшивка;

– стійкість втрачає ребро стрингера;

– стійкість втрачає полка стрингера.

Критичні напруги місцевої втрати стійкості обшивки складають:

$$\sigma_{\text{кр}_{\text{о}}}^{\text{м}} = \frac{0{,}9 \cdot \text{К}_1 \cdot \text{E}}{(b/\delta)^2} = \frac{0{,}9 \cdot 71500 \cdot 4{,}08}{(110/5)^2} = 542{,}45 \text{ МПа}.$$

Критичні напруги місцевої втрати стійкості ребра стрингера:

$$\sigma_{\text{кр}_{\text{р}}}^{\text{м}} = \frac{0{,}9 \cdot \text{К}_2 \cdot \text{E}}{\left(h_{\text{р}}/\delta_{\text{р}}\right)^2} = \frac{0{,}9 \cdot 71500 \cdot 6{,}3}{(36/4)^2} = 5005 \text{ МПа}.$$

Критичні напруги місцевої втрати стійкості полки стрингера:

$$\sigma_{\text{кр}_n}^{\text{м}} = \frac{0{,}9 \cdot \text{К}_3 \cdot \text{E}}{(b_n/\delta_n)^2} = \frac{0{,}9 \cdot 0{,}41 \cdot 71500}{(7/8)^2} = 34460{,}08 \text{ МПа}.$$

Отримані значення $\sigma_{\text{кр}_{\text{р}}}^{\text{м}}$, $\sigma_{\text{кр}_n}^{\text{м}}$ значно більше $\sigma_{\text{пц}}$ матеріалу, в цьому випадку для уточнення критичних напружень використовується формула Канна-Куна:

$$\sigma_{\text{кр}} = \sigma_{\text{в}} \cdot \frac{1 + v}{1 + v + v^2},$$

де $v = \frac{\sigma_{\text{в}}}{\sigma_{\text{кр}}^{\text{э}}}$.

$\sigma_{\text{в}}$ – межа міцності матеріалу;

$\sigma_{\text{кр}}^{\text{э}}$ – ейлерове критичне напруження.

Формула Канна-Куна зручна тим, що вона може бути застосована при роботі, як до межі пропорційності. Межа пропорційності матеріалу В95пчТ дорівнює $\sigma_{пц}$=240 МПа, так і за ним, і дає задовільну збіжність з експериментом. При великих значеннях величина $\sigma_{кр}$ наближається до $\sigma_э$, а при малих до $\sigma_в$.

Таким чином,

$$\sigma_{кр_р}^{м} = \sigma_в \cdot \frac{1+v}{1+v_р+v_р^2},$$

в свою чергу

$$v_р = \frac{\sigma_в}{\sigma_{кр.р}^{э}} = \frac{540}{5005} = 0{,}108.$$

Тоді критична напруга ребра стрингера розраховується:

$$\sigma_{кр_р}^{м} = 540 \cdot \frac{1+0{,}108}{1+0{,}108+0{,}108^2} = 534{,}21 \text{ МПа}.$$

$$v_n = \frac{\sigma_в}{\sigma_{кр.п}^{э}} = \frac{540}{34460{,}08} = 0{,}016.$$

Тоді

$$\sigma_{кр.п}^{м} = 540 \cdot \frac{1+0{,}016}{1+0{,}016+0{,}016^2} = 539{,}8 \text{ МПа}.$$

Проведений розрахунок дозволив скоригувати форму поперечного перерізу монолітних панелей, які працюють на стис, а саме:

– товщина обшивки 5 мм;
– товщина полиці стрингера 8 мм;
– ширина полиці стрингера 14 мм;
– товщина ребра 4 мм;
– висота ребра 36 мм;
– відстань між ребрами 110 мм.

Членування панелей, а саме, верхня панель має 3 пресовані панелі, середня з яких знімна, нижня панель має 5 пресованих панелей, середня з яких замикає, незмінна, обумовлюється критеріями живучості.

У наступних частинах цього дипломного проекту для даної конструкції центроплану буде розроблена нова, чи не застосована ще в виробництві центроплана літака типу Ан-140 схема зборки і ув'язки деталей і складальної оснастки, а так само впровадження нових форм організації виробництва.

Розподіл розрахункового навантаження.

$$S_{\text{ст}} = 4{,}194\ \text{м}^2;$$

$$S_{\text{рв}} = 2{,}689\ \text{м}^2.$$

$$\begin{cases} \dfrac{P_{\text{СТ}}^{\text{Р}}}{P_{\text{Р}}^{\text{Р}}} = \dfrac{S_{\text{СТ}}}{S_{\text{Р}}}; \\ P_{\text{ГО}}^{\text{Р}} = P_{\text{СТ}}^{\text{Р}} + P_{\text{Р}}^{\text{Р}}. \end{cases}$$

$$P_{\text{СТ}}^{\text{Р}} = P_{\text{ГО}}^{\text{Р}} \cdot \frac{S_{\text{СТ}}}{S_{\text{СТ}}+S_{\text{РВ}}} = 32890{,}8 \cdot \frac{4{,}194}{4{,}194+2{,}689} = 20041{,}3\ \text{Н}.$$

$$P_{\text{Р}}^{\text{Р}} = P_{\text{ГО}}^{\text{Р}} \cdot \frac{S_{\text{РВ}}}{S_{\text{СТ}}+S_{\text{РВ}}} = 32890{,}8 \cdot \frac{2{,}689}{4{,}194+2{,}689} = 12849{,}5\ \text{Н}.$$

Питоме навантаження визначається:

$$\overline{P_{\text{СТ}}} = \frac{P_{\text{СТ}}}{S_{\text{СТ}}} = \frac{20041{,}3}{4{,}194} = 4778{,}56\ \text{Н/м}^2 = 487{,}11\ \text{кг/м}^2.$$

Розподіл навантажень по хорді згідно з рекомендаціями норм цінності.

$$q_{\text{ОСТ}} = \overline{P_{\text{СТ}}} \cdot b_{\text{ОСТ}},$$

$$q_{\text{КСС}} = \overline{P_{\text{СТ}}} \cdot b_{\text{КСТ}},$$

де $b_{\text{ОСТ}}$ і $b_{\text{КСТ}}$ – коренева і кінцева хорди.

Тоді за формулами знаходимо:

$$q_{\text{ОСТ}} = 487{,}11 \cdot 1{,}537 = 748{,}95\ \text{кг/м};$$

$$q_{\text{КСТ}} = 487{,}11 \cdot 0{,}198 = 583{,}56\ \text{кг/м};$$

З урахуванням розподілу навантаження по хорді маємо:

$$q_{\text{ОСТ}} = 0{,}18 \cdot b_{\text{ОСТ}} \cdot 2 \cdot h + \frac{0{,}51 \cdot h \cdot b_{\text{ОСТ}}}{2} = 748{,}95\ \text{кг/м};$$

$$q_{\text{КСТ}} = 0{,}18 \cdot b_{\text{КСТ}} \cdot 2 \cdot h + \frac{0{,}35 \cdot h \cdot b_{\text{КСТ}}}{2} = 583{,}56\ \text{кг/м}.$$

Звідси знайдемо величину h – інтенсивність зовнішнього навантаження.

$$h_{\text{КРОН}} = 792{,}5\ \text{кг/м}^2;$$

$$h_{\text{КОНЦ}} = 910{,}4\ \text{кг/м}^2.$$

Розрахунок силової нервюри був проведений за програмою «Проектування силової нервюри» в аудиторії 225С кафедри 103.

Використовуючи результати розрахунку навантажень, що діють в поясах, підрахуємо геометричні розміри пояса за формулою:

$$\sigma = \frac{0{,}9 \cdot k \cdot E}{(B/d)} = \frac{M}{H \cdot B \cdot d},$$

де M – діючий момент;

H – висота перетину;

k – коефіцієнт;

B – ширина полиці;

d – товщина полиці.

Переймаючись товщиною полиці d, можна обчислити його ширину B за формулою:

$$\sigma = \frac{0{,}9 \cdot k \cdot E \cdot d_3 \cdot H}{M}.$$

Беручи d=1,5 мм, отримаємо B=6,49≈7 мм.

Отриманий таким чином результат задовольняє умові міцності на місцеву втрату стійкості полиці і має меншу масу.

2 ТЕХНОЛОГІЧНА ЧАСТИНА

2.1 Розробка технології складання

Розробка серійного технологічного процесу складання виробу, проектування і виготовлення спеціального технологічного оснащення становить основу технологічної підготовки виробництва.

Обсяг складальних робіт визначається конструкцією агрегату, фізико-механічними властивостями матеріалів, з яких виготовлені окремі вузли і деталі. При розробці технології складання необхідно, перш за все, оцінити конструкцію заданого агрегату з точки зору технологічності для найбільш ефективної оптимізації витрат на проектування техпроцесу. З цією ж метою аналізується конструктивно-технологічна схема членування агрегату.

Складання агрегату організовується за схемою паралельно-послідовних операцій. Схема складання є одним з основних документів для складальних цехів.

У схему складання вносять вказівки з порядку комплектування виробу, що збирається деталями і вузлами, а також технічні вимоги на деталі і вузли, що визначають, в якому вигляді вони подаються на складання.

Наступним етапом є розробка директивного технологічного процесу, після якого виконують розробку робочої технології.

Для проектування техпроцесу необхідні:

– схема забезпечення взаємозамінності і ув’язки;
– схема конструктивно-технологічного членування;
– ескізи великої складальної оснастки;
– технічний опис об’єктів складання і ТУ на виробництво;
– ТУ на поставку складальних комплектів і на агрегатне складання.

Далі виконують проектування технологічної оснастки, при якому передбачають, універсальну складальну оснастку зі змінними робочими елементами.

2.1.1 Технологічність складання та її оцінка

Дотримуючись визначення, технологічність – властивість конструкції, закладене в ній при проектуванні, яке дозволяє при збереженні заданого рівня якості виготовляти конструкцію з високими техніко-економічними показниками в виробництві.

Технологічність авіаційних конструкцій оцінюють якісними і кількісними показниками, де кількісні показники включають в себе наступні коефіцієнти:

– коефіцієнт трудомісткості;
– коефіцієнт собівартості;
– додаткові коефіцієнти.

Оцінку технологічності за кількісними показниками виконують після докладної розробки технології складання того чи іншого базового варіанту конструкції агрегату.

Дотримуючись вище сказаного, зробимо оцінку технологічності даного об’єкта виробництва, а саме ЦЧК, за якісними показниками.

До якісних показників технологічності можна віднести наступні вимоги:

1 Простота форми конструкції.

Центральна частина крила, збірно-монолітна двохлонжеронна конструкція, розташована між нервюрами № 3 (лівої і правої) і утворює один кесон. Центроплан має досить прості форми, всі деталі і складальні одиниці мають плоскі поверхні одинарної і подвійної кривизни.

2 Раціональне членування.

Центроплан включає в себе наступні складальні одиниці:

– панель верхня № 1;
– панель верхня № 2, знімна;
– панель верхня № 3;
– секція нижніх панелей;
– 1 лонжерон;
– 2 лонжерон;
– нервюри 0-2 (лів./прав.).

Кожен лонжерон, як складальна одиниця, являє собою клепану конструкцію, що складається з верхнього та нижнього поясів і стінки, з'єднаних між собою заклепковим швом, і набором стійок з пресованих профілів.

Панелі цільно-фрезерованої конструкції, кожна з 3 верхніх і 5 нижніх панелей пресована, вафельного типу. Членування нижньої панелі обґрунтовано в конструкторській частині проекту. Верхня панель № 2 виконана знімною. Така конструкція дозволяє поліпшити доступ до місць з'єднань і монтажу, забезпечуючи можливість зручного виконання ручних робіт при хорошому освітленні, дає можливість частково механізувати процес складання агрегату.

На остаточне складання надходять описані вище складальні одиниці і деякі деталі, таке членування цілком задовольняє технолога і робить конструкцію за цим показником технологічною.

3 Можливість більш широкого застосування в конструкції стандартних вузлів визначає високу якість і знижує собівартість конструкції.

4 У конструкції центроплану застосовані легкооброблювані алюмінієві сплави. Максимальне використання в конструкції матеріалів з хорошими технологічними властивостями дозволяє інтенсифікувати процеси обробки і складання, а отже знизити трудомісткість.

5 Обмеження кількості застосовуваних марок матеріалів і їх уніфікація сприяють зменшенню обсягу робіт з визначення раціональних режимів та освоєння процесу обробки і складання. У конструкції центроплану застосовуються алюмінієві сплави наступних марок: Д16Т, В95пчТ2, 1161Т, 1933ТЗ.

6 Відсутність надмірно високих вимог до точності розмірів і чистоти поверхонь елементів конструкції сприяє зниженню витрат. Високі вимоги до зовнішньої поверхні верхньої панелі обумовлюються необхідністю створення досить добре обтічної аеродинамічної поверхні.

2.1.2 Конструктивно-технологічне членування центроплана

Схема конструктивно-технологічного членування ЦЧК визначена необхідністю вирішення наступних виробничих завдань:

1) забезпечення високої якості складання і зменшення кількості ручних клепальних робіт за рахунок застосування засобів механізації та конструктивних рішень у окремих складальних одиницях;

2) скорочення циклу складання за рахунок паралельного виготовлення складальних одиниць;

3) забезпечення мінімуму витрат на виготовлення складальної оснастки за рахунок застосування складання відсіків в спрощених стапелях і обладнанні для складання вузлів за КФО, застосування переналагоджування обладнання, стандартного устаткування;

4) забезпечення можливості виконання в окремих відсіках частини монтажних робіт.

Ступінь членування агрегату встановлюється виходячи з техніко-економічних показників виробництва і конструктивних особливостей об’єкта виробництва.

Існують загальні технологічні правила членування конструкції літака:

1) поєднання двох складальних одиниць слід проводити безпосередньо один з одним, не допускаючи з’єднання третьої складальної одиниці;

2) поверхні з’єднання складальних одиниць повинні мати просту форму;

3) повздовжні з’єднання між панелями повинні бути легкими, а з’єднання по торцях панелі – нежорсткими;

4) всякий стрингерний відсік повинен бути після складання настільки жорстким, щоб його з’єднання з іншим відсіком можна було виконати без всякого стапеля;

5) з’єднання складальних одиниць повинні проводитися без великих зусиль.

Дотримуючись усього сказаного вище, центроплан розчленовано на наступні складальні одиниці:

1. Перший лонжерон;
2. Другий лонжерон;
3. Нервюра № 0;
4. Нервюра № 1 (ліва / права);
5. Нервюра № 2 (ліва / права);
6. Панель верхня № 1;
7. Панель верхня № 2;
8. Панель верхня № 3;
9. Секція нижніх панелей (№ 1-5).

Рішення про вибір схеми членування приймається на етапі ескізного проектування і забезпечує:

– розподіл праці;
– зниження трудомісткості і тривалості циклу виготовлення виробу;
– поліпшення умов праці.

2.1.3 Схема складання центроплана

Схема показує, як і в якій послідовності здійснюється складання, називається схемою складання.

Крім порядку складання, схема складання відображає основні методи і засоби ведення технологічного процесу складання (методи складання, обладнання, устаткування та ін.).

Основними вихідними даними для створення схеми складання є:

– прийняте конструктивно-технологічне членування;
– прийняті методи складання вузлів;
– конструкторські креслення агрегату і ТУ на виготовлення.

Оптимальною є схема, яка забезпечує найбільш ефективне виробництво. Основним критерієм вважається досягнення максимального економічного ефекту.

Схема складання – це ієрархічне дерево, де окремі рівні називаються рівнями входження.

У цьому дипломному проекті застосовуємо паралельно-послідовну схему складання центроплана, при якій деталі і складальні одиниці подаються одночасно. Ця схема складання забезпечує розширення фронту робіт, скорочення циклу складання, дозволяє механізувати виробничі процеси, знижує собівартість виробу за рахунок зменшення циклу складання і зниження трудомісткості.

Вибір цієї схеми складання обґрунтовуємо наступними факторами:

1) в першу чергу, встановленням складальних одиниць, які несуть на собі конструкторські бази. Це 2 і 1 лонжерони, що несуть БФО для встановлення панелей.

2) жорсткістю, тобто встановлюються найбільш жорсткі вузли після встановлення лонжеронів – нижня панель, і після установки нервюр – верхня.

3) геометричним нашаруванням, тобто щоб при встановленні наступних деталей і складальних одиниць не заважали попередні.

Дотримуючись вищесказаного, прийнята така схема складання:

1. У стапель встановлюють 2 лонжерон, потім 1 лонжерон. Встановлення і фіксація лонжеронів здійснюється за ОСБ в лонжеронах і відповідних отворах в ложементах стапеля.

2. Встановлюється секція нижніх панелей, фіксація за БФО.

3. Встановлюють нервюри № 0 і № 1 ліва/права, № 2 ліва/права, фіксація за КФО.

4. Встановлюють секції верхніх панелей, аналогічно секції нижніх панелей.

5. Встановлюють фітинги, кронштейни, компенсатори, книці, профілі лівий/правий, балки, кронштейн за 3-ою нервюрою крила.

2.1.3.1 Обґрунтування вибору методу складання

Метод складання характеризує прийоми і засоби встановлення деталей і складальних одиниць відносно один одного з метою забезпечення їхнього правильного і точного взаємного розташування при складанні.

У цьому дипломному проекті здійснено метод складання ЦЧК в складальному обладнанні, в якому відбувається поєднання складальних одиниць і складального обладнання з подальшою фіксацією, підготовкою до з'єднання.

Складання проходить від каркаса з фіксацією за КФО і ОСБ. Деталі каркаса встановлюють в складальне обладнання, по його фіксаторам з'єднують між собою. Точність складання від каркаса нижче ніж, наприклад, складання від обшивки, і залежить від точності виготовлення деталей каркаса. Однак, якщо точність вже задана конструкторами і наявні технології її досягають, то віддають перевагу методу складання від каркаса, як найбільш простому, який не вимагає додаткових технологічних елементів.

2.1.3.2 Обґрунтування вибору методу забезпечення взаємозамінності

При складанні даного центроплана запропоновано застосування комбінованого методу забезпечення взаємозамінності, тому що відомо, що при розробці технології складання реальних конструкцій класичні методи ув'язки зазвичай не застосовуються в чистому вигляді. Пропонується комбінація координатно-шаблонного методу (КШМ) і координатно-аналітичного методу (МКАУ) ув'язки.

КШМ найбільш поширений при складанні авіаційних конструкцій, тому що його перевагою є висока точність по обводам і стиках, а також застосування універсальної оснастки другого порядку.

Застосування МКАУ пояснюється наступним рядом вагомих переваг перед класичними методами ув'язки (плазово-шаблонний і еталонно-шаблонний методи):

– широка механізація і автоматизація технологічних процесів на всіх етапах виготовлення оснастки і деталей;

– паралельне виготовлення всього комплексу необхідного оснащення, що в 3-5 разів скорочує терміни підготовки виробництва;

– скорочується число шаблонів в межі на 80-90 %;

– значно підвищується точність виготовлення оснастки і деталей.

КШМ і МКАУ ідеально поєднується, де по МКАУ виготовляють деталі і оснащення, як для агрегату, так і для складального обладнання, а за допомогою КШМ відбувається монтаж складального обладнання. При МКАУ спеціальні засоби ув'язки, контролю та виготовлення заготівельної і складальної оснастки замінюють координатно-вимірювальними машинами (КВМ) і фрезерними верстатами з ЧПУ в поєднанні з плазом-кондуктором, інструментальним стендом та ін. Слід пам'ятати, що не доцільно деталі простої форми виготовляти на СЧПУ, тому МКАУ застосовано частково.

2.1.4 Розробка директивного техпроцесу складання центроплана

Технологічний процес – це частина виробничого процесу. Він містить дії з зміни і подальшого визначення стану об'єкта виробництва. Технологічний процес повинен бути відображений в конструкції (за допомогою методу складання) і він є складним об'єктом проектування. Це призводить до того, що технологічний процес розробляють поетапно. Першим етапом розробки є проектування виробу в ДКБ.

Розробка робочого техпроцесу складання для серійного виробництва здійснюють відповідно до креслень конструкції центроплану і схеми складання.

Директивний технологічний процес складання центроплана, відповідно до описаної раніше схеми складання, являє собою наступну послідовність складальних операцій.

Директивний технологічний процес складання ЦЧК:

1. Підготовка стапеля до роботи.

2. Установка на ложементи стапеля 2-го лонжерона, фіксація за ОСБ і КФО в фітингах.

3. Установка на ложементи стапеля 1-го лонжерона, фіксація за ОСБ і КФО в фітингах.

4. Навішування і підведення до лонжеронів секції нижніх панелей, фіксація за БФО.

5. Послідовне встановлення нервюр № 0, № 1, № 2 між лонжеронами, стикування з ребрами панелей.

6. Відведення секції нижніх панелей від стапеля.

7. Навішування і підведення секції верхніх панелей, фіксація за БФО.

8. Перевірка сполучення ребер панелей з мовами поясів нервюр.

9. Кріплення нервюр до стійок лонжеронів.

10. Свердління попередніх отворів під кріплення верхньої панелі з лонжеронами і нервюрами.

11. Встановлення фітингів, кронштейнів, компресорів, книць по нервюрам і лонжеронам.

12. Відведення верхньої панелі.

13. Підведення секції нижніх панелей, фіксація за БФО, свердлення попередніх отворів під кріплення нижньої панелі до лонжеронів і нервюр.

14. Встановлення профілів і балок, фіксація згідно з креслениками.

15. Відкатка секції нижніх панелей.

16. Підведення секції верхніх панелей, встановлення кронштейна, кріплення.

17. Оброблення отворів під болти кріплення верхньої панелі до лонжеронів і нервюр.

18. Зафіксувати штатним кріпленням.

19. Контроль БТК.

20. Свердлення попередніх отворів під болти кріплення знімної панелі № 2 з панелями № 1 і № 3 з поясами нервюр.

21. Виймання змінної панелі.

22. Підведення секції нижніх панелей, фіксація.

23. Оброблення отворів під кріплення секції нижніх панелей до лонжеронів і нервюр.

24. Кріплення секції нижніх панелей штатним кріпленням.

25. Свердлення, зенкування попередніх отворів під стикувальні болти ЦЧК з фюзеляжем.

26. Встановлення знімної панелі № 2, фіксація кріплення з одностороннім підходом.

27. Оброблення отворів під болти кріплення знімної панелі № 2 з панелями № 1 і № 3 і поясами нервюр.

28. Клепання верхніх панелей № 2.

29. Контроль БТК.

30. Встановлення кронштейна по 3 н.к. фіксація штатним кріпленням згідно з кресленнями.

31. Встановлення на площину роз'єму 3 н.к., технологічних нервюр (плит, закріплення через стикувальні отвори технологічним кріпленням).

32. Закріплення технологічних нервюр тросами траверси за отвори, звільнення кесона ЦЧК від елементів стапеля.

33. Виймання зі стапеля, транспортування в стенд-кантувач.

34. Кантувати кесон ЦЧК з вертикального в горизонтальне положення.

35. Відправка на позастапельне доопрацювання.

2.1.5 Схема ув'язки оснащення

Схема ув'язки оснащення розробляється на основі конструкторської і нормативно-технічної документації, схеми складання і комбінованого методу забезпечення взаємозамінності, який включає в себе координатно-шаблонний і координатно-аналітичний методи ув'язки.

Як вже було описано раніше, при комбінації МКАУ і КШМ, спеціальні засоби ув'язки контролю та виготовлення оснастки замінюють графопобудовниками, КВМ і фрезерними СЧПУ. Спільними першоджерелами ув'язки є: теоретичний плаз (ТП) і конструктивний плаз (КП).

Даний метод забезпечує взаємозамінність агрегатів по стиках, обводам і монтажу. До його переваг відносяться короткі терміни підготовки виробництва при високій точності виготовлення складальної оснастки. Схема ув'язки показує напрямок і етапи перенесення розмірів з оснащення другого порядку на робочу і готові вироби.

2.1.6 Розробка технологічної документації

Після розробки маршрутно-операційного технологічного процесу складання агрегату передбачається розробка похідної технологічної документації, яка включає в себе ТУ на поставку складальних одиниць агрегату і ТУ на проектування обладнання агрегатного складання.

Також необхідно пронормувати маршрутно-операційний технологічний процес складання центроплана оформлений на технологічних картах і представлений в додатку.

2.1.6.1 Технологічні умови на поставку складальних одиниць агрегату

На складання до стапеля надходять:

1. 2-ий лонжерон, зібраний згідно з кресленнями ТІ після контрольно-доводочних операцій в КДП, зміцнення і покриття

– фітинги по роз’єму 3 н.к. мають попередні стикувальні отвори ∅5Н11, ∅6Н11 замість ∅8Н9 і ∅10Н9 припуск 3 мм на площині роз’єму 2БО ∅8Н12 і АЛЕ під кріплення.

2. 1-ий лонжерон, зібраний згідно з кресленнями ТІ після контрольно-доводочних операцій, зміцнення і покриття в стані поставки:

– фітинги по роз’єму 3 н.к. мають попередні стикувальні отвори ∅5Н11, ∅6Н11 замість ∅8Н9 і ∅10Н9 припуск 3 мм на площині роз’єму 2БО ∅8Н12 і АЛЕ під кріплення.

3. Секція верхніх панелей, яка складається з трьох панелей № 1, 2, 3 (2-а знімна) і зібраних між собою по повздовжніх стиках на технологічні кріплення. Анкерні гайки на панель не встановлені.

Панелі підігнані по сполучним поверхням в КДП:

– з фітингами;

– з поясами лонжеронів;

– по повздовжніх стиках панелей.

У панелях виконані:

– стикувальні отвори по роз’єму 3 н.к. ∅10Н12 замість ∅17Н12;

– виконані посадочні місця під циліндричні шайби;

– АЛЕ під кріплення (в панелях № 1 і 3).

4. Секція нижніх панелей, що складається з п’яти панелей № 1, 2, 3, 4, 5 і зібраних між собою по повздовжніх стиках на штатне кріплення. Панелі підігнані по сполучним поверхням в КДП:

– з фітингами;

– з поясами лонжеронів;

– по повздовжніх стиках панелей.

У панелях виконані:

– стикувальні отвори по роз’єму 3 н.к. ∅8Н12 замість ∅15Н12;

– виконані посадочні місця під циліндричні шайби;

– АЛЕ під кріплення (в панелях № 1, 2, 4 і 5).

У панелях передбачений припуск 3 мм по роз’єму 3 н.к. і зовнішня поверхня виконана плоскою, при виготовленні панелей № 1 і № 5.

5. Нервюра № 0 в зборі згідно з кресленням, ТІ. На нервюрі не встановлені: фітинги в стику з дугами 1 і 2 лонжеронів, компенсатори.

6. Нервюра № 1 в зборі згідно з кресленням, ТІ. На нервюрі не встановлені: книці, фітинги, компенсатори.

7. Нервюра № 2 в зборі згідно з кресленням, ТІ. На нервюрі не встановлені кронштейни профілі.

8. Кронштейни виготовлені згідно з кресленням, ТІ, АЛЕ, з АЛЕ під кріплення.

9. Профіль правий / лівий по 2 н.ц. з боку нижньої панелі виготовлені згідно з кресленням, ТІ з АЛЕ під кріплення.

2.1.6.2 Технічні умови на проектування оснащення агрегатного складання

Технічні умови на проектування оснащення розробляють технологами на підставі креслень і технологічного процесу складання агрегату.

Технічні умови включають в себе наступну інформацію:

1. Проектований стапель призначений для складання в ньому центроплана крила транспортного літака.

2. Стапель стаціонарний, каркасно-балочного типу кесон ЦЧК розташований в ньому вертикально, 2-ий лонжерон знизу.

3. На складання кесона ЦЧК, як описано в ТУ на поставку деталей і складальних одиниць, в порядку технологічної послідовності надходять такі складальні одиниці:

– 2-ий лонжерон;
– 1-ий лонжерон;
– секція нижніх панелей;
– нервюри № 0, № 1 права/ліва, № 2 права/ліва;
– секція верхніх панелей;
– профіль лівий/правий;
– балки та інші деталі.

4. За точність виконання обводів кесона ЦЧК відповідає точність виконання зовнішньої поверхні секції панелей, а також точність складання поясів нервюр.

5. Для установки в єдине правильне положення фіксаторів стиків, передбачених в стапелі, використовується калібр стику, а стик по роз’єму 3 н.к. несе на собі монтажна і стапельна плити.

6. Стапельне оснащення:

6.1 зі знімними (від’їзними) панелями по роз’єму 3 н.к.;

6.2 з ложементами для установки 1-го лонжерона по 0-ій та 2-ій нервюрах центроплана;

6.3 з ложементами (знімними) для установки 2-го лонжерона по 0-ій та 2-ій нервюрах центроплана;

6.4 з механізмами з каретками для забезпечення відведення і підведення секцій верхньої і нижньої панелей;

6.5 з відкотними настилами з боку верхньої і нижньої панелей;

6.6 з кондукторами для утворення отворів під болти кріплення зі стійками фюзеляжу;

6.7 з упор-фіксаторами балок, кріпленням шпангоутів 20 і 21 фюзеляжу між 1-ою і 2-ою нервюрами центроплану;

6.8 з гвинтовими пристроями (розпорами), що встановлюються в зоні 3 н.к. для збільшення жорсткості між верхньою і нижньою дужками панелей;

6.9 з фіксаторами кронштейна по 0-ій н.ц., 2-го лонжерона, верхньої панелі;

6.10 з фіксаторами фітингів 1-го і 2-го лонжеронів за КФО.

6.11 стапель обладнати: стаціонарними настилами, пересувними настилами, системою припливно-витяжної вентиляції, системою трубопроводів стисненого повітря з колодязями для підключення шлангів;

6.12 стапель фарбувати в колір забарвлення цеху складання центроплана.

2.2 Проектування засобів технологічного оснащення агрегатного складання

2.2.1 Розробка схеми базування при складанні агрегату

Схема базування – це сукупність установчих баз, необхідних і достатніх для однозначного базування деталей у виробництві з позбавленням їх необхідної кількості ступенів свободи.

Виконання всіх вимог технологічного процесу багато в чому залежить від правильного вибору основної базової вісі та базисних поверхонь, щодо яких координується розташування всіх вузлів проектованого стапеля. При цьому необхідно прагнути до дотримання трьох основних принципів базування: єдності, постійності та сумісності баз. Принцип збігу баз дотримується при складанні в стапелях, якщо в якості установчих баз деталей і вузлів приймають складальні бази. По установчим базам передбачають і установку фіксаторів. Дотримання цього принципу забезпечує найбільш високу точність зборки.

У літакобудуванні і вертольотобудуванні деталі, вузли, відсіки і агрегати при складанні базують за:

– складальними отворами – СО;
– координатно-фіксуючими отворами – КФО;
– поверхнями каркаса – ПК;
– навантаженою поверхнею обшивки – НП;
– внутрішньою поверхнею обшивки – ВП;
– отворами під стикові болти – ОСБ;
– базово-фіксуючими отворами – БФО.

1. Складання з базуванням за СО – процес, при якому взаємне розташування деталей, що збираються визначається положенням наявних на них складальних отворів, які на період з’єднання деталей встановлюють фіксатори. Складання з базуванням за КФО процес, при якому деталі поперечного набору каркаса встановлюють в складальне положення за КФО в деталях вибору, що збирається і елементах складального обладнання.

2. Складання з базою “ПК” – при такому методі базування обшивку (або панель) встановлюють на поверхню каркаса і притискають рубильником на період з’єднання обшивки з елементами каркаса.

3. Складання з базуванням за НП – при цьому методі базування панель (обшивка) притискається зовнішньою поверхнею до робочої поверхні рубильників на період з’єднання її з каркасом. З’єднання панелі з каркасом проводиться через проміжну деталь – компенсатор.

4. Складання з базуванням за ВП – при цьому методі базування панель (обшивка) притискається внутрішньою поверхнею до опорних поверхонь оснащення (спеціальним нервюрам або шпангоутам) на період її з’єднання з каркасом через компенсатор.

5. Базування за ОСБ – процес, при якому вузли стику, стикові профілі і кронштейни встановлюють в складальне становище за наявністю в них отворів під стикові болти і відповідні їм отвори в елементах складального оснащення.

6. Базування за БФО – процес, при якому вузли встановлюють в складальне становище за наявними в них і в складальному обладнанні базовими фіксуючими отворами.

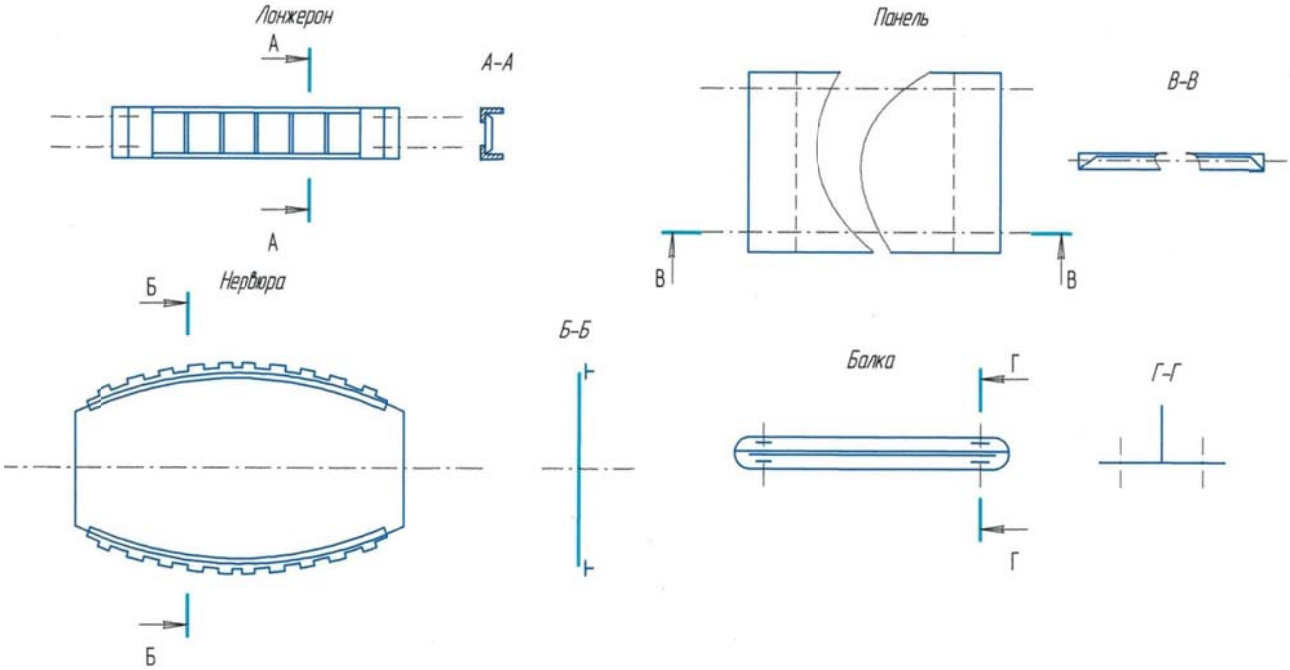


Рисунок 2.1 – Схема базування

2.2.2 Проектування складального оснащення

Авіа конструкції збираються з деталей і вузлів, що характеризуються порівняно великими габаритами, невеликою жорсткістю і змінністю форм і розмірів під дією власної ваги. Після складання в обладнанні вони стають досить жорсткими і повинні відповідати заданій точності. Отже, одне з основних призначень складального оснащення – забезпечити необхідну точність і взаємозамінність виробу, що збирається. Точність складання в складальному обладнанні забезпечують фіксаторами і притискачами, що встановлюються в певному положенні щодо конструктивних осей на жорстких елементах каркаса обладнання. Правильний вибір розташування і кількості фіксаторів та притискачів визначають якість оснащення. Система “каркас – фіксатори” повинні володіти достатньою жорсткістю, витримувати виникаючі в процесі складання навантаження і вагу зібраних виробів.

2.2.3 Монтаж складального оснащення

Стапель складання центральної частини крила представляє собою великогабаритну збірну конструкцію, яка встановлюється на фундаменти, заздалегідь виконані в цеху.

Балки виготовляють в інструментальному стенді, плоскі елементи оснащення виготовляють на плазмі кондуктора. Конструкцію в цілому збирають із застосуванням ЛЦВС (лазерно-центруючих вимірювальних систем).

Збільшений техпроцес монтажу стапеля:

1. Встановлення колон стапеля на фундаменти за допомогою рівня і виску. Заливка зазору між фундаментом і колонами, цементним розчином. Кріплення на фундаментні болти.

2. Встановлення верхньої балки в горизонтальне положення згідно з кресленням зі застосуванням ЛЦВС. Заливка зазорів цементом.

3. Навішування монтажних рам на вилки верхньої балки в вертикальне положення згідно з кресленням зі застосуванням ЛЦВС, кріплення монтажних рам до колон.

4. Встановлення стапельних плит на монтажні рами по БО і фіксація класними болтами. Встановлення вилок кріплення стапельних плит в стакани балок, фіксація по відповідним вилкам стапельних плит класними болтами. Заливка цементом.

5. Установка калібрів стиків за відповідними реперними вилками, фіксація класними штирями.

6. Встановлення фіксаторів стиків за калібрами стиків, фіксація класними болтами. Заливка установчо-фіксуючих елементів фіксаторів у відповідних елементах каркаса згідно з кресленням.

7. Встановлення рубильників по вилкам балок відповідно до креслення, фіксація класними штирями.

8. Витримка 2-3 доби.

9. Контроль БТК.

10. Демонтаж монтажних плит.

2.2.4 Розробка конструкції представника оснащення другого порядку

В даному дипломному проекті в якості оснащення другого порядку представлена конструкція макета центроплана. Макети виконують з метою зменшення маси агрегату, але збереження настановних баз. Макет центроплана повинен бути відстикований з інструментальним еталоном ВЧК. Розстикування проводиться шляхом встановлення макета центроплана на фюзеляж, до нього підводять колони, на яких закріплені плити з отворами, власними ВЧК. Далі проштирюють всі сполучні отвори високоточними штирями (з допуском Н7). Плити кріпляться до колон за допомогою гвинтової передачі. Коли отвори виставлені, просвердлюють в колоні отвір, через гвинтову передачу. Потім макет центроплана знімають з фюзеляжу і встановлюють на нього безпосередньо сам центроплан, підводять до нього плити з виставленими отворами в колонах і по ним координують розташування центроплана на фюзеляжі.

2.2.5 Механізація складального пристрою

Механізація – заміна ручної праці працею, здійснюючих за допомогою машин. У механізованому технологічному процесі необхідні дії по обробці заготівок або по збірці деталей виконуються машиною, безпосередньо керованою робочим.

В даному дипломному проекті була розроблена схема механізації процесів навішування, зняття і транспортування панелей центроплана. Механізація полегшує дані процеси, що відповідно зменшує їх трудомісткість.

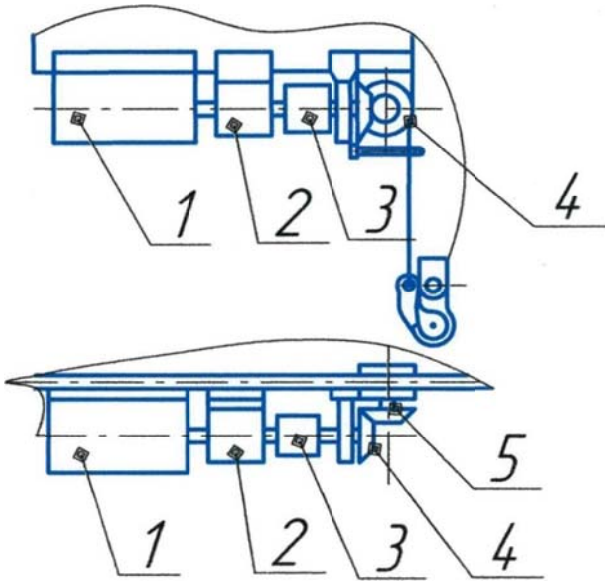


Рисунок 2.2 – Схема механізації процесів навішування і зняття панелей центроплана

Робота даної схеми полягає в наступному:

1. Для підняття панелі необхідно опустити гаки. Для цього треба натиснути кнопку «вниз» на пульті управління 8 (див. рис. 2.2). При цьому включається двигун 1, через вал крутний момент передається на редуктор 2, далі через муфту 3 і зубчасту конічну передачу 5 на барабан 4. Барабан починає обертатися і гаки опускаються. Щоб підняти панель, треба натиснути кнопку «вгору», двигун починає крутитися в інший бік і відповідно барабан накручує трос.

2. Для переміщення «вліво» і «вправо» треба натиснути відповідні кнопки на пульті управління. На рис. 2.3 двигун вказаний виноскою 1. Коли двигун почне працювати, крутний момент через вал передається на редуктор 2, далі через муфту 3 і зубчасту конічну передачу 4 далі на зубчасте колесо 6, при обертанні якого починає переміщатися напрямна 7. Напрямна нерухомо закріплена на балці, до якої кріпляться рубильники, то і сама балка починає рухатися. Балка рухається на двох роликах, які розміщені в обоймі і тому противаги не потрібні. При навішуванні панелі перший ролик впирається вниз обойми, а другий вгору.

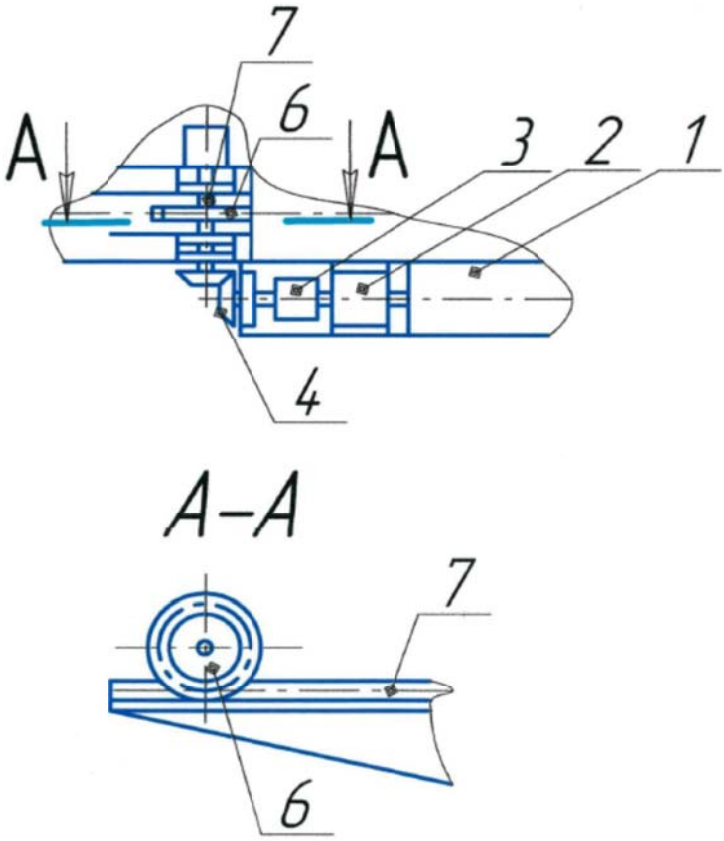


Рисунок 2.3 – Схема механізації процесу транспортування панелей центроплана

2.3 Організація та автоматизація виробництва

2.3.1 Вибір організаційної форми складання

Організація технологічного процесу складання включає в себе три основні форми:

– бригадна, де весь комплекс технологічних операцій виконується одним робочим, або бригадою робітників (застосовується в основному в дослідному виробництві);

– операційна, така форма передбачає виконання робочими певних, закріплених за ними операцій технологічного процесу складання;

– операційно-потокова (застосована в цьому дипломному проекті).

У серійному виробництві застосовують операційно-потокову організаційну форму.

Операційно-потокова форма виробництва характеризується ритмічним повторенням в часі та просторі операцій або групи операцій технологічного процесу складання. Така форма виробництва виконується у вигляді потокової лінії.

2.3.2 Розробка циклового графіка складання центроплана

Цикловий графік є основним технічним документом потокової лінії складання. У ньому вказують наступні операції:

– містять укрупнені операції або завдання;

– тривалість виконання кожного завдання;

– кількість одночасно працюючих над кожним завданням;

– цикловий час.

Характер циклового графіка визначають тактом випуску виробу. Тактом називають відрізок часу між послідовним випуском з лінії (або робочого місця) наступних один за одним виробів.

Величину такту визначають за формулою:

$$\tau = \frac{\Phi_{\text{р}}}{N},$$

де $Ф_р$ – розрахунковий фонд робочого часу в певному календарному періоді (на рік);

N – програма випуску виробів у цьому ж календарному періоді (на рік), N=130 шт.

Фонд робочого часу в році знаходимо за формулою:

$$Ф_р = m \cdot s \cdot t,$$

де m – кількість робочих днів у році, m=260;

s – кількість робочих змін у добі, s=2;

t – тривалість однієї зміни, t=8 год.

Таким чином, фонд робочого часу становить:

$$Ф_р = 260 \cdot 2 \cdot 8 = 4160 \text{ год.}$$

Остаточно $\tau = \frac{4160}{130} = 32$ год.

Цикловий графік характеризується також тривалістю циклу складання виробу. Технологічним циклом називають робочий час, протягом якого виріб виготовляють від початку до кінця. Величина циклу складання залежить від фронту робіт і «щільність» робочого місця (тобто кількість виконавців на кожному завданні або робочому місці) і визначається за формулою:

$$Ц = \frac{Т}{n},$$

де Т – трудомісткість виготовлення об’єкта, чол.

n – кількість одночасно працюючих на складанні об’єкта.

$$Ц = \tau = \frac{567}{4} = 144 \text{ год.}$$

Вихідними даними для побудови циклового графіка служить технологічний процес і загальна трудомісткість складання даного агрегату, програма випуску і його такт. Необхідно визначити завдання, кількість одночасно працюючих над ним, цикловий час його виконання.

2.3.3 Організація робочого місця в цеху

Робочим місцем називають частину робочої площі з розташованим на ній обладнанням, яка використовується робочим або групою робітників для

виконання певної роботи. Найбільш продуктивна робот можлива при раціональній організації робочого місця, яка спрямована на створення максимальних зручностей, що дозволяють виконувати операції з найменшою витратою робочого часу. Так само, як хороше освітлення, планомірне постачання деталями та інструментом, зручне планування робочого місця, створення нормативних санітарно-технічних умов на робочому місці.

За характером виконуваного трудового процесу робочі цеху агрегатно-складальних цехів відносяться до частково механізованих із застосуванням пневматичного та електрифікованого інструменту.

Місця для складання оснащується таким обладнанням:

1 стапель загального складання;

2 верстатом для підготовчих і позастапельних робіт;

3 допоміжним обладнанням, яке використовується при складанні;

4 стелажами для зберігання деталей;

5 повітро- і електропроводкою для підключення механізованого інструменту;

6 підйомно-транспортними пристроями;

7 комплектом інструменту для складальних робіт.

Стелажі для деталей і вузлів розташовуються в безпосередній близькості від стапеля (0,5-2 м). Конструкція стелажів вибирається з габаритних розмірів та конфігурації деталей, для яких вони призначені.

Верстати для підготовчих і позастапельних робіт так само розташовуються в безпосередній близькості від стапеля. Вони повинні бути обладнані необхідними для роботи лещатами і дерев’яною решіткою.

Після закінчення робочої зміни прибирання робочого місця виконує сам робітник. Чистоту цеху підтримує прибиральниця.

2.4 Забезпечення якості виробу, що складається

1. Міжнародна практика показує, що прогрес в області якості та підвищення конкурентоспроможності продукції безпосередньо пов'язані зі створенням на підприємстві ефективної системи забезпечення якості продукції.

2. На заводі існує така схема – це комплексна система управління якістю продукції (КС УЯП). В організаційній структурі КС УЯП в цеху передбачено функціонування наступних органів і виконавців:

– постійно діюча комісія з якості ПДКЯ в цеху;

– групи якості;

– технічна рада цеху;

– уповноважений по стандартизації та управління якістю продукції.

3. Планування роботи цеху по забезпеченню і підвищенню якості здійснюють на основі заходів щодо скорочення браку і усунення недоліків, виявлених у виробництві, підвищення культури виробництва, виключення випадків серйозного порушення технологічної дисципліни, підвищення кваліфікації працівників цеху, по виключенню рекламаційних актів з експлуатуючих організацій на продукцію, що виготовляється цехом, за зауваженнями цехів-споживачів, що повторюється дефектом і зауважень летючих і авторських контролів.

Наради ПДКЯ цеху проводять щомісяця з веденням протоколу про прийняті рішення.

2.4.1 Стимулювання випуску якісної продукції

Для оцінки якості продукції, що випускається цехом, для збору статистичних даних по контролю якості продукції, для їх порівняння, з метою вироблення заходів, якщо якість визнано незадовільною, технічне бюро УТК на кожен квартал планую коефіцієнт якості продукції цеху $К_{як}$, в залежності від досягнутих результатів він може бути рівним 0,75-0,9. Якщо фактичний коефіцієнт якості виробництва $К_{як.факт.}=К_{як.план.}$, цеху відповідно зменшується розмір премії за звітний період.

2.4.2 Схема управління виробництвом по поліпшенню якості продукції

Взаємозв'язок функції системи управління якістю продукції з виробничим процесом утворює замкнений цикл управління, представлений на рис. 2.4.

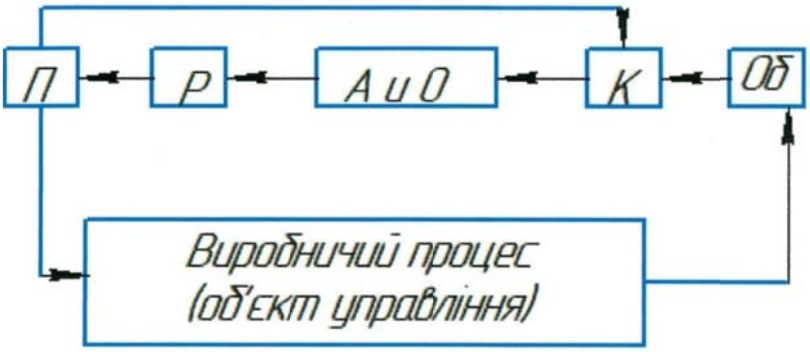


Рисунок 2.4 – Цикл управління якістю продукції, де:
П – планування; А і О – аналіз і оцінка; Об – облік;
Р – регулювання; К – контроль

2.5 Проектування складального цеху

2.5.1 Обсяг робіт, виконуваних цехом

У цьому дипломному проекті здійснюють проектування цеху складання центроплана крила. Розглянутий цех відноситься до агрегатно-складальних цехів.

Складання центроплана включає в себе достапельне складання вузлів, типу нервюр, лонжеронів, загальне складання центроплана в стапелі, позастапельне складання, монтаж трубопроводів, електрожгутів, виконує постановку високоресурсних клепаних і болтових з'єднань, і відпрацювання стиків по роз'єму 3 н.к., виробництво серійне, режим роботи двозмінний.

На ділянках вузлового і панельного складання роботи виконують в стапелях. Свердлення і клепання складальних одиниць виконують на свердлильних установках і клепальних пресах, а також пневмомашинами,

клепальними молотками. Встановлюють кріплення, виконують фрезерування закладних і покриття ґрунтом замикаючих головок заклепок, а також ґрунтовку лонжеронів.

2.5.2 Технологічні розрахунки

Основними вихідними даними для проектування агрегатно-складальних цехів є:

– виробнича програма випуску виробу і програма випуску запасних частин;

– креслення загального вигляду виробу і директивна технологія виготовлення виробу і схема технологічних і експлуатаційних членувань агрегату на підскладання;

– трудомісткість складальних робіт з розбивкою за видами робіт, з обладнання, по стелажах.

Розрахунок цеху почнемо з визначення кількості стапелів за кожним видом вищеописаних виробничих робіт:

$$K_{\text{ст}} = \frac{\text{Т} \cdot \text{П}}{\Phi_{\text{д.р.}} \cdot m \cdot n},$$

де $К_{ст}$ – розрахункова кількість стапелів;

Т – трудомісткість по даному комплексу робіт в стапелі в чол.-год.;

П – річна програма випуску агрегатів у натуральному обчисленні рівна 130 шт. на рік;

$\Phi_{д.р.}$ – дійсний (розрахунковий) фонд виробничого обладнання в годинах. $\Phi_{д.р.}$=2030 год.;

n – число робітників, що одночасно працюють на стапелі;

m – число змін у добі (двозмінний режим роботи).

Розрахунки зводимо в таблицю 2.1.

Таблиця 2.1 – Розрахункові дані по складальному цеху

№ п/п	Обладнання	Т, чол.-год.	$К_{розр.}$	$К_{прийн.}$	n	η
1	Універсальне обладнання складання нервюр	4,3	0,14	1	1	0,14
2	Стапель складання 1 лонжерона	120	1,92	2	2	0,96
3	Стапель складання 2 лонжерона	120	1,92	2	2	0,96
4	Стапель складання кесона ЦЧК	576	4,61	5	4	0,92
5	Стенд розбирання стикових отворів центроплана	260	2,08	3	4	0,69
	Разом:	1079,3		13	13	

Величиною η в таблиці 2.1 позначений коефіцієнт завантаження стапеля по часу $\eta = \frac{К_{розр.}}{К_{прийн.}}$, де $К_{прийн.}$ – прийнята кількість стапелів, кількість і склад додаткового обладнання, необхідного для виконання робіт. Приймаємо до уваги дані таблиці 2.1 і зводимо в таблицю 2.2.

Таблиця 2.2 – Потрібне обладнання

№ п/п	Найменування	Кількість
1	Настільно-свердлильний верстат	3
2	Клепальний прес	2
3	Точило наждачне	1
4	Верстат з ящиками для інструменту до стапеля і місцях позастапельного доопрацювання	6
	Разом:	12

До категорії допоміжного обладнання в агрегатно-складальному цеху відносяться верстати, комплектувальне відділення цехового механіка по

ремонту обладнання та ремонту пристроїв. Кількість допоміжного обладнання визначено відповідно до таблиці 2.1, відображено в таблиці 2.3.

Таблиця 2.3 – Допоміжне обладнання

№ п/п	Найменування	Кількість
1	Токарно-гвинторізний верстат	1
2	Вертикально-фрезерний верстат	1
3	Універсально-фрезерний верстат	1
4	Точило наждачне	2
5	Плита розміточна	1
6	Верстат слюсарний	5
	Разом:	11

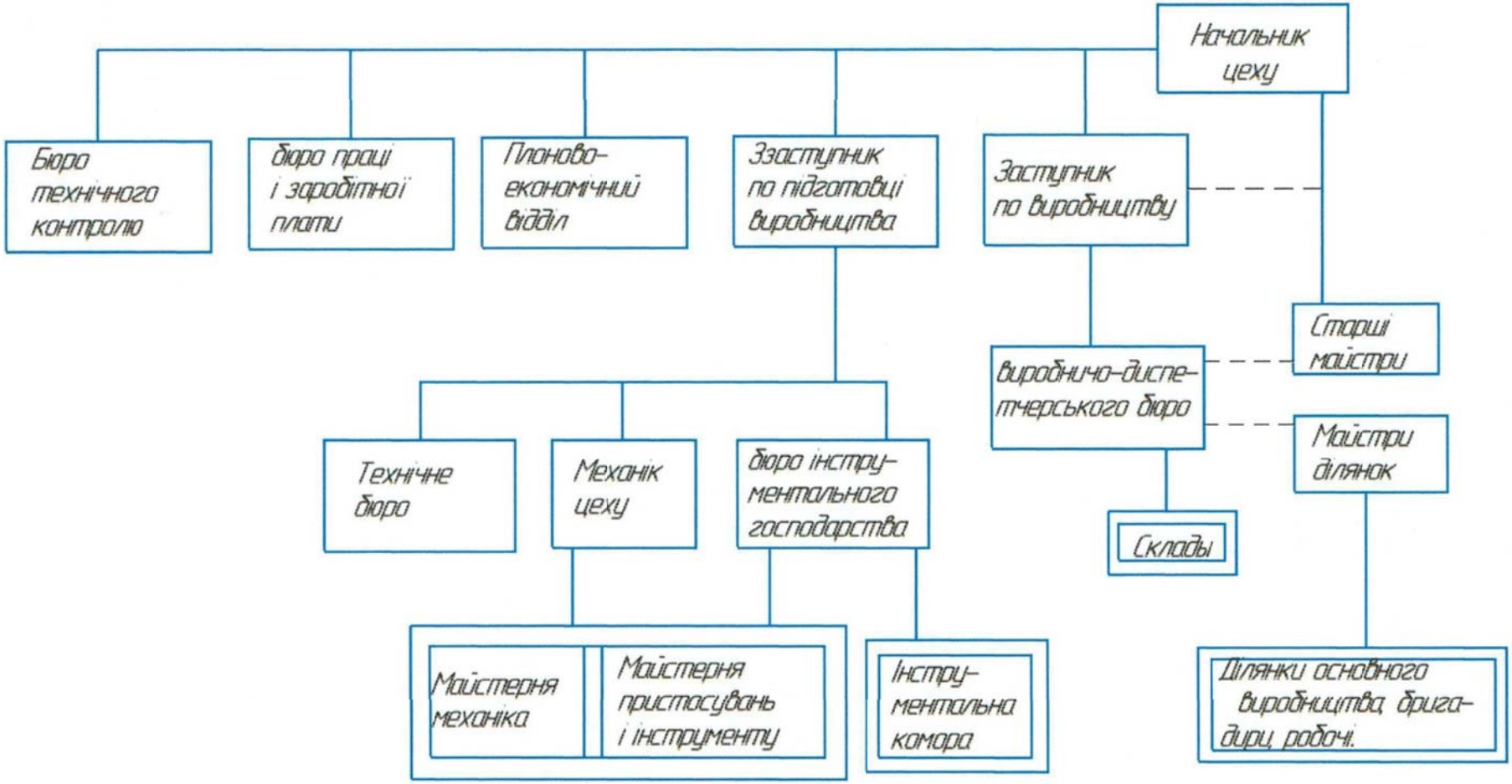


Рисунок 2.5 – Структура управління великим серійним цехом

3 ЕКОНОМІЧНА ЧАСТИНА

3.1 Розробка бізнес-плану підприємства з виготовлення центроплана

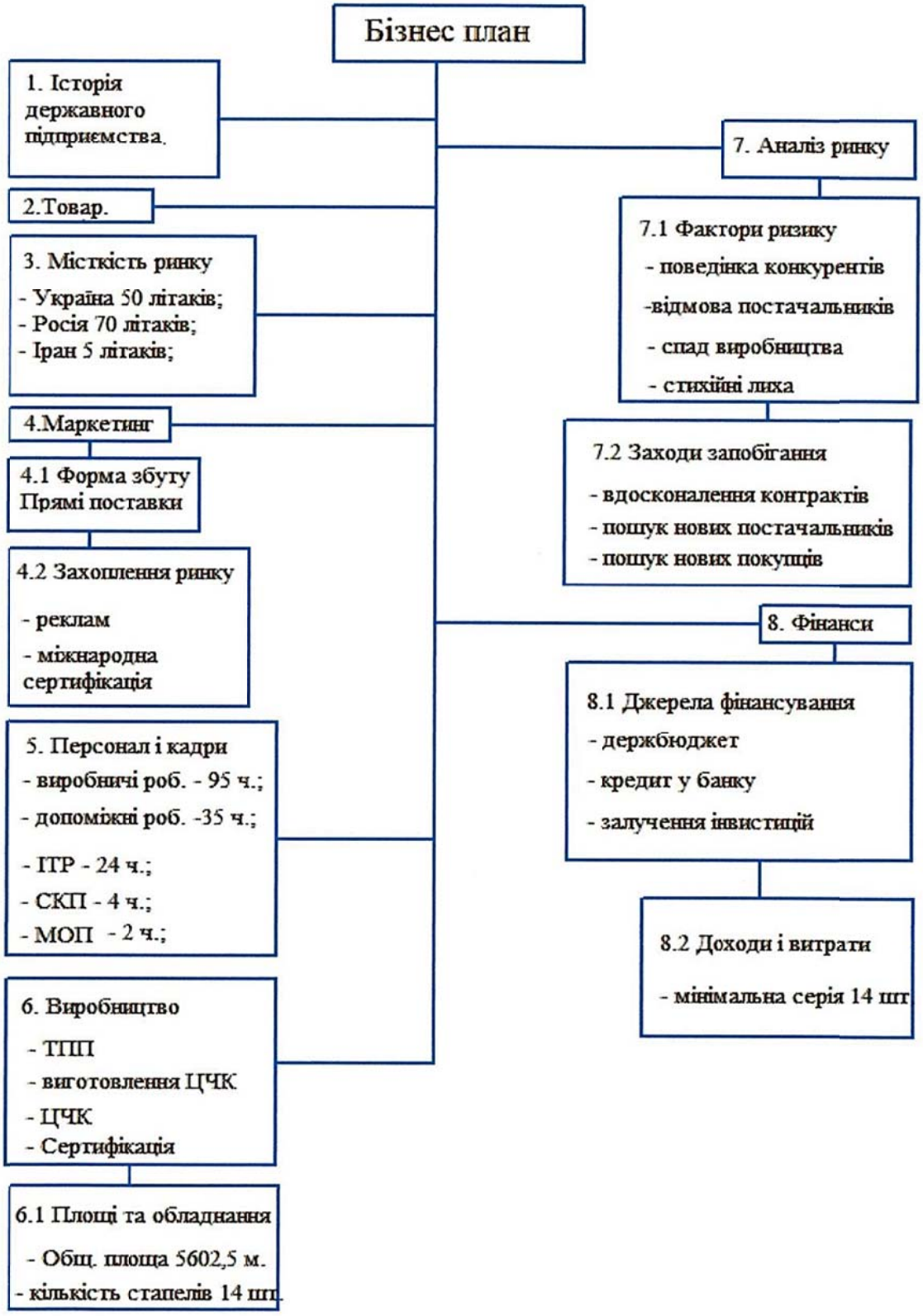


Рисунок 3.1 – Бізнес-план

3.1.1 Історія підприємства

Харківське державне авіаційне виробниче підприємство (ХДАВП, Харківський авіаційний завод (ХАЗ)) – одне з підприємств авіаційної промисловості України – об’єднання декількох заводів, які забезпечують повний цикл робіт із серійного виробництва, доопрацювання та технічного обслуговування в процесі експлуатації вироблених літаків; має сертифікати про схвалення виробництва, видані Державіаслужбою України, а також висновок від організації системи якості Бюро «Верітас».

23 березня 1923 року, в м. Харкові, що мав на той час статус столиці радянської України, було організовано акціонерне товариство «Укрповітрошлях» (УПШ) – перша авіакомпанія на теренах республіки. 51 % її акцій належали державі.

У Харкові почалося спорудження аеропорту. Під злітно-посадкову смугу в районі Сокольників вибрали рівний майданчик поруч із міським іподромом. По сусідству з аеродромом приступилися до зведення ангара, цеху авіаремонтних майстерень і адміністративного будинку, яке тимчасово припинилося через сильні морози. Чекаючи завершення будівництва працівники авіамайстерень розмістилися в утепленому гаражі. Відразу встановили два токарних і один свердлильний верстати. З настанням весни 1924 року, відновилося будівництво великого ангара й будинку майстерень. До кінця травня нові корпуси були закінчені, авіамайстерні одержали назву ТАПУК (Товариство авіації та повітроплавання України і Криму) і приступили до роботи, що переважно полягала в обслуговуванні літаків УПШ.

25 травня відкрилися перші пасажирські лінії Харків-Полтава-Київ і Харків-Кіровоград-Одеса. До початку 1926 року харківські авіамайстерні стали великим для свого часу підприємством зі значним штатом працівників. Якщо у вересні 1924 року їх було 17, то в березні 1925 — уже 50 осіб, а ще за рік, у списках значилися 92 робітників і 15 службовців. В березні 1925 виробничі потужності зросли настільки, що дозволяли перейти від ремонту літаків до їхнього будівництва.

Конструктор-початківець Костянтин Калінін, колишній льотчик у роки першої світової війни, після її закінчення у мирний час став начальником виробництва на київському заводі «Ремповітрошлях-6» де із групою таких же ентузіастів авіації побудував в 1923 році літак власної конструкції. Восени К-1 вилетів у Москву із зупинкою в Харкові (саме тоді відбулася показ машини перед керівництвом УПШ), успішно пройшов державні випробування й, першим з вітчизняних літаків, був рекомендований до серійного виробництва. На пропозицію працювати в Харкові Калінін відповів згодою, і разом з ним із Києва переїхали на нове місце найближчі помічники по створенню К-1, сформувавши невеликий конструкторський колектив, що відразу почав переробку моделі під серійне виробництво.

Конструктори прагнули створити універсальну й недорогу у виробництві машину, що передбачала можливість перевезення трьох пасажирів при екіпажі із двох чоловік. Крім пасажирського, розробляли варіанти санітарного й фотознімального літаків. Вони могли розвивати швидкість 165 км/год, а запас палива забезпечував 6 годин польоту. Машина одержала назву К-2.

У середині травня 1926 року Керування ВПС РСЧА видало К. О. Калініну дозвіл на організацію в Харкові авіаційного заводу. Однак запустити серійне виробництво К-2 на повний хід не виходило. Майстерні були завантажені ремонтними роботами ще більше, ніж у минулі роки. Окрім поточного обслуговування, підприємство виконувало всі види капітального ремонту літаків закордонного виробництва. Склалися напружені обставини, які пізніше стали причиною конфлікту Калініна й УПШ: сполучити обидва напрямки було неможливо, оскільки виробничі потужності залишалися скромними, і фахівців не вистачало.

17 вересня 1926 року через значне розширення діяльності авіамайстерень, розвитку в них власного літакобудування й переведення їх на виконання великих замовлень, авіамайстерні УПШ із цього числа перейменували в «Авіазавод ім. Раднаркому УРСР». Таким чином, ця дата стала днем

народження Харківського авіаційного заводу. К. О. Калінін був призначений директором і головним конструктором підприємства.

У довоєнні часи на підприємстві спочатку йшов серійний випуск літаків К-2 та його вдосконалених моделей К-3 й К-4. Влітку 1930 року завершилися державні випробування першого екземпляра К-5 із двигуном М-15. Вони показали, що при корисному навантаженні 1600 кг максимальна швидкість літака досягала 198 км/год. При зменшенні навантаження на 200 кг значно поліпшувалися керованість і злітно-посадкові характеристики – К-5 обходився смугою завдовжки 140 м для посадки й ледве більше 100 м для зльоту. К-5 був рекомендований до серійного виробництва.

Усього з 1930 по 1934 рік ХАЗ випустив 288 літаків К-5 різних модифікацій. До 1941 року, вони були основою пасажирської авіації СРСР. Вдала машина привернула увагу військових: 1931-го почалися роботи з перетворення К-5 у бомбардувальник. Однак підсумки випробувань бомбардувальників К-5 замовників не влаштували, і при мобілізації передбачалося використовувати ці літаки як санітарні і транспортні.

Наприкінці 1933 року керівництво Головного керування авіаційної промисловості ухвалило рішення щодо припинення в 1934 році випуску К-5 і початку виробництва на ХАЗі продукції військового призначення.

У 1932 році до плану було внесено багатоцільовий військовий літак ВР-2, що одержав позначення К-12. Він повинен був мати здатність довгий час баражувати у фронтовому небі, розвивати швидкість 250 км/год. на висоті 3 000 м, мати радіус дії не менш 350 км і нести 300 кг бомбового навантаження. Харківські конструктори розробили літак-безхвостку, без традиційного хвостового оперення. Теоретичної бази побудови таких літаків на той час ще не було, тож було побудовано дослідний суцільно-дерев’яний планер у співвідношенні 1:2, що успішно пройшов всі заводські випробування. Однак з низки причин К-12 будували вже у Воронежу, куди перевели КБ Калініна.

У 1933 році харківські авіабудівники працювали також над бомбардувальником К-13 і пасажирським літаком К-14.

У довоєнний період конструкторське бюро (КБ) заводу очолювали:

1926-1934 – К. О. Калінін,

1934-1935 – Д. П. Григорович,

1936-1938 – Й. Г. Неман,

1939-1940 – П. Й. Сухий,

1940-1941 – П. Д. Грушин.

У ті роки занадто повільно росла швидкість літаків (з 1929 по 1931 вона збільшилася з 190 км/год. тільки до 200 км/год.), і рішенням цієї проблеми захопився молодий харківський інженер Й. Г. Неман, завідувач кафедри ХАІ. Роботою над проєктом він завантажив своїх найобдарованіших студентів, і група Немана створила ХАІ-1 – низькоплан із вільнонесучим крилом і абсолютним нововведенням – шасі, що складається. Без усякої фінансової вигоди ХАЗ узявся побудувати ХАІ-1 у позаурочний час. Літак був побудований у рекордний термін – 180 днів. У жовтні 1932 відбувся перший дослідний політ ХАІ-1, а у січні 1933 пілот уперше прибрав шасі в польоті. Додаткова швидкість склала 40 км/год. 30 січня літак розвинув швидкість 292 км/год, що відразу вивело його на перше місце в Європі й друге у світі серед швидкісних пасажирських машин. Навесні 1933 року літак був запущений у виробництво ще до закінчення державних випробувань.

Поряд з цивільною продукцією у 1934 р. завод почав випускати гарматні винищувачі I-Z конструкції Д. П. Григоровича. На завод також прибув і сам Дмитро Павлович з групою конструкторів, маючи завдання доведення свого винищувача і створення його нових модифікацій. Однак, через конструктивні недоліки випуск обмежили 50 примірниками. У 1936-1937 рр. побудували 90 вдосконалених винищувачів ІП-1 конструкції Григоровича.

7 серпня 1939 року Головним конструктором був призначений П. Й. Сухий з метою запуску у виробництво ближнього бомбардувальника ББ-1 (Су-2). Літак мав стати основною фронтовою машиною для безпосередньої підтримки військ, їх прикриття та ближньої розвідки.

Досвід з освоєння виробництва літаків різноманітного призначення, кадровий потенціал та виробничі потужності сприяли тому, що завод було переорієнтовано на випуск військової техніки. У квітні 1941 р. у Харкові було побудовано важкий двомоторний винищувач Гр-1 конструкції Грушина. Другий допрацьований літак з позначенням Гр-2, побудований у варіанті швидкісного бомбардувальника, льотчик Гринчик облітав 15 червня.

До розформування завод був зосереджений на випускові літака Су-2. Станом на січень 1942 року було випущено 785 літаків. Розформування та передача обладнання і переведення персоналу 24 січня 1942 було пов'язане з переорієнтацією виробництва на інші типи літаків – Пе-8.

Після відновлення роботи заводу 28 серпня 1943 року у Харкові були організовані деревообробний, дюралевий, механічний і складальний цехи. Завод став одним з ініціаторів створення пересувних авіаремонтних майстерень. З 10 вересня 1943 завод розпочав ремонт Як-1, Як-7, Як-9, Ла-5 та Іл-2, які надходили з фронту. У листопаді 1943 р. розпочали збирання Як-7 і Як-9 із готових агрегатів саратовського заводу. Завдання грудня 1943 було виконано достроково. Наступного, 1944 року, завод почав складання винищувачів-бомбардувальників Як-9Б, виготовлення крил до Як-3, а також налагодив випуск запчастин до Як-1.

Після закінчення війни, упродовж 1947-1949 років тут виготовили 406 поршневих літаків Як-18, а у 1950-1954 роках підприємство виготовило 517 одиниць реактивних навчально-бойових літаків МіГ-15УТІ.

Після цього підприємство було переведене на випуск конвертованого із бомбардувальника Ту-16 першого пасажирського реактивного літака Ту-104. Всього було виготовлено 55 літаків. Наступним став Ту-124 – ближньомагістральний реактивний лайнер, розрахований на перевезення 36-40 пасажирів на відстань до 1500 км із крейсерською швидкістю 780 км/год. (максимальна швидкість сягала 956 км/год.). Усього різних модифікацій літака Ту-124 було випущено 165 екземплярів.

Глибокою модернізацією Ту-124 став літак Ту-124А, знаний в історії авіації як Ту-134. У проєктуванні літака брав участь і конструкторський відділ Харківського заводу – тут проєктували крило Ту-134. Серійне виробництво літака започатковане на заводі № 135 у 1965 році стало основним для Харківського авіазаводу на два десятиліття. Загалом же до завершення виробництва у 1984 році в Харкові збудували 852 літаки Ту-134 різних модифікацій.

У вересні 1975 року керівництво Міністерства авіаційної промисловості СРСР ухвалило рішення про впровадження у виробництво на Харківському авіазаводі безпілотного літака-розвідника Ту-141.

У 1978-1986 роках на об’єднанні було налагоджено випуск стратегічних крилатих ракет авіаційного базування Х-55.

Харківське авіаційне виробниче об’єднання (ХАВО), як називалось в той час підприємство, за наказом МАП № 519 із 1983 року мало налагодити випуск легкого військово-транспортного літака Ан-72, спроектованого в Києві під керівництвом О. К. Антонова. Спеціально для розміщення шести напівавтоматичних і автоматичних ліній з хімічної обробки деталей з алюмінієвих сплавів був збудований новий корпус. Перший літак був готовий у грудні 1985 року. Загалом ХАВО випустило 123 літаки Ан-72, переважна більшість яких призначалась для військових експлуатантів. До цього числа увійшли близько 40-ка машин у вантажному варіанті і близько 60-ти – в салонному, призначеному для забезпечення діяльності штабів різних рівнів. Із середини 1980-х основною продукцією ХДАВП є літаки, розроблені в АНТК ім. О. К. Антонова.

На початку 90-х років XX століття підприємство після серійного випуску легкого транспортного Ан-72, перейшло на виробництво Ан-74 для потреб комерційної авіації. У 1995 році ХДАВП виконало своє найбільше замовлення за часів Незалежної України – 12 літаків Ан-74.

Починаючи з 1999 року ХДАВП серійно виготовляє регіональний турбогвинтовий літак Ан-140.

В цій роботі розглядається випуск центральної частини крила (ЦЧК) літака Ан-140 на державному підприємстві, на прикладі її випуску на базі ХДАВП. Згідно з річним планом на підприємстві повинно бути випущено 57 агрегатів.

3.1.2 Товар

Об’єктом випуску продажу на даному підприємстві є центральна частина крила, як агрегат.

3.1.3 Ємність ринку

В процесі виробництва ЦЧК підприємство стикається з різними вимогами покупця, яким в основному є ХДАВП.

Більше половини своєї продукції підприємство повинно експортувати в інші країни (ближнього і далекого зарубіжжя).

Перевагами збуту продукції в стані України є:

– традиційність зв’язків;

– добре налагоджена і зручна система післяпродажного обслуговування.

Недоліками ринку України є:

– загальна економічна криза в Україні;

– складність зі взаємними неплатежами.

Переваги ринків далекого зарубіжжя:

– величезні розміри ринків;

– можливість отримання прибутку в ВКВ;

– стабільне політичне становище.

Недоліки ринків далекого зарубіжжя:

– недостатня популярність фірми;

– недовіра покупців до нового виробу;

– велика конкуренція;

– складність з післяпродажним обслуговуванням.

3.1.4 Маркетинг

3.1.4.1 Форми збуту

Товар, що випускається фірмою, а саме ЦЧК, збувається способом прямих продажів.

На підприємстві передбачено відділ збуту та відділ зовнішньоекономічних зв'язків. У цих відділах проводяться детальні дослідження ринків, опрацьовуються варіанти та шляхи збуту річної продукції.

В результаті переговорів укладається договір про поставку товару на певний термін в певній кількості. Вказується гарантійний ресурс експлуатації авіаційної техніки.

3.1.4.2 Реклама

Для успішного просування товару на ринку необхідно зробити відповідну рекламу. Її розглядають, як інформацію про споживчі властивості товару, як вид комутативного зв'язку між виробником та споживачем.

Форми реклами, прийняті для даного типу товару:

– друкована реклама;

– фірмові видання;

– розміщення своїх даних у світових каталогах;

– участь в авіасалонах і авіашоу.

3.1.5 Персонал, кадри

Необхідна кваліфікація робітників визначається з досвіду роботи і виявлення складності виконання робіт.

Штат працівників цехів підприємства складається з виробничих робітників, ІТП, СКП, МОП та формується таким чином:

– БТЗ розраховує необхідну кількість працівників і подає заявку до відділу кадрів;

– відділ кадрів направляє працівників у цех, де вони проходять співбесіду з начальником цеху;

– працівник зараховується на роботу, за умови успішного проходження співбесіди.

3.1.6 Виробництво

Як вже зазначалося вище, це підприємство займається випуском ЦЧК. Це виробництво від покупки матеріалів до продажу готового виробу проходить наступні стадії:

– технологічна підготовка виробництва;
– безпосередньо виготовлення;
– контроль випуску деталей, вузлів, агрегатів;
– сертифікація виробів,

3.1.7 Аналіз ризиків

Ризик – це міра мінливості або непевності віддачі, яка складається з очікуваних надходжень і прибутку інвестицій.

3.1.7.1 Фактори ризиків

При виготовленні та реалізації продукції фірма виробник може зіткнутися з такими труднощами:

– невизначеність у досягнені результату;
– невизначеність поведінки конкурентів;
– відмова постачальників;
– спад виробництва та інше.

3.1.7.2 Заходи запобігання ризиків

Для запобігання ризиків можливе застосування різних застережень при укладанні контрактів. Для зведення ризиків до мінімуму необхідно, в укладених контрактах на поставку і придбання, обумовлювати всі можливі фактори ризику, і які з цього можуть бути наслідки.

3.1.8 Фінанси

Так, як підприємство державне, то для реалізації проекту держава виділяє частину коштів держбюджету, частину коштів підприємство бере в кредит у банку, можливо також, при необхідності, залучення інвестицій.

Для визначення мінімальної серії випуску виробу відносно плану 2019-2020 рр., в подальшому буде визначена точка беззбитковості.

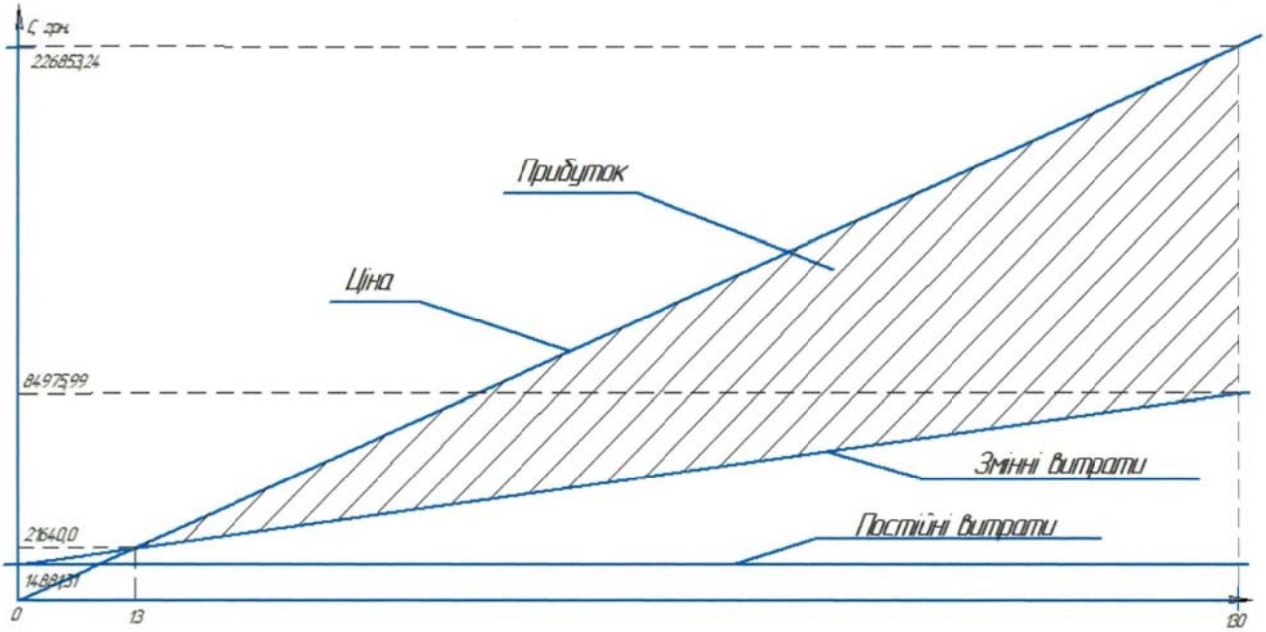


Рисунок 3.2 – Точка беззбитковості

3.2 Визначення прямої заробітної плати виробничих робітників

Пряма заробітна плата (ПЗП) визначається за формулою:

$$ПЗП = Т \cdot \overline{e} \cdot (1 + \frac{\overline{к}_{іп} + \overline{к}_{уп}}{100\%}),$$

де Т – трудомісткість робіт в плановий період (н. год.);

$\overline{e}$ – середня годинна ставка на відрядні роботи;

$к_{іп}$ і $к_{уп}$ – середні по цеху нормативи доплат за умови та інтенсивність праці, %;

$к_{\Sigma}$=24 %.

Середня годинна ставка $\overline{e}$ обчислюється за формулою:

$$\overline{e} = \sum_{к+1}^{в} e_R \cdot n_R / \sum_{к+1}^{в} n_R \ ,$$

де e_R – годинна ставка R-го розряду;

n_R – кількість робочих R-го розряду.

Середню годинну ставку визначимо за формулою:

$$\overline{R} = \sum R \cdot n_R / \sum n_R,$$

де R – чисельне значення розряду.

Вихідні дані і обчислення зведемо в таблицю 3.1.

Тоді $\overline{e}$=25,13 грн./чол. год.

Розрахуємо ПЗП:

ПЗП = 12 259 742, 95 грн.

Розрахуємо додаткову заробітну плату за формулою:

$$ДЗП = ПЗП \cdot (К_{час} \cdot К_{ден.} \cdot К_{міс.})/100,$$

де $К_{час}$, $К_{ден.}$, $К_{міс.}$ – прийняті нормативи часових, денних і місячних доплат, %.

ДЗП = 9 345 334 грн.

Повна заробітна плата виробничих робітників становить:

ПовнЗП = 12 259 742,95+9 345 334 = 21 605 076, 79 грн.

Середня заробітна плата становить:

СЗП = ПовнЗП / ($n_{прац} \cdot n_{міс}$) = 21 605 076, 79 / (95 · 12) = 18 951, 82 грн.

3.3 Розрахунок заробітної плати допоміжних робочих

Заробітна плата допоміжних робітників розподіляється за статтями кошторису витрат на утримання і експлуатацію устаткування і кошторису цехових витрат. У всіх допоміжних робочих середня тарифна ставка *e* = 25,13 грн. / чол. год.

Визначимо пряму заробітну плату:

ПЗП = 38 · 1860 · 25,13 · (1 + 24 / 100) = 280 458, 24 грн.

Додаткова заробітна плата:

$$ДЗП = 280\ 458{,}24 \cdot 32 / 100 = 89\ 746{,}64 \text{ грн.}$$

Повна заробітна плата:

$$ПовнЗП = 280\ 458{,}24 + 89\ 746{,}64 = 370\ 204{,}88 \text{ грн.}$$

Середня заробітна плата в місяць становить:

$$СЗП=370\ 204{,}88 / (38 – 12) = 19\ 213{,}54 \text{ грн.}$$

3.4 Визначення витрат на заробітну плату ІТП та МОП

Таблиця 3.1 – Заробітна плата ІТП та МОП

№ п/п	Найменування професії	Кількість, год.	$Ф_д$, міс.	$Н_{ут.}$, грн.	ПЗП, грн.	$ΣК_{ЧАС}+К_{ДН}$	ДЗП, грн.	ПовнЗП, грн.
1	Начальник цеху	1	11,5	12	9660	32	3091,2	19751,2
2	Зам. нач. цеху	1	11,5	12	8372	32	267904	17051,04
3	Начальник ТБ	1	11,5	12	8629,6	32	2761,47	15391,07
4	Технолог	4	11,5	12	29366,4	32	9397,25	58673,65
5	Технік з інструменту	1	11,5	12	5796	32	1854,72	12650,72
6	Начальник ПДБ	1	11,5	12	8629,6	32	2761,47	13391,07
7	Плановик	2	11,5	12	14683,2	32	4698,62	29381,82
8	Диспетчер	1	11,5	12	7341,6	32	2349,31	11690,91
9	Начальник БТЗ	1	11,5	12	8629,6	32	2761,47	12391,07
10	Нормувальник	1	11,5	12	7341,6	32	2349,31	12690,91
11	Начальник БТК	1	11,5	12	8629,6	32	2761,47	13391,07
12	Контрольний майстер	2	11,5	12	14683,2	32	4698,62	29381,82
13	Механік цеху	1	11,5	12	7084	32	2266,88	11350,88
14	Старший майстер	2	11,5	12	15456	32	4945,92	27401,92
15	Змінний майстер	4	11,5	12	28336	32	9067,52	37403,52

№ п/п	Найменування професії	Кількість, год.	$Ф_д$, міс.	$Н_{ут.}$, грн.	ПЗП, грн.	$\Sigma К_{ЧАС}+К_{ДН}$	ДЗП, грн.	ПовнЗП, грн.
16	Нарядник	1	11,5	12	5796	32	1854,72	11650,72
17	Обліковець	1	11,5	12	5796	32	1853,72	10650,72
18	Бухгалтер	1	11,5	12	6182,4	32	1978,37	10160,77
19	Табельник	1	11,5	12	5796	32	1854,72	11650,72
20	Гардеробник	1	11,5	12	3864	32	1236,48	9100,48
21	Прибиральник	1	11,5	12	3864	32	1236,48	10100,48
	Разом:	30			213936,76		68456,76	395945,9

3.5 Основні фонди цеху і їх амортизація

До основних фондів підприємства належать: будівлі, споруди, силові машини, робоче обладнання і цехові транспортні засоби, вимірювальні та регулюючі прилади, цінний універсальний інструмент і обладнання, цінний виробничий і господарський інвентар.

Первісну вартість будівлі розраховують:

$$С_{зд} = V_k \cdot С_k \cdot V_n \cdot С_n,$$

де V_k, V_n – обсяги, займані у виробничому корпусі та прибудові до нього;

$С_k$, $С_n$ – вартість 1 м^3, $С_k$=200 грн., $С_n$=170 грн.

$$С_{зд} = 15\,853,2 \cdot 200 + 3\,963,3 \cdot 170 = 3\,844\,401 \text{ грн.}$$

Первісну вартість робочого обладнання та підйомно-транспортних засобів обчислюють:

$$С_{об} = 1,1 \sum_{i=1}^{m} n_i \text{ ц}_i (1 + K_{тр}),$$

де n_i – прийнята кількість обладнання, шт.;

$К_{тр}$ – коефіцієнт, що враховує витрати на транспортування і монтаж обладнання ($К_{тр}$=0,1);

m – кількість видів основного устаткування, встановленого в цеху.

Коефіцієнт К=1,1 враховує балансову вартість підйомно-транспортних засобів, додаткового і допоміжного обладнання. Первісну вартість вимірювальних і регулюючих приладів можна прийняти для цехів стапельного складання – 10 % від балансової вартості робочого обладнання. Балансову вартість цінного виробничого і господарського інвентарю можна прийняти, як 2 % балансової вартості робочого обладнання цеху.

Величину річних амортизаційних відрахувань визначають шляхом застосування норм амортизації до балансової вартості груп основних фондів.

$$A_{ri} = \frac{\text{Н}_{\text{a}i}}{100} \cdot C_{\text{б}i},$$

де Н_{ai} – норма амортизації i-ї групи основних фондів;

$\text{С}_{\text{б}i}$ – балансова вартість i-ї групи.

Таблиця 3.2 – Основні фонди цеху

№ п/п	Основні фонди	$\text{С}_{\text{б}i}$, грн.	Н_{ai}, %	А_{ri}, грн.
1	Будівлі, споруди	3 844 401, 0	5	192 220, 05
2	Робочі машини і обладнання	106 177, 5	15	26 544, 38
3	Цінний універсальний інструмент і обладнання	19 602, 0	25	2 940, 3
4	Цінний виробничий і господарський інвентар	17 968, 5	25	2 695, 28
	РАЗОМ:	3 988 149, 0		224 400, 01

3.6 Витрати на експлуатацію та утримання обладнання

Кошторис витрат на утримання і експлуатацію устаткування складається з ряду статей. Склад статей витрат на утримання і експлуатацію устаткування представлений в таблиці 3.3. Результати розрахунку занесені в цю ж таблицю.

Стаття 1. Чи враховує амортизаційні відрахування на робоче обладнання і цехові транспортні засоби, вимірювальні і регулюючі прилади.

Стаття 2. Витрати на експлуатацію обладнання:

а) плата за допоміжні матеріали

$$C = 20 \cdot 163 = 3\,260 \text{ грн.};$$

б) зарплата допоміжних робітників

$$C = 370\,204,88 \text{ грн.};$$

в) відрахування на соціальне страхування дорівнює 37,5 % від річного фонду зарплати допоміжним робочим

$$C_{ССтрах} = 370\,204{,}88 \cdot 0{,}375 = 138\,826,83 \text{ грн.};$$

г) оплата палива і енергії

$$C_{ТЕ} = 3000 \text{ грн.}$$

Стаття 3. Поточний ремонт обладнання:

а) допоміжні матеріали

$$C = 0{,}03 \cdot 143\,748 = 4312{,}44 \text{ грн.};$$

б) заробітна плата допоміжних робітників

$$C = 370\,204,88 \text{ грн.};$$

в) відрахування на соціальне страхування 2,7 % від С:

$$C = 9995{,}53 \text{ грн.}$$

Стаття 4. Зміст і експлуатація транспорту

а) $C = 3150{,}0$ грн.;

б) соціальне страхування

$$C = 0{,}5 \cdot 3150{,}0 = 1575 \text{ грн.}$$

Стаття 5. Відновлення інструменту:

а) $C = 10 \cdot 152{,}04 = 1520{,}4$ грн.;

б) $C = 2 \cdot 152{,}04 = 304{,}08$ грн.

Стаття 6. С=5 % від попередніх статей:

$$C = 0{,}05 \cdot 353\,535,9 = 1767{,}8 \text{ грн.}$$

Таблиця 3.3 – Кошторис витрат на утримання і експлуатацію устаткування

Найменування статей витрат	**Додатковий.**	**Заробітна плата**	**Відрахування**	**Паливо**	**Амортизаційні відрахування**	**Послуги**	**Σ**
Амортизація обладнання	—	—	—	—	32179,9	—	32179,9
Зміст і експлуатація	3260	370204,88	138826,83	3000	—	2901,74	518193,45
Поточний ремонт	4312,44	370204,88	9995,53	—	—	4312,44	388825,29
Внутрішньо-заводські переміщення	—	3150	1166,67	—	—	1575	5891,67
Відновлення інструменту	1520,4	370204,88	138826,83	—	—	304,08	510856,19
Інші:	—	—	—	—	—	17676,8	17676,8
Разом:	9092,84	1113764,64	288815,86	3000	32179,96	26770,06	1473623,36

3.7 Витрати на управління цехом

Кошторис витрат на управління цехом складається з декількох статей. Кошторис цехових витрат представлений в таблиці 3.4.

Стаття 1. Чи враховує витрати на утримання управлінського персоналу цеху:

а) заробітна плата ПЗП = 1 105 790, 67 грн;

б) відрахування на соціальне страхування С = 29 856, 35 грн.

Стаття 2. Чи враховує витрати на зарплату і відрахування на соціальне страхування працівників тех. бюро і допоміжних робітників, не пов'язаних з експлуатацією та обслуговуванням устаткування (підготовчий, контролерів, комірників).

а) ПЗП = 282 396, 56 грн;

б) З = 7624, 71 грн.

Стаття 3. Чи враховує амортизаційні відрахування по будівлях, спорудах і т.д.

З = 224 400, 01 грн.

Стаття 4. Чи враховує витрати цеху на утримання будівель, споруд, інвентарю.

а) витрати на опалення, вентиляцію, освітлення будівель які можуть бути прийняті в розмірі 10 % від вартості будівлі цеху. З = 384 440, 1 грн;

б) витрати на утримання будівель в чистоті:

- витрати на матеріали – 1 % вартості будівлі цеху

  З = 38 444, 01 грн.

- заробітна плата і відрахування на соціальне страхування прибиральників цеху

  ПЗП = 5400, 48 грн.

  З = 137,71 грн.

Стаття 5. Чи враховує витрати на поточний ремонт будівель і споруд, і приймається 3 % вартості будівлі цеху

З = 115 332, 03 грн.

Стаття 6. Чи враховує витрати на випробування, досліди та дослідження.

$$С = 50 \cdot 163 = 8150 \cdot 12 = 97\,800 \text{ грн.}$$

Стаття 7. Чи враховує витрати на охорону праці та промислову санітарію. Ці витрати можуть бути прийняті в складальних цехах – 15 грн. на одного працюючого в рік.

Стаття 8. Чи враховує витрати на загальноцехові призначення (канцелярські та інше). Їх приймаємо в розмірі 5 % від суми попередніх статей цехових витрат.

$$З = 0{,}05 \cdot 2\,250\,572,\ 72 = 112\,528,\ 64 \text{ грн.}$$

Всі розрахункові дані зведені в таблицю 3.4.

Таблиця 3.4 – Кошторис цехових витрат

	Додаткові матеріали	**Зарплата**	**Відрахування на соц. витрати**	**Паливо, енергія**	**Амортизаційні відрахування**	**Інші витрати**	**Σ**
Зміст АЦП	—	11057	29856,35	—	—	—	1135647
Зміст іншого	—	282396,56	7624,71	—	—	—	290021,27
Амортизаційні відрахування	—	—	—	—	224400,01	—	224400,01
Утримання будинків	38444,01	5100,48	137,71	384440,1	—	—	428122,3
Ремонт	—	—	—	—	—	115332,0	115332,0
Випробування, дослідження	—	—	—	—	—	199733,64	199733,64
Охорона праці	—	—	—	—	—	29340	29340
Відшкодування зносу	—	—	—	—	—	19560	19560
Інші витрати	—	—	—	—	—	112528,64	112528,64
Разом:	38444,01	1393287,71	37618,77	384440,1	224400,01	476494,31	255468,427

3.8 Визначення загальногосподарських витрат

Таблиця 3.5 – Кошторис загальногосподарських витрат

Найменування статей витрат	**Допоміжні матеріали**	**ЗП**	**Нарахування ЗП**	**Паливо, енергія**	**Амортизація**	**Інші витрати**	**Σ**
Зміст працівників заводо-управління	—	1105790,67	29856	—	—	—	1135647
Амортизація будівель та споруд	—	—	—	—	224400,01	—	224400,01
Утримання будинків, споруд	34444,01	—	—	384440,0	—	—	422884,11
Поточний ремонт	115332,03	—	—	—	—	—	115332,03
Відрядження	—	—	—	—	—	39120,0	39120,0
Зв’язок	—	—	—	—	—	19560,0	19560,0
Інші витрати	—	—	—	—	—	97847,16	97847,16
Разом:	153776,0	110579	29856,35	384440,1	224400,01	156527	205479,03

3.9 Розрахунок планової собівартості

Таблиця 3.6 – Планова собівартість

№ п/п	Найменування статей калькуляції	Витрати, грн.
1	Сировина і основні матеріали, покупні вироби і напівфабрикати, зменшення або збільшення витрат	67900,27
2	Паливо й електроенергія	20957,23
3	ПЗП виробничим робочим	18286,63
4	ДЗП виробничим робочим	9371,72
5	Відрахування до соціальних фондів	20121,88
6	Підготовка і освоєння виробництва	27218,69
7	Відшкодування зносу	4008,38
8	Витрати на обладнання	11335,56
9	Витрати на управління цехом	1965,142
10	Страхування майна	306,78
11	Загальнозаводські витрати	11580,608
12	Виробнича собівартість	133364,64
13	Позавиробничі витрати	16668,23
14	Повна собівартість	140032,87
15	Планований прибуток	49011,87
16	Оптова ціна	1089044,37
17	ПДВ	37808,87
18	Ціна продажу	1326853,24

3.10 Розрахунок основних техніко-економічних показників

Таблиця 3.7 – Основні техніко-економічні показники

№ п/п	Показники	Одиниця вимірювання	Величина
1	Річний дохід від реалізації продукції	грн.	29 490 921, 2
2	Балансовий прибуток	грн.	11 286 648, 1
3	Вартість основних фондів	грн.	3 988 149, 0
4	Чисельність працюючих	чол.	163
5	Площа підприємства	$м^2$	1 501,25
6	Середня місячна заробітна плата основних робітників	грн.	645,25
7	Середня місячна заробітна плата допоміжних робітників	грн.	811,85
8	Вироблення на одного робітника	грн./чол.	180 925, 7
9	Фондовіддача	грн.	7,39
10	Рентабельність капіталу	%	28,3
11	Рентабельність обороту	%	38,3
12	Оборотність капіталу	грн.	7,39
13	Прибутковість	%	162

Підсумок:

З 2019 по 2020 рік було випущено 57 агрегатів, кожен з яких коштує 1 326 853, 24 грн. З урахуванням усіх витрат прибуток буде становити 48 403 605,8 грн.

4 СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

ТЕХНОЛОГІЇ 3D-ДРУКУ

4.1 Вступ

Адитивні технології або 3D-друк – процес створення тривимірних об’єктів практично будь-якої геометричної форми на основі цифрових моделей. Концепція 3D-друку заснована на побудові об’єкта послідовно нанесеними шарами, що відображають контури моделі. Фактично, 3D-друк є повною протилежністю таким традиційним методам механічного виробництва і обробки, як фрезерування або різка, де формування вигляду виробу відбувається за рахунок видалення зайвого матеріалу.

3D друк часто називають «магічною» технологією, оскільки дозволяє перетворювати, отримані в CAD-системах в готові вироби. У реальності процес 3D-друку вимагає також багато ручної праці, що включає попередню підготовку і подальшу обробку надрукованих деталей для досягнення їх бажаної якості.

Адитивні технології бурхливо розвиваються і активно впроваджуються в наше життя. За останнє десятиліття вартість 3D-принтера скоротилася з декількох десятків тисяч доларів до кількох сотень і продовжує знижуватися в міру розвитку галузі. Уже сьогодні адитивне виробництво стоїть на порозі революції: побутовий друк пластикових виробів власного дизайну в кожному будинку вже скоро не буде чимось незвичайним. Згідно з дослідженнями, домашні 3D-принтери з відкритим вихідним кодом дозволять відіграти капітальні витрати на власне придбання за рахунок економічності побутового виробництва предметів.

Адитивні технології широко використовуються для прототипування і розподіленого виробництва в архітектурі, будівництві, промисловому дизайні, автомобільній, аерокосмічній, військово-промисловій, інженерній та медичній галузях, біоінженерії.

Адитивні технології вийшли на абсолютно новий рівень. 3D-друк – це методика виготовлення об'ємних виробів на основі цифрових моделей. Незалежно від конкретної технології, суть процесу полягає в поступовому послойному відтворенні об’єкта. У цьому процесі застосовується спеціальний електронний пристрій – 3D-принтер, який друкує певними видами матеріалів. Інші назви технології – швидке прототипування або адитивне виробництво. Часто словосполучення «адитивні технології» використовується в значенні «3D-технології».

4.2 Загальні відомості про 3D-друк

4.2.1 Історія виникнення 3D-друку

У 1984 році американець Чарльз Халл розробив технологію стереолітографії для друку 3D-об’єктів за даними цифрових моделей з фотополімеризуючих композитних матеріалів.

Через два роки, Халл отримав патент на технологію стереолітографії, заснував компанію 3D-Systems і розробив перший комерційний прилад тривимірного друку. Перший 3D-принтер в історії людства отримав назву «Установка для стереолітографії». Вже в 1988 році в компанії 3D-Systems розробили першу модель 3D-принтера, запущену в серійне виробництво для широкого кола споживачів.

Історія створення 3D-принтера продовжилася з появою технології Poly Jet, заснованої на використанні фотополімерної смоли. При такому способі друку головка принтера «малює» шар моделі за допомогою світлочутливої смоли, який моментально засвічується лампою. Ціна його значно нижче, а висока точність дає можливість виготовлення не просто моделей, але готових до застосування деталей.

З плином часу розвиток індустрії 3D-друку прискорювався, з’являлися нові фірми-виробники 3D-принтерів, що вносять свій внесок в її розробку, використовувалися нові матеріали і принципи, розміри і ціни пристроїв ставали

все менше: перші 3D-друк були величезні, сьогоднішні ж пристрої для тривимірного друку вміщаються на столі.

Сучасні тривимірні принтери стають все більше схожі на пристрої для 2D-друку на папері («звичайні» принтери): як за зовнішнім виглядом, так і за технологією нанесення «фарбувальної» речовини. Друковані сучасними принтерами моделі відрізняються ще й високою механічною міцністю, тому можуть застосовуватися в якості готових виробів.

З 2003 року спостерігається значне зростання у продажі 3D-принтерів. Крім того, вартість 3D-принтерів постійно зменшується. Технологія також знаходить застосування в сфері виробництва ювелірних виробів, взуття, промислового дизайну, архітектури, проектування та будівництва в атомній, автомобільній, аерокосмічній, стоматологічній та інших галузях.

На середину 2010-х років стала доступною велика кількість конкуруючих технологій, що дозволяють зробити 3D-модель. Їхні основні відмінності стосуються етапу побудови шарів при створенні деталі. Деякі технології використовують плавлення або розм'якшення матеріалу для виробництва шарів (SLS, FDM), інші — використовують рідкі матеріали, які твердіють за різними принципами.

4.2.2 Класифікація адитивних технологій

Адитивні технології (AM-технології) можна розрізняти за:

– методом фіксації шару: фотополімеризація, сплавлення, склеювання;

– типом конструктивних матеріалів: рідкі, сипучі, ниткоподібні чи пруткові, листові або плівкові;

– ключовою технологією: лазерні, нелазерні.

За стандартом ASTMF2792/1549323-1 адитивні технології поділені на 7 категорій:

1. MaterialExtrusion – видавлювання матеріалів або пошарове нанесення розплавленого конструкційного матеріалу через екструдер.

2. MaterialJetting – розбризкування або пошарове струменеве нанесення конструкційного матеріалу.

3. BinderJetting – розбризкування або пошарове струменеве нанесення зв'язуючого матеріалу.

4. SheetLamination – з’єднання листових матеріалів або пошарове формування виробу з листових конструкційних матеріалів.

5. VatPhotopolymerization – фотополімеризація у ванні або пошарове затверджування фотополімерних смол.

6. PowderBedFusion – розплавлення матеріалу в попередньо сформованому шарі або послідовне формування шарів порошкових конструкційних матеріалів і вибіркове (селективне) спікання частин конструкційного матеріалу.

7. Directedenergydeposition – прямий підвід енергії безпосередньо в місце конструювання або пошарове формування виробу методом внесення конструктивного матеріалу безпосередньо в місце підведення енергії.

4.2.3 Сфери застосування 3D-друку

Спектр виробів, вироблених за допомогою адитивних технологій, надзвичайно широкий і продовжує стрімко розширюватися. На сьогоднішній день 3D-друк знаходить застосування в наступних сферах людської діяльності:

– архітектура,
– будівництво,
– промисловий дизайн,
– автомобільна, аерокосмічна галузі,
– військово-промисловий комплекс,
– інженерна галузь,
– медицина,
– біоінженерія (для створення штучних тканин),
– виробництво одягу та взуття,
– виробництво ювелірних виробів,
– географічні інформаційні системи,
– харчова промисловість,
– фармацевтика.

4.2.4 Використання 3D-друку в авіації та її перспективи

AM-технології сьогодні найбільш динамічно розвиваюча галузь матеріального виробництва, яка дає можливість отримувати нові властивості виробів, економити час та матеріали при їх виготовленні. Західні аналітики розглядають ступінь впровадження цих технологій як надійний індикатор реальної індустріальної потужності держави.

Характерною тенденцією останніх років є постійний ріст асортименту та кількості деталей, що виготовляються за адитивними технологіями. І особливо важливим є прогрес у найбільш важкому та інноваційному секторі AM-технологій – «вирощуванні» виробів із металу. Недивно, що однією з самих гарячих тем для обговорення став 3D-принтер в авіації. Адже в аерокосмічній галузі 3D-друк дозволяє не лише спростити, але й значно вдосконалити виробничий процес.

Однією з перших компаній, яка зважилася на відповідальний крок, став європейський лідер в галузі авіації – «Airbus». Саме тут проводились перші експерименти з виготовлення 3D-друкованих деталей для літаків, а також підтримувалось впровадження 3D-технологій на промисловому рівні. Фірма навіть відкрила завод, який спеціалізується на виготовленні виключно 3D-друкованих компонентів. Саме дякуючи «Airbus», 3D-принтер в авіації – більше не мрія і не сон, а повноцінна дійсність.

Деякі 3D-друковані елементи використовуються в окремих моделях літаків від «Airbus», серед яких A320neo, A350 XWB та A220-300. Компанія оголосила про включення компонентів, надрукованих на 3D-принтері, в серійне виробництво літаків моделей A350 XWB та A220-300.

Рисунок 4.1 – Літак Airbus A220-300

3D-друк покликаний полегшити структуру літальних апаратів шляхом оптимізації геометрії компонентів і застосування композитних матеріалів для виготовлення деталей. Однак це не єдина мета «Airbus». Розробники також мають намір перейти на адитивне виробництво щонайменше половини компонентів в майбутніх літаках. Самі ж майбутні літаки зазнають змін не тільки в конструкційної частини, але і в інтер'єрі. Згідно з планами «Airbus», оптимізація за допомогою 3D-технологій торкнеться кожного елемента літальних апаратів, щоб в результаті отримати легкі, просторі і технологічні літаки.

Компанія «Boeing» десятками тисяч виготовляє сотні найменувань деталей для військових та комерційних літаків, а «General Electric» планує протягом 5…10 років наростити обсяги виробництва AM-технологіями та досягнути виготовлення приблизно половини деталей енергетичних турбін та авіадвигунів цими методами. Нещодавно компанії «Boeing» та «ASTRO America» вперше продемонструвала надрукований на 3D-принтері вузол несучого гвинта гелікоптера AH-64 Apache. Виготовлення вузла тяги головного ротора методом 3D-принту зайняло 9 годин: 45 хвилин, щоб нанести алюміній серії 6000, і вісім годин, щоб надрукувати.

Рисунок 4.2 – Обслуговування несучого гвинта на гелікоптері AH-64 Apache

Наразі керівники проєкту Apache надали ASTRO America список із восьми деталей, які вважаються хорошими кандидатами для 3D-друку.

Вузли й агрегати виготовлені на 3D-принтері мають низку переваг: мікроструктура деталей міцніша, тому вони можуть служити довше, ніж ті, що були виготовлені за традиційними технологіями.

Іншою перевагою є швидкість виготовлення та спрощення логістики – друк деталей на місці дозволить провести швидкий ремонт повітряного судна та оминути тривалий етап очікування доставки запасних частин.

Адитивні технології приваблюють авіаконструкторів не тільки економічністю. Вони також надають можливість виготовляти вироби з великою кількістю закритих порожнин, сотових структур, вбудованих каналів охолодження, а також топологічно оптимізувати форму майбутнього виробу ще на стадії моделі, значно підвищуючи експлуатаційні характеристики та зменшуючи вагу готового виробу.

4.2.5 Використання 3D-друку в газотурбінних двигунах

Спочатку 3D-друк в основному застосовувалася для прототипування - створення проміжних прототипів при розробці. Але сучасні 3D-принтери можуть друкувати не тільки пластиком, а й важливими промисловими

матеріалами, такими як метал або кераміка, а дозвіл такого друку значно зріс. Завдяки цьому деякі компанії в останні роки почали експериментувати з 3D-друком, як альтернативним способом виробництва. Як правило, цей метод застосовують для створення деталей, які складно або зовсім неможливо створити традиційними методами, наприклад, литтям в форму.

Компанія GE («General Electric») розробила і протестувала в 2017 році новий турбогвинтовий двигун, в якому широко застосовуються технології 3D-друку. Він отримав назву ATP (Advanced Turboprop). Головна його особливість полягає в тому, що приблизно третина двигуна створена за допомогою 3D-друку титановим сплавом. Ця технологія дозволила об’єднати 855 окремих деталей в 12, а також поліпшити характеристики двигуна. Компанія стверджує, що такий метод виробництва зробив двигун на 45 кілограмів легше, що в перспективі має зменшити споживання палива на 20 відсотків і збільшити потужність на 10 %.

Серійні двигуни будуть встановлюватися на розроблювальний літак Cessna Denali.

Американською компанією «Pratt & Whitney» нещодавно розроблено двигун TJ-150 для безпілотних літальних апаратів, який складається виключно з надрукованих деталей. Газотурбінний двигун TJ-150 розвиває тягу 667 Н. Розробники, завдяки використанню технології 3D-друку скоротили число деталей TJ-150 з 400 приблизно до шести, що майже наполовину зменшило вартість двигуна.

NASA нещодавно протестувало деталь ракетного двигуна, надруковану на 3D-принтері. Її особливість полягає в тому, що єдина деталь надрукована з двох різних сплавів, тоді як раніше для цього доводилося поєднувати кілька окремих елементів.

4.2.6 Загальні принципи 3D-друку

3D-принтер (рис. 4.3) – це пристрій, який здійснює тривимірний друк і дозволяє створювати матеріальні об’єкти за їх 3D-моделлю. Конструктивні особливості 3D-принтера цілком і повністю залежать від технології адитивного

виробництва, покладеної в його основу. Автоматизоване адитивне виробництво неможливе без джерела інформації про взаємне розташування елементів об’єкта друку, його геометрії. Таким джерелом інформації служать цифрові тривимірні моделі, або 3D-моделі. Вони створюються методом ручного комп’ютерного графічного дизайну або методом 3D-сканування. Ручне моделювання, або підготовка геометричних даних для створення тривимірної комп’ютерної графіки, дещо нагадує скульптуру. 3D-сканування – це автоматичний збір і аналіз даних реального об’єкта, а саме форми та інших характеристик, з подальшим перетворенням в цифрову тривимірну модель (рис. 4.4).

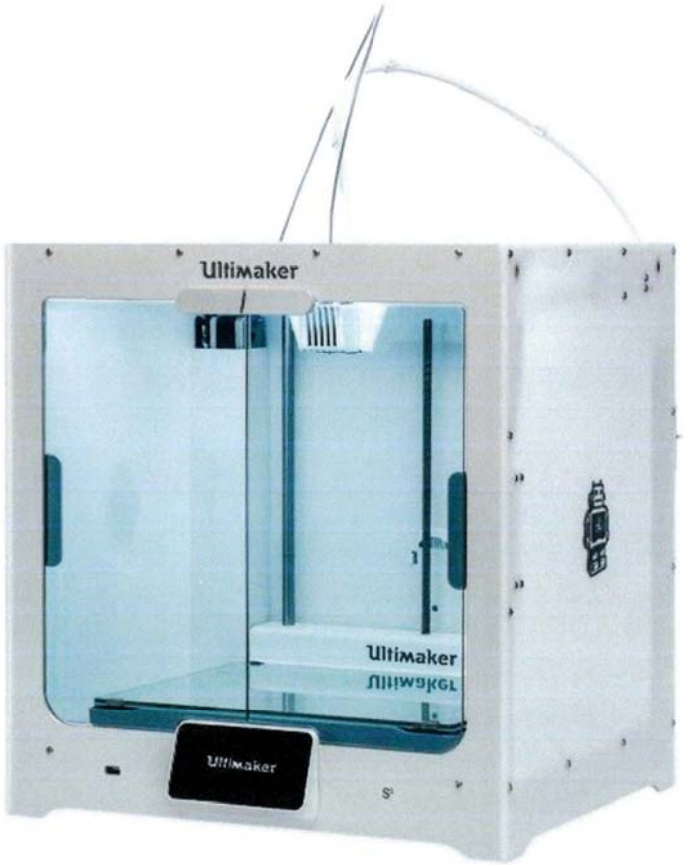


Рисунок 4.3 – 3D-принтер

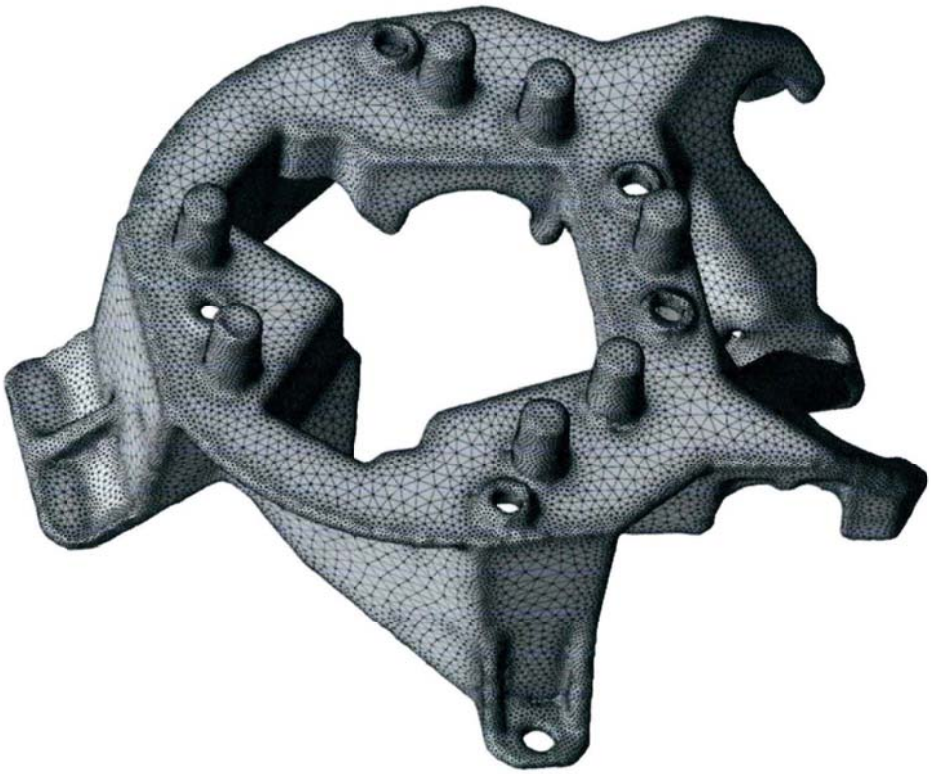


Рисунок 4.4 – Файл STL, 3D-модель

Під час друку принтер зчитує 3D-друкований файл (як правило, в форматі STL), що містить дані тривимірної моделі, і завдає послідовні шари рідкого, порошкоподібного, паперового або листового матеріалу, вибудовуючи тривимірну модель з серії поперечних перерізів. Ці шари, відповідні віртуальним поперечним перетинам в CAD-моделі, з'єднуються або сплавляються разом для створення об'єкта заданої форми. Основною перевагою даного методу є можливість створення геометричних форм практично необмеженої складності. Вісь Z передбачає товщину нанесення шарів, а вісь X і Y передбачає точність позиціонування друкованої головки в горизонтальній площині. Дозвіл вимірюється в DPI (кількість точок на дюйм) або мікрометрів (застарілим терміном є «мікрон»). Типова товщина шару становить 100 мкм, хоча деякі пристрої на кшталт Objet Connex і 3D Systems Pro Jet здатні друкувати шарами товщиною від 16 мкм. Дозвіл по осях X і Y схоже з показниками звичайних двомірних лазерних принтерів. Типовий розмір часток складає близько 50-100 мкм (від 510 до 250 DPI) в діаметрі.

Технологічні особливості процесу тривимірного друку головним чином залежать від технології адитивного виробництва лежить в основі цього процесу. Класифікація основних методів і технологій, що застосовуються в тривимірної друку на сьогоднішній день, представлена в таблиці 4.1.

Таблиця 4.1 – Класифікація основних методів і технологій 3D-друку

Метод	Базова технологія	Використані матеріали
Екструзійний	Моделювання методом шарового наплавлення (FDM або FFF)	Термопластичні полімери (такі як полілактид (ПЛА), акрилонітрилбутадієнстірол (АБС-пластик) та інше)
Дротяний	Виробництво довільних форм електронно-променевим плавленням EBF	Практично будь-які металеві сплави
	Пряме лазерне спікання металів (DMLS)	Практично будь-які металеві сплави
	Електронно-променеве плавлення (EBM)	Титанові сплави
Порошковий	Вибіркове лазерне плавлення (SLM)	Титанові сплави, кобальтхромові сплави, нержавіюча сталь, алюміній
	Вибіркове теплове спікання (SHS)	Порошкові термопластичні полімери
	Вибіркове лазерне спікання (SLS)	Термопластичні полімери, металеві порошки, керамічні порошки
Струменевий	Струменевий тривимірний друк 3DP)	Гіпс, пластики, металеві порошки, піщані суміші
Ламінування	Виготовлення об’єктів методом ламінування (LOM)	Папір, металева фольга, пластикова плівка
	Стереолітографія (SLA)	Фотополімери
Полімеризація	Цифрова світлодіодна проекція (DLP)	Фотополімери

4.3 Технології 3D-друку

4.3.1 Екструзійний спосіб 3D-друку

Екструзійний 3D-друк – це процес друку методом пошарового наплавлення (мається на увазі створення шарів за рахунок екструзії матеріалу), який швидко твердіє у вигляді мікрокрапель або тонких струменів. Екструдер нагріває матеріал до температури плавлення з подальшим видавлюванням розплавленої маси через сопло. Сам екструдер приводиться в рух покроковими двигунами або сервомоторами, що забезпечують позиціонування друкованої головки в трьох площинах. Переміщення екструдера контролюється виробничим програмним забезпеченням, прив'язаним до мікроконтролера.

Загальна схема пристрою 3D-принтера екструзійного типу представлена на рис. 4.5.

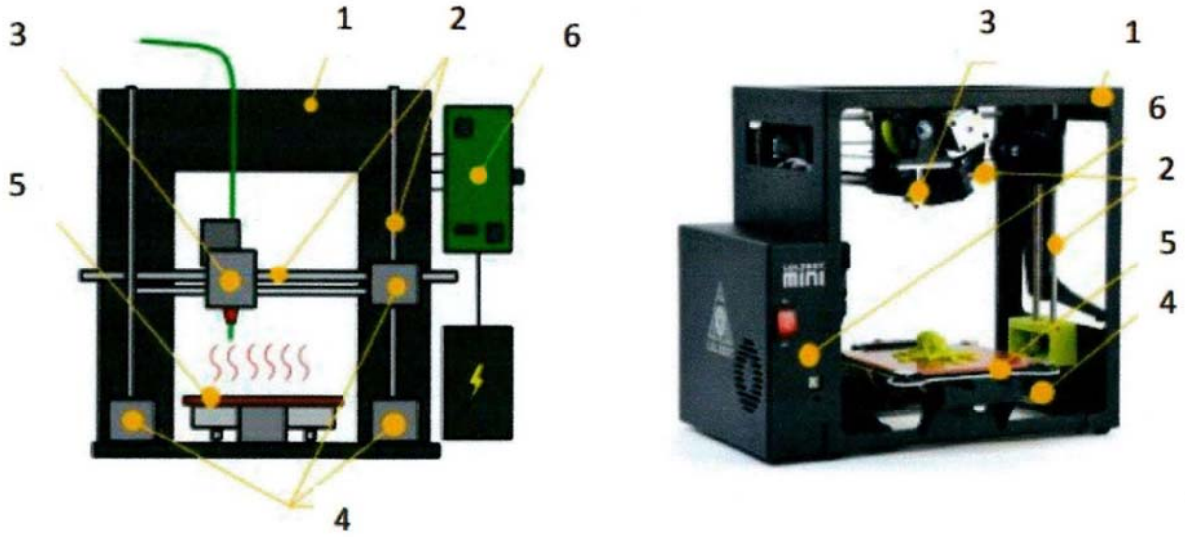


Рисунок 4.5 – Схема 3D-принтера екструзійного типу:
1 – корпус, 2 – закріплення на ньому направляючих,
3 – друкуюча голівка, 4 – покрокові двигуни, 5 – робочий стіл,
6 – керуюча електроніка

Екструдер рухається в горизонтальній і вертикальній площинах під контролем алгоритмів, аналогічних в верстатах з числовим програмним управлінням, сопло рухається по траєкторії, заданої системою

автоматизованого проектування (САПР). Модель будується шар за шаром, від низу до верху. Як правило, екструдер (так звана «друкуюча голівка») приводить в рух покрокові двигуни або сервоприводи.

Як витратних матеріалів для екструзії друку використовуються різні види полімерів, включаючи акрилонітрілбутадієнстірол (АБС-пластик), полікарбонат (ПС), полілактид (полімолочна кислота, ПЛА), поліетилен високого тиску (ПЕВТ, ПЕНП), суміші полікарбонату і АБС-пластика, поліфеніленсульфон і ін. Технологія пошарового наплавлення має певні обмеження по складності створюваних геометричних форм, наприклад, створення навісних конструкцій (таких, як сталактити) неможливо само по собі через відсутність необхідної підтримки. Це обмеження компенсується створенням тимчасових опорних конструкцій, видаляються після закінчення друку. Наприклад, (рис. 4.6).

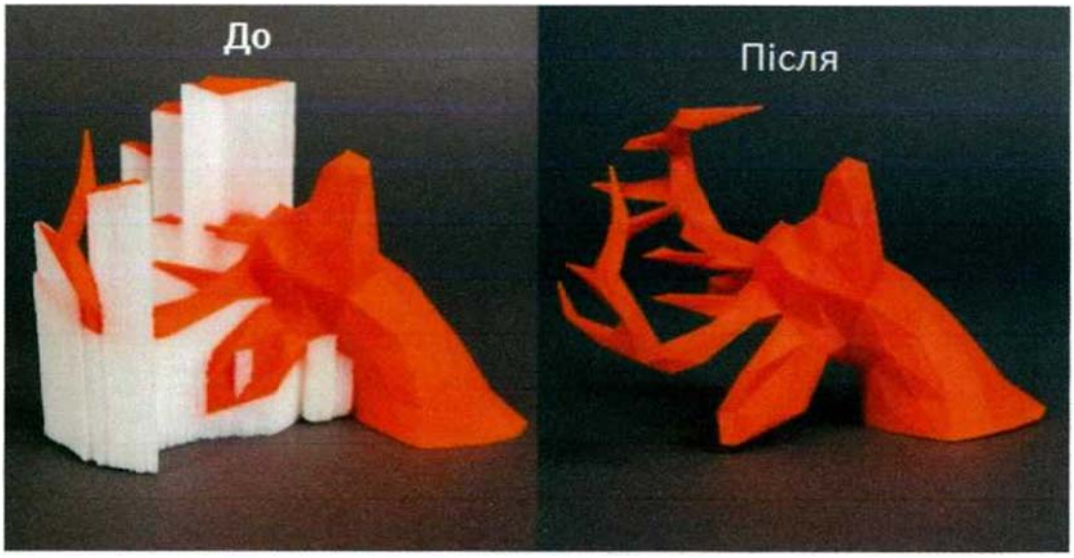


Рисунок 4.6 – Ілюстрація тимчасових опорних конструкцій

4.3.2 Стереолітографія (SLA, DLP)

Стереолітографія (Laser stereolithography, SLA). Технологія лазерної стереолітографії заснована на фотоініційованій лазерним випромінюванням або випромінюванням ртутних ламп полімеризації фотополімерної композиції (ФПК).

Даний метод відрізняється від інших тим, що в ньому використовують в якості «будівельного матеріалу" не порошки, а фотополімери в рідкому стані. У ємність з рідким фотополімером поміщається сітчаста платформа (елеватор), на якій здійснюється "вирощування" прототипу (рис. 4.7).

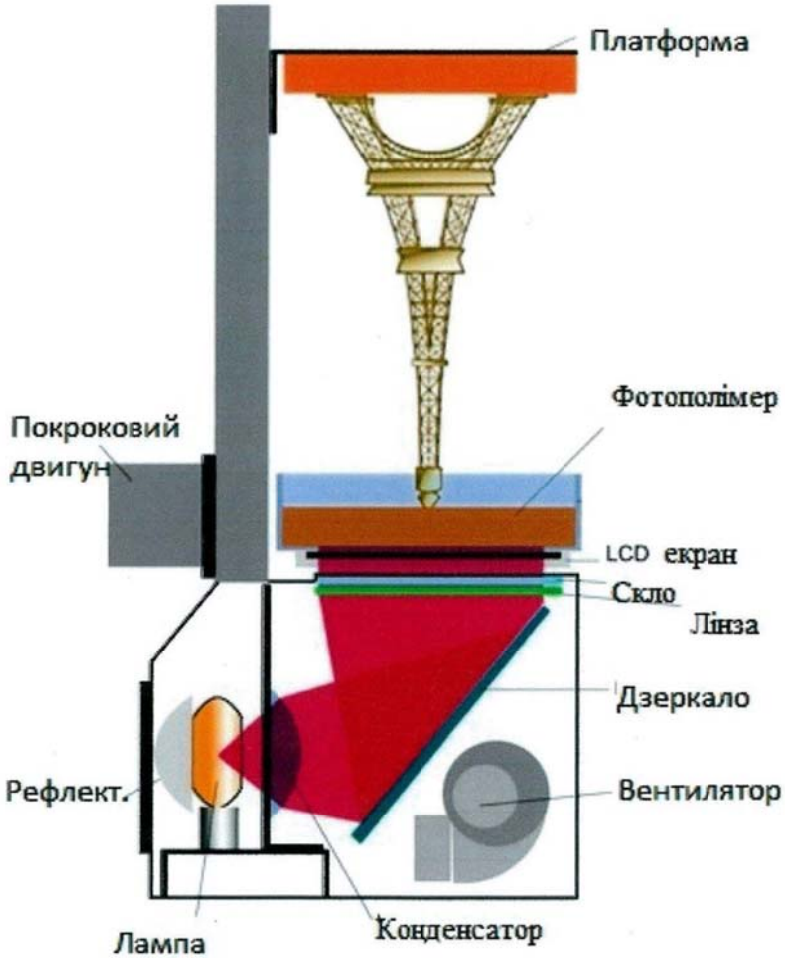


Рисунок 4.7 – Схема 3D-принтера типу стереолітографії

За допомогою цієї технології спроектований на комп'ютері тривимірний об'єкт синтезується з рідкої ФПК послідовними тонкими (0,05-0,2 мм) шарами, які формувались під дією лазерного випромінювання на рухомій платформі. Як правило, процесор формування горизонтальних перетинів попередньо перетворює опис 3D-моделі майбутнього об'єкта з формату STL-файлу в сукупність пошарових перетинів з необхідним кроком по висоті, масив яких записується в виконавчий файл з розширенням SLI. Даний файл являє собою набір двовимірних векторних даних, що забезпечують послідовне управління

орієнтацією променя лазера за допомогою дзеркал в процесі синтезу об'єкта, команди на включення лазера, переміщення платформи і т.д.

Далі включається лазер, що впливає на ті ділянки полімеру, які відповідають стінкам цільового об'єкта, викликаючи їх затвердіння. Також в цей момент спеціальна щітка зрошує ділянки, які могли залишитися сухими внаслідок деякого поверхневого натягу рідини. По завершенні побудови об'єкт занурюють у ванну зі спеціальними складами для видалення надлишків і очищення. І, нарешті, фінальне опромінення потужним ультрафіолетовим світлом для остаточного затвердіння. Як і багато інших методів 3D-прототипування, SLA вимагає зведення підтримують структур, які вручну видаляються після закінчення будівництва. Формування об’єкта відбувається за рахунок пошарового засвічування лазером рідкої фотополімерної смоли, яка твердіє під впливом випромінювання. Одна з варіацій даної технології – DLP 3D-друк проектор. Обидва методи 3D друку застосовуються для створення об’єктів з високим ступенем деталізації. У разі DLP друку додатковою перевагою є також швидкість.

4.3.3 Пряме лазерне спікання металів (DMLS, SLM, SLS)

Пряме лазерне спікання металів (DMLS) – технологія адитивного виробництва металевих виробів, розроблена компанією EOS з Мюнхена.

Процес друку включає використання тривимірних моделей в форматі STL як креслення для побудови фізичних моделей. Тривимірна модель підлягає цифровій обробці для віртуального поділу на тонкі шари, товщина яких відповідає товщині шарів, що наносяться друкарським пристроєм. Готовий файл використовується як набір креслень під час друку. Нагрівальний елемент для спікання металевих порошків складається з оптоволоконних лазерів високої потужності, близько 200 Вт.

Порошковий матеріал подається в робочу камеру в кількості, необхідних для нанесення одного шару.

Спеціальний валик вирівнює поданий матеріал в рівний шар і видаляє зайвий матеріал з камери, після чого лазерна головка спікає частки свіжого порошку між собою і з попереднім шаром згідно контурам цифрової моделі. Після завершення креслення шару процес повторюється: валик подає свіжий матеріал і лазер починає спікати наступний шар (рис. 4.8). Привабливою особливістю цієї технології є дуже високий дозвіл друку – в середньому близько 20 мкм. Для порівняння: типова товщина шару в аматорських і побутових.

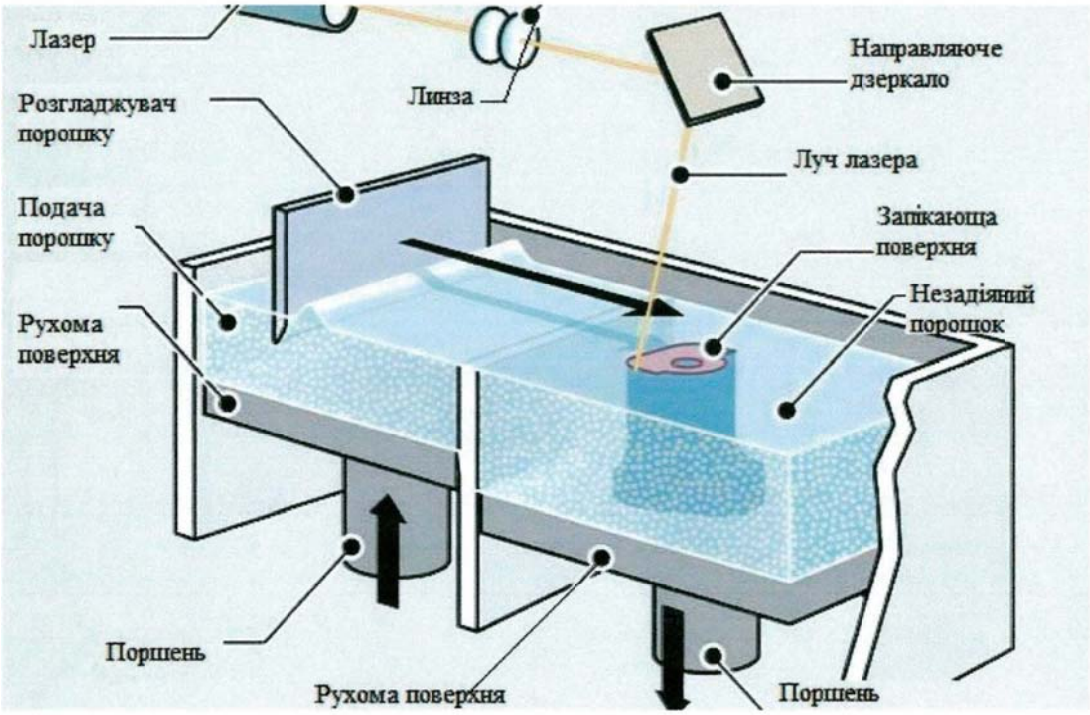


Рисунок 4.8 – Схема процесу прямого лазерного спікання

Метод SLM часто помилково приймають за схожий процес, SLS. Різниця полягає в тому, що SLS забезпечує лише часткову плавку, необхідну для спікання матеріалу. А технологія SLM забезпечує повну плавку, необхідну для побудови моделей.

Іншою цікавою особливістю процесу є відсутність необхідності побудови опор для нависаючих елементів конструкції. Неспечений порошок не видаляється під час друку, а залишається в робочій камері. Таким чином, кожен наступний шар має опорну поверхню. Крім того, невитрачений матеріал може

бути зібраний з робочої камери після завершення друку і використаний знову. Виробництво методом прямого лазерного спікання можна вважати фактично безвідхідним, що важливо при використанні дорогих матеріалів, наприклад дорогоцінних металів.

Технологія прямого лазерного спікання має декілька переваг в порівнянні з традиційними методами виробництва. Найбільш очевидною її перевагою є можливість швидкого виробництва геометрично складних деталей без необхідності механічної обробки (методів фрезерування, свердління та ін.). Виробництво практично безвідходне, що вигідно відрізняє пряме лазерне спікання. Технологія дозволяє створювати кілька моделей одночасно з обмеженням лише за розміром робочої камери. Побудова моделей займає приблизно кілька годин, що незрівнянно вигідніше, ніж ливарний процес, який може займати до декількох місяців з урахуванням повного виробничого циклу. З іншого боку, деталі, вироблені лазерним спіканням, не володіють монолітністю, а тому не досягають тих же показників міцності, що і відлиті зразки або деталі, вироблені субтрактивним методом.

Північно-західний політехнічний університет Китаю використовує DMLS-системи для виробництва елементів конструкції літаків. Дослідження, проведені EADS, також вказують на зменшення собівартості та відходів при використанні технології DMLS для виробництва складних конструкцій в одиничних екземплярах або дрібними партіями. 5 вересня 2013 року Ілон Маск опублікував фотографії деталі ракетного двигуна Super Draco, створеної з нікель-хромового жароміцного сплаву Inconel за допомогою принтера EOS. Для витратних матеріалів можуть використовуватися практично будь-які метали і сплави в порошковій формі. На сьогоднішній день успішно застосовується нержавіюча сталь, кобольтохромові сплави, титан і інші матеріали.

4.3.4 Електронно-променеве плавлення металів (EBM)

Електронно-променеве плавлення (electron beam melting, або EBM) – метод адитивного виробництва металевих виробів. Дана технологія часто класифікується як метод виробництва. Електронно-променеве плавлення (EBM) схоже з вибірковим лазерним плавленням (SLM). Головна відмінність полягає в використанні електронних випромінювачів (т.зв. електронних гармат) замість лазерів, як джерела енергії для плавлення. В основі технології лежить використання електронних пучків високої потужності для сплавки металевого порошку у вакуумній камері з утворенням послідовних шарів, які повторюють контури цифрової моделі (рис. 4.9).

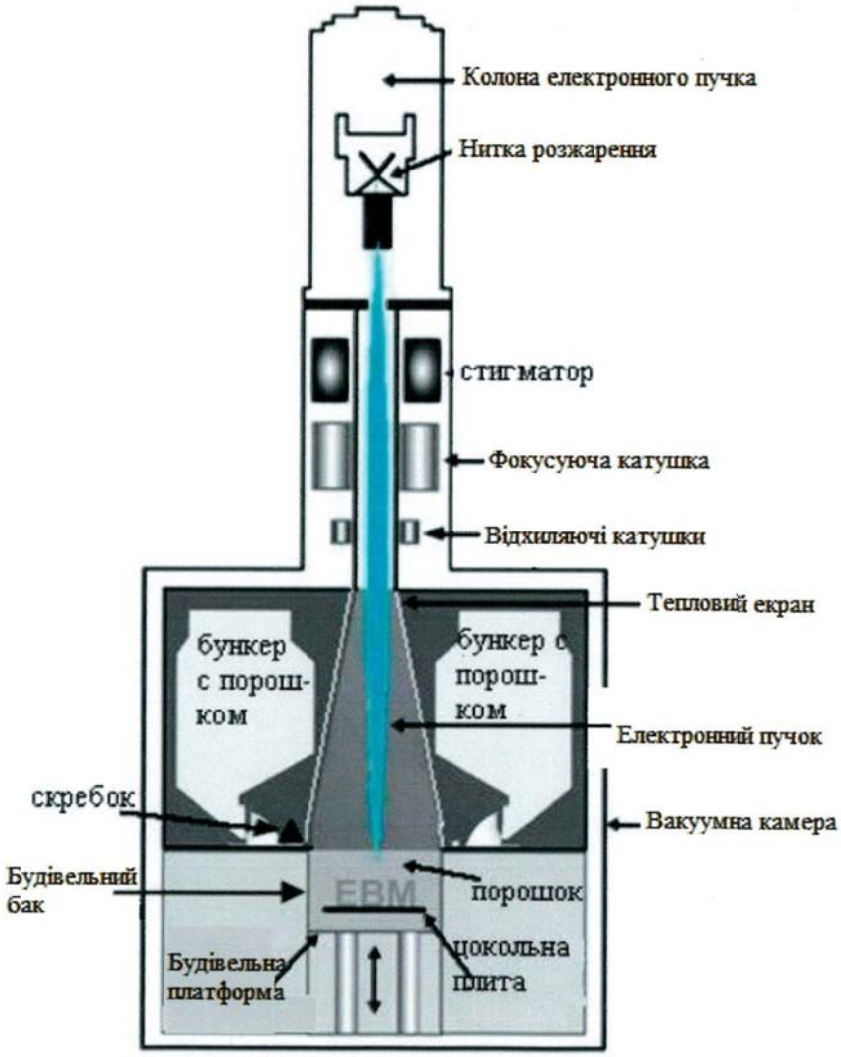


Рисунок 4.9 – Схема процесу електронно-променевої плавлення

На відміну від технологій спікання, електронно-променеве плавлення дозволяє створювати деталі особливо високої щільності і міцності. Цей метод виробництва деталей довільних форм дозволяє створювати металеві моделі високої щільності з металевого порошку. Готові вироби практично не відрізняються від литих деталей за механічними властивостями. Пристрій зчитує дані з файлу, що містить тривимірну цифрову модель, і завдає послідовні шари порошкового матеріалу. Контури шарів моделі викреслюються електронним пучком, що плавить порошок в місцях дотику. Плавка проводиться в вакуумних робочих камерах, що дозволяє працювати з матеріалами, чутливими до оксидації, наприклад з чистим титаном.

Електронно-променеве плавлення проводиться при підвищених фонових температурах, що досягають 700-1000 °С. Це дозволяє створювати деталі, які не страждають від залишкового механічної напруги, що викликається градієнтом температур між охолодженими і ще гарячими шарами. Крім того, повне плавлення витратного порошку дозволяє виробляти монолітні вироби – звідси максимальна міцність і відсутність необхідності випалу. Технологія була розроблена і вперше застосована шведською компанією «Arcam AB».

4.4 Матеріали які використовують для тривимірного друку методом пошарового наплавлення

4.4.1 Полілактид (PLA)

Полілактид PLA (полімолочна кислота, ПЛА, polylactic acid) один з найбільш широко використовуваних полімерів в 3D-друку. Це пластик, який саморозчіплюється, біосумісний, термопластичний, аліфатичний поліефір, у якого основна речовина є молочна кислота.

Одним з найбільш важливих переваг застосування ПЛА в 3D-друку є низька температура плавлення - всього 170-180 °С, що сприяє відносно низькій витраті електроенергії і можливості використання недорогих сопел з латуні й алюмінію. Температура плавлення матеріалу залежить від ступеня його кристалічності і може варіюватися в широких межах. Як правило,

екструзія проводиться при 160-170 °С. У той же час полілактид досить повільно застигає (температура склування складає близько 50 °С), що слід враховувати при виборі 3D-принтера. Оптимальним варіантом є пристрій з корпусом відкритого типу, підігрівається робочою платформою (щоб уникнути деформацій моделей великого розміру) і, бажано, додатковими вентиляторами для охолодження свіжих шарів моделі.

Середні експлуатаційні характеристики полілактиду представлені в таблиці 4.2.

Таблиця 4.2 – Механічні властивості ПЛА

Показники	Значення
Температура плавлення, °С	170-180
Температура розм’якшення, °С	50
Твердість (за Роквелом), HR	70-90
Відносне подовження при розриві, %	3,8
Міцність при згинанні, МПа	55,3
Міцність на розрив, МПа	57,8
Модуль пружності при розтягуванні, ГПа	3,3
Модуль пружності при згинанні, ГПа	2,3
Щільність, г/см^3	50-65
Мінімальна товщина стінок, мм	1,23-1,38
Точність друку, %	1±0,1
Розмір найдрібніших деталей, мм	0,3
Водопоглинання, %	0,5-50

4.4.2 Акрилонітрілбутадієнстірол (ABS)

АБС-пластик (акрилонітрілбутадієнстірол, ABS) – на сьогоднішній день це найпопулярніший полімер з використовуваних в 3D-друку, термопластичний полімер, отриманий сополімеризацією акрилонітрилу з бутадієном і стиролом.

Широко використовуваний АБС-пластик обумовлюється відмінними механічними властивостями (табл. 4.3) довговічністю і низькою вартістю цього матеріалу. АБС-пластик набув широкого застосування в промисловості. Він застосовується для виготовлення:

– деталей автомобілів (приладових щитків, елементів ручного управління, радіаторної решітки);

– корпусів великої побутової техніки, радіо- і телеапаратури, деталей електроосвітлювальних і електронних приладів, пилососів, кавоварок;

– пультів управління;

– телефонів, комп’ютерів, моніторів, принтерів, калькуляторів, іншої побутової та оргтехніки;

– корпусів промислових акумуляторів;

– спорт інвентарю;

– деталей зброї;

– меблів;

– сантехніки;

– вимикачів і перемикачів;

– канцелярських виробів;

– музичних інструментів;

– іграшок і дитячих конструкторів;

– валіз і контейнерів;

– деталей медичного обладнання та медичного приладдя.

Крім того, АБС-пластик застосовується, як добавка, що підвищує теплостійкість і поліпшує засвоюваність композиційних матеріалів на основі полівінілхлориду (ПВХ), як добавка, що підвищує ударну в’язкість полістиролу, а також, як добавка знижує ціну полікарбонатів.

Таблиця 4.3 – Механічні властивості АБС-пластика

Показники	Значення
Температура склування, °С	~105
Міцність на вигин, МПа	41
Межа міцності на розрив, МПа	22
Модуль пружності при розтягуванні, МПа	1627
Відносне подовження, %	6
Усадка при охолодженні, %	0,8
Щільність матеріалу, г/см^3	~1,05

АБС-пластик стійкий до вологи, кислот і маслу, має досить високі показники термостійкості – від 90 до 110 °С.

На жаль, деякі види матеріалу руйнуються під впливом прямого сонячного світла, що дещо обмежує застосування. У той же час АБС-пластик легко піддається фарбуванню, що дозволяє наносити захисні покриття на немеханічних елементи.

Незважаючи на відносно високу температуру склування (близько 100 °С), АБС-пластик має відносно невисоку температуру плавлення. З огляду на аморфності матеріалу АБС-пластик не має точки плавлення, як такої, але прийнятною для екструзії вважається температура в межах 180-200 °С (приблизно на одному рівні з полілактидами).

Низький інтервал між температурами екструзії і склування сприяє швидшому застиганню АБС-пластика в порівнянні з полілактидом.

Хороша розчинність АБС-пластика в ацетоні вельми корисна, тому що дозволяє виробляти великі моделі частинами з наступним склеюванням, що значно розширює можливості недорогих настільних принтерів.

4.4.3 Полівініловий спирт (ПВС)

Полівініловий спирт (ПВС, poly (vinyl alcohol), PVA, PVAl) – штучний, водорозчинний, термопластичний полімер. Полівініловий спирт має унікальні властивості (табл. 4.4) і особливі області застосування. Головною особливістю ПВС є його водорозчинність. 3D-принтери, оснащені подвійними екструдерами, мають можливість друку моделі з опорними структурами з ПВС. По завершенні друку опори можуть бути розчинені у воді, залишаючи готову модель, яка не буде вимагати механічної або хімічної обробки. Подібним чином полівініловий спирт можна застосовувати для створення водорозчинних майстер-моделей для ливарних форм і для самих форм.

Таблиця 4.4 – Механічні властивості ПВС

Показники	Значення
Молекулярна маса, а.о.	5000-200000
Ступінь кристалічності, %	30-70
Щільність, г/см^3	1,27-1,3
Температура плавлення, °С	220-230
Температура склування, °С	85-90
Температура деструкції, °С	230
Теплостійкість по Мартенсу, °С	140
Теплостійкість за Віка, °С	160
Межа міцності при розтягуванні, МПа	60-120
Відносне подовжування при розтягуванні, %	10-30

Так, як матеріал легко вбирає вологу, рекомендується зберігати ПВС-пластик в сухий упаковці і при необхідності просушувати перед використанням. Як правило, просушка стандартних котушок займає 6-8 годин при температурі 60-80 °С. Нагрівання вище температури 220 °С призведе до розкладання пластику, що необхідно враховувати при друці.

4.4.4 Нейлон

У промисловості нейлон застосовується для виготовлення втулок, вкладишів, плівок і тонких покриттів, він підвищує їх експлуатаційні якості. Нейлон має низький коефіцієнт тертя і низьку температуру на поверхнях, що труться. Коефіцієнт тертя у нейлону при роботі по сталі без мастила або при недостатньому мастилі дорівнює 0,17-0,20, з масляним мастилом – 0,014-0,020, з водою в якості мастила – 0,02-0,05. хороші антифрикційні властивості дозволяють застосовувати нейлон в парах тертя без змащення або при недостатньому мастилі. Кращим мастилом матеріалу для композитів на основі нейлону є мінеральні масла, емульсії і вода. Він не розчиняється в більшості органічних розчинників, що не піддається впливу слабких розчинів кислот, лугів і солоній воді. Властивості нейлонів вказані в табл. 4.5

Таблиця 4.5 – Механічні властивості нейлону

Показники	Значення
Ступінь кристалічності, %	40-60
Щільність, г/см^3	1,14-1,15
Модуль пружності, МПа	1100-1700
Ударна в’язкість з надрізом, по Шарпі, кДж/м^2	12-20
Температура плавлення, °С	222-260
Відносне подовження при розтягуванні, %	16-60
Водопоглинання, %	2,50-3,00

4.4.5 Полікарбонати

Полікарбонати привабливі за рахунок своєї високої міцності і ударної в'язкості, а також стійкості до високих і низьких температур (табл. 4.6) Варто відзначити потенційний ризик для здоров'я при друку: в якості сировини найчастіше використовується токсична і канцерогенна сполука бісфенол А.

Остаточний бісфенол А може міститися в готових виробах з полікарбонату і випаровуватися при нагріванні. Тому друк моделей з полікарбонату, як і з нейлону, рекомендується проводити в добре вентильованих приміщеннях.

Температура екструзії полікарбонату залежить від швидкості друку. Високі швидкості при низьких температурах можуть стати причиною розтріскування виробів. Мінімальною температурою при швидкості друку 30 мм/с можна вважати 265 °С. При друці рекомендується використовувати поліамідну плівку для кращого зчеплення з поверхнею робочого столу. Висока схильність полікарбонату до деформації вимагає використання підігріву платформи і, при можливості, закритого корпусу з підігрівом робочої камери.

Таблиця 4.6 – Механічні властивості полікарбонатів

Показники	Значення
Молекулярна маса, а.о.	20000-120000
Щільність, г/см^3	1,2
Температура розм’якшення, °С	220
Температура склування, °С	150
Температура деструкції, °С	310-320
Теплостійкість за Віка, °С	150-155
Межа міцності при розтягуванні, МПа	65-70
Межа міцності при вигині, МПа	95

4.5 САПР, програмне забезпечення для 3D-друку

4.5.1 Програмне забезпечення для тривимірного моделювання

Найчастіше в якості 3D-редакторів застосовуються системи автоматизованого проектування або системи автоматизованого дизайну (скорочено САПР і CAD). Варто зазначити, що вітчизняний термін САПР є більш широким порівняно з англомовним терміном CAD. Так, до переліку

САПР крім CAD-систем включаються CAE (computer aided engineering) – системи розрахунків і інженерного аналізу, CAM (computer aided manufacturing) – системи проектування технологічних процесів виробництва, PDM (Product data management) – системи координації та управління проектними даними, SCM (supply chain management) – системи управління ланцюгами поставок матеріалів і комплектуючих. Найбільш популярні системи автоматичного проектування, що застосовуються для тривимірного друку, представлені в табл. 4.7.

Таблиця 4.7 – Популярні системи автоматичного проектування, що застосовуються для 3D-друку

Програма	Розробник	Особливості	Ціна
Tinkercad	Autodesk	Вебінструмент для 3D-моделювання, призначений для початківців. **Переваги:** простота використання; зручний інтерфейс; має низку навчальних посібників, які допоможуть новачкам вивчити основи 3D-моделювання; працює через Інтернет, а це означає, що до нього можна отримати доступ з будь-якого пристрою з підключенням до Інтернету. **Обмеження:** низька потужність; відсутні параметричне моделювання та симуляція.	Безкоштовна
SketchUp	Trimble Navigation	Універсальне програмне забезпечення для 3D-моделювання, яке широко відоме своїм зручним інтерфейсом та інтуїтивно зрозумілими інструментами. **Переваги:** широкий спектр функцій; велика бібліотека готових 3D-моделей, текстур та матеріалів; є активна спільнота користувачів, які готові ділитися один з одним порадами, рекомендаціями та ресурсами. **Обмеження:** обмежені можливості у порівнянні з іншим більш досконалим програмним забезпеченням.	Існують безкоштовна версія та професійна, яка коштує 109 €/рік

Програма	Розробник	Особливості	Ціна
Fusion 360	Autodesk	Потужний інструмент 3D-моделювання, який дозволяє користувачам створювати складні проекти та симуляції для інженерних та промислових програм. **Переваги:** можливість інтеграції різних інструментів та робочих процесів у єдину платформу (користувачі можуть легко перемикатися між різними завданнями проектування, від концептуалізації до моделювання та аналізу); Fusion 360 заснований на хмарі, що спрощує спільну роботу та обмін даними між членами команди. **Обмеження:** ресурсномістке програмне забезпечення (для оптимальної продуктивності потрібен потужний комп'ютер); складність у користуванні (є потреба у спеціальному навчанні).	Існують безкоштовна версія та професійна, яка коштує від 500 $/рік
Blender	Blender Foundation	Програмне забезпечення для 3D-моделювання з відкритим вихідним кодом, відоме своєю універсальністю та гнучкістю. Це ідеальне програмне забезпечення для створення моделей 3D-друку, анімації та ігор. **Переваги:** можливість безкоштовного завантаження та користування; широкий спектр функцій, які можна порівняти з програмним забезпеченням для 3D-моделювання професійного рівня; добре підходить для створення органічних форм та символів; пропонує розширені функції, такі як моделювання рідини та 3D-скульптинг. **Обмеження:** складно освоїти, особливо новачкам; відсутні деякі функції доступні в інших САПР.	Безкоштовна

Програма	Розробник	Особливості	Ціна
SolidWorks	Dessault Systems	Потужне програмне забезпечення для 3D-САПР, що використовується в передових розробках та дизайні. Він в основному використовується для проектування механічних компонентів, продуктів та машин та має широкий спектр застосувань у різних галузях, таких як аерокосмічна, автомобільна та виробництво медичного обладнання. **Переваги:** можливість швидкого створення складних моделей та складання, а також можливість моделювання та тестування конструкцій перед їх виготовленням; є активна спільнота користувачів, які діляться один з одним порадами та рекомендаціями, що спрощує його вивчення та використання. **Обмеження:** висока вартість; складність у користуванні (є потреба у спеціальному навчанні).	Вартість безстрокової ліцензії може становити від кількох тисяч до десятків тисяч доларів залежно від редакції та кількості місць.

Модель, що підходить для друку, повинна мати «герметичну» форму із закритою монолітною поверхнею, без будь-яких розривів, яка чітко розділяє внутрішню і зовнішні частини моделі.

4.5.2 Програми для виведення на друк створених 3D-моделей

Програмне забезпечення друку готових 3D-моделей залежить від трьох частин:

– інтерфейс;
– слайсер;
– прошивка контролера.

Інтерфейс користувача – це та програма, яка відправляє на 3D-принтер код, згідно з яким і відбувається друк моделі. У цій програмі можна виставити температуру нагрівання робочого столу і екструдера, подати або витягнути пластик, перемістити друкувальну голівку і стіл в ручному режимі, налаштувати протокол обміну, з’єднатися з принтером та відправити модель на друк. Широко відомий інтерфейс для 3D-друку – Repetier Host.

Слайсер (від англійського slice – шматочок, скибочка, зріз) «розрізає» 3D-модель по верствам і задає переміщення екструдерних головок, а також близько 100 параметрів, які характеризують товщину температуру шару, механічні та електронні характеристики конкретного 3D-принтера, наявність або відсутність підтримок і т.д. Кожна з цих характеристик критично впливає на якість друку. Найбільш поширеніші види слайсерів представлені в (табл. 4.8).

Таблиця 4.8 – Найпоширеніші слайсери

Програма	Розробник
Skeinforge	Enrigue Perez
Slic 3D	Alessandro Ranelucc
Cura David	Braam Ultimaker
KISSlicer	Jonathan Dummer
Maker Ware	Maker Bot

Програми рівня CAD і CAM служать для створення тривимірних цифрових моделей і забезпечують їх переклад в фізичні інструкції для принтера; в той час програми типу «client» (табл. 4.9) здійснюють управління апаратним обладнанням принтера.

Таблиця 4.9 – Перелік програм типу «client»

Програма	Розробник
Replicator G	Maker Bot
Printerface	Kliment Yanev
Repetier Host	Hot-World Medien GmbH
Octoprint	Gina Haussge
UP/ Afinia 3D	PP3DP

Програма «client» – це свого роду панель управління принтером. Вона посилає в принтер CAM інструкції і надає у використання інтерфейс для управління функціями принтера. В даний час намітилася тенденція об’єднання CAM і client програм в єдиний інтерфейс управління принтером.

Прошивка контролера – частина програмного забезпечення, яка «відповідає» за розпізнавання G-коду. ARDUINO/Marlin – надає змогу чітко налаштувати характеристики 3D-принтера. Можна вказати кількість екструдерів, параметри стола, кінематику і багато інших характеристик, які залежать від конкретного 3D-принтера.

ВИСНОВКИ

В роботі виконано варіантне проектування конструктивно-силової схеми та технологічний процес складання центроплана літака Ан-140, спроектовано засоби технологічного оснащення агрегатного складання, вибрано організаційну форму складальних робіт та розглянуто шляхи підвищення якості виробництва центроплана.

У конструкторській частині виконано технічний опис базової конструкції центроплана, конструктивно-технологічний аналіз проектованого вузла та варіантне проектування його конструктивно-силової схеми. В результаті було вибрано КСС та визначено критичні напруження панелі центроплана, що працює на стискання.

В технологічній частині виконано розробку технології складання центроплана літака Ан-140. При цьому, було виконано оцінку технологічності конструкції вузла та процесу складання, розроблено схему членування центроплана на технологічні частини, розроблено директивний технологічний процес складання, цикловий графік складання центроплана та схему ув’язки обладнання.

В економічній частині розроблено бізнес-план підприємства з виготовлення центроплана, визначено пряму заробітної плати робочих працівників складального цеху, розраховано зарплату інженерно-технічних, допоміжних працівників та молодшого обслуговуючого персоналу. Також було визначено кошториси основних фондів цеху, амортизації, витрат на експлуатацію та утримання обладнання, управління цехом, загальногосподарських витрат та розраховано планову собівартість продукції. Підсумково було розраховано основні техніко-економічні показники виробництва агрегату.

У спеціальній частині було розглянуто технології 3D-друку. У сучасному світі технологій адитивні технології широко використовуються для прототипування і розподіленого виробництва в архітектурі, будівництві,

промисловому дизайні, автомобільній, аерокосмічній, військово-промисловій, інженерній та медичній галузях, і навіть у біоінженерії. На сьогодні технології 3D-друку широко використовуються й у галузі авіабудування. Флагманом використання їх для створення деталей літаків є європейська компанія «Airbus». Саме тут проводились перші експерименти з виготовлення 3D-друкованих деталей для літаків, а також підтримувалось впровадження 3D-технологій на промисловому рівні.

Технологіями 3D-друку широко користується й американська компанія «Boeing». 3D-друку знайшов широкого використання й у будівництві авіаційних двигунів.

На сьогоднішній день у конструкціях деяких літаків компаній «Airbus» та «Boeing», частка надрукованих деталей складає більше половини, а деякі двигуни майже повністю складаються з частин, виконаних технологіями 3D-друку.

Вузли й агрегати виготовлені на 3D-принтері мають низку переваг: мікроструктура деталей міцніша, тому вони можуть служити довше, ніж ті, що були виготовлені за традиційними технологіями. Іншою перевагою є швидкість виготовлення та спрощення логістики – друк деталей на місці дозволяє провести швидкий ремонт виробів та оминути тривалий етап очікування доставки запасних частин. Адитивні технології також надають можливість виготовляти вироби з великою кількістю закритих порожнин, сотових структур, вбудованих каналів охолодження, а також топологічно оптимізувати форму майбутнього виробу ще на стадії моделі, значно підвищуючи експлуатаційні характеристики та зменшуючи вагу готового виробу.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Конструкция конкретного типа воздушного судна. Самолет Ан-140: учеб. пособ. / С. С. Юцкевич, С. В. Хижняк. – К.: НАУ, 2013. – 160 с.

2. Кузнецов А. Н. Основы конструкции и технической эксплуатации воздушных судов. Учеб. для сред. спец. учеб. заведений / А.Н. Кузнецов – М.: Транспорт, 1990. – 294 с.

3. Арсон Л. Д. и др. Проектирование сжатых панелей: Учебное пособие. – Х.: ХАИ, 1981 – 67 с.

4. Арсон Л. Д., Рябков В. И., Урбанович В. А. Вариантное конструирование самолетных агрегатов. Учебное пособие. – Х.: ХАИ, 1976 – 38 с.

5. Бабушкин А. И. и др. “Разработка цикловых графиков сборки самолетных конструкций”: Учебное пособие. – Х.: ХАИ, 1989 – 67 с.

6. Бабушкин А. И. и др. «Экономическое проектирование производственных подразделений предприятия». Учебное пособие. – Х.: ХАИ, 1999 – 118 с.

7. Бобук И. М. Экономика машиностроительного производства – Минск: Высшая школа, 1990.

8. Григорьев В. П., Ганиханов Ш. Ф. Приспособления для сборки узлов и агрегатов самолетов и вертолетов – М.: Машиностроение, 1977 – 138 с.

9. Евсеев Л. А. Расчет на прочность крыла большого удлинения: Учебное пособие. – Х.: ХАИ, 1984 – 120 с.

10. Ершов В.И., Павлов В.В. и др. Технология сборки самолетов – М.: Машиностроение, 1986 – 456 с.

11. Гусева Р.И. Особенности технологии сборки планера самолета: учеб. пособие / Р.И. Гусева. – Комсомольск-на-Амуре: ФГБОУ ВПО «КнАГТУ», 2013. – 133 с.

12. Економіка підприємства: навч. посіб. / О.С. Попов, В.В. Лебедченко, З.В. Каменева, С.В. Косенко. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського «Харк. авіац. ін-т», 2013. – 176 с.

13. Конструкция и прочность самолетов. Изд. 2-е. / Зайцев В.Н., Рудаков В.Л. – К.: «Вища школа», 1978. – 488 с.

14. Павлов А.Н. Методы увязки форм и размеров изделий. Лекция 6 [Електронний ресурс] (презентація) // Восточно-Сибирский государственный университет технологий и управления, г. Улан-Удэ, 2013. – 111 с. – Режим доступу: https://ppt-online.org/453969.

15. Справочник по сопротивлению материалов / Писаренко Г.С., Яковлев А.П., Матвеев В.В.; Отв. ред. Писаренко Г.С. – 2-е изд., перераб. и доп. – Киев: Наук. думка, 1988. – 736 с.

16. Технология самолетостроения: Учебник для авиационных вузов / А.Л. Абибов, Н.М. Бирюков, В.В. Бойцов и др. Под ред. А.Л. Абибова. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1982. – 551 с., ил.

17. Найкраще програмне забезпечення для створення моделей для 3D-друку – докладний посібник. URL: https://3d4u.com.ua/uk/blog/post/125-najkrasshe-programne-zabezpechennya-dlya-stvorennya-modelej-dlya-3D-druku-dokladnij-posibnik.

18. Доступний 3D-друк для науки, освіти та сталого розвитку / Е. Канесса, К. Фонду, М. Зеннаро. Міжнародний центр теоретичної фізики Абдус Салам. 2013. – 191 с.

19. Історія і технології тривимірного друку / Н.В. Кушнір, А.В. Кушнір, А.М. Геращенко, А.В. Тиртишний // Наукові праці КубГТУ. Краснодар: №5. 2015.

20. Barnatt C. 3D-Printing: The Next Industrial Revolutio / Barnatt C. – ExplainingTheFuture.com. 2013.

21. Застосування 3D-принтерів в машинобудуванні. URL: http://www.printcad.ru/primeneniya-printerov/mashinostroenie.html.

22. 3D-принтери. URL: http://www.3dnews.ru/peripheral/3D-print/print.

ДОДАТКИ

1. Креслення К104.ДП.1-96А.8625450.01 СБ «Центроплан» – 2 арк.;

2. Креслення К104.ДП.1-96А.8625450.02 СБ «Стапель складання центроплана»;

3. Схема К104.ДП.1-96А.8625450.03 СХ «Схема членування центроплана»;

4. Графік К104.ДП.1-96А.8625450.04 «Цикловий графік складання центроплана»;

5. Креслення К104.ДП.1-96А.8625450.05 СХ «Цех складання центроплана»;

6. Креслення К104.ДП.1-96А.8625450.06 СБ «Відкатний пристрій стапеля складання»;

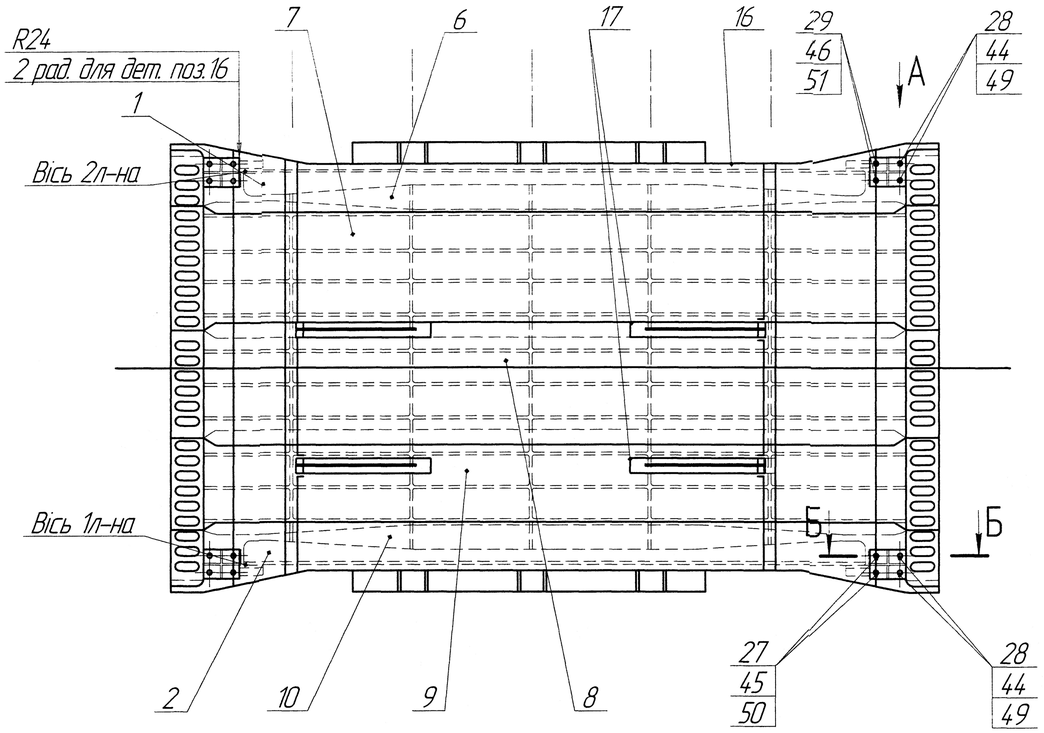
7. Креслення К104.ДП.1-96А.8625450.07 СБ «Підтримуючий пристрій до пресу КП 503М»;

8. Креслення К104.ДП.1-96А.8625450.08 СБ «Загальний вид 3D-принтера»;

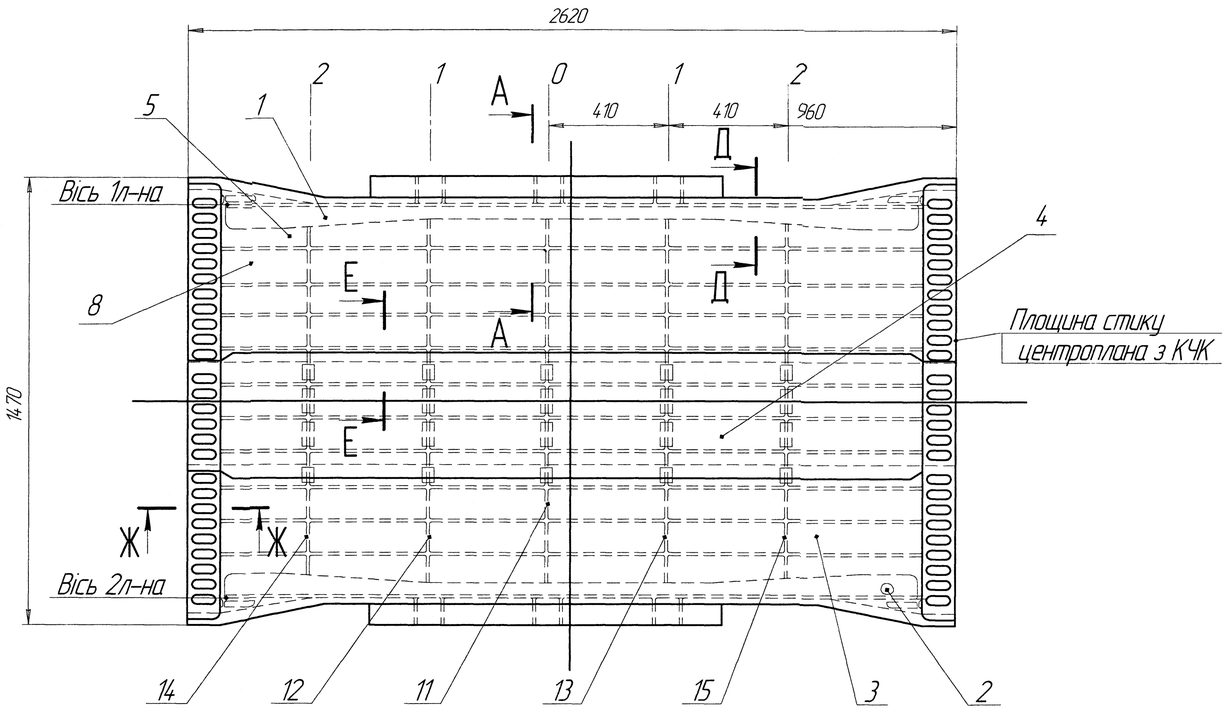
9. Креслення К104.ДП.1-96А.8625450.09 СХ «Схема складання і ув’язки».

К104.ДП.1-96А.8625450.01 СБ

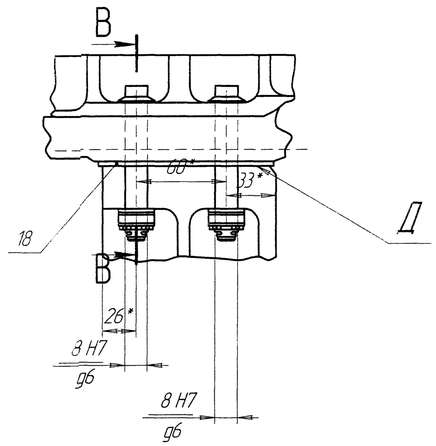
Вид знизу на центроплан



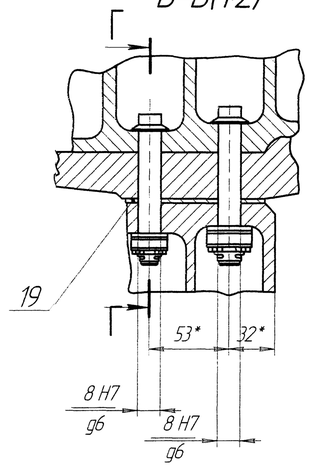
Вид згори на центроплан



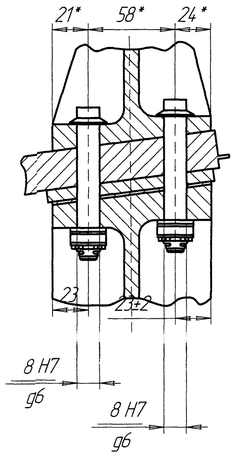
А(1:2)



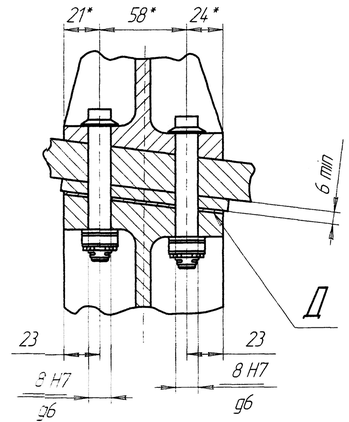
Б–Б(1:2)



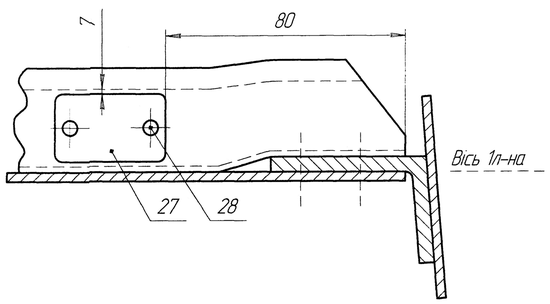
В–В(1:2)



Г–Г(1:2)



Д–Д(1:1)



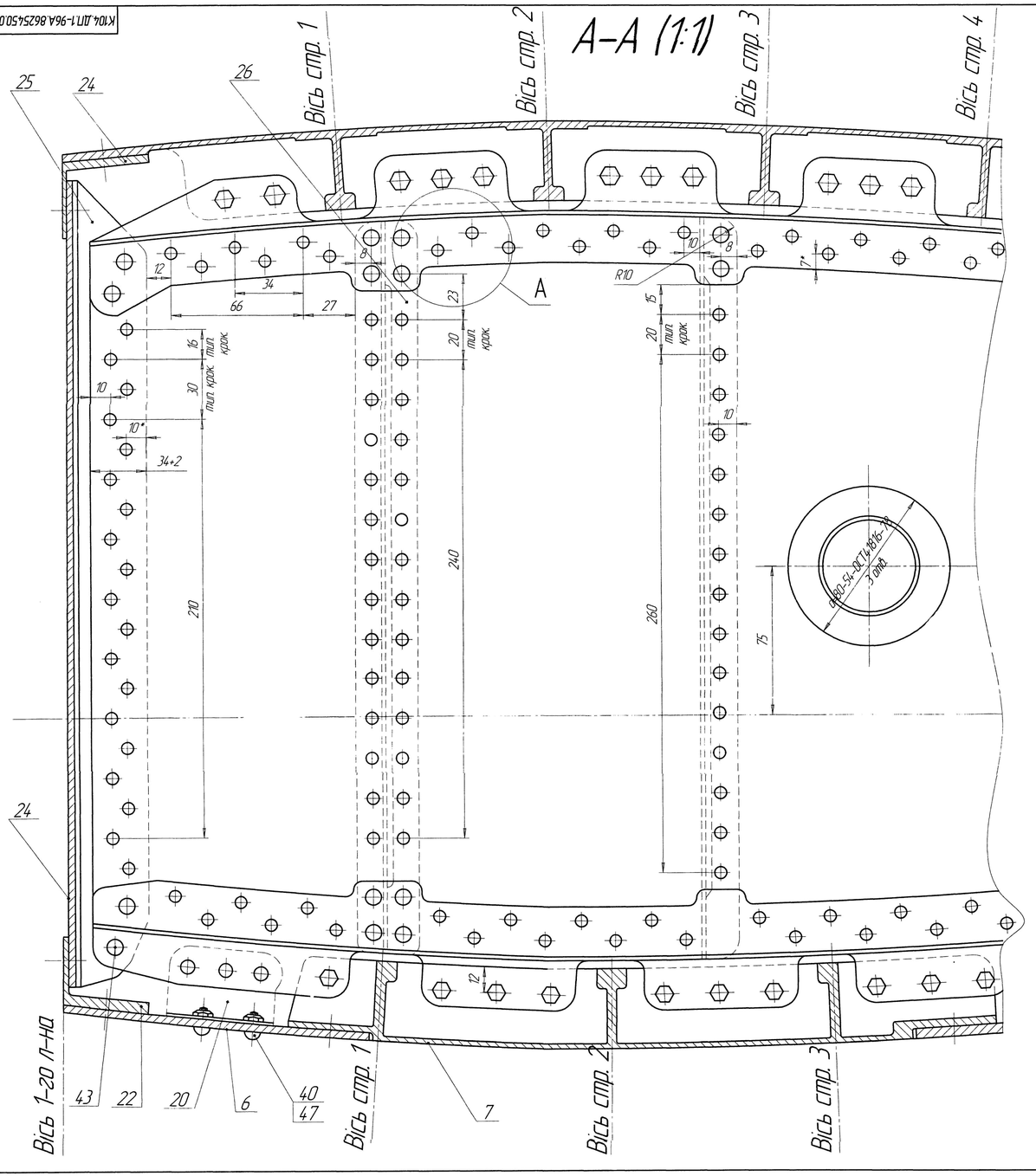
1. * Розміри для довідок.
2. Незазначені граничні відхилення розмірів, форми і розташування поверхонь по ОСТ1.00022-80.
3. Поглиблення цековок в площину кронштейнів і в стояки шпангоутів під технологічні болти не більше 0,8 мм.
4. Установка прокладок поз. 16, 17 на заповнювачі В3-27М по 14ОТ116-520-96 при допустимому зазорі – не більше 0,5 мм.
5. Після фрезерування прокладок поз. 16, 17 по поверхні Д поверхню фрезерування місцево оксидувати по Т116-543-85.
6. Шайби поз. 23 встановлювати при виході гладкою і різьбової частини болта з пакета більше 3,0 мм. Кількість встановлюваних шайб визначається виходом різьбової частини болта з гайки не менше 1,5 мм при заданій стяжці.
7. Покриття головок болтів, гайок, шайб і виступаючих різьбових частин Ем.ЕП-140 темно-зелений, 4.73 ОСТ1 90055-85.
8. Стикування центроплана зі стояками шпангоутів виробляти з технічного паспорту на агрегат.
9. Установка заклепок ОСТ 134045-79 по Т136-21-86.
10. Покриття головок заклепок після клепки Ем.ЕП-140 темно-зелений 4.71 ОСТ1 90055-85.
11. Покриття дет. поз. 16, 17 – Ан.Окс.нхр.
12. Покриття місць цековок під болти поз. 18, 19, 20, 25 Гр. ЕП-0214 4.16 ОСТ 190055-85.
13. Маркірувати по ОПИ 63-06.

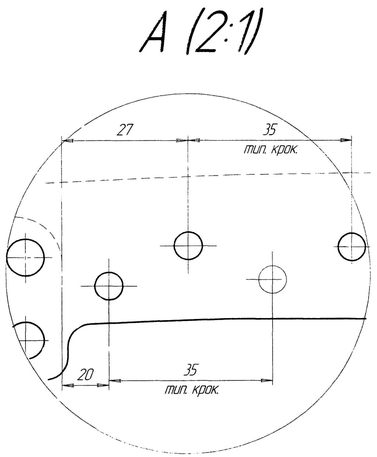
Зм.	Арк.	№ докум.	Підп.	Дата	К104.ДП.1-96А.8625450.01 СБ			
Розроб.		Ткачук Т.			Центроплан (складальне креслення)	Літ.	Маса	Масшт.
Перевір.		Бичков М.				У	313,623	1:1
Т.контр.						Аркуш 1	Аркушів 2	
Н.контр.						ХАІ, гр. 1-96А		
Затв.								

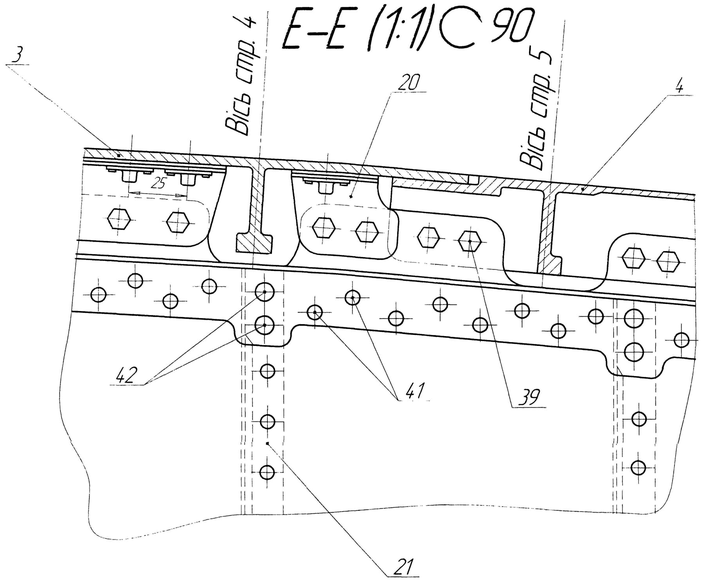
Первинне застосування | Справ. № | Підп. і число | Інв. № дубл. | Взам. інв. № | Підп. і число | Інв. № оригін.

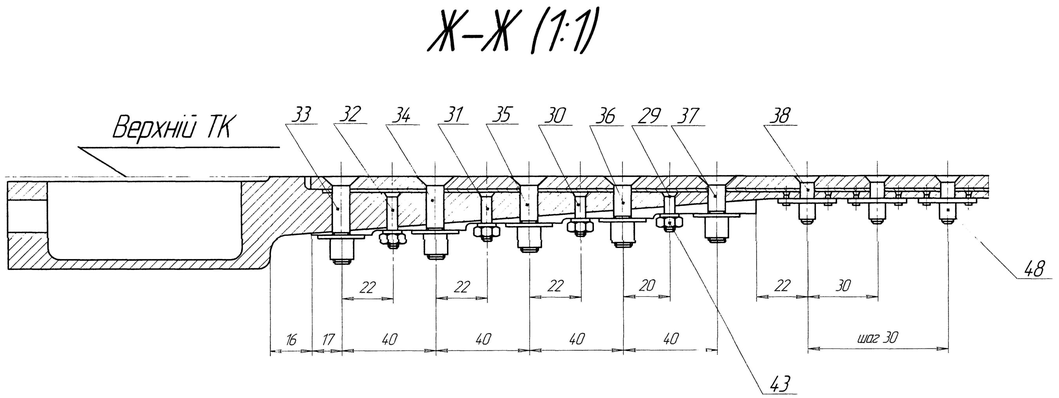
Копіював | Формат А1

К104.ДП.1-96А.8625450.01 СБ









					К104.ДП.1-96А.8625450.01 СБ			
Зм.	Арк.	№ докум.	Підп.	Дата	Центроплан (складальне креслення)	Літ.	Маса	Масшт.
Розроб.		Ткачук Т.				У	313,623	1:1
Перевір.		Бичков М.				Аркуш 2	Аркушів 2	
Т.контр.						ХАІ, гр. 1-96А		
Н.контр.								
Затв.								

Копіював

Формат А2х3

Первинне застосування

Справ. №

Підп. і число

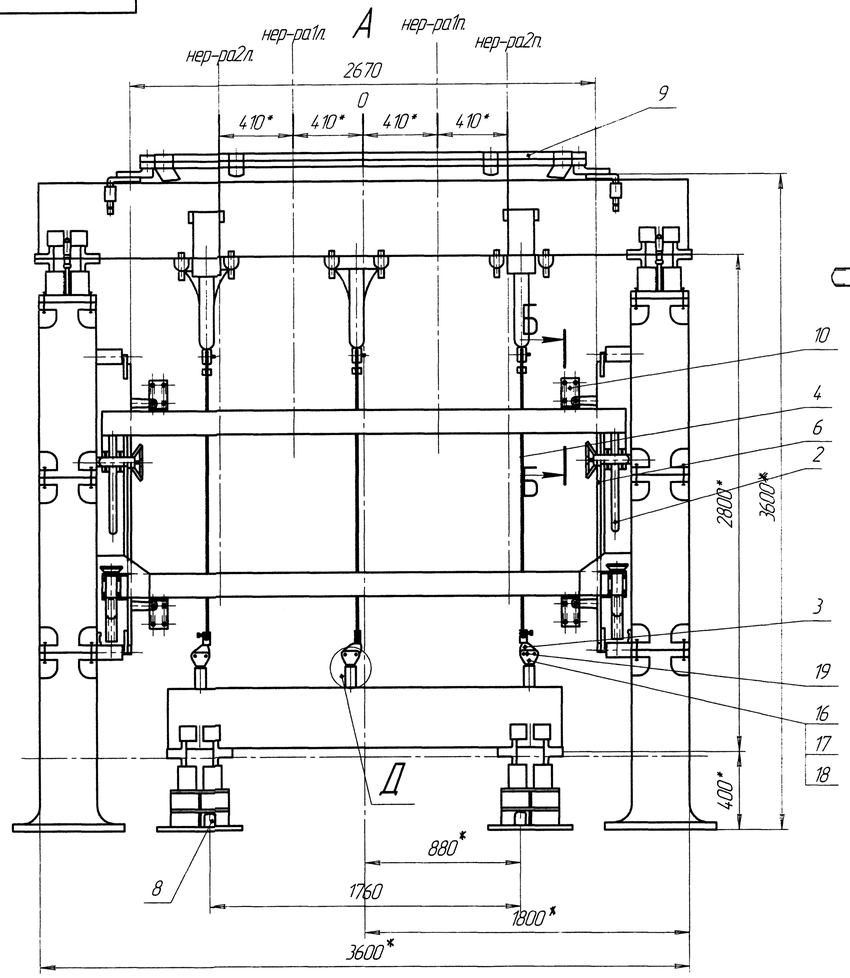
Інв. № дубл.

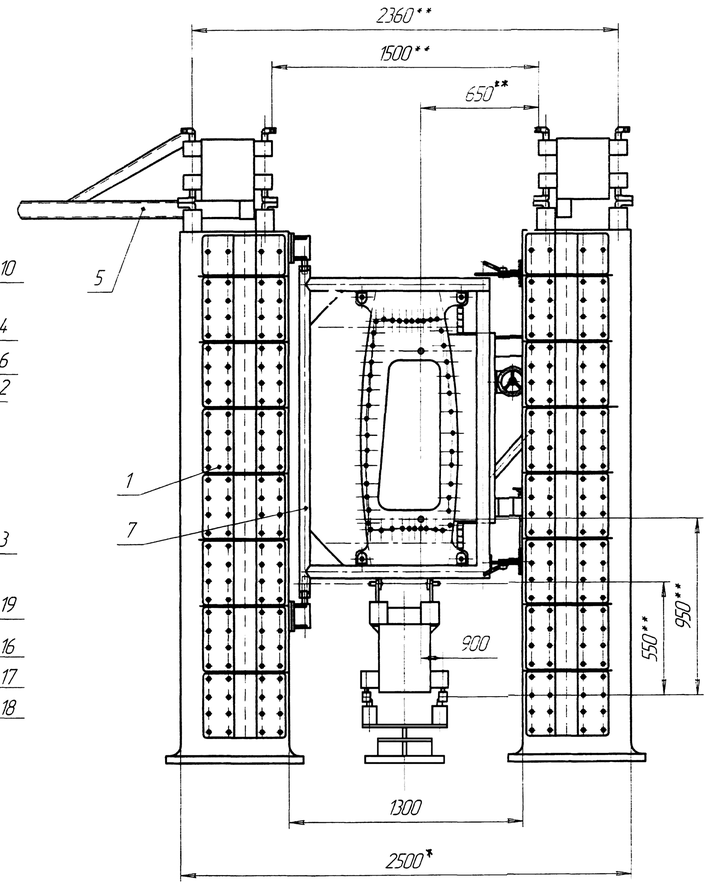
Взам. інв. №

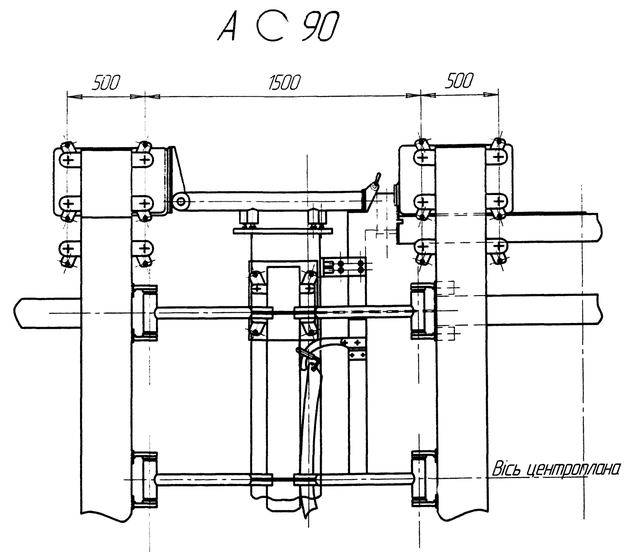
Підп. і число

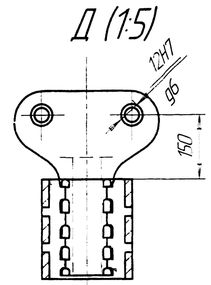
Інв. № оригін.

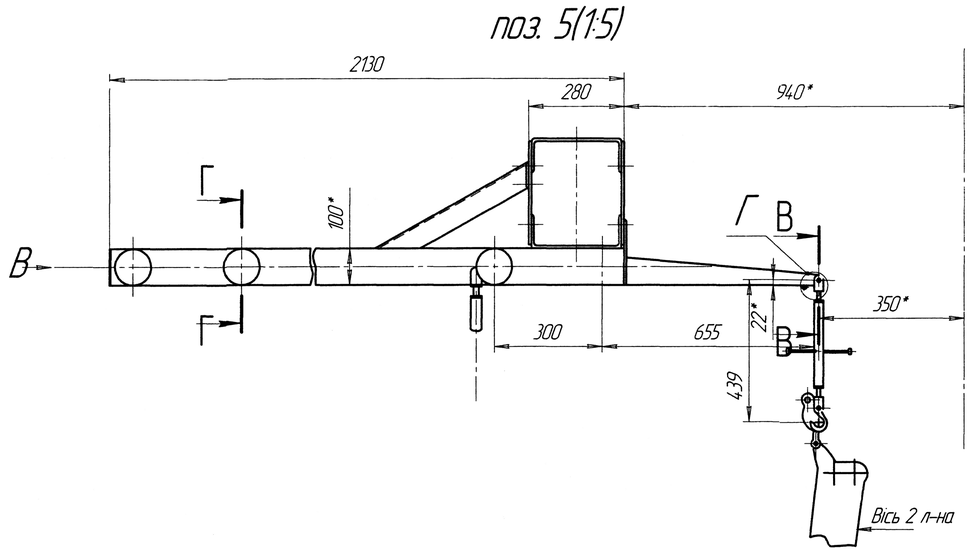
К104.ДП.1-96А.8625450.02 СБ

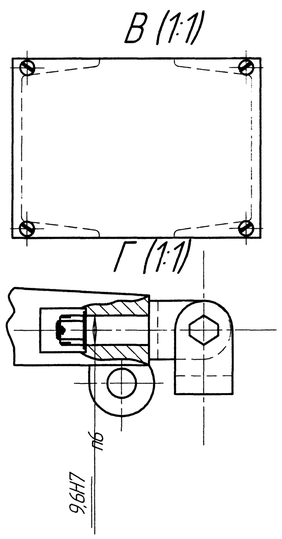


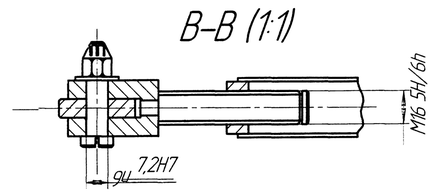


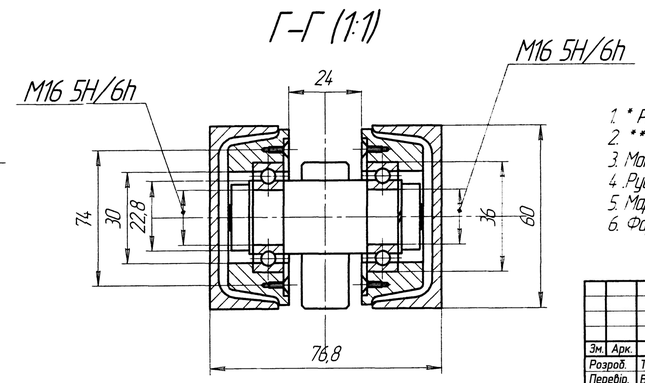


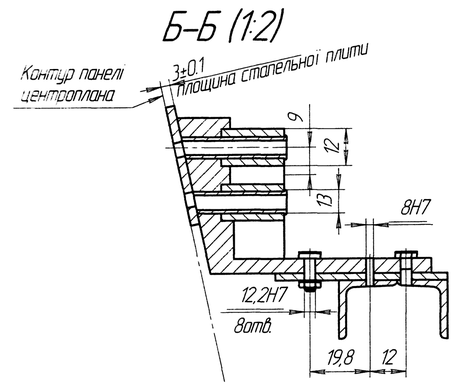












1. * Розміри для довідок.
2. ** Розміри в системі ІС.
3. Монтаж стапеля проводити КШМ з використанням ЛЦІС, ККС.
4. Рубильники виготовляти по ШП.
5. Маркірувати: позначення, найменування, №самолетного креслення.
6. Фарбувати в колір оснащення цеху.

Зм.	Арк.	№ докум.	Підп.	Дата	К104.ДП.1-96А.8625450.02 СБ			
Розроб.		Ткачук Т.			Стапель складання центроплана (складальне креслення)	Літ.	Маса	Масшт.
Перевір.		Бичков М.				У	790,6	1:10
Т.контр.						Аркуш 1	Аркушів 1	
Н.контр.						ХАІ, гр. 1-96А		
Затв.								

Копіював

Формат А1

Первинне застосування

Справ. №

Підп. і число

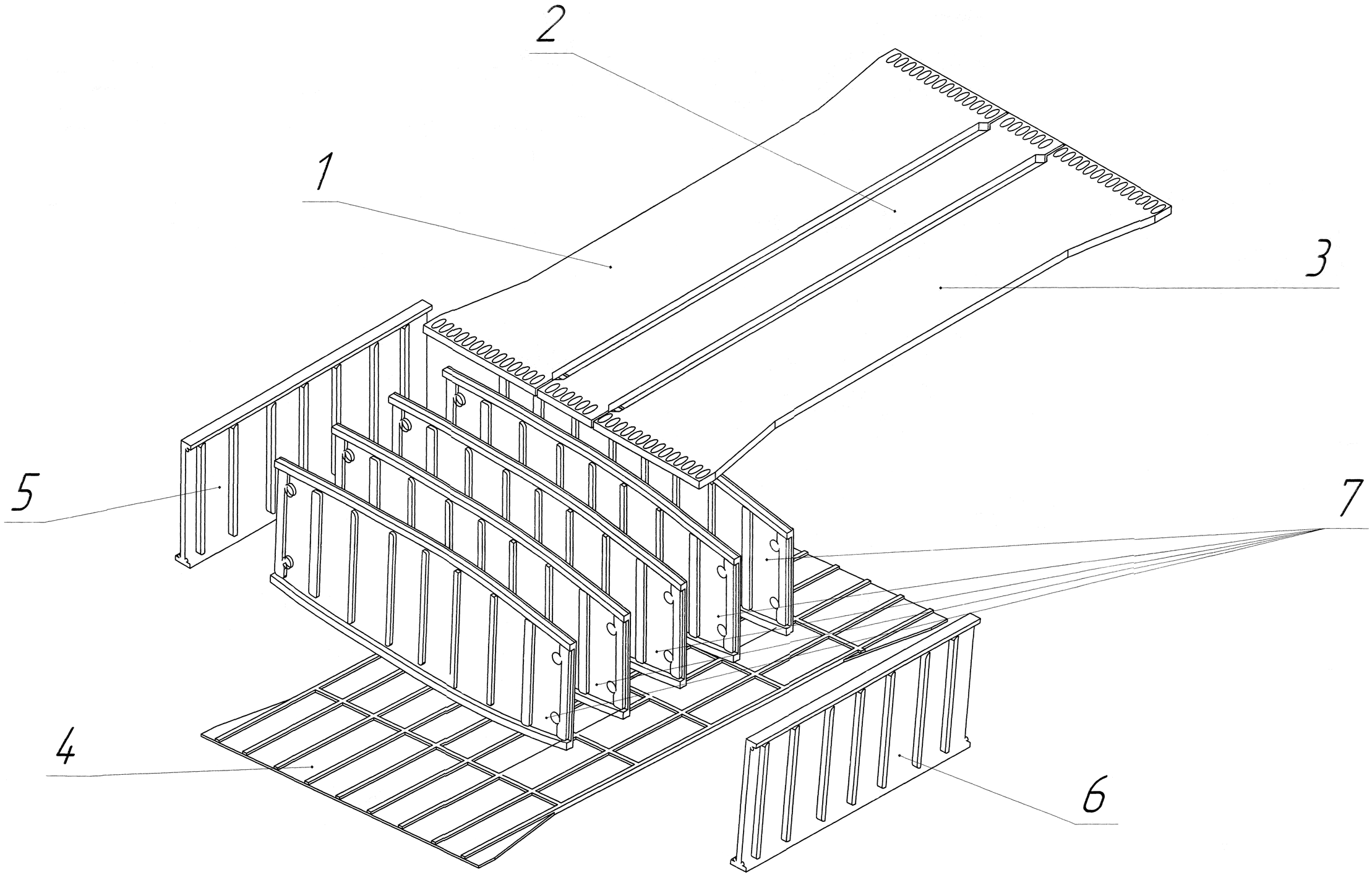
Інв. № дубл.

Взам. інв. №

Підп. і число

Інв. № оригін.

К104.ДП.1-96А.8625450.03 СХ



					К104.ДП.1-96А.8625450.03 СХ			
Зм.	Арк.	№ докум.	Підп.	Дата	Схема членування центроплана	Літ.	Маса	Масшт.
Розроб.		Ткачук Т.				У		1:1
Перевір.		Бичков М.				Аркуш 1	Аркушів 1	
Т.контр.								
Н.контр.						ХАІ, гр. 1-96А		
Затв.								

Копіював

Формат А1

Первинне застосування

Справ. №

Підп. і число

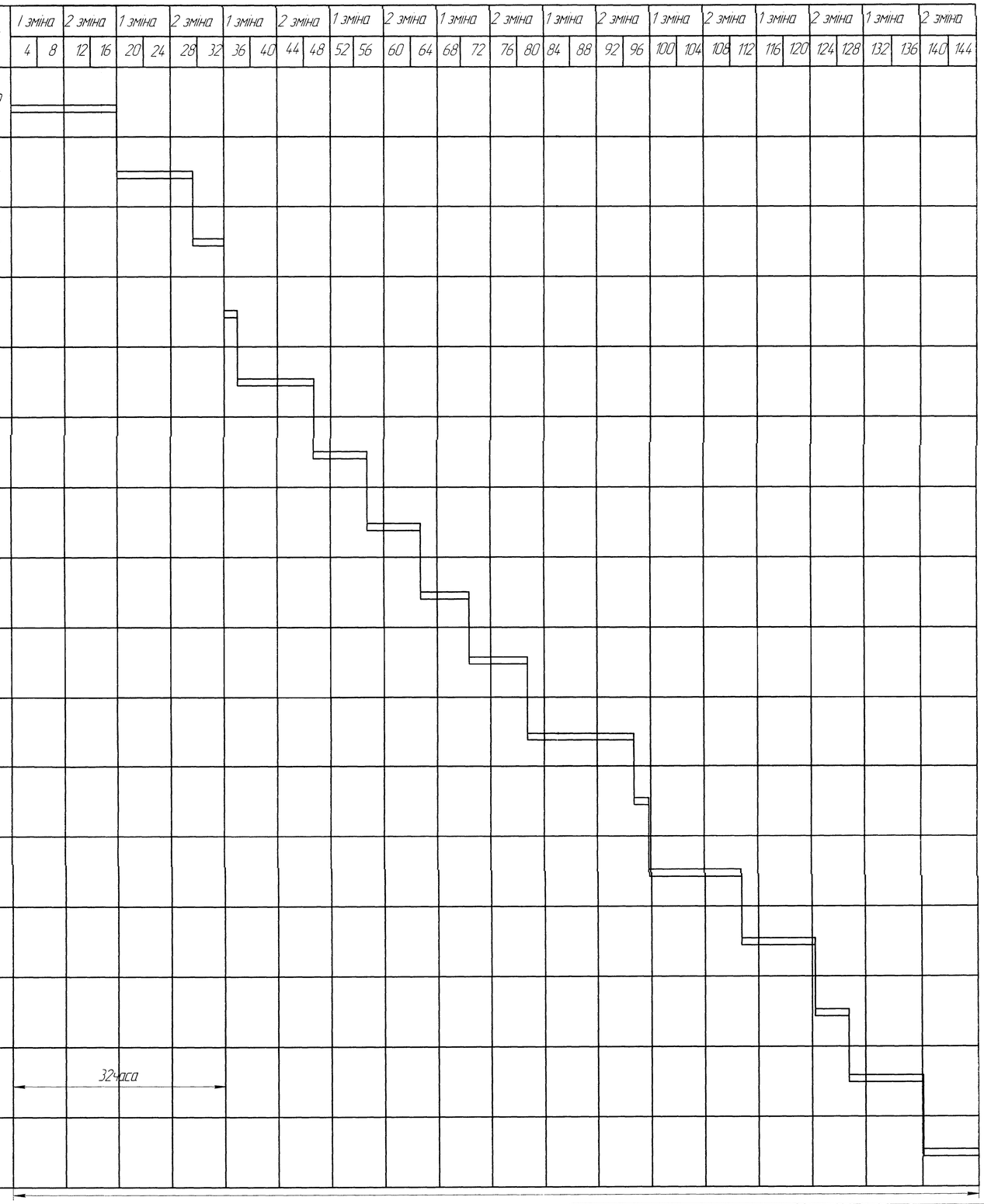
Інв. № дубл.

Взам. інв. №

Підп. і число

Інв. № оригін.

Завдання	Операції	Короткий опис робіт	Трудо ємність, хв	Кількість робочих	Цикловий проміжок часу, хв
1	01-03	Підготовка стапеля до роботи. Установка 2-го і 1-го лонжерона. Фіксація.	63,95	4	15,99
2	04-07	Установка нижньої панелі. Установка нервюр №0, 1, 2, стикування з ребрами панелей. Перевірка величин зазорів. Відкатка нижній панелі.	45,39	4	11,35
3	08	Контроль. Кріплення нервюр до стійок 1-го і 2-го лонжеронів.	18,68	4	4,67
4	09-10	Установка нервюр №0, 1, 2. Свердління отворів під кріплення верхньої панелі.	18,03	4	4,51
5	11	Установка фітингів, кронштейнів, книц, компенсаторів. кріплення штатним кріпленням.	46	4	11,5
6	12-15	Установка нижньої панелі, фіксація. Свердління попередніх отворів під кріплення нижньої панелі. Установка профілів фіксація. Розфіксацію нижній панелі.	32,16	4	8,04
7	16	Нанесення полімерного заповнювача на полиці лонжеронів і пояса нервюр.	31,84	4	7,96
8	17-19	Установка верхньої панелі. Установка кронштейна. Оброблення отворів під болти кріплення (свердління). Контроль БТК.	29,24	4	7,31
9	20-21	Кріплення верхньої панелі .... і нервюрам штатним кріпленням. Контроль БТК.	34,8	4	8,7
10	22-25	Оброблення отворів, доустановка штатного кріплення. Контроль БТК.	64	4	16
11	26-27	Свердління попередні отворів під болти кріплення знімної панелі №2 з панелями №1 і №3 і поясами нервюр. Зняття знімної панелі.	8,8	4	2,2
12	28	Установка нижньої панелі. Кріплення штатним кріпленням.	55,2	4	13,8
13	29-32	Установка кондукторів для свердління отворів під болти кріплення ЦЧК з фюзеляжем силових шпангоутів. Свердління, зенкування, розфіксацію, прибирання кондукторів.	43,99	4	11
14	33-36	Установка знімної панелі №2, фіксація. Свердління, зенкування. Контроль, розфіксації.	20	4	5
15	37-42	Клепка гайок на поясах нервюр і панелях №1, №3 під болти кріплення знімної панелі №2. Очищення внутрішнього обсягу. Кріплення панелі №2 штатним кріпленням.	38,52	4	9,63
16	43-47	Установка кронштейнів, кріплення штатним обладнанням. Контроль БТК. виїмка центроплана з стапеля. Кантування, транспортування.	25,74	4	6,44



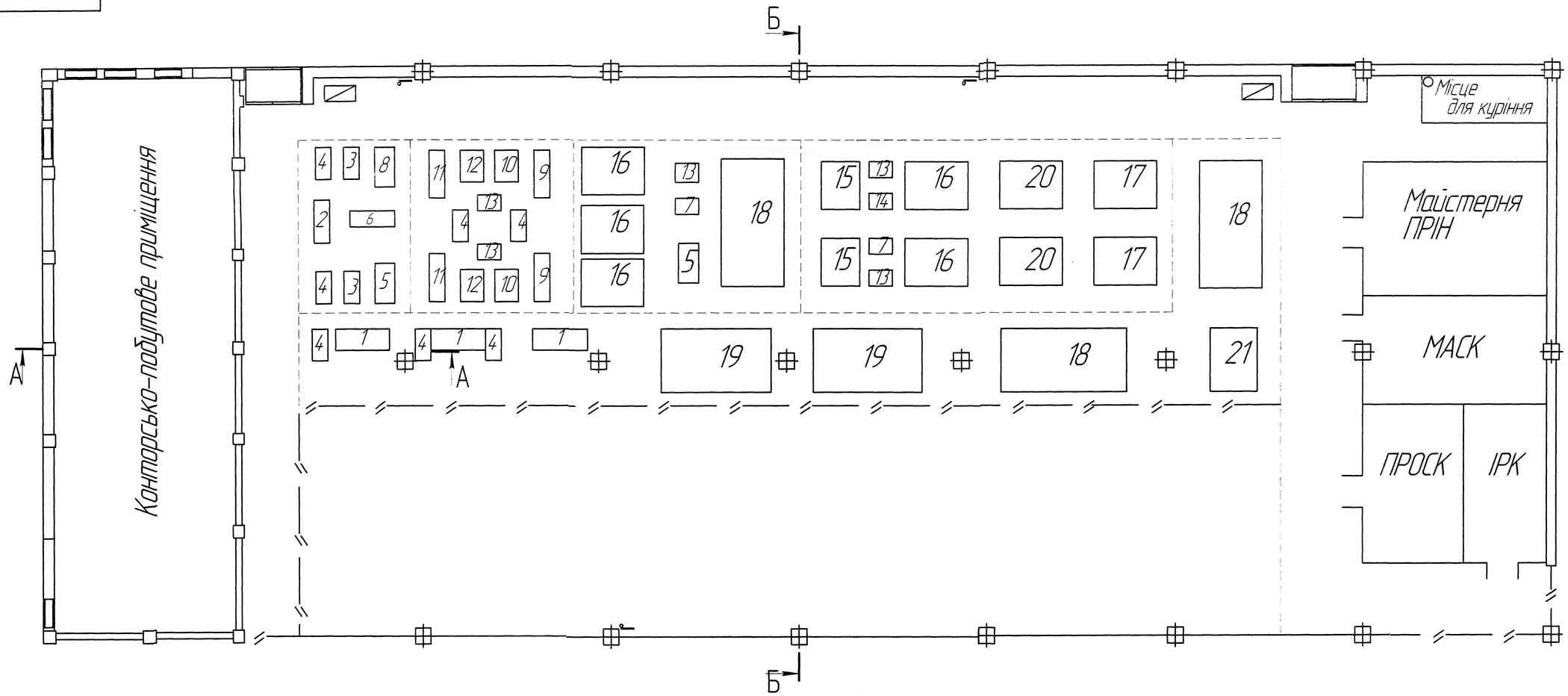
Разом: 576 чол. час 144 години Ц=144 години

Зм.	Арк.	№ докум.	Підп.	Дата	К104.ДП.1-96А.8625450.04			
Розроб.		Ткачук Т.			Цикловий графік складання центроплана	Літ.	Маса	Масшт.
Перевір.		Бичков М.				У		1:1
Т.контр.						Аркуш 1	Аркушів 1	
Н.контр.					XAI, гр. 1-96А			
Затв.								

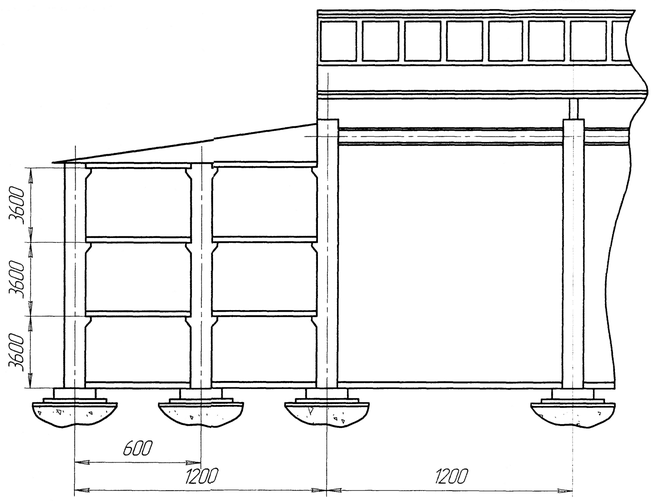
Копіював Формат А1

Первинне застосування | Справ. № | Підп. і число | Інв. № дубл. | Взам. інв. № | Підп. і число | Інв. № оригін.

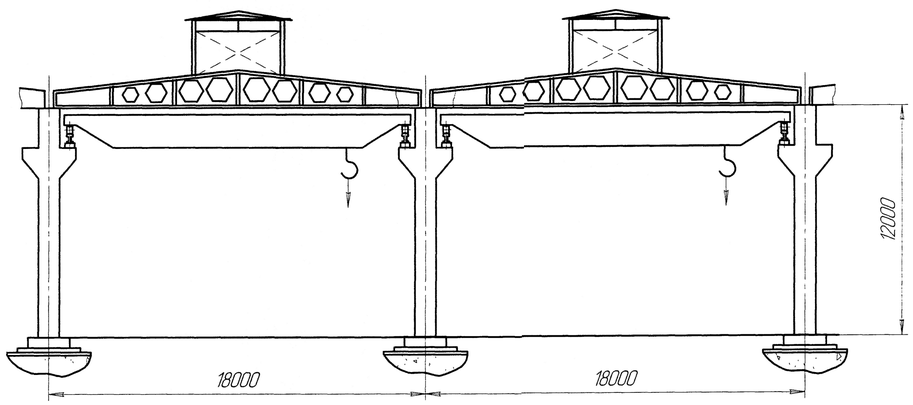
К104.ДП.1-96А.8625450.05 СХ



А–А



Б–Б



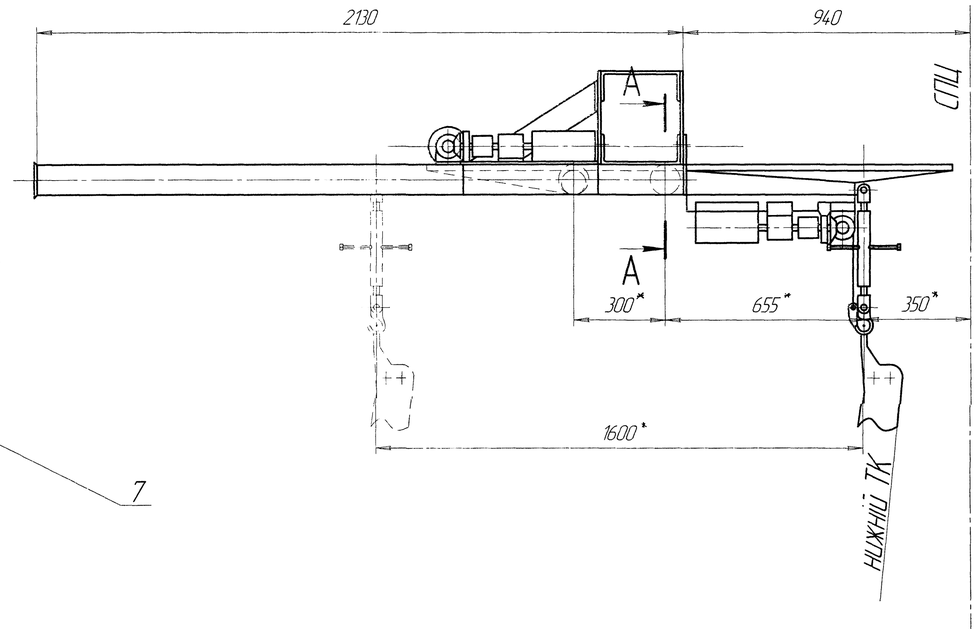
- капітальна стіна
- межа цеху
- проїзд внутрішньоцехового транспорту
- вогнегасник
- пожежний щит
- калорифер

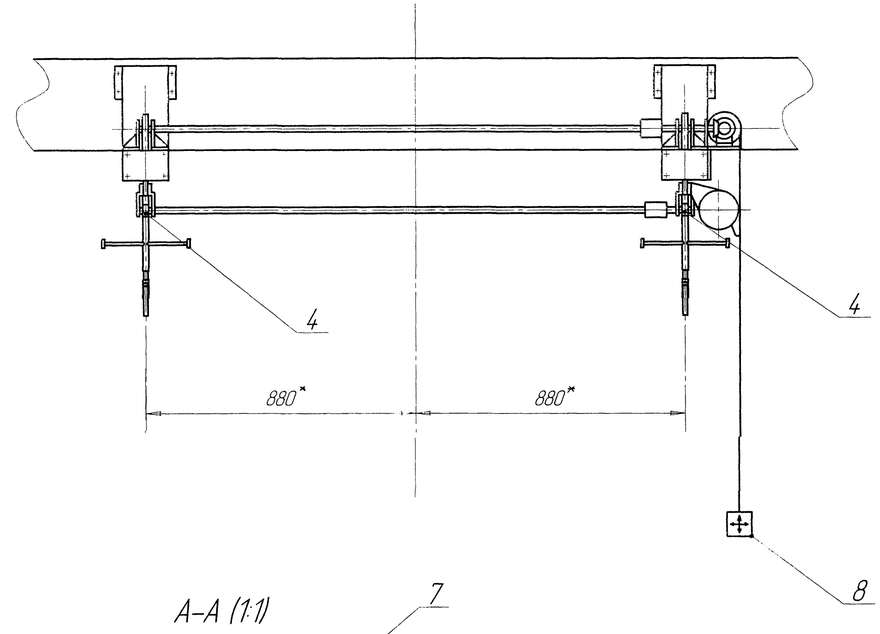
Зм.	Арк.	№ докум.	Підп.	Дата	К104.ДП.1-96А.8625450.05 СХ			
Розроб.		Ткачук Т.			Цех складання центроплана	Літ.	Маса	Масшт.
Перевір.		Бичков М.				У		1:1
Т.контр.						Аркуш 1	Аркушів 1	
Н.контр.						ХАІ, гр. 1-96А		
Затв.								

Копіював

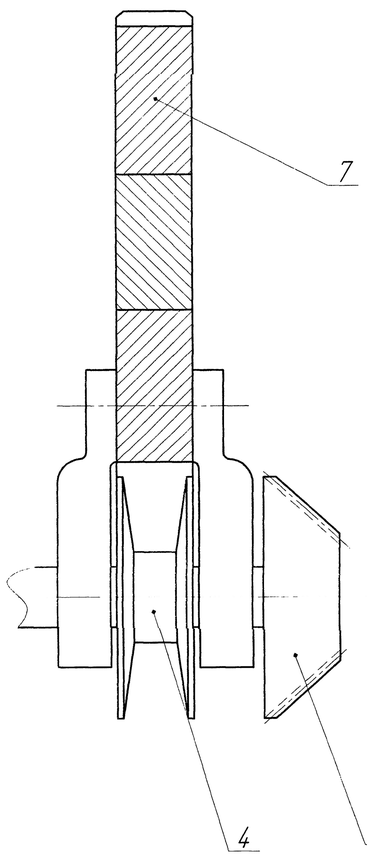
Формат А1

Первинне застосування | Справ. № | Підп. і число | Інв. № дубл. | Взам. інв. № | Підп. і число | Інв. № оригін.

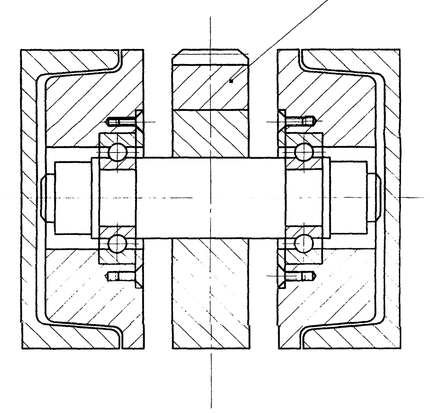


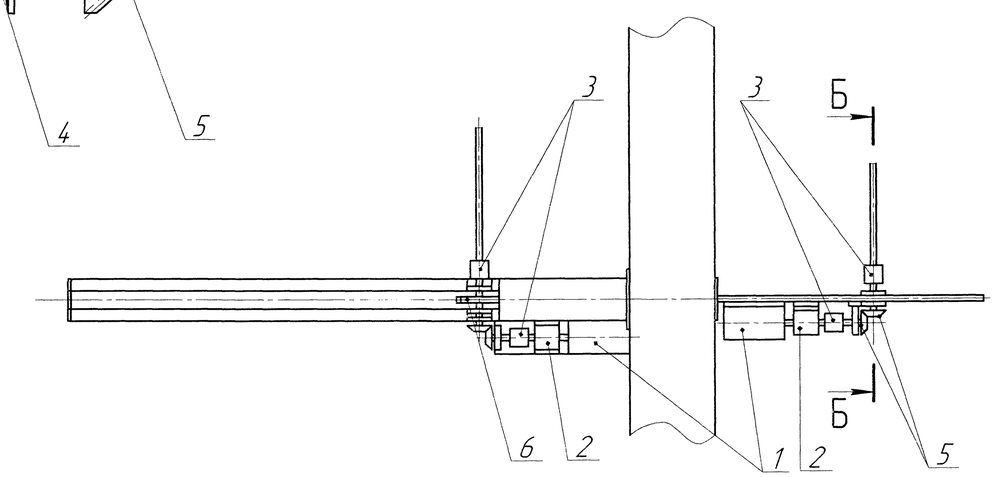


Б–Б (1:1)



А–А (1:1)





					К104.ДП.1-96А.8625450.06 СБ			
Зм.	Арк.	№ докум.	Підп.	Дата	Відкатний пристрій стапеля складання	Літ.	Маса	Масшт.
Розроб.		Ткачук Т.				У	167,5	1:5
Перевір.		Бичков М.				Аркуш 1	Аркушів 1	
Т.контр.								
Н.контр.						ХАІ, гр. 1-96А		
Затв.								

Копіював

Формат А1

Первинне застосування

Справ. №

Підп. і число

Інв. № дубл.

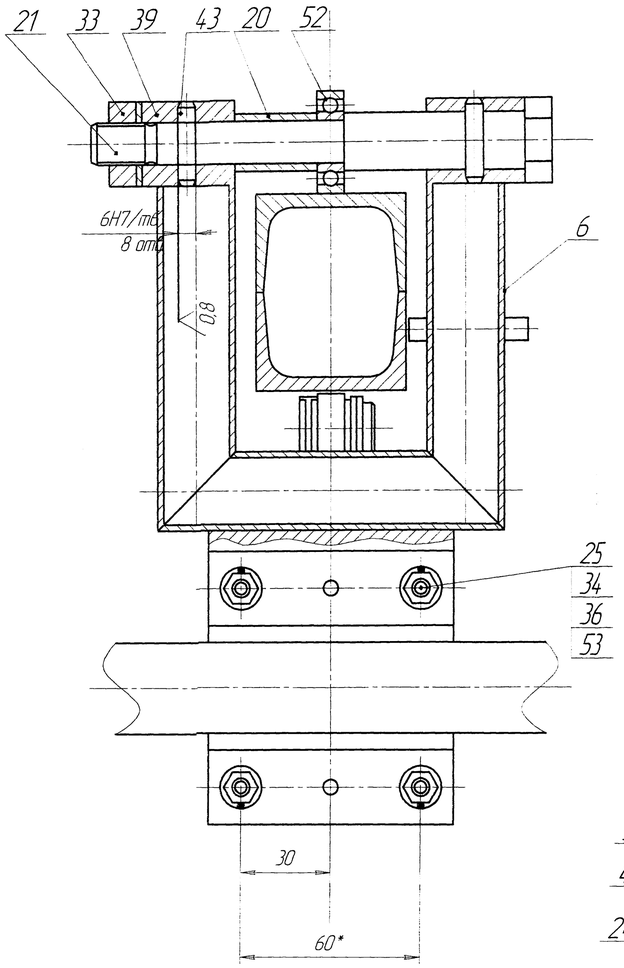
Взам. інв. №

Підп. і число

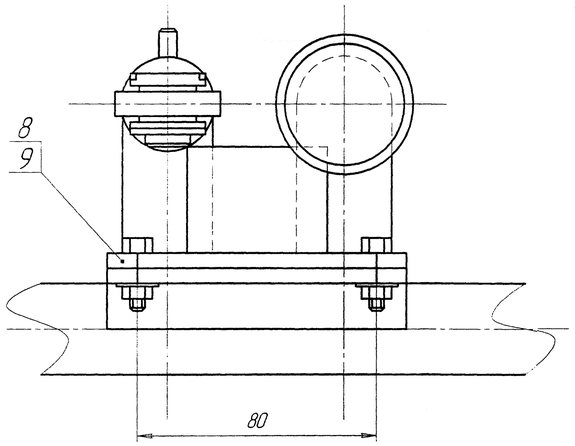
Інв. № оригін.

К104.ДП.1-96А.8625450.06 СБ

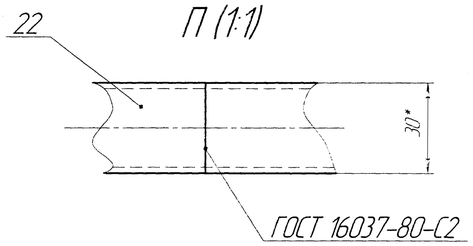
А–А (1:1)



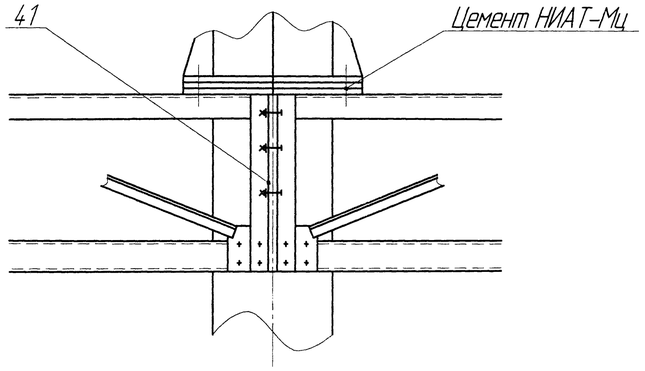
Н–Н (1:1)



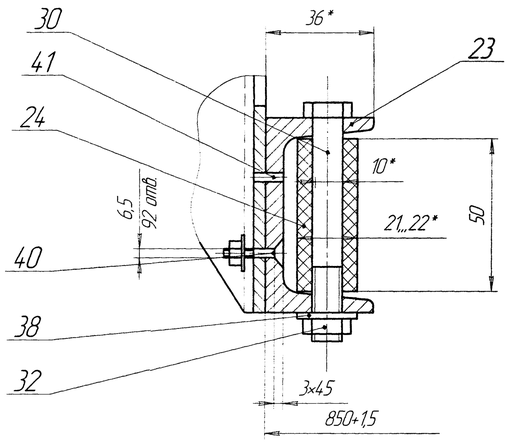
П (1:1)



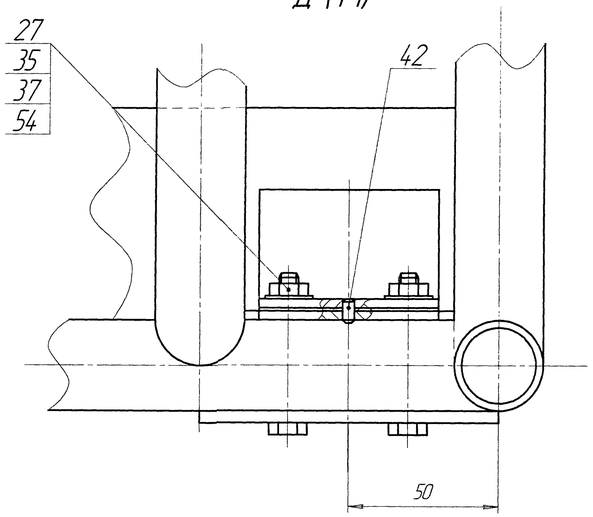
И (1:5)



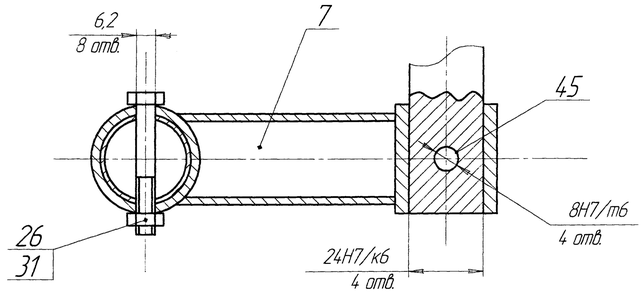
Л (1:1)



Д (1:1)



Р–Р (1:1)



1. * Розмір для довідок.
2. Незазначені граничні відхилення розмірів, форми і розташування поверхонь по ОСТ1 00022-80.

					К104.ДП.1-96А.8625450.07 СБ			
Зм.	Арк.	№ докум.	Підп.	Дата	Підтримуючий пристрій до пресу КП 503М	Літ.	Маса	Масшт.
Розроб.		Ткачук Т.				У	78,3	1:1
Перевір.		Бичков М.				Аркуш 1	Аркушів 1	
Т.контр.								
Н.контр.						ХАІ, гр. 1-96А		
Затв.								

Первинне застосування

Справ. №

Підп. і число

Інв. № дубл.

Взам. інв. №

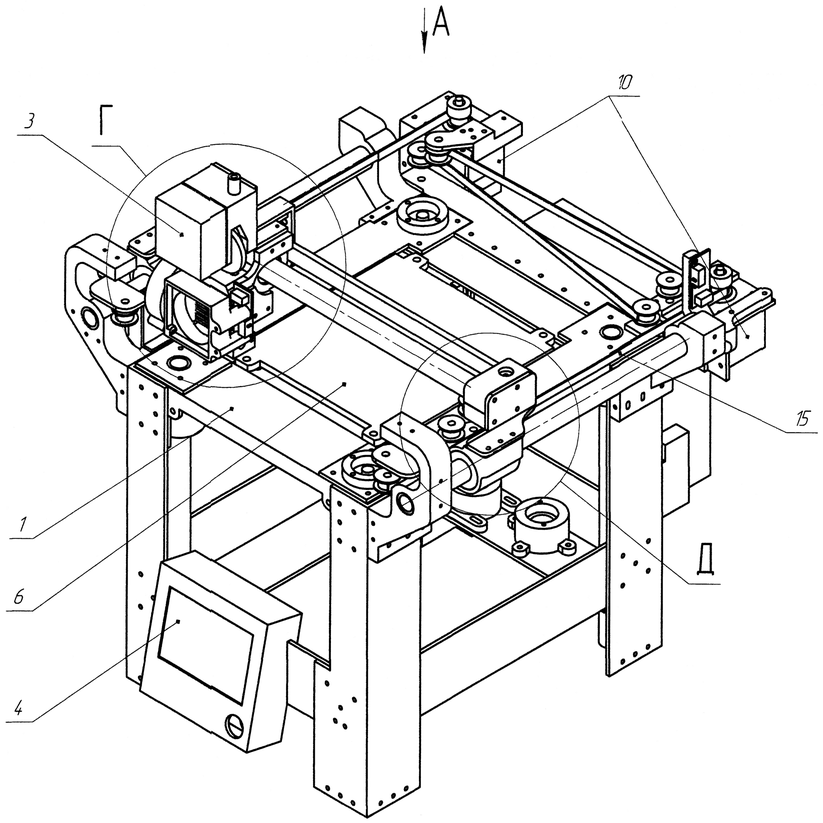
Підп. і число

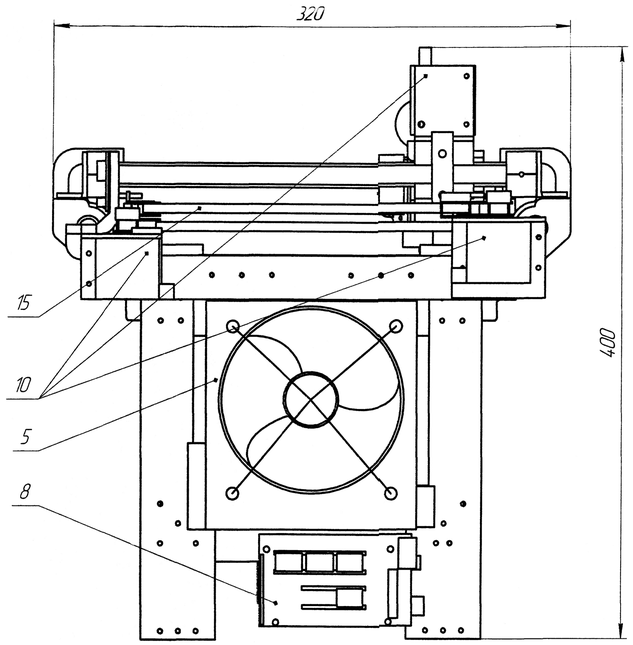
Інв. № оригін.

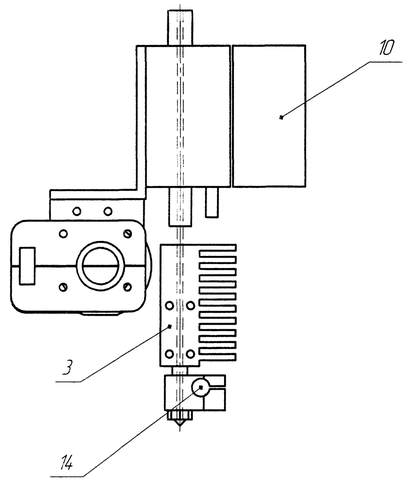
Копіював

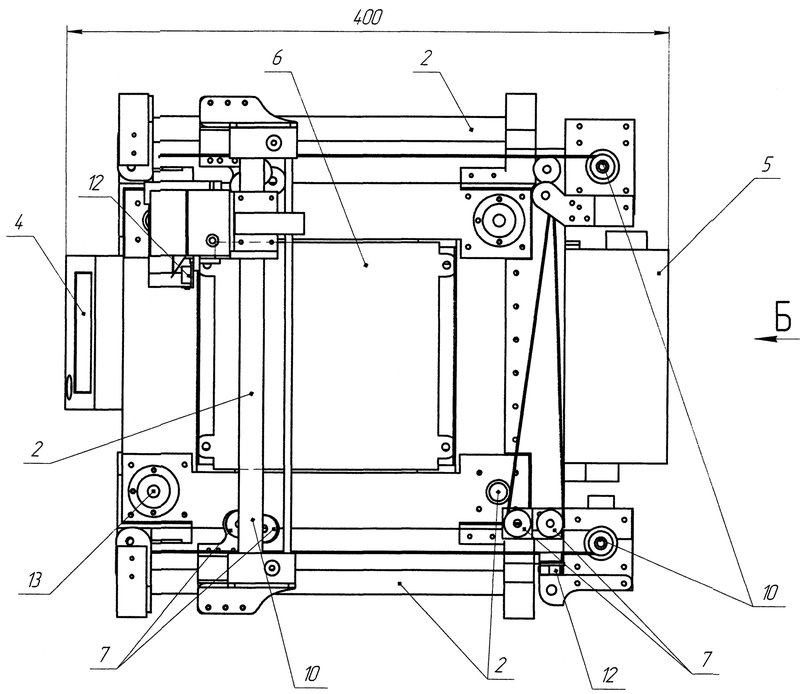
Формат А1

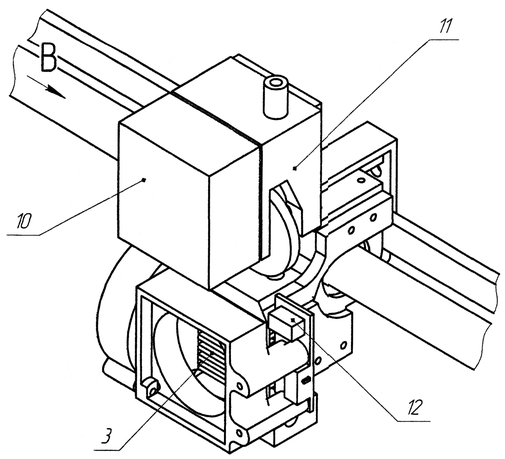
К104.ДП.1-96А.8625450.08 СБ

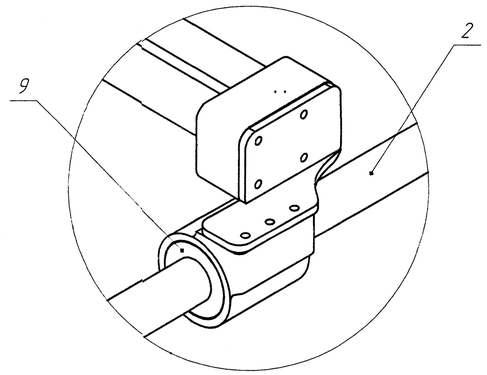












1. На кресленні показаний 3Д-принтер екструзіної технології пошарового наплавлення.
2. Рекомендується друкувати полімерами: ABS, PLA, CoPet, Nylon і аналогічними матеріалами.

					К104.ДП.1-96А.8625450.08 СБ			
Зм.	Арк.	№ докум.	Підп.	Дата	Загальний вид 3D-принтера	Літ.	Маса	Масшт.
Розроб.		Ткачук Т.				У	15	1:2
Перевір.		Бичков М.				Аркуш 1	Аркушів 1	
Т.контр.						XAI, гр. 1-96А		
Н.контр.								
Затв.								

Копіював

Формат А1

Перв. застосування

Справ. №

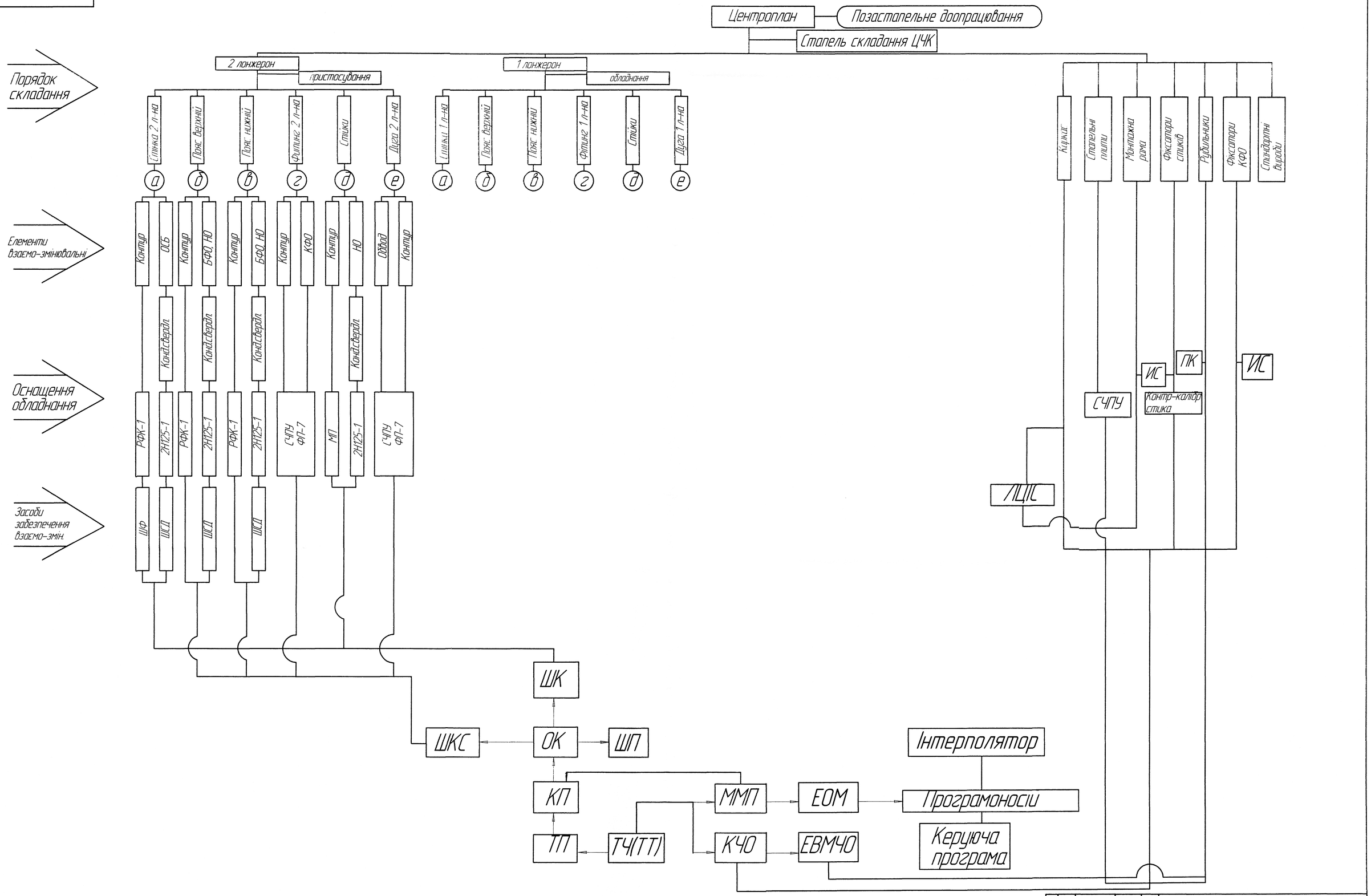
Підп. і дата

Інв. № дубл.

Взам. інв. №

Підп. і дата

Інв. № подл.



Зм.	Арк.	№ докум.	Підп.	Дата	К104.ДП.1-96А.8625450.09 СХ			
Розроб.		Ткачук Т.			Схема складання і ув'язки	Літ.	Маса	Масшт.
Перевір.		Бичков М.				У		1:1
Т.контр.						Аркуш 1	Аркушів 1	
Н.контр.						ХАІ, гр. 1-96А		
Затв.								

Копіював

Формат А1

Первинне застосування

Справ. №

Підп. і число

Інв. № дубл.

Взам. інв. №

Підп. і число

Інв. № оригін.