

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 «Розробка технології і засобів технологічного оснащення для складання крила пасажирського літака»

XAI.104.163.23O.134.1801049 ПЗ

Виконав: здобувач(ка) 2 курсу групи № 163  
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)

Курило Андрій Сергійович

(прізвище та ініціали здобувача (ки))

Керівник: Олександр ЗАСТЕЛА  
(ім'я та прізвище)

Рецензент: Юрій ЧОРНИЙ  
(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.

**ЗАВДАННЯ  
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ**

\_\_\_\_\_ Горбань Владислав Павлович \_\_\_\_\_  
(прізвище, ім'я та по батькові)

1. Тема кваліфікаційної роботи «Розробка технології і засобів технологічного оснащення для селадання крила пасажирського літака»  
керівник кваліфікаційної роботи Застела Олександр Миколайович, к.т.н., професор

затверджені наказом Університету № 2036-уч від « 23 » 11 2023 року

2. Термін подання здобувачем кваліфікаційної роботи 15 січня 2024 р.

3. Вихідні дані до роботи матеріали переддипломної практики, креслення - засоби технологічного оснащення для складання крила пасажирського літака.

4. Зміст пояснювальної записки (перелік завдань, які потрібно розв'язати) конструктивно-технологічний аналіз об'єкту складання: технічний опис конструкції крила, ТУ виготовлення крила, оцінка технологічності конструкції, пропозиції щодо підвищення технологічності конструкції виробу; розробка директивних матеріалів: опрацювання варіантів методів складання, схем складання виробу та ув'язування оснащення, розрахунок похибки збирання з обводів, висновки, розрахунок витрат для варіантів складання, розробка схеми базування складових частин; робоча технологічна документація: проектування технологічного процесу складання в маршрутному та операційному описі, вибір засобів оснащення, формування операцій техпроцесу, порівняння з нормами базового техпроцесу, складання ТУ на постачання деталей та проектування пристосування, розробка циклового графіка складання.

Визначення такту та циклу складання, необхідної кількості виконавців та складальних пристосувань, заходи з безпеки праці та з організації робітника місця; проектування застосування для збирання: вибір принципів структурно-схемних рішень, складання ТУ на монтаж складального пристосування, укрупнений техпроцес монтажу складального пристосування, планування цеху, економічні розрахунки, спец розділ.

5. Перелік графічного матеріалу конструкція крила розчленована на наступні конструктивні одиниці і технологічні підзбірки (див. Додаток ): креслення пристрою для складання; схема складання і увязування; Креслення стапеля, планування цеха складання крила, цикловий графік.

6. Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
Конструкторський розділ	Трубаєв С.В., завідувач каф. 103	20.11.2023	11.01.2024
Технологічний розділ	Застела О.М., професор каф.104	20.11.2023	11.01.2024
Економічний розділ	Застела О.М., професор каф.104	20.11.2023	11.01.2024
Спеціальний розділ	Застела О.М., професор каф.104	20.11.2023	11.01.2024

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	11.01.2024	
2	Технологічний розділ	11.01.2024	
3	Економічний розділ	11.01.2024	
4	Спеціальний розділ	11.01.2024	

**Здобувач**

\_\_\_\_\_  
(підпис)

Курило А.С.  
(прізвище та ініціали)

**Керівник кваліфікаційної роботи**

\_\_\_\_\_  
(підпис)

Олександр ЗАСТЕЛА  
(ім'я та прізвище)

## Анотація

Розрахунково-пояснювальна записка містить:

Сторінок , рисунків , таблиць , додатки

У конструкторської частини була спроектована від'ємна частина крила, виконаний проектувальний розрахунок крила на міцність і спроектована його модифікація. Модифікація представлена заміною збірної панелі на тришарову стільникову.

У технологічному розділі розроблений варіант технології виготовлення крила і складальної оснастки, розглянуті організація процесу складання, організація робочих місць. Складено цикловий графік, схема складання і ув'язки крила.

В економічному розділі проведені економічні розрахунки щодо визначення витрат на основні матеріали, покупні вироби і зменшення або збільшення витрат. Розраховані витрати на заробітну плату працівників, витрати на управління цехом і техніко-економічні показники цеху.

У спеціальній частині проекту було проаналізовано шляхи підвищення міцності литих деталей з алюмінієвих сплавів. Розглянуто різні способи поверхневого зміцнення деталей. Представлена технологія дробильноструменевого зміцнення деталі типу «книця»

## Зміст

Вступ.....	6
1.Конструкторський розділ.....	7
1.1. Конструктивно-технологічний аналіз конструкції крила пасажирського літака Ан-140 і визначення шляхів модернізації.....	8
1.2 Розробка варіанту конструкції крила пасажирського літака й обґрунтування прийнятих рішень розрахунками.....	11
1.2.1 Розподіл повітряного навантаження по довжині крила літака Ан-140.....	12
1.2.2 Проектування лонжерона модифікованої конструкції крила пасажирського літака .....	17
1.2.3 Модифікація панелі крила літака Ан-140.....	18
1.2.4 Ваговий аналіз конструктивних рішень.....	20
1.3 Технічні умови на виготовлення крила пасажирського літака.....	20
1.4 Аналіз технологічності крила літака Ан-140.....	21
2.Технологічний розділ.....	23
2.1Аналіз існуючого виробництва на основі цеху складання крила літака типу Ан-140 на реального виробництва .....	24
2.2. Конструктивно-технологічне членування ВЧК.....	25
2.3 Схема складання крила і укрупнений технологічний процес. Методи складання і необхідна номенклатура пристроїв складання для агрегату і підбірок, що входять.....	26
2.4 Розробка схеми ув'язування складального оснащення ВЧК.....	29
2.5. Визначення типових операцій, складання і нормування маршрутно- операційного технологічного процесу складання крила пасажирського літака.....	33
2.6 Обґрунтування способів ведення складального процесу, його механізації і автоматизації.....	34
2.7 Розробка операційного технологічного процесу для підбірки (хвостова частина крила).....	34
2.8 Розробка схеми базування складових частин вузла.....	36
2.9 ТУ на проектування і конструкцію пристрій для складання ВЧК. ....	38
2.10 Розробка конструкції майстер-плити( оснащення другого порядку).38	
2.11 Розробка циклового графіку складання ВЧК.....	39
2.12. Технологічні розрахунки цеху складання крила та обґрунтування структурного складу цеху .....	40
2.13 Компонування цеху.....	47
2.14 Організаційна структура управління в цеху.....	47
2.15. Система управління якістю продукції.....	49
3. Економічний розділ.....	53
3.1. Аналіз ринку збуту.....	54
3.2 Стратегія маркетингу.....	54
3.3 Розрахунок техніко-економічних показників.....	57

3.4 Визначення повної собівартості одиниці виробу .....	58
4. Спеціальний розділ.....	61
Висновок.....	79
Список використаної літератури.....	80
Додатки	

## Вступ

В даний час літак є самим швидкісним транспортним засобом. Він повинен відповідати ряду вимог: надійність, економічність, ергономічним вимогам, безпеки, технологічності експлуатації

Для забезпечення відповідності літака перерахованим вище вимогам крім конструкторської, дослідницької документації необхідно розробити величезна кількість технологічної документації, так як виготовлення літака є складним і трудомістким процесом. Як об'єкт виробництва він має низку специфічних особливостей:

1. Велика номенклатура і багатодетальність планера. Сучасний літак насичений різним обладнанням, приладами і механізмами. Кількість деталей в конструкції планера досягає ста тисяч одиниць і більше. Ця особливість тягне за собою необхідність застосування численних і різноманітних процесів.
2. Велика номенклатура використовуваних матеріалів. В даний час приблизно 60% загальної кількості деталей літака виготовляється з легких сплавів різних марок, 25% - з легированих сталей і решта - з композиційних матеріалів.
3. Складність просторових форм. Значні габаритні розміри і мала через обмеження маси жорсткість більшості елементів конструкції, зумовили необхідність розробки спеціальних процесів їх виготовлення, характерних тільки для літакобудування. Більшість деталей значних габаритних розмірів володіють малою жорсткістю, що створює труднощі отримання точних розмірів в процесі складання.
5. Високі вимоги до якості літака.

Розробка технологічної документації на виготовлення агрегату пасажирського літака з урахуванням перерахованих вище особливостей і є основним завданням дипломного проекту

# КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ



## **1.1 Конструктивно-технологічний аналіз конструкції крила пасажирського літака Ан-140 і визначення шляхів модернізації**

Пасажирський літак призначений для перевозу від 44 до 52 пасажирів на місцевих авіалініях дальністю від 2000 до 2500 км. [1]

Основний каркас крила складається з центральної і консольної частини крила. КЧК - трапецієподібної форми у плані і включає в себе: силовий каркас, виконаний у вигляді кесона, носову частину і хвостовий відсік. Кесон ВЧК (міжлонжеронна частина) складається з поздовжнього і поперечного наборів, дволонжеронної конструкції, максимальні габарити 10500x1470x495 мм.

Поперечний набір складається з 22 нервюр (4-26) збірно-клепаной конструкції балочного типу. Нервюри складаються зі стінок, верхнього і нижнього поясів, стійок і кріпляться до панелей стрінгерами за допомогою компенсаторів, які розташовані перпендикулярно СПК, паралельно осі симетрії.

Поздовжній набір складається з двох лонжеронів збірно-клепаной конструкції, нижньої і верхньої панелей. Перший і другий лонжерони складаються з верхнього (В95ПЧТ2) і нижнього (1163АТ) поясів з пресованих профілів, стінки (1163АТ), стійок (Д16Т) і кронштейнів (1933Т2). На першому лонжероні по нервюрам 8, 9 і 10 і на нижній панелі встановлені вузли навішування ферми кріплення двигунів. На другому лонжероні по нервюрам 4, 9, 13, 18, 21, 23 і 26 встановлені кронштейни механізмів кріплення закрилків і елеронів.

Панель верхня - збірно-клепаной конструкції, складається з трьох окремих панелей, виконаних з фрезерованного листа з приклепанними стрінгерами з матеріалу В95ПЧТ2; перша і третя панелі мають поперечний по 18 нервюрі стик, який ділить їх на дві частини (3-18 н. і 18-27 н.). Стрінгери за розмахом виконані зі стиком по 24 нервюрі і мають  $I_{max} = 9600$  мм, матеріал В95ПЧТ2. [1]

По 3 нервюрі на верхній панелі встановлюється профіль роз'єму, що складається з трьох частин, матеріал - В95ПЧТ2. Середня панель - знімна, складається з 4 частин, зі стиками по 13, 24 і 25 нервюрам.

Панель нижня (матеріал 1163АТВ) складається з однієї збірно-клепаной панелі між першим і другим лонжеронами, виконаної фрезеруванням листа з приклепанними стрінгерами і має стик по 18 нервюрі, який виконаний через підкладну накладку. На нижній панелі передбачені овальні люки для обслуговування паливних насосів. Стрінгери за розмахом виконані зі стиком по 24 нервюрі, матеріал 1163АТ. По третій нервюрі на панелі встановлюють профіль роз'єму, аналогічно верхній панелі, але він складається з п'яти частин. У профілях роз'ємів по третій нервюрі виконані стикувальні отвори і циліндричні колодязі для установки стикувальних болтів. Площина роз'єму кесона по третій нервюрі розташована паралельно осі симетрії літака.

Носова частина крила включає в себе кореневу і кінцеву частини. Коренева носова частина крила між нервюрами №4-8 - незнімна, складається з оболонки кесонної конструкції. Оболонка закріплена на кесоні крила та підкріплена клепанними нервюрами і двома нижніми відкидними панелями клеєної конструкції. Всі деталі виконані з листів і пресованих профілів. Кінцева носова частина крила між нервюрами №10-27 - незнімна, оснащена повітряно-тепловою противообмерзальною системою. Ця система складається з оболонки, закріпленої на кесоні крила, підкріпленої клепанними нервюрами, стінки теплової камери і чотирьох нижніх знімних панелей клеєної конструкції. До складу оболонки клеєної конструкції входять гофри, які служать для подачі і розподілу гарячого повітря по всій поверхні. Оболонка разом зі стінкою утворює герметичну теплову камеру.

Хвостовій відсік крила складається з хвостових частин (між нервюрами №4-20 та №20-27), закрилків, елеронів і закінцівки. Хвостові частини крила включають в себе верхню і нижню тришарові композиційні панелі і каркас, виконаний у вигляді поздовжніх верхніх і нижніх балок, закріплених на нервюрах хвостової частини крила і на кронштейнах навішування закрилків. Для забезпечення доступу в нішу хвостової частини, нижні панелі виконані знімними на замках. [1]

Конструкція закрилків збірно-клепана, однолонжеронний дефлектор виконаний з композиційних матеріалів. Елерони збірно-клепаної конструкції, трьохопорні, з роговою та осьювою компенсаціями, забезпечені сервокомпенсаторами.

Центроплан і консольна частина крила збираються в різних стапелях, і тільки потім збираються по стику, розташованому по нервюрі №3. Фрезерування площини роз'єму ВЧК з центропланом виконується на поздовжньо-фрезерному верстаті з ЧПК ФП-9М із застосуванням спеціального пристосування. [1]

Обшивка панелей виконана із застосуванням хімічного фрезерування, що полегшує конструкцію ВЧК. Вхідні деталі в КЧК можна виготовляти із застосуванням високопродуктивних оброблювальних верстатів з ЧПК. Ескіз ВЧК наведено на рисунку 1.2

Однією з ознак технологічності конструкції планера являється кількість заклепок, що розклепуються ударним способом. Число заклепок повинно скорочуватися до мінімальних значень завдяки оптимальним конструктивним рішенням, технологічним рішенням процесі серійного виробництва літака. У конструкції кесона ВЧК заклепувальні з'єднання включають високоресурсні і звичайні заклепки. Матеріал заклепок - В65, Д18.

Діаметр заклепок від 2.6 до 5 мм.

Для виконання заклепувальних з'єднань рекомендується застосовувати: свердлувальні машини моделі СМ; радіально-свердлувальні установки промислового і власного виготовлення; стаціонарні клепальні преса моделі КП;

ручні kleпальні преса; молотки моделі КМП та ін., що kleпають.

У конструкції кесона застосовані болти 7, 9 квалитетів з покриттям гладкої частини гр. ЭП- 0214, ЭП- 140. Матеріал болтів - титан ВТ- 16, сталь 30ХГСА.

Отвори під болти виконуються по 9 (Н9), 11 (Н11) і 7 (Н7) квалитетам.

У конструкції кесона застосовані матеріали з товщиною пакету від 1 до 5Д, де Д - діаметр болта. [1]

Аналіз конструкції показав можливість і достатність застосування існуючих засобів механізації утворення отворів і згвинчення болтів, а саме: свердлувальних пневматичних машин моделі СМ; ручних пневматичних розгортаючих машин моделі МР; простягаючих машин і облаштувань моделі МПВ; механізованих засобів тарованого згвинчення болтових з'єднань моделі МБЗ.

Перелік засобів механізації для виконання болтових з'єднань представлений в таблицю 1.1

Таблиця 1.1- Перелік засобів механізації для виконання болтових з'єднань

Найменування засобів механізації	Модель
Свердлувальні машини	СМ21-9-300 СМ21-9-2500 СМ 11-6-3600 СМ421-9-400 УСМ21-20М
Свердлувально-зенкуючі машини	МЗСП-204 МС-54 МС-8П
Розгортаючі машини	МР-12 МР-12У МР-8У
Протяжні машини	МПВ-6-100 МПВ-10-130
Мультиплікатор	ПГНМ-1-250
Різьбозакручувальні машини	МРЗТ-8 МРЗТ-10

Шляхи модернізації базової конструкції крила пасажирського літака

Існує багато шляхів модернізації крила, але найефективнішим у досягненні зниження маси крила являється модифікація збірної панелі на

тришарову зі стільниковим заповнювачем. Якщо модернізувати крило саме так, то по зовнішнім обводам та по конструкції механізації воно відповідатиме базовій конструкції крила пасажирського літака. Модифікована панель характеризується такими перевагами:

- мінімальна маса, отримана за рахунок використання стільникового заповнювача, що дає можливість досягнути рівня допустимих напружень у основній силовій конструкції;

- для забезпечення статичної міцності та високих ресурсних характеристик конструкції виконано великий обсяг розрахувальних (розрахунок крила на міцність, розрахунок розподілу повітряного навантаження по довжині крила, проектувальний розрахунок лонжерону базової конструкції) робіт.

Розробка конструкції модернізованого крила буде проводитись КБ з використанням сучасної САД системи. Вся конструкторсько-технологічна документація на виріб повністю буде випущена у електронному виді та буде запускатися у серійне виробництво за допомогою сучасних цифрових технологій.

## **1.2 Розробка варіанту конструкції крила пасажирського літака й обґрунтування прийнятих рішень розрахунками**

Технологічні особливості конструкції крила:

- нероз'ємність крила за розмахом з технологічним фланцевим стиком центральної частини крила (ЦЧК) і від'ємної частини крила (ВЧК);
- наявність знімних панелей на ЦЧК і ВЧК, люки на нижніх панелях для установки і демонтажу паливних агрегатів;
- панелі КЧК збірно-клепаної конструкції;
- лонжерони збірно-клепаної конструкції (матеріал поясів - 1973Т2, стійок - пресований профіль 1161Т, стінки - Д16Т);
- вузли навішування рами кріплення силової установки виконані з матеріалу ЗОХГСНА, силові кронштейни вузлів навішування зі сплаву 1933Т2;
- хвостова частина, закрилки, елерони крила виконані з алюмінієвих і композиційних матеріалів;
- болтові з'єднання - з пружнопластичним натягом, болти в основному з титанових сплавів ВТ-16;
- заклепувальні з'єднання - підвищеного ресурсу та герметичності. [1]

Конструкція крила дозволяє виділити в самостійні підзбірки секції панелей, лонжерони з носовою і хвостовою частинами, нервюри, і виробляти остаточне складання консолі крила в стапелі на базі КФВ, які закладаються в нервюрах і лонжеронах, з використанням ручних та вбудованих в стапель механізованих пристроїв.

### 1.2.1 Розподіл повітряного навантаження по довжині крила літака АН-140

За розмахом крила навантаження  $U$  розподіляється по закону відносної циркуляції, тобто:

$$q_y^d = \frac{n^p G_0}{L} \Gamma,$$

де  $n^p = n^3 f$  - розрахункове перенавантаження;

$n^3$  - експлуатаційне перенавантаження;

$f = 1,5$  - коефіцієнт безпеки; [1]

$n^p = 3 * 1,5 = 4,5$ ;

$G_0 = 323,7$  кН;

$L = 24,32$  м;

$\Gamma$  - циркуляція.

Визначимо звуження крила  $\eta = 2$ , нехтуючи крученням і  $X_{кр}$ .

$$q_y^d = \frac{4,5 * 186,445}{24,32} \Gamma = 34,5243 \text{ кН}$$

Розподіл масової навантаження конструкції крила. Масове навантаження  $q_{Pu}$  знаходимо за такою методикою:

$$G_{кр}/2 = q_1/l_0/2 \longrightarrow \text{з рівняння}$$

У наближених розрахунках можна вважати, що погонне навантаження масових сил крила пропорційне хордам. Тоді скористаємося формулою:

$$q_y^{kp} = \frac{n^p G_{кр}}{S} b(z),$$

$b(z)$  - хорда крила;

$$q_y^{kp} = \frac{4,5 * 16,17}{55} b(z) = 1,323 b(z) \text{ кН / м}$$

Визначимо складові сумарного погонного навантаження на крило по формулі  $q_i(z) = q_y^b - q_y^{kp}$ .

Розподіл поперечних сил і згинальних моментів по розмаху крила визначаємо за формулами:

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

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

де  $i = 8, 7, 6$

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

$$M = \Delta M_{i+1} + M_{i+1},$$

де  $i=8,7,6$ ;  $M_a=0$ ;

Результати розрахунків зведемо в таблицю 1.2 і за отриманими результатами побудуємо графік.

Перевірка:

$$Q_{\Sigma \text{корн}} = 4,5 * 1/2 * (186,445 - 16,17) = 323,1 \text{ кН}$$

(похибка  $\Delta=0,03\%$ )

$$M_{\text{корен}} = n_p * 1/2 * (G_0 - G_{\text{кр}}) * c,$$

де  $n=2$ ;

$$c = (2+2)/(1+2) * 20,95/6 = 4,6 \text{ м},$$

$$M_{\text{корен}} = 4,5 * (186,445 - 16,17) * 4,6 = 1412,3 \text{ кН*м};$$

(похибка  $\Delta=0,06\%$ ).[1]

Епюра наведених моментів від повітряного навантаження в зв'язаній системі координат

$$q_n^e = \frac{\cos(\theta - a)}{\cos \theta} * q_y$$

Розкладемо навантаження повітрям на складові.

Профіль крила НАСА 0015

Кут атаки  $a = 18^\circ$ ;  $\theta = \text{arctg}(C_x/C_y)$ .

Для НАСА 0015  $C_x = 0,119$ ;  $C_y = 1,3$

Тоді

$$q_n^B = q_y \frac{\cos(0,314 - 0,0899)}{\cos 0,0899} = 0,973 q_y^B$$

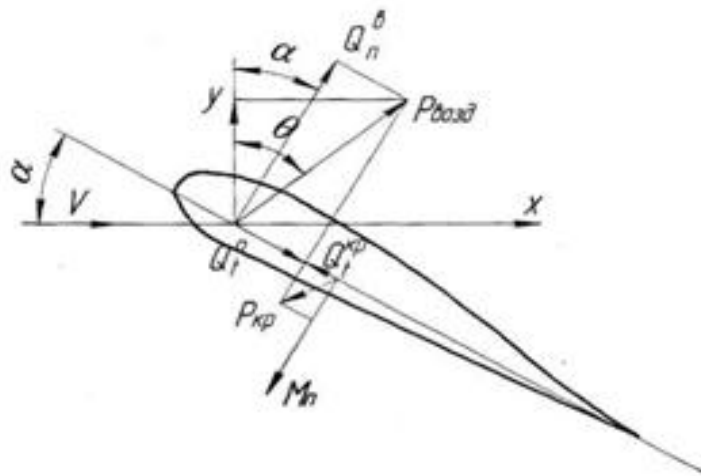


Рисунок 1.3 - Розподіл повітряних навантажень на крило

Масові навантаження від крила знаходимо за формулою

$$q_n^{kp} = \frac{\cos(\theta - a)}{\cos \theta} * q_y^{kp} = 0,979 q_y^{kp}$$

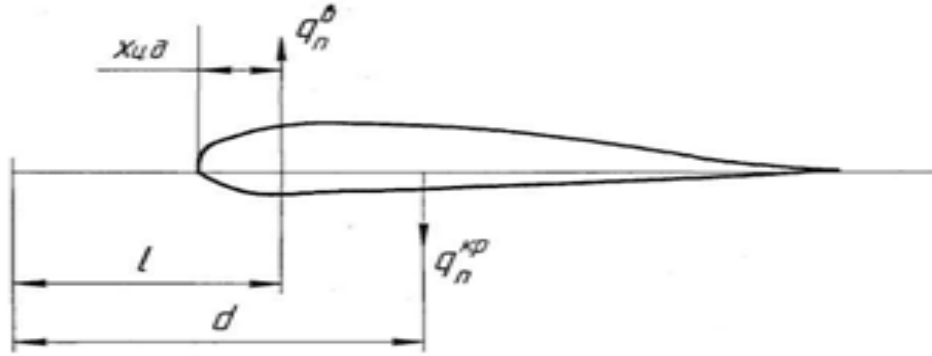


Рисунок 1.4 - Розподіл навантажень

Для НАСА 0015 при  $\alpha = 18^\circ$   $x_{цд} = 0,238$

$$x_{цдi} = x_{цд} \cdot b_i;$$

Перевірка  $M_{зкор} = n^p \left( \frac{1}{2} G_0 l - \frac{1}{2} G_{кр} d \right),$

де  $l$  та  $d$  лежать в площині  $z$ - $c$

$c = 4,6$  м;  $l = 0,639$  м;  $d = 0,948$  м.

$$M_{зкор} = 4,5 \left( \frac{1}{2} \cdot 186,445 \cdot 0,639 - \frac{1}{2} \cdot 16,37 \cdot 0,948 \right) = 194,31 \approx 19248 \text{ (кН / м)}$$

Облік маси двигуна і палива

$$Q(m_T) = Q(m_T)_i + Q(m_T)_{i+1};$$

$$M_{(П)_i} = m(m_T)_i \cdot l \cdot z_i$$

$$M_{(П8-7)} = G_{(Т8-7)} \cdot l_k = 0,68 \cdot 8,291 = 5,57 \text{ (кН)};$$

$$M_{(П7-6)} = 0,88 \cdot 7,265 = 6,39 \text{ (кН)};$$

$$M_{(П6-5)} = 1,1 \cdot 6,326 = 6,95 \text{ (кН)};$$

$$M_{(П5-4)} = 1,38 \cdot 5,388 = 7,4 \text{ (кН)};$$

$$M_{(П4-3)} = 1,38 \cdot 5,388 = 7,4 \text{ (кН)};$$

$$M_{(П3-2)} = 3,45 \cdot 3,239 = 11,17 \text{ (кН)};$$

$$M_{(П2-1)} = 3,28 \cdot 1,894 = 6,2 \text{ (кН)};$$

$$M_{(П1-0)} = 4,6 \cdot 0,65 = 2,99 \text{ (кН)};$$

$$M_{об} = 3,75 \cdot 2,509 = 9,4 \text{ (кН)};$$

Наближене визначення  $M_{кр}$  в розрахунковому перерізі

$$M_{кр} = n^p \left( \frac{S_{отс}}{S_{конс}} (G_0 l - G_{кр} d) - \sum G_T \delta_i r_i \right);$$

Вибираємо розрахунковий переріз №4

$$S_{отс} = 9,208 \text{ м}^2$$

$$l_0 = 0,63 \text{ м}; d = 0,94 \text{ м.}$$

$$M_{кр} = 125 \text{ (кНм)}$$

Результати обчислень за всіма перерізами зведені в таблицю 1.3. За ними будуємо графіки (рисунок 5).

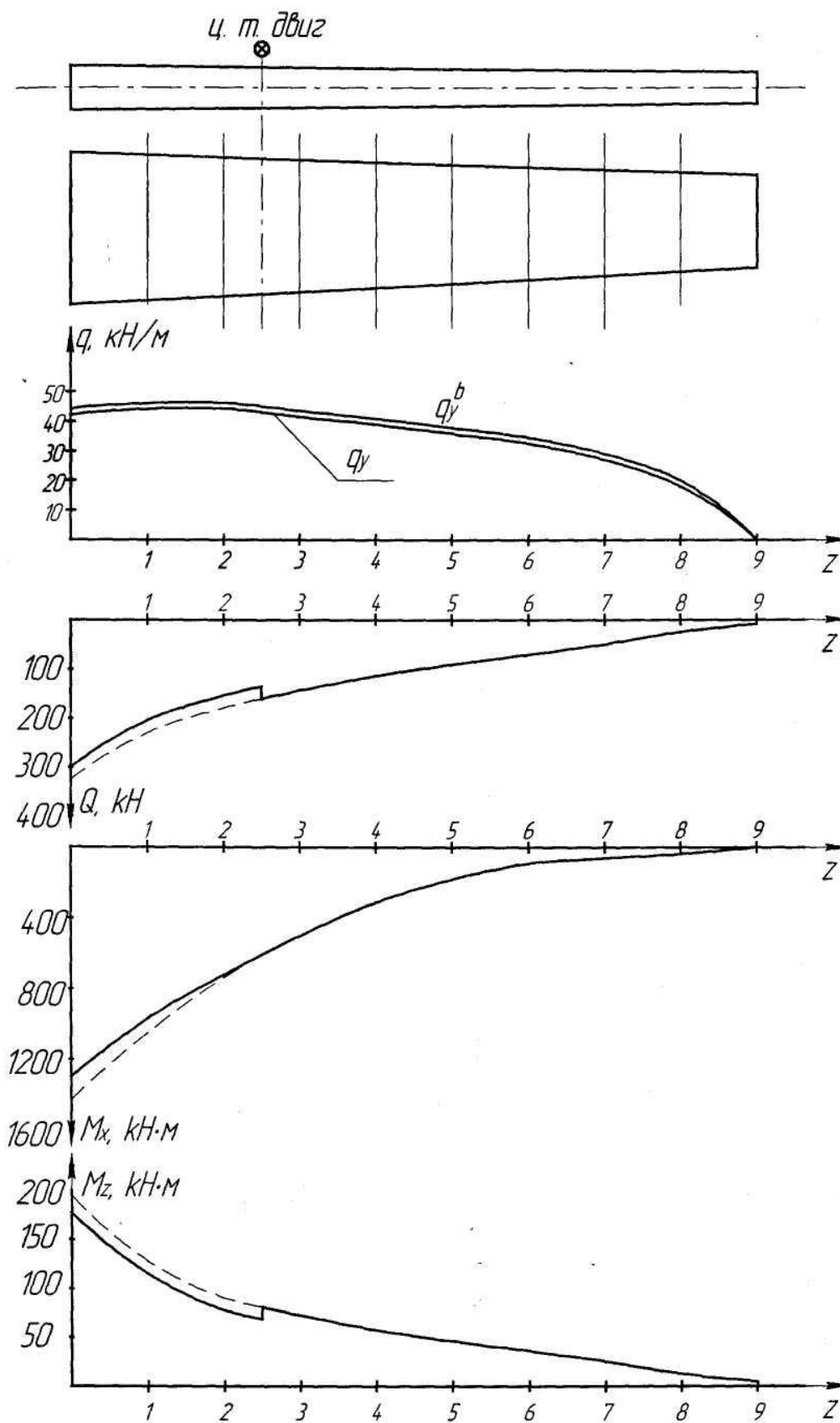


Рисунок 1.5 - Графік результатів розрахунків навантажень на крило



Таблиця 1.3-. Результати розрахунків розподілу навантажень на крило.

i	z	$\Gamma$	$q_y^b$ , кН/м	$\Delta Q_i$ , кН	$Q_i$ , кН	$\Delta Mx_i$ , кНм	$Mx_i$ , кНм	$q_{ni}^b$ , кН/м	$l_i$ , м	d м	$q_y^{kp}$ , кН/м	$q_{ni}^{kp}$ , кН/м	m zi , кНм	$\Delta M_{zi}$ кНм	$M_{zi}$ кНм	q кН/м
0	0	1,272	43,91	0	321,86	0	1407	42,98	0,67	1,08	3,57	5,5	25	0	192,48	40,33
1	0,128	1,262	42,82	53,47	268,39	395,7	1011,3	41,88	0,66	1,03	3,35	328	24,26	33,02	159,46	39,43
2	0,239	1,236	41,75	45,39	223	285,6	725,7	40,87	0,65	1,018	3,08	3,02	23,49	27,75	131,71	38,67
3	0,385	1,189	38,64	56,94	166,06	247,5	428,2	37,83	0,64	0,96	2,85	2,79	21,53	34,43	97,28	35,79
4	0,47	1,129	37,26	31,32	134,74	133,86	294,3	36,48	0,63	0,94	2,67	2,61	20,53	18,72	78,56	34,59
5	0,56	1,059	35,19	31,72	103,02	112,08	182,26	34,45	0,62	0,918	2,49	2,44	19,12	18,69	59,87	32,7
6	0,65	0,898	32,43	29,6	73,42	83,17	99,09	31,75	0,61	0,896	2,34	2,29	17,32	17,18	42,69	30,09
7	0,74	0,808	29,67	27,13	46,29	56,43	42,66	29,05	0,60	0,87	2,2	2,15	15,56	15,49	27,2	27,47
8	0,83	0,651	25,88	24,18	22,11	32,24	10,42	25,34	0,59	0,85	2,05	2,01	14,59	14,21	12,99	23,83
9	0	0	0	22,11	0	10,42	0	0	0,58	0,81	0	0	0	12,99	0	0

## 1.2.2 Проектування лонжерона модифікованої конструкції крила пасажирського літака

Початкові дані для розрахунку лонжерона зведені в таблицю 1.4.

Таблиця 1.4- Початкові дані для проектування лонжерона

$S_{кр.},$ м <sup>2</sup>	$\bar{c}_{кр.},$ %	$m_{кр.},$ кг	$m_{дв.},$ кг	$P_0,$ даН/м <sup>2</sup>	$n$	$m_{п.},$ кг	$b_0,$ м	$Z_A,$ м	$H,$ м
55	0,13	1650	382,8	450	4,5	4000	2,9	6	0,45

$m_{кр}$  - маса крила;

$P_0$  – питоме навантаження на крило;

$n$  - коефіцієнт перенавантаження;

$b_0$  - коренева хорда крила;

$Z_A$  - координата САХ по розмаху крила;

$H$  - будівельна висота лонжерона.

Лонжерони являються основними елементами силового набору крила і оперення. Лонжерони становлять 25-50% маси крила або 4-5% злітної маси. Лонжерони істотно впливають не тільки на масу крила, але і на масу літака в цілому. Саме тому вони потребують високої культури проектування. У нашому випадку вони представляють собою поздовжні балки, що сприймають повністю або частково згинальний момент і поперечну силу крила. [1]

Пояси лонжеронів працюють переважно на стиск і розтяг, стінки - на зрушення.

Балковий лонжерон є двохпоясною балкою зі стінкою, підкріплену стійками, які можуть використовуватися також при приєднанні нервюр до лонжерону.

Визначимо величину  $M$  виг. ,  $Q$  за формулою:

$$\frac{M}{H^3} = \frac{[(P_0 S - m_{кр.} g) z_A - 2m_i g z_i]}{1.03 \left( \bar{c} b_0 \right)^2} \cdot n^p;$$

$$\frac{Q}{H^2} = \frac{(P_0 S - m_{кр.} g - 2m_i g)}{1.28 \left( \bar{c} b_0 \right)^2} \cdot n^p;$$

$$\frac{M}{H^3} = 37.7 \text{ МПа};$$

$$\frac{Q}{H^2} = 4.69 \text{ МПа};$$

Припустимо, що в нашому випадку лонжерони сприймають 60% навантаження, тоді:

$$\frac{M}{H^3} = 0.6 \cdot 37.7 = 22.62 \text{ МПа};$$

$$M = 22.62 \cdot 0.45^3 = 2.06 \cdot 10^6 \text{ Н} \cdot \text{м};$$

$$\frac{M_{1.л}}{M_{2.л}} = \frac{(H_{1.л})^2}{(H_{2.л})^2};$$

$$M_{1.л} = 1.13 \cdot 10^6 \text{ Н} \cdot \text{м};$$

$$M_{2.л} = 0.93 \cdot 10^6 \text{ Н} \cdot \text{м}.$$

Поперечна сила сприймається лонжеронами повністю. Тому:

$$Q = 4.69 \cdot 0.45^2 = 0.95 \text{ Н};$$

$$\frac{Q_{1.л}}{Q_{2.л}} = \frac{H_{1.л}}{H_{2.л}};$$

$$Q_{1.л} = 0.5 \text{ Н};$$

$$Q_{2.л} = 0.45 \text{ Н}.$$

### 1.2.3 Модифікація панелі крила літака АН-140

У конструкції планера літака широко застосовуються панелі різних видів: збірні і монолітні, з однією і двома несучими обшивками, виконані з металевих і неметалевих матеріалів. Кожен вид має свої переваги і недоліки.

Нижче наведено проектувальний розрахунок тришарової панелі, після чого проведений порівняльний аналіз в процентному відношенні. [1]

Тришарова панель з сотовим заповнювачем визначається рядом параметрів:  $\delta_1$ ,  $\delta_2$ ,  $2h$ ,  $r$  (рисунок б).

Всі ці параметри повинні задовільняти умовам міцності, жорсткості і мінімуму маси:

$\delta_1$  - товщина верхнього несучого шару;

$\delta_2$  - товщина нижнього несучого шару;

$2h$  - висота блока сотового наповнювача;

$r$  – радіус комірки сот.

Матеріалом несучого шару вибираємо Д16АТВ:

$$\sigma_b = 4200 \text{ даН/см}^2$$

$$r_b = 2730 \text{ даН/см}^2$$

$$E = 7,2 \cdot 10^5 \text{ даН/см}^2$$

Для стільникового наповнювача вибираємо:

$$\text{фольгу АМГ-2-Н } \sigma_b = 2600 \text{ даН/см}^2$$

$$r_b = 1690 \text{ даН/см}^2$$

Визначимо зусилля стиснення  $N$  і зсуву  $\tau$  на одиницю ширини панелі.

$$N_{сж} = \frac{P_{нан}}{B_{нан}} = \frac{225302}{0,85} = 253148,31 \text{ (Н / м)},$$

де  $P_{\text{пан}}$  - навантаження, діюче на панель;

$B_{\text{пан}}$  - зведена ширина панелі.

$$\tau_{\text{сд}} = \frac{M_{\text{кр}}}{2F} = 112040,48 \text{ (Н/м)}$$

$M_{\text{кр}} = Q \cdot a$  - крутильний момент в перерізі, де  $Q$  - відстань від центру важкості перетину до лінії дії сили  $Q$ .

$$M_{\text{кр}} = 166060 - 0,336 = 55796,16 \text{ (Н/м)}$$

$$F = 0,249 \text{ (м}^2\text{)}$$

При спільній дії стиснення і зсуву критичне значення наведеної навантаження визначають за формулою:

$$N_e^* = \sqrt{N_{\text{см}}^2 + 3\tau_{\text{сд}}^2} = 318971695 \text{ (Н/м)}$$

Умовна ширина панелі:

$$b^* = \beta \cdot b$$

де  $\beta = 0,47$  при  $a/b > 3, w = 0,005$ .

Таким чином:

$$b^* = 0,89 - 0,47 = 0,4211 \text{ (м)}.$$

Розрахуємо

$$N_e^* / b^* = 759457,02 \text{ (Н/м}^2\text{)}$$

За графіком з методичного посібника [1] для  $N_e^* / b^* = 7,6$  (даН/см<sup>2</sup>) та

$$w = 0,005 \text{ знаходимо оптимальне співвідношення } \frac{2(L + \delta)}{b^*}$$

Вирішуємо систему рівнянь, визначаємо параметри сот:

$$\begin{cases} \frac{\delta}{2(L + \delta)} = 0,0244 \\ \frac{2(h + \delta)}{b^*} = 0,0535 \\ \frac{\delta_c}{r} = 0,016 \end{cases}$$

Отримуємо:  $\delta = 0,0005482$  (м),  $2h = 0,0214$  (м).

З огляду на обмеження, які викладені в методичному посібнику отримуємо:

товщина зовнішнього шару:  $\delta_1 = 0,001$  (м);

товщина внутрішнього шару:  $\delta_2 = 0,0003$  (м);

товщина стінки сот:  $\delta_c = 0,00004$  (м);

радіус:  $r_1 = 2,5$  (мм) = 0,0025(м).

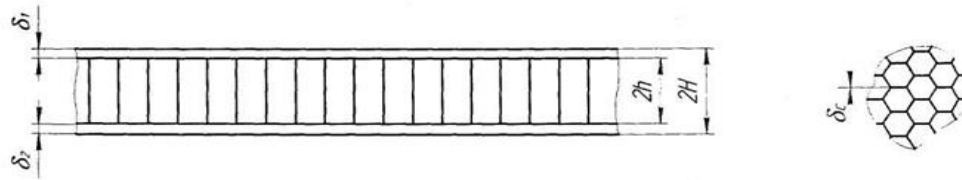


Рисунок 1.6 - Тришарова панель.

### 1.2.4 Ваговий аналіз конструктивних рішень

Запишемо рівняння балансів для тришарової панелі:

$$G_{\text{мод}} = G_{\text{зап}} + G_{\text{обш}} + G_{\text{кл}}$$

де  $G_{\text{зап}}$  - вага заповнювача;

$G_{\text{обш}}$  - вага обшивки

$$G_{\text{обш}} = (\delta_1 + \delta_2) \gamma S,$$

де  $\delta_1, \delta_2$  - товщина верхнього та нижнього шару;

$S$  - площа панелі;

$\gamma$  - питома вага панелі ( $\gamma = 2700 \text{ кг/м}^2$ );

$G_{\text{кл}}$  - вага клею ( $C_{\text{кл}} = 140-170 \text{ г/м}^2$ )

$$\delta_{\text{зап}} = 1,54 \cdot 2h \frac{\delta_c}{r} A_1$$

де  $A_1$  - коефіцієнт, враховуючий вагу клею, що з'єднує осередки заповнювача ( $A_1 = 1,01$ ).

Згідно з вихідних даних, маса базової панелі дорівнює:  $G_6 = 198,354 \text{ (кг)}$ ;

Опираючись на вище приведені розрахунки, маса модифікованої панелі становить:  $G_{\text{мод}} = 83,47 \text{ (кг)}$ .

Коефіцієнт зменшення ваги агрегату

$$a = 83,47 / 120,132 = 0,69,$$

$$\frac{G_6 - G_{\text{мод}}}{G_6} \cdot 100\% = 5,8\%$$

Виграш тришарової панелі над монолітною становить 5,8%. У зв'язку з цим більш доцільно застосовувати в конструкції ВЧК тришарові панелі.

### 1.3 Технічні умови на виготовлення крила пасажирського літака

Технічні умови на виготовлення крила пасажирського літака:

1. Незазначені граничні відхилення розмірів форми і розташування поверхонь по ОСТ 100022-80.

2. \* Розміри для довідок.

3. Зображена права частина крила. Ліва частина крила від площини симетрії літака - дзеркальне відображення правій частині крила.

4. Болти поз. 35 встановлювати на гр. ЕП-0215 ТУ6-10-1966-84 після

виконання вантажно-розвантажувальних робіт.

5. Головки болтів покрити: емаль ЕП-140, темно-зелений, 73ОСТ 1.90055-85.
6. Установка болтів і гайок за РТМ 1.4.1941-89 на герметику 930МЕС-5М. Отвори під болти обробляти по Н7 1.6 .
7. Затягування болтів по ОСТ 1.31066-86 і ОСТ 1.12085-77.
8. Покриття гайок і головок заклепок всередині кесона Гр. ЕП-0214 ОСТ 190055-82. Поза кесоном використовувати ЕП-140, темно-зелений, 473ОСТ 190055-85.
9. Деталі БЧ виготовляти по шаблонах з плаза.
10. Шорсткість оброблюваних деталей БЧ 3.2.
11. Гострі кромки притупити.
12. Металізація по ОСТ 101025-82 за допомогою заклепок.
13. Клепати по ТІ 36-21-86 і ТІ 36-53-93.
14. Зенкеровані отвори під заклепки ОСТ 1.34055-92 по АНУ 0500.088.002.
15. Стільникові панелі ставити на герметик У-30МЕС-5НТ.
16. Підшар клею ВК-25 нанести по інструкції ОПИ-356-78.

#### **1.4 Аналіз технологічності крила літака Ан-140**

Технологічність конструкції - сукупність властивостей конструкції виробу, які проявляються у можливості оптимізації витрат праці, коштів, матеріалів і часу при технологічній підготовці виробництва, виготовленні та експлуатації, ремонті конструкцій виробів того ж призначення при забезпеченні встановлених значень показників якості і прийнятих умов виготовлення, експлуатації та ремонту ( ГОСТ18831-73).

Іншими словами, технологічними називають конструкції, які, забезпечуючи експлуатаційні якості виробу, в процесі виготовлення дозволяють досягти меншої трудомісткості, простоти обробки і складання, зниження вартості продукції і ін.

Конструкція крила відповідає цілому ряду загальних вимог технологічності, а саме:

##### **1. Простота форм, поверхонь.**

Форма обводів крила визначається аеродинамічними вимогами, тому вимагає достатньої точності виготовлення, високої чистоти поверхні, що виходить в потік.

##### **2. Раціональне членування крила.**

Раціональне розчленування конструкції дозволяє отримати ряд істотних переваг, при проектуванні та експлуатації. Забезпечує максимальний об'єм робіт з мінімальною кількістю стиків, і мінімальними трудовитратами.

##### **3. Можливо більш широке застосування в конструкції стандартних**

вузлів і деталей.

Параметри стандартних вузлів і деталей виготовлені організовано на спеціалізованих підприємствах, що визначає високу якість і низьку собівартість стандартних вузлів і деталей, внаслідок чого їх широко застосовують в конструкціях.

4. Максимальне використання в конструкції легкооброблювальних матеріалів і раціональних заготовок.

Виконання цієї вимоги дозволяє значно знизити трудомісткість обробки деталей, полегшити їх деформування при зміні форми, спростити оброблення отворів під з'єднувальний кріплення. При цьому підвищується продуктивність праці, а також коефіцієнт використання матеріалу. [1]

У конструкції крила використовуються такі матеріали: Д16Т, 1163Т, 1163АТ, 1161Т, 1973Т2, 1933, В95чТ2, ВТ22. Ці матеріали добре зарекомендували себе у виробництві літальних апаратів і забезпечують достатню міцність при малій вазі.

Також у конструкції крила використовуються полімерні композиційні матеріали (ПКМ) з наповнювачами: УТ 900-2-5, Т-10-14.ПКМ характеризуються простотою формоутворення і малою вагою.

5. Відсутність надмірно високих вимог до точності розмірів, форми, розташування і до чистоти обробки поверхонь елементів конструкції.

6. Наявність підходів для контролю якості.

Для забезпечення цієї вимоги в конструкції крила передбачені люки, знімні і відкидні панелі і підходи для контролю всіх можливих елементів конструкції.

7. Застосування в конструкції літального апарата можливо більшої кількості стандартних елементів, їх уніфікація (скорочення номенклатури).

Дотримання цієї вимоги є одним із головних, так як для конструктора це найбільш ефективний метод досягнення належного рівня технологічності.

Виходячи з вище викладених тверджень, можна зробити висновок, що конструкція крила пасажирського літака технологічна.

Висновок по конструкторському розділу

В результаті виконаної роботи була проведена модифікація крила пасажирського літака Ан-140. В ході роботи була виконана модифікація панелі крила збірного типу на тришарову зі стільниковим заповнювачем. Внаслідок проведених розрахунків отримано вираш в масі, який складає 5,8% від базової панелі.

# **ТЕХНОЛОГІЧНИЙ**

## **РОЗДІЛ**



## 2.1 Аналіз існуючого виробництва на основі цеху складання крила літака типу Ан- 140

Складання і випробування крила один з найвідповідальніших і трудомістких етапів виготовлення літака. Він характеризується: високими вимогами до якості і точності виконання аеродинамічної поверхні; різноманітністю технологічних операцій складання і випробувань; необхідністю жорсткого ув'язування стапельного оснащення між собою; підвищеними вимогами до ув'язування поверхонь деталей, що взаємно-погоджуються. [2]

Основні етапи складання крила літака типу Ан- 140 наступні :

### 1) Достапельне складання:

- складання стінок нервюр із стойками і поясами по СО;
- складання першого лонжерона та носової частини в складальному пристрої;
- складання другого лонжерона та хвостової частини в складальному пристрої;
- складання верхніх і нижніх панелей в окремих пристроях;

### 2) Стапельне складання:

- в стапелі загального складання крила відбувається з'єднання панелей, лонжеронів, нервюр між собою;
- установка вузлів навішування двигуна;
- монтаж паливної і гідравлічної систем, монтаж електричних джгутів в кесонній частині крила;
- приторцівка площини стику;

### 3) Внестапельне складання (ВС- 1):

- підготовка від'ємної частини крила (ВЧК) до проведення випробувань;
- герметизація;
- остаточне оброблення і виброупрочніння;

### 4) Промивання і випробування ВЧК на міцність в стенді гойдання крила;

### 5) Внестапельне складання (ВС- 2):

- остаточний монтаж систем по першому і другому лонжерону;
- навішування механізації.

Основні проблеми, які треба визначити при виготовленні ВЧК літака типу Ан- 140:

1. Збільшення програми випуску до двох комплектів в місяць;
2. Зменшення пристосувальних робіт за рахунок підвищення якості виготовлення деталей, що поступають на складання, і вузлів;
3. Заміна клепального пресу (КП-602) на клепально-свердлувальний автомат з метою підвищення якості і зниження трудомісткості;
4. Вдосконалення процесу віброзміцнення стикових отворів і колодязів;
5. Заміна існуючого комплекту інструменту на прогресивніший з метою підвищення продуктивності і зменшення факторів шкідливої дії ( шум, вібрація);

6. Зміна різального інструменту для обробки деталей з композиційних матеріалів. [3]

## **2.2. Конструктивно-технологічне членування ВЧК**

Сучасний досвід проектування і виробництва літаків показує, що раціональне членування на агрегати, відсіки, панелі і вузли забезпечує:

- а) розділення і спеціалізацію праці при проектуванні і виробництві, що сприяє скороченню термінів випуску агрегату і підвищенню його якості;
- б) застосування паралельних схем складання, що скорочує виробничий цикл;
- в) використання засобів механізації і автоматизації, що веде до підвищення продуктивності складальних робіт;
- г) полегшення ремонту літака;
- д) поліпшення умов праці при складанні вузлів, які входять в склад агрегату.

При членуванні використовують конструктивні, технологічні і експлуатаційні рознімання, які вибирають з наступних міркувань : для організації паралельного складання вузлів, панелей з метою розширення фронту робіт і скорочення циклу складання; забезпечення доступу до агрегатів паливної і дренажної системи, до систем централізованої заправки паливом кесон-бака; застосування стапелів спрощеної конструкції для складання вузлів і панелей. [2]

З урахуванням всього вищевикладеного, конструкція крила розчленована на наступні конструктивні одиниці і технологічні підзбірки (див. додаток ):

1. Перший лонжерон в збірці з носовою частиною;
2. Другий лонжерон в збірці з хвостовою частиною;
3. Панель верхня, 3 секції;
4. Нервюри;
5. Панель нижня;
6. Елерон;
7. Закрилок, 2 секції;
8. Закінцівка;

Прийняте членування дозволяє: комплексно механізувати і автоматизувати процеси складання; забезпечити найкращі умови контролю якості операцій складання; розширити фронт робіт; зменшити цикл складання; забезпечити транспортування вузлів, секцій відсіків і агрегату ВЧК в цілому.

Ступінь завершеності підзбірок, що надходять в стапель загального складання крила:

- 1-й лонжерон крила в збірці з носовою частиною - отвори по роз'єму попередні;

- 2-й лонжерон в зборі з хвостовою частиною крила - без відкидних панелей;
- секція панелей верхніх (3 .. 26 Н.К.)
- секція панелей нижніх (3 .. 26 Н.К.) - без кришок люків-лазів;
- нервюри крила без компенсаторів ;
- інші деталі, вузли і панелі зібрані згідно КД.

Крило надходить на остаточне складання в наступному ступені закінченості:

- механізація крила вписана в контур і відпрацьована;
- елерони збалансовані;
- тришарові панелі встановлені остаточно;
- отвори по стику з фюзеляжем оброблені попередньо;
- крило отнівеліровано;
- на крилі встановлені такелажні вузли;
- в іншому, крило складено відповідно до КД.

### **2.3 Схема складання крила і укрупнений технологічний процес. Методи складання і необхідна номенклатура пристроїв складання для агрегату і підбірок, що входять**

Схема складання - послідовність подачі деталей і складальних одиниць на збірку.

Залежно від ступеню міри членування конструкції на складальні одиниці і міри диференціації складальних і монтажних робіт виділяють наступні схеми складання:

- послідовна;
- паралельна;
- паралельно-послідовна.

Послідовна схема складання застосовується для конструкції агрегатів літака в умовах одиничного або дрібносерійного виробництва, коли в схемі розчленування не виділені панелі, лонжерони. Деталі і дрібні складальні одиниці послідовно нарощують на базову деталь або встановлюють на фіксатори складальних пристроїв. Тут, як правило, усі монтажні роботи виконують після складання-стикування. За цією схемою складання і монтаж виконують в умовах, в яких важко застосовувати механізацію процесів, фронт робіт вузький. Це значно збільшує показники трудомісткості робіт і цикл складально-монтажних робіт. Частіше застосовується для складання нескладних вузлів і панелей. [2]

Паралельна схема застосовується для складання агрегатів і відсіків, розчленованих на панелі і вузли, які складаються незалежно один від одного, - паралельно. Монтажні роботи повністю або частково переносять на панелі. Широко використовують засоби механізації і автоматизації операцій установки кріплень. При праці за цією схемою забезпечується висока якість

робіт, різко скорочуються трудомісткість і цикл складально-монтажних робіт (в порівнянні з послідовною-в два-три рази).

Паралельно-послідовна схема використовується при складанні агрегатів, розчленованих на панелі, які складають паралельно, потім стикують, а після цього виконують монтажні роботи на складеному агрегаті. Величина трудомісткості і циклу складально-монтажних робіт займає проміжне місце між послідовною і паралельною схемами складання. [3]

Складання крила ведеться за паралельно-послідовною схемою. У окремих пристроїв і стапелях ведеться складання панелей, нервюр, лонжеронів, носових і хвостових частин, механізації. А у стапелі ведеться складання крила. Вище названі підбірки у міру готовності і черговості поступають в стапель загального складання крила. Складені крила поступають на стенди внестапельного складання, де ведеться монтаж систем. Далі крило транспортується на ділянку герметизації, де проводяться поверхнева герметизація кесон-баків крила, опресовування повітрям і випробування паливної, дренажної систем і кесон-баків на герметичність; там же остаточно встановлюються знімні панелі крила. Далі крило надходить в стенд комплектації крила механізацією і управлінням, де монтується системи управління, закрилками, елеронами, навішуються закрилки, елерони, проводиться їх вписування в теоретичний контур і попереднє відпрацювання систем управління. Після чого крило з механізацією і управлінням відправляється на стиковку з фюзеляжем. [4]

Зазвичай застосовують наступні методи складання:

- складання по розмітці;
- складання по СО;
- складання із застосуванням складальних пристроїв.

За цією ознакою при складанні крила застосовується в основному складання із застосуванням складальних пристроїв, що забезпечує найбільшу точність, що вимагає складного складального оснащення. Практично всі підбірки, крила складаються за цим методом з базуванням по зовнішньому контуру. І тільки нервюри складаються по складальним отворах, тому що при їх установці на крило використовуються компенсатори, що компенсують похибки складання нервюр. При складанні по СО не потрібне складне складальне оснащення, що значно здешевлює і скорочує процес технологічної підготовки виробництва. [2]

Відповідно до прийнятих методів складання вузлів і панелей консолі крила і згідно з схемою конструктивно-технологічного розчленовування визначається склад складальних пристосувань та робочих місць для складання :

- пристрій складання крила;
- пристрій складання 1-го лонжерона крила з носовою частиною;
- пристрій складання 2-го лонжерона крила з хвостовою частиною;
- пристрій складання верхніх панелей крила;
- пристрій складання нижніх панелей крила;

- універсальний підтримуючий пристрій для складання нервюр по СО;
- стенд внестапельного складання крила
- стенд герметизації крила та пресування повітрям;
- стенд комплектації крила механізацією та управлінням.

Схема складання ВЧК (див. додаток) є одним із документів директивних технологічних матеріалів для розробки робочої документації по підготовці складального виробництва. Розроблена на основі: конструкторській документації, ТУ на складання, умов забезпечення міжзаводської взаємозамінності, умов міжзаводського транспортування. [3]

Укрупнений технологічний процес складання ВЧК, наведено нижче

1. Перевірити комплектність згідно з ТУ.
2. Підготувати стапель до роботи. Установити в стапель 1-й лонжерон в складанні з носком ВЧК.
3. Установити в стапель 2-й лонжерон в складанні з хвостовою частиною ВЧК
4. Установити верхні панелі №1,2,3. Базувати по СО 3-й нервюри.
5. Фіксувати рубильники. Кріпити тех. кріпленням к 1-му и 2-му лонжеронам
6. Установити нервюри в складанні посилені нервюри кріпити к стойкам лонжеронів тех. кріпленням. Установити на нервюри №4-26 компенсатори, профілі під знімні панелі. Кріпити до поясів та стінок нервюр тех. кріпленням.
7. Свердлими зі сторони каркасу, розсвердлими, зенкувати зі сторін ТК отвору під штатне кріплення верхньої панелі з каркасом кесона. Розфіксувати рубильники, зняти тех. кріплення верхньої панелі з кесоном, відкотити панель від каркасу.
8. Виконати операцію 4,5 для нижньої панелі.
9. Закріпити нервюри №4-26 зі стійками 1-го і 2-го лонжеронів остаточно штатним кріпленням з внутрішньошовною герметизацією. Закріпити компенсатори, пояси, остаточно штатним кріпленням. Клепати анкерні гайки під такелажні вузли по 6 і 15 нервюри.
10. Контроль виконання заклепувальних, болтових з'єднань і герметизації по ТИ 36-21-86.
11. Знежирити, нанести внутрішньошовний герметик на пояси лонжеронів, компенсатори по усіх нервюрах згідно ТИ 16-500-88.
12. Установити верхню панель на каркас. Фіксувати по ОСБ по 3-й нервюри, кріпити остаточно тех. кріпленням з поясами лонжеронів і нервюр. Розфіксувати, відкотити рубильники.
13. Розфіксувати, зняти тех. кріплення знімної панелі №2. Зняти знімну панель.
14. Повторити операції 17-20 для верхніх панелей 1 і 2.
15. Установити вузли навішування двигуна на нижню панель по 8 и 10 нервюри, кріпити штатним кріпленням.

16. Установити знімну панель №2. Фіксувати по розніманню 3-й нервюри, кріпити тех. кріпленням з одностороннім підходом. Розділати отвори під болти

17. Розфіксувати кесон остаточно по всім вузлам. Вийняти кесон та кантувати із вертикального положення в горизонтальне. Контроль БТК.

#### **2.4 Розробка схеми ув'язування складального оснащення ВЧК**

Ув'язування - це властивість двох або більше сполучених складових частин виробу, що забезпечує можливість їх складання і спільного застосування у виробі.

Для ув'язування заготівельного і складального оснащення, що застосовуються при складанні консолі крила, на базовому підприємстві використовується координатно-шаблонний метод (КШМ) з елементами аналітичного, оскільки у виробництві літаків важкого і середнього класу еталонно-шаблонний метод (ЕШМ) застосовувати не раціонально, тому що це пов'язано з великими труднощами при виготовленні контрольного оснащення і забезпеченні його точності і жорсткості. В цьому випадку ув'язування оснащення виконують за допомогою інструментальних координатних стендів - плаз-кондуктора (ПК) і інструментального стенду (ІС). [2]

Цей метод є простішим порівняно з ЕШМ, він забезпечує коротші терміни підготовки виробництва і по точності ув'язування близький до ЕШМ.

Для ув'язування панелей по розніманню застосовуються майстер-плити стику ЦЧК і ВЧК. Майстер-плити виготовляються в системі плаз-кондуктора, причому завдання теоретичного контура, координат отворів здійснюється за програмою. Контури рубильників, ложементів, виготовляються в автоматичному режимі на верстатах з ЧПУ. У традиційному КШМ в системі плаз-кондуктора відбувається базування контура за шаблоном пристрою. У сучасному варіанті достатньо верстатів з ЧПУ. Каркас складального пристосування виготовляється окремо, потім в системі інструментального стенду відбувається точна установка елементів навішування рубильників, ложементів, МП, стапельних плит. [3]

Ув'язування оснащення робиться за параметрами:

- по контуру;
- по роз'єму;
- по обводах.

Ув'язування оснащення по контуру і обводам забезпечується побудовою і копіюванням стапельного оснащення за допомогою ІС, ВЧПУ, монтажних плит і оптичних систем. У традиційному першоджерелом ув'язки є теоретичний плаз. Застосування інструментальних стендів та ВЧПУ не лише якнайповніше забезпечує усі вимоги до точності складальних пристроїв, але і дає можливість дублювати оснащення у будь-якій кількості екземплярів. При дублюванні пристрої монтуються, складаються і ув'язуються за допомогою тих же засобів, що і перші їх зразки. Сучасне виробництво використовує

комп'ютерні моделі ,тобто повне електронне описання виробу(ПЕОВ). Це забезпечує повну ідентичність дубльованого технологічного оснащення. На разі такий метод ув'язування, що має назву ПРИМ вже використовується в авіавиробництві, доволі добре відпрацьований, дозволяє досягти заданої точності ув'язування при помірних витратах. [2]

### *Розрахунок точності ув'язування оснащення*

Точність виконання об'єктів складання характеризується відхиленнями основних розмірів від номінальних. Величини відхилень обмовляються в ТУ і обмежуються допусками.

Через похибки, що виникають на різних етапах складання, розміри складеного агрегату відрізняються від розмірів, передбачених кресленням. Відхилення контурів агрегату характеризується похибкою виконання контурів відносно заданих теоретично контурів. Ця величина називається похибкою складання. В процесі перенесення розмірів і контурів на оснащення з першоджерел ув'язування відбувається накопичення похибок на окремих етапах. Сума цих похибок дає можливість отримати похибку виготовлення оснащення. Визначення похибок складання агрегату в пристрої здійснюється за допомогою структурних схем ув'язування - схем утворення розмірів складального пристрою і виробу. Визначити можливість застосування того або іншого методу складання ВЧК можна, порівнюючи похибку складання з допуском на агрегат. Допуск на консоль крила по ТУ дорівнює:

$$\delta_{пр} = \pm 1,5 \text{ мм.}$$

Обводи консолі крила по хорді визначаються верхніми і нижніми панелями, що виготовляють у формах для виклейки в окремих пристроях з ув'язуванням.

Визначимо точність консолі крила при складанні по методах КШМ і ПРИМ.

Допуск на складання в пристосуванні з компенсацією похибок визначається по формулі:

$$\delta_{сб} = \delta_{пр} + k_{приж} C_{контур.пр.-дет} + \delta_{проч}$$

де  $\delta_{пр}$  - допуск на пристрій;

$C_{контур.пр.-дет}$  - похибка ув'язування контура для пристосування і деталі або вузла;

$k_{приж}$  - коефіцієнт, залежний від кількості притисків пристосувань;

$\delta_{проч}$  - частина допуску на складання, обумовлена іншими похибками від поводок і зміщень, викликаних утворенням з'єднань, прогинами пристрою в процесі складання і іншими не залежними від методу складання причинами (вважають, що  $\delta_{проч} = 0,4 \delta_{сб}$ ).

Величина допуску на пристрій  $\delta_{пр}$  визначається сумою похибок на етапах перенесення розмірів від першоджерела ув'язування, що відповідає методу ув'язування до пристрою. Похибка ув'язування контура

пристосування і деталі або вузла ,що має назву  $S_{\text{контур.пр.-дет}}$  визначається відхиленнями на незв'язаних етапах перенесення розмірів.

Схеми ув'язування пристрою для складання ВЧК пасажирського літака і панелі крила для методів КШМ і ПРІМ показані на Рисунок 2.1 і 2.2.

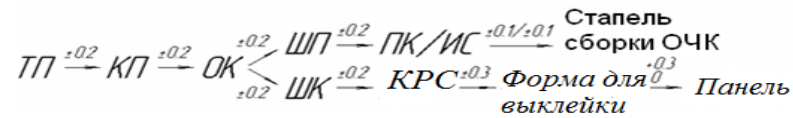


Рисунок 2.1-Схема ув'язування стапеля складання ВЧК пасажирського літака і виготовлення панелі при КШМ

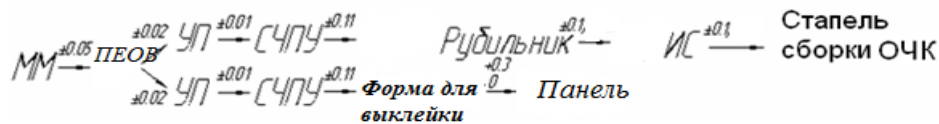


Рисунок 2.2- Схема ув'язування стапеля складання ВЧК пасажирського літака і виготовлення панелі крила при ПРІМ

Значення величин  $\frac{\delta_i}{2}, k_i, \alpha_i$  для різних етапів перенесення розмірів приведені в таблиці 2.1.

Таблиця 2.1-Значення величин для різних етапів перенесення розмірів

Етапи перенесення розмірів	$\frac{\delta_i}{2}$	$k_i$	$\alpha_i$
ШП–рубильник	$\pm 0,2$	1,4	0,5
Рубильник–ІС	$\pm 0,1$	1	0
ІС–стапель	$\pm 0,1$	1	0
ОК–ШК	$\pm 0,2$	1,4	0,5
ШК–ШВК	$\pm 0,2$	1,4	0,5
ШВК-форма для	$\pm 0,3$	1,4	0,5
Форма для	+0,3	1	0
ММ–ПЕОВ	$\pm 0,015$	1	0
ПЕОВ–УП	$\pm 0,02$	1	0
УП–СЧПУ	$\pm 0,01$	1	0
СЧПУ–Рубильник	$\pm 0,11$	1	0



Допуск на пристрій для КШМ складає :

$$\delta_{\text{пр}} = \pm \sqrt{0,2^2 \cdot 3 \cdot 1,4^2 + 0,2^2 \cdot 1^2 + 0,1^2 \cdot 2 \cdot 1^2} = \pm 0,56 \text{ мм},$$

Допуск на пристрій для ПрІМ складає :

$$\delta_{\text{пр}} = \pm \sqrt{0,015^2 \cdot 1^2 + 0,02^2 \cdot 1^2 + 0,01^2 \cdot 1^2 + 0,11^2 \cdot 1^2 + 0,2^2 \cdot 1,4^2 + 0,1^2 \cdot 4 \cdot 1^2} = \pm 0,36 \text{ мм}$$

Похибка ув'язування контура пристрію і панелі для КШМ:

$$C_{\text{контурпр.-дет}} = \pm \sqrt{0,2^2 \cdot 4 \cdot 1,4^2 + 0,1^2 \cdot 2 \cdot 1^2 + 0,15^2 \cdot 1^2 + 0,15^2 \cdot 1,4^2 + 0,5(0,2 \cdot 4 + 0,15)} = \\ = \begin{pmatrix} +1,1 \\ -0,16 \end{pmatrix} \text{ мм.}$$

Похибка ув'язування контура пристосування і панелі для ПрІМ:

$$C_{\text{контурпр.-дет}} = \pm \sqrt{0,2^2 \cdot 1,4^2 + 0,1^2 \cdot 4 \cdot 1^2 + 0,11^2 \cdot 2 \cdot 1^2 + 0,01^2 \cdot 2 \cdot 1^2 + 0,02^2 \cdot 2 \cdot 1^2 + 0,15^2 \cdot 1^2 + \\ + 0,5 \cdot 0,2} = \begin{pmatrix} +0,51 \\ -0,31 \end{pmatrix} \text{ мм.}$$

Кількість притисків  $n_{\text{пр}}$  визначається з умов забезпечення заданої точності складання :  $\delta_{\text{сб}} \leq \delta_{\text{ТУ}}$ . Величини  $\delta_{\text{ТУ}}$  приведені в п. 2. 2. [2]

$$\text{Для КШМ: } \delta_{\text{сб}} = \pm 0,56 + k_{\text{приж}} \cdot \begin{pmatrix} +1,1 \\ -0,16 \end{pmatrix} + 0,4 \delta_{\text{сб}}, \text{ або}$$

$$\delta_{\text{сб}} = \pm 0,93 + k_{\text{приж}} \cdot \begin{pmatrix} +1,83 \\ -0,27 \end{pmatrix}$$

$$\text{Отримуємо: } \pm 0,93 + k_{\text{приж}} \cdot \begin{pmatrix} +1,83 \\ -0,27 \end{pmatrix} \leq \pm 0,7,$$

$$\text{звідки } \begin{cases} k_{\text{приж}} \leq -0,12 \\ k_{\text{приж}} \geq -0,85. \end{cases}$$

Оскільки величина  $k_{\text{приж}}$  негативна, то це означає, що метод КШМ не дає можливості забезпечити для ВЧК пасажирського літака точність складання, потрібну по ТУ.

$$\text{Для ПрІМ: } \delta_{\text{сб}} = \pm 0,36 + k_{\text{приж}} \cdot \begin{pmatrix} +0,51 \\ -0,31 \end{pmatrix} + 0,4 \delta_{\text{сб}}, \text{ або}$$

$$\delta_{\text{сб}} = \pm 0,6 + k_{\text{приж}} \cdot \begin{pmatrix} +0,85 \\ -0,52 \end{pmatrix}$$

$$\text{Отримуємо: } \pm 0,6 + k_{\text{приж}} \cdot \begin{pmatrix} +0,85 \\ -0,52 \end{pmatrix} \leq \pm 0,7,$$

$$\text{звідки } \begin{cases} k_{\text{приж}} \leq 0,12 \\ k_{\text{приж}} \geq 0,20. \end{cases}$$

Приймаємо  $k_{\text{приж}} = 0,25$ , знаходимо кількість притисків :  $n_{\text{пр}} = 4$  і відношення відстані між фіксаторами пристосування  $l_{\text{фікс}}$  до довжини ВЧК пасажирського літака :  $l_{\text{дет}} = 0,25$ .

Проаналізувавши отримані результати, можна зробити висновок, що тільки метод ПРИМ дозволяє забезпечити необхідну точність складання.

Тому приймаємо цей метод за базовий при розробці схеми ув'язування заготівельного і складального оснащення ВЧК пасажирського літака.

## **2.5. Визначення типових операцій, складання і нормування маршрутно-операційного технологічного процесу складання крила пасажирського літака**

При розробці технологічного процесу складання крила були враховані робочі креслення цього виробу, схема членування, послідовно-паралельна схема складання. У технологічному процесі складання крила відображена послідовність ходу складального процесу, а також вид устаткування, включені контроль і виїмка цього виробу. Нормування операцій процесу, складені з урахуванням довідкових таблиць, і матеріалів реального виробництва.

Норма часу - це час, необхідний для виконання операції мінімальною кількістю працівників.

Для нормування виберемо одну операцію встановлювальну, іншу свердлувальну.

Норми часу візьмемо з довідника[2].

Свердління:

Свердлити по НО, отвори під заклепки і болти кріплення нижньої панелі КЧК с1-м і 2-им лонжеронами, зенкувати отвори.

$$T_3 = 0,034 \times D^{0,42} + 0,04 \text{ (табл. 147[2])} - \text{перший отвір}$$

де  $D$  – діаметр отвору,

$$T = 0,034 \times D^{0,42} \times n - \text{кожне подальше свердління,}$$

$$T_1 = 0,034 \times 3^{0,42} + 0,04 = 0,09;$$

$$T_2 = 0,034 \times 3^{0,42} \times 4 = 0,2;$$

$$T_3 = 0,034 \times 3,5^{0,42} + 0,04 = 0,098;$$

$$T_4 = 0,034 \times 3,5^{0,42} \times 24 = 1,392;$$

$$T_5 = 0,034 \times 4^{0,42} + 0,04 = 0,1;$$

$$T_6 = 0,034 \times 4^{0,42} \times 77 = 4,62;$$

$$T = T_1 + T_2 + T_3 + T_4 + T_5 + T_6 = 0,09 + 0,2 + 0,098 + 1,392 + 0,1 + 4,62 = 6,5 \text{ хв.}$$

Зенкування.

Норма часу на свердління визначається по формулі:

$$T_1 = 0,015 \times D^{0,68} \times t^{0,66} + 0,04 - \text{перший отвір,}$$

$$T_2 = 0,015 \times D^{0,68} \times t^{0,66} \times n - \text{кожне подальше свердління,}$$

де  $D$  - діаметр свердла,

$t$  - глибина свердління,

$n$  - кількість отворів.

$$T_1 = 0,015 \times 10^{0,68} \times 20^{0,66} + 0,04 = 0,86 \text{ хв,}$$

$$T_2 = 0,015 \times 10^{0,68} \times 20^{0,66} \times 4 = 3,3 \text{ хв.}$$

Загальна сума норми часу на цю операцію рівна:

$$T = T_1 + T_2 = 0,86 + 3,3 = 4,1 \text{ хв.}$$

Складений і нормований технологічний процес складання крила, який представлений в додатку.

Типові операції складання крила :

1. Установа;
2. Фіксація;
3. Свердління;
4. Зенкування;
5. Клепання;
6. Герметизація;
7. Нанесення покриття.

При складанні крила процес організований таким чином, щоб при послідовному виконанні операцій робітники не заважали один одному. З цією метою складаються циклові графіки, для кожного робочого пристрою, які дають можливість встановити запроектований об'єм робіт для кожного з робітників і послідовність їх виконання. Далі розрахований приклад циклового графіку для загального складання крила.

## **2.6. Обґрунтування способів ведення складального процесу, його механізації і автоматизації**

Складання ведеться у пристрою складання крила.

Внаслідок того, що складання крила важко піддається автоматизувати через його форму і геометрію, то засоби ведення технологічного процесу в цеху складання крила звичайні:

- 1) при установці і фіксації використовуються гвинтові притиски, струбцини, викрутки, торцеві ключі;
- 2) при клепанні застосовуються пневмомолотки КМП-24, преси КП-602, пневмомашини ФПРМ-12;
- 3) при нанесенні захисного покриття на замикаючі голівки заклепок використовується грунт ЭП- 0214 ТУ-6-10-11-ВИАМ- 47-81;
- 4) використовуються технологічне кріплення, за допомогою технологічних болтів.

## **2.7. Розробка операційного технологічного процесу для підбірки (хвостова частина крила)**

Технологічний процес - це послідовність установки в складальне положення деталей, вузлів, панелей, їх фіксації та з'єднання між собою способами, передбаченими кресленням, визначення спеціальностей, розряду і кількості робочих, а також норм часу, вибір інструменту та обладнання. Розробку робочого технологічного процесу складання для серійного виробництва здійснюють відповідно до креслення і схеми складання. [2]

Робоча технологія містить такі відомості про процес складання:

1. Суть операцій і переходів технологічного процесу. Послідовність їх повинна відповідати певному плану. У загальному випадку процес складання виконується в наступному порядку:

- а) підготовка деталей до складання;

- б) установка деталей в заданий кресленням положення;
  - в) фіксація деталей в установленому положенні;
  - г) підготовка деталей до скріплення;
  - д) скріплення деталей;
  - е) контроль точності і якості з'єднань;
  - ж) заключні роботи.
2. Інструмент та ув'язування, необхідні для кожної операції.
  3. Норми часу на виконання операцій.
  4. Спеціальність, кількість робітників і розряд робітників
  5. Операції контролю.

Вхідні деталі хвостової частини:

- 1 - другий лонжерон крила;
- 2 - кронштейни;
- 3 - хвостик нервюри;
- 4 - стійки ;
- 5 – обшивка;

Спроектований технологічний процес складання хвостової частини крила представлений на технологічних картах в додатку.

Як норми часу використані норми часу, що діють на підприємстві авіаційної промисловості. [2]

Для визначення коефіцієнта посилення операцій пронормуємо три операції спроектованого технологічного процесу використовуючи довідник.

Операція 020 Слюсарно-складальна:

1. Установка нервюри хвостовій частині = 0,18 хв.
  2. Кріплення струбцинами (2 шт.) =  $0,30 \times 2 = 0,6$  хв.
  3. Зняття струбцин =  $0,21 \times 2 = 0,42$  хв.
  4. Свердління отворів по НО під техболти =  $0,11 + 0,062 \times 3 = 0,296$  хв.
  5. Кріплення техболтами =  $(0,037 + 0,11 + 0,31 + 0,039) \times 4 = 1,984$  хв.
  6. Видалення задирок =  $0,1 + 0,062 \times 3 = 0,286$  хв.
  7. Свердління отворів під болти =  $0,19 + 0,15 \times 15 = 2,44$  хв.
  8. Оброблення отворів під болти в три переходи з урахуванням триразової зміни інструменту =  $(0,10 + 0,06 \times 15) \times 3 + 0,66 \times 3 = 4,98$  хв.
  9. Виконання фасок під галтелі болтів =  $0,11 + 0,071 \times 15 + 0,66 = 1,835$  хв.
  10. Установка болтів =  $(0,037 + 0,077 + 0,064 + 0,037) \times 16 = 3,44$  хв.
  11. Тарування гайок =  $(0,077 + 0,39) \times 16 = 7,472$  хв.
  12. Знімання техболтів =  $(0,032 + 0,094) \times 4 = 0,504$  хв.
- $(0,10 + 0,06 \times 3) \times 3 + 0,66 \times 3 + 0,11 + 0,071 \times 3 + 0,66 + (0,037 + 0,077 + 0,064 + 0,037) \times 4 + (0,077 + 0,39) \times 4 = 6,531$  хв.
- Разом =  $0,18 + 0,6 + 0,42 + 0,296 + 1,984 + 0,286 + 2,44 + 4,98 + 1,835 + 3,44 + 7,472 + 0,504 + 6,531 = 30,968$  хв.

Операція 040 Герметизація:

1. Знежирення серветкою =  $(0,31 \times 2) \times 2 = 1,24$  хв.
2. Нанесення герметика = 1,3 хв.

3. Установка кронштейна =  $0,41 + 0,042 = 0,452$  хв.
  4. Кріплення техболтами =  $(0,037 + 0,11 + 0,31 + 0,039) \times 14 = 6,944$  хв.
  5. Триразова тарованого підтяжка технічного кріплення =  $(0,047 + 0,39) \times 3 \times 14 = 18,354$  хв.
  6. Видалення видавлених надлишків герметика = 1,6 хв.
- Разом =  $1,24 + 1,3 + 0,452 + 6,944 + 18,354 + 1,6 = 29,89$  хв.

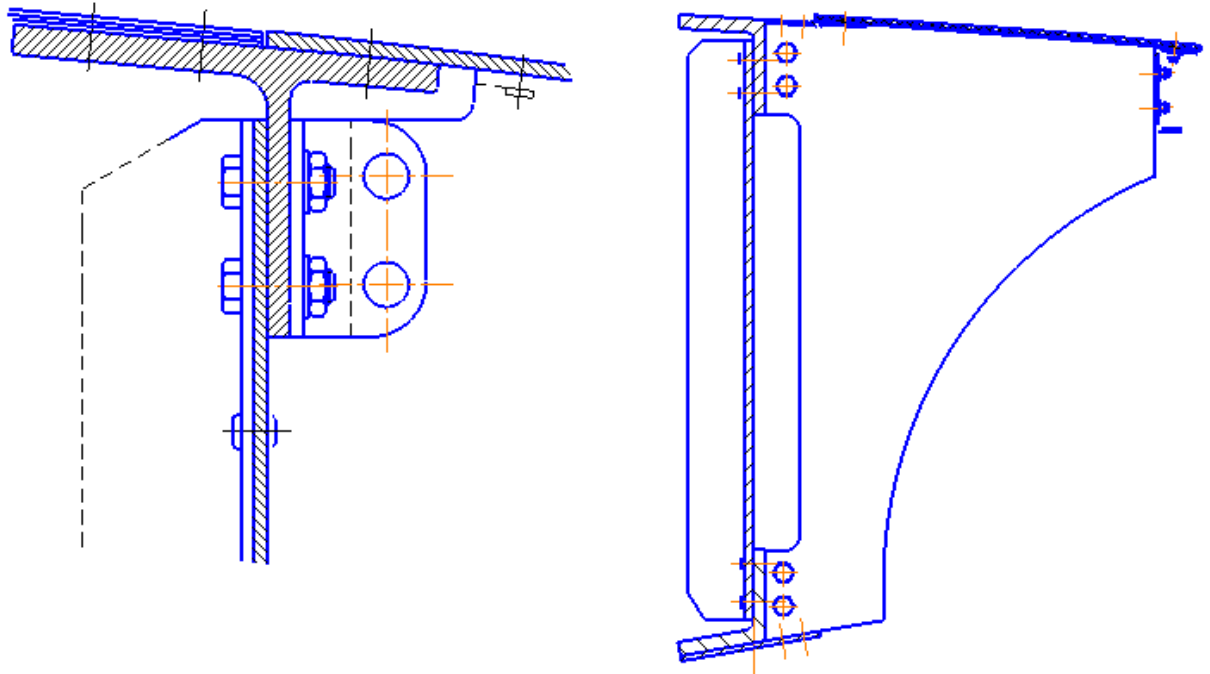


Рисунок 2.3. - Хвостова частина крила.

Операція 050 Клепка:

1. Установка і клепка заклепок =  $0,22 + 0,18 \times 10 = 2,02$  хв.
  2. Видалення герметика = 0,36 хв.
  3. Зняття техболтів =  $(0,032 + 0,094) \times 10 = 1,26$  хв.
  4. Доустановка і клепка заклепок =  $0,22 + 0,18 \times 10 = 2,02$  хв.
  5. Видалення надлишків герметика = 1,6 хв.
- Разом =  $2,02 + 0,36 + 1,26 + 2,02 + 1,6 = 7,24$  хв.

Отримуємо трудомісткість на три операції:

- згідно техпроцесу-прототипу = 80,06 хв;
- згідно з розрахунком = 67,228 хв.

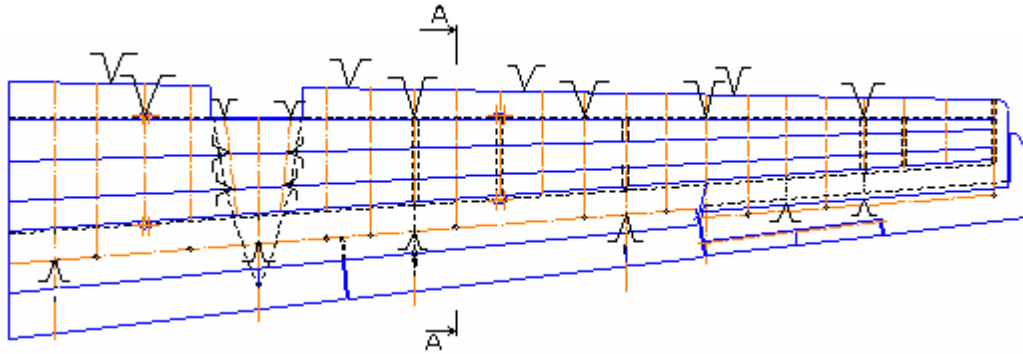
Таким чином, для нормування розробленого техпроцесу використовуємо норми часу техпроцесу-прототипу, помножені на коефіцієнт посилення = 0,84.

## 2.8 Розробка схеми базування складових частин крила

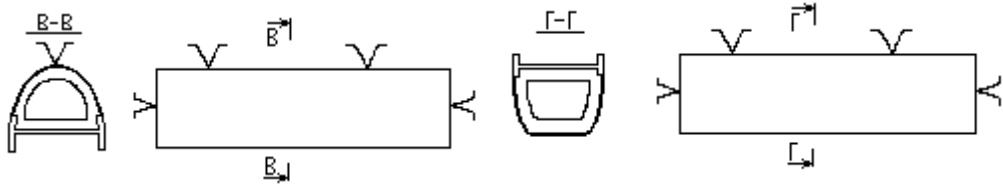
У зібраному виробі кожен його елемент повинен займати щодо інших елементів строго певне положення. Для виконання цієї умови необхідно досягти визначеності базування кожного встановлюваного елемента виробу, що забезпечує необхідну якість геометричних контурів конструкції і складальної одиниці в цілому. [3]

Для розробки схеми базування будемо дотримуватися трьох основних принципів базування: єдності, постійності і збігу баз.

При розробці схеми базування потрібно вибирати на деталях і вузлах базові поверхні, за якими буде проводитися установка і фіксація деталей і вузлів при складанні. Схема базування надана на Рисунок 2.4.

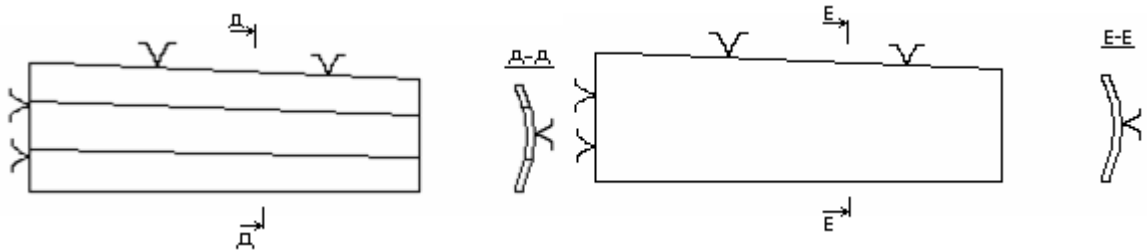


a)



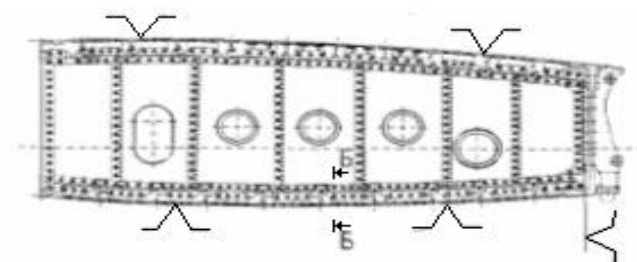
б)

в)



г)

д)



e)

Рисунок 2.2 - Схема базування: а) - ВЧК пасажирського літака, б) - носова частина ВЧК, в) - хвостова частина ВЧК, г) - панелі верхні, д) - панель нижня, е) - нервюри.

## **2.9 ТУ на проектування і конструкцію пристрою для складання ВЧК.**

Стапель призначений для базування, фіксації та складання деталей, вузлів, секцій крила та їх скріплення

Стапель складання є оснащенням першого порядку, куди на остаточне складання надходять деталі і підборки, складенні в окремих пристроях.

Стапель стаціонарний, положення агрегату в стапелі вертикальне, хвостовою частиною до гори.

Стапель повинен бути оснащений:

- обвідними фіксаторами
- знімними (летючими) рубильниками з боку ТК по панелям кесона;
- відкатними механізмами для відводу / підведення панелей кесона,
- стапельної плитою по роз'єму з центропланом (3 Н.К.), що забезпечує базування панелей кесона і лонжеронів крила по ОСБ (діаметр на 4 мм менше номіналу згідно ТУ на поставку) і по площині роз'єму, враховуючи припуск 3 мм;
- фіксаторами КФО 1 і 2 лонжеронів;
- фіксаторами кронштейнів механізмів закрилків;
- фіксаторами вузлів навішування двигуна;
- фіксаторами кронштейнів навішування елерона; [4]

Технічні вимоги, що пред'являються до стапеля складання крила:

- монтаж каркаса стапеля проводити по монтажним плитам;
- рубильники обробляти на верстатах з ЧПУ з відхиленням від ТК не більше 0,3 мм;
- стапельні плити виготовляти по майстер-плиті;
- стапель повинен забезпечувати складання крила відповідно до вимог ТУ на виготовлення агрегату.

Роботи в стапелі ведуться ручним і переносним механізованим інструментом.

Виймка крила проводиться в сторону і вгору.

Підйом і транспортування крила здійснювати верхнім транспортом за допомогою траверси, з'єднаної зі спеціальним пристроєм, призначеним для виймання КЧК з стапеля. Проектування засобів технологічного оснащення агрегатного складання наведено далі.

## **2.10 Розробка конструкції майстер-плити( оснащення другого порядку)**

У цьому дипломному проекті розроблена конструкція мастер-плити

(МП) стику центроплану з від'ємною частиною крила (див. додаток №3). Стик центроплану з ВЧК є фланцевого типу, що і визначає конструкцію майстер-плити. [2]

Майстер-плита є плоскою металевою плитою, виготовленою згідно з розмірами із сталі СтЗ ГОСТ 380-2005. Для базування майстер-плита має вісім УФО, з яких чотири базові отвори, які задають положення площини стику відносно будівельної площини крила і осі переднього лонжерона.

Згідно з контуром профілю крила в цьому перерізі (по 3-ій нервюрі) майстер-плита має ряд отворів під стикові болти крила та центроплану, що мають точність Н9. Для попередження зношення усі отвори мають втулки із загартованої сталі ЗОХГСА ГОСТ 4543-71. Для транспортування майстер-плити на торцевих поверхнях (вгорі і внизу) є по одному отвору. [4]

По майстер-плиті виготовляють стапельні і монтажні плити, а також проводять відстиковку плит стапеля складання консолі крила і центроплану.

## 2.11 Розробка циклового графіку складання ВЧК

Цикловий графік є основним технологічним документом складання. У ньому вказують такі відомості:

1. Зміст укрупнених операцій.
2. Послідовність їх виконання.
3. Загальна тривалість виконання кожної операції.
4. Кількість одночасно працюючих на кожній операції.
5. Трудомісткість виконання операції і циклового часу.

Для розробки циклового графіку складання ВЧК використовують робочий техпроцес складання ВЧК в стапелі загального складання. Укрупнення операцій виконують за рахунок об'єднання операцій по однотипним елементам консолі крила.

Характер циклового графіку визначається тактом випуску виробів. Тактом називається відрізок часу між послідовним випуском з лінії (чи робочого місця) наступних один за одним виробів. [3]

Величина такту визначається по формулі:

$$\tau = \frac{\Phi_p}{N}$$

де  $\tau$  – такт(ч)

$\Phi_p$  - розрахунковий фонд робочого часу в певному календарному періоді (ч);

N- програма випуску виробів ( 60 виробів ).

Фонд робочого часу розраховується по формулі:

$$\Phi_p = mst,$$

де  $m$  - кількість робочих днів в році;

s - кількість змін в добі;

t - тривалість однієї зміни

Фонд робочого часу при умові однозмінної роботи дорівнює:

$$\Phi_p = 252 * 1 * 8 = 2016 \text{ годин.}$$



Підставляємо отриманий результат у формулу розрахунку такту і отримуємо:

$$\tau = 69,5 \text{ (год.)}$$

Цикловий графік характеризується також тривалістю циклу складання виробу. Технологічним циклом називають робочий час, впродовж якого виріб виготовляється від початку до кінця. Величина циклу складання залежить від фронту робіт і від "щільності" робочого місця і визначається по формулі: [6]

$$\text{Ц} = T/n,$$

де Ц- цикл складання виробу (год.);

T- трудомісткість виготовлення об'єкту (чол\*год.);

n - кількість одночасно працюючих (чол).

Трудомісткість визначаємо по формулі:

$$T = k_{y\partial} G,$$

де  $k_{y\partial}$ - питома трудомісткість ( $k_{y\partial} = 0,605 \text{ чол*год./кг}$ );

G - маса агрегату (кг);

$$T = 0,605 * 1742 = 1054 \text{ (год.)}$$

Отримана трудомісткість об'єднує в собі трудомісткість стапельних і внестапельних робіт. Трудомісткість стапельних робіт складає 70% розрахункової трудомісткості і складає 834 год.

Кількість працюючих визначаємо по формулі:

$$n = \frac{T * N}{\Phi_{\partial} * K},$$

де T-трудомісткість виготовлення (год.);

N - обсяг випуску (60виробів);

$\Phi_{\partial}$  - дійсний річний фонд робочого часу (год.);

до=1,2 - коефіцієнт перевиконання норм.

n=12

Приймаємо n=12робочих.

Технологічний цикл дорівнює:

$$\text{Ц} = T/n = 69.5 \text{ ч.}$$

Потрібна кількість стапельів

$$m = T - N / \Phi_{\partial} - n = 0,99$$

Приймаємо m = 1 стапель

## 2.12. Технологічні розрахунки цеху складання крила та обґрунтування структурного складу цеху

Сучасний літакобудівний завод може мати у своєму складі наступні агрегатно-складальні цехи: цех складання крила, цех складання фюзеляжу і

його відсіків, спеціальні цехи складання герметичних відсіків фюзеляжу і крила, цехи складання оперення і тому подібне. [6]

При проектуванні агрегатного цеху слід прагнути до того, щоб навіть в звичайних умовах окремі ділянки і агрегатний цех в цілому працювали в режимі великосерійного або потокового виробництва.

Основними початковими даними для проектування агрегатно-складальних цехів є: виробнича програма випуску агрегатів; програма випуску запасних частин; креслення загального вигляду агрегату; директивна технологія виготовлення агрегату; схема технологічних і експлуатаційних членування агрегату на секції, панелі і вузли; схема складання агрегату; креслення комплексу складальних пристрій; технічні умови на складання агрегатів; схема розташування такелажних точок на агрегаті і вага агрегатів; трудомісткість складальних робіт з розбиттям по видах робіт по устаткуванню і стапелям. [7]

При проектуванні цеху складання крила необхідно вирішити наступні питання:

1. Рівень внутрішньозаводської спеціалізації виробництва, тобто можливість об'єднання і централізованого виготовлення панелей і вузлів.
2. Складання на базі директивної технології укрупненого технологічного процесу.
3. Визначення необхідної кількості пристосувань і стапелів для вузловий і агрегатного складання, визначення кількості робочих місць на ділянках внестапельного допрацювання агрегату, визначення необхідної кількості обладнання.
4. Визначення коефіцієнтів завантаження стапелів і обладнання по часу.
5. Розрахунок необхідної кількості робітників, ІТП, КСХ і МОП та визначення рівня механізації і автоматизації виробничих процесів.
6. Визначення виробничих площ, визначення площ допоміжних відділень, складських приміщень, а також службових і побутових приміщень цеху.
7. Визначення основної характеристики виробничої будівлі і вибір типу виробничого корпусу.
8. Складання компонування цеху, корпусу і ув'язка його з генеральним планом заводу.
9. Виконання планування цеху.
10. Розробка завдань на проектування спецчастин проекту: енергетичної, будівельної, сантехнічної.
11. Розробка схеми управління цехом складання крила за допомогою засобів, що автоматизують інженерну роботу.
12. Розробка техніко-економічних показників цеху.

#### *Аналіз виробничого процесу цеху*

За цех-прототип приймаємо цех остаточного складання крила реального

виробництва. Для виконання складальних робіт в цеху виконують наступні виробничі операції: свердління, зенкування; установчо-монтажні роботи; клепальні роботи; внестапельне складання; стапельне складання; процеси герметизації; контроль.

Виділимо переваги та недоліки вироблюваних робіт в цеху-прототипі.

До переваг слід віднести: висока якість деталей та під збірок, що подають на складання і рівень свердлувально-складальних робіт; роціональна схема членування агрегату (окремо складається кожна підзбірка); універсальні робочі місця; ВС-1, ВС-2; стенди герметизації; піч вулканізації; висока кваліфікація робітників (4, 5 розряд), можлива розробка за допомогою ЕОМ техпроцесів. [6]

Недоліки: вібрації, шум; робота в закритих відсіках з шкідливими речовинами (ЛКП, герметики); для робітників тих, що виконують операції клепки обов'язково необхідно робити перерви, щоб не було віброхвороби; чистота бака-кесон є важливою проблемою; пред'являються підвищені вимоги до кваліфікації робітників, тому виникають складнощі, оскільки робітник не може швидко освоїти професію із-за складності операцій (не менше 1 року). [7]

Зміст і об'єм робіт, що виконуються в цеху:

У агрегатно-складальних цехах виконується складання вузлів типу нервюр, лонжеронів; складання панелей; складання секцій агрегатів – носових частин, хвостових відсіків, кесонів; загальне складання агрегатів в стапелях загального складання; доопрацювання агрегату на лінії ВС; монтаж знімного устаткування; випробування; контроль.

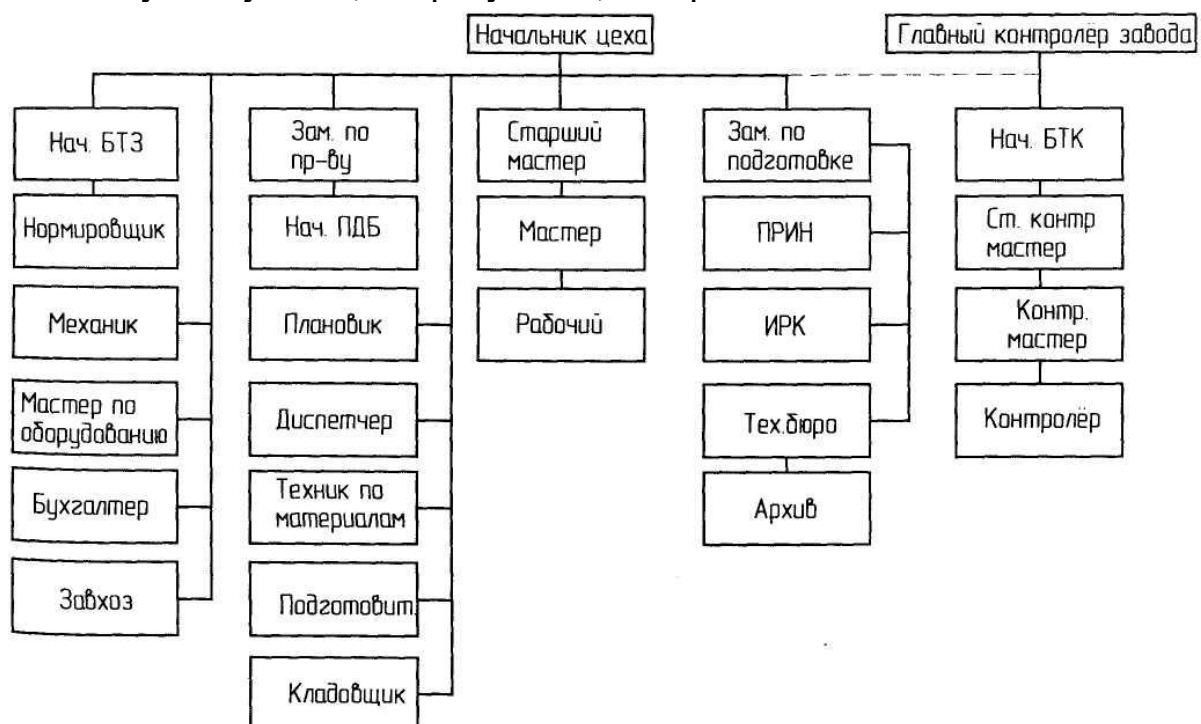


Рисунок 2.3.- Структурний склад цеху

У авіаційній промисловості досягнутий високий рівень спеціалізації і

кооперації виробництва в порівнянні з іншими галузями промисловості. Так, наприклад двигуни із самого початку виготовляються на спеціалізованих двигунобудівельних заводах, то ж відноситься до шасі і спеціалізованого устаткування.

Спеціалізація авіавиробництва розвивається по наступних основних напрямках: предметна спеціалізація - виробництво закінченого предмета; подетальна спеціалізація - виробництво закінчених деталей; технологічна спеціалізація - здійснення спеціалізованих процесів; спеціалізація допоміжного виробництва. [6]

Визначення трудомісткості по видах робіт і розрахунок кількості устаткування

Задана програма випуску ВЧК -  $N_{\text{вип}} = 60$  шт/рік

Програма запуску приймається:  $N_{\text{зап}} = N_{\text{вип}} = 60$  шт/рік

Тривалість робочого тижня 40 годин.

При роботі в одну зміну виходить наступний режимний фонд часу :

- для робітників:  $\Phi = 1796$  ч/рік

- для устаткування:  $\Phi = 2005$  ч/рік

Тривалість відпустки складає 24 календарні дні.

Розрахунок кількості однотипного устаткування в загальному випадку визначається по формулі:

$$C_{\text{расч}} = \frac{\sum t_{ij} \cdot N_{\text{зап},i}}{\Phi_{\text{дi}} \cdot k_{\text{одн}} \cdot k_{\text{вн}}},$$

де  $N_{\text{зап}} = N_{\text{вип}}$

$C_{\text{расч},j}$  - розрахункова кількість цього устаткування  $j$ - го виду;

$t_{ij}$  - трудомісткість виготовлення  $i$ - го виробу на устаткуванні  $j$ - го виду;

$N_{\text{зап},i}$  - річний об'єм запуску виробів  $i$ - го найменування, 60шт;

$\Phi_{\text{дi}}$  - дійсний річний фонд часу роботи устаткування відповідно до прийнятого режиму роботи, год.;

$k_{\text{одн}}$  - середня кількість працюючих на цьому виді устаткування;

$k_{\text{вн}}$  - коефіцієнт виконання норм.

Дійсний фонд часу для устаткування складає 2005 год. (втрати 1,5%).

Дійсний фонд часу робітників 1796 год/рік

(відпустка 24 календарні дні і втрати режимного фонду 11%) Зная трудомісткість виготовлення консолі і частин, що входять, знаходимо кількість устаткування, приймаючи коефіцієнт виконання норм  $k_{\text{вн}} = 1,1$ ;  $N_{\text{зап}} = N_{\text{вип}}$ . Кількість одночасно працюючих беремо для кожного типу устаткування. Результати розрахунків заносимо в таблицю 2.2. Коефіцієнт завантаження рахуємо по формулі:

$$k_3 = \frac{C_{\text{расч},j}}{C_{\text{пр},j}},$$

де  $C_{\text{расч},j}$  - розрахункова кількість устаткування;

$C_{\text{пр},j}$  - прийнята кількість устаткування.

Результати розрахунків приведені в таблиці 2.2.

Таким чином середній коефіцієнт завантаження  $k_{3,\text{ср}}$  складає:

$$K_{з,ср}=0,45$$

Таблиця 2.2-Результат розрахунку кількості устаткування.

№	Найменування устаткування	T <sub>i</sub> ,ч	K <sub>одн</sub>	C <sub>расч</sub>	C <sub>пр</sub>	K <sub>з</sub>
1	Стапель складання ВЧК	560	8	0,99	1	0,99
2	Стапель складання нижньої панелі	53	2	0,33	1	0,33
3	Стапель складання верхніх панелей.	150	2	0,93	1	0,93
4	Пристрій для складання нервюр	230	4	0,71	1	0,71
5	Стенд оброблення стику і ВС	20	2	0,12	1	0,12
7	Стапель складання 1-го лонжерону з носовою частиною ВЧК	35	2	0,22	1	0,22
8	Стапель складання 1-го лонжерону з хвостовою частиною ВЧК	50	2	0,47	1	0,47
9	Стенд герметизації і промивання кесона.	60	2	0,37	1	0,37

Кількість основних робітників цеху розраховується по розрядах і професії, на основі трудомісткості виготовлення виробу по окремих видах і розрядах робіт :

$$k_{расч} = \frac{\sum t_i \cdot N_{зани}}{\Phi_{\delta} \cdot k_{вн}},$$

де  $t_i$  - трудомісткість виготовлення виробу  $i$ - го найменування;  
 $\sum t_i \cdot N_{зани}$  - повна трудомісткість виготовлення усього виробу;  
 $\Phi_{\delta}$  - дійсний річний фонд часу робітників;

Кількість допоміжних робітників ІТР, СКП, зазвичай приймається за штатним розкладом. На базі досвіду, що склався, і статистики можна приймати цю групу працюючих в процентному співвідношенні від числа виробничих робітників. [6]

Розрахуємо кількість працівників. Розрізняють явну і облікову кількість працівників:

$$k_{расч} = \frac{825 \cdot 60}{1796 \cdot 1,1} = 18.$$

Ця кількість робітників не враховує відсоток планових втрат (хвороба,

травма і так далі). По явній кількості робітників знаходимо облікову кількість основних робітників.

$$N_{cn} = k_{расч}(1 + a),$$

де  $a$  - відсоток планових втрат,  $a = 13\%$ ,

$$N_{cn} = 18(1 + 0,13) = 21$$

Результати занесемо в таблицю 2.3.

Таблиця 2.3- Результат розрахунку кількості робітників.

Професія	P	$K_{расч}$	$N_{cn}$
Слюсар-складальник	5	4,8	6
Слюсар-складальник	4	3,9	4
Свердлувальник-пневмоінстр.	4	2,6	3
Клепальник-пневмоінстр.	4	2	2
Свердлувальник	4	2,1	2
Клепальник на пресах	4	1,8	2
Герметизаторщик	4	2,2	2
			$\Sigma=21$

До молодшого обслуговуючого персоналу відносяться гардеробники і прибиральники конторських приміщень.

Розрахунок кількості ІТР і допоміжних робітників приведений в таблицях 7, 8, 9.

Зразкові дані про чисельність ІТР, СКП, МОП для складальних цехів основного виробництва літакобудівних заводів.

Таблиця 2.4- Допоміжні робітники

Допоміжні робітники	Кіл-ть
Слюсар по ремонту і обслуговуванню устаткування	1
Електромонтер	1
Слюсар ПРІН	1
Верстатник ПРІН	1
Комірник ІРК	1
Роздавальник креслень	1

Закінчення таблиці 2.4

Комірник	1
Гардеробник	1
Транспортні робітники	1
Прибиральник	1
Контролери	2
	$\Sigma=12$

Таблиця 2.5- Інженерно-технічні робітники.

№	Інженерно-технічні працівники	Кіл-ть
1	Начальник цеху	1
2	Заст. начальника цеху по підготовці виробництва	1
3	Заст. начальника цеху по виробництву	1
4	Старший майстер	1
5	Змінний майстер	2
6	Контрольний майстер	1
7	Технолог	1
8	Технік по інструменту	1
9	Начальник ПДБ	1
10	Нормувальник	1
11	Начальник БТЗ	1
12	Начальник БТК	1
13	Начальник техбюро	1
14	Механік	1
15	Плановик	1
		$\Sigma=16$

Таблиця 2.6- Службовці контрольних приміщень.

№	Службовці контрольних приміщень	Кіл-ть
1	Нарядник	1
2	Обліковець	1
3	Бухгалтер	1
4	Табельник	1
		$\Sigma=4$

Таблиця 2.7. Категорія працюючих.

№	Категорія працюючих	Кіл-ть
1	Виробничі робітники	21
2	Допоміжні робітники	12
3	ІТР	16
4	СКП	4
5	МОН	2
		$\Sigma=55$

### 2.13 Компонування цеху

Основними принципами проектування компоновок є наступні положення:

1. Компонування повинне передбачати найкоротші шляхи руху деталей, вузлів і агрегатів при здійсненні техпроцесу.

2. Рух виробу має бути послідовним, поворотні вантажопотоки повинні бути виключені.

3. Шляхи руху виробів не повинні перетинатися на одному рівні.

Цех складання крила розташований в одному будівельному комплексі з цехами складання: фюзеляжу, оперення, що прилягає до цеху остаточного складання. [6]

Таке архітектурне рішення найбільш раціонально за такими чинниками:

а) сталість температурних режимів значно зменшує невиробничі втрати площі і часу для "відстою агрегатів";

б) примикання агрегатно-складального цеху до ЦОСу вирішує друге питання, а саме: транспортування агрегатів на остаточне складання (в цьому випадку кран-балки агрегатно-складальних цехів повинні входити в зону транспортного обслуговування ЦОС, що виключає застосування будь-якого роду візків).

в) побутові та конторські приміщення агрегатно-складальних цехів розміщуються з протилежного від ЦОС боку. Це забезпечує для кожного цеху свій склад конторських-побутових приміщень і скорочує протяжність людських потоків;

г) певні цеху пов'язані між собою багатоярусної транспортною системою, що неможливо при компонуванні окремими блоками.. [7]

### 2.14 Організаційна структура управління в цеху

Цех і його структурні підрозділи діють відповідно до положення, затвердженого директором заводу.

Начальник цеху, підлеглий директорові, здійснює адміністративне, технічне і господарське керівництво роботою цеху і несе адміністративну відповідальність за виконання цехом програми, за якість продукції, за



збереження матеріальних цінностей, стан трудової дисципліни і техніки безпеки, за кваліфіковану роботу співробітників колективу, його організованість і згуртованість. [6]

Начальник цеху за допомогою громадських організацій направляє роботу апарату цеху на підвищення рівня виробництва, повніше використання внутрішніх резервів, вдосконалення рівня організації рівня виробництва і праці, дотримання режиму економії і закріплення госпрозрахунку. Він підтримує передові почини новаторів виробництва, створює умови швидкого і ефективного впровадження їх пропозицій в цеху. Розпорядження начальника цеху обов'язкові для усіх його працівників.

Заступник начальника цеху по виробництву керує роботами по виконанню виробничої програми і її матеріально-технічному забезпеченню. [7]

У цій області розпорядження заступника начальника цеху по виробництву обов'язкові для майстрів і усіх служб цеху.

Виробничо-технічне бюро (ПТБ) веде розрахунки пропускнуєї спроможності устаткування цеху і складає календарні графіки запуску і випуску продукції ділянками по днях і змінах місяця, керує роботами по забезпеченню ділянок і робочих місць усім необхідним, веде облік виконання програми і наявності незавершеного виробництва. У веденні ПТБ знаходяться матеріальні комори (МАСК), склад готових деталей (СГД) і транспортна група.

Заступник начальника цеху по підготовці виробництва відповідає за організацію технологічної служби і інструментального господарства, підтримує запаси інструменту і пристрійів на заданому рівні, планує ремонт оснащення, організовує його зберігання і облік, контролює правильність експлуатації оснащення по змінно-добових завданнях, керує роботою механіка цеху, господарською групою. [6]

Технологічне бюро розробляє технологічні процеси, оснащення, стежить за впровадженням її у виробництво, здійснює контроль за дотриманням технологічних процесів, веде їх коригування і вдосконалення. Служби механіка цеху складає річний і місячні плани ремонту устаткування цеху, відповідає середнім і малим ремонтам устаткування, стежить за його станом і організовує догляд за ним. Бюро організації праці і заробітної плати (БОТ) відає питаннями наукової організації, нормування, тарифікації і оплати праці.

Економічне бюро здійснює в цеху техніко-економічне планування, складає для учасників кварталні і місячні плани з найважливішими техніко-економічними показниками, організовує розрахунок в цехах, веде облік і аналіз виконання плану цехом і його виробничими підрозділами. [7]

Бюро цехового контролю (БЦК) здійснює контроль якості річної продукції, її приймання від майстрів і робітників, веде облік і аналіз браку, розробляє заходи по його зниженню. БЦК безпосередньо підкоряється головному контролерові заводу.

Усі служби цеху організовують свою роботу так, щоб надати допомогу

учасникам у виконанні ними виробничого плану по термінах, номенклатурі і якості. [6]

При централізації функціонального апарату і служб обслуговування в цехах залишаються тільки лінійні керівники - начальники цехів і майстра.

### **2.15 Система управління якістю продукції**

Основною метою цеху в цілому і кожного окремого працівника є виготовлення крил цивільних літаків та їх модифікацій, а також участь у технічному обслуговуванні авіаційної техніки в точній відповідності з технічними умовами, конструкторської, технологічної і нормативної документації в установлені терміни. [6]

Здійснення цієї політики базується на:

- впровадження перспективних і поточних планів-заходів підвищення якості, надійності і ресурсу виробів;
- забезпечення всіх працівників предметами і засобами праці, створення сприятливих умов для продуктивної праці та відпочинку;
- заохочення будь-якої творчої ініціативи працівників в області підвищення технічного рівня і якості продукції;
- організації навчання всіх працівників цеху економічних і професійних знань і проведенням всеобучу за якістю та сертифікації виробництва;
- організації оперативного контролю за ходом виробництва і якістю продукції, за результативністю прийнятих рішень і діями посадових осіб цеху, аналізу ефективності та вдосконалення діючої комплексної системи управління якістю продукції;
- впровадження нової техніки, технології та забезпеченні виробництва високопродуктивним обладнанням, контрольно-вимірювальними пристроями, постійної заміни морально застарілого і фізично зношеного обладнання і засобів контролю;
- проведення атестації робочих місць та технологічних процесів, а також забезпечення (участь) у сертифікації виробництва та системи управління якістю;
- розуміння того, що економіка підприємства, його добробут, а значить і добробут кожного окремого працівника, залежать від якості його праці.

Всі працівники цеху зобов'язані:

- знати положення Політики цеху в області якості і точно дотримуватися їх у роботі;
- виконувати всі вимоги технічної і нормативної документації;
- дотримуватися виробничо-технологічну дисципліну і культуру виробництва;
- проявляти творчу ініціативу;
- підвищувати свої професійні знання і на своєму робочому місці працювати без помилок і браку. [7]

Основними цілями функціонування системи якості в цеху складання крила 029 є:

- забезпечення реалізації Політики підприємства і Політики цеху в області якості;
- попередження, виявлення та вилучення продукції, яка не відповідає встановленим вимогам.
- Реалізація поставлених цілей здійснюється:
- розподілом повноважень і відповідальності персоналу;
- документування процедур і правил у сфері забезпечення якості;
- навчанням персоналу процедурам і методам забезпечення якості;
- підтриманням у робочому стані документації системи якості;
- реєстрації даних про якість;
- підвищенням технічного рівня виробництва та вдосконаленням системи якості;
- управлінням виробничими процесами на всіх етапах виготовлення продукції;
- стимулюванням персоналу до якісної роботи. [7]

Функціонування системи якості здійснюється під загальним керівництвом начальника цеху, який визначає політику агрегатно-складального цеху в області якості і забезпечує необхідні умови для її реалізації.

Функції безпосереднього керівництва за постійне виконання вимог Політики цеху в області якості покладаються на заступників начальника цеху, начальника ВТК, начальників бюро і майстрів. [6]

Організацію робіт із забезпечення якості продукції в БТК здійснює начальник ВТК, а на виробничих дільницях - майстри виробничих дільниць.

Забезпечення якості виготовлення продукції на робочих місцях здійснюють безпосередні виконавці. Забезпечення якості на етапах підготовки виробництва і виготовлення продукції повинно здійснюватися за такими напрямками:

- оснащення виробництва новим обладнанням;
- застосування методів морального і матеріального стимулювання за випуск продукції високої якості;
- вдосконалення серійної продукції на основі аналізу якості продукції, що випускається в цеху;
- розробка заходів, спрямованих на підвищення якості продукції та ефективності виробництва;
- організація технічного навчання;
- передача контролю операцій, монтажів під відповідальність виробництва;
- вручення особистих клейм відділу технічного контролю робочим, бригадам, майстрам - працюють за дорученням ВТК;
- летючий контроль якості продукції технічними спеціалістами та

керівниками бюро і виробничих ділянок;

- організація проведення Дня якості в цеху і на виробничих ділянках;
- робота постійно діючої комісії з якості (ПДКЯ) цеху;
- щоденний контроль технологічної дисципліни і культури виробництва.

В організаційній структурі системи якості цеху передбачено функціонування наступних органів і виконавців:

- постійно діюча комісія з якості в цеху;
- наради за якістю в цеху;
- технічна рада цеху;
- відповідальний уповноважений і уповноважений по стандартизації і системі якості.

За результатами роботи ПДКК цеху і за результатами проведення Днів якості, на основі аналізу недоліків, виявлених в процесі виробництва, розробляються заходи по підвищенню якості продукції, що випускається, зменшення втрат від браку, зниження кількості дефектів при пред'явленні продукції БТК і замовнику. [6]

Контроль за виконанням прийнятих рішень і заходів здійснює БТК цеху.

Для оцінки якості продукції, що випускається цехом, для збору статистичних даних по контролю якості продукції, для їх порівняння, з метою вироблення заходів, якщо якість продукції визнано незадовільним, технічне бюро ОТК на кожен квартал планує коефіцієнт якості продукції цеху в залежності від досягнутих результатів.

Для стимулювання випуску якісної продукції в цеху здійснюється оцінка якості праці працівників цеху з занесенням даних в журнали обліку якості праці працівників цеху, які ведуться на кожній ділянці і в кожній службі цеху.

Оцінку якості праці працівників БТК цеху здійснює технічне бюро ОТК відповідно. Воно ж планує і показник цієї оцінки - коефіцієнт якості праці.

Всі елементи системи якості, положення, правила, прийоми, методи при розробці КД і ТД, організація виробництва є основним інструментом в забезпеченні випуску якісної продукції цеху і своєчасне виконання вимог діючих стандартів. Начальник цеху несе відповідальність за функціонування системи якості в управлінні якістю продукції, що виробляється і якістю праці працівників цеху. [7]

Відповідальність за організацію робіт із забезпечення якості продукції та виконання вимог стандартів системи якості в бюро несуть начальники бюро, на виробничих ділянках - майстри.

Аналіз системи якості.

Аналіз системи якості з боку керівництва цеху за показниками здійснюється з метою:

- визначення ефективності її функціонування в цеху;
- реалізації політики підприємства і цеху в області якості;

– прийняття коригувальних впливів щодо її вдосконалення.

До системи якості відповідно до ДСТУ ISO 9001-2001 застосований процесний підхід. Основним процесом цеху в системі управління якістю є складання, а також участь в технічному обслуговуванні авіаційної техніки.  
[6]

# ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

### 3.1. Аналіз ринку збуту

До регіональної авіації найчастіше відносяться усі турбогвинтові літаки на 15 і більше місць, які використовуються як пасажирські, а також реактивні літаки на 50 і 70 місць, призначені спеціально для регіональних пасажирських перевезень. Сучасний географічний розподіл парку регіональної авіації показаний на рисунку 3.2. [5]

В процесі виробництва вироби стикаються з проблемою різних вимог покупців, тому, виділяють певну частину умов споживачів, які пред'являють однорідні вимоги до виробу, - сегментація ринку.

Вибір стратегії сегментації залежить від наступних чинників:

- від виду продукції, що випускається;
- від положення підприємства на ринку;
- від фінансового положення підприємства і його виробничих потужностей.

#### 1. Ринки країн :

Переваги:

- традиційність зв'язків;
- КБ ім. Антонова відоме на ринку;
- система тих. обслуговування добре налагоджена (висока спадкоємність).

Недоліки:

- загальна економічна криза;
- складність зі взаємним розумінням і взаємними платежами;
- введення пограничних бар'єрів і своїх неконвертованих валют.

#### 2. Ринки країн далекого зарубіжжя :

Переваги:

- величезні розміри ринків;
- стабільне політичне і економічне положення.

Недоліки:

- трудність налагодження контактів (політичній і економічній нестабільності);
- складність з обслуговуванням після продажу;
- велика конкуренція серед літаків цього класу на світовому ринку.

### 3.2 Стратегія маркетингу

Ціноутворення

У контракті на постачання виробу вноситься 4 позиції:

1. Одиниця зміни ціни - це кількісна характеристика товару, залежна від характеру товару і світової практики;

2. Валюта ціни - ціна може бути виражена у валюті країни імпортера, експортера або третьої країни. [5]

3. Базис ціни - встановлюється, які витрати включаються в ціну товару і здійснюються за рахунок продавця, а які - над ціну за рахунок покупця.

4.Спосіб фіксації цін - ціна визначається або відразу, або після укладення контракту.

Розрізняють 4 види цін :

- тверда ціна;
- рухлива ціна;
- ковзаюча ціна;
- ціна з подальшою фіксацією.

Для крила літака, тобто товару з тривалим терміном виготовлення, використовується ковзаюча ціна, яка нараховується на момент виконання контракту, шляхом перегляду базової ціни з урахуванням зміни у витратах виробництва за період виконання замовлень на товар. [5]

Маркетинг виділяє чотири основні види цінової стратегії на ринку:

- стратегія високих цін;
- стратегія низьких цін;
- стратегія диференційованих цін;
- стратегія конкурентних цін.

Формування попиту - формування громадської думки про товар з метою залучення до нього все більшої уваги і, зрештою, - виникнення у людей бажання придбати цей товар.

Завданнями стимулювання збуту є спонукання споживачів до покупок цього товару, до регулярних і стабільних зв'язків з фірмою виробника. Кінцевою метою заходів по формуванню попиту і стимулюванню збуту є отримання максимального прибутку за допомогою збільшення об'ємів продажів, т. е. збільшення обсягів виробництва. [5]

Таким чином, для отримання великого прибутку необхідно нарощувати обсяги виробництва, тобто необхідно отримувати нові замовлення.

Розглядаючи такий товар як крило літака Ан- 140, можна сказати, що продукція збувається по прямих постачаннях. На підприємстві існують наступні служби:

- відділ збуту;
- відділ зовнішньоекономічних зв'язків.

Ці служби проводять дослідження ринку, опрацьовують варіанти можливих партнерів. Потім в результаті переговорів укладається договір про по-ставці товару до певного терміну, в певній кількості і по назначенній ціні.

Просування товару (крила літака) на ринок починається задовго до того, як починаються переговори про постачання. [5]

Реклама повинна створити обізнаність про товар і розуміння його особливостей, дати цілевказівки на потенційних споживачів, надати впевненість покупцям.

Реклама - це засіб впливу на попит і його формування.

У нашому випадку рекламна діяльність може здійснюватися по двох напрямках:

1.Придбання нових замовлень на вже зроблену продукцію (крило Ан-140). Зрозуміло,що кількість замовлень на цю продукцію залежить від



кількості замовлень підприємств, що виробляють літак Ан- 140, тобто реклама має бути спрямована на сам літак Ан- 140 і на конкретну продукцію. Але самостійно розвинути таку діяльність підприємство не зможе. Основну діяльність по рекламі беруть на себе заводи-виробники літака Ан- 140 і ОКБ "АНТК ім. О. К. Атонова". У рамках цієї рекламної діяльності вони здійснюють такі види рекламної діяльності :

а) пряма поштова реклама - виробник адресує рекламу окремим особам в їх професійно-службові ролі. Це розсилка рекламних проспектів, описів, конвертів безпосередньо потенційним споживачам. Окрім розсилки різної документації представники замовників запрошуються на виставки, показові польоти, що влаштовуються виробником і за його рахунок.

б) публікація реклами в ліцензованих вузьконаправлених виданнях. Така реклама розрахована на охоплення потрібного ринку, споживачого товари і послуги авіаційного комплексу. Таких видань по всьому світу дуже багато. Необхідно зосередити увагу на тих, які читають фахівці тих регіонів, в яких знаходяться споживачі Ан- 140.

в) реклама на виставках (виставкова діяльність) - участь виробника на всіляких виставках (як загального профілю, так і спеціалізованих), авіасалонах, авіашоу, що проводяться у всьому світі. Принаймні, необхідно охоплювати ті виставки, які проводяться в регіоні потенційних покупців, оскільки участь у виставці дає можливість не лише представити свою продукцію, але і провести переговори з усіма зацікавленими організаціями, в короткі терміни і централізований розповсюдити свою рекламну інформацію, а також зібрати необхідну інформацію про своїх конкурентів і їх продукції. Таким чином, наше підприємство, здійснюючи таку співпрацю з іншими авіабудівними фірмами, робитиме посильний внесок у цю рекламну діяльність. Участь виробника в авіасалонах - найбільш результативна форма реклами авіаційної техніки. Найбільш відомі авіасалони - це Ле-бурже (Франція), Фарнборо (Великобританія), Дубай (ОАЕ) і багато інших.

2. Придбання замовлень на виробництво принципово нових (у конструктивному плані) виробів - крил літаків. Об'єктом цієї реклами є безпосередньо наше підприємство, і здійснюється вона тільки силами самого підприємства у рамках довгострокового планування.

Особливістю вироблюваного нами товару є те, що він призначений не кінцевому споживачеві, а фірмам, що виробляють літаки. Отже, і реклама буде спрямована тільки на цю групу споживачів. Тут також передбачається публікація реклами в спеціалізованих виданнях, участь у виставках. [5]

Таким чином, здійснюючи рекламну діяльність в цьому напрямі, підприємство розраховує на замовлення в майбутньому. На той час підприємство приносить достатній дохід для успішного вирішення питань розширення і розвитку виробництва, його технічного переоснащення і освоєння виробництва нової продукції.

При виході підприємства на повну потужність передбачається

застосування різного роду знижок.

### 3.3 Розрахунок техніко-економічних показників

Вартість основних матеріалів, витрачених на виготовлення виробу, визначається за формулами:

$$PM = NM * CM(1 + NT/100)$$

$$PM = 700 * 100(1 + 1.5/100) = 71050 \text{ грн.}$$

Поворотні відходи знаходять за ф-лою:

$$VO = NM * (1 - KIM/100) * CM * 0.1$$

$$VO = 700 * (1 - 75/100) * 100 * 0.1 = 1750 \text{ грн}$$

Основну заробітну плату виробничих робітників ОЗПР для виробу обчислюють за ф-лою:

$$OZPR = T * SCS;$$

де СЧС-середня годинна ставка,

T-трудомісткість виготовлення виробу.

$$SCS = \frac{\sum(ЧПР * ЧС)}{\sum ЧПР}$$

Таблиця 3.1- дані для розрахунку середнього розряду і середньо-годинної ставки

Розряд робіт Р	Кіл-ть робочих ЧПР, люд	Годинна ставка ЧС, грн/нормо-г	Р*ЧПР	ЧПР*ЧС
3	44	27,07	132	1191
4	97	31,91	388	3095
5	116	36,74	580	4262
Всього:	257	X	1100	8548

$$SCS = 33,26 \text{ грн}$$

Трудомісткість-це сума річної трудомісткості основного устаткування цеху.

$$T = 71 \text{ люд.год.}$$

$$OZPR = 2361 \text{ грн}$$

Додаткову заробітну плату виробничих робітників обчислюють за формулою

$$DZPR = (HDO/100) * OZPR,$$

де коефіцієнт НДО визначає величину додаткової заробітної плати відносно основної

$$DZPR = (45/100) * 2361 = 1063 \text{ грн.}$$

Нарахування до фонду ЄСВ на заробітну плату виробничих робітників, собівартість виробу, що включається, розраховують у відсотках від ОЗПР і ДЗПР по такій формулі:

$$ESVPR = (OZPR + DZPR) * NESV/100,$$

де NESV-норматив відчислень до фонду ЄСВ

$$ESVPR = (2361 + 1063) * 0.22 = 753.28 \text{ грн}$$

Змінні загальновиробничі витрати Пер, які приходяться на один виріб визначають так

$$\begin{aligned} \text{ПеР} &= \text{ОЗПР} * \text{НПеР} / 100 \\ \text{НПеР} &= \text{ГПеР} * 100 / \text{ОЗПР}, \end{aligned}$$

де ГПеР- річні змінні загальновиробничі витрати цеху.

НПеР відповідний норматив=38 %

$$\text{ПеР} = 2361 * 38 / 100 = 844.15 \text{ грн.}$$

Постійні загальновиробничі витрати Пор, які приходяться на один виріб визначають так:

$$\begin{aligned} \text{ПоР} &= \text{ОЗПР} * \text{НПоР} / 100 \\ \text{НПоР} &= \text{ГПоР} * 100 / \text{ОЗПР}, \end{aligned}$$

де ГПоР- річні постійні загальновиробничі витрати цеху.  
НПоР відповідний норматив=44 %

$$\text{ПоР} = 2361 * 44 / 100 = 985.55 \text{ грн}$$

Витрати на підготовку і освоєння виробництва виробів РОП визначають нормативом від матеріальних витрат і основної зарплати виробничих робітників

$$\text{РОП} = (\text{РМ} + \text{ОЗПР}) * \text{НОП} / 100,$$

де НОП- норматив витрат на підготовку і освоєння виробництва.  
 $\text{РОП} = (700 + 2361) * 58 / 100 = 1775 \text{ грн}$

Виробничу собівартість розраховують по формулі:

$$\text{СПр} = \text{РМ} - \text{ВО} + \text{ОЗПР} + \text{ДЗПР} + \text{ЕСВПР} + \text{ПеР} + \text{ПоР} + \text{РОП}$$

усі доданки були знайдені вище

$$\text{СПр} = 71050 - 1750 + 2361 + 1063 + 753,28 + 844,15 + 985,55 + 1775 = 80582 \text{ грн.}$$

### 3.4 Визначення повної собівартості одиниці виробу

Повна собівартість виробу розраховується по 3ом складовим

$$\text{СПо} = \text{СПр} + \text{АР} + \text{РС},$$

де АР- адміністративні витрати підприємства, РС-витрати пов'язані зі збутом виробів покупцем.

Адміністративні витрати розраховують по нормативах НА від основної зарплати виробничих робітників.

$$\text{АР} = \text{ОЗПР} * \text{НА} / 100$$

$$\text{АР} = 2361 * 22 / 100 = 520 \text{ грн.}$$

Витрати на збут розраховують по нормативу НС від виробничої собівартості виробу

$$\text{РС} = \text{СПр} * \text{НС} / 100$$

$$\text{РС} = 80582 * 5 / 100 = 4026 \text{ грн.}$$

$$\text{СПо} = 80582 + 520 + 4026 = 85128 \text{ грн.}$$

Після розрахунку повної собівартості виробу необхідно призначити планову гуртову ціну на виріб без податку на додану вартість.

Планова гуртова ціна на виріб рівна ЦИ=100000грн.

Розрахунок собівартості і призначення ціни слід також представити у вигляді таблиці.

Таблиця 3.2- Собівартість і ціна виробу

Найменування показників	Величина в грн
Витрати на сировину і матеріали	71050
Поворотні відходи	1750
Основна зарплата виробничих робітників	2361
Додаткова зарплата виробничих робітників	1063
Нарахування до фонду ЄСВ на заробітну плату виробничих робітників	753,28
Змінні загальновиробничі витрати	844,15
Постійні загальновиробничі витрати	985,55
Витрати на підготовку і освоєння виробництва	1775
<b>Разом: Виробнича собівартість</b>	<b>80582</b>
Адміністративні витрати	520
Витрати на збут	4026
Повна собівартість	85128
Ціна виробу без НДС	105400

#### Визначення точки беззбитковості

Точка беззбитковості - це мінімальний розмір продукції, що випускається, на якій забезпечується нульовий прибуток (тобто доход від продажів дорівнює витратам виробництва).

$$ТБ = \frac{ПоИ}{ЦИ} - \frac{ПеИ}{}$$

Постійні витрати визначають по кошторису витрат на виробництво на річний об'єм робіт. У ці витрати включають: витрати на зміст і експлуатацію устаткування, цехові витрати, спеціальні і позавиробничі витрати, суму інших витрат.

Програма випуску  $N_v = 60$  шт/рік

$$Постиздержки = (ПоP + AP + PC) \cdot N_v = 331893 \text{ грн}$$

Змінні витрати визначаються по статтях калькуляції собівартості виробу. У ці витрати включають усі ті статті калькуляції, які не враховані в постійних витратах. Для розрахунків використовують калькуляцію собівартості при повному освоєнні виробництва виробів і виходу на проектну потужність підприємства.

$$Перем.издержки = СПР - ПоP \cdot N_v = 80582 - 985 / 55 \cdot 60 = 79596 \cdot 60 = 4775760$$

$$ТБ = \frac{331893}{105400 - 79596} = 12,9 ;$$

Прибуток від реалізації:

$$ДРП = N_B * 105400 = 6324000 \text{ грн}$$

Графічно визначимо точку беззбитковості як перетин ліній витрат і валового доходу (рисунок 3.1).

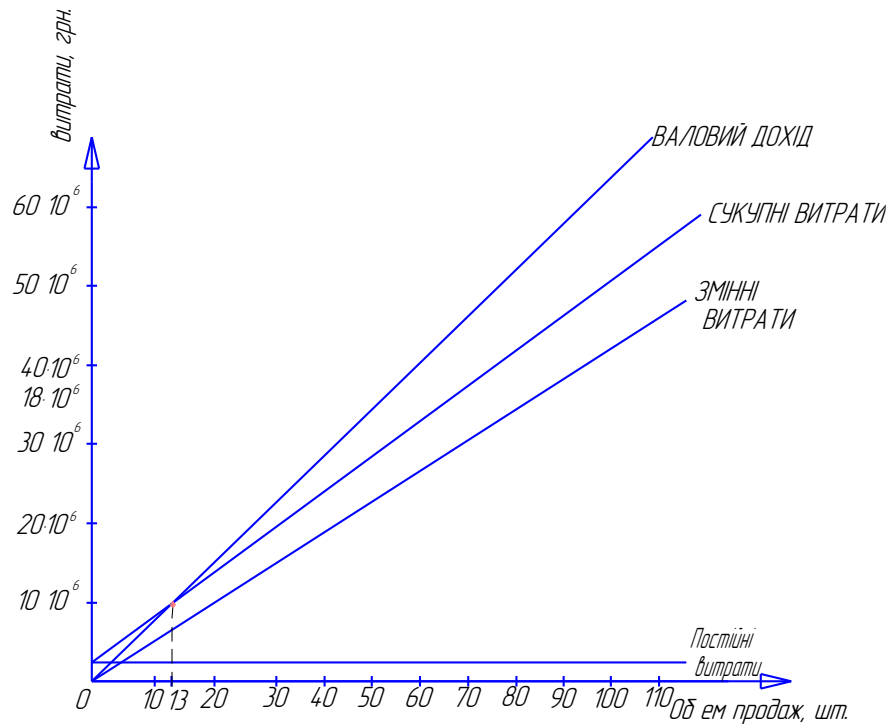


Рисунок 3.1 Графік беззбитковості

Виходячи з проведених розрахунків і графічних побудов можна зробити висновок, що розмір партії продукції, що випускається, при якій забезпечується "нульовий прибуток" - 13 виробів, тобто при реалізації цієї партії товару виробництво почне окупатися.

# СПЕЦІАЛЬНИЙ РОЗДІЛ

## Вступ

Високоміцні алюмінієві сплави знайшли широке застосування в конструкціях вітчизняних і зарубіжних літаків. В даний час знайшов застосування в ряді конструкцій і кувальний алюмінієвий сплав В93. Перспективним для застосування є високоміцний і теплопрочний сплав ВАД23.

Особливо широко використовується сплав В95, Al-Si з якого виготовляються основні елементи конструкції літака. Отримання високоміцних відливок з алюмінієвих ливарних сплавів - складне завдання, для виконання якої потрібно провести комплекс робіт по створенню сплавів, технології плавки лиття та термообробки.

### Шляхи підвищення міцності литих деталей з алюмінієвих сплавів

Для виготовлення високоміцних і високоякісних виливків найбільше застосування знайшли сплави системи Al-Si, що володіють оптимальним поєднанням ливарних властивостей (високою вологотекучістю, герметичністю, відсутністю гарячих усадочних тріщин і ін.), і системи Al-Cu з високими механічними властивостями і підвищеною жароміцністю.

Працями видатних розроблений ряд принципів положень теорії легування і зміцнення, які зводяться до наступного: легуючі елементи повинні створювати максимально високе пересичення  $\alpha$ -твердого розчину при загартуванні; для підвищення стійкості кристалічної решітки необхідно комплексне легування; легування повинно забезпечувати високодисперсну мікрогетерогенність всередині зерен, велику щільність атомних скупчень ближнього порядку і зон Гинье-Престона, мозаїчну блокову структуру зерен твердого розчину; в пересиченому твердому розчині повинно бути виключено утворення при кристалізації великих часток другої фази, а також часток, що мають пластинчасту форму, так як вони можуть служити концентраторами напружень; до складу сплаву повинні входити модифіковані елементи, що сприяють подрібненню структури; будову і зміцнення кордонів і субмеж зерен твердого розчину залежать також від підвищення чистоти кристалізуючихся фаз. [3]

Застосування цих положень дозволило розробити останнім часом ряд нових ливарних сплавів систем Al-Si і Au-Cu, що наближаються по міцності до деформується сплавів (Табл.4.1).

Сплав можна розглядати як складну фізико-хімічну систему, властивості якої залежать від хімічного складу фазових складових і характеру взаємодії між ними.

Рівень механічних властивостей сплавів типу сілуміна обумовлюється їх щільністю, будовою первинних кристалів і евтектичною суміші. Для подрібнення структури можна збільшити швидкість кристалізації або вводити спеціальні добавки-модифікатори, які різко змінюють структуру сплаву.

Вибір оптимального вмісту кремнію в сплавах типу сілуміну визначається високими вимогами до ливарних властивостей (чим більший вміст кремнію, тим вище показники вологотекучості, герметичності та ін.) В поєднанні зі зниженою газовою пористістю (зі збільшенням вмісту кремнію проявляється більша схильність сплаву до поглинання газів).

Основною зміцнюючою фазою в сплавах системи Al-Si-Mg (ВАЛ5) є силіцид магнію  $Mg_2Si$ ; в сплавах системи Al-Si-Cu-Mg (A114M, B2616, B124) до її зміцнюючих дії додається дію фази  $CuAl_2$ . Мідь впливає так – підвищення жароміцності, герметичності і оброблюваності різанням, одночасно погіршуючи корозійну стійкість сплавів. [4]

Для зниження шкідливого впливу заліза в сілуміні додають різні



елементи-компенсатори. У сплаві ВАЛ5 таким елементом є берилій, в присутності якого, домішка заліза кристалізується у формі компактних кристалів інтеркристалічного з'єднання типу  $AlBeFe$ . Це не тільки сприяє підвищенню механічних властивостей, але і полегшує технологічне виробництво сплаву, дозволяючи використовувати низькі сорти алюмінію, вести плавку в чавунних тиглях і т. П.

З тією ж метою застосована добавка марганцю в сплаві В124, а кадмій, бор і цирконій у сплаві В2616 сприяють кристалізації заліза (при його вмісті до 0,32%) в дрібнодисперсній формі, яка виключає прояв його шкідливого впливу. Одночасно добавка 0,3% кадмію підвищує міцність і пластичність сплаву В2616 в середньому на 10%. [5]

Володіючи великим коефіцієнтом дифузії і низькою температурою плавлення, кадмій прискорює старіння сплаву, і в поєднанні з титаном, бором і цирконієм модифікує ряд структурних складових сплаву. Титан і бор вводять в якості модифікаторів в сплави В124 і А14М, тільки титан - в сплав ВАЛ5.

Сплав А119 системи Al-Si характеризується високою міцністю і пластичністю при кімнатній температурі, а також жароміцністю, корозійною стійкістю, зварюваністю і ливарними властивостями. Добавка марганцю сприяє підвищенню температури кристалізації, корозійної стійкості, механічних властивостей при кімнатній температурі і жароміцності. Титан з алюмінієм утворює фазу  $Al_3Ti$ , яка кристалізується у формі тонких пластин, зазвичай є центрами кристалізації, і тим самим сприяє подрібненню структури сплаву, що сприятливо позначається на підвищенні ефекту термічної обробки. [4]

Основною зміцнюючою фазою сплаву А119 є  $CuAl_2$ . В сплаві ВАЛ5 завдяки успішному співвідношенню добавок в системі Al-Si вдалося досягти ще більшого підвищення міцнісних властивостей.

Міцність ливарних алюмінієвих сплавів можна істотно підвищити обробкою рідкого металу (модифікуванням, рафінуванням).

Модифікуванню піддають сплави з високим вмістом кремнію (ВАЛ5, В124, В2616) для отримання сприятливої структури (перетворення грубих пластинчато-голчастих виділень кремнію в округлі дрібнодисперсні частинки). Один з методів модифікування полягає в застосуванні суміші галоїдних солей лужноземельних металів, однак при цьому суттєво збільшується вміст газів у сплаві, що вимагає додаткового рафінування. Модифікуючу дію легуючих елементів (Ti, Zr, В та ін.) пояснюють адсорбцією на поверхні тугоплавких частинок та дезактивацією центрів кристалізації кремнію, в результаті чого кристалізація відбувається в умовах більшого переохолодження. [4]

Модифікуючу дію на алюмінієві сплави надає і натрій, що впливає на перерозподіл провідних фаз при евтектичній кристалізації.

Розроблена методика введення бору та інших модифікуючих елементів в

силуміні сприяє підвищенню властивостей виливки.

Згідно з цією методикою в тиглі при  $600 \pm 40$  ° С у співвідношенні 1: 1 плавлять борну кислоту  $H_3BO_3$  з фторцирконата калію і після досягнення цієї температури вводять кусковий алюміній при безперервному перемішуванні. Через 20-40с починається металотермічна реакція відновлення боромісткої з'єднанням з алюмінієм в присутності  $K_2ZrF_6$ . Утворену при цьому шлак-лігатуру чорного кольору заливають в листи, а залишок алюмінію - в виливниці. Найбільша ефективність процесу зафіксована при наступному співвідношенні компонентів: 20-30%  $H_3BO_3$ , 20-30%  $K_2ZrF_6$ , решта - алюміній або силумін. Отримана шлак-лігатура со<sup>-</sup>держит 3,35% В, 6,80% Zr, 4,71% Si, 39,4% Al; алюмінієва - 0,32-0,7% В, 12% Si, основа - Al.

Застосування отриманої шлак-лігатури при приготуванні сплаву В2616 показало високу ефективність такої обробки розплаву, особливо з точки зору відносного подовження, яке підвищується в 2,5-3 рази. Характерна висока стабільність механічних властивостей внаслідок рівномірного розподілу В, Ti і Zr в сплаві, що сприяє отриманню дуже тонкої структури зерна твердого розчину і евтектичних утворень у складнолегованому алюмінієвому сплаві. У разі введення шлак-лігатури необхідність модифікуючої обробки розплаву відпадає і технологія його приготування спрощується. [5]

Алюміній активно взаємодіє з багатьма газами. Всі методи рафінування спрямовані на одночасне видалення з розплаву водню і  $Al_2O_3$ . До неадсорбційних методів належать вакуумування, рафінування ультразвуком і постійним струмом. При адсорбційному рафінуванні розплаву застосовують інертні і хімічно активні гази, хлористі солі і відповідні флюси. Наприклад, під час хлорування зі сплаву може бути видалено близько 90% окисних включень і газів, при обробці солями - більше 75% і при обробці флюсами - близько 80% окисних включень і до 50% водню. [4]

Вивчення результатів обробки розплаву немодифікованого силуміну різними складами показало, що найбільш ефективний комбінований метод із застосуванням 0,8%  $K_2ZrF_6$  і 0,8% гексахлоретан  $C_2Cl_6$  від ваги шихти.

Якість і властивості міцності виливки залежать також від технології лиття (умов заповнення ливарної форми, методу лиття і умов охолодження виливки, складу формувальних сумішей, конструкції форми та т. д.).

На відміну від інших хлоридів,  $C_2Cl_6$  негігроскопічний, має щільність 2,091 гс / см<sup>3</sup> і температуру сублімації 185,5 ° С. При дотику з фронтом рідкого металу нанесений на поверхню форми  $C_2Cl_6$  повністю розпадається на газоподібні продукти - тетрахлоретилен і хлористий магній, які значно зменшують коефіцієнт тертя між рідким розплавом і поверхнею форми. При цьому значно збільшується швидкість заповнення форми і створюється можливість без перегріву сплаву отримувати високоякісні тонкостінні виливки без незаливів, неспаїв та інших ливарних дефектів, пов'язаних з передчасним застиганням металу в формі.

Для фасонного лиття нових алюмінієвих сплавів використовують всі

відомі сучасні методи: в металеві форми (під тиском, в кокіль, відцентрове, пресування рідкого металу) і в разові форми (піщані, оболонкові, по виплавлених моделях і т. д.).

Збільшення швидкості кристалізації сприяє підвищенню щільності виливок. Як правило, деталі, відлиті в кокіль, щільніше відлитих в піщані форми, а останні - щільніше деталей, відлитих в гіпсові або прецизійні форми.

При литті в кокіль підвищуються механічні властивості і виходить більш дрібнозерниста структура сплавів. Механічні властивості таких виливок вище, ніж у виготовлених усіма іншими способами лиття в металеві або піщані форми. Однак кокіль - складне і дороге оснащення; до того ж сплави, схильні до гаряче ламкості в кокіль заливати не можна, так як при прискореному охолодженні деталі руйнуються. [4]

Лиття в піщані форми продовжує займати важливе місце у виробництві фасонних виливок алюмінієвих сплавів. Для підвищення якості механічних властивостей такої виливки можна впливати на матеріал самої форми, вводячи в неї ендотермічний компонент, який енергійно збирає теплоту та заливається в форму металу. Так, для лиття силуминов в піщані форми ефективною виявилася формовочна і стрижнева суміш, яка містить 60-75% кварцового піску, 10-17% глини, 15-23% борної кислоти і 3-6% води. При нагріванні борна кислота втрачає воду, переходячи спочатку в метаборну кислоту, потім в гетраборну і, нарешті, в борний ангідрид. Ці реакції є ендотермічними з великим поглинанням теплоти ( $H = 23,55$  ккал / моль), що відбирається та заливається в форму розплав, що прискорює його охолодження. Результати застосування цього методу показані в Табл. 1.

Al19 схильний до утворення гарячих тріщин і рихлоти. При їх литті в землю необхідно передбачати посилене харчування виливок, застосування піддатливих стрижнів, охолодження масивних місць виливків, розосереджений підвід металу, а також забезпечувати плавні переходи в перетинах стінок деталі.

Таблиця 4.1 - Залежність властивостей силумінів від складу формувальної суміші.

Сплав	Лиття в звичайну кварцову формувальну суміш		Лиття в суміш із застосуванням борної кислоти	
	$\sigma_{\epsilon}$ кгс/мм <sup>2</sup>	$\delta$ %	$\sigma_{\epsilon}$ кгс/ммГ	$\sigma$ %
АЛ9-Т4	18,3	5,6	22,8	10,2
ВАЛ5-Т5	30,8	2,5	33,6	4,0
В2616-Т6	34,5	2,1	36,9	3,4
ВАЛЮ	44,3	4,5	48,1	5,5

Уникнути застосування складного оснащення при забезпеченні високої якості виливки і попередженні дефектів лиття дозволяє спеціально розроблена формувальна суміш. До складу її крім кварцових пісків входять (за обсягом) 1-4% електрокорунду і 2-4% мазуту. Завдяки електрокорунду Е9А № 63 і Е9А № 50 вдається досягти рівномірного охолодження виливки. Мазут сприяє підвищенню пластичності і ліквідації ужимін. Як свідчить графік зміни швидкості охолодження рідкого металу на кордоні форма - метал (див. Рисунок 1), швидкість охолодження рідкого металу в формі з запропонованої суміші наближається до швидкості охолодження рідкого металу в кокіль. [4]

Електрокорунд успішно може бути застосований і в складі стрижневої суміші. Використання стрижнів, що містять в якості основи електрокорунд, наповнювач (4ГУ, декстрин і ін.) і воду, дозволяє забезпечити швидкий і рівномірний тепловідвід від всіх поверхонь деталі, підвищуючи тим самим

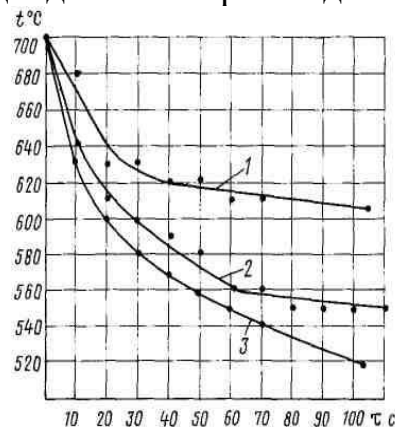


Рисунок 1 - Зміна швидкості охолодження рідкого металу на кордоні форма-метал: 1 - лиття в землю,  $v = 1, \text{ГС/с}$ ; 2 - лиття в формувальну суміш запропонованого складу,  $v = 1,87 \text{°C/с}$ ; а - лиття в кокіль,  $pro = 2,03 \text{°C/з}$  властивості міцності і герметичність виливки.

Суміш, що містить (по вазі) 1-4% закріп 4ГУ, 3-4% води, решта - електрокорунд, забезпечує межа міцності в сирому стані на стиск 0,1-0,2 кгс / мм<sup>2</sup>, в сухому стані на розрив 4 - 7 кгс / см<sup>2</sup> і газопроникність 100- 130 од. В умовах малосерійного виробництва стрижні на основі електрокорунду можуть бути використані багаторазово. Для цього їх слід, про-каліть при 400-500 ° С, щоб випалити все домішки. Застосування їх в поєднанні з формувальної сумішшю дає можливість отримувати високоміцні герметичніє виливки навіть із сплавів Al-Cu, схильних до утворення тріщин.

Зазначені вище методи легування, плавки і лиття забезпечують отримання зі сплавів систем Al-Si, Al-Cu високоякісних виливків з високими механічними властивостями. Можливі ливарні дефекти порівняно легко переборні під варінням і наплавленням за допомогою АрДЕС. [5]

Аналіз залежності механічних властивостей, сплавів від різних режимів термічної обробки дозволив рекомендувати оптимальні температури гарту і старіння сплавів.

Для сплаву ВАЛ5 упрочнюючої обробкою є гартування з 535 ° С протягом 10-16 год і штучне старіння при 175 ° С протягом 6 год з охолодженням на повітрі.

Термічну обробку відлитих в кокіль деталей зі сплаву АЛ4М необхідно проводити із застосуванням двоступеневого нагріву під загартування (515 ° С -4ч, 525 ° С -8ч), а для відлитих в піщані форми товстостінних деталей, щоб уникнути перевитрати необхідний триступеневий нагрів під загартування (490 ° С - 3-4 год, 500 ° С - 4 год, 510 ° С - 6 год).

Режим термічної обробки деталей сплаву В124 залежить від швидкості кристалізації, методу лиття і товщини стінок виливків. Для деталей, структура яких отримана при повільному процесі кристалізації (в масивних частинах виливків) і со-держіт підвищену кількість міді, застосовують трьох-або чотириступінчасту загартування по режиму: 490 ° С -4 год, 500 ° С -4 год, 510 ° С -10 ч. Охолодження проводять у воді при 20-100 ° С. При цьому мож-но застосовувати один з двох режимів старіння: ви-держка при 185 ° С з охолодженням на повітрі (для деталей з підвищеною пластичністю) і 8-10 год при 165 ° С з охолодженням на повітрі (для деталей з максимальною міцністю) . Для деталей, отриманих в умовах швидкої кристалізації (литтям в кокіль, шляхом підпресування сплаву в напіврідкому стані і відцентровим литтям), рекомендується застосовувати двоступенчатий режим нагрівання під загартування: 490 ° С - 4 год, 510 ° С - 6-10 ч.

Найкраще поєднання міцності і пластичності для сплаву В2616 досягається при ступінчастою за-калке по режиму: нагрів при 480 ° С - 6 ч, нагрів до 505 ° С -8-10 год з охолодженням у воді (20 ° С) і старіння при 160 ° С -10-12 ч.

Зміцнююча обробка сплаву АЛ19 полягає в двоступінчатому нагріванні під загартування при 530 ° С - 5-9 ч, 545 ° С - 5-9 ч (тривалість витримки залежить від товщини стінки і конфігурації виливки) і старінні при 175 ° С - 3-5 ч з охолоде-ніем на повітрі. У печах, що забезпечують перепад

температур не більше  $\pm 3^\circ \text{C}$ , дозволяється застосовувати одноступінчатий нагрів під загартування при  $545^\circ \text{C}$  протягом 10-12 год. Охолодження проводять у воді при  $20-100^\circ \text{C}$ .

Литі деталі зі сплаву Валю піддають двуступенчатой загартуванню при  $535^\circ \text{C}$  - 7 год,  $545^\circ \text{C}$  - 7ч з охолодженням у воді і старіння при  $170^\circ \text{C}$  - 8ч з охолодженням на повітрі.

Застосування нових марок високоміцних алюмінієвих сплавів, найбільш ефективних методів рафінування та модифікування, прогресивних методів лиття та оптимальних режимів термічної обробки дозволило істотно підвищити міцність виливків з алюмінієвих сплавів і розширити номенклатуру литих виробів для потреб авіаційної промисловості.

Застосування стеклокристаллических покриттів ЕВК-13 і ЕВК-14 дозволило збільшити ресурс ряду деталей в 2-2,5 рази.

На процеси приготування і нанесення скло-кристалічних покриттів складена технічна документація (ТР 27-934 і ТУ 100-71).

Стеклокристаллические покриття ЕВК-13 і ЕВК-14 рекомендуються для захисту жароміцних

сплавів ВЖ98, ВЖ101, ЕІ602, ЕІ652, ЕІ435, ЕІ437, ЖС6К, ЖС6У, ВЖЛ12У, ВХ4А, ВХ6 і ін. від високотемпературної газової корозії.

Останні дослідження, проведені в напрямку модифікації розроблених покриттів, показали, що властивості їх можуть бути помітно покращені введенням дрібнодисперсних інтерметаллідних з'єднань.

### **Підвищення втомної міцності деталей з високоміцних алюмінієвих сплавів**

. В даний час знайшов застосування в ряді конструкцій і ковочний алюмінієвий сплав У93. Перспективним для застосування є високоміцний і теплопрочний сплав ВАД23.

Ці сплави володіють високими механічними властивостями і непоганими технічними характеристиками. Однак значне зростання статичної міцності високоміцних сплавів не супроводжується таким же значним зростанням міцності при повторних навантаженнях. В той же час міцність при повторних навантаженнях є надзвичайно важливою характеристикою для сучасних конструкційних матеріалів і в цілому для авіаційних конструкцій. [5]

Тому підвищення міцності при повторних навантаженнях деталей з високоміцних алюмінієвих сплавів є найважливішим завданням.

Втомна міцність може бути підвищена різноманітними шляхами:

- -поліпшенням сплавів шляхом коригування хімічного складу;
- -поліпшенням якості металу в результаті застосування шихтових матеріалів високої чистоти, плавки і розливання у вакуумі;
- раціональним конструюванням деталей з високоміцних сплавів і широким застосуванням монолітних деталей (останнє істотно підвищує втомну міцність за рахунок зменшення кількості концентраторів напруг);

- підвищенням чистоти обробки поверхні;
- -зміцненням поверхонь деталей.

Зокрема, доводиться, що за умови анодування поверхневе зміцнення є ефективним засобом підвищення витривалості алюмінієвих сплавів, так як, поряд з підвищенням чистоти поверхні, відбувається створення стискаючих напружень на поверхні деталей і мікрорельєф поверхні різко відрізняється від мікрорельєфу поверхні при інших видах механічної обробки. [5]

В результаті довговічність зразків із сплавів У93 і В95, підданих поверхневому зміцненню, збільшується в 2-4 рази, а чистота поверхні - на 2-3 класу.

Були досліджені різні види і режими поверхневого зміцнення сплаву У93 (як остаточної технологічної операції, так і операції, що передують анодування) та їх вплив на статичну витривалість, на загальну корозію та корозію під напругою.

Досліджувалися різні види поверхнево-зміцнюючої обробки:

1. Гідроабразивна обробка (ГА) в суміші абразивних частинок і води проводився на установці «КОФО» (ЧССР). При обробці застосовувався корундовий абразив зернистістю 16-12, змішаний з водою у відношенні 1-4. Ця суміш подавалася на зразок під тиском 5 атм. протягом 5-10 хв.

2. Вібродіабразивна обробка (ВГА) в середовищі, що складається з частинок абразиву, змочених олеїновою кислотою і гасом, проводилася на однокоординатном вібраторі ЦКБЕМ і на трьох координатному вібраторі ЕТЦ20/390. Робочою сумішшю на однокоординатном вібраторі служив спочатку кусковий абразив 2-10 мм, яким зразки оброблялися протягом 2 год, а потім білий електрокорунд № 63-80, яким зразки оброблялися протягом години. Змочувачем служила олеїнова кислота з гасом. Частота вібрації 45 гц., амплітуда 4-7 мм. Частина зразків після ГА піддавалася на цьому ж стенді наклепу сталевими кульками протягом 30 хв. [5]

3. Віброзміцнення в суміші з частинок абразиву і сталевих кульок (ВГАШ) проводилося на трьохкоординатному вібраторі ЕТЦ 20/390. Як змочувальні середовища застосовувалися розчинник «7А» та паста «58А». Діаметр кульок вибирався в залежності від виду зразків: діаметр 1,6-2,5 мм - для обробки зразків з надрізом і «вилочок» для дослідження під напругою на корозію; 2,5-6 мм - для обробки плоских зразків; 2,5-4,8 мм - для обробки гладких циліндричних зразків і плоских зразків для дослідження на корозію.

Частота вібрації 25 гц. амплітуда 1 мм у вертикальному напрямку, 4-5 мм в двох горизонтальних напрямках. Час обробки при різних видах зміцнення 40-120 хв. На цій же установці проводився наклеп сталевими кульками, а також наклеп сталевими кульками після ВГАШ.

4. Вібронаклеп сталевими кульками, змоченими сумішшю гасу і масла (ВН) проводився на однокоординатном вібраторі філії НІАТ за трьома режимами: питомі навантаження кульок: 24Р/см<sup>2</sup>, 66Г/см<sup>2</sup> та 150Г/см<sup>2</sup>, діаметр кульок 3,5-5 мм, частота вібрації 25 гц. Амплітуда 4,8 мм, тривалість

обробки-20 хв. Показано на Рисунку 4.2.

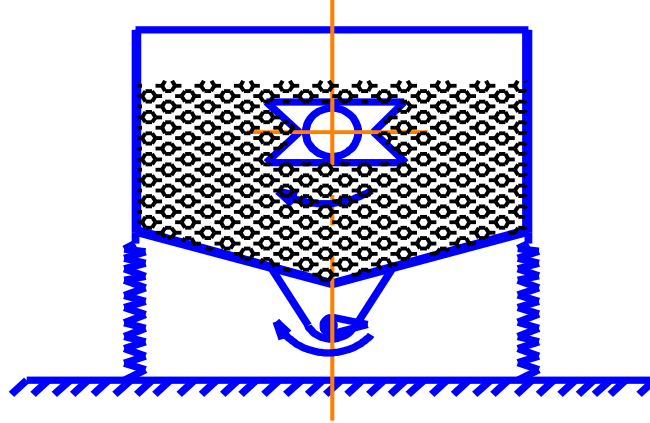


Рисунок 4.2 - Вібронаклеп сталевими кульками

Вплив поверхневого зміцнення досліджувався на гладких зразках і в умовах концентрації напружень. Дослідження проводилося на зразках, показаних на рисунках 4.3, 4.4, 4.5, 4.6, 4.7.

Випробування на статичну витривалість проводились на універсальній гідромашині ZJX10, яка забезпечена пристроєм для додатка повторного навантаження малої частоти (8-10 цикл / хв). Для випробувань на втому був використаний 2-тонний резонансний пульсатор.

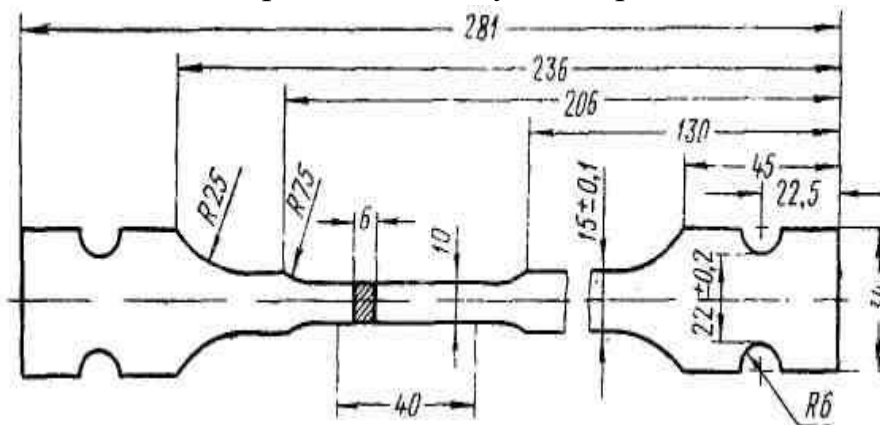


Рисунок 4.3 - Ескіз плоского зразка для випробувань на малоціклову втому

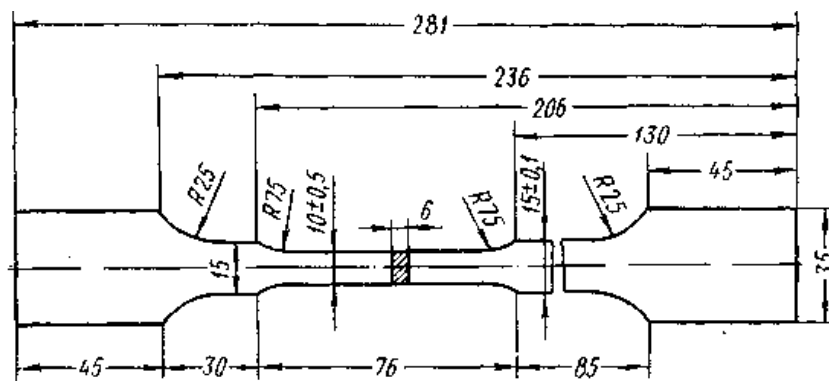


Рисунок 4.4 - Ескіз плоского зразка для випробувань на втому



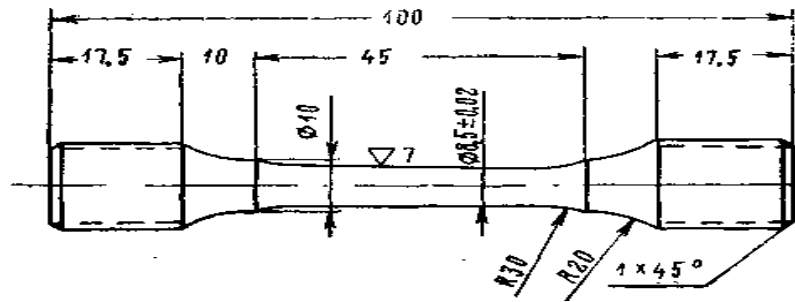


Рисунок 4.5 - Ескіз циліндричного зразка для випробувань на малоциклову втому.

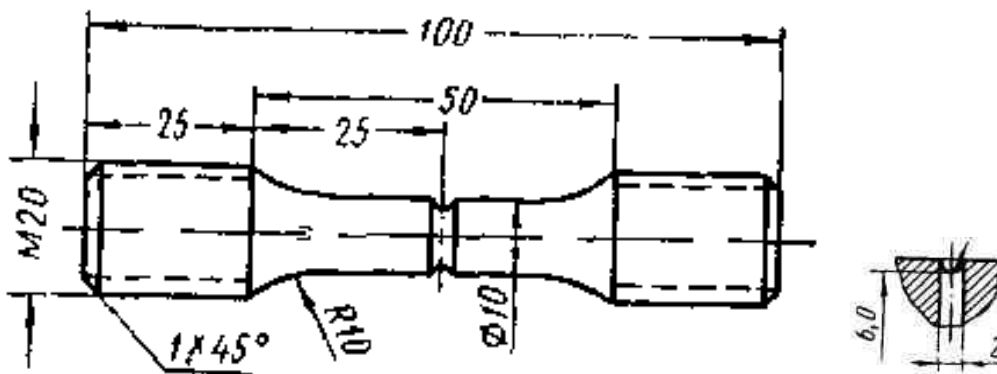


Рисунок 4.6 - Ескіз зразка для випробувань на статичне напруження

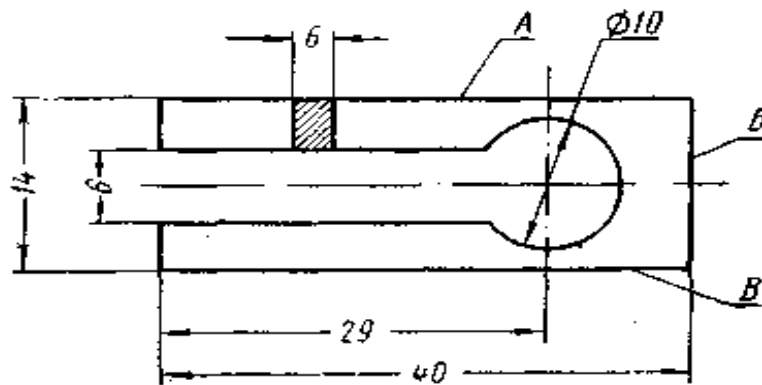


Рисунок 4.7 - Ескіз зразка «вилочки» для випробувань на корозію під напругою

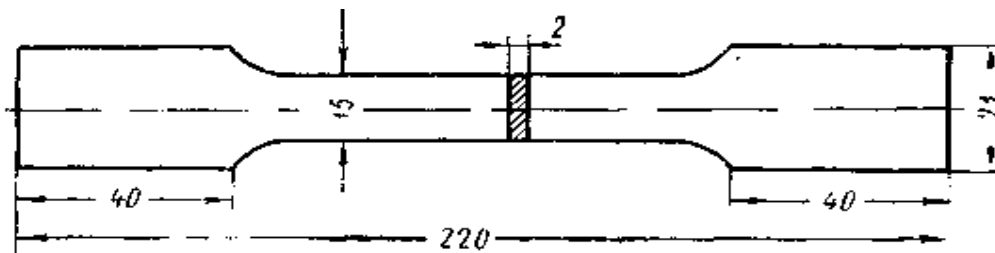


Рисунок 4.8 - Ескіз зразка для визначення механічних властивостей після випробувань на загальну корозію

Випробування на статичну витривалість проводилися при пульсуючому циклі. Максимальна напруга циклу для гладких зразків становила  $0,7\text{лв} = 35,7 \text{ кг / мм}^2$ , а для зразків з надрізом СХК-1,5;  $\text{Сттах} = 0,5$ ;  $\text{ав} = 25 \text{ кг / мм}^2$ . Результати випробувань після гідроабразивного і віброгідроабразивної обробки наведені нижче. Гідроабразивна обробка підвищує частоту обробки на один клас (з 4-го до 5-го), а віброгідроабразивна обробка - на 4-5 класів (з 4-го до 9-10-го). Результати випробувань на статичну витривалість наведені в Таблицю 4.2.

Як виявлялося вище, поверхневий наклеп здійснювався і на установках з вібрацією в трьох напрямках. Використання цієї установки дозволило зіставити такі різні види поверхневого зміцнення, як вібронаклеп і комбінована обробка ВГАШ, при якій одночасно здійснюються віброшліфування поверхні і вібронаклеп. Дані дослідження наведені в Таблиці 4.3.

Дані, отримані при випробуваннях на статичну витривалість зразків, що піддавалися на Однокоординатний вібростенді наклепу кульками, наведені в Таблиці 4.4. У початковому стані зразки мали чистоту фрезерованної поверхні 4-5й клас.

Вібронаклеп підвищив чистоту поверхні на 2 клас. З наведених в Таблиці 4.5 даних випливає, що вібронаклеп перед анодуванням збільшує довговічність зразків більш ніж в 3 рази.

Таблиця 4.2 - Результати випробування на статичну витривалість

Вид обробки	Вихідна обробка: фрезерування і зачистка абразивом до 4-го кл. шорсткості	Вихідна шабровка до 7-го кл. шорсткості	ГА протягом 10 мін. (по 4—5-му кл.)	ВГА протягом 3 ч до 9-10 го кл. шорсткості (початковий 4-й кл.)	ВГА протягом 3 ч до 9-10го кл. шорсткості
Довговічність, до руйнування, тис. циклов.образцов	8,3	13,9	23,5	56,0	189,0

Таблиця 4.3 - Види поверхневого зміцнення

Вид обробки	Вихідна обробка: до 5-го кл. шорсткості	ВГАШ, 2 z	ВГАШ, 2 z+ ВН, 1 z	ВН, 2 z
Довговічність до руйнування, тис. циклів	58,8	141,0	87,0	63,9

Із зіставлення даних таблиць 4.2 і 4.3 видно, що обробка одним тільки абразивом (ГА та ВГА) навіть протягом досить тривалого часу при низькій вихідній чистоті поверхні (4-й клас) є менш ефективним способом поверхневої обробки, ніж віброшліфування в поєднанні з вібронаклепом або вібронаклеп кульками.

Незважаючи на деякий розкид отриманих даних щодо ефективності різних видів наклепу, найбільш ефективним виявляється віброзміцнення в середовищі, що складається з частини абразиву і сталевих кульок (ВГАШ).

Таблиця 4.4 - Дані, отримані при випробуваннях на статичну витривалість зразків

Стан поверхні з зразків перед анодуванням	Вихідна обробка фрезерування до 4-5-го кл. точності	Вібронакле пп з питомим навантажен ням 24 Г/см <sup>2</sup>	Вібронаклеп з питомим навантаженням 66 Г/см <sup>2</sup>	Вібронаклеп з питомим навантаженн ям 150 Г/см <sup>2</sup>
Довговічність до руйнування, тис.циклів	7490	38 690	31075	27 535

Дослідження показали, що сірнокислотне анодування різко знижує число циклів до руйнування. Однак попереднє анодування зміцнення поверхні збільшує довговічність анодованих зразків більш ніж в 2 рази в порівнянні із незміцненими і неанодованими зразками зі сплаву В93.

Аналіз корозійних властивостей сплаву В93 при наявності зміцненої поверхні дозволив зробити висновок про те, що опір загальної корозії цього сплаву як в поздовжньому, так і в поперечному напрямку під впливом зміцнення дещо покращується (Таблиця 4.5). Це поліпшення виражається в першу чергу в менш значній втраті подовження після 30-добового

перебування в 3% -ому розчині NaCl з добавкою H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>.

Випробування на корозію під напругою також підтвердили, що поверхнєве зміцнення покращує поведінку сплаву. Дійсно, якщо поперечні зразки - пластини з профілю як в наклепаному, так і в початковому стані витримали понад 100 діб під розрахунковою напругою 38 кг / мм<sup>2</sup> і не зруйнувалися, то висотні зразки в наклепаному стані виявили значно більший опір корозії напругою ( Таблиця 4.7).

Таблиця 4.5 - Аналіз корозійних властивостей сплаву В93 при наявності зміцненої поверхні

Стан	Межа міцності			Подовження $\delta$ , %		
	$a_B, \text{кГ/мм}^*$					
поверхної	до кор-розії	після коррозії	втрата 5 в %	до кор-розії	після кор-розії	втрата В в %
Вихідна обробка:	52,6	49,5	5,9	7,9	2,2	72,0
фрезерування до 4-го класу шерохватост						
Вібронаклеп (24 Г/см*)	53,2	50,9	4,7	5,7	2,7	52,6
Вібронаклеп (66 Г/см*)	53,4	52,4	1,9	5,3	3,4	35,9
Вібронаклеп (150 Г/см*)	52,6	51,3	2,5	6,2	2,6	58,2
ВГАШ, 2 ч	52,2	50,4	3,4	5,5	4,0	27,3
ВГАШ, 2ч+	50,7	51,0		6,2	2,5	59;5
ВН, 1 ч						

Таблиця 4.7 - Випробування на корозію під напругою

Стан поверхні	Кількість заневальньоних пластин	Кількість зруйнуваних образців	Час до руйнування за добу
Вихідні (ВН)	5	4	20,38,60,64,100,
ВГАШ	5	4	21,29,20,50,100,
ВГАШ + ВН	5	2	31,45,100*,100,100,
	5	2	20,60,100,100, 100:

## Технологія зміцнення деталей, аналіз конструкцій

У вітчизняному та зарубіжному літакобудуванні є великий досвід позитивного застосування поверхневого наклепу деталей. Розглянемо 2 способи зміцнення: пневмодинамічний і дробоструминний способи зміцнення на прикладі деталі - кницями (Рисунок 4.9)

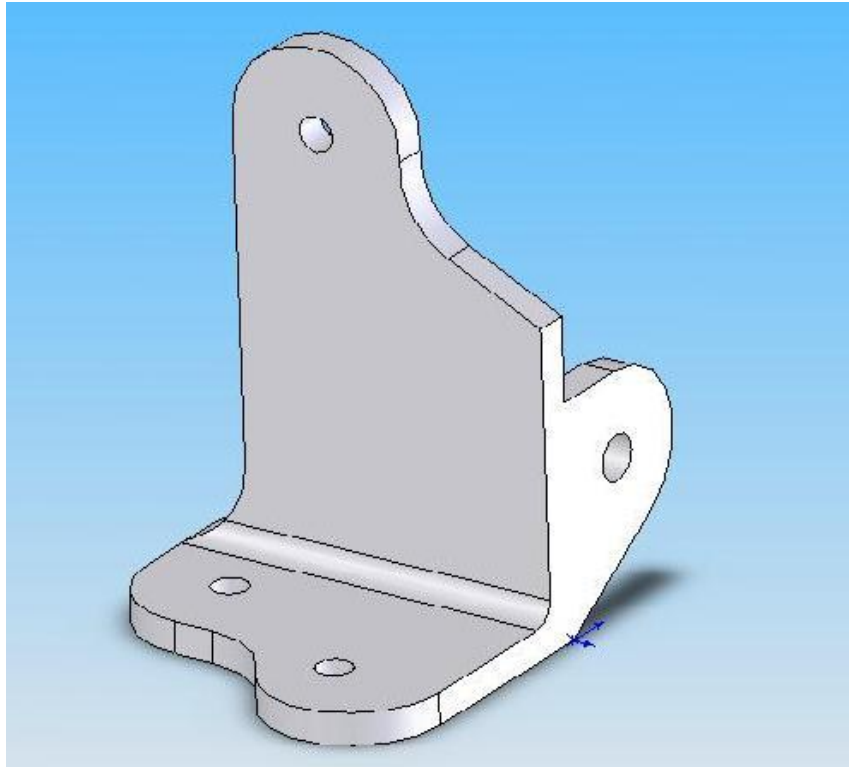


Рисунок 4.9 - Книця

Пневмодинамічний спосіб зміцнення деталей заснований на використанні кінетичної енергії кульок або дробу, він повідомляє струменем повітря, що подається в робочу камеру під тиском від 0,3 до 0,6 МПа.

Основні параметри пневмодинамічного способу зміцнення: тиск повітря; матеріал і діаметр кульок (дробу), їх твердість; відстань від щілини сопла до оброблюваної поверхні; довжина робочої зони камери; питома завантаження кульок (дробу); час обробки. [5]

Пневмодинамічному зміцненню піддаються деталі з алюмінієвих сплавів з товщиною стінок не менше 4 мм і сталеві - з товщиною стінок не менше 2,5 мм.

Для зміцнюючої обробки пневмодинамічним способом широко застосовують установки типу БДУ-Е2М (Рисунок 4.10).

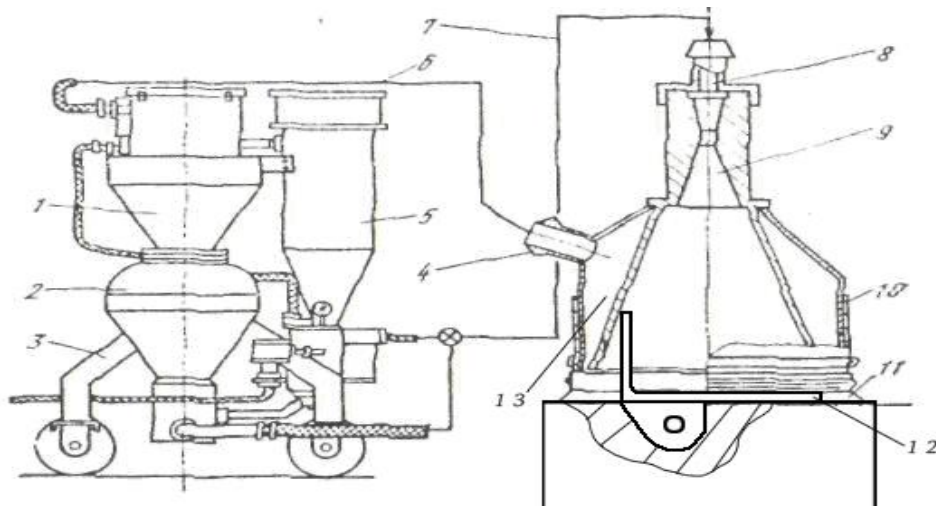


Рисунок 4.10 — Схема пневмодинамічної установки БДУ-Е2М

Установка складається із систем подачі 2, збору 1 і очищення 5 дроби і робочої камери 10, з'єднаної з основними системами за допомогою двох рукавів: подання дробеповітряної суміші 7 і відсмоктування дроби 6. Маса завантаженої дроби до 100 кг.

Робоча камера складається з штуцера 8, сопла 9, подає дріб на поверхню книці 12, і порожнини розрідження 13, через штуцер 4 якої дріб відводиться з камери. Щоб уникнути вильоту дроби з камери передбачено щіткове ущільнення 11. Установка змонтована на візку 3 і може транспортуватися. Деформуючі тіла дріб діаметром до 2 мм [4]

Дробоструминний спосіб зміцнення заснований на використанні кінетичної енергії металевих дроби, які під тиском стисненого повітря подаються на поверхню оброблюваної деталі (Рисунок 4.11).

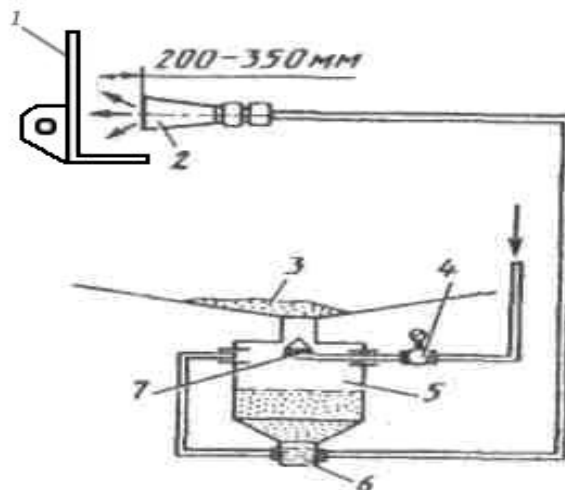


Рисунок 4.11 - Схема дробоструминної обробки в камері: 1 - книця; 2 - сопло; 3 - збірник дроби; 4 - редуктор-манометр; 5 - робочий бункер; 6, - приймальний штуцер; 7 - перепускний клапан

Дробоструйна зміцнююча обробка довгомірних деталей типу монолітних ребристих панелей і лонжеронів без формоутворення

здійснюється в спеціальних установках, що мають вигляд великих камер, при вертикальному положенні деталі.

Відстань від сопла до поверхні, що обробляється - від 200 до 250 мм, сопло переміщається поперек ребер жорсткості зі швидкістю від 0,5 до 0,9 м/хв.

Обробка ведеться по замкнутому циклу. В якості обробного середовища застосовуються лита сталеві дріб марки ДСП діаметром від 0,8 до 1,2 мм, сталеві кульки з конструкційної сталі марки ШХ-15 діаметром від 0,8 до 3,0 мм. [4]

Порівняльна зміцнення при різних методах поверхневої обробки приведена в Таблиці 4.8. Ефективність різних методів може змінюватися в залежності від вихідної міцності матеріалу, товщини шару, зміцнення режиму. За отриманими нами даними зміцнення пневмодінамічним способом становить 30-40%, дробеструйним - 35-40%

Таблиця 4.8 - Ефективність різних способів зміцнення.

Спосіб зміцнення	Марка АІ	К
Зміцнення пневмодінамічним способом	Д16Т	1,85
Зміцнення дробоструменевий спосіб	Д16Т	2,08

#### Висновок

Проведені дослідження в сучасних літакових конструкціях дозволили зробити наступні висновки:

1. Поверхневе зміцнення в 30-40% підвищує статичну витривалість алюмінієвих сплавів і збільшує чистоту поверхні на 2 класу при більш сприятливому мікрорельєфі поверхні.

2. Найбільш ефективним видом поверхневого зміцнення є дробоструминний спосіб.

3. Поверхневе зміцнення особливо ефективно як операція, що передуює анодуванню. В цьому випадку довговічність збільшується в 3-4 рази в порівнянні з не наклепаного зразками.

4. Поверхневе зміцнення кілька покращує опір загальної корозії і помітно підвищує опір корозії під напругою.

При проведенні випробувань обидва способи показали чудові результати, але доцільно застосовувати дробоструминний спосіб для габаритних деталей, цього привертає габаритна камера в якій проводиться наклеп.

## **Висновок**

У конструкторській частині дипломного проекту були представлені тактико-технічні характеристики пасажирського літака, розглянута конструкція крила.

Метою роботи в конструкторській частині було - дати порівняльний аналіз складально-клепаної панелі і її модернізації.

У технологічній частині наведена схема конструктивно-технологічного членування крила, розроблена схема ув'язки, схема складання, а також проведений оцінний розрахунок на точність виготовлення агрегату. На підставі прийнятої директивної технології розроблена серійна робоча технологія у вигляді операційних карт.

Робоча технологія передбачає використання засобів механізації.

Згідно трудомісткості, програми випуску, технологічного процесу визначений штат робітників і спроектований цех. Розроблено циклової графік складання.

Одночасно з робочою технологією представлена конструкція оснастки другого порядку.

В економічній частині проведено розрахунок собівартості виробу, а також була знайдена точка беззбитковості.



## Список використаної літератури

1. Гордість Антонова: Ан-178 – вантажний перевізник [електронний ресурс] // <https://www.slovoidilo.ua/2016/10/05/infografika/ekonomika/hordist-antonova-an-178-vantazhnyj-pereviznyk> (дата звернення: 30.11.2023).
2. Украинский «Антонов» получил шанс обогнать мирового лидера военно-транспортной авиации Lockheed Martin [електронний ресурс] // <https://root-nation.com/ru/news/it-news/antonov-an-178/> (дата звернення: 30.11.2023).
3. Рябченко В. М. Розрахунок навантажень на літальний апарат: навч. посіб. / В. М. Рябченко, А. О. Кирп'юк – Х.: Харківський авіаційний інститут, 2009. – 55 с.
4. Розрахунок на міцність крила великого подовження: навчальний посібник / Л. А. Евсеев. – Х.: Харківський авіаційний інститут, 1985 – 106 с.
5. Технология сборки узлов и агрегатов планера самолета с использованием отверстий в качестве сборочных баз : СОУ МПП 49.035-90:2007 / Г. А. Кривов, В. А. Матвиенко, Ю. А. Воробьев – Киев, 2007 – 156 с.
6. Основы технологической подготовки производства в авиастроении : учеб. пособие по диплом. проектированию / В. Е. Зайцев, Ю. М. Букин, Ю. А. Воробьев, А. П. Мельничук. – Харьков : ХАИ, 2012. – 184 с.
7. Технология производства самолетов и вертолетов : учеб. пособие по курсовому и диплом. проектированию. Раздел «Сборочно-монтажные работы». Ч. 1 / В. С. Кривцов, Ю. М. Букин, Ю. А. Боборыкин, Ю. А. Воробьев. – Харьков : ХАИ, 2006. – 258 с.
8. Технология производства самолетов и вертолетов : учеб. пособие по курсовому и диплом. проектированию. Раздел «Сборочно-монтажные работы». Ч. 2 / В. С. Кривцов, Ю. М. Букин, Ю. А. Боборыкин, Ю. А. Воробьев. – Харьков : ХАИ, 2006. – 221 с.
9. Технология производства летательных аппаратов (курсовое проектирование. Учеб. пособие по курсовому и дипломному проектированию / Под общ. ред. В. Г. Кононенко – Киев: Вища школа, 1974. – 224 с.
10. Набатов А. С. Проектирования технологических процессов в производстве летательных аппаратов и двигателей. – Харьков: ХАИ, 1987.– 96 с.
11. Глебов Т. Н., Щербина В. А., Шестаков Г. А. Технологическое проектирование цехов. Учебное пособие. – Харьков: ХАИ, 1985.– 93 с.

12. Константинов Ю. С. Техничко-економическое проектирование цехов. Учебное пособие.– Харьков: ХАИ, 1988.– 67 с.
13. Гавва В. Н., Голованова М. А. Экономическая оценка инженерных решений: Учеб. пособие. – Харьков: Гос. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 1999.– 135 с.
14. Тарифи на електроенергію в 2023 році [електронний ресурс] // <https://index.minfin.com.ua/ua/tariff/electric/> (дата звернення: 27.12.2023).
15. Воробйов, Ю. А. Правила оформлення навчальних і науково-дослідних документів [Текст] : навч. посіб. / Ю. А. Воробйов, Ю. О. Сисоєв. – 4-те вид., випр. і доп. - Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2019. – 88 с.