

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ імені ІГОРЯ
СІКОРСЬКОГО»

Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій
Кафедра авіа- та ракетобудування

«На правах рукопису»
УДК 629.735.33

До захисту допущено:
Завідувач кафедри

_____ Петро ЛУК'ЯНОВ

«__» _____ 2025 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»
зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
на тему: «Модернізація конструкції крила та технології його
складання на прикладі літака Ан-140»

Виконав:

студент II курсу другого (магістерського) рівня, групи АЛ-41мп
Сенькін Сергій Анатолійович _____

Керівник:

Доцент кафедри АРБ, к.т.н.,
Конотоп Дмитро Ігорович _____

Рецензент:

Доцент кафедри СКЛА к.т.н., доцент
Бобков Ю.В. _____

Засвідчую, що у цій магістерській
дисертації немає запозичень з праць
інших авторів без відповідних
посилань.

Студент _____

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій
Кафедра авіа- та ракетобудування

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – **134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Петро ЛУК'ЯНОВ

« ____ » _____ 2025 р.

ЗАВДАННЯ

на магістерську дисертацію студенту

Сенькіну Сергію Анатолійовичу

1. Тема дисертації «Модернізація конструкції крила та технології його складання на прикладі літака Ан-140», науковий керівник дисертації доцент кафедри Конотоп Дмитро Ігорович, к.т.н., затверджені наказом по університету від « ____ » _____ 2025 р. № _____
2. Термін подання студентом дисертації 05.12.2025 р.
3. Об'єкт дослідження: – конструкція крила літака Ан-140 та технологія його складання.
4. Вихідні дані:
 - 4.1. Літак Ан-140 – регіональний турбогвинтовий літак
 - 4.2. Пасажиromісткість – до 52 осіб, можливість експлуатації на невідготовлених злітно-посадкових смугах.
 - 4.3. Крейсерська швидкість: 460 - 540 км/год
 - 4.4. Дальність польоту: 1380 км
 - 4.5. Довжина: 22,600 м
 - 4.6. Висота: 8,232 м

4.7. Розмах крила: 25,505 м

4.8. Площа крила: 51м²

5. Перелік завдань, які потрібно розробити:

5.1. Огляд існуючих аналогів та збір статистичних даних щодо конструкцій крил сучасних регіональних літаків.

5.2. Аналіз конструкції крила літака Ан-140, визначення недоліків і резервів модернізації.

5.3. Вибір матеріалів і технологій для зменшення маси крила.

5.4. Оптимізація аеродинамічного профілю крила.

5.5. Розробка удосконаленої технології складання крила.

5.6. Розробка рекомендацій щодо впровадження оновленої конструкції крила у виробництво.

5.7. Підготовка стартап-проєкту для реалізації результатів модернізації.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу:

6.1. Огляд аналогів та збір статистичних даних.

6.2. Схема існуючої конструкції крила літака Ан-140.

6.3. Теоретичне креслення крила після модернізації.

6.4. Розрахунки на міцність модернізованого крила.

6.5. Кресленик загального вигляду модернізованого крила.

6.6. Схема технологічного процесу складання крила з урахуванням автоматизації.

7. Орієнтовний перелік публікацій:

7.1. Стаття у фаховому виданні

7.2. Доповідь на науково-технічній конференції.

8. Дата видачі завдання: _____

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської	Примітка
-------	---	---------------------------------------	----------

		дисертації	
1.	Огляд аналогів та збір статистичних даних	до 15.12.2024р	
2.	Аналіз конструкції крила літака Ан-140	до 01.02.2025р	
3.	Вибір матеріалів та технологій	до 21.04.2025р	
4.	Оптимізація профілю та геометрії крила	до 03.06.2025р	
5.	Розробка удосконаленої технології складання	до 20.10.2025р	
6.	Розрахунок аеродинамічних характеристик	до 27.11.2025р	
7.	Порівняльний аналіз та оптимізація	до 05.12.2025р	
8.	Розробка стартап-проекту	до 15.12.2025р	
9.	Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів. Попередній захист	до 05.12.2025	
10.	Доопрацювання матеріалів дисертації. Перевірка на плагіат	до 15.12.2025р	

Студент _____

Сергій Сенькін

Науковий керівник _____

Дмитро КОНОТОП

РЕФЕРАТ

Дипломний проєкт: «Модернізація конструкції крила та технології його складання на прикладі літака Ан-140», 91 сторінки, 16 ілюстрацій, 5 таблиць, 9 посилань, 0 додатків.

Актуальність теми дослідження. Регіональна авіація відіграє важливу роль у забезпеченні транспортної доступності, особливо у віддалених районах, де авіаційний транспорт часто є єдиним засобом швидкісного сполучення. У сучасних умовах стрімкого розвитку авіаційних технологій підвищується потреба в оптимізації масових характеристик, підвищенні паливної економічності та зниженні собівартості експлуатації повітряних суден. Літак Ан-140, який має значний експлуатаційний потенціал, характеризується традиційною металевою конструкцією крила, що поступається сучасним світовим тенденціям. Аналіз показує, що у порівнянні з літаками ATR-72 та DHC-8 Q400, Ан-140 має більшу трудомісткість виготовлення та менший рівень автоматизації виробничих процесів. Тому модернізація конструкції крила та вдосконалення технології його складання є актуальним науково-практичним завданням.

Метою дослідження є розроблення удосконаленої конструкції крила літака Ан-140 з використанням сучасних матеріалів і технологій та формування раціональної технології складання консолі крила.

Для досягнення мети вирішено такі завдання:

- провести аналіз конструкції літака Ан-140 та його крила, визначити технологічні обмеження та недоліки традиційної схеми складання;
- виконати розрахунок силових елементів крила та оцінити можливість зниження маси шляхом застосування композитних тришарових панелей зі стільниковим заповнювачем;
- розробити технологічну схему складання консолі крила та визначити найбільш ефективні методи збирання;

– виконати ваговий аналіз базового та модернізованого варіантів панелей, оцінити ефективність запропонованих рішень.

Об’єкт дослідження — конструкція крила літака Ан-140.

Предмет дослідження — процес модернізації силової конструкції та технології складання консолі крила.

Наукова новизна отриманих результатів полягає у такому:

- запропоновано використання тришарових панелей зі стільниковим заповнювачем для заміни монолітних обшивок, що дозволяє зменшити масу конструкції до 30–35% при збереженні міцності та жорсткості;
- виконано порівняльний розрахунок стійкості та навантажувальної здатності монолітних, збірних та тришарових панелей крила;
- розроблено оптимізовану технологічну схему складання консолі, що дозволяє знизити трудомісткість за рахунок паралельного збирання агрегатів та раціонального використання складальної оснастки;
- визначено особливості конструктивно-технологічного членування, які забезпечують підвищення рівня автоматизації та спрощення контролю якості.

Практичне значення роботи полягає у тому, що:

- застосування тришарових панелей дозволяє зменшити масу крила на 36–40 кг на одну консоль, що сприяє зниженню експлуатаційних витрат та підвищенню економічності літака;
- оптимізована схема складання забезпечує скорочення виробничого циклу та підвищення взаємозамінності елементів;
- результати можуть бути застосовані авіабудівними підприємствами України під час модернізації виробничих технологій та відновлення серійного виготовлення Ан-140;
- матеріали дипломного проєкту можуть бути використані у навчальному процесі при підготовці фахівців з авіабудування.

Апробація результатів дослідження здійснена під час виступів на студентських науково-практичних конференціях, зокрема «Авіа-ракетобудування: перспективи та напрями розвитку», 2024–2025 рр.

Ключові слова: Ан-140, крило, консоль, тришарова панель, стільниковий заповнювач, технологія складання, модернізація, композити.

ABSTRACT

Diploma project: Modernization of wing design and assembly technology using the An-140 aircraft as an example”, 91 pages, 16 illustrations, 5 tables, 9 references, 0 appendices.

Relevance.

Regional air transportation is a key component of the global transport system, especially in areas with limited ground infrastructure. The An-140 regional turboprop aircraft has proven to be efficient and reliable; however, its wing design is based on traditional metal structures with a high share of manual riveting, limited use of composites, and low production modularity. Compared to modern competitors such as ATR-72 and DHC-8 Q400, the An-140 demonstrates higher labor intensity and lower manufacturing productivity, which necessitates modernization of both its structural components and assembly technologies.

The purpose of the research is to develop an improved design of the An-140 wing using modern materials and to optimize the technological process of assembling the wing console.

The main tasks include:

- analysis of the structural and technological features of the An-140 wing;
- strength calculations and development of lightweight composite honeycomb sandwich panels;
- creation of a rational assembly scheme for the wing console;
- comparative weight analysis of baseline and modified wing panels.

Object of study — the wing of the An-140 aircraft.

Subject of study — modernization of its structural layout and assembly technology.

Scientific novelty:

- a methodology for replacing monolithic skin panels with honeycomb sandwich structures is proposed, demonstrating mass reduction up to 30–35% while maintaining strength and stiffness;

- comparative calculations for monolithic, built-up, and sandwich panels are performed to determine optimal geometric and strength parameters;
- an improved assembly process is developed, enabling parallel assembly operations and reducing the production cycle;
- constructive and technological partitioning principles are substantiated to enhance manufacturability and automation of assembly processes.

Practical significance:

- the use of sandwich panels reduces the mass of one wing console by approximately 36–40 kg, improving aircraft performance and decreasing operating costs;
- optimized assembly methods increase interchangeability and simplify quality control;
- the obtained results can be implemented in aircraft manufacturing enterprises of Ukraine to modernize production of the An-140 wing;
- the materials are suitable for educational purposes in the field of aircraft engineering and structural design.

Research results were presented at student scientific and practical conferences in 2024–2025.

Keywords: An-140, wing console, sandwich panel, honeycomb core, assembly technology, modernization, composite materials.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ	11
ВСТУП.....	12
РОЗДІЛ 1. Технічний опис та конструктивно - технологічний аналіз базової конструкції консолей крила.....	15
1.1. Загальні відомості про конструкцію регіонального літака і його конструктивно - силова схема	15
1.2. Конструктивно-технологічне членування ВЧК	17
1.3 Технологічні особливості конструкції літака і крила	19
1.4 Технологічні особливості конструкції крила	20
1.5. Висновки по розділу	25
РОЗДІЛ 2. РОЗРАХУНКОВА ЧАСТИНА.....	27
2.1 Проектувальний розрахунок крила на міцність	27
2.2 Розподіл повітряної навантаження по довжині крила	28
2.3. Висновок по розділу.....	33
РОЗДІЛ 3. РОЗРОБКА МОДИФІКАЦІЇ КРИЛА ПАСАЖИРСЬКОГО РЕГІОНАЛЬНОГО ЛІТАКА	36
3.1 Особливості тришарових панелей зі стільниковим заповнювачем	36
3.2 Розрахунок монолітної панелі	37
3.3 Розрахунок тришарової панелі.....	39
3.4 Проектування збірної панелі	42
3.5. Ваговий аналіз конструктивних рішень	44
3.6. Технічні умови на виготовлення консолі крила	46
3.7. Оцінка технологічності консолі крила	47
3.8. Висновки по розділу	48
РОЗДІЛ 4. ТЕХНОЛОГІЧНА ЧАСТИНА.....	52
4.1. Розробка схеми складання та методи складання консолі крила.....	52
4.1.1 Розробка схеми складання.....	52

					<i>АЛ4107мп.10.00.00.00 ПЗ</i>			
					Модернізація конструкції крила та технології його складання на прикладі літака Ан-140			
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата		Арк.	Маса	Масштаб
Розроб.		Сенькін С.А.						
Перевір.		Конотоп Д.І.						
Т. Контр.								
Реценз.								
						Арк. 9	Арк. 91	9
Н. Контр.					<i>КПІ ім. Ігоря Сікорського</i>			
Затвердив		Лук'янов П.В.			<i>Каф. АРБ Гр. АЛ-41мп</i>			

4.1.2	Методи складання проєктованих консолей крила	54
4.1.5	Розробка схеми ув'язування складальної оснастки ВЧК	57
4.1.6	Засоби і методи забезпечення взаємозамінності	61
4.1.7	Розрахунок точності виконання обводу консолі крила	63
4.2.	Нормування маршрутно-операційних технологічних процесів складання консолі крила	66
4.3	Обґрунтування автоматизації та механізації для засобів ведення складального процесу.....	68
4.4	Розробка укрупненого технологічного процесу для вхідної складальної нервюри №6	72
4.5.	Розробка схеми базування при складанні агрегату	73
4.6.	Характеристика об'єкта, методи і засоби контролю якості	74
4.7.	Комплексна система управління якості продукції	76
4.8.	Висновки по розділу	79
РОЗДІЛ 5. РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЄКТУ		82
5.1.	Опис стартапу та його ідеї.....	82
5.2.	Технологічний аудит ідеї розробленого проєкту	83
5.3.	Аналіз ринкових можливостей реалізації та запуску проєкту	84
5.4.	SWOT-аналіз проєкту.....	85
5.5.	Розробка стратегії для виведення механізму на ринок збуту	85
5.6.	Розробка рекламної кампанії та маркетингової складової стартапу.	86
5.7.	Висновки по розділу	86
ВИСНОВКИ НА ОСНОВІ РЕЗУЛЬТАТІВ МАГІСТЕРСЬКОЇ ДЕСЕРТАЦІЇ.....		87
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ.....		91

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

ВЧК — від’ємна частина крила.

КЧК — консольна частина крила.

ЦЧК — центральна частина крила.

КФО — контрольна фіксуюча опора.

ЗПС — злітно-посадкова смуга.

ПС — повітряне судно.

ЛА — літальний апарат.

ТІ — технологічна інструкція.

ПІ — пояснювальна інструкція.

ВСТУП

Пасажи́рські авіаперевезення посідають важливе місце у глобальній транспортній інфраструктурі, забезпечуючи швидке, надійне й ефективне переміщення людей та вантажів між регіонами та континентами. У сучасних умовах інтеграції світових економік, зростання мобільності населення та розвитку міжнародних зв'язків авіаційний транспорт виступає одним із ключових елементів сталого розвитку. Тому збільшення обсягів пасажирських перевезень та підвищення ефективності авіаперевізників є пріоритетними завданнями для більшості країн світу.

Високі темпи розвитку авіаційної галузі можуть бути забезпечені лише за умови наявності технологічно сучасного парку літаків цивільної авіації, який відповідає міжнародним нормам льотної придатності, безпеки, екологічності та комфорту. Постійна модернізація авіаційної техніки, впровадження нових інженерних рішень та вдосконалення виробничих технологій сприяють підвищенню надійності, ресурсу й експлуатаційних можливостей повітряних суден.

Збільшення вантажопідйомності, підвищення крейсерської швидкості та дальності польоту, оптимізація ресурсу конструктивних елементів, а також покращення економічних показників експлуатації — це комплекс завдань, вирішення яких має безпосередній вплив на конкурентоздатність авіаперевізників і загальну ефективність авіатранспортної системи. Особливої важливості набуває розвиток авіації у віддалених регіонах світу, де відсутня або недостатньо розвинена залізнична та автомобільна інфраструктура. У таких умовах авіація часто є єдиним засобом транспортування пасажирів, вантажів та забезпечення оперативних логістичних зв'язків.

Окремої уваги потребує сучасна проблема підвищення вартості паливно-енергетичних ресурсів, що значно впливає на економіку авіаційних перевезень. На тлі постійного зростання потреб у пасажирських і вантажних перевезеннях особливо актуальним є підвищення паливної економічності авіадвигунів, зниження маси конструкцій, удосконалення аеродинамічних форм, зменшення опору та впровадження легких і міцних матеріалів. Ці заходи дають можливість

скоротити експлуатаційні витрати, підвищити екологічність та забезпечити конкурентоспроможність авіатехніки.

Важливу роль авіація відіграє й у військовому секторі, виконуючи вантажопасажирські та спеціалізовані перевезення. Це висуває додаткові вимоги до універсальності, надійності, швидкості переобладнання та адаптації літаків до різних умов експлуатації. Відтак конструкції сучасних літальних апаратів повинні враховувати можливість багатоцільового використання.

Для аналізу конкурентоспроможності Ан-140 (рис. 1) було обрано два сучасні регіональні турбогвинтові літаки, які активно експлуатуються у світі та представляють найпоширеніший сегмент цього класу.



Рисунок 1 - Літак Ан-140

ATR 72 (рис. 2) — французько-італійський 74-місний турбогвинтовий літак, що широко використовується на регіональних маршрутах. Його конструкція базується на модульному принципі складання з широким застосуванням композиційних матеріалів. Такий підхід дозволяє зменшити масу, підвищити корозійну стійкість та скоротити трудомісткість виробництва.

DHC-8 Q400 (Bombardier Dash-8 Q400) (рис.3)— канадський турбогвинтовий літак (рис. 3), який вирізняється високим рівнем автоматизації виробництва, зокрема застосуванням автоматизованих систем клепаання та роботизованого складання. Літак відомий також підвищеною крейсерською швидкістю та економічністю, що робить його одним з найефективніших у своєму класі.



Рисунок 2 – Літак ATR 72



Рисунок 3 – Літак DHC-8 Q400 (Bombardier Dash-8 Q400)

У цьому дипломному проєкті передбачено розроблення сучасної технології складання консолі крила на базі літака Ан-140, який зарекомендував себе як надійне та економічне повітряне судно для регіональних перевезень. Додатково буде запропоновано конструктивну модифікацію крила, спрямовану на покращення аеродинамічних характеристик, підвищення міцності та зниження маси. Результати роботи можуть бути використані на підприємствах авіабудування для вдосконалення технологічних процесів, модернізації існуючих конструкцій та підвищення ефективності експлуатації літаків у цивільному та військовому секторах.

РОЗДІЛ 1. Технічний опис та конструктивно - технологічний аналіз базової конструкції консолей крила

1.1. Загальні відомості про конструкцію регіонального літака і його конструктивно - силова схема

Ан-140 — це регіональний пасажирський турбогвинтовий літак, побудований за схемою високоплана з однокільовим хвостовим оперенням. У конструкції літака використано близько 15–20% композиційних матеріалів, що дозволило зменшити масу та підвищити корозійну стійкість, тоді як основу планера становлять алюмінієві сплави високої міцності. Завдяки вдалому поєднанню аеродинамічної схеми, легких матеріалів та сучасних силових установок літак демонструє високі злітно-посадкові характеристики.

Ан-140 оснащений двома турбогвинтовими двигунами ТВ3-117ВМА-СБМ1, які забезпечують високу паливну економічність та надійну роботу в широкому діапазоні кліматичних умов — від арктичних до пустельних. Конструкція крила з високою аеродинамічною якістю дозволяє літаку злітати з коротких та недостатньо підготовлених смуг довжиною 800–1000 м, що робить його придатним для експлуатації на регіональних аеродромах та майданчиках з обмеженою інфраструктурою.

- Літак призначений для виконання широкого спектра завдань:
- регулярні пасажирські авіап перевезення на регіональних лініях;
- транспортування вантажів або комбінованих вантажопасажирських перевезень;
- перевезення вахтових бригад, медичної евакуації чи спеціалізованих місій; забезпечення сполучення між віддаленими населеними пунктами, у тому числі з обмеженими злітно-посадковими умовами.

Завдяки оптимальному поєднанню паливної ефективності, високої надійності та здатності працювати в складних умовах, Ан-140 є універсальним літаком для експлуатації на місцевих і регіональних авіалініях, а також для виконання спеціалізованих завдань у цивільному та військовому секторах.

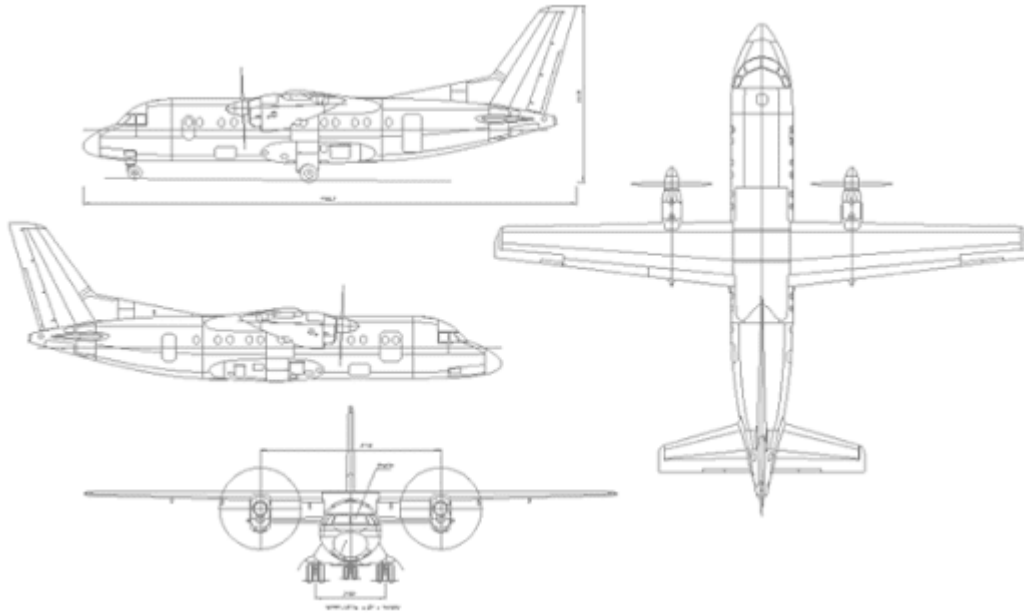


Рисунок 4 - Загальний вигляд ВТЛ Ан-140

Регіональний літак — це порівняно невелике повітряне судно, розраховане на перевезення приблизно 30–100 пасажирів на маршрутах «точка-точка», які зазвичай проходять у межах однієї країни або окремого її регіону. Літаки цього класу активно використовуються регіональними підрозділами великих, у тому числі міжнародних авіакомпаній, а також для місцевих вантажних перевезень та транспортування військових підрозділів.

Регіональні літаки ефективно працюють на коротких злітно-посадкових смугах, у тому числі ґрунтових аеродромах, та здатні експлуатуватися в широкому діапазоні кліматичних умов.

У параметри, закладені в базову концепцію обраного для дипломного проекту літака, входять:

- можливість роботи на коротких ЗПС і ґрунтових аеродромах;
- відповідність міжнародним авіаційним нормам;
- здатність виконувати пасажирські та вантажопасажирські перевезення;
- компактність конструкції;
- можливість автономної експлуатації без розвиненої аеродромної інфраструктури;
- низький рівень експлуатаційних і технічних витрат;
- доступна вартість;
- наявність багажного відсіку збільшеного об'єму у хвостовій частині;

- можливість встановлення як вітчизняного, так і зарубіжного обладнання та силових установок.

Літаки регіонального класу можуть виконуватися в декількох основних варіантах:

- пасажирський;
- вантажний;
- адміністративний (для авіації бізнес-класу);
- спеціального призначення — для лісової та рибної розвідки, патрулювання, геологорозвідки та інших завдань.

Схема базового літака (рис. 4) — високоплан, що підвищує захищеність двигунів і конструкції крила від пошкоджень сторонніми предметами під час роботи на непередбачуваних ЗПС.

Крило є вільнонесучим, малої стрілоподібності. За конструктивно-силовою схемою це кесонне крило, що найбільш повно відповідає вимогам міцності та технологічності. Кесонна конструкція забезпечує ефективне використання матеріалу в поперечному перерізі для сприймання згинальних моментів. Таке крило відрізняється високою жорсткістю, оптимальною аеродинамічною формою та рівномірним розподілом навантажень між усіма елементами конструкції.

1.2. Конструктивно-технологічне членування ВЧК

Сучасний досвід проектування та виробництва літаків свідчить, що правильне членування конструкції на агрегати, відсіки, панелі та вузли забезпечує такі переваги:

- а) поділ і спеціалізацію праці на етапах проектування та виготовлення, що сприяє скороченню термінів випуску агрегатів і підвищенню їхньої якості;
- б) можливість застосування паралельних схем складання, що істотно скорочує виробничий цикл;
- в) ширше використання механізації та автоматизації складальних робіт, що підвищує продуктивність праці;
- г) полегшення проведення ремонту та технічного обслуговування літака.

Під час членування конструкції застосовують конструктивні, технологічні та експлуатаційні роз'єми, які обирають з урахуванням таких вимог:

- забезпечення можливості паралельного складання вузлів і панелей для розширення фронту робіт і скорочення циклу складання;
- створення доступу до агрегатів паливної та дренажної систем, а також до систем централізованої заправки паливом кесон-бака;
- можливість використання стапелів спрощеної конструкції для складання вузлів і панелей;
- максимальне застосування пресової клепки в заклепувально-збірних вузлах;
- механізація обробки отворів і встановлення болтів із пружнопластичним натягом.

З огляду на наведені міркування, ВЧК розділено на окремі конструктивні одиниці та технологічні підзбірки, що наведені на рисунку 5.

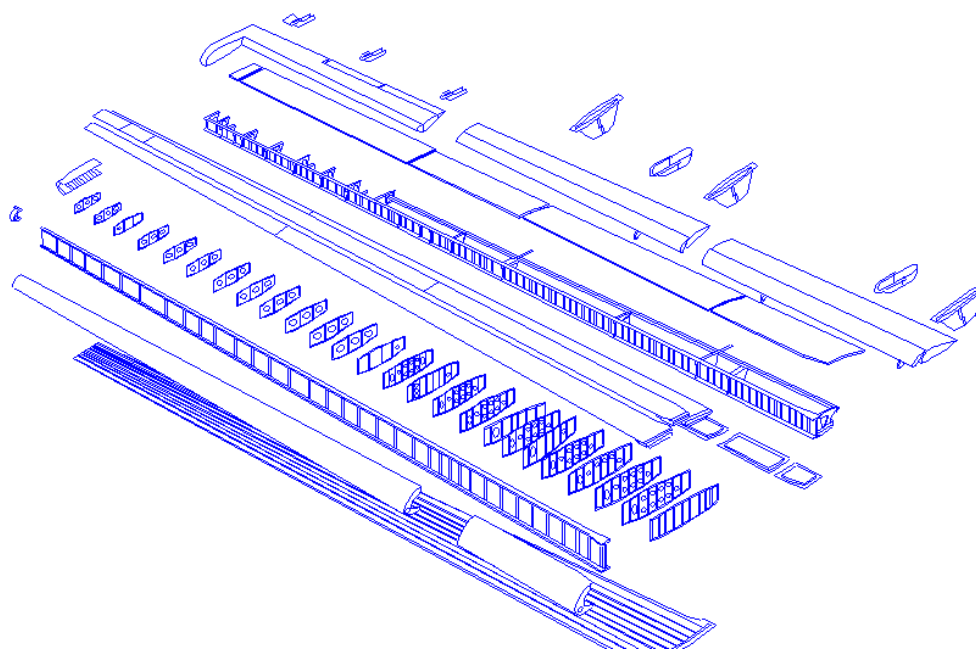


Рисунок 5 - Схема членування крила

Прийняте конструктивно-технологічне членування крила забезпечує низку важливих переваг, що визначають ефективність процесів виготовлення та складання. Зокрема, воно дозволяє:

- комплексно механізувати й автоматизувати складальні операції, що підвищує стабільність якості й знижує трудомісткість;
- створити оптимальні умови для контролю якості, забезпечивши доступність контрольних точок і можливість застосування вимірювального обладнання;

- розширити фронт робіт, оскільки паралельне складання окремих вузлів і секцій скорочує загальний час виготовлення;
- зменшити виробничий цикл складання, завдяки чіткій послідовності й незалежності окремих етапів;
 - полегшити транспортування вузлів, секцій, відсіків та консолей в цілому, що важливо як на етапах виробництва, так і під час технічного обслуговування.

Оснащення, призначене для складання вузлів і панелей, повинно розроблятися у вигляді стаціонарних і пересувних металевих пристосувань, що містять базово-фіксуючі елементи — ложементи, рубильники, упори, калібри, а також стандартні механізми притиску та фіксації. Такі пристосування мають гарантувати високу точність взаємного розташування деталей, жорсткість фіксації та надійність під час виконання технологічних операцій.

Оснащення повинно бути ергономічно продуманим: забезпечувати зручний доступ до всіх елементів конструкції, бути простим у налаштуванні й технічному обслуговуванні. Для зниження металоємності та собівартості складальної оснастки широко застосовують систему установочно-фіксуючих отворів, що дозволяє уніфікувати пристосування і скоротити обсяг спеціального обладнання.

До стапеля складання крила надходять попередньо виготовлені й зібрані лонжерони, нервюри, панелі, а також носові й хвостові частини крила. Усі агрегати механізації встановлюються на етапі нестاپельного складання, що дає змогу зменшити складність основного стапельного процесу та забезпечити точність їх монтажу.

1.3 Технологічні особливості конструкції літака і крила

Конструкція літака Ан-140 за своїми конструктивно-технологічними ознаками має високу спадкоємність порівняно з попередніми моделями ДП «Антонов», такими як Ан-24 та Ан-72, а також є основою для літаків наступного покоління — Ан-148, Ан-158 та Ан-178. Така спадковість дозволяє використовувати вже відпрацьовані технологічні рішення, підвищувати надійність вузлів і скорочувати собівартість виробництва.

У конструкції літака застосовуються традиційні герметизуючі та антикорозійні матеріали, серед яких:

- герметики У30МЕС-5М, ВМТЕФ-1НГ;
- заповнювач ВЗ-27М;
- ґрунтовки ЕП-0214, ЕП-0215;
- емаль ЕП-140;
- протикорозійний засіб НГ-222.

Використання цих матеріалів забезпечує сумісність з існуючим технологічним обладнанням і дозволяє застосовувати традиційні методи механізації збирання та обробки.

1.4 Технологічні особливості конструкції крила

Основними технологічними особливостями конструкції крила Ан-140 є:

Нероз'ємність крила за розмахом, при цьому наявний технологічний фланцевий стик між центральною частиною крила (ЦЧК) та консолями (КЧК).

Відокремлювані панелі на ЦЧК і КЧК, а також люки в нижніх панелях для забезпечення монтажу та демонтажу паливних агрегатів.

Панелі консолей мають збірно-клепану конструкцію.

Лонжерони виконані також у вигляді збірно-клепаних вузлів (пояси — сплав 1973Т2, стояки — пресований профіль 1161Т, стінка — Д16Т).

Вузли навішування рами силової установки виготовлені зі сталі 30ХГСНА, силові кронштейни — зі сплаву 1933Т2.

Хвостова частина крила, закрилки та елерони виконані з комбінації алюмінієвих та композиційних матеріалів.

Болтові з'єднання виконані переважно з використанням титанових сплавів ВТ-16, що забезпечує високу міцність та корозійну стійкість.

Конструкція крила передбачає виділення окремих секцій — панелей, лонжеронів з носовою та хвостовою частинами, а також набору нервюр. Остаточне складання консолей крила виконується у стапелі на основі контрольних фіксуєчих опор (КФО), закладених у нервюри та лонжерони. Під час складання застосовуються як ручні, так і вбудовані механізовані пристрої, що забезпечує точність збірки та стабільність геометрії.

Рівень взаємозамінності елементів крила відповідно до конструктивно-технологічних рішень сімейства літаків типу Ан становить понад 80%, що значно спрощує виробництво й ремонт.

Порівняно з літаками Ан-72 та Ан-74, у конструкції Ан-140 (рис.6) використання титанових сплавів і композиційних матеріалів було зменшено, що дозволило суттєво знизити трудомісткість та собівартість виготовлення конструктивних елементів.

У рамках цього проєкту пропонується замінити частину алюмінієвих панелей на композитні, що дозволить:

- зменшити масу крила;
- знизити витрати на експлуатацію;
- підвищити ресурс конструкції; підвищити економічність літака, що зробить його більш привабливим для експлуатантів.

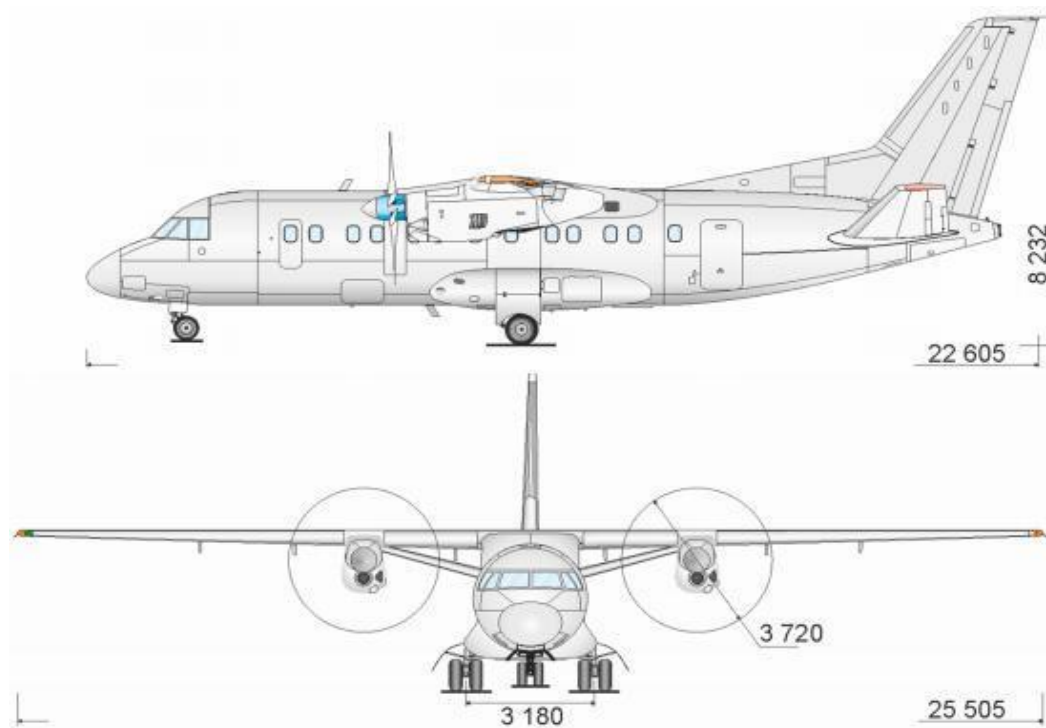


Рисунок 6 – Загальний вид літака

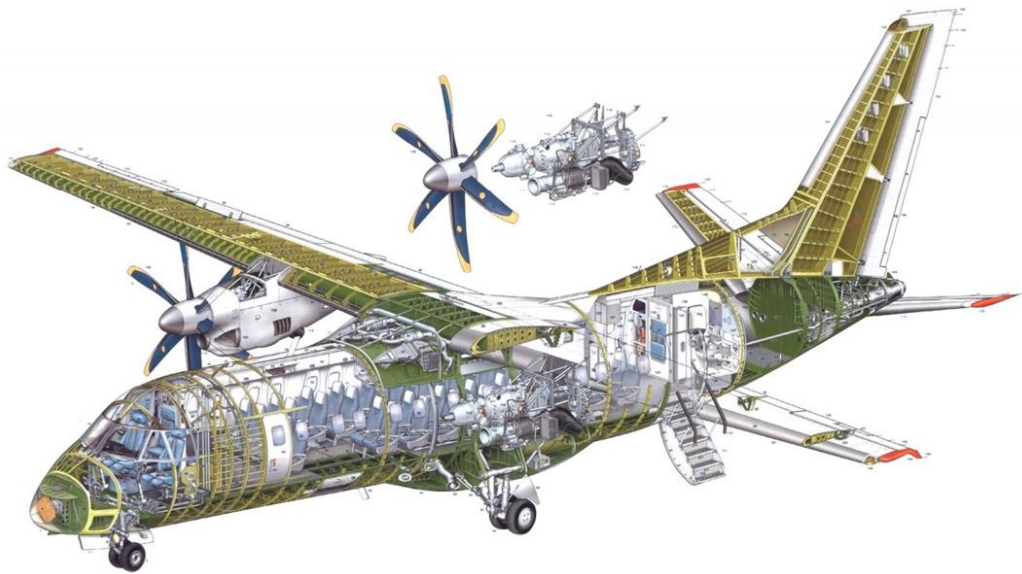


Рисунок 7 – Компоновка регіональних літаків

Основний силовий каркас крила (рис.7) складається з центральної частини та консольної частини (КЧК). Консоль має трапецієподібну форму в плані та включає три основні елементи: силовий кесон, носову частину та хвостовий відсік. Кесон КЧК — це міжлонжеронна герметична частина, що складається з поздовжнього та поперечного наборів і двох лонжеронів. Максимальні габарити кесона становлять $10500 \times 1470 \times 495$ мм.

Поперечний набір

Поперечний набір включає рядові та силові нервюри — усього 25 нервюр (№3–27).

Конструктивно нервюри складаються зі стінок, верхніх і нижніх поясів та стояків, які кріпляться до панелей і стрингерів за допомогою книць-компенсаторів і стрингерних книць. Розміщуються вони перпендикулярно середній площині крила, паралельно осі симетрії літака.

Герметичними є нервюри №3, 13, 15 та 25, при цьому між нервюрами №13 і 15 розташований паливний бак.

Поздовжній набір

Поздовжній набір складається з двох збірно-клепаних лонжеронів та верхньої і нижньої панелей.

Перший і другий лонжерони включають:

- верхній пояс — В95ПЧТ2;
- нижній пояс — 1163АТ;
- стінку — 1163АТ;
- стояки — Д16Т;
- кронштейни — 1933Т2.

На першому лонжероні по нервюрах №8, 9, 10 і на нижній панелі розміщені вузли навішування ферми кріплення двигуна. На другому лонжероні по нервюрах №4, 9, 13, 18, 21, 23 та 26 встановлені кронштейни механізмів кріплення закрилків і елеронів.

Верхня панель

Верхня панель має збірно-клепану конструкцію та складається з трьох фрезерованих панелей зі стрингерами, виготовлених із сплаву В95ПЧТ2.

Перша й третя панелі мають поперечний стик по нервюрі №18, що ділить їх на секції (№3–18 та №18–27). Стрингери виконані зі стиком по нервюрі №24, довжина досягає 9600 мм.

На нервюрі №3 розміщується профіль роз'єму, що складається з трьох частин (матеріал — В95ПЧТ2).

Середня панель є знімною і складається з чотирьох частин зі стиками по нервюрах №13, 24 та 25.

Нижня панель

Нижня панель (1163АТВ) виконана у вигляді однієї збірно-клепаної панелі між першим і другим лонжеронами, фрезерованої з листа зі стрингерами, має стик по нервюрі №18, виконаний через підкладну накладку.

На нижній панелі розташовані овальні люки для доступу до паливних насосів. Стрингери мають стик по нервюрі №24, матеріал — 1163АТ.

На нервюрі №3 встановлюється профіль роз'єму з п'яти частин. У ньому виконані стикувальні отвори й циліндричні колодязі для стикувальних болтів. Площина роз'єму, розташована по нервюрі №3, є паралельною до осі симетрії літака.

Кесон КЧК є закінченим герметичним відсіком, і нервюра №3 входить до його складу.

Носова частина крила

Носова частина складається з кореневої та кінцевої секцій. Коренева носова частина (нервюри №3–8)

Не знімається. Складається з аеродинамічного обводу кесона, закріпленого на ньому та підкріпленого клепанними нервюрами, і двох нижніх відкидних панелей клеєної конструкції.

Кінцева носова частина (нервюри №10–27). Також незнімна. Оснащена системою протиобледеніння повітряно-теплового типу.

Включає:

- обвід, закріплений на кесоні;
- клепані нервюри;
- стінку теплової камери;
- чотири нижні від'ємні клеєні панелі.

Обвід виконано у вигляді конструкції з гофрами, що забезпечують подачу та рівномірний розподіл гарячого повітря.

Хвостовий відсік крила

Хвостова частина (нервюри №3–27) включає:

- верхні та нижні тришарові композиційні панелі;
- каркас із поздовжніх балок;
- закрилки;
- елерони;
- законцівки.

Нижні панелі в хвостовій частині виконані знімними, на замках, що забезпечує доступ до внутрішніх агрегатів.

Закрилки — збірно-клепаної одно лонжеронної конструкції, дефлектор композитний.

Елерони мають три точки опори, рогову й осьову компенсацію та розташовані від нервюри №21 до законцівки, обладнані сервокомпенсатором.

Стикування центроплана та консолей

Центральна частина крила та КЧК збираються в окремих стапелях і стикуються по нервюрі №3.

Кількість та діаметри болтів стику:

- верхня панель — 26 болтів Ø15 мм;
- нижня панель — 24 болти Ø17 мм;
- перший лонжерон — 1-й та 11-й болти Ø10 мм, решта Ø8 мм;
- другий лонжерон — 1-й та 9-й болти Ø10 мм, решта Ø8 мм.

Заклепувальні з'єднання включають звичайні та високо ресурсні заклепки.

Технологічні особливості виготовлення

Обшивка панелей виконується методом хімічного фрезерування, що зменшує масу ВЧК.

Застосування монолітних панелей підвищує опір втомі та покращує аеродинамічну якість за рахунок зменшення кількості отворів і підвищення гладкості обводів.

Вхідні деталі консолей можуть виготовлятися на високопродуктивних верстатах із ЧПУ, що підвищує точність та технологічність виробництва.

Ескіз КЧК показано на рисунку 6.

1.5. Висновки по розділу

В результаті проведеного аналізу встановлено, що Ан-140 є представником сучасного класу регіональних турбогвинтових літаків, який поєднує у собі перевірені конструктивні рішення та адаптованість до експлуатації в широкому діапазоні умов. Схема високоплана, кесонна конструкція крила та застосування традиційних алюмінієвих сплавів забезпечують високий рівень міцності, надійності та ремонтпридатності літака. Водночас використання композиційних матеріалів обмежене, що суттєво впливає на масові характеристики та технологічність виробництва.

Детальний розгляд конструкції крила Ан-140 показав, що воно має достатній запас міцності, ефективну компоновку силових елементів та можливість збирання у вигляді окремих секцій. Проте значна частка ручних клепаних операцій, складність стикових вузлів і відсутність модульності збільшують трудомісткість виготовлення та час складання. Наявність герметичних відсіків і розвиненої системи протиобледеніння підтверджує

придатність літака до експлуатації у важких кліматичних зонах, що є суттєвою перевагою.

Порівняння Ан-140 з провідними конкурентами — ATR 72 та DHC-8 Q400 — показало, що сучасні світові виробники активно переходять до модульного складання, широкого застосування композитів та автоматизації технологічних процесів. Ці фактори дозволяють зменшувати собівартість виробництва, масу конструкції та підвищувати паливну ефективність. На цьому фоні Ан-140 характеризується вищою трудомісткістю виготовлення та меншою швидкістю виробничого циклу.

Разом із тим конструкція літака залишається технологічно перспективною для модернізації. Заміна частини алюмінієвих панелей на композитні, автоматизація процесів клепаання, а також оптимізація силової схеми крила можуть суттєво покращити експлуатаційні та економічні показники літака. Це дозволить підвищити конкурентоспроможність Ан-140 на міжнародному ринку регіональних літаків.

Таким чином, проведений аналіз підтверджує доцільність стратегічної модернізації конструкції крила Ан-140, що є важливим кроком до зниження маси, підвищення економічності та скорочення витрат на виробництво й експлуатацію літака. отримані результати створюють підґрунтя для розробки нової технології складання, що буде розглянуто у наступних розділах.

РОЗДІЛ 2. РОЗРАХУНКОВА ЧАСТИНА

2.1 Проектувальний розрахунок крила на міцність

Таблиця 1 – Дані для проектувального розрахунку

M₀, кг.	M_{дв}, кг.	L_{кр}, м.	C_{пр}, %	S_{кр}, м²	λ_{кр}	M_т, кг.	G₀, кН	G_т, кН	G_{дв}, кН
19025	382,5	24,32	12....16	55	10,75	4000	186,445	39,2	3,75

Кінцева площа кесона $S_a=0,07 \text{ м}^2$;

Коренева площа кесона $S_0=0,47 \text{ м}^2$

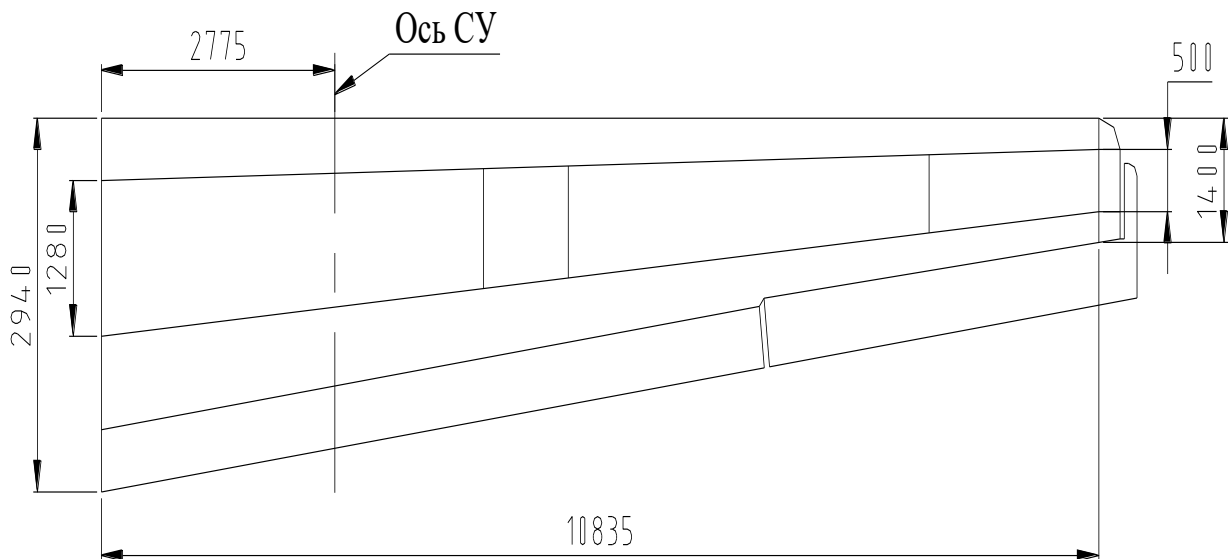


Рисунок 8 - Ескіз консолі крила

За формулами 1 виконуємо розрахунок маси та центра ваги секцій-баків.

$$G_{i,i+1} = 1/3 \gamma h (S_i + S_{i+1} + \sqrt{S_i S_{i+1}})$$

де $\gamma = 8 \text{ кН/м}^3$

$$z_{у.м.i,i+1} = 1/4h \frac{S_i + 3S_{i+1} + 2\sqrt{S_i S_{i+1}}}{S_i + S_{i+1} + \sqrt{S_i S_{i+1}}}$$

де: S_i – площа більшого підстави;

S_{i+1} - площа меншого;

h - висота.

Розділимо крило на перетину.

Результати розрахунку зведемо в таблицю 2:

Таблиця 2 – Розрахунок ваги і центру тяжіння секцій-баків по перетинах

№пер.	0-1	1-2	2-3	3-4	4-5	5-6	6-7	7-8	8-9
S_i	0,47	0,386	0,318	0,249	0,195	0,166	0,127	0,106	0,076
S_{i+1}	0,386	0,318	0,249	0,195	0,166	0,127	0,106	0,076	0,07
h_i	0,494	0,452	0,384	0,354	0,315	0,284	0,247	0,209	0,178
$G_{i,i+1}$	1,389	3,321	3,492	—	1,397	1,144	0,916	0,722	—
$Z_{ц.т.i,i+1}$	0,65	0,6	0,729	—	0,458	0,449	0,456	0,444	—
h_i, m	1,344	1,165	1,523	0,896	0,941	0,941	0,941	0,941	1,783

$$\sum G_{i,i+1} = 15,328 \text{ кН}$$

2.2 Розподіл повітряної навантаження по довжині крила

По розмаху крила навантаження g_i^e розподіляється по закону відносної циркуляції:

$$g_i^a = \frac{n^d G}{L} \tilde{A}, \text{ де}$$

$n^p = n^s f$ – розрахункове навантаження;

$n^s = 3.0$ – експлуатаційне навантаження;

$$n^p = 1.5 * 3 = 4.5;$$

$$G = 186,445 \text{ кН};$$

$$L = 24.32 \text{ м};$$

Γ -циркуляція;

$$g_i^e = \frac{4.5 \cdot 186.445}{24.32} \cdot \Gamma = 34,5 \Gamma \text{ кН}$$

Не враховуючи крутку і $f_{кр}$ визначимо звуження $\eta = 2.1$

Погонну масу крила визначимо за формулою:

$$\frac{G_{кр}}{2} = \frac{g_1}{2} l_0$$

У наближених розрахунках можна вважати, що погонна навантаження масових сил крила пропорційно хордам. Тоді відповідно до формул:

$$g_y^{кр}(Z) = \frac{n^p \cdot G_{np}}{S} \cdot b(Z),$$

де $b(Z)$ – хорда крила;

$$g_y^{кр}(Z) = \frac{4.5 \cdot 16.17}{55} \cdot b(Z) = 1.323 \cdot b(Z) \text{ кН/м};$$

Знаходимо складові сумарної погонного навантаження на крило по формулі:

$$g_i = g_y^e - g_\delta^{кр};$$

Розподіл поперечних сил і згинальних моментів за розмахом крила знаходимо за формулами:

$$\Delta Q_i = (g_i + g_{i-1}) \frac{\Delta Z_i}{2};$$

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

$$i = 8.76 \quad Q_a = 0;$$

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

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

$$i = 8.76 \quad M_a = 0;$$

Перевірка:

$$Q_{корн}^{\Sigma} = n^p \cdot \frac{1}{2} (G_0 - G_{кр}) = 4.5 \cdot 1/2 \cdot (186,445 - 16,17) = 383,2 \text{ кН};$$

Похибка $\Delta=0,03\%$;

$$M_{корн} = n^p \cdot \frac{1}{2} \cdot (G_0 + G_{кр}) \cdot C, \text{ де } C = \frac{2+\eta}{1+\eta} \cdot \frac{l}{G}, \eta = 2.1$$

$$C = \frac{20.95}{6} \cdot \frac{2+2.1}{1+2.1} = 4.6;$$

$$M_{корн} = 4.5 \cdot 1/2 \cdot (186,445 - 16,17) \cdot 4,6 = 1762,3 \text{ кНм};$$

Похибка $\Delta=0,06\%$;

Епюра наведених моментів від повітряної навантаження в зв'язаній системі координат:

$$g_n^e = \frac{\cos(Q - \alpha)}{\cos Q} \cdot g_y^e;$$

Розкладемо повітряну навантаження на складові (рис.9). Профіль крила NACA2214.

Угол атаки $\alpha = 18^\circ$;

$$Q = \arctg \frac{C_x}{C_y};$$

Для NACA 2214 $C_y = 1.32 C_x = 0.119$;

$$\text{Тоді } g_n^e = g_y^e \frac{\cos(0.314 - 0.0899)}{\cos 0.0899} = 0.973 g_y^e;$$

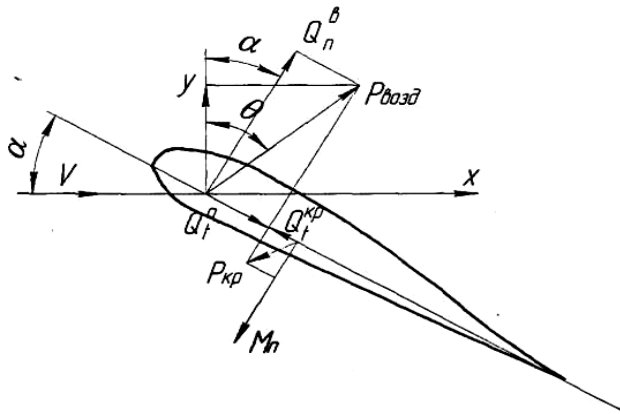


Рисунок 9 - Повітряні навантаження, що діють на профіль крила

Масові навантаження (рис.10) від крила знаходимо за формулою:

$$g_n^{kp} = g_y^{kp} \frac{\cos(Q - \alpha)}{\cos Q} = 0.979 g_y^{kp};$$

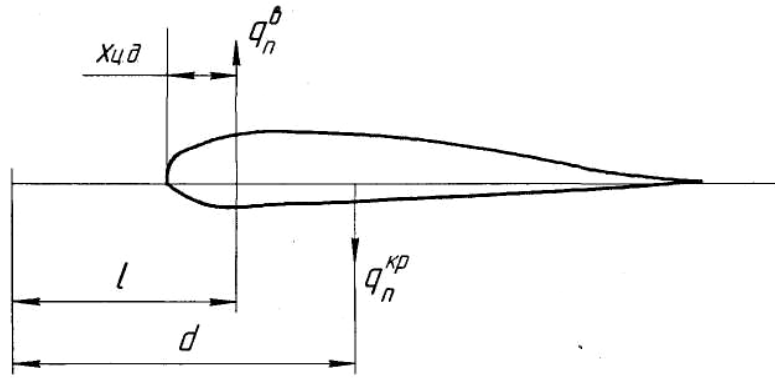


Рисунок 10 – Масові навантаження

Для NASA 2214 при $\alpha = 18^\circ$

$$\overline{x_{y.d.}} = 0.244, \quad \overline{x_{y.d.i}} = \overline{x_{y.d.e_i}}, \quad m_{z_i} = g_n^b l - g_n^{кр} d$$

$$\Delta M_{z_i} = (m_{z_i} + m_{z_{i-1}}) \frac{\Delta z_i}{2} \quad M_{z_a} = 0.$$

$$M_{z_i} = \Delta M_{z_{i+1}} + M_{z_{i+1}}, \quad \text{де } i=8,7,6,\dots$$

Перевірка:

$$M_{z_{ккор}} = n^p \left(\frac{1}{2} G_0 l - G_{кр} d \right), \quad \text{де } l \text{ і } d \text{ лежать в площині } z=c$$

$$c=4,6 \text{ м}, l=0,639 \text{ м}, d=0,948 \text{ м}$$

$$M_{z_{ккор}} = 4,5 \left(\frac{1}{2} \cdot 186,445 \cdot 0,639 - \frac{1}{2} \cdot 16,17 \cdot 0,948 \right) = 233,57 \frac{\text{кН}}{\text{м}}$$

Похибка $\Delta 0,01\%$

Облік маси двигуна і палива.

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

$$M(T)_i = m(m_T)_i \cdot l \cdot \overline{z_i}$$

$$M(T_{8-7}) = G(TB8-7) \cdot l_k = 0,68 \cdot 8 = 5,44 \text{ кН}$$

$$M(T_{6-7}) = 0,88 \cdot 7,265 = 6,39 \text{кН}$$

$$M(T_{5-6}) = 1,1 \cdot 6,326 = 6,95 \text{кН}$$

$$M(T_{4-5}) = 1,38 \cdot 5,388 = 7,4 \text{кН}$$

$$M(T_{2-3}) = 3,45 \cdot 3,239 = 11,17 \text{кН}$$

$$M(T_{1-2}) = 3,28 \cdot 1,894 = 6,2 \text{кН}$$

$$M(T_{0-1}) = 4,6 \cdot 0,65 = 2,99 \text{кН}$$

Наближене визначення $M_{кр}$ в розрахунковому перерізі:

$$M_{кр} = n^p \left(\frac{S_{омс}}{S_{пони}} (G_0 \cdot l^0 - G_{np} \cdot d^0) - \sum G_T \cdot V_i \cdot r_i^p \right)$$

Розрахунковим перерізом вибираємо перетин №4

$$S_{омс} = \frac{2,02 + 1,3}{2} \cdot 5,517 = 9,16 \text{м}^2$$

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

$$M_{кр} = 4,5 \left(\frac{9,28}{27,5} (186,445 \cdot 0,63 - 16,17 \cdot 0,94) - (1,38 \cdot 0,46 + 1,1 \cdot 1,398 + 0,88 \cdot 2,337 + 0,68 \cdot 3,273) \right) = 122 \text{кНм}$$

Результати розрахунків за всіма перетинах зведені в таблицю 3. За ним побудуємо графік (рис.11).

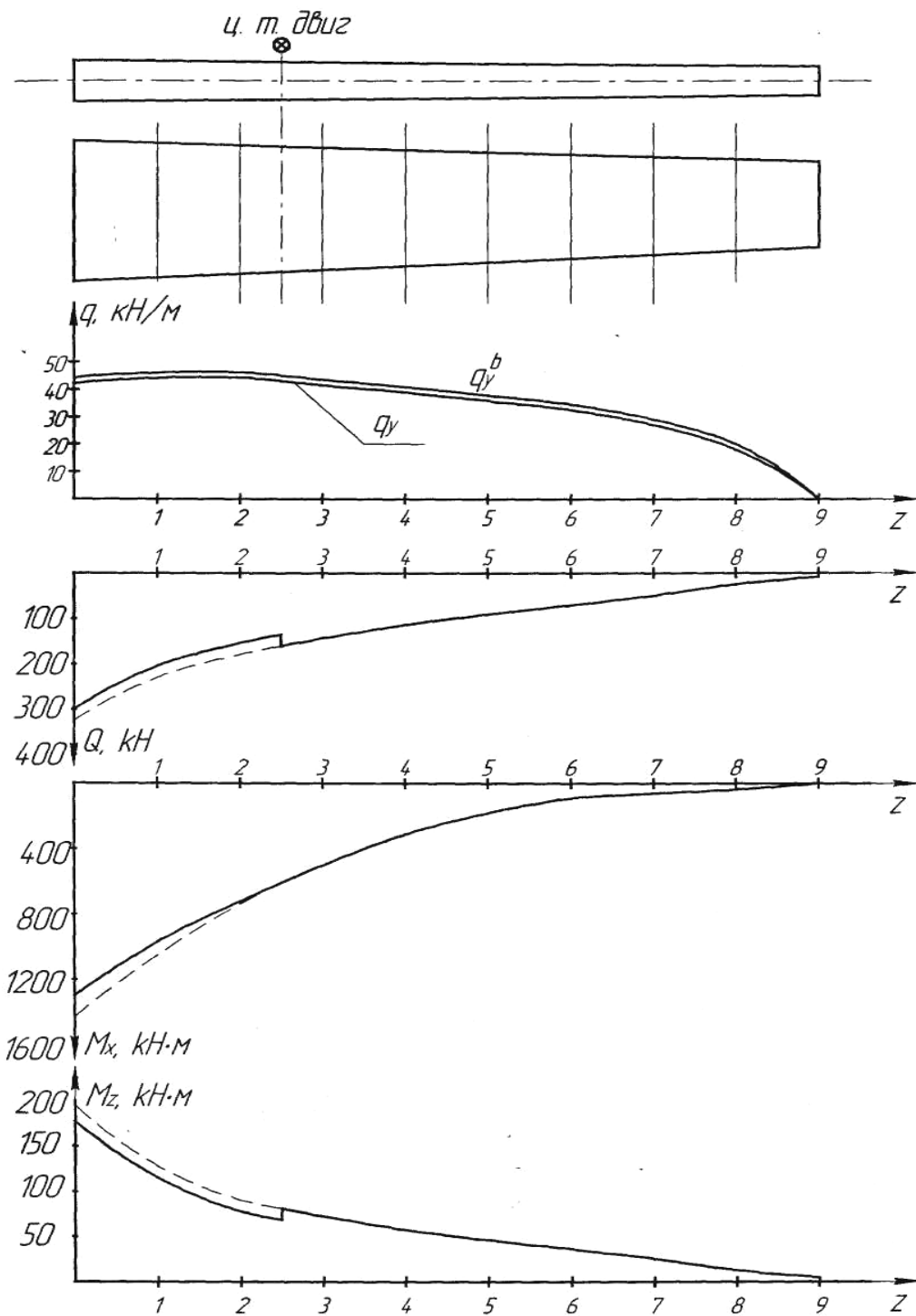


Рисунок 11 - Епюри наведених моментів і маси

2.3. Висновок по розділу

У розрахунковій частині було виконано проектувальний аналіз міцності крила літака Ан-140 на основі геометричних даних, масових характеристик та аеродинамічних параметрів. На першому етапі проведено розподіл об'єму та

маси паливних секцій кесона по перетинах консолі. У результаті визначено маси окремих секцій, їхні центри ваги та загальну вагу палива в межах крила. Сумарна маса, отримана в результаті розрахунків, склала 15,328 кН, що відповідає вихідним даним і підтверджує коректність геометричного членування.

Далі виконано визначення погонних навантажень по розмаху крила. Повітряне навантаження розподілено за законом відносної циркуляції, а масові сили—пропорційно локальній хорді профілю. Це дало змогу сформувати сумарну погонну схему навантаження, що включає як аеродинамічні, так і масові складові. Отримані епюри поперечної сили та згинального моменту задовольняють умовам рівноваги, а контрольні перевірки показали мінімальні похибки у межах 0,01–0,06 %, що підтверджує точність застосованих методик.

Розкладення аеродинамічного навантаження на нормальну та дотичну складові для профілю НАСА 2214 дозволило визначити реальні робочі напруження в панелях крила при куті атаки 18° . У подальших розрахунках враховано вплив маси двигуна та палива, що дозволило сформувати реалістичну картину навантаженого стану консолі.

Для вибраного небезпечного перерізу (перетин №4) виконано визначення крутного моменту, згинального моменту та поперечної сили. Це дало змогу оцінити напружений стан елементів силового набору та сформувати основу для подальшого проектного розрахунку панелей, лонжеронів і тришарових конструкцій у наступних розділах.

Побудовані епюри наведених моментів та масових навантажень дають повне уявлення про роботу крила під дією експлуатаційних навантажень і дозволяють обґрунтовано перейти до аналізу та вибору раціональної конструкції панелей у розділі 3.

Таким чином, проведені розрахунки підтвердили правильність вибору вихідних параметрів та забезпечили основу для подальшого порівняння монолітних, збірних та тришарових панелей. Розрахунковий розподіл навантажень дав змогу визначити критичні перерізи та сформувати вимоги до міцності й жорсткості модернізованої конструкції крила.

РОЗДІЛ 3. РОЗРОБКА МОДИФІКАЦІЇ КРИЛА ПАСАЖИРСЬКОГО РЕГІОНАЛЬНОГО ЛІТАКА

3.1 Особливості тришарових панелей зі стільниковим заповнювачем

Як варіант модернізації крила пропонується замінити монолітні панелі тришаровими панелями зі стільниковим заповнювачем. Останніми роками такі конструкції широко застосовуються в крилових системах. Тришарова панель складається з двох тонких обшивок, між якими розташований легкий, але міцний стільниковий заповнювач.

Тришарова обшивка має високі критичні напруження при стиску, тому не потребує встановлення поздовжніх стрингерів, а відстань між нервюрами може бути збільшена.

Порівняно з монолітною, тришарова обшивка має такі переваги:

- здатна сприймати навантаження як у площині панелі, так і перпендикулярно до неї; загальна втрата стійкості майже виключена, а критичні напруження місцевої втрати стійкості значно вищі, ніж у несучого шару;
- забезпечує кращу якість поверхні, оскільки не містить клепаних швів;
- є дешевшою та менш трудомісткою у виробництві завдяки використанню однотипних матеріалів та простішої технології;
- дозволяє зменшити кількість деталей у конструкції крила;
- забезпечує кращу герметичність стиків, що є важливим для паливних баків;
- має добрі тепло- та звукоізоляційні властивості.

До недоліків багатошарових панелей належать:

- складність контролю якості клеєних з'єднань;
- труднощі виконання стикових з'єднань;
- необхідність підсилення заповнювача в зонах передачі поперечних сил;
- конструктивні складнощі при сприйнятті локальних зосереджених навантажень.

На сьогоднішній день обшивки з різними типами заповнювачів широко застосовуються не лише в експериментальних, а й у серійних літаках.

Нижче наведено проектні розрахунки монолітної та тришарової панелей, після чого виконано їх порівняння за масою.

3.2 Розрахунок монолітної панелі

Монолітні панелі — це конструкції, у яких обшивка та підкріплювальні ребра виконані як єдине ціле (рисунок 7). Розрахунок таких панелей ґрунтується на припущенні, що при стисканні вони працюють як широка стійка. Тобто втрата стійкості може відбутися в напрямку, перпендикулярному до площини панелі, а жорсткістю на вигин у поперечному напрямку можна знехтувати.

Широку стійку розглядають як сукупність окремих стійок, розташованих щільно одна до одної та рівномірно навантажених. При цьому ширина панелі приймається сталою, а навантаження задаються у вигляді погонних осьових зусиль.

Розрахунок будемо вести виходячи з наступних вихідних даних:

$$M_{зг} = 1,407 \cdot 10^6 (\text{Н} \cdot \text{м});$$

$$Q = 0,32186 \cdot 10^6 (\text{Н});$$

$$\text{Ширина панелі } b = 1,38 (\text{м});$$

Наближену висоту коробки визначаємо за формулою:

$$H_0 = 0,98 \frac{H_{пл} + H_{зл}}{2},$$

де, $H_{пл}$ і $H_{зл}$ - висоти відповідно переднього і заднього лонжеронів.

$$H_0 = 0,98 \frac{0,3 + 0,28}{2} = 0,2842 (\text{м})$$

Зусилля, яке сприймає панель:

$$Q = P = 0,32186 \cdot 10^6 (\text{Н}) \text{ Погонні}$$

Осьові зусилля визначимо за формулою:

$$N = \frac{P}{b}$$

$$N = \frac{0,32186 \cdot 10^6}{1,38 \cdot 10^3} = 233.231 (\text{Дан/мм}) \text{ } 233.231$$

Відстань між нервюрами $a = 440$ мм.

Матеріал панелі В95ПЧТ2, його механічні характеристики:

$$\sigma_b = 500 \text{ МПа};$$

$$\sigma_{0,2} = 440 \text{ МПа};$$

$$\delta = 7\%; E = 7,15 \cdot 10^9 \text{ (даН/м}^2\text{)}.$$

Переймаючись параметрами панелі (рис.12) визначимо поправочний коефіцієнт ξ , що враховує дійсну форму стійки і залежить від поперечного перерізу:

$$b/h = 3,5; \delta/\delta_p = 0,75$$

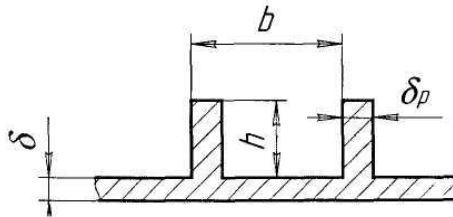


Рисунок 12 - Параметри панелі

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

$$\text{де } \alpha = \frac{b}{h} \cdot \frac{\delta}{\delta_p} = 3,5 \cdot 0,75 = 2,625$$

Тоді:

$$\xi = \frac{1}{1 + 2,625} \sqrt{1 + 4 \cdot 2,625} = 0,9355.$$

Визначимо коефіцієнт форми, що визначає конструктивну ефективність панелі:

$$\Phi = 0,95^4 \sqrt{ck_2} \sqrt{\frac{\xi \cdot \delta / \delta_p}{1 + \alpha}}$$

де, k_2 - коефіцієнт що враховує взаємний вплив обшивки і ребр при спільній роботі.

Згідно з графіком $k_2 = f(b/h; \delta/\delta_p)$; $k_2=4,75$;

Тоді:

$$\Phi = 0,95 \cdot \sqrt[4]{2 \cdot 4,75} \cdot \sqrt{\frac{0,9355 \cdot 0,75}{1 + 2,625}} = 0,73376$$

$$\frac{\delta_p}{\eta^{3/8}} = \phi \sqrt{E} \sqrt{\frac{N}{Q}} = 0,73376 \sqrt{7150} \sqrt{\frac{233.231}{440}} = 43.53 (\text{даН} / \text{мм}^2)$$

За графіком функцій δ_p за посібником [1, ст. 15] знаходимо величину руйнівних напружень $\sigma_p = 19$ (даН/мм²)

$$\delta_p = \frac{N}{\sigma_p (\delta / \delta_p + h / b)} = \frac{43.53}{19(0,75 + 0,285)} = 2,21 (\text{мм})$$

Визначимо ширину панелі по формулі

$$b = \sqrt{\frac{k_2 \eta}{12(1-h^2)}} \sqrt{\eta E \delta^2} \frac{1}{\delta_p}$$

$$b = \sqrt{\frac{4,75 \cdot \Pi^2 \cdot 7150 \cdot 3^2 \cdot \sqrt{1 \cdot 0,23}}{12 \cdot (1 - 0,3^2) \cdot 9}} = 176,2 \text{ мм}$$

де η - коефіцієнт пластичності

$$\eta = 1,023;$$

$$\sigma_{\text{дм}} = (1,1 \dots 1,2) \sigma_{0,2} = 48 (\text{даН} / \text{мм}^2).$$

Згідно з проведеними розрахунками конструктивно приймаємо такі розміри панелі: $b = 176$ мм; $h = 50$ мм; $\delta_p = 2.4$ мм; $\delta = 1.8$ мм.

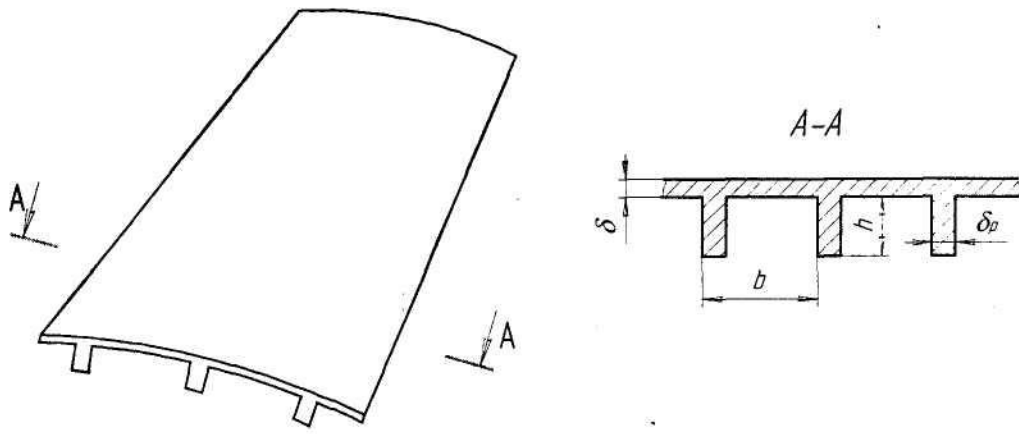


Рисунок 13 – Монолітні панелі

3.3 Розрахунок тришарової панелі

Тришарова панель з стільниковим заповнювачем визначається рядом параметрів: δ_1 , δ_2 , $2h$, r (рис.14).

δ_1 – товщина верхнього шару, що несе;

δ_2 – товщина нижнього шару, що несе;

$2h$ – висота блоку стільникового заповнювача;

r – радіус осередку стільника.

Всі ці параметри повинні задовольняти умовам міцності, жорсткості і мінімуму маси.

Матеріалом несучого шару вибираю Д16АТВ його характеристики:

$$\sigma_b = 4200 \text{ даН/см}^2$$

$$r_b = 2730 \text{ даН/см}^2$$

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

Для стільникового заповнювача вибираю фольгу АМГ-2Н:

$$\sigma_b = 2600 \text{ даН/см}^2$$

$$r_b = 1690 \text{ даН/см}^2$$

Визначимо зусилля стиснення N і зсуву τ на одиницю ширини панелі.

Проектована панель сприймає 70% згинального моменту, а також зусилля зсуву, яке виникає внаслідок дії крутного моменту:

$$N_{сж} = \frac{P_{пан}}{B_{пан}} = \frac{225302}{0,85} = 265061,18 (Н / м),$$

де $P_{пан}$ – навантаження, яке діє на панель;

$B_{пан}$ – наведена ширина панелі (середня).

$$T_{ед} = \frac{M_{кр}}{2F} = \frac{55796,16}{2 \cdot 0,249} = 112040,48 \left(\frac{Н}{м} \right)$$

$M_{кр} = Q \cdot a$ – крутний момент в перерізі,

де Q - відстань від ц.в. перетину до лінії дії сили Q .

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

$$F = 0,249 (м^2)$$

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

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

Умовна ширина панелі:

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

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

Таким чином:

$$b^* = 0,89 - 0,47 = 0,4211 (м).$$

Обчислимо:

$$N_e^*/b^* = 759457,02 (Н/м^2)$$

За графіком з методичного посібника [1] для $N_e^*/b^* = 7,6$ (даН/см²) і $w = 0,005$ знаходимо оптимальне співвідношення $\frac{2(L + \delta)}{b^*}$

Вирішуємо систему рівнянь, дізнаємося параметри стільника.

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

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

З огляду на обмеження, які викладені методичному посібнику, отримаємо:

Товщина зовнішнього шару: $\delta_1 = 1$ (мм);

Товщина внутрішнього шару: $\delta_2 = 0,5$ (мм);

Товщина стінки стільника: $\delta_c = 0,05$ (мм);

Радіус: $r_1 = 2,5$ (мм).

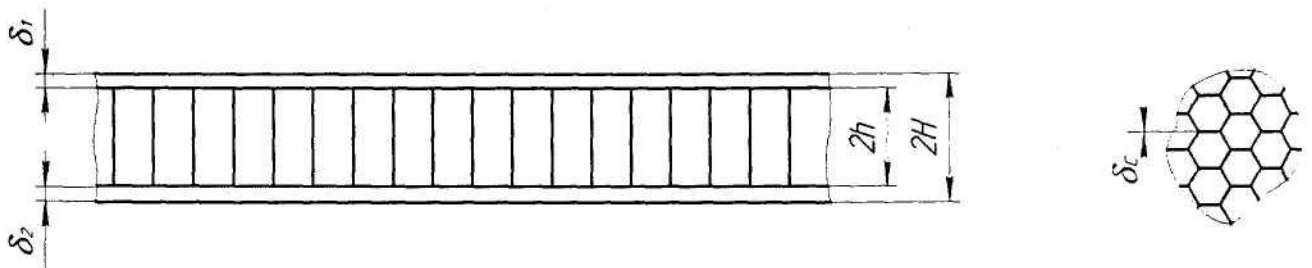


Рисунок 14 - Тришарові панелі

3.4 Проектування збірної панелі

Збірна панель є конструкцією багатоелементної. У цих панелях обшивка з'єднується з підкріплювальними елементами-стрингерами, за допомогою заклепок.

Товщину обшивки і відстань між стрингерами підбираємо з умови вовнистості крила не вище щодо прогину. $\bar{y} = 0,002$

$$\text{Для стислій панелі } \bar{P} = \frac{2}{3}, P_c^p = \frac{1}{S_{cm}}$$

$$P = \frac{M}{H} = \frac{1,407}{0.3} = 458641 \cdot 10^1 \text{ Н}$$

$$\bar{P} = \frac{2}{3} \cdot \frac{458641}{7,919} = 38611,02 \frac{\text{дан}}{\text{м}^2}$$

$$\frac{V}{b} = \sqrt[3]{\frac{(1 - \mu^2) \cdot \bar{P}}{32 \cdot E \cdot \bar{y}}},$$

де $\mu = 0,3$, $\bar{y} = 0,002$, $E = 7,2 \cdot 10^9 \frac{\text{дан}}{\text{м}^2}$

$$\text{Тоді } \frac{V}{b} = \sqrt[3]{\frac{(1 - 0,3^2) \cdot 38611,02}{32 \cdot 7,2 \cdot 10^9 \cdot 0,002}} = 4,24 \cdot 10^{-2}$$

Відстань між стрингерами коливається в межах (120-300 мм).

Приймаємо $b = 0,125 \text{ м}$, звідси $V = 0,125 \cdot 0,0424 = 6,36 \cdot 10^{-8} \text{ м}$.

Товщина полки стрингера $V_{стр} = [1,2 \dots 1,5]$.

З сортименту вибираємо профіль Д16Т

з $V_{стр} = 0,006 \dots 0,0075 \text{ м}$.

Розрахунок числа стрингерів проводимо за формулою:

$B = b \cdot (n + 1)$, де B - відстань між лонжерона; $B = 1290 \text{ мм}$,

$$\text{тоді } n = \frac{B}{b} - 1 = \frac{1290}{125} - 1 = 10 - 1 = 9.$$

Знайдемо несучу здатність панелі разом з лонжероном:

$$P = \sum F_n \cdot V_{крп} + V_{крстр} \cdot m \cdot (f_{стр} + 2 \cdot c \cdot V)$$

$$V_{кр} = \frac{0,9 \cdot n \cdot E}{\left(\frac{B}{V}\right)};$$

$$V_{кр} = \frac{0,9 \cdot 0,45 \cdot 7,2 \cdot 10^9}{\left(\frac{32}{6,5}\right)^2} = 1,203 \cdot 10^8 \frac{\text{дан}}{\text{м}^2}.$$

Д16Т має наступні параметри:

$H = B = 32 \text{ мм}$, $S = 6,5 \text{ мм}$, $r = 4 \text{ мм}$, $r_1 = 3,25 \text{ мм}$;

так як $V_{кр} \geq V_{ти} = 2,8 \cdot 10^7 \frac{\text{дан}}{\text{м}^2}$ проведем розрахунок по формулі:

$$V_{кр.стр} = V_b \cdot \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2}, \text{ де } \nu = \frac{V_b}{V_{кр}} = 0,362.$$

$$V_{кр.стр} = 4,35 \cdot 10^7 \cdot \frac{1 + 0,362}{1 + 0,362 + 0,362^2} = 3,968 \cdot 10^7 \frac{\text{дан}}{\text{м}^2}.$$

Наведена товщина обшивки

$$2c = 1,9 \cdot V \cdot \sqrt{\frac{E_{обш}}{V_{стр}}} = 1,9 \cdot 0,005 \cdot \sqrt{\frac{7,2 \cdot 10^9}{3,968 \cdot 10^7}} = 0,0127 \text{ м}.$$

Навантаження сприймається панелями

$$P_y = 3,2186 \cdot 10^4 \text{ дан}.$$

Визначимо навантаження, яка сприймається панелями і лонжеронами:
 $P' = P = 3,699 \cdot 10^3 \text{ дан}.$

Коефіцієнт надлишку міцності:

$$\eta = \frac{P}{P_y} = \frac{3,699 \cdot 10^3}{3,2186 \cdot 10^4} = 0,15.$$

Вибір відстані між нервюрами виробляємо з умови рівно стійкого стрингера:

$$L_n = \sqrt{\frac{\Pi^2 \cdot i^2 \cdot m \cdot F}{V_{кр.стр}}}, \quad i^2 = \frac{I}{F} \quad (5).$$

Положення центра ваги з приєднаною обшивкою визначається за формулою:

$$I_{ц.м} = \frac{S_0}{\sum F} = \frac{F_{2c} \cdot 0 + F_{стр} \cdot (x_{ц.м}^{стр} + 1)}{F_{2c} + F_{стр}},$$

$$I_{ц.м} = 0,0043 \text{ м}.$$

Тоді підставляючи в формулу (5) визначимо відстань між нервюрами:

$$L_n = 413,69 \text{ мм}.$$

Конструктивно відстань між нервюрами приймаємо $L_n = 410 \text{ мм}.$

3.5. Ваговий аналіз конструктивних рішень

Напишемо рівняння балансів для тришарової панелі:

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

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

$G_{\text{обш}}$ - вага обшивки

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

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

де δ_1, δ_2 – товщина верхнього і нижнього шару;

S - площа панелі;

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

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

$$G_{\text{зап}} = 1,54 \cdot 21,4 \frac{0,4}{2,5} 1,01 = 5,8 \text{ кг}$$

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

$G_{\text{баз}} = 120,132 \text{ (кг)}$;

$G_{\text{мод}} = 83,47 \text{ (кг)}$.

Коефіцієнт зменшення ваги панелей агрегату:

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

Виграш тришарової панелі над монолітною становить 36,662 кг. У зв'язку з цим більш доцільно застосовувати в конструкції ВЧК тришарові панелі.

$$G_{\text{збірна}} = 180,96 \text{ кг},$$

$$\alpha = \frac{G_{\text{мод}}}{G_{\text{збірна}}} = \frac{83,47}{180,96} = 0,46$$

Виграш модифікованої панелі над складанням становить 97.49 кг

Але кріплення для модифікованої панелі буде складатися з втулок та болтів, що значно важче ніж заклепки та виграш складатиме біля 30%.

3.6. Технічні умови на виготовлення консолі крила

1. Незазначені граничні відхилення розмірів, форми і розташування поверхонь по ОСТ 1.00022-80.
2. Розміри для довідок.
3. Зсув осі лонжерона ВЧК щодо осі лонжерона центроплану не більше 2 мм.
4. Допуск паралельності площини стику ВЧК після фрезерування не більше 1 мм.
5. Допуск співвісності гнізда під шайбу щодо вісь болта 0,4 мм.
6. Покриття головок і виступаючих різьбових частин болтів АНУ.1000.095 і гайок ОСТ 1.33018-80: емаль ЕП-140, темно-зелена 473 ОСТ 1.90055-85.
7. Контрольні мітки: маркерівочною червона фарба.
8. Поверхні нижніх колодязів центроплану і ВЧК і кріплення змастити мастилом.
9. Зображена права частина крила. Ліва частина крила від площини симетрії літака - дзеркальне відображення.
10. Інструкція на складання нервюр
11. Болти встановлювати на ґрунті ЕП-0215 ТУ-10-1966-84 після виконання вантажно-розвантажувальних робіт.
12. Головки болтів покрити: емаль ЕП-140, темно-зелена 473 ОСТ 1.90055-85.
13. Деталі БЧ виготовляти по програмі.
14. Незазначені граничні відхилення розмірів, форм і розташування розмірів по ОСТ 1.00022-80.
15. Шорсткість оброблюваних поверхонь деталей БЧ - 3,2
16. Установка болтів по РТМ 14.1941-89.
17. Гострі кромки скруглити R0,5 мм.
18. Металізація по ОСТ 1.01025-82 за допомогою заклепок.

19. Клепати по інструкції ТІ 412-90 "х" і ПІ-249-78. Клепка автоматична і пресова не менше 70%. кой АМС-3.

3.7. Оцінка технологічності консолі крила

Технологічність конструкції — це сукупність властивостей виробу, які визначають можливість оптимізувати витрати праці, коштів, матеріалів і часу під час технічної підготовки виробництва, виготовлення, експлуатації та ремонту виробів аналогічного призначення, при дотриманні встановлених показників якості та прийнятих умов виготовлення й експлуатації.

Під технологічністю розуміють властивість конструкції, закладену на етапі проєктування, що забезпечує отримання виробу із заданими якісними характеристиками та високими техніко-економічними показниками у процесі виробництва та подальшої експлуатації.

Оцінювання технологічності конструкції консолі крила виконуватимемо якісним методом. За якісної оцінки вважається достатнім визначити характер відмінностей у передбачуваних витратах ресурсів, без необхідності точно оцінювати їхню величину, як це робиться при кількісному аналізі. Такий підхід є прийнятним на всіх стадіях проєктування виробу.

Конструкція ОЧК відповідає низці загальних вимог технологічності, зокрема:

1. Простота форм і поверхонь.

Консольна частина крила (КЧК) є одним із ключових елементів літака. Вона з'єднується з центропланом за допомогою фланцевого стику. КЧК сприймає аеродинамічні навантаження, що створюють підйомну силу, та передає їх разом з іншими силовими впливами через центроплан на фюзеляж. Крім того, консолі зазнають значних вібрацій, спричинених роботою двигунів, встановлених на них.

Форма обводів консолей визначається аеродинамічними вимогами, тому потребує високої точності виготовлення й відмінної чистоти поверхні, що взаємодіє з повітряним потоком. Спрощення форм підбірок, які входять до складу агрегату, може бути досягнуте за рахунок раціонального конструктивно-технологічного поділу крила.

2. Раціональне членування консолі крила.

Раціональне поділення конструкції на окремі елементи забезпечує низку важливих переваг як під час проектування, так і в процесі експлуатації. Конструктивно-технологічне членування виконується вже на етапі ескізного проектування, коли визначено лише зовнішні обводи. Детальніше це питання буде розглянуто в технологічній частині даного дипломного проекту.

3. Можливо більш широке застосування в конструкції стандартних вузлів і деталей.

Параметри таких елементів ретельно опрацьовані, а їхнє виготовлення налагоджене на спеціалізованих підприємствах. Це забезпечує високу якість, надійність та низьку собівартість стандартних вузлів і деталей, що робить їх широкозастосовуваними в авіаційних конструкціях.

4. Максимальне використання в конструкції легко оброблювальних матеріалів і раціональних заготовок.

Дотримання цієї вимоги дозволяє істотно зменшити трудомісткість обробки деталей, полегшує їх формоутворення при зміні геометрії, а також спрощує виконання отворів під з'єднувальні елементи. Завдяки цьому підвищується продуктивність праці та зростає коефіцієнт використання матеріалу. Вибір номенклатури раціональних заготовок здійснюється відповідно до умов виробництва з використанням методів оптимального розкрою.

До матеріалів, що легко піддаються обробці, належать традиційні алюмінієві та титанові сплави. Раціональними видами заготовок зазвичай вважаються точні штампування для великих деталей, високоточне лиття та пресовані профілі різних типорозмірів.

У конструкції ВЧК застосовуються такі матеріали, як Д16Т, 1163Т, 1163АТ, В95чТ2. Ці сплави добре зарекомендували себе у виробництві літальних апаратів, забезпечуючи необхідну міцність при мінімальній масі.

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

Розрахунок розмірних ланцюгів визначає необхідну точність виготовлення деталей і складальних одиниць, а також точність монтажу та

регулювання систем. Первинні допустимі відхилення задаються в технічній документації на літальний апарат. Технологічні розмірні ланцюги розраховує технолог, що дозволяє оптимізувати обрані методи складання, способи виготовлення деталей і забезпечити необхідну взаємозамінність — чинники, які безпосередньо впливають на технологічність конструкції.

Отже, точність виготовлення та складання можна варіювати без погіршення заданих характеристик виробу. Зниження вимог до точності зменшує трудомісткість і собівартість виробництва. Витрати на обробку деталей суттєво залежать від необхідного класу шорсткості (чистоти поверхні) та обраного методу обробки. Точіння, шліфування, полірування, хонінгування, дробоструминна обробка та інші процеси повинні бути регламентовані технічною документацією. Рівень чистоти поверхні необхідно встановлювати обґрунтовано, оскільки надмірні вимоги можуть ускладнити виробництво й контроль, що негативно позначиться на технологічності конструкції.

Під час складання точність забезпечують за допомогою компенсаторів, кницей та інших аналогічних елементів.

6. Наявність підходів для контролю якості.

Для забезпечення цієї вимоги в конструкції кесона передбачено технологічні люки та зручні підходи, які забезпечують доступ до всіх елементів, що потребують огляду та контролю. Таке конструктивне рішення дає можливість своєчасно виконувати технічне обслуговування, діагностику, ремонт і заміну окремих вузлів без значного розбирання конструкції. Наявність доступних зон огляду підвищує експлуатаційну надійність виробу та полегшує контроль його технічного стану протягом усього ресурсу.

7. Можливо велика спадкоємність.

Тобто в конструкції можна ширше застосовувати окремі елементи, які вже були розроблені раніше, освоєні в серійному виробництві та перевірені в умовах експлуатації.

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

Дотримання цієї вимоги є одним із ключових, оскільки для конструктора це найбільш ефективний спосіб забезпечити необхідний рівень технологічності виробу. Тому технологічний аналіз технічної документації, виконаний досвідченим технологом, суттєво сприяє підвищенню ступеня стандартизації та уніфікації конструкції.

На основі викладених вище міркувань можна зробити висновок, що розглянута конструкція крила загалом є технологічною.

3.8. Висновки по розділу

У третьому розділі виконано комплексну розробку модифікації крила пасажирського регіонального літака шляхом заміни традиційних монолітних і збірних панелей на тришарові панелі зі стільниковим заповнювачем, а також проведено їх порівняльний аналіз за міцністю, жорсткістю, масою та технологічними показниками. На основі огляду особливостей тришарових конструкцій встановлено, що такі панелі забезпечують підвищену стійкість при стиску, покращену якість зовнішньої поверхні, зменшення кількості деталей та підвищення герметичності, що є особливо важливим для паливних баків крила.

Проектні розрахунки монолітної, тришарової та збірної панелей дозволили визначити їхні оптимальні геометричні параметри та несучу здатність за заданих експлуатаційних навантажень. Для тришарової панелі підібрано раціональні значення товщин зовнішніх несучих шарів, висоти та параметрів стільникового заповнювача, які забезпечують сприйняття до 70 % згинального моменту і зусиль зсуву при одночасному дотриманні критеріїв міцності та мінімуму маси. Для збірної панелі визначено кількість і тип стрингерів, їхній профіль, наведені параметри обшивки та коефіцієнт надлишку міцності, що дозволяє забезпечити рівностійку роботу елементів у складі силової схеми крила.

Ваговий аналіз показав, що маса модифікованої тришарової панелі становить 83,47 кг проти 120,132 кг у базовому варіанті, що відповідає коефіцієнту зменшення маси $a \approx 0,69$ і дає вигоду 36,662 кг на одній панелі. Порівняно зі збірною конструкцією загальний вигоду за масою досягає 97,49 кг, хоча з урахуванням більш важкого болтового кріплення очікуваний

реальний ефект становитиме близько 30 %. Таким чином, застосування тришарових панелей у конструкції ВЧК є доцільним з точки зору підвищення масової досконалості крила.

Розроблені технічні умови на виготовлення консолі крила та проведена якісна оцінка технологічності засвідчили, що запропонована конструкція відповідає вимогам сучасного авіабудування. Вона характерна раціональним конструктивно-технологічним членуванням, широким застосуванням стандартних вузлів і елементів, використанням добре оброблюваних алюмінієвих сплавів, обґрунтованими допусками на розміри та шорсткість поверхонь, а також наявністю зручних підходів для контролю якості та обслуговування. Значна спадкоємність із раніше освоєними конструкціями сімейства літаків типу «Ан» додатково сприяє зниженню трудомісткості та собівартості виробництва.

Отже, проведені дослідження підтверджують, що застосування тришарових панелей зі стільниковим заповнювачем у конструкції консолі крила дозволяє підвищити її масову ефективність, зберігши необхідний рівень міцності, жорсткості та технологічності, що створює підґрунтя для подальшої модернізації конструкції та оптимізації технології складання літака.

РОЗДІЛ 4. ТЕХНОЛОГІЧНА ЧАСТИНА

4.1. Розробка схеми складання та методи складання консолі крила

4.1.1 Розробка схеми складання

Технологічний процес складання консолі крила ґрунтується на послідовно-паралельній організації виробництва, що дозволяє одночасно виконувати низку підготовчих та складальних операцій. Такий підхід забезпечує скорочення загальної тривалості циклу, оптимізацію завантаження обладнання, а також підвищення рівня керованості процесом. На попередніх етапах у спеціалізованих пристосуваннях проводиться укрупнене складання основних елементів силового каркаса: I-го та II-го лонжеронів, верхніх і нижніх панелей, нервюр міжлонжеронної секції, а також носової та хвостової частин крила, кінцевого обтічника й елементів механізації. Попереднє зональне складання дозволяє максимально точно сформувати геометрію кожної підзбірки перед подачею її на головний стапель.

Після виготовлення окремі вузли надходять до стапеля загального складання, де виконується їхнє взаємне встановлення та приєднання. У стапелі здійснюється базування та закріплення I-го і II-го лонжеронів у проектне положення, після чого проводиться установка нервюр, монтаж верхніх і нижніх панелей обшивки, а також інтеграція допоміжних підзбірок. На цьому етапі формується основний силовий контур консолі та забезпечується її геометрична цілісність. Висока точність встановлення елементів є критичною, оскільки будь-які відхилення можуть призвести до деформації аеродинамічного профілю та погіршення льотних характеристик.

Після зняття з стапеля зібрана міжлонжеронна частина разом із носовою та хвостовою частинами надходить на стенд нестاپельних робіт. Тут виконується комплекс випробувань та регламентних операцій, спрямованих на перевірку працездатності систем, прокладених усередині крила. До таких операцій належать:

- контроль герметичності паливної системи;

- перевірка дренажної системи та системи централізованої заправки паливом;
- випробування гермовідсіків;
- огляд на наявність локальних деформацій чи пошкоджень після стапельного складання.

Етап нестапельних робіт дозволяє своєчасно виявити та усунути дефекти ще до інтеграції механізації, оскільки доступ до внутрішніх елементів конструкції на цій стадії є максимально зручним.

Після успішного проходження випробувань консоль крила переміщується на стенд остаточного складання та налагодження систем. На цьому етапі встановлюються:

- приводи керування елеронами, закрилками, передкрилками, інтерцепторами;
- кінематичні тягарі та важелі;
- панелі доступу та обтічники механізмів;
- зовнішні елементи механізації та їхні силові кріплення.

Особлива увага приділяється точності регулювання приводів і кінематичних схем, оскільки неправильно виставлені кути або люфти можуть стати причиною втрати керованості в польоті.

Характерною особливістю складання консолі є необхідність прокладання трубопроводів паливної, дренажної та заправної систем одночасно з установленням нервюр. Це зумовлено значною довжиною трубних магістралей та їхнім проходженням усередині міжлонжеронного простору. Після завершення складання кесона монтаж трубопроводів стає практично неможливим без порушення цілісності панелей обшивки. Це накладає додаткові технологічні вимоги та ускладнює вибір оптимальної схеми послідовності операцій, що робить конструкцію системи заправки відносно малотехнологічною.

Загалом укрупнена схема складання, представлена у графічній частині проекту, забезпечує:

- оптимізацію трудових потоків,
- можливість проведення паралельних операцій,
- мінімізацію простоїв обладнання,
- підвищення якості та точності складання за рахунок поетапного контролю,
- забезпечення стабільності геометрії конструкції.

Ця схема є базою для подальшої розробки операційних технологічних процесів та підбору оснащення.

4.1.2 Методи складання проєктованих консолей крила

Складання авіаційних конструкцій, зокрема консолей крила, є багатоступеневим технологічним процесом, який передбачає точне взаємне встановлення деталей, фіксацію їх у складальному положенні та виконання надійних з'єднань. Ефективність складання напряму залежить від правильно обраного методу базування, способу організації робочого простору та рівня технологічної оснащеності виробництва. У кожному випадку метод складання визначає технологічну точність, продуктивність, собівартість та можливість забезпечення повної взаємозамінності елементів.

Збірка конструкції літака включає три ключові групи операцій:

1. **Базування** — орієнтація деталей і складальних одиниць у просторі відносно визначених поверхонь або точок. Від точності базування залежить формування аеродинамічного профілю та геометрії конструкції.
2. **Закріплення** — надійна фіксація деталей у заданому положенні до моменту створення постійних з'єднань.
3. **Виконання з'єднань** — клепа́ння, болтове з'єднання, зварювання чи інші методи залежно від конструкції та вимог до міцності.

Метод складання — це сукупність технічних рішень, що визначають схему базування, види складальних баз, послідовність збирання та способи забезпечення технологічної точності. У літакобудуванні методи складання класифікують за низкою характеристик.

Методи складання авіаційних виробів розрізняють за такими параметрами:

1. Спосіб базування

Він визначає, від яких поверхонь або геометричних елементів відраховується положення деталей:

- базові поверхні деталей,
- поверхні або точки розмітки,
- складальні отвори (СО),
- базові отвори (БО),
- поверхні технологічної оснастки,
- поверхні каркаса,
- зовнішні або внутрішні поверхні обшивки.

2. Ступінь забезпечення взаємозамінності

Може бути:

- повною,
- частковою (зі встановленими допусками),
- селективною (з підбором деталей),
- з необхідністю місцевого припасування.

3. Необхідний обсяг спеціальної оснастки

Від простих шаблонів і фіксаторів до складних стапелів та координатних пристроїв.

4. Точнісні параметри

Визначаються:

- жорсткістю системи «деталь — пристосування — інструмент»,
- здатністю забезпечити геометрію профілю,
- стабільністю розмірів.

5. Економічна доцільність

Враховує витрати на оснащення, трудомісткість, час виконання, придатність для серійного випуску.

У нормативній документації та технічній літературі виділяють такі методи:

1. За базовими поверхнями деталей.

Застосовується, коли елементи конструкції мають високоточні поверхні, які можуть бути вимірювальними базами.

2. За розміткою.

Простий, але малоточний метод, актуальний при дрібносерійному та одиничному виробництві.

3. По складальних отворах (СО).

Забезпечує точну взаємну орієнтацію деталей за рахунок системи отворів.

4. По базових отворах (БО).

Дає підвищену точність, оскільки базові отвори обробляються з високою точністю у ранніх етапах виробництва.

5. По отворах під стикові болти (ОСБ).

Використовується в силових стиках та відповідальних елементах.

6. За базовими поверхнями оснастки.

Актуально під час складання великих панелей та секцій.

7. За лазерним променем.

Застосовується в сучасному високоточному виробництві для безконтактного визначення базових точок.

8. По поверхні каркаса.

Застосовується при встановленні обшивки або зовнішніх панелей.

9. По зовнішній поверхні обшивки.

Дозволяє зберегти аеродинамічний обвід.

10. По внутрішній поверхні обшивки через технологічний каркас.

Забезпечує базування при відсутності можливості використати інші методи.

Вибір оптимального методу здійснюють із урахуванням таких конструктивно-технологічних чинників:

- схема членування конструкції,
- відносна жорсткість елементів,
- геометричні параметри деталей,

- наявність компенсувальних елементів,
- тип з'єднань (болтові, клепані, фланцеві),
- доступність поверхонь для базування,
- вимоги до точності формування обводу.

Жорсткі елементи (лонжерони, силові панелі) можуть служити базами, тоді як тонкостінні панелі потребують підтримки стапелів та кондукторів.

Якщо один метод не дозволяє забезпечити потрібну точність або технологічність, застосовують комбіновані методи, де поєднують кілька систем базування. У таких випадках «головним» вважають той метод, який визначає аеродинамічну форму поверхні, тоді як додаткові методи забезпечують точність локальних вузлів.

Для складання проектованої консолі крила обрано **комбінований метод**, який поєднує:

- **базування по базових отворах (БО);**
- **базування по контрольних фіксуючих опорах (КФО);**
- **базування по поверхні каркаса.**

Причини вибору такого поєднання:

1. Простота реалізації технологічних операцій.

Метод не вимагає дорогого або складного обладнання.

2. Мінімальні витрати на оснащення.

За рахунок використання існуючих поверхонь як баз не потрібно створювати розгалужену систему стапелів.

3. Висока стабільність розмірів.

БО гарантують точне формування силового каркаса.

4. Зниження трудомісткості.

Завдяки комбінуванню методів відпадає необхідність у додаткових операціях юстування.

5. Формування правильного аеродинамічного обводу.

Базування по каркасу дає можливість точно встановити обшивку без утворення хвилястості.

Опис комбінованого методу складання

- **Способи базування:**
 - по складальних отворах;
 - по поверхні каркаса.
- **Складальні бази:**
 - отвори (первинні бази),
 - поверхні каркаса (вторинні бази).

Така комбінація дозволяє забезпечити високу точність, геометричну стабільність та технологічність складання конструкції.

4.1.3. Розробка схеми ув'язування складальної оснастки ВЧК

Геометрична взаємозамінність є однією з ключових вимог до складальних одиниць авіаційних конструкцій. Під цим поняттям розуміють властивість елементів конструкції, виготовлених у різний час та в різних умовах, займати у складі агрегату строго визначене положення без необхідності додаткової підгонки. Взаємозамінність забезпечує не лише стабільність серійного виробництва, але й ремонтпридатність виробу упродовж усього його життєвого циклу.

У багатокомпонентних авіаційних конструкціях, зокрема у вузлах консолей крила, досягнення повної геометричної сумісності можливе лише за умови правильного ув'язування — узгодження геометричних параметрів деталей із поверхнями та координатами складальної оснастки. Ув'язка виконується на етапі підготовки виробництва та визначає точність, з якою буде відтворений аеродинамічний обвід виробу та взаємне положення силових елементів.

Для узгодження геометрії використовуються різні типи першоджерел. До них належать:

- **креслення та технічна документація**, створені відповідно до вимог САПР та міжнародних стандартів;
- **плазові розгортки**, традиційно застосовувані на великих авіабудівних заводах;

- **еталонні макети** або контрольні шаблони;
- **електронні моделі (3D CAD-моделі)**, які у сучасному виробництві є базовим джерелом аналітичної інформації.

Першоджерела формують *базову геометрію* виробу — контури, габарити, посадкові поверхні, координатні точки, положення силових елементів, обводи профілю. Саме їх використання забезпечує відсутність накопичувальних помилок, які могли б виникати при багаторазовому копіюванні або перенесенні розмірів.

Для перенесення геометрії з першоджерела до виробництва застосовують:

- **універсальні інструментальні засоби** (вимірювальні лінійки, рівні, індикатори);
- **плоскі шаблони** для контролю та відтворення контурів;
- **об'ємні макети**, що задають просторове положення базових поверхонь;
- **стапелі, кондуктори й пристрої**, розроблені спеціально для складальних операцій.

Ці засоби забезпечують точне перенесення координат на деталі та вузли, що є критично важливим для правильного формування конструкції.

Метод ув'язки — це спосіб встановлення відповідності між геометричними параметрами конструкції та геометрією технологічної оснастки. Він визначається типом першоджерела, засобами перенесення інформації та способом формування базових поверхонь.

У практиці авіабудування використовуються різні методи ув'язки:

- інструментальний,
- шаблонний,
- еталонний,
- програмно-інструментальний,
- макетно-вимірювальний.

Кожен з них має свої переваги, обмеження й сферу застосування.

Для ув'язки складальної оснастки верхньої частини крила (ВЧК) у проєкті обрано **програмно-інструментальний метод (ПРИМ)**. Це найсучасніший і

найбільш точний метод, який використовується провідними авіабудівними компаніями світу — Airbus, Boeing, Embraer.

Переваги PRIM:

1. Незалежність каналів передавання інформації.

Усі розміри та координати створюються безпосередньо на основі електронної моделі, що виключає проміжні етапи перенесення та помилки, пов'язані з ними.

2. Виготовлення оснастки на верстатах із ЧПК.

Формувальні поверхні, направляючі, опори та інші елементи стапеля обробляються за керуючою програмою, створеною на основі CAD-моделі.

3. Відсутність накопичення похибок.

Оскільки координати задаються числовими методами, усі деталі виготовляються у єдиному координатному просторі.

4. Можливість швидкої модернізації.

При внесенні змін до конструкції достатньо відкоригувати електронну модель — після цього одразу генерується нова керуюча програма.

5. Особлива ефективність при виготовленні аеродинамічних поверхонь.

Обводи крила, профілі панелей та контуровані поверхні можуть бути відтворені у точності до десятих або сотих міліметра.

У нашому випадку PRIM є оптимальним, оскільки модернізована конструкція крила передбачає підвищені вимоги до точності обводу та зменшення допусків на установлення панелей обшивки. Крім того, простота конструкції дає змогу ефективно застосувати засоби комп'ютерного моделювання для оптимізації складання.

У методі PRIM першоджерелом є:

- **керуюча програма**, сформована з електронної 3D-моделі.

Засобами ув'язки виступають:

- **універсальні інструментальні засоби та координатні вимірювальні системи,**
- **контрольно-вимірювальні шаблони,**

- фіксуючі опори та базові елементи оснастки.

Усе оснащення виготовляється у єдиній координатній системі, що повністю виключає суперечності в геометричній прив'язці.

У процесі ув'язування елементів консолі узгоджуються такі параметри:

- **габаритні розміри панелей і лонжеронів,**
- **точність розташування силових елементів відносно базової осі,**
- **взаємне положення нервюр і розташування їхніх монтажних поверхонь,**
- **координати профільних точок аеродинамічного обводу,**
- **точність позиціонування відносно базової точки стапеля,**
- **положення контрольних точок для вимірювання під час складання.**

Завдяки цьому забезпечується стабільність аеродинамічного профілю крила та можливість серійного виробництва без додаткової припасовки.

Отже, можна зробити висновок, що застосування програмно-інструментального методу ув'язки (ПРИМ) для складальної оснастки ВЧК дозволяє:

- досягти максимальної точності відтворення геометрії;
- забезпечити повну геометричну взаємозамінність елементів конструкції;
- мінімізувати похибки завдяки прямому використанню електронної моделі;
- скоротити цикл підготовки виробництва;
- підвищити якість складання та зменшити собівартість.

Цей метод є оптимальним та повністю відповідає вимогам сучасного авіабудування.

4.1.4 Засоби і методи забезпечення взаємозамінності

Взаємозамінність деталей, вузлів та агрегатів є фундаментальною вимогою авіаційного виробництва і визначає можливість встановлення складальних одиниць у конструкцію без додаткової підгонки або припасування. Забезпечення взаємозамінності дозволяє гарантувати стабільність конструктивної геометрії, якість складання, ремонтпридатність та безпечну експлуатацію літака.

У сучасному літакобудуванні взаємозамінність розглядається не лише як здатність елементів точно збігатися за розмірами, а як комплексна властивість, що включає узгодження форм, поверхонь, координат, профілів та положень базових точок. Саме тому питання забезпечення взаємозамінності займає особливе місце на етапах технологічної підготовки виробництва, проєктування оснастки та складання.

Однією з умов необхідності забезпечення взаємозамінності

а) Виробничі чинники

У процесі складання усі деталі мають займати свої проєктні місця без додаткової механічної обробки або коригування. Поява підгінних операцій призводить до:

- збільшення трудомісткості;
- зниження точності складання;
- порушення ритмічності виробничого процесу;
- перевищення норм часу;
- погіршення якості кінцевого виробу.

Більш того, підгінні роботи часто створюють локальні напруження, які можуть негативно впливати на ресурс конструкції.

б) Експлуатаційні вимоги

Під час експлуатації окремі елементи конструкції піддаються зношуванню та потребують оперативної заміни. В аеродромних та ремонтних умовах необхідно забезпечити:

- швидку заміну без використання спеціальних пристосувань,
- відсутність підгонки,
- можливість безпечної експлуатації після заміни.

Взаємозамінність суттєво скорочує час технічного обслуговування та знижує вартість ремонтних операцій.

в) Вимоги до якості конструкції

Недостатня точність або необхідність підгонки можуть призвести до:

- появи тріщин у місцях напруження;

- порушення геометрії поверхонь;
- появи внутрішніх залишкових напружень;
- передчасного руйнування елементів;
- порушення аеродинамічного обводу крила;
- погіршення льотно-технічних характеристик.

Наслідки таких дефектів можуть бути критичними, тому вимоги до взаємозамінності регламентуються нормативними документами та технічними умовами на виробництво.

У проєкті ув'язка заготівельної, складальної та монтажної оснастки виконується на основі **електронної моделі (ЕМ)** та **інструментального стенду**, що дає змогу точно встановити геометричні параметри:

- контурів,
- роз'ємів,
- профільних ліній,
- аеродинамічних обводів,
- опорних поверхонь.

Узгодження цих параметрів дозволяє сформувати єдину координатну базу для всіх елементів конструкції.

Забезпечення взаємозамінності реалізується за допомогою комплексу технічних засобів та технологічних прийомів.

1. Використання електронних моделей високої точності

3D-моделі виступають цифровими еталонами та забезпечують:

- відсутність накопичення похибок,
- точне формування розмірів та координат,
- узгодженість усіх конструктивних елементів.

2. Виготовлення оснастки за допомогою ЧПК

Елементи стапеля, кондуктори, шаблони та контрольні поверхні обробляються на верстатах із ЧПК за даними з електронної моделі, що гарантує стабільність геометрії.

3. Інструментальна ув'язка

Застосовується інструментальний стенд та високоточні вимірювальні засоби:

- лазерні трекери,
- координатно-вимірювальні машини (КВМ),
- контрольні шаблони,
- індикаторні системи.

Це дозволяє з високою точністю перенести геометрію з ЕМ у конструкцію.

4. Контроль обводів і контурів

Ув'язка оснастки за контурами та обводами виконується шляхом:

- побудови контрольних перетинів,
- копіювання профільних точок,
- перевірки складання на інструментальному стенді,
- застосування штифтових і поверхневих баз.

Це забезпечує точність формування аеродинамічного профілю крила.

5. Визначення допусків та норм точності

На кожен елемент установлюються:

- міжопераційні допуски,
- габаритні допуски,
- координатні допуски,
- допуски на форму та розташування поверхонь.

Їх узгодження гарантує відсутність конфліктів між сусідніми деталями.

6. Стандартизація методів контролю

Для перевірки взаємозамінності застосовують:

- операційний контроль,
- приймальний контроль після складання,
- статистичний контроль параметрів серійної продукції.

Завдяки застосуванню електронної моделі, програмно-інструментальних методів і високоточних вимірювальних засобів у проєкті досягається:

- геометрична відповідність усіх базових поверхонь;
- можливість серійного складання без припасування;
- підвищення точності аеродинамічного обводу крила;
- зменшення трудомісткості виробництва;

- підвищення ресурсу та надійності конструкції;
- скорочення часу на технічне обслуговування в експлуатації.

4.1.5 Розрахунок точності виконання обводу консолі крила

Точність виготовлення об'єкта складання визначається відхиленнями його основних розмірів від номінальних значень. Ці відхилення регламентуються технічними умовами та обмежуються встановленими допусками.

У процесі послідовного перенесення інформації від першоджерела до об'єкта (у даному випадку — до обшивки) відбувається накопичення похибок, сукупність яких і визначає кінцеву точність виготовленої конструкції.

Для координатно-шаблонного методу ув'язки оснастки схема виникнення та сумування похибок складального пристосування (стапеля складання нервюри).

ПРИМ:

Розрахунок виконуємо аналогічно. Схему ув'язування наведено на рисунку 15 результати розрахунків занесені в таблицю 3.

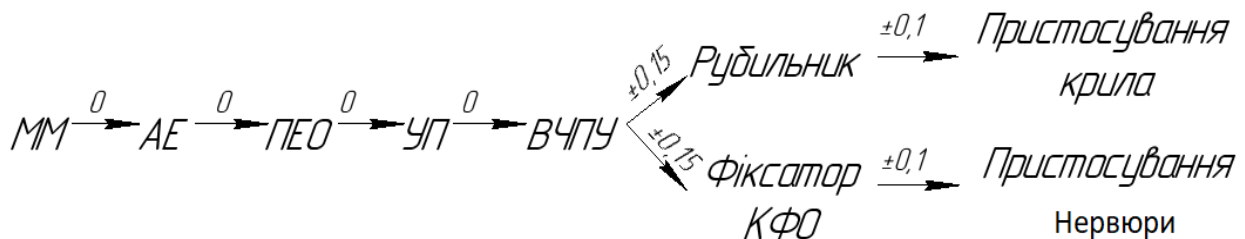


Рисунок 15 — Схема ув'язування ПРІМ

Таблиця 3 — Отримані розрахунки ПРІМ

Етап	Допуск	$\Delta_i, \text{мм}$	$\delta_i', \text{мм}$	A_i	k_i	α_i	$A_i \delta_i' \alpha_i$	$A_i \Delta_i$	$k_i^2 (\delta_i')^2 \times A_i^2$
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
ВЧПУ– рубильник	$\pm 0,15$	0	0,075	+1	1	+0,5	0,0375	0	0,005
рубильник – пристосування нервюри	$+0,1$ 0	+0,05	+0,05	+1	1	0	0	0,05	0,0025

ВЧПУ– КФО	$\pm 0,15$	0	0,075	1	1	+0,5	0,0375	0	0,005
КФО – пристосування нервюри	+0,1 0	+0,05	+0,05	+1	1	0	0	0,05	0,0025
Σ							0,075	0,1	0,015

$$\Delta_{\Sigma} = 0,1 + 0,075 = 0,175(\text{мм});$$

$$\delta'_{\Sigma} = \pm\sqrt{0,015} = \pm 0,122(\text{мм});$$

$$\frac{BO_{\Sigma}}{HO_{\Sigma}} = 0,175 \pm 0,122 = \frac{0,297}{0,053} (\text{мм});$$

Таким чином, допуск на вузол:

$$\delta_{\text{взл.}} = \pm 2 - \begin{pmatrix} 0,297 \\ 0,053 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1,7 \\ -1,947 \end{pmatrix} (\text{мм}).$$

Відхилення розмірів пристосування від теоретично заданих, як видно зі схеми, визначається сумою похибок, накопичених на окремих етапах перенесення розмірів.

Закон розподілу на окремих етапах - нормальний закон розподілу Гаусса. В цьому випадку допуск на точність визначається за формулою:

$$\delta_{\text{обв}} = \sum_{i=1}^n A_i \times \Delta_i \pm \sqrt{\sum_{i=1}^n A_i^2 \times \left(\frac{\delta_i}{2}\right)^2} \quad (2.1)$$

де A_i - коефіцієнт передачі, в даному випадку $A_i = +1$

$$\frac{\delta_i}{2} - \text{половина поля допуску окремого етапу перенесення: } \frac{\delta_i}{2} = \frac{BO + HO}{2}$$

$$\Delta_i - \text{координата середини поля допуску цього ж етапу перенесення: } \Delta_i = \frac{BO + HO}{2}$$

BO, HO - верхнє і нижнє граничні відхилення розмірів від номінального значення.

Таблиця 4 — Дані розрахунків по ПРИМ

Етап	Допуск	$\Delta_i, \text{мм}$	$\delta_i', \text{мм}$	A_i	k_i	α_i	$A_i \delta_i' \times \alpha_i$	$A_i \Delta_i$	$k_i^2 (\delta_i')^2 \times A_i^2$
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
ВЧПУ– КФО	$\pm 0,15$	0	0,075	1	1	+0,5	0,0375	0	0,005
КФО – пристосу- вання панелі	+0,1 0	+0,05	+0,05	+1	1	0	0	0,05	0,0025
Σ							0,0375	0,05	0,003

$$\Delta_{\Sigma} = -0,05 + 0,0375 = -0,0125(\text{мм});$$

$$\delta_{\Sigma}' = \pm \sqrt{0,03} = \pm 0,054(\text{мм}).$$

$$\text{Для пристосування: } \frac{BO}{HO} = -0,0125 \pm 0,054 = \begin{matrix} 0,071 \\ -0,0665 \end{matrix} (\text{мм})$$

$$\text{або } \delta_{np} = 0,127(\text{мм})$$

Для укладення про точність обвіду необхідно отримане значення порівняти з похибкою відхилення розмірів, що обмовляється в технічних умовах.

$$\delta_{обв.т.у.} = \pm 1\text{мм}$$

$$BO_{т.у.} = +0.071 / HO_{т.у.} = -0.0665$$

При порівнянні отримуємо, що похибка, отримана при розрахунку менше похибки, що обмовляється в ТУ,

$$\delta_{обв.} < \delta_{обв.т.у.}$$

Таким чином, точність обвіду забезпечена.

4.2. Нормування маршрутно-операційних технологічних процесів складання консолі крила

Нормування маршрутно-операційних технологічних процесів складає основу організації серійного виробництва авіаційних конструкцій та визначає ефективність виконання складальних робіт. Технологічний процес складання крила являє собою впорядковану послідовність операцій, спрямованих на

встановлення складальних одиниць, вузлів, деталей та панелей у складальне пристосування згідно з конструкторською документацією, забезпечення їх фіксації, утворення необхідних з'єднань, а також виконання всіх супутніх підготовчих і контрольних дій. Важливою складовою процесу є також визначення складу виконавців, їхньої спеціальності та кваліфікаційного рівня, розрахунок норм часу, добір інструментів та обладнання, що гарантують необхідну точність і якість складання.

Розроблення маршрутно-операційного технологічного процесу для серійного виробництва з річною програмою у 28 комплектів здійснюється на підставі робочих креслень та прийнятої схеми складання крила. Такий підхід дозволяє забезпечити повторюваність операцій, стабільність якості та рівномірне навантаження виробничих потужностей. Технолог формує процес таким чином, щоб виключити непотрібні переходи, мінімізувати ручні операції та забезпечити раціональну співпрацю всіх робітників, задіяних у складанні.

Сутність операцій і переходів технологічного процесу визначається логікою виконання складальних робіт. У загальному вигляді складання виконується у послідовності, що гарантує правильне формування силової схеми виробу та дотримання всіх геометричних параметрів. Процес включає такі основні етапи: підготовка деталей до складання, встановлення їх у положення, визначене кресленнями, фіксація встановлених деталей, підготовка до виконання з'єднань, контроль точності та якості, а також завершальні операції, що забезпечують доведення виробу до нормативного стану. Кожен перехід розглядається як окрема технологічна дія, що має свої вимоги до точності, інструменту та умов виконання.

Для кожної операції технолог визначає інструмент та обладнання, необхідні для забезпечення проектної точності та відповідності технологічним вимогам. Це можуть бути механізовані та ручні інструменти, пристосування для базування, елементи оснастки, вимірювальні прилади та інше спеціальне обладнання. Вибір інструментів тісно пов'язаний з жорсткістю та масою виробу, габаритами деталей, видом запланованих з'єднань та умовами доступу

до місць виконання операцій. У випадку складання консолі крила значна частина робіт пов'язана з установленням великогабаритних панелей і силових елементів, тому особливу увагу приділяють використанню підймально-транспортного обладнання, фіксаторів та стапельної оснастки.

Норми часу на виконання окремих видів робіт визначаються на основі нормативних матеріалів НІАТ з урахуванням складності операцій, маси деталей, умов доступу та типу інструментів, що застосовуються. Нормування дозволяє встановити оптимальний час виконання операцій, визначити потребу у виконавцях та забезпечити рівномірне завантаження робочих місць. Крім того, правильно встановлені норми часу дозволяють контролювати хід виробництва, своєчасно виявляти відхилення та коригувати процеси для уникнення простоїв чи перевищення витрат трудових ресурсів.

Спеціальність, кількість та кваліфікаційний розряд робітників визначаються на основі тарифно-кваліфікаційного довідника, який встановлює вимоги до професійного рівня виконавців залежно від складності робіт. Складання консолі крила передбачає участь висококваліфікованих складальників авіаційних конструкцій, електромонтажників, випробувачів, операторів обладнання та контролерів. Визначення кількості робітників для кожної операції дозволяє уникнути простоїв та забезпечити необхідну продуктивність на всіх етапах.

Операції контролю є невід'ємною частиною технологічного процесу та завершують кожний логічний етап складання. На підставі креслень і технічних умов технолог визначає параметри, що підлягають перевірці, засоби контролю, а також методи, що забезпечують необхідну точність. Контроль може включати вимірювання лінійних розмірів, перевірку координатних точок, оцінку якості отворів, правильність геометрії панелей, відповідність монтажних поверхонь та стану виконаних з'єднань. Для цього застосовуються штангенінструменти, індикатори, шаблони, лазерні вимірювальні системи та інші технічні засоби.

Таким чином, нормування маршрутно-операційних технологічних процесів забезпечує структурованість і керованість складання консолі крила,

дозволяє оптимально розподілити трудові та матеріальні ресурси, підтримувати високу якість виробу та ритмічність виробництва. Ретельно опрацьований технологічний процес є запорукою точності, надійності та безвідмовної роботи конструкції в експлуатації.

4.3 Обґрунтування автоматизації та механізації для засобів ведення складального процесу

Механізація та автоматизація складальних процесів є невід'ємною складовою сучасного авіаційного виробництва, оскільки вони забезпечують значне підвищення продуктивності праці, покращення якості кінцевої продукції, зниження собівартості та стабільність технологічних результатів. Удосконалення засобів ведення складального процесу дозволяє не лише підвищити ефективність виконання операцій, а й створює передумови для зменшення впливу людського фактора, що особливо важливо у високоточних операціях, характерних для виготовлення крила літака.

Автоматизація окремих операцій часто стає єдиним можливим шляхом виконання технологічних дій, які в умовах ручного управління або технічно складно реалізувати, або взагалі неможливо виконати з необхідною точністю. Досвід провідних авіабудівних підприємств свідчить, що застосування автоматизованих засобів складання забезпечує суттєве підвищення стабільності геометричних параметрів, зменшує обсяг доробок та виключає проблеми, пов'язані з різним рівнем кваліфікації робітників.

Підвищення продуктивності праці при механізації та автоматизації досягається шляхом інтенсифікації технологічних операцій, переходу до робіт у стабільних режимах, мінімізації часу на проміжні переходи, контролю та переналадку обладнання. Автоматизовані системи дають змогу оптимізувати рух інструмента, забезпечити повторюваність операцій, а також зменшити тривалість підготовчих та допоміжних дій. У результаті підвищується ритмічність виробничого процесу, знижується ризик помилок на етапах складання та скорочуються витрати на контроль якості.

Технологічний цикл складання агрегатів і вузлів літака включає такі основні етапи: подача складальних елементів у зону виконання операції, їх

точна орієнтація в просторі, надійна фіксація, проведення обробки або з'єднання, розкріплення, контроль результатів та транспортування у наступну зону. Кожен із цих етапів може бути механізований або автоматизований частково чи повністю залежно від конструктивної складності виробу, вимог до точності та обсягу серійного випуску.

У процесі складання крила літака значну частку трудомісткості становлять операції зі з'єднання елементів: клепаання, встановлення силових болтів, свердління та зенкування отворів. Умови виконання цих операцій вимагають високої повторюваності, точності та стабільності зусиль. З огляду на це доцільно впроваджувати механізовані комплекси для клепаання та загвинчування болтів із використанням пневматичних або електричних клепальних машин і гайковертальних інструментів. Такі засоби дозволяють зменшити навантаження на робітника, скоротити тривалість операцій та гарантувати однакову якість виконаних з'єднань.

Особливо важливою є автоматизація свердлильно-зенкувальних операцій, оскільки точність формування отворів у панелях і силових елементах безпосередньо впливає на якість з'єднання, рівномірність розподілу напружень та забезпечення гладкої зовнішньої поверхні крила. У цьому проєкті пропонується застосування свердлильно-зенкувальної автоматизованої руки, яка здатна виконувати формування отворів у точно визначених координатах відповідно до електронної моделі виробу. Використання таких систем забезпечує відсутність накопичення похибок, підвищує точність зенкування та суттєво скорочує час на розмітку та коригування положення деталей.

Для забезпечення ефективного складання консолі крила також доцільно використовувати механізовані системи подачі та фіксації панелей, автоматизовані рухомі платформи для транспортування вузлів між робочими зонами, пристрої для вивірювання положення лонжеронів та нервюр з використанням лазерних вимірювальних систем. Це дозволяє значно знизити ручні зусилля, забезпечити правильне позиціонування великогабаритних деталей та мінімізувати ризик їх деформації під час складання.

Узгоджене застосування механізації та автоматизації в складальному процесі дає змогу досягти високого рівня культури виробництва, стабільності параметрів, зменшити вимоги до фізичного навантаження робітників та покращити умови праці. Впровадження зазначених рішень є обґрунтованим та економічно доцільним у контексті серійного виробництва авіаційної техніки, особливо за умов підвищення вимог до точності та якості складання крила.

4.4 Розробка укрупненого технологічного процесу для вхідної складальної нервюри №6

Директивний технологічний процес — це комплект технологічних документів, оформлений на спеціальних бланках (маршрутних картах), у яких зазначено послідовність установаження деталей, вузлів і панелей, їх фіксації та складання з дотриманням установлених технічних вимог.

Загальна послідовність складання нервюри № 6:

1. Установаження верхнього поясу.
2. Установаження нижнього поясу.
3. Монтаж стінки нервюри.
4. Установаження поперечних книць.
5. Свердління отворів під заклепки.
6. Клепання заклепок.
7. Контроль зібраного вузла.

Нормування технологічного процесу

Для нормування технологічних операцій використовуються заводські норми часу, які коригуються за допомогою коефіцієнта посилення норм — Кпн.

Щоб визначити величину коефіцієнта Кпн, необхідно:

- нормувати кілька характерних операцій робочого технологічного процесу;
- порівняти отримані значення норм часу з тими, що наведені в робочому технологічному процесі;
- обчислити коефіцієнт посилення норм.

Нормування слід виконувати відповідно до нормативів НІАТ.

Отримані результати наведено в таблиці 5.

Таблиця 5 – Результати нормування операцій технологічного процесу

Найменування операції	Норма часу проектованого ТП $T_{\text{П}}$, хв	Норма часу базового ТП $T_{\text{Б}}$, хв	$K = \frac{T_{\text{Б}}}{T_{\text{П}}}$
Свердління отворів	0,092	0,075	0,82
Клепання заклепками	0,26	0,21	0,81
Фіксація технологічними болтами	0,21	0,19	0,91

$T_{\text{П}}$ – норма часу проектованого тех. процесу,

$T_{\text{Б}}$ – норма часу базового тех. процесу.

$$K_{\text{пн}} = \frac{K_1 + K_2 + K_3}{3} = \frac{0,82 + 0,81 + 0,91}{3} = 0,85.$$

Отже, для того щоб посилити норми часу, що необхідно для зменшення собівартості складання і часу складання, необхідно помножити норму часу для кожної операції заводського ТП на величину $K_{\text{пн}} = 0,85$

4.5. Розробка схеми базування при складанні агрегату

Правильна організація базування під час складання агрегату є одним із ключових факторів, що визначають точність, надійність та якість кінцевої конструкції. Від вибору базових осей, площин і поверхонь залежить положення кожного елемента у просторі, а отже — правильність формування загальної геометрії агрегату та відтворення аеродинамічного обводу. Технологічний процес складання може бути реалізований ефективно лише за умови чіткого визначення принципів базування та раціонального застосування опор, фіксаторів і затискувальних елементів.

Під час розроблення схеми базування необхідно забезпечити дотримання трьох основоположних принципів: принципу єдності баз, принципу постійності баз та принципу співпадання баз. Принцип єдності баз полягає у тому, що всі операції, пов'язані з визначенням положення агрегату, повинні здійснюватися

відносно одного й того самого набору базових елементів. Це забезпечує узгодженість координат, виключає накопичення похибок і дозволяє відтворювати однакову геометрію під час складання кожної одиниці продукції.

Принцип постійності баз означає, що вибрані базові поверхні чи осі повинні залишатися незмінними на всіх етапах процесу — від установлення елементів до фіксації та виконання з'єднань. Будь-яка зміна баз у процесі складання може призвести до втрати точності, що в авіабудуванні є недопустимим. Тому конструкція стапеля та технологічної оснастки проєктується таким чином, щоб забезпечити стабільність базових точок протягом усього циклу робіт.

Принцип співпадання баз реалізується тоді, коли установчі бази деталей і вузлів збігаються зі складальними базами стапеля. У такому випадку положення елементів визначається безпосередньо від тих поверхонь та осей, на які орієнтується вся конструкція, що забезпечує максимальну точність. Фіксатори та базуючі елементи стапеля встановлюються саме в тих місцях, які відповідають геометричним базам деталі згідно з кресленнями. Це дозволяє усунути деформації, знизити похибки позиціонування та забезпечити стабільне відтворення необхідної геометрії.

Під час вибору базових перетинів доцільно прагнути мінімізації їх кількості, оскільки надмірна кількість баз може призвести до появи перевизначених систем, що ускладнює складання та збільшує ризик деформацій через різні жорсткості елементів. Водночас кількість опор і фіксаторів визначається не лише кількістю деталей, а й способом їх установлення, геометричною формою, масою та жорсткісними характеристиками. Наприклад, деталі з малою жорсткістю потребують більшої кількості точок підтримки, щоб уникнути провисань, викривлень або зміни профілю під дією власної ваги.

Кількість затискачів визначається також конфігурацією елементів, що встановлюються, і специфікою їх взаємодії з опорними поверхнями. Для лонжеронів та нервюр необхідно забезпечити жорстке фіксування у трьох площинах, тоді як для панелей обшивки часто достатньо забезпечити

рівномірне притискання до каркаса. У разі складання агрегатів з різною товщиною та жорсткістю конструкційні елементи стапеля повинні компенсувати можливі мікродеформації, не допускаючи порушення профілю.

Під час проектування схеми базування (рис.16) також враховується взаємне розташування осей симетрії, профільних перетинів та контрольних точок, що визначають геометрію агрегату. Для складних конструкцій, таких як крило, особливого значення набуває забезпечення точного положення стрілоподібності, крутки крила, профільних ліній і форми обводу. Саме тому бази мають бути прив'язані до конструктивно важливих елементів — осей лонжеронів, центрів нервюр, перерізів профілю та контрольних поверхонь.

Таким чином, розробка схеми базування є ключовою складовою технологічної підготовки складання агрегату. Від її правильності залежить точність відтворення геометрії конструкції, рівень взаємозамінності, надійність з'єднань і загальна якість виробу. Чітке дотримання принципів базування, оптимізація кількості фіксаторів та обґрунтоване визначення опор забезпечують технологічну надійність процесу та дозволяють стабільно отримувати високоточний результат у серійному виробництві.

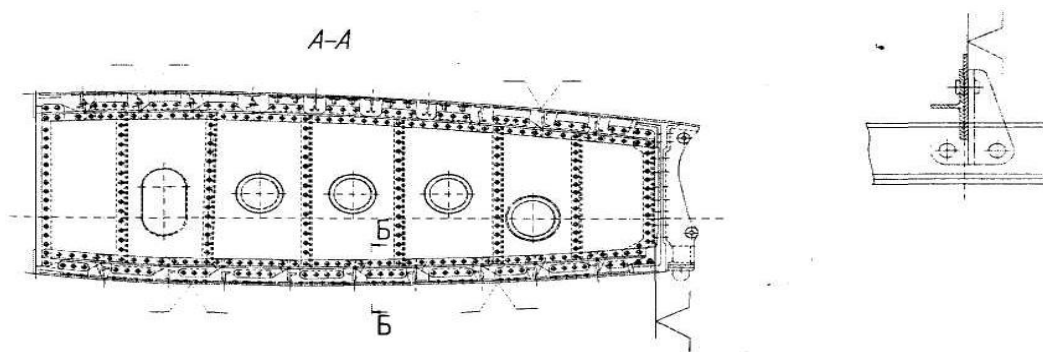


Рисунок 16 - Схема базування

4.6. Характеристика об'єкта, методи і засоби контролю якості

Об'єктом контролю якості в цеху складання є консоль крила, а також всі деталі, вузли, секції та підзбірки, що входять до її конструкції й визначають її функціональні, міцнісні та аеродинамічні характеристики. Оскільки крило є одним із найвідповідальніших елементів літака, вимоги до точності його виготовлення та стабільності геометрії надзвичайно високі, а тому система

контролю якості повинна охоплювати всі етапи виробничого процесу — від надходження компонентів до проведення випробувань зібраного виробу.

Забезпеченням необхідного рівня якості займається служба технічного контролю (ВТК), яка здійснює багаторівневий контроль за станом деталей і складальних робіт. Основні функції служби включають контроль вхідних деталей, вузлів і підбірок, які надходять у цех складання, перевірку відхилень від робочих креслень, стан поверхонь і якість первинних обробок. Такий етап є критично важливим, оскільки будь-який дефект у вихідних елементах може передаватися на наступні стадії виробництва, ускладнюючи складання й призводячи до відмови вузлів.

Операційний контроль виконується безпосередньо під час складання і спрямований на перевірку точності базування, відповідності встановлення деталей кресленням, правильності виконання з'єднань, надійності фіксації та узгодженості геометричних параметрів. На цьому етапі контролюється правильність положення нервюр, лонжеронів, панелей обшивки, відповідність профільних перерізів, а також точність отворів під заклепки та болти. Це дозволяє запобігти похибкам ще до завершення складання агрегату.

Загальнотехнічний огляд зібраних агрегатів передбачає комплексну перевірку стану консолі крила після завершення основних складальних операцій. На цьому етапі оцінюється відповідність геометричних параметрів проектній документації, перевіряється правильність взаємного розташування елементів, відсутність механічних пошкоджень, корозійних проявів або дефектів поверхонь, а також стан зовнішнього обводу, що визначає аеродинамічні властивості.

Особливо важливою є перевірка герметичності паливних баків (кесона ВЧК), оскільки консоль крила служить не лише несучим елементом, а й резервуаром для авіаційного палива. Герметичність перевіряється шляхом випробувань фреон-повітряною сумішшю та паливом. Позитивний результат таких випробувань гарантує відсутність витоків, правильність виконання

клепальних і болтових з'єднань, а також відповідність елементів паливної системи технічним вимогам.

Контроль якості виконується не лише візуально, але й за допомогою сучасних засобів вимірювання, що забезпечують високу точність та достовірність отриманих результатів. Серед основних засобів контролю застосовуються лінійка 300 мм за ГОСТ 427–75, яка використовується для вимірювання простих лінійних розмірів та оцінки відхилень від прямих або площинних поверхонь; штангенциркуль ШЦ-11-250-01 за ГОСТ 166–89, що дозволяє визначати зовнішні, внутрішні та глибинні розміри деталей з точністю до сотих часток міліметра; щупи складальні №2 і №3 за ГОСТ 882–75, які використовують для контролю зазорів та посадок, що особливо важливо під час установлення панелей і виконання стикових з'єднань.

Для контролю просторового положення елементів конструкції застосовуються нівеліри, що дозволяють визначати горизонтальність і вертикальність установлення вузлів, а також контролювати параметри площинності. Сучасним і високоточним засобом контролю є лазерні трекари, які дають змогу виконувати тривимірні вимірювання координат точок конструкції з високою точністю і використовуються для перевірки положення профільних перерізів, поверхонь обшивки та геометрії осей.

Окремо слід зазначити застосування координатно-вимірювальної машини FARO EDGE 12, яка дозволяє отримувати цифрову інформацію про геометрію складальних елементів, виконувати контроль за електронною моделлю, формувати тривимірні карти відхилень, а також забезпечувати документування результатів вимірювань. Використання такої системи значно підвищує точність контролю та дозволяє оперативно виявляти і коригувати відхилення під час складання.

Таким чином, система контролю якості, застосована при складанні консолі крила, є комплексною і включає багаторівневий контроль деталей, підбірок та агрегатів, операційний контроль у процесі складання, вимірювання геометричних параметрів і випробування на герметичність. Використання

сучасних засобів вимірювання, поєднаних з візуальним оглядом та технічним контролем, забезпечує високу якість виготовлення агрегату та гарантує його відповідність вимогам авіаційної безпеки.

4.7. Комплексна система управління якістю продукції

Комплексна система управління якістю продукції є однією з найважливіших складових сучасного авіабудівного виробництва, оскільки забезпечує стабільність технологічних процесів, надійність конструкцій, відповідність експлуатаційним вимогам та конкурентоспроможність підприємства. Якість продукції формується на всіх етапах життєвого циклу виробу — починаючи від розроблення конструкторської документації та технологічної підготовки виробництва й закінчуючи експлуатацією, технічним обслуговуванням і ремонтом. Тому система управління якістю передбачає комплекс постійно діючих організаційних, технічних, технологічних та економічних заходів, спрямованих на встановлення й забезпечення необхідного рівня якості продукції.

Одним із ключових напрямів розвитку системи управління якістю є безперервне вдосконалення виробництва на основі впровадження засобів механізації та автоматизації, які дозволяють підвищувати точність технологічних операцій, зменшувати вплив людського фактора, скорочувати цикли обробки та забезпечувати стабільність параметрів виробів. Використання сучасного обладнання, високоточних вимірювальних приладів, електронних моделей та автоматизованих контрольних систем створює умови для системного підходу до управління якістю.

Важливою складовою системи є впровадження нових технологій і матеріалів, що дозволяють підвищити міцність, надійність та експлуатаційну довговічність авіаційних конструкцій. Розроблення нових методів складання, покращення технологічних процесів, застосування інноваційних інструментів і пристроїв сприяє оптимізації якості та продуктивності.

Система управління якістю передбачає активну участь усіх працівників у процесі підвищення якості продукції, адже якість формується не лише

технічними засобами, а й рівнем професійної культури, відповідальністю та компетентністю персоналу. Для цього організується систематичне технічне навчання працівників, що охоплює вивчення особливостей конструкцій, технологічних процесів, вимог до контролю та експлуатації матеріалів. Така підготовка дозволяє підвищити рівень дисципліни, відповідальності та усвідомлення значущості дотримання технологічних параметрів.

Обов'язковою умовою ефективного управління якістю є впровадження та суворе дотримання державних і галузевих стандартів, технічних умов, норм допусків та посадок, конструкторської документації, методичних вказівок та внутрішніх стандартів підприємства. Комплексна стандартизація забезпечує єдність технічних вимог, сумісність деталей і вузлів, взаємозамінність, стабільність процесів та прозорість оцінки якості.

Механізми мотивації працівників також відіграють важливу роль у системі управління якістю. Заохочення за випуск продукції високої якості стимулює персонал до дотримання технологічної дисципліни, відповідального ставлення до виконання робіт та ініціативності. Одночасно застосування морального та матеріального впливу у випадках порушення вимог або випуску неякісної продукції дозволяє підтримувати необхідний рівень виробничої культури й запобігати появі браку.

Основними функціями комплексної системи управління якістю є планування, нормування, регулювання та контроль. Функція планування охоплює розроблення програм забезпечення якості, визначення контрольних точок, стандартів і методик перевірки. Нормування передбачає встановлення кількісних вимірюваних показників якості та вимог до операцій. Регулювання забезпечує усунення відхилень і коригування процесів у разі виявлення порушень. Контроль є завершальною та водночас інтегруючою функцією, яка дозволяє оцінити відповідність продукції вимогам та ефективність застосованих заходів.

Взаємозв'язок цих функцій із технологічним процесом формує замкнутий контур управління якістю, що забезпечує постійний моніторинг параметрів,

оперативне реагування на відхилення та систематичне підвищення рівня виробництва. Така система є динамічною, здатною адаптуватися до змін конструкцій, технологій та зовнішніх умов.

Система управління якістю базується на принципах стандартизації, оптимальності, динамічності, наступності та автоматизації. Стандартизація гарантує уніфікацію вимог та процесів; оптимальність — раціональне використання ресурсів; динамічність — здатність системи швидко адаптуватися до змін; наступність — спадкоємність технічних рішень і забезпечення узгодженості між підрозділами; автоматизація — зменшення впливу людського фактора та підвищення точності. Реалізація цих принципів дозволяє створити ефективну систему, здатну забезпечувати високий рівень якості авіаційної продукції протягом усього її життєвого циклу.

4.8. Висновки по розділу

У четвертому розділі комплексно розглянуто, обґрунтовано та розроблено технологічний процес складання консолі крила регіонального літака. Детально проаналізовано всі етапи формування технологічної частини — від вибору схеми складання, методів базування та ув'язки оснастки до нормування операцій, впровадження механізованих засобів, системи контролю якості та формування елементів комплексної системи управління якістю продукції. Розроблені рішення дають змогу забезпечити високу точність, надійність та ефективність процесу складання при серійному виробництві.

Одним із ключових результатів є обґрунтування послідовно-паралельної схеми складання, що передбачає попереднє збирання основних елементів силового набору — лонжеронів, нервюр, верхніх і нижніх панелей, носової та хвостової частин, а також елементів механізації. Подача цих підбірок до стапеля загального складання забезпечує значне розширення фронту робіт, скорочення виробничого циклу та підвищення керованості складальних процесів. Такий підхід також покращує розподіл трудових ресурсів і сприяє підвищенню ритмічності виробництва.

Для складання консолі крила обґрунтовано застосування комбінованого методу базування з використанням базових отворів, контрольних фіксуючих опор та базування по каркасу. Це дозволило забезпечити необхідну точність формування аеродинамічного обводу обшивки, мінімізувати накопичення похибок і водночас зменшити трудомісткість складальних операцій та потребу в спеціальній оснастці. У поєднанні з програмно-інструментальним методом ув'язки (ПРИМ), який передбачає використання електронної 3D-моделі та обладнання з ЧПК, досягнуто високого рівня узгодженості геометричних параметрів. Аналіз точності показав, що сумарні похибки перенесення розмірів не перевищують допустимі значення, а отже геометрія аеродинамічного контуру забезпечена.

Особлива увага була приділена взаємозамінності деталей і вузлів, що є критичним фактором як під час серійного виробництва, так і при експлуатації та ремонті авіаційної техніки. Передбачено ув'язку складальної, монтажної та заготівельної оснастки за контурами, роз'ємами та обводами з використанням інструментальних стендів і високоточних вимірювальних засобів, що забезпечує стабільність геометрії та відповідність конструктивним вимогам. Розроблено маршрутно-операційний технологічний процес складання та технологію складання окремих елементів, зокрема вхідної нервюри №6, із нормуванням основних операцій. Порівняння базового процесу з проєктованим дозволило встановити коефіцієнти посилення норм, що спрямовано на зниження собівартості та скорочення тривалості складальних робіт.

У межах розділу обґрунтовано доцільність механізації та часткової автоматизації складальних операцій — свердління, зенкування, клепання, загвинчування болтів — із використанням спеціалізованих інструментів та автоматизованих систем. Це забезпечує підвищення стабільності якості з'єднань, зменшення ризику дефектів, покращення чистоти поверхонь та підвищення точності виконання отворів, що є особливо важливим для запобігання деформацій і збереження аеродинамічних параметрів.

Сформовано багаторівневу систему контролю якості, що включає вхідний, операційний та заключний контроль, а також випробування кесона ВЧК на герметичність. Для цього використовуються сучасні засоби вимірювання, зокрема координатно-вимірювальні машини, лазерні трекери, нівеліри й традиційні інструменти точного контролю. Такий підхід забезпечує високу достовірність оцінки технічного стану виробу та гарантує відповідність установленим стандартам.

У підрозділі також розглянуто фундаментальні елементи комплексної системи управління якістю продукції, що базується на принципах стандартизації, оптимальності, динамічності, наступності та автоматизації. Така система забезпечує безперервне вдосконалення виробничих процесів, впровадження нових технологій, активну участь персоналу в підвищенні рівня якості продукції, а також своєчасне реагування на можливі відхилення.

Таким чином, розроблена технологічна частина дипломного проєкту демонструє, що модернізована конструкція консолі крила може бути ефективно впроваджена у серійне виробництво. Запропоновані схеми складання, методи базування та ув'язки оснастки, заходи з механізації, нормування та контролю якості забезпечують необхідну точність геометрії, високу взаємозамінність елементів, раціональне використання трудових і матеріальних ресурсів та повністю відповідають сучасним вимогам технологічності авіаційних конструкцій. Результати розділу підтверджують можливість реалізації проєктної конструкції на виробництві з високим рівнем надійності та економічної ефективності.

РОЗДІЛ 5. РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЄКТУ

Основною метою стартап-проєкту є залучення інвесторів для комерціалізації результатів розробки — модернізованої конструкції крила та раціональної технології складання консолі літака Ан-140. Для цього необхідно продемонструвати, що запропоновані інженерні рішення мають переваги над існуючими технологіями, забезпечують зменшення маси конструкції, скорочення виробничих витрат та підвищення експлуатаційних характеристик літака.

Оскільки впровадження авіаційних технологій є довгостроковим процесом, необхідно сформувавши стратегію розвитку стартапу, яка дозволить досягти прийняттого рівня окупності та забезпечити впевненість інвесторів у потенціалі проєкту.

Наразі існують кілька шляхів фінансування авіаційних інноваційних проєктів. Традиційними джерелами є державні програми підтримки промисловості, банківські кредити на оновлення виробничих потужностей, гранти міжнародних організацій на інноваційні технології. У разі неможливості отримання такого фінансування використовують популяризацію проєкту шляхом презентацій на авіаційних виставках, технопарках, бізнес-інкубаторах. Велику роль відіграють венчурні фонди, інвестори в аерокосмічні технології, а також авіабудівні корпорації, які шукають інновації для конкурентної переваги. Інвестори зазвичай оцінюють проєкт за такими критеріями:

- якість інженерного опрацювання конструкції, новизна рішень, відповідність вимогам авіаційної сертифікації
- аналіз конкурентного ринку в сегменті авіаційних конструкцій і ремонтних технологій
- розрахунок економічного ефекту: зниження маси, трудомісткості, собівартості, поліпшення аеродинамічних характеристик
- ступінь готовності проєкту, наявність технічної документації та можливість масштабування

– наявність потенційних замовників серед авіабудівних підприємств та експлуатантів літаків

Розробку та старт проєкту умовно поділяють на такі етапи:

- створення концепції модернізації крила та дослідження ефективності запропонованого рішення
- пошук зацікавлених сторін: авіабудівних заводів, МРО-центрів, авіакомпаній
- виготовлення та тестування демонстраційних елементів конструкції
- доопрацювання виявлених недоліків, оптимізація технологічних операцій
- підготовка виробництва та масштабування збірки
- заснування інженерного бренду та комерційний запуск технології

5.1. Опис стартапу та його ідеї

Зміст проєкту: створення модернізованої конструкції крила Ан-140 із застосуванням тришарових панелей зі стільниковим заповнювачем, а також оптимізованої технології складання консолі.

Напрямки реалізації: застосування нових матеріалів, удосконалення конструктивно-технологічного членування, впровадження раціональної схеми складання та підвищення автоматизації.

Переваги для користувачів: зниження маси літака, збільшення ресурсу конструкції, скорочення трудомісткості ремонту та збирання, підвищення паливної ефективності, можливість серійного та ремонтного застосування.

Потенційні зацікавлені сторони включають авіабудівні підприємства, авіакомпанії, ремонтні бази, конструкторські бюро та організації, що займаються модернізацією авіаційної техніки.

5.2. Технологічний аудит ідеї розробленого проєкту

Технологічний аудит передбачає оцінку інженерної реалізованості запропонованих рішень, адаптивності до сучасних виробничих потужностей, вартості впровадження та наявності необхідних технологій.

Було проаналізовано сильні та слабкі сторони модернізованої конструкції:

Сильні сторони: можливість зменшення маси панелей, підвищена жорсткість, поліпшена технологічність, менша кількість технологічних операцій, можливість автоматизації складання.

Нейтральні сторони: необхідність оновлення частини устаткування, наявність сертифікаційних вимог, що потребують часу.

Слабкі сторони: висока вартість стільникових заповнювачів, складність виготовлення панелей великої площі, потреба в спеціалізованій оснастці.

Також було проведено аудит доступності технологій. Тришарові конструкції широко застосовуються у світовому авіабудуванні, тому всі технології виготовлення, склеювання, формування та випробування є доступними на сучасному ринку. Основною вимогою залишається придбання високоточного обладнання для обробки та виготовлення панелей.

5.3. Аналіз ринкових можливостей реалізації та запуску проєкту

Ринок модернізацій для регіональних літаків, включаючи Ан-140, характеризується зростаючим попитом, оскільки експлуатанти прагнуть підвищити ефективність парку авіаційної техніки. У галузі панельних конструкцій та технологій ремонту працює обмежена кількість конкурентів, що створює сприятливі умови для входження на ринок.

Основні ринкові характеристики:

- кількість конкурентів у галузі помірна
- загальний обсяг ринку модернізацій для літаків класу Ан-140 зростає
- для впровадження рішення потрібна сертифікація за авіаційними стандартами
- норма рентабельності проєктів у галузі авіаційних інженерних послуг значно перевищує середній банківський відсоток

Потенційні клієнти: авіакомпанії, ремонтні підприємства, військові структури, які експлуатують регіональні літаки. Вимоги до проєкту з боку покупців включають надійність, зниження експлуатаційних витрат,

відповідність міжнародним стандартам та можливість адаптації під конкретні умови експлуатації.

Було визначено можливості виходу на ринок: активна маркетингова кампанія, підвищення якості виготовлених панелей, вихід на міжнародні авіаційні виставки, співпраця з ремонтними центрами.

Серед загроз визначено: підвищення конкуренції, складність постачання матеріалів, висока собівартість технологій, ризику сертифікації.

5.4. SWOT-аналіз проєкту

Сильні сторони: унікальність конструкції, універсальність застосування, менші витрати на експлуатацію, зростаючий попит на модернізації.

Слабкі сторони: обмежений цільовий ринок, складність виробництва тришарових панелей.

Можливості: інтеграція з новими технологіями, вихід на ринок іноземних МРО-центрів, співпраця з авіаційними компаніями.

Загрози: висока конкуренція у світовому авіабудуванні, політичні та економічні ризику, зміна вимог сертифікації.

Результати SWOT-аналізу дозволили сформувані стратегічні кроки: інвестувати у маркетинг і сертифікацію, співпрацювати з великими постачальниками, вдосконалювати конструкцію та технологію, підвищувати економічну ефективність виробництва.

5.5. Розробка стратегії для виведення механізму на ринок збуту

Було визначено потенційні категорії покупців і оцінено їхню купівельну спроможність. Найперспективнішими є авіабудівні підприємства та МРО-центри, а також військові структури, які використовують Ан-140. Власники літаків зацікавлені у модернізації крила через зниження маси та підвищення ресурсу.

Для роботи з основними категоріями клієнтів було визначено стратегію розвитку: диференційована стратегія, що базується на унікальних властивостях

конструкції, високій якості та можливості адаптації. Проєкт не є першим на ринку панельних технологій, однак має переваги у масі та технологічності, тому стратегія передбачає активне залучення нових замовників без копіювання рішень конкурентів.

Стратегія позиціонування передбачає низьку вартість впровадження порівняно з конкурентами, дотримання правила ціна-якість, забезпечення модернізаційного потенціалу.

5.6. Розробка рекламної кампанії та маркетингової складової стартапу

Для популяризації інженерного рішення необхідно сформувати комплексну маркетингову кампанію, яка включатиме технічні презентації, участь у спеціалізованих авіаційних заходах, створення інформаційних матеріалів та демонстрацію економічного ефекту.

Переваги створеної концепції: можливість модернізації конструкції, використання декількох типів панелей, підвищена надійність, наявність детальної технічної документації, що спрощує впровадження.

Цінова політика конкурентів у галузі композитних технологій є високою, тому помірна вартість впровадження модернізованої конструкції робить стартап привабливим. Очікуваний дохід на початковому етапі буде помірним, але зросте після укладення контрактів з авіабудівними підприємствами та МРО-центрами.

Для забезпечення стабільного зв'язку з клієнтами необхідно створити службу технічної підтримки, вести комунікацію через сайт проєкту та професійні мережі, збирати відгуки та аналізувати потреби.

5.7. Висновки по розділу

Після дослідження стартап-проєкту було визначено основні маркетингові цілі, вимоги до реалізації, стратегію виходу на ринок та інструменти взаємодії з клієнтами. Сформовані заходи дозволяють підготувати проєкт до комерційного впровадження та створити конкурентоспроможний інженерний продукт.

ВИСНОВКИ НА ОСНОВІ РЕЗУЛЬТАТІВ МАГІСТЕРСЬКОЇ ДЕСЕРТАЦІЇ

У магістерській дисертації на тему «Модернізація конструкції крила та технології його складання на прикладі літака Ан-140» розв'язано комплекс науково-технічних задач, спрямованих на підвищення масової досконалості, технологічності та економічності регіонального літака Ан-140 за рахунок удосконалення конструкції крила та технології складання його консолі.

На основі аналізу сучасного стану регіональної авіації та порівняння Ан-140 з конкурентами (ATR-72, DHC-8 Q400) встановлено, що базова конструкція крила літака є надійною та технологічно відпрацьованою, але характеризується високою трудомісткістю ручного клепання, обмеженим застосуванням композиційних матеріалів та недостатнім рівнем автоматизації виробництва. Це знижує конкурентоспроможність літака на тлі сучасних світових тенденцій, де пріоритет надається модульному складанню, широкому використанню композитів та роботизованим технологіям.

У розрахунковій частині виконано проектувальний розрахунок крила на міцність: побудовано розподіл повітряних та масових навантажень по розмаху крила, визначено епюри поперечних сил, згинальних і крутних моментів, обрано розрахунковий небезпечний переріз. Проведені перевірки показали мінімальні розбіжності (0,01–0,06 %), що підтверджує коректність прийнятих допущень і методик. Отримані результати стали основою для подальшого проектування панелей крила з урахуванням реального навантаженого стану.

У конструкторській частині розроблено модифікацію силової конструкції крила шляхом заміни традиційних монолітних панелей на тришарові панелі зі стільниковим заповнювачем, а також виконано розрахунок збірної (стрингерної) панелі. Проведено порівняльний аналіз монолітних, збірних та тришарових панелей за міцністю, жорсткістю та масою. Підібрано раціональні параметри тришарової панелі (товщини обшивок, висота стільника, товщина

стілки, радіус осередку), що забезпечують сприйняття до 70 % згинального моменту та зусиль зсуву при виконанні умов міцності й стійкості.

Ваговий аналіз показав, що маса базової (монолітної) панелі становить 120,132 кг, тоді як маса модернізованої тришарової панелі — 83,47 кг. Коефіцієнт зменшення маси панелі дорівнює приблизно 0,69, що відповідає виграшу 36,662 кг на одну панель. Порівняно зі збірною панеллю загальний виграш сягає 97,49 кг, однак з урахуванням більш важкого болтового кріплення очікуваний реалістичний ефект оцінюється на рівні близько 30 % зменшення маси. Це підтверджує доцільність застосування тришарових панелей зі стільниковим заповнювачем у конструкції консолі крила як з погляду міцності, так і з погляду експлуатаційної економічності.

У технологічній частині розроблено раціональну схему складання консолі крила за послідовно-паралельною схемою з попереднім виготовленням і складанням лонжеронів, панелей, нервюр та носової й хвостової частин у окремих пристосуваннях. Обґрунтовано застосування комбінованого методу складання з використанням базових отворів (БО), контрольних фіксуючих опор (КФО) та базування по каркасу. Вибір програмно-інструментального методу (ПРИМ) для ув'язки складальної оснастки на основі електронної моделі та обладнання з ЧПК забезпечує необхідну точність формування аеродинамічного обводу консолі. Розрахунок точності показав, що сумарні похибки не перевищують допуски, задані технічними умовами, тобто точність обводу крила забезпечена.

Проведено оцінку технологічності модернізованої конструкції: показано, що прийняте конструктивно-технологічне членування, широке використання стандартних вузлів, раціональних заготовок та легко оброблюваних алюмінієвих сплавів (Д16Т, 1163АТ, В95ПЧТ2 тощо) забезпечують зниження трудомісткості, підвищення продуктивності та спрощення контролю. Розроблено укрупнений та маршрутно-операційний технологічні процеси складання, у тому числі для нервюри № 6, виконано нормування основних

операцій і запропоновано коефіцієнти посилення норм часу для зниження собівартості складання.

У спеціальній частині обґрунтовано вибір методів виготовлення елементів із композиційних матеріалів, розглянуто процеси підготовки армувальних та зв'язуючих компонентів, виготовлення препрегів, методи викладки, намотування, пултрузії, формування (контактного, вакуумного, автоклавного) та подальшої механічної обробки КМ. Спроектовано форму для викладки панелі крила, вакуумну систему та елементи технологічного оснащення, а також запропоновано використання автоматизованої викладки препрегів на верстатах із ЧПК. Сформовано комплексну систему контролю якості з використанням сучасних засобів руйнівного та неруйнівного контролю (ультразвукові дефектоскопи, товщиноміри, прилади для контролю герметичності та непроклеєних зон), що дозволяє виявляти характерні дефекти КМ (пори, розшарування, непропитки тощо) і гарантувати необхідний рівень надійності виробів.

Узагальнюючи результати роботи, можна зробити такі основні висновки:

Поставлена мета дисертації досягнута повністю: розроблено удосконалену конструкцію крила літака Ан-140 з використанням тришарових панелей зі стільниковим заповнювачем та сформовано раціональну технологію складання консолі крила.

Усі поставлені завдання вирішено:

- виконано конструктивно-технологічний аналіз базової конструкції крила Ан-140;
- проведено розрахунок навантаженого стану крила та проектувальний розрахунок панелей;
- розроблено та порівняно монолітні, збірні та тришарові панелі;
- виконано ваговий аналіз і доведено ефективність застосування тришарових панелей;
- обґрунтовано й розроблено технологічну схему складання, ув'язку оснастки, методи механізації та автоматизації;

– запропоновано комплекс рішень для забезпечення якості виробів із КМ.

Наукова новизна полягає в методичному підході до заміни монолітних металевих панелей композитними тришаровими структурами у складі кесонного крила Ан-140 з урахуванням реальних навантажень, вимог міцності, стійкості та технологічних обмежень, а також у розробці оптимізованої технологічної схеми складання консолі з використанням ПРІМ.

Практичне значення роботи полягає в тому, що отримані результати можуть бути використані:

– при модернізації конструкції крила та технології складання літака Ан-140;

– у процесі відновлення або організації серійного виробництва на вітчизняних авіабудівних підприємствах;

– у навчальному процесі для підготовки фахівців з авіаційної та ракетно-космічної техніки.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Євсєєв Л.А. Розрахунок на міцність крила великого видовження. — Харків: ХАІ, 1985. — 98 с.
2. Житомирський Г.І. Конструкція літаків. — М.: Машинобудування, 1991. — 396 с.
3. Кононенко В.Г. Технологія виробництва літальних апаратів. — Київ, 1974. — 221 с.
4. Тихомиров В.А. Основи проектування літакобудівних заводів і цехів. — М.: Машинобудування, 1965. — 328 с.
5. Набатов А.С. Технологічне проектування діляниць і цехів. — Харків: ХАІ, 2002. — 79 с.
6. Бабушкін А.І. Економічне проектування виробничого підрозділу підприємства. — Харків: ХАІ, 1999. — 85 с.
7. Григор'єв В.П., Ганіханов Ш.Ф. Пристосування для складання вузлів і агрегатів літаків та вертольотів. — М.: Машинобудування, 1977. — 137 с.
8. Нормалі заводу пневмо-гідрооснастки для верстатних і складальних пристосувань. — 1985. — 88 с.