

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

**Пояснювальна записка
до дипломного проекту**

(тип кваліфікаційної роботи)

магістра
(освітній ступінь)

На тему: «Дослідження паливної ефективності середньомагістрального
пасажирського літака»

ХАІ.103.160н.24В.134.1801010 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу групи №160н
Напрямку підготовки (спеціальності)
134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
Освітня програма «Літаки і вертольоти»
(найменування)

Осадчий Б.А.

(прізвище й ініціали студента)

Керівник: Рябков В.І.

(прізвище й ініціали)

Рецензент: Костенко О.І.

(прізвище й ініціали)

Харків – 2024

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

Факультет Літакобудування
Кафедра 103 «Проектування літаків і вертольотів»
Рівень вищої освіти перший (бакалаврський)
Галузь знань 13 «Механічна інженерія»
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
(код та найменування)
Освітня програма «Літаки і вертольоти»
(найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

к.т.н., Трубаєв С.В.
“ ” 2024 року

**ЗАВДАННЯ
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ**

Осадчого Богдана Анатолійовича

(прізвище, ім'я, та по батькові)

1.Тема кваліфікаційної роботи: Дослідження паливної ефективності
середньомагістрального пасажирського літака

керівник кваліфікаційної роботи д-р. технічний наук, Рябков В.І.

(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом Університету № 555-уч від «22» квітня 2024 року

2.Термін подання студентом кваліфікаційної роботи 30.05.2024

3.Вихідні дані до роботи

M_{max}	$M_{кр}$	$H_{кр}$, км	$n_{пас}$, люд.	$n_{ек}$, люд.	L, км	L_p , м
0.9	0.7	11	192	5	6300	1900

4.Зміст пояснювальної записки (перелік завдань, які потрібно розв'язати)

Реферат.

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

1.1.1 Розробка концепції створення проектованого літака й науково-технічної програми досягнення його характеристик.

1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва й експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака

1.1.3 Збір, обробка й аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака.

1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки.

1.1.5 Розрахунок злітної маси проектуємого літака в трьох наближеннях

1.1.6 Визначення моделі двигуна і перевірка довжини розбігу

1.1.7 Визначення й оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів

1.1.8 Вибір, обґрунтування, розробка й ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака.

1.2 Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака

1.2.1 Побудова наближеної злітної та посадкової поляри

1.2.3 Польотні поляри

1.2.4 Розрахунок льотних характеристик ЛА методами тяг та потужностей

1.2.5 Характеристики силової установки

1.2.6 Визначення характерних швидкостей горизонтального прямолінійно усталеного польоту та побудова висотно-швидкісної діаграми

1.2.7 Характеристики набору висоти

1.2.8 Питома витрата палива для літака з ТРДД

1.2.9 Годинникова і кілометрова витрати палива

1.3 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання крила проектованого літака

1.3.1 Розробка майстер-геометрії крила

1.4 Висновки

2.ТЕХНОЛОГІЧНИЙ РОЗДІЛ

2.1 Аналіз технологічності переднього лонжерона крила середньомагістрального пасажирського літака

2.1.1 Технічний опис конструкції

2.1.2 Технічні умови і вимоги на виготовлення заднього лонжерона стабілізатора літака

2.1.3. Оцінка технологічності конструкції

2.2 Розробка директивних технологічних матеріалів

2.2.1 Розробка можливих варіантів методів складання і схем ув'язування оснащенням

2.2.2 Розрахунки допусків на вузол для двох варіантів методів ув'язування

2.2.3. Розрахунки точності складання вузла, порівняння з допусками, висновки.

2.2.4 Розрахунок витрат на складальні роботи за укрупненими показниками

2.2.5. Розробка схеми базування складових частин

2.3 Розробка робочої технологічної документації на складальні роботи

2.3.1 Проектування робочого технологічного процесу складання в маршрутному та операційному опису. Вибір обладнання, устаткування, інструменту.

- 2.3.2. Нормування операцій технологічного процесу складання
- 2.3.3. Укладання ТУ на проектування складального пристрою та ТУ на поставку деталей.
- 2.3.4. Заходи з безпеки праці та організації робочого місця.
- 2.4 Проектування засобів технологічного оснащення складальних робіт.
 - 2.4.1 Вибір схеми та компоновки складального пристрою.
 - 2.4.2 Проектувальний розрахунок на міцність та жорсткість елементів конструкції лонжерона.
 - 2.4.3. ТУ на монтаж складального пристрою.
 - 2.4.4. Розробка укрупненого технологічного процесу монтажу складального пристрою.
 - 2.4.5. Планування робочого місця
 - 2.4.6 Висновки

3. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

- 3.1 Конкурентні переваги літака, що проектується і оцінка можливих обсягів його реалізації на ринках збуту
 - 3.1.1 Характеристика тактико-технічних показників літака, що проектується
 - 3.1.2 Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень
- 3.2 Розрахунок основних техніко-економічних показників проектування і виробництва ЛА
 - 3.2.1. Дані для розрахунку витрат в дослідно-конструкторському бюро
- 3.3 Розрахунок основних техніко-економічних показників проектування і виробництва ЛА
 - 3.3.1 Розрахунок витрат дослідно-конструкторського бюро
 - 3.3.2 Розрахунок витрат на серійне виробництво
- 3.4 Оцінка ефективності виробництва літака в залежності від обсягів їх реалізації на ринках збуту
 - 3.4.1 Визначення точки беззбитковості
- 3.5 Висновки

4. СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

- 4.1 Дослідження паливної ефективності сучасних середньомагістральних літаків
- 4.2 Методи підвищення паливної ефективності сучасних середньомагістральних літаків
 - 4.2.1 Позиція центру ваги літака
 - 4.2.2 Злітна вага
 - 4.2.3 Руління
 - 4.2.4 Транспортування Палива
 - 4.2.5 Погіршення Аеродинаміки
 - 4.2.5 Круїз
- 4.3 Висновки

5. Перелік графічного матеріалу

- майстер-геометрія поверхні літака,
- креслення загального вигляду (формат А1);
- конструктивно-силове компонування літака (формат А1).
- майстер-геометрія агрегату;
- модель розподілу простору агрегату

6. Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада керівника і консультантів	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1.	Д.т.н., проф. каф.103 Рябков В.І.		
2.	Д.т.н., проф. каф.104 Сікульський В.Т.		
3.	Д.т.н., проф. каф.103 Рябков В.І.		
4.	Д.т.н., проф. каф.103 Рябков В.І.		

Нормоконтроль _____ Рябков В.І. « ____ » _____ 2024 р.
(підпис) (ініціали та прізвище)

Дата видачі завдання «22» квітня 2024 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з /п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів кваліфікаційної роботи	Примітка
1.	Конструкторський розділ	07.02.2024	
2.	Технологічний розділ	20.02.2024	
3.	Економічний розділ	07.03.2024	
4.	Спеціальна частина	29.05.2024	

Здобувач



(підпис)

Осадчий Б.А.
(ініціали та прізвище)

Керівник кваліфікаційної роботи

(підпис)

Рябков В.І.
(ініціали та прізвище)

РЕФЕРАТ

ДПМ: 126 сторінок, 38 рисунків, 33 таблиць, 2 додатки, 17 джерел.

Об'єкт дослідження - Дослідження паливної ефективності середньомагістрального пасажирського літака

Мета роботи - комплексне дослідження та аналіз факторів, що впливають на паливну ефективність середньомагістральних пасажирських літаків. В рамках роботи планується здійснити глибокий аналіз різних аспектів, включаючи конструкцію літака, властивості використовуваних матеріалів, характеристики двигунів, а також оптимізацію експлуатаційних параметрів, з метою виявлення їх впливу на споживання палива. Особлива увага буде приділена пошуку інноваційних підходів та технологій, які можуть сприяти підвищенню паливної ефективності, забезпечуючи при цьому екологічну безпеку і зберігаючи конкурентоспроможність авіаційних перевізників.

Методи дослідження: статистичний, розрахунковий, аналітичні методи розрахунку аеродинамічних характеристик, методи будівельної механіки, розрахунку літака на міцність.

Результати кваліфікаційної роботи магістра та її новизна:

- Розроблено концепцію та науково-технічну програму створення проєктованого літака.
- Визначено основні параметри літака та проведено аналіз його технічних характеристик.
- Розроблено технологічну документацію для виготовлення лонжеронів крила.
- Оцінено конкурентоспроможність літака на ринку та розраховано економічні показники його виробництва.
- Вивчено та впроваджено методи підвищення паливної ефективності літака, включаючи аналіз позиції центру ваги та оптимізацію круїзного режиму польотів.

Ключові слова: пасажирський літальний апарат, крило, паливо, ефективність, крило, шасі.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	4
1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ.....	5
1.1 Автоматизоване формування вигляду літака	5
1.1.1 Розробка концепції створення проектованого літака й науково-технічної програми досягнення його характеристик	5
1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва й експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака.....	6
1.1.3 Збір, обробка й аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака	10
1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки	15
1.1.5 Розрахунок злітної маси проектуємого літака в трьох наближеннях.....	18
1.1.6 Визначення моделі двигуна і перевірка довжини розбігу	27
1.1.7 Визначення й оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів ..	28
1.1.8 Вибір, обґрунтування, розробка й ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака	31
1.2 Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака	36
1.2.1 Побудова наближеної злітної та посадкової поляр	36
1.2.3 Польотні поляр	38
1.2.4 Розрахунок льотних характеристик ЛА методами тяг та потужностей.....	42
1.2.5 Характеристики силової установки	44
1.2.6 Визначення характерних швидкостей горизонтального прямолінійно усталеного польоту та побудова висотно-швидкісної діаграми	48
1.2.7 Характеристики набору висоти	53
1.2.8 Питома витрата палива для літака з ТРДД.....	55
1.2.9 Годинникова і кілометрова витрати палива	56
1.3 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання крила проектованого літака.....	58
1.3.1 Розробка майстер-геометрії крила	58
1.4 Висновки	59
2. ТЕХНОЛОГІЧНИЙ РОЗДІЛ.....	60
2.1 Аналіз технологічності переднього лонжерона крила середньомагістрального пасажирського літака	60
2.1.1 Технічний опис конструкції.....	60

2.1.2 Технічні умови і вимоги на виготовлення заднього лонжерона стабілізатора літака	61
2.1.3. Оцінка технологічності конструкції	62
2.2 Розробка директивних технологічних матеріалів.....	64
2.2.1 Розробка можливих варіантів методів складання і схем ув'язування оснащення.....	64
2.2.2 Розрахунки допусків на вузол для двох варіантів методів ув'язування	68
2.2.3 Розрахунки точності складання вузла, порівняння з допусками, висновки	70
2.2.4 Розрахунок витрат на складальні роботи за укрупненими показниками....	72
2.2.5 Розробка схеми базування складових частин	75
2.3 Розробка робочої технологічної документації на складальні роботи.....	78
2.3.1 Проектування робочого технологічного процесу складання в маршрутному та операційному опису. Вибір обладнання, устаткування, інструменту	78
2.3.2 Нормування операцій технологічного процесу складання.....	78
2.3.3 Укладання ТУ на проектування складального пристрою та ТУ на поставку деталей.....	79
2.3.4 Заходи з безпеки праці та організації робочого місця	81
2.4 Проектування засобів технологічного оснащення складальних робіт	82
2.4.1 Вибір схеми та компоновки складального пристрою	82
2.4.2 Проектувальний розрахунок на міцність та жорсткість елементів конструкції лонжерона	83
2.4.3 ТУ на монтаж складального пристрою.....	86
2.4.4 Розробка укрупненого технологічного процесу монтажу складального пристрою	86
2.4.5 Планування робочого місця	87
2.5 Висновки	88
3. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ	89
3.1 Конкурентні переваги літака, що проектується і оцінка можливих обсягів його реалізації на ринках збуту	89
3.1.1 Характеристика тактико-технічних показників літака, що проектується ...	90
3.1.2 Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень.....	90
3.2 Розрахунок основних техніко-економічних показників проектування і виробництва ЛА.....	91
3.2.1 Дані для розрахунку витрат в дослідно-конструкторському бюро	91

3.3 Розрахунок основних техніко-економічних показників проектування і виробництва ЛА.....	92
3.3.1 Розрахунок витрат дослідно-конструкторського бюро.....	92
3.3.2 Розрахунок витрат на серійне виробництво.....	94
3.4 Оцінка ефективності виробництва літака в залежності від обсягів їх реалізації на ринках збуту.....	99
3.4.1 Визначення точки беззбитковості.....	99
3.5 Висновки.....	100
4. СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА.....	101
4.1 Дослідження паливної ефективності сучасних середньомагістральних літаків.....	101
4.2 Методи підвищення паливної ефективності сучасних середньомагістральних літаків.....	102
4.2.1 Позиція центру ваги літака.....	102
4.2.2 Злітна вага.....	105
4.2.3 Руління.....	109
4.2.4 Транспортування Палива.....	110
4.2.5 Погіршення Аеродинаміки.....	112
4.2.5 Круїз.....	113
4.3 Висновки.....	118
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	119
ДОДАТОК А.....	121
ДОДАТОК Б.....	122
ДОДАТОК В.....	123
ДОДАТОК Г.....	124
ДОДАТОК Д.....	125

ВСТУП

У сучасних умовах зростаючої глобалізації та інтенсифікації міжнародних авіап перевезень особливої актуальності набуває питання підвищення паливної ефективності середньомагістральних пасажирських літаків. Економічна доцільність експлуатації авіаційного транспорту в значній мірі залежить від споживання палива, що безпосередньо впливає на експлуатаційні витрати авіакомпаній, ціну авіаквитків та екологічні наслідки для довкілля.

Середньомагістральні літаки є основою авіаційного флоту більшості авіакомпаній, оскільки вони забезпечують регулярні рейси між регіональними аеропортами та міжнародними хабами, що робить їх ключовим елементом авіаційної інфраструктури. У цьому контексті дослідження паливної ефективності таких літаків набуває критичного значення, оскільки дозволяє оптимізувати їх експлуатаційні характеристики, знизити витрати на паливо та зменшити викиди парникових газів.

Ця дипломна робота присвячена дослідженню паливної ефективності середньомагістральних пасажирських літаків, зокрема таких моделей як Boeing 737 MAX, Airbus A320neo, Embraer E190-E2, Airbus A321neo та Boeing 757. Основна мета роботи полягає в порівняльному аналізі цих літаків за ключовими показниками паливної ефективності та визначенні найефективнішої моделі з точки зору експлуатаційних витрат та екологічних показників.

Для досягнення поставленої мети передбачено виконання ряду завдань, серед яких: аналіз конструктивних особливостей обраних моделей літаків, оцінка їх аеродинамічних характеристик, вивчення впливу інноваційних технологій на зниження споживання палива та порівняння експлуатаційних даних реальних рейсів.

Актуальність даного дослідження визначається необхідністю пошуку оптимальних рішень для забезпечення сталого розвитку авіаційної галузі, зниження витрат на експлуатацію літаків та мінімізації їх негативного впливу на навколишнє середовище. Отримані результати можуть бути використані авіакомпаніями, виробниками літаків та науковими установами для подальшого вдосконалення конструкцій літаків та розробки нових технологій, спрямованих на підвищення паливної ефективності авіаційного транспорту.

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

1.1.1 Розробка концепції створення проєктованого літака й науково-технічної програми досягнення його характеристик

У сучасному аерокосмічному виробництві, завдання розробки нового пасажирського літака з високою паливною ефективністю вимагає комплексного підходу та використання сучасних технологій. Відмінності від минулого століття полягають у використанні автоматизованих інструментів та програмного забезпечення для оптимізації конструкцій та параметрів літака. Робота над проєктом включає в себе не лише знання теоретичних аспектів аеродинаміки та міцності матеріалів, але й навички використання інтегрованих систем та програм для моделювання, оптимізації та аналізу параметрів.

Мета даного дослідження полягає в розробці пасажирського літака, що відповідає сучасним стандартам паливної ефективності та зменшення викидів CO₂. Для досягнення цієї мети використовується інтегрований підхід, який об'єднує концепційний дизайн, новаторські технології та використання програмного забезпечення для оптимізації конструкцій та параметрів літака.

Важливим аспектом роботи є розробка науково-технічної програми, спрямованої на впровадження концепції та забезпечення досягнення поставлених цілей. Такий інтегрований підхід дозволяє не лише моделювати та оптимізувати літак, а й забезпечити високий рівень паливної ефективності, що є критичним у вимірах екологічної стійкості та ефективності експлуатації.

Розробка концепції включає в себе визначення ключових вимог до літака, таких як максимальна ефективність пального, зменшення ваги та витрат матеріалів, а також вдосконалення аеродинамічних характеристик. Процес проєктування тісно пов'язаний із стратегіями оптимізації, використанням новітніх матеріалів та технологій, що сприяють зниженню опору повітря та споживанню пального. Велика увага приділяється розробці ефективних систем управління, які сприяють оптимізації літальних характеристик та підвищенню загальної продуктивності літака.

Паралельно з процесом концепційного проєктування, розробляється науково-технічна програма, яка передбачає використання сучасних методів досліджень та експериментів. Досягнення визначених цілей вимагає інтеграції розробленої концепції в системи CAD/CAM/CAE та використання передових інструментів для аналізу та оптимізації. Такий підхід дозволяє забезпечити не

лише теоретичну обґрунтованість концепції, а й її ефективність в умовах практичної реалізації.

Завершальний етап полягатиме в розробці прототипу літака, що базується на розробленій концепції та включає в себе всі інноваційні рішення та технології. Проведення комплексного тестування та вдосконалення прототипу буде важливим кроком у визначенні його практичної придатності та дотримання встановлених стандартів паливної ефективності та екологічної безпеки.

1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва й експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака

Проектування літака вимагає чіткого визначення його призначення, що включає в себе розгляд основних сфер його застосування та специфікацій, необхідних для відповідності різноманітним вимогам і очікуванням. Цей літак, в першу чергу, призначений для перевезення пасажирів та їх багажу, пропонуючи послуги на місцевих і міжнародних рейсах. Його конструкція та обладнання мають бути адаптовані до широкого спектру авіаційних ліній, від короткомагістральних до середньомагістральних маршрутів [2].

Унікальність цього літака полягає у його багатофункціональності і гнучкості. Він має забезпечувати високий рівень комфорту для пасажирів, ефективність паливоспоживання для економічності експлуатації, і водночас відповідати сучасним стандартам безпеки та екологічності. Конструкція літака повинна бути адаптована до різних кліматичних умов і різноманітності аеропортів, забезпечуючи надійність та гнучкість у різних умовах експлуатації.

Важливим аспектом є також врахування вимог щодо екологічності, включаючи обмеження на рівні шуму та викидів, що вимагають використання інноваційних технологій у конструкції двигунів та інших систем літака. Крім того, проектування має передбачати легкість технічного обслуговування та можливість швидкого реагування на ринкові зміни, що забезпечує довготривалу вартість та ефективність використання літака.

Враховуючи все вище сказане, були розроблені основні відносні тактико-технічні вимоги до проектуемого літака. Ці вимоги визначають основні параметри та характеристики, яким літак повинен відповідати, щоб забезпечити його ефективність, безпеку, надійність та економічність. Нижче представлені ключові відносні тактико-технічні вимоги:

1. Оптимізація Аеродинаміки: Конструкція літака має бути оптимізована для зниження аеродинамічного опору, що сприятиме збільшенню паливної ефективності.

2. **Сучасні матеріали:** Літак повинен бути виготовленим з використанням інноваційних матеріалів, що поєднують низьку вагу з високою міцністю, це є основою для підвищення паливної ефективності та зниження загальної ваги літака.

3. **Забезпечення Міцності:** Всі навантажувальні елементи конструкції мають бути розраховані на витримування максимальних можливих навантажень протягом усіх етапів польоту, включаючи зліт, посадку та руління, щоб гарантувати безпеку, довговічність, а також проектний ресурс у 80000 годин, а проектний термін служби у 30 років..

4. **Забезпечення Жорсткості:** Конструкція літака повинна бути достатньо жорсткою, щоб запобігати небажаним деформаціям під час польоту, забезпечуючи стабільність і безпеку польоту.

5. **Живучість Конструкції:** Літак повинен мати здатність зберігати функціональність навіть за умов часткових пошкоджень, що вимагає використання розумних конструкторських рішень та матеріалів.

6. **Енергоефективність Систем:** Інтеграція високоефективних систем, включаючи двигуни та системи управління, є важливою для оптимізації споживання палива та підвищення загальної ефективності літака.

7. **Економічність Експлуатації:** При розробці літака особлива увага має бути приділена зниженню витрат на його обслуговування та ремонт, забезпечуючи при цьому ефективність використання протягом усього життєвого циклу.

8. **Системи Безпеки і Надійності:** Інтегровані системи безпеки мають забезпечувати захист пасажирів і екіпажу без компромісів щодо ефективності паливоспоживання.

9. **Експлуатаційні Властивості:** Конструкція літака повинна включати зручність обслуговування, легкість доступу до ключових систем та компонентів, ефективне завантаження та розвантаження, а також гнучкість в умовах експлуатації.

10. **Комфорт пасажирів:** При проектуванні літака слід враховувати зручність та комфорт для пасажирів. Це включає в себе оптимальне розташування сидінь, акустичний комфорт, системи кондиціонування повітря, освітлення та інше.

11. **Екологічні Стандарти:** Відповідність сучасним екологічним нормам та стандартам, зокрема щодо зменшення викидів вуглекислого газу, є невід'ємною частиною проекту.

Умови виробництва повинні передбачати відповідність встановленим технологічним процесам та стандартам. Якість матеріалів, що використовуються під час виробництва, має бути відповідною та мати необхідні сертифікати якості. Контроль якості виробництва забезпечується постійними випробуваннями та вимірюваннями, щоб підтвердити відповідність всіх компонентів літака вимогам.

Експлуатація проектуємого літака має відбуватися в різноманітних умовах, ці умови експлуатації можуть суттєво відрізнятись в залежності від часу доби,

метеорологічних умов, а також типу місцевості, над якою відбувається політ. А отже повинні бути передбачені наступні умови експлуатації:

1. В різний час доби (вночі і вдень):

- **Вночі:** Літак має бути обладнаний додатковими навігаційними та освітлювальними системами для безпечного зльоту, посадки та польоту.
- **Вдень:** Забезпечення візуальної орієнтації та використання стандартних навігаційних систем.

2. В складних і простих метеоумовах:

- **Складні метеоумови:** Літак повинен бути обладнаний радарми та системами попередження про грози, а також системами запобігання обмерзанню.
- **Прості метеоумови:** Стандартні процедури польотів з використанням базових навігаційних та погодних інструментів.

3. Над водним (моря і океани) простором:

- **Оснащення літака:** Літак повинен мати обладнання для пошуку та рятування в морі, включаючи аварійні плоти, рятувальні жилети та сигнальне обладнання.
- **Посилення навігаційних систем:** Літак повинен бути обладнаний сучасними навігаційними системами для точного визначення місцеположення над водою.

4. Над гірською, горбистою і рівнинною місцевістю:

- **Гірська місцевість:** Підвищені вимоги до пілотування з урахуванням змін висоти, турбулентності та можливих перешкод. Спеціалізоване обладнання для висотних польотів.
- **Горбиста і рівнинна місцевість:** Стандартні процедури польотів з урахуванням візуальної орієнтації та маршрутною навігації.

5. Барометричний Тиск у Діапазоні Висот Польоту:

- **Відповідно до стандартів EASA:** Літак має ефективно працювати в різних умовах барометричного тиску, що можуть бути зустрінуті на різних висотах польоту.

6. Температура Навколишнього Повітря:

- **Експлуатаційні характеристики:** Літак повинен відповідати вимогам EASA щодо температури навколишнього повітря.

7. Масова Щільність, Барометричний Тиск, Кінематична В'язкість:

- **Параметри:** Відповідно до стандартів EASA.

8. Відносна Вологість Повітря на Землі:

- **Атмосфера:** Літак має бути здатний ефективно функціонувати при відносній вологості повітря у приземному шарі при $+35^{\circ}\text{C}$, яка становить $\geq 98\%$.

9. Напрямок та Швидкість Вітру на Землі:

- **Зустрічно складова вітру:** ≤ 25 м/с.
- **Попутна складова вітру:** ≤ 5 м/с.
- **Бічна складова вітру під кутом 90° до ЗПС:** $f \geq 0,5 \leq 15$ та $f \geq 0,3 > 6$ м/с.

Проектуємий літак повинен забезпечити виконання вимог та обмежень сертифікаційних специфікацій (CS) Європейського Агентства з Безпеки Польотів (EASA), які є ключовими для забезпечення безпеки, ефективності та екологічності польотів. Нижче наведено основні вимоги (EASA), які мають бути виконані:

1. EASA CS-25 (Великі Літаки):

- **Розділ А: Основні Положення:** Встановлює загальні вимоги до конструкції, які повинен виконувати літак.
- **Розділ В: Польотні Характеристики:** Охоплює вимоги до характеристик польоту, маневреності та управління.
- **Розділ С: Структурні Вимоги:** Визначає стандарти стійкості та міцності конструкції літака.
- **Розділ D: Конструкція Систем Літака:** Встановлює вимоги до систем літака, включаючи електричні, паливні, гідравлічні та авіонічні системи.

2. EASA CS-E (Двигуни):

- **Розділ А: Основні Положення та Визначення:** Включає загальні вимоги до льотної придатності та безпеки двигунів.
- **Розділ В: Вимоги до Двигунів:** Специфікує вимоги до конструкції, надійності та випробувань двигунів.

3. EASA CS-36 (Шум):

- **Весь Розділ:** Визначає методи вимірювання та обмеження рівнів шуму, що випускаються літаками, з метою зменшення впливу на навколишнє середовище.

Дотримання цих специфікацій EASA є обов'язковим для сертифікації та безпечної експлуатації середньомагістральних пасажирських літаків в Європі. Кожен аспект проектування, від конструкції планера до характеристик двигунів та впливу шуму, має бути узгоджений з цими вимогами для забезпечення безпеки, ефективності та екологічної відповідності [3].

1.1.3 Збір, обробка й аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака

На основі тактико-технічних характеристик проектуємого літака, було здійснено вибір літаків-прототипів. Цей вибір дає можливість глибше зрозуміти різноманітні аспекти проектування і експлуатації сучасних комерційних літаків, а також допомагає ідентифікувати ключові технологічні рішення, які можуть бути застосовані у проектуванні. Вивчення цих моделей дозволяє аналізувати різні конструктивні підходи, системи двигунів, аеродинамічні характеристики, а також особливості кабін і систем безпеки, що в свою чергу сприяє формуванню обґрунтованого та інноваційного підходу до розробки конкурентоспроможного літака, всі вони представлені нижче:

1. **Boeing 737 MAX** є низькопланом із типовою аеродинамічною схемою для сучасних комерційних реактивних літаків (рисунок 1) [14]. Він оснащений двома двигунами CFM International LEAP-1B, розміщеними під крилами, які відрізняються високою паливною ефективністю та зменшеним рівнем шуму. Оперення літака включає класичний хвостовий стабілізатор з окремими рулями висоти та напрямку. Шасі Boeing 737 MAX трьохопорне з носовою опорою; головні та носові стійки шасі ховаються у фюзеляж під час польоту.

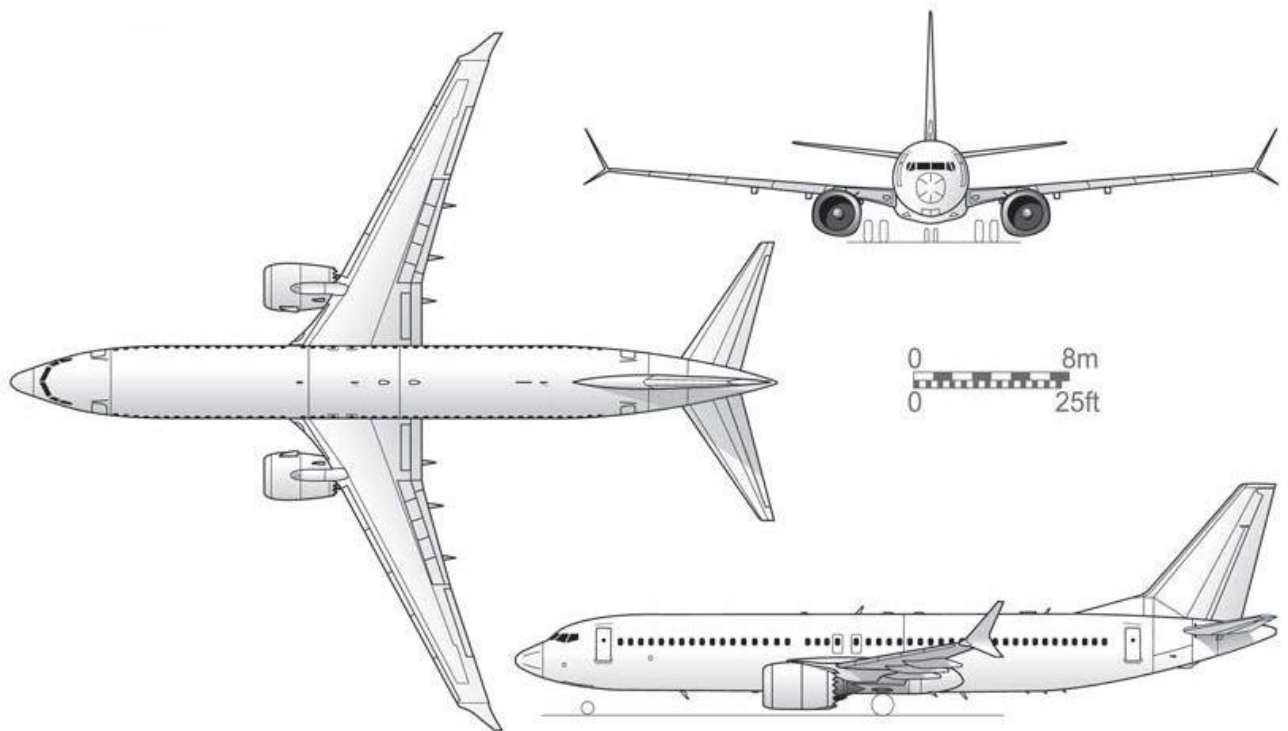


Рисунок 1 – Boeing 737 MAX

2. **Airbus A320neo** є вузькофюзеляжним реактивним літаком, розробленим європейською корпорацією Airbus (рисунок 2) [15]. Це низькоплан зі стандартною аеродинамічною схемою, який використовує передові технології для покращення ефективності та зниження впливу на навколишнє середовище. A320neo оснащений новітніми двигунами, такими як Pratt & Whitney PW1100G-JM або CFM International LEAP-1A, які забезпечують значне зниження споживання палива та викидів CO₂. Літак має Т-подібне оперення з інтегрованими рулями висоти та напрямку. Шасі літака трьохопорне, з носовою опорою, яка забезпечує стабільність під час злету та посадки, і воно повністю ховається в фюзеляж під час польоту для покращення аеродинаміки. Особливості A320neo включають інноваційну кабіну з високим рівнем комфорту та сучасними системами управління, що робить його одним із провідних літаків у своєму класі.

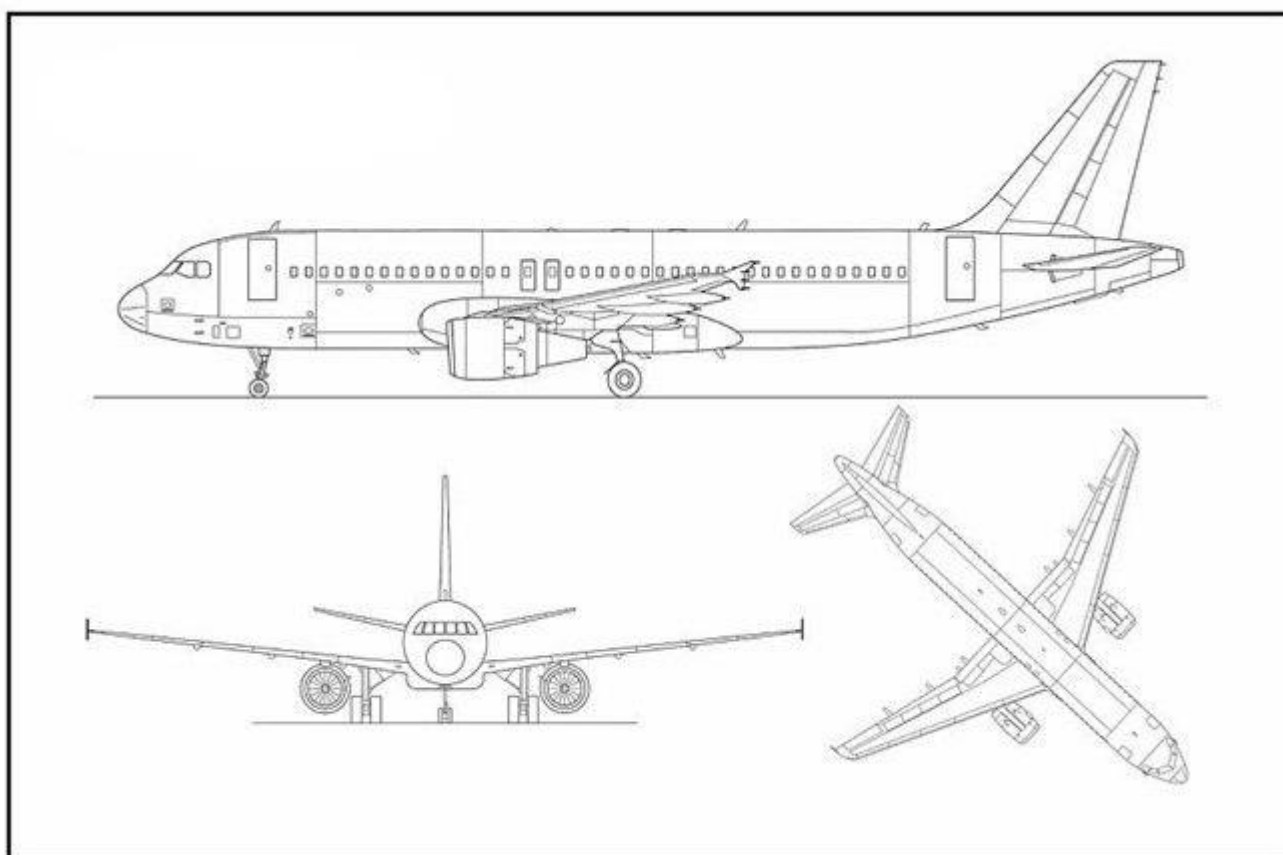


Рисунок 2 – Airbus A320neo

3. **Embraer E190-E2** є низькопланом зі стандартною аеродинамічною схемою (рисунок 3). Ця серія літаків оснащена двигунами Pratt & Whitney PW1000G, що сприяє зниженню витрат палива та шуму [16]. E190-E2 має класичне оперення та трьохопорне шасі, з носовою стійкою та основними стійками, які ховаються в корпус для підвищення аеродинамічних якостей.

EMBRAER E190-E2

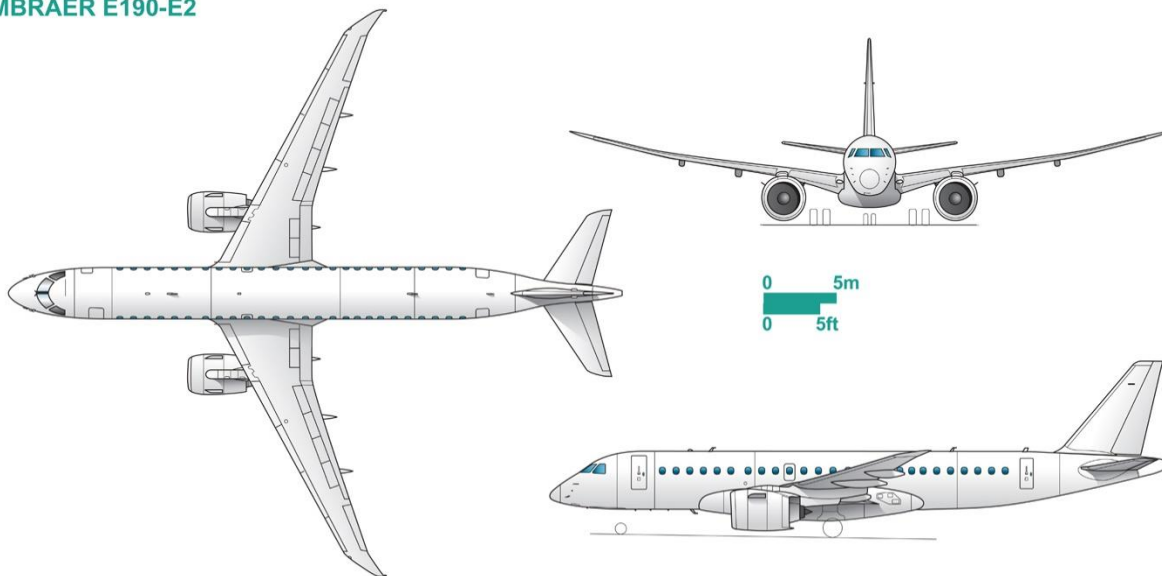


Рисунок 3 - Embraer E190-E2

4. **Airbus A321neo** є частиною сімейства A320neo, яке представляє собою новітній покращений варіант популярного середньоміагістрального вузькофюзеляжного літака, розробленого європейським авіабудівником Airbus (рисунок 4) [17]. Цей літак є низькопланом із класичною аеродинамічною схемою, яка включає пряме крило та T-подібне оперення, що сприяє підвищенню ефективності польоту та стабільності. Шасі A321neo трьохопорне, з передньою носовою опорою та двома основними опорами, розташованими під крилами. Всі стійки шасі мають можливість ховатися у фюзеляж під час польоту, що забезпечує оптимізацію аеродинамічних характеристик.

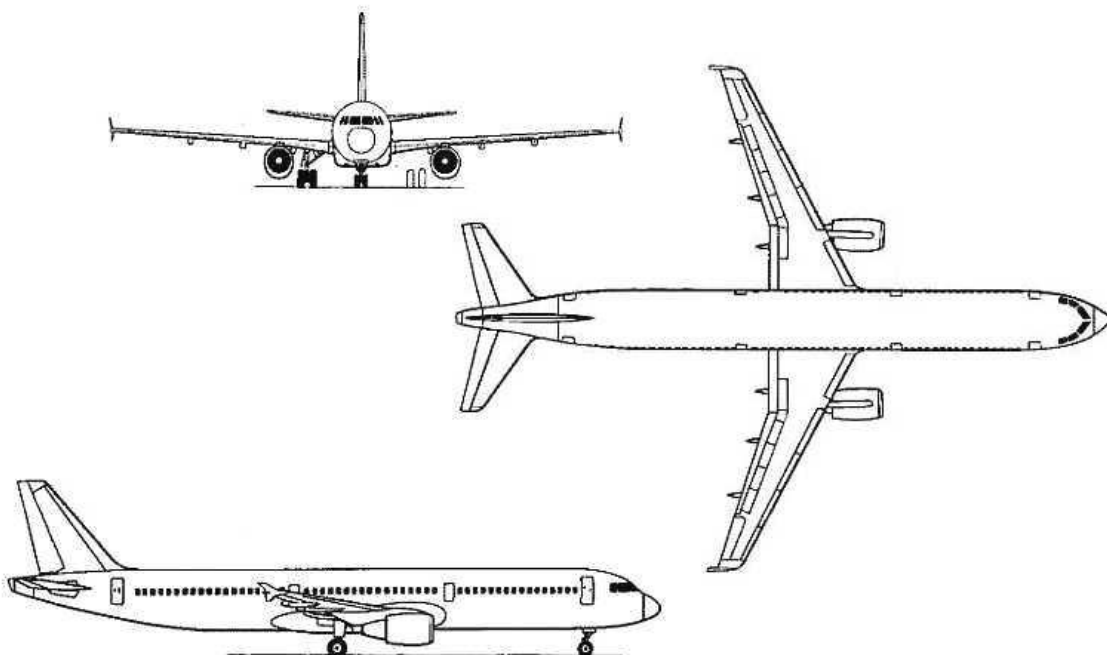


Рисунок 4 - Airbus A321neo

5. **Boeing 757** - популярний в минулому середньомагістральний пасажирський літак (рисунок 5) [18]. Цей літак є низькопланом з конструкцією, що оптимізована для тривалих польотів. Boeing 757 оснащений двигунами Pratt & Whitney PW2000 або Rolls-Royce RB211, що забезпечують високу продуктивність. Літак має класичне оперення та трьохопорне шасі з повністю складними стійками.

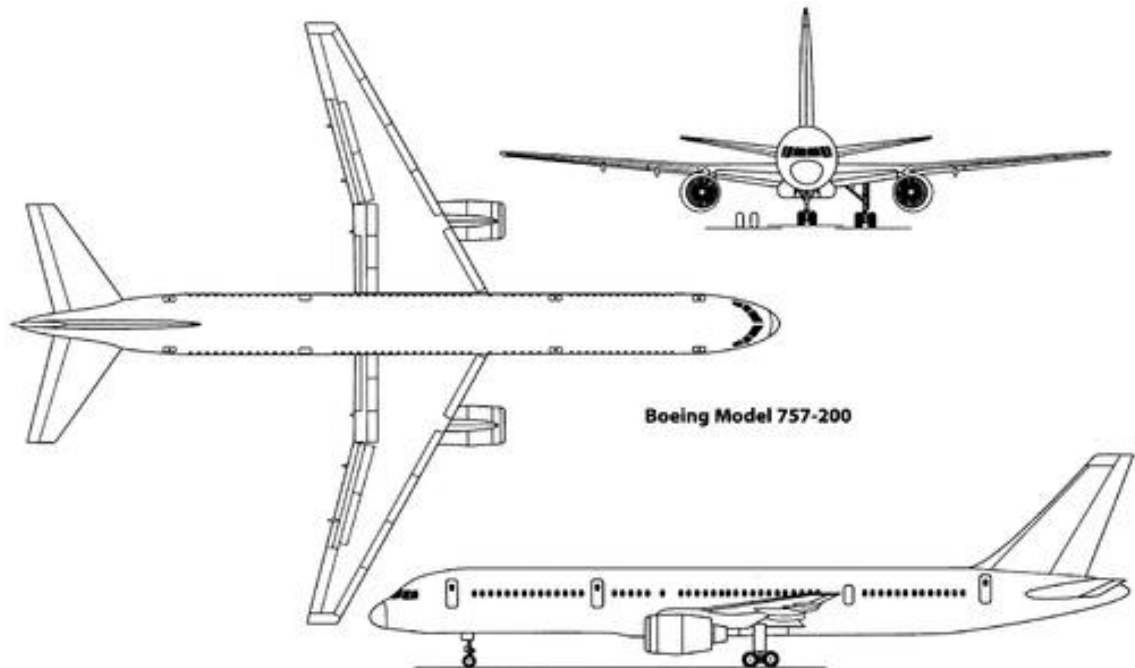


Рисунок 5 – Boeing 757

Статистичні дані літаків прототипів представлені у таблиці 1.

Таблиця 1 – Статистичні дані літаків-прототипів

		Boeing 737 MAX	Airbus A320neo	Embraer E190-E2	Airbus A321neo	Boeing 757	Літак, що проектується
Льотні дані	$V_{крейс}$, км/год	839	833	876	833	854	835
	V_{max} , км/год	867	876	890	876	918	880
	$V_{зд}$, км/год	290	290	280	290	280	290
	$V_{пос}$, км/год	250	260	265	260	250	260
	$H_{крейс}$, м	11000	11200	11000	11200	10900	11000
	H_{max} , м	12000	12100	12500	12100	13000	12000
	L , км	6500	6300	5280	6300	6420	6300
	$L_{розб}$, м	2100	1951	1800	1988	2100	1950
	$L_{проб}$, м	1500	1300	1250	1350	1600	1300

Продовження таблиці 1

Масові дані	m_0 , кг	82200	79000	56900	97000	104000	80000
	$m_{к.н.}$, кг	20880	20000	13700	25500	38290	21000
	$m_{пос.}$, кг	69200	67150	49450	82400	87750	69000
	$m_{пуст.}$, кг	45900	44300	33000	50100	57840	46200
	$m_{max.}$, кг	82600	79000	56900	97000	104000	80000
	$n_{пас.}$ осіб	188	180	114	236	228	192
	$n_{ек.}$ осіб	5	5	4	6	6	5
Силова уст.	Число та тип двигунів	2xCFM International LEAP-1B	2xCFM International LEAP-1A	2xPratt & Whitney PW1919G	2xCFM International LEAP-1A	2x Rolls-Royce RB211	2xCFM International LEAP-1A
	P_0 , кН	119	143	98	147,3	189	143
	$m_{дв.}$, кг	2780	3100	2177	3100	3300	3100
Геометричні Дані	S , м ²	120	122,6	122	128	156	130
	l , м	35,9	35,8	33,7	36,3	37,5	36
	χ°	31	26,2	28,7	26,2	28,6	28
	λ	10,74	10,45	9,3	10,29	9,01	10
	η	4	3,76	3,5	3,76	3,65	3,7
	L_ϕ , м	41,2	38	41,9	45	47,3	40
	D_ϕ , м	4,2	4,14	3,6	4,14	3,7	4
	λ_ϕ	9,8	9,17	11,63	10,8	12,78	10
	$\Sigma S_{мід.}$ м ²	43,8	36,2	58	36,2	57,2	46
	$\bar{S}_{ГО}$	0,245	0,268	0,191	0,268	0,255	0,25
	$\bar{S}_{ВО}$	0,256	0,240	0,204	0,240	0,207	0,24
	$\chi_{ГО}^\circ$	34	36	33	36	35,4	36
	$\chi_{ВО}^\circ$	40	44	41	44	46,8	44
	$\lambda_{ГО}$	8,15	5,34	5,38	5,34	5,17	5,3
	$\lambda_{ВО}$	2,3	2	2,17	2	2,4	2,2
	$\eta_{ГО}$	3,9	2,5	1,94	2,5	2,7	2,9
$\eta_{ВО}$	3,15	3,1	3,2	3,1	3	3,1	
Похідні	$p = \frac{m_0 g}{S}$, Н/м ²	6719	6321	4575	7434	6540	6300
	$t_0 = \frac{10 \cdot P_0}{m_0 g}$	0,00147	0,00155	0,00175	0,00154	0,00185	0,0016
	$\gamma_{дв} = \frac{m_{дв}}{P_0}$, с/м ²	23,36	25,7	22,21	21,04	17,46	22
	$K_{ваг.відд.} = \frac{m_{к.н.}}{m_0}$	0,254	0,253	0,240	0,262	0,368	0,262

На основі зібраних даних, до проектуємого літака були сформульовані наступні тактико-технічні вимоги (таблиця 2):

Таблиця 2 – Тактико-технічні вимоги до проектуємого літака

V_{max} , км/ГОД	$V_{крейс}$, км/ГОД	H_{max} М	$H_{крейс}$, М	L , км.	$L_{розб}$.	$L_{проб}$. М	$n_{пас}$, осіб	$n_{ек}$, осіб
880	850	12000	11000	6300	1950	1300	192	5

Також були обрані наступні параметри літака, які визначають його основні геометричні характеристики (таблиця 3):

Таблиця 3 – Основні геометричні характеристики літака

S , м ²	l , м	χ°	λ	η	L_ϕ , м	D_ϕ , м	λ_ϕ	$\bar{S}_{ГО}$	$\bar{S}_{ВО}$
130	36	28	10	3,7	40	4	10	0,25	0,24
$\chi_{ГО}$	$\chi_{ВО}$	$\lambda_{ГО}$	$\lambda_{ВО}$	$\eta_{ГО}$	$\eta_{ВО}$	p , даН/ м ²	t_0	$\gamma_{дв}$, с/м ²	$K_{ваг.відд.}$
36	44	5,3	2,2	2,9	3,1	630	0,0016	22	0,262

1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки

Після аналізу всіх літаків, відібраних для збору статистичних даних, було вирішено використовувати нормальну аеродинамічну схему для проектуваного літака, оскільки ця схема має такі переваги:

- 1. Стабільність та Управління:** Нормальна аеродинамічна схема забезпечує хорошу стабільність та легкість управління. Центр ваги розташований близько аеродинамічного центру, що забезпечує природну стабільність польоту.
- 2. Аеродинамічна Ефективність:** Ефективне розміщення крил та хвостового оперення сприяє кращій аеродинамічній ефективності, забезпечуючи оптимальний підйом і мінімізуючи опір.
- 3. Простота Конструкції:** Звичайна конфігурація дозволяє більш просту та раціональну конструкцію, зменшуючи виробничі витрати та спрощуючи обслуговування.

Недоліки нормальної аеродинамічної схеми:

- 1. Обмежена маневреність:** Ця схема може бути менш маневреною порівняно з іншими аеродинамічними схемами.
- 2. Збільшений опір повітря:** Літаки з нормальною аеродинамічною схемою мають тенденцію мати більший опір повітря, що може призводити до більшого споживання пального, зокрема на великих відстанях.

З точки зору розташування, для літака була обрана схема низькоплан, де крило прикріплено до нижньої частини фюзеляжу, така схема має наступні переваги:

1. **Легший Доступ до Крил та Двигунів:** Для наземного обслуговування та ремонту крил та двигунів низькоплану немає необхідності в спеціальних ліфтах або платформах.
2. **Поліпшена Стійкість на Землі:** Нижче розташування центру ваги робить літак стабільнішим на землі, зменшуючи ризик перекидання.
3. **Краща Аеродинамічна Ефективність:** У деяких випадках, низькоплан може мати кращу аеродинамічну ефективність завдяки зменшеному аеродинамічному опору.
4. **Зниження Ваги Конструкції:** Відсутність необхідності в міцних підвісках для крил може зменшити загальну вагу конструкції.

А також недоліки:

1. **Обмежений Кліренс:** Низьке розташування крил обмежує кліренс від землі, що може створювати проблеми при використанні нерівних злітно-посадкових смуг.
2. **Відносна Несприятливість у Водовідведенні:** Низькоплан може мати проблеми з водовідведенням з крил при польотах у дощову погоду.
3. **Підвищений Ризик Пошкодження Крил:** Низьке розташування крил збільшує ризик їхнього пошкодження від землі або від об'єктів на землі, особливо в аеропортах з обмеженим простором.
4. **Обмеження щодо Розміщення Двигунів:** Двигуни часто монтуються на фюзеляжі або висять над землею, що може обмежувати їх розмір та конфігурацію.
5. **Вплив на Польотну Стабільність:** Низькоплан може мати певні обмеження у польотній стабільності та керованості в порівнянні з іншими конфігураціями, особливо при великих кутах атаки.

Обрана силова установка літака з двома турбореактивними двигунами з розміщенням під крилами, котра має кілька важливих переваг, які включають аеродинаміку, технічне обслуговування, ефективність та безпеку. Ось деякі з ключових переваг такої конфігурації:

1. **Ефективність Паливних Систем:** Така конфігурація може сприяти більш ефективному розміщенню та управлінню паливними системами, оскільки трубопроводи можуть бути коротшими та більш оптимізованими.
2. **Легше Доступ та Обслуговування:** Розташування двигунів під крилами полегшує доступ для технічного обслуговування та ремонту, знижуючи трудомісткість та витрати на обслуговування.
5. **Зменшення Ризику Пошкодження Фюзеляжу:** Двигуни, розміщені під крилами, зменшують ризик серйозного пошкодження фюзеляжу в разі їх відмови чи розриву.

Недоліки:

1. **Потенційний Ризик Пошкодження при Аварійній Посадці:** В разі аварійної посадки або посадки на живіт, двигуни, розташовані під крилами, більш схильні до пошкоджень.
2. **Вплив на Аеродинаміку при Відмові Двигуна:** У випадку відмови одного з двигунів, асиметрія тяги може створити більш складні умови для управління літаком.

Обрана трьохопорна стійка шасі з носовою опорою, що є однією з найпоширеніших конфігурацій шасі для комерційних та приватних літаків. Ця конфігурація включає одну носову опору, розташовану під фюзеляжем спереду, та дві основні опори, розташовані близько центру ваги літака. Вона має наступні переваги:

1. **Поліпшена Управління на Землі:** Носова опора дозволяє краще керування літаком на землі, особливо при маневруванні на злітно-посадкових смугах та стоянках.
2. **Зниження Навантаження на Фюзеляж при Посадці:** Розподіл ваги між трьома точками зменшує навантаження на фюзеляж під час посадки, особливо у передній частині.
3. **Поліпшена Видимість для Пілотів під час Таксування:** Вищий кут нахилу фюзеляжу під час таксування забезпечує кращу видимість для пілотів.
4. **Зниження Ризику Перекидання Назад:** Носова опора допомагає уникнути перекидання літака назад при навантаженні або розвантаженні.

А також недоліки:

1. **Підвищені Вимоги до Технічного Обслуговування:** Носова опора вимагає регулярного технічного обслуговування, особливо механізмів повороту та амортизації.
2. **Ризик Пошкодження при Надмірному Навантаженні:** Якщо носова опора піддається надмірному навантаженню, існує ризик її пошкодження, особливо при неправильному розподілі ваги.

Підсумковий опис загального вигляду літака: літак має нормальну аеродинамічну схему, низькоплан, шасі – трьохопорне з носовою стійкою, обладнаний двома ТРДД розміщеними під крилом.

1.1.5 Розрахунок злітної маси проектуємого літака в трьох наближеннях

1.1.5.1 Визначення злітної маси літака у нульовому наближенні та визначення масових характеристик агрегатів проектованого літака

Визначимо злітну масу літака в нульовому наближенні за допомогою формули (1.1).

$$m_0 = \frac{m_{к.н.} + m_{с.н.}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{с.у.} + \bar{m}_{п.} + \bar{m}_{об.кер})} \quad (1.1)$$

Де: m_0 – злітна маса літака в нульовому наближенні, кг;

$m_{к.н.}$ – маса комерційного навантаження, приймаємо 21000 кг;

$m_{с.н.}$ – маса службового навантаження, кг (формула 1.2);

$\bar{m}_{кон.}$ – відносна маса конструкції, приймаємо 0,27;

$\bar{m}_{с.у.}$ – відносна маса силової установки, приймаємо 0,08;

$\bar{m}_{п.}$ – відносна маса палива, кг (формула 1.3);

$\bar{m}_{об.кер}$ – відносна маса обладнання, приймаємо 0,09;

Знайдемо масу службового навантаження (формула 1.2):

$$m_{с.н.} = n_{ек.} \cdot m_{ек.} \quad (1.2)$$

Приймаємо $m_{ек.} = 80$ кг.

$$m_{с.н.} = 5 \cdot 80 = 400 \text{ кг.}$$

Порахуємо відносну масу палива (формула 1.3):

$$\bar{m}_{п.} = a + b \frac{L}{V_{крейс.}} \quad (1.3)$$

Де a – базовий коефіцієнт, який відображає частку палива від загальної маси літака, що не залежить від місії, приймаємо 0,03;

b – коефіцієнт, що враховує залежність маси палива від дальності польоту та швидкості;

$$\bar{m}_{п.} = 0,03 + 0,04 \cdot \frac{6300}{850} = 0,326.$$

Тоді злітна маса літака в нульовому наближенні буде становити:

$$m_0 = \frac{21000 + 400}{1 - (0,27 + 0,08 + 0,326 + 0,09)} \approx 91450 \text{ кг.}$$

1.1.5.2 Визначення злітної маси літака у першому наближенні

Злітна маса літака в нульовому наближенні є сумарною вагою усіх основних компонентів, включаючи конструкцію, силову установку, обладнання, паливо, комерційне та службове навантаження [6], (формула 1.4):

$$m_0 = m_{\text{кон}} + m_{\text{с.у.}} + m_{\text{об.кер.}} + m_{\text{п.}} + m_{\text{к.н.}} + m_{\text{с.н.}} \quad (1.4)$$

Під час обчислення загальної маси літака, маса його структурних елементів є сталою і не змінюється під час польоту. Натомість, загальна вага літака знижується через витрату палива. Ця поступова зміна загальної ваги створює складність у розрахунках, адже пропорції ваги палива до решти літака змінюються на протязі польоту.

Аби спростити розрахунки, ми коректуємо вагу кожної частини у відсотках від початкової загальної ваги літака. В результаті, отримуємо більш точну вагу літака для першого наближення, враховуючи зниження ваги через споживання палива (формула 1.5).

$$1 = \bar{m}_{\text{кон.}} + \bar{m}_{\text{с.у.}} + \bar{m}_{\text{об.кер.}} + \bar{m}_{\text{п.}} + \frac{m_{\text{к.н.}} + m_{\text{с.н.}}}{m_0} \quad (1.5)$$

Для визначення маси літака в першому наближенні, використаємо формулу, яка базується на основі рівняння балансу мас [6] (формула 1.6).

$$m_1 = \frac{m_{\text{к.н.}} + m_{\text{с.н.}} + m_{\text{об.кер.}}}{1 - (\bar{m}_{\text{кон.}} + \bar{m}_{\text{с.у.}} + \bar{m}_{\text{п.}})} \quad (1.6)$$

Маса палива, в першому наближенні [7], знаходиться за формулою (1.7):

$$\bar{m}_{\text{п.}} = 1,1 \left(1 - e^{-\frac{L \cdot C_p}{V_{\text{крейс.}} \cdot K_{\text{max}}}} \right) \quad (1.7)$$

Де C_p – питома витрата палива;

K_{max} – максимальна аеродинамічна якість літака;

e — основа натурального логарифму, математична константа;

Підставимо значення у рівняння:

$$\bar{m}_{\text{п.}} = 1,1 \left(1 - e^{-\frac{6300 \cdot 0,55}{850 \cdot 18}} \right) = 0,222$$

Маса обладнання становить (формула 1.8):

$$\begin{aligned} m_{\text{об.кер.}} &= 95 \cdot n_{\text{пас}} \cdot (5 \cdot 10^{-5} \cdot L + 0,66) \\ m_{\text{об.кер.}} &= 95 \cdot 192 \cdot (5 \cdot 10^{-5} \cdot 6300 + 0,66) = 17784 \text{ кг.} \end{aligned} \quad (1.8)$$

Тепер знайдемо масу літака в першому приближенні, підставивши значення у формулу (1.6):

$$m_1 = \frac{21000 + 400 + 17784}{1 - (0,27 + 0,08 + 0,222)} \approx 91550 \text{ кг.}$$

1.1.5.3 Визначення злітної маси літака у другому наближенні

Для розрахунку злітної маси літака у другому наближенні, ми деталізуємо попередній розрахунок, розділяючи загальну масу літака на складові частини. Кожен компонент літака, включаючи конструкцію, силову установку та обладнання, що вносять свій вклад у загальну масу [6].

Щоб зрозуміти, яка частка маси припадає саме на конструкцію, ми обчислюємо її пропорцію від загальної маси літака (формула 1.9).

$$\bar{m}_{\text{кон.}} = \frac{m_{\text{кон.}}}{m_1} = \bar{m}_{\text{кр.}} + \bar{m}_{\text{ф.}} + \bar{m}_{\text{оп.}} + \bar{m}_{\text{ш.}} \quad (1.9)$$

Відносна Маса Крила

Під час розробки дозвукових літаків, які не призначені для виконання маневрів і мають $m_0 \geq 10^4$ кг, частка маси, яка припадає на крило, становить [6] (формула 1.10):

$$\bar{m}_{\text{кр.}} = \frac{7 \cdot k_1 \cdot n_p \cdot \varphi \cdot \lambda \sqrt{m_1}}{10^4 \cdot p_0 \cdot (\bar{c}_0)^{0,75} \cdot \cos^{1,5} \chi} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \cdot \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3}\right) + \frac{4,5 \cdot k_2 \cdot k_3}{p_0} + 0,015 \quad (1.10)$$

Де $k_1 - 1,05$ – коефіцієнт, що враховує тип панелей;

$k_2 - 1,6$ – коефіцієнт, що враховує наявність напливів, закрилків, передкрилків, а також інтерцепторів на крилі;

$k_3 - 1,05$ – коефіцієнт, що враховує спосіб герметизації паливних відсіків крила;

$\lambda, \chi, \bar{c}_0, \eta$ – подовження, відносна товщина, стрілоподібність по 0,25 хорди, звуження крила;

n_p – задане нормами міцності розрахункове навантаження (формула 1.1.11);

φ – коефіцієнт, який враховує розвантаження [7] (формула 1.1.12);

Знайдемо розрахункове навантаження (формула 1.11)

$$n_p = \frac{86}{\sqrt{p_0}} \geq 3,4 \quad (1.11)$$

Де p_0 – питома навантаження на крило, приймаємо 630 даН/м^2

$$n_p = \frac{86}{\sqrt{630}} = 3,42 \geq 3,4$$

Визначимо коефіцієнт φ , який враховує розвантаження (формула 1.12):

$$\varphi = b - 0,83 \cdot 0,222 = 0,685 \quad (1.12)$$

Де b – коефіцієнт для літаків з двигунами на крилі, приймаємо 0,87;

$$\varphi = 0,87 - 0,83 \cdot \bar{m}_{\text{п.}}$$

Тепер ми можемо підставити всі необхідні значення у формулу (1.10)

$$\begin{aligned} \bar{m}_{\text{кр.}} = & \frac{7 \cdot 1,05 \cdot 3,42 \cdot 0,685 \cdot 10\sqrt{91550}}{10^4 \cdot 630 \cdot (0,12)^{0,75} \cdot \cos^{1,5} 28^\circ} \cdot \frac{3,7 + 4}{3,7 + 1} \cdot \left(1 - \frac{1,3 - 1}{3,7 + 3}\right) + \frac{4,5 \cdot 1,05 \cdot 1,6}{630} \\ & + 0,015 = 0,0942 \end{aligned}$$

Відносна Маса Фюзеляжу

Розрахуємо частку маси фюзеляжу відповідно до методу В.М. Шейніна. [7]
(формула 1.13):

$$\bar{m}_{\text{ф}} = k_1 \cdot \lambda_{\text{ф}} \cdot D_{\text{ф}}^2 \cdot (m_1)^i + k_2 + k_3 + k_4 \quad (1.13)$$

Де k_1 – коефіцієнт для схеми з двигунами під крилом, приймаємо 2;

k_2 – коефіцієнт, що враховує місце кріплення головних стояків шасі,
приймаємо 0,01;

k_3 – коефіцієнт, що враховує місце прибирання головних стояків шасі,
приймаємо 0,003;

k_4 – коефіцієнт, що враховує спосіб завантаження багажу, приймаємо 0,002;

$i = -(0,77 \dots 0,01 \cdot D_{\text{ф}})$ – емпіричний коефіцієнт, приймаємо 0,3;

Підставимо значення у формулу (1.13):

$$\bar{m}_{\text{ф}} = 2 \cdot 10 \cdot 4^2 \cdot (91550)^{-(0,28 \cdot 4)} + 0,01 + 0,003 + 0,002 = 0,0287$$

Відносна Маса Оперення

Визначимо масу оперення проектуемого літака (формула 1.14):

$$\bar{m}_{\text{оп.}} = \bar{m}_{\text{г.о.}} + \bar{m}_{\text{в.о.}} \quad (1.14)$$

Де $\bar{m}_{\text{г.о.}}$ – відносна маса горизонтального оперення;

$\bar{m}_{\text{в.о.}}$ – відносна маса вертикального оперення;

Визначимо значення відносної маси горизонтального оперення $\bar{m}_{\text{г.о.}}$
(формула 1.15):

$$\bar{m}_{\text{г.о.}} = \left(\frac{k_{\text{MT}}}{p_0}\right) \cdot g_{\text{г.о.}} \cdot \bar{S}_{\text{г.о.}} \quad (1.15)$$

Де $k_{MT} = 1$ – коефіцієнт, що враховує тип матеріалу і технологію виготовлення;
 $g_{Г.о.} = 3 + 6 \cdot 10^{-3} \cdot q_{max}$ – функція, що залежить від аеродинамічного навантаження.

$q_{max} = 10,15 \text{ Кн/м}^2$ – швидкісний напір на висоті 11000 м, та при заданій крейсерській швидкості польоту 850 км/год;

$\bar{S}_{Г.о.}$ – відносна площа горизонтального оперення;

Підставимо значення у формулу (1.15):

$$\bar{m}_{Г.о.} = \left(\frac{1}{630}\right) \cdot 3 + 6 \cdot 10^{-3} \cdot 10,15 \cdot 10^{-3} \cdot 0,25 = 0,0253$$

Тепер знайдемо відносну масу вертикального оперення $\bar{m}_{В.о.}$ (формула 1.16):

$$\bar{m}_{В.о.} = \left(\frac{k_{MT}}{p_0}\right) \cdot g_{В.о.} \cdot \bar{S}_{В.о.} \quad (1.16)$$

Де $g_{В.о.} = 2 + 6 \cdot 10^{-3} \cdot q_{max}$ – функція, що залежить від аеродинамічного навантаження;

$\bar{S}_{В.о.}$ – відносна площа вертикального оперення;

Підставимо значення у формулу (1.16):

$$\bar{m}_{В.о.} = \left(\frac{1}{630}\right) \cdot 2 + 6 \cdot 10^{-3} \cdot 10,15 \cdot 10^{-3} \cdot 0,24 = 0,0239$$

Тепер по формулі (1.15), ми можемо визначити загальну масу оперення проектуємого літака:

$$\bar{m}_{оп.} = 0,0253 + 0,0239 = 0,0492$$

Відносна Маса Шасі

Визначимо відносну масу шасі по формулі В.М Шейніна [7] (формула 1.17):

$$\bar{m}_{ш} = \bar{m}_{Г.ш.} + \bar{m}_{Н.ш.} + \frac{m_{пнев.}}{m_1} \quad (1.17)$$

Де $\bar{m}_{Г.ш.}$ – відносна маса головних стійок шасі;

$\bar{m}_{Н.ш.}$ – відносна маса носової стійки шасі;

$m_{пнев.}$ – маса пневматика, приймаємо 105 кг;

Знайдемо відносну масу головних стійок шасі $\bar{m}_{г.ш.}$, (формула 1.18):

$$\bar{m}_{г.ш.} = \frac{1}{m_0} \cdot (0,93 - 0,64 \cdot 10^{-6} \cdot m_{пос.}) \cdot (k_{сх} \cdot (m_{с.ел.} + m_{к.ел.}) + m_{осн.}) \quad (1.18)$$

Де $m_{пос.}$ – розрахункова маса літака при посадці;

$m_{с.ел.}$ – маса силових елементів;

$m_{к.ел.}$ – маса конструктивних елементів;

$m_{осн.}$ – маса осей головних опор шасі;

$k_{сх} = 1$, через телескопічну схему стійок;

Знайдемо розрахункову масу літака при посадці $m_{пос.}$ (формула 1.19):

$$m_{пос.} = 0,91 \cdot m_1 \cdot \left(\frac{4}{10^{-3} \cdot L + 4} + 0,38 \right) \quad (1.19)$$

$$m_{пос.} = 0,91 \cdot 91550 \cdot \left(\frac{4}{10^{-3} \cdot 6300 + 4} + 0,38 \right) \approx 64000 \text{ кг.}$$

Розрахуємо масу силових елементів $m_{с.ел.}$ (формула 1.20):

$$m_{с.ел.} = H_{гш} \cdot [4,6 \cdot 10^{-3} \cdot m_{пос.} \cdot (1 - \bar{m}_{о.н.ш.}) + 52,5] \quad (1.20)$$

Де $H_{гш}$ - висота головної опори шасі при незжатому амортизаторі, приймаємо 10,6 м;

$\bar{m}_{о.н.ш.}$ - значення злітної маси, що приходить на носову опору шасі, приймаємо 0,1;

Підставимо значення:

$$m_{с.ел.} = 10,3 \cdot [4,6 \cdot 10^{-3} \cdot 64000 \cdot (1 - 0,1) + 52,5] = 3269 \text{ кг.}$$

Масу конструктивних елементів $m_{к.ел.}$ знайдемо по формулі (1.21):

$$m_{к.ел.} = k_{п.} \cdot [6,52 \cdot 10^{-3} \cdot m_{пос.} \cdot (1 - \bar{m}_{о.н.ш.}) + 28] \quad (1.21)$$

Де $k_{п.} = 1,15$ - коефіцієнт, що враховує число головних стійок шасі;

Підставимо значення:

$$m_{к.ел.} = 1,15 \cdot [6,52 \cdot 10^{-3} \cdot 64000 \cdot (1 - 0,1) + 28] = 464 \text{ кг.}$$

Визначимо масу осей головних опор шасі $m_{\text{осн.}}$ (формула 1.22):

$$m_{\text{к.ел.}} = [1,44 \cdot 10^{-3} \cdot m_{\text{пос.}} \cdot (1 - \bar{m}_{\text{о.н.ш}}) + 5] \cdot i_{\text{к.}} \cdot b_{\text{к.}} \quad (1.22)$$

Де $i_{\text{к.}}$ – кількість пневматиків головних стійок шасі, приймаємо 4;

$b_{\text{к.}}$ – ширина пневматика, приймаємо 0,686 м.

Підставимо значення:

$$m_{\text{осн.}} = [1,44 \cdot 10^{-3} \cdot 64000 \cdot (1 - 0,1) + 5] \cdot 4 \cdot 0,686 = 241 \text{ кг.}$$

Тепер ми можемо визначити відносну масу головних стійок шасі $\bar{m}_{\text{г.ш}}$ (формула 1.18):

$$\bar{m}_{\text{г.ш.}} = \frac{1}{91550} \cdot (0,93 - 0,64 \cdot 10^{-6} \cdot 64000) \cdot (1 \cdot (3269 + 464) + 241) = 0,0386.$$

Тепер знайдемо відносну масу носової стійки шасі (формула 1.23):

$$\bar{m}_{\text{н.ш.}} = \left(\frac{\xi k_{\text{сх}}}{m_1} \right) \cdot (m_{\text{с.ел.н.}} + m_{\text{к.ел.н.}}) \quad (1.23)$$

Де ξ – коефіцієнт, що враховує число головних стійок шасі (формула 1.24):

$$\xi = 0,370 + 0,3 \cdot 10^{-5} \cdot m_{\text{пос.}} \quad (1.24)$$

$$\xi = 0,370 + 0,3 \cdot 10^{-5} \cdot 64000 = 0,562$$

Масу силових елементів розрахуємо по формулі (1.25):

$$m_{\text{с.ел.н.}} = (1,62 \cdot P_{\text{н.ш.}}^e + 20) \cdot h_{\text{ст}} \quad (1.25)$$

Де $h_{\text{ст}}$ – висота носової стійки шасі, приймаємо 2,5 м.

$P_{\text{н.ш.}}^e = 0,21 \cdot 10^{-3} \cdot m_{\text{пос.}}$ - експлуатаційне навантаження на носову стійку шасі.

Підставимо значення:

$$m_{\text{с.ел.н.}} = (1,62 \cdot 0,21 \cdot 10^{-3} \cdot 64000 + 20) \cdot 2,5 = 104 \text{ кг.}$$

Маса силових елементів носової стійки шасі знаходиться по формулі (1.26):

$$m_{\text{к.ел.н.}} = 4,1 + P_{\text{н.ш.}}^e + 54 \text{ кг.} \quad (1.26)$$

Підставимо значення:

$$m_{\text{к.ел.н.}} = 4,1 + 0,21 \cdot 10^{-3} \cdot 64000 + 54 = 71,54 \text{ кг}$$

Знаючи всі невідомі, ми можемо порахувати відносну масу носової стійки шасі (формула 1.23):

$$\bar{m}_{\text{н.ш.}} = \left(\frac{0,562 \cdot 1}{91550} \right) \cdot (104 + 71,54) = 0,001$$

Тепер підрахуємо відносну масу шасі (формула 1.17):

$$\bar{m}_{\text{ш}} = 0,0386 + 0,001 + \frac{105}{91550} = 0,04$$

Тоді відносна сумарна маса конструкції становить (формула 1.9):

$$\bar{m}_{\text{кон.}} = 0,0942 + 0,0287 + 0,0492 + 0,04 = 0,21$$

Відносна Маса Силової Установки

Відносна маса силової установки літака визначається по формулі (1.27)[6]:

$$\bar{m}_{\text{с.у.}} = R \cdot \gamma_{\text{дв}} \cdot t_0 \quad (1.27)$$

Де $t_0 = 0,198$ – відносна тягоозброєність.

R - коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки порівняно з масою двигунів (Формула 1.29)

$$R = k_1 \cdot \left(1 + 0,1 \cdot \frac{n_{\text{дв.рев.}}}{n_{\text{дв.}}} \right) \cdot \left(1 + \frac{0,0236}{\gamma_{\text{дв}}} \cdot (1,62 + 0,275 \cdot y^{0,75})^2 \right) \quad (1.28)$$

Де k_1 - коефіцієнт, що враховує кількість і розташування двигунів на літаку, приймаємо 1;

$n_{\text{дв.}}$ – кількість двигунів, що встановлені на літаку, приймаємо 2;

$n_{\text{дв.}}$ - кількість двигунів, що обладнані реверсом тяги, приймаємо 2;

y – ступінь двоконтурності, приймаємо 7;

$\gamma_{\text{дв}}$ – питома вага двигуна (формула 1.29)

$$\gamma_{\text{дв}} = 0,22 - 0,0288 + y + 0,0077 \cdot y^{1,5} \quad (1.29)$$

$$\gamma_{\text{дв}} = 0,22 - 0,0288 + 7 + 0,0077 \cdot 7^{1,5} = 0,161$$

Тепер підставляємо значення у формулу (1.28):

$$R = 1 \cdot \left(1 + 0,1 \cdot \frac{2}{2}\right) \cdot \left(1 + \frac{0,0236}{0,161} \cdot (1,62 + 0,275 \cdot 7^{0,75})^2\right) = 2,36$$

Тепер знайдемо відносну масу силової установки:

$$\bar{m}_{\text{с.у.}} = 0,236 \cdot 0,161 \cdot 0,198 = 0,0075$$

Відносна Маса Обладнання та Системи Керування

Щоб обчислити частку маси систем управління та обладнання, застосовуємо наступне рівняння (формула 1.30):

$$\bar{m}_{\text{об.кер.}} = \left(\frac{1}{m_1}\right) \cdot (250 + 30 \cdot n_{\text{пас}}) + 0,06 \quad (1.30)$$

Де $n_{\text{пас}}$ - число пасажирів, відповідно ГТВ приймаємо 192;

Підставимо значення:

$$\bar{m}_{\text{об.кер.}} = \left(\frac{1}{91550}\right) \cdot (250 + 30 \cdot 192) + 0,06 = 0,125$$

Знайдемо загальну масу конструкції $m_{\text{кон.}}$, використовуючи співвідношення формули (1.9):

$$\bar{m}_{\text{кон.}} = \frac{m_{\text{кон.}}}{m_1} \rightarrow 0,21 = \frac{m_{\text{кон.}}}{91550}$$

$$m_{\text{кон.}} = 0,21 \cdot 91550 = 19225 \text{ кг.}$$

Тепер знайдемо масу літака у другому наближенні (формула 1.31):

$$m_1 = \frac{m_{\text{к.н.}} + m_{\text{с.н.}} + m_{\text{об.кер.}} + m_{\text{кон.}}}{1 - (\bar{m}_{\text{с.у.}} + \bar{m}_{\text{п}})} \quad (1.31)$$

$$m_2 = \frac{21000 + 400 + 17784 + 19225}{1 - (0,075 + 0,222)} = 83680 \text{ кг.}$$

1.1.6 Визначення моделі двигуна і перевірка довжини розбігу

Розрахуємо потрібну тягу одного двигуна (формула 1.32):

$$P_{0 \text{ потр.}} = \frac{g \cdot m_2 \cdot t_0}{10 \cdot n_{\text{дв}}} \quad (1.32)$$

Де m_2 – маса літака у другому наближенні;

$t_0 = 0,198$ – відносна тягоозброєність;

$n_{\text{дв}}$ – кількість двигунів;

Підставимо значення у формулу (1.31):

$$P_{0 \text{ потр.}} = \frac{9,81 \cdot 83680 \cdot 0,198}{10 \cdot 2} = 8126 \text{ даН} = 81,26 \text{ кН}$$

Виходячи з отриманого значення тяги, було обрано двигун CFM International LEAP-1A (Рисунок 6).



Рисунок 6 - CFM International LEAP-1A

Даний двигун має наступні параметри:

Діаметр вентилятора – 198 см;

Ступінь двохконтурності – 11:1;

Довжина – 3,328 м;

Ширина – 2,533 - 2543 м;

Висота – 2,368 – 2,362 м;

Вага – 2990 – 3153 кг;

Стартова тяга – 143 кН.

Наступним кроком перевіримо виконання вимоги по довжині розбігу (формула 1.33):

$$L_p = \frac{0,832p}{C_{узл.} \left[\frac{\xi_{зл.} \cdot P_0 \cdot n_{дв}}{m_2 \cdot g} \right] - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{зл.}} + 2f \right)} \quad (1.33)$$

Де p_0 – питоме навантаження на крило, приймаємо 630 даН/м²;

$\xi_{зл.} = 0,7$ – коефіцієнт, що враховує залежність тяги двигуна від швидкості і висоти польоту, втрат в повітрязабірниках і режиму роботи двигуна;

$C_{узл.} = 1,9$ – коефіцієнт підйомної сили при відриві від ЗПС;

$K_{зл.}$ – аеродинамічна якість при відриві від ЗПС;

$f = 0,03$ – коефіцієнт тертя пневматиків;

Підставимо значення:

$$L_p = \frac{0,832 \cdot 630}{1,9 \cdot \left[\frac{0,7 \cdot 143000 \cdot 2}{83680 \cdot 9,81} \right] - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{11} + 2 \cdot 0,03 \right)} = 1268 \text{ м.}$$

Фактична мінімальна дистанція пробігу літака до відриву від злітно-посадкової смуги становить 1268 метрів, що задовольняє вимогу до зльоту в 1950 метрів.

1.1.7 Визначення й оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів

Розрахунок площі крила здійснюємо застосуванням наступної формули (1.34):

$$S_{кр} = \frac{m_2 \cdot g}{10 \cdot p_0} = \frac{83680 \cdot 9,81}{10 \cdot 630} \approx 130 \text{ м}^2 \quad (1.34)$$

Обчислимо розмах крила з використанням формули (1.35):

$$L_{кр} = \sqrt{\lambda \cdot S_{кр}} \quad (1.35)$$

Де $\lambda = 10$ – подовження крила;

$$L_{кр} = \sqrt{10 \cdot 130} = 36 \text{ м.}$$

Обчислення кореневої b_0 та кінцевої b_k хорд крила проводимо відповідно до формул (1.36-1.37):

$$b_0 = \frac{2 \cdot \eta \cdot S_{кр}}{L_{кр}(\eta+1)} = \frac{2 \cdot 3,7 \cdot 130}{36 \cdot (3,7+1)} = 5,685 \text{ м.} \quad (1.36)$$

$$b_k = \frac{b_0}{\eta} = \frac{5,685}{3,7} = 1,536 \text{ м} \quad (1.37)$$

Розрахунок середньої аеродинамічної хорди крила здійснюється використанням формули (1.38):

$$b_a = \frac{2b_0}{3} \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta + 1)} = \frac{2 \cdot 5,685}{3} \cdot \frac{3,7^2 + 3,7 + 1}{3,7 \cdot (3,7 + 1)} = 4 \text{ м.} \quad (1.38)$$

Визначення координати САХ крила у поперечному напрямку відбувається за співвідношенням, наведеним у формулі (1.39):

$$z_a = \frac{L_{кр}}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{36}{6} \cdot \frac{3,7 + 2}{3,7 + 1} = 7,28 \text{ м.} \quad (1.39)$$

Розрахунок координати носка САХ уздовж осі ОХ проводиться за формулою (1.40):

$$x_a = z_a \operatorname{tg} \chi = 7,28 \cdot \operatorname{tg}(28^\circ) = 3,87 \text{ м.} \quad (1.40)$$

Обчислимо довжину фюзеляжу використовуючи формулу (1.41):

$$L_\phi = \lambda_\phi d_\phi = 10 \cdot 4 = 40 \text{ м.} \quad (1.41)$$

Розрахунок довжини носової частини фюзеляжу проводиться за формулою (1.42):

$$L_{н.ф.} = \lambda_{н.ф.} d_\phi = 1,2 \cdot 4 = 4,8 \text{ м.} \quad (1.42)$$

Для визначення довжини хвостової частини фюзеляжу застосуємо формулу (1.43):

$$L_{х.ф.} = \lambda_{х.ф.} d_\phi = 2,6 \cdot 4 = 10,4 \text{ м} \quad (1.43)$$

Обчислення площі горизонтального оперення виконуємо відповідно до формули (1.44):

$$S_{го} = \bar{S}_{го} \cdot S_{кр} = 0,25 \cdot 130 = 32,5 \text{ м.} \quad (1.44)$$

Розрахунок розмаху горизонтального оперення здійснюється за формулою (1.45):

$$L_{го} = \sqrt{\lambda_{го} \cdot S_{го}} = \sqrt{5,3 \cdot 32,5} = 13,1 \text{ м.} \quad (1.45)$$

Визначення кореневої та кінцевої хорд горизонтального оперення проводиться за формулами (1.46-1.47):

$$b_{0.го} = \frac{2 \cdot \eta_{го} \cdot S_{го}}{L_{го}(\eta_{го} + 1)} = \frac{2 \cdot 2,9 \cdot 32,5}{13,1 \cdot (2,9 + 1)} = 3,69 \text{ м.} \quad (1.46)$$

$$b_{к.го} = \frac{3,69}{2,9} = 1,27 \text{ м.} \quad (1.47)$$

Розрахунок середньої аеродинамічної хорди горизонтального оперення за формулою (1.48):

$$b_{a.го} = b_0 \cdot \frac{2}{3} \cdot \frac{\eta_{го}^2 + \eta_{го} + 1}{\eta_{го}(\eta_{го} + 1)} = 3,69 \cdot \frac{2}{3} \cdot \frac{2,9^2 + 2,9 + 1}{2,9 \cdot (2,9 + 1)} = 2,68 \text{ м.} \quad (1.48)$$

Визначення координати САХ горизонтального оперення у поперечному напрямку за формулою (1.49):

$$z_{a.го} = \frac{L_{го}}{6} \cdot \frac{\eta_{го} + 2}{\eta_{го} + 1} = \frac{13,1}{6} \cdot \frac{2,9 + 2}{2,9 + 1} = 2,74 \text{ м.} \quad (1.49)$$

Обчислення координати носка САХ горизонтального оперення вздовж осі ОХ здійснюється за формулою (1.50):

$$x_{a.го} = z_{a.го} \operatorname{tg} \chi_{г.о} = 2,74 \cdot \operatorname{tg}(36^\circ) \approx 2 \text{ м.} \quad (1.50)$$

Площа вертикального оперення розраховується за формулою (1.51):

$$S_{во} = \bar{S}_{во} \cdot S_{кр} = 0,24 \cdot 130 = 31,2 \text{ м}^2 \quad (1.52)$$

Розрахунок розмаху вертикального оперення проводиться за формулою (1.53):

$$L_{во} = \sqrt{\lambda_{во} \cdot S_{во}} = \sqrt{2,2 \cdot 31,2} = 8,28 \text{ м.} \quad (1.53)$$

Обчислення кореневої та кінцевої хорди вертикального оперення здійснюється згідно з формулами (1.53-1.54):

$$b_{0.во} = \frac{2 \cdot \eta_{во} \cdot S_{во}}{L_{во} \cdot (\eta_{во} + 1)} = \frac{2 \cdot 3,1 \cdot 31,2}{8,28 \cdot (3,1 + 1)} = 5,7 \text{ м.} \quad (1.53)$$

$$b_{к.во} = \frac{b_{0.во}}{\eta} = \frac{5,7}{3,1} = 1,83 \text{ м.} \quad (1.54)$$

Визначення середньої аеродинамічної хорди вертикального оперення проводиться використовуючи формулу (1.55):

$$b_{a.во} = b_{0.во} \cdot \frac{2}{3} \cdot \frac{\eta_{во}^2 + \eta_{во} + 1}{\eta_{во}(\eta_{во} + 1)} = 5,7 \cdot \frac{2}{3} \cdot \frac{3,1^2 + 3,1 + 1}{3,1 \cdot (3,1 + 1)} = 1,91 \text{ м.} \quad (1.55)$$

Визначення координати САХ вертикального оперення у поперечному напрямку проводиться за співвідношенням, вказаним у формулі (1.56):

$$y_{a.во} = \frac{L_{во}}{3} \cdot \frac{\eta_{во} + 2}{\eta_{во} + 1} = \frac{8,28}{3} \cdot \frac{3,1 + 2}{3,1 + 1} = 3,43 \text{ м.} \quad (1.56)$$

Обчислення координати носка САХ вертикального оперення вздовж осі ОХ виконується з використанням формули (1.57):

$$X_{a.во} = y_{САХво} \operatorname{tg} \chi_{во} = 3,43 \cdot \operatorname{tg}(44^\circ) = 3,31 \text{ м.} \quad (1.57)$$

Розрахунок геометричних параметрів шасі

База шасі b – відстань між осями основних і передній опор (формула 1.58):

$$b = 0,35 \cdot L_{\phi} = 0,35 \cdot 40 = 14 \text{ м.} \quad (1.58)$$

Колія шасі B – відстань між площинами симетрії основних опор,

$$2H \leq B < 15 \text{ м.}$$

Приймаємо $B = 10 \text{ м.}$

Виніс основних головних опор e - відстань між вертикаллю, що проходить через центр мас літака та вісь основних опор (формула 1.59):

$$e = (0,06 \dots 0,12) \cdot b = 0,08 \cdot 14 = 1,12 \text{ м.} \quad (1.59)$$

Виніс передньої опори a - відстань між вертикаллю, що проходить через центр мас літака та вісь переднього колеса (формула 1.60):

$$a = b - e = 14 - 1,12 = 12,88 \text{ м.} \quad (1.60)$$

Кут перекидання φ - кут торкання хвостовій частині фюзеляжу або його запобіжної опори поверхні злітно-посадкової смуги [1, с. 838] (формула 1.61):

$$\varphi = a_{\text{пос.мах}} - a_3 - \Psi$$

Де $a_{\text{пос.мах}} = 10^\circ \dots 18^\circ$ – максимальний посадковий кут атаки, приймаємо 13° ;

$a_3 = 0 \dots 4^\circ$ – кут заклиненому крила, приймаємо $a_3 = 0$ град;

$\Psi = -2^\circ \dots 2^\circ$ - кут заклиненого крила, приймаємо $\Psi = 0^\circ$;

Підставимо значення у формулу (1.60):

$$\varphi = 13 - 0 - 0 = 13^\circ \quad (1.60)$$

γ - кут виносу щодо центру мас основних опор літака (формула 1.61):

$$\gamma = \varphi + 2^\circ = 15^\circ \quad (1.61)$$

1.1.8 Вибір, обґрунтування, розробка й ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака

Конструктивно-силова схема літака є основоположним елементом в процесі проектування повітряного судна, який визначає як загальну конфігурацію, так і специфічні характеристики його окремих компонентів. Цей аспект проектування безпосередньо впливає на аеродинамічні властивості, вагу, міцність, довговічність, а також на економічність експлуатації літака. Вибір конструктивно-

силової схеми залежить від багатьох факторів, зокрема від призначення літака, очікуваних польотних характеристик, вимог до міцності та жорсткості, обмежень щодо ваги, а також від новітніх технологій виготовлення та матеріалів.

Визначимо конструктивно-силову схему крила

При первинному визначенні конструктивно-силової схеми крила будемо використовувати концепцію умовного лонжерону. Ширина його поясу становить 60% від довжини хорди крила у вибраному розрахунковому перерізі, при цьому в якості основи береться коренева хорда b_0 . Товщину пояса умовного лонжерону розраховуємо використовуючи наступну формулу (1.62):

$$\delta_y = \frac{(p_0 \cdot S_{кр} \cdot z_a - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i - m_{кр} \cdot g \cdot z_a) \cdot n^p}{0.96 \cdot \bar{c} \cdot b_0^2 \cdot \sigma_p} \quad (1.62)$$

Де p_0 – питома навантаження на крило, приймаємо 6300 Н/м²;

$S_{кр}$ – площа крила;

z_a – координата середньої аеродинамічної хорди від поздовжньої осі літака за розмахом крила;

m_i – маса вантажу, розташованого на крилі формула (1.63):

$$m_i = \bar{m}_{п.} \cdot m_2 + n_{дв.} \cdot m_{дв.} \quad (1.63)$$

$$m_i = 0,222 \cdot 83680 + 2 \cdot 2990 = 24557 \text{ кг.}$$

z_i – координата центру мас вантажу, розташованого на крилі, від поздовжньої осі літака за розмахом крила, приймаємо 5,8м.;

$n^p = 4$ – коефіцієнт розрахункового навантаження;

$m_{кр}$ – маса крила, формула (1.64):

$$m_{кр} = \bar{m}_{кр.} \cdot m_2 \quad (1.64)$$

$$m_{кр} = 0,0942 \cdot 83680 = 7882 \text{ кг.}$$

b_0 – коренева хорда крила;

\bar{c} – відносна товщина профілю крила, приймаємо 0,12.

Для виготовлення поясу лонжерона вибираємо матеріал з алюмінієвого сплаву Д16Т, для якого $\sigma_p = 390 \text{ МПа} = 390 \cdot 10^6 \text{ Па}$.

Підставимо значення у формулу (1.65):

$$\begin{aligned} \delta_y &= \frac{(6000 \cdot 130 \cdot 7,28 - 2 \cdot 24557 \cdot 9,81 \cdot 5,8 - 7882 \cdot 9,81 \cdot 7,28) \cdot 4}{0.96 \cdot 0,12 \cdot 5,685^2 \cdot 390 \cdot 10^6} \\ &= 0,00639 \text{ м.} = 6,39 \text{ мм.} \end{aligned}$$

У результаті проведених розрахунків встановлено, що товщина умовного поясу лонжерона крила $\delta_y \geq 3$ мм і становить 6,39мм. Це вказує на можливість використання більш товстої обшивки, яка здатне витримувати високі критичні навантаження при стисненні. Такі конструкції, як кесонні та моноблочні крила, ефективно розподіляють згинальні моменти завдяки їх міцній обшивці та стрингерам, які відіграють ключову роль у витримуванні навантажень. Враховуючи вагову ефективність, кесонні крила виявляються особливо вигідними, оскільки їхня конструкція дозволяє досягти бажаного балансу між міцністю, жорсткістю та вагою [3].

Крім того, кесонна схема сприяє покращенню аеродинамічних характеристик, оскільки дозволяє оптимізувати розподіл тиску по крилу, зменшуючи індукований опір та забезпечуючи більшу підйомну силу. Також, конструктивні особливості кесонного крила полегшують інтеграцію паливних баків та систем управління польотом, що може сприяти зниженню ваги та збільшенню внутрішнього об'єму для розміщення палива, що, в свою чергу, позитивно впливає на дальність польоту літака [2].

Обчислимо значення інтенсивності моменту та різальної сили за допомогою формули (1.65):

$$\frac{M}{H^3} = \frac{[(p_0 \cdot S - m_{кр} \cdot g) \cdot z_a - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i] \cdot n_p}{1,03 \cdot (\bar{c} \cdot b_0)^3} \quad (1.65)$$

$$\frac{M}{H^3} = \frac{[(6000 \cdot 130 - 7882 \cdot 9,81) \cdot 7,28 - 2 \cdot 24557 \cdot 9,81 \cdot 5,8] \cdot 4}{1,03 \cdot (0,12 \cdot 5.685)^3} = 28,4 \text{ МПа.}$$

Зважаючи на те, що значення інтенсивності моменту в даному випадку становить близько 28,389 МПа, що виходить за межі звичайного діапазону від 10 до 15 МПа, рекомендується використовувати крило з працюючою обшивкою, таку як кесонна схема. Це обумовлено тим, що кесонна конструкція дозволяє ефективно розподілити ці навантаження та забезпечити високий рівень міцності та надійності в умовах польоту

Силовий набір однієї консолі крила включає 32 нервюри, з яких 8 є силовими. Відстань між нервюрами може змінюватися в діапазоні від 410 до 900 мм.

Елерон розташований між нервюрами № 23 - 30 в одній консолі крила і закріплений на крилі за допомогою трьох силових нервюр № 24, 29.

Закрилок складається з трьох секцій, розташованих між нервюрами № 7 - 22, і прикріплений до крила за допомогою силових нервюр № 8, 12, 14, 16, 19, 21.

Визначимо конструктивно-силову схему горизонтального оперення:

Горизонтальне оперення має лонжеронну конструктивно-силову схему і включає стабілізатор і кермо висоти. Стабілізатор виконаний за нормальною схемою, де лонжерони розташовані на 28% та 55% хорди стабілізатора.

Силові елементи горизонтального оперення пов'язані із силовими елементами фюзеляжу. Передній лонжерон кріпиться до шпангоуту № 34, а задній - до шпангоуту № 36.

Поперечний силовий набір горизонтального оперення складається з 10 нервюр, з них 4 є силовими. Нервюри розташовані перпендикулярно до заднього лонжерона, і крок між нервюрами становить 620 мм.

Кермо висоти розташоване вздовж усіх нервюр № 3 - 10 однієї консолі горизонтального оперення. Кермо висоти навішене на силові нервюри № 5, 6, 8 і 9.

Визначимо конструктивно-силову схему вертикального оперення:

Вертикальне оперення має лонжеронну конструктивно-силову схему і складається з кіля та керма напрямку. Кіль є стрілоподібним і має двохлонжеронну конструкцію. Передній лонжерон розташований на 20% хорди кіля, а задній - на 68%.

Силові елементи вертикального оперення пов'язані з силовими елементами фюзеляжу. Передній лонжерон кріпиться до шпангоуту №34, а задній - до шпангоуту №36.

Поперечний силовий набір кіля складається з 9 нервюр, з яких 4 є силовими. Нервюри розташовані на відстані 730 мм один від одного. На ці силові нервюри кріпиться кермо напрямку.

Кермо напрямку розташоване вздовж усіх нервюр № 3 - 9 однієї консолі вертикального оперення. Кермо напрямку навішене на силові нервюри № 4, 5, 7 і 8.

Визначимо конструктивно-силову схему фюзеляжу:

Фюзеляж літака представляє собою конструкцію з тонкостінної каркасної оболонки, яка має багатогранну форму в середній частині і конічну форму з подвійною кривизною в носовій і хвостовій частинах [2].

Каркасна оболонка фюзеляжу виготовлена з алюмінієвих сплавів і включає в себе працюючу обшивку, поздовжній силовий набір у вигляді стрингера і поперечний силовий набір у вигляді шпангоутів.

Поперечний переріз середньої частини фюзеляжу має чотирикутну форму. Поперечний силовий набір складається з 40 шпангоутів, з яких 16 є силовими. Відстань між шпангоутами однакова і становить 815 мм.

Фюзеляж поділяється на три частини - носову, середню і хвостову за допомогою двох технологічних роз'ємів, які розташовані на шпангоутах № 6 і 27.

Кабіна фюзеляжу є герметичною і розташована в середній і хвостовій частинах фюзеляжу, між шпангоутами № 6 - 27.

У борту фюзеляжу є прорізи під вхідні двері та бортові вікна. Крім того, киль і стабілізатор кріпляться до силових шпангоутів № 33 і 36.

При проектуванні фюзеляжу важливо дотримуватися наступних вимог та рекомендацій:

- Зосереджені сили, які діють на елементи каркаса, повинні бути рівномірно розподілені по обшивці фюзеляжу.
- Зосереджені сили, які діють під гострим кутом до осі фюзеляжу, повинні передаватися на обшивку через стрингери та шпангоути.

Конструктивно-силова схема проектуемого літака представлена на рисунку 9:

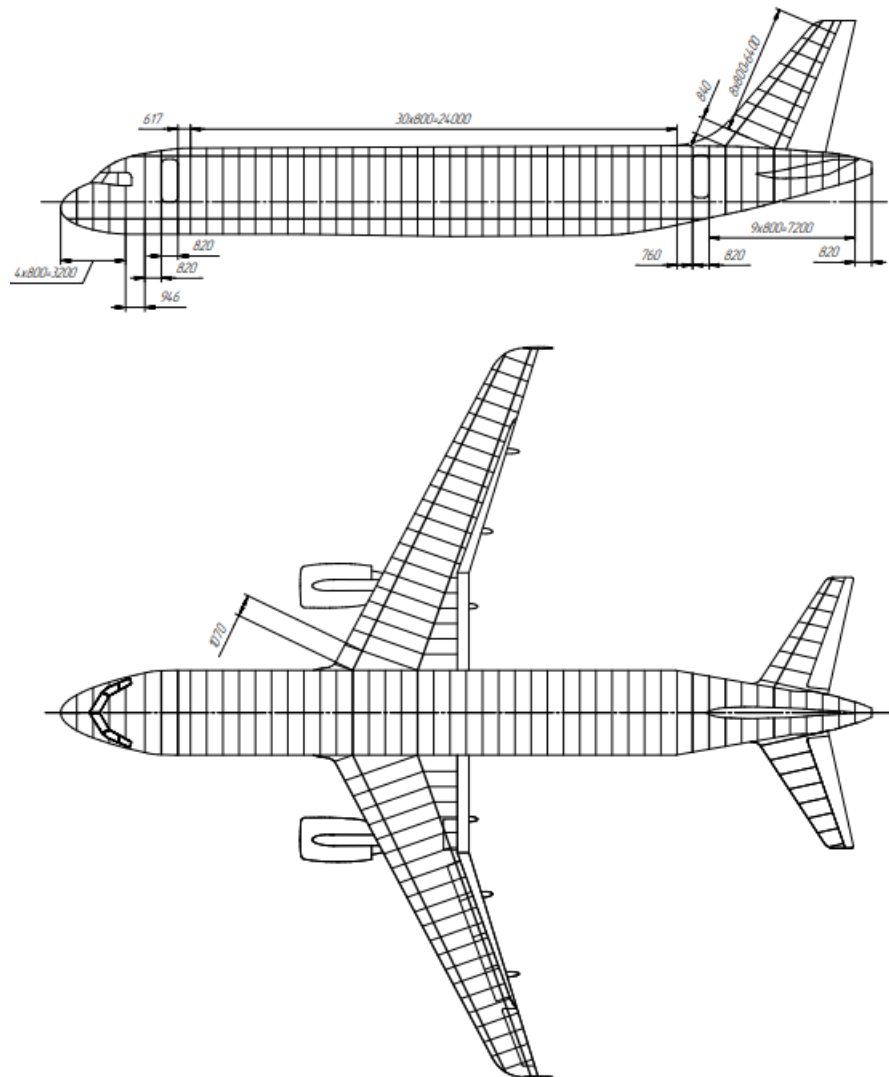


Рисунок 9 – Конструктивно-силова схема проектуемого літака

1.2 Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака

1.2.1 Побудова наближеної злітної та посадкової поляр

Механізація крила об'єднує всі пристрої та аеродинамічні елементи, які використовуються для оптимізації аеродинамічних властивостей літака. Її застосування дозволяє підвищити підйомну силу у ключові моменти, такі як посадка або зліт, щоб забезпечити необхідну маневреність.

Елементи механізації крила, такі як закрилки, передкрилки і щитки, активно впливають на підйомну силу і запобігають зриву потоку під час зльоту і посадки.

Закрилки та передкрилки, які слугують для регулювання несучих властивостей крила, дозволяють літати на більших кутах атаки, а отже, і на менших швидкостях.

Щитки, які в нормальному положенні утворюють єдину поверхню з крилом, при відхиленні збільшують підйомну силу завдяки зміні тиску навколо крила.

Інші елементи механізації, включаючи інтерцептори, спойлери, тормозні щитки та інші рухливі частини, також відіграють важливу роль.

Під час побудови злітно-посадкової поляри потрібно врахувати суму коефіцієнтів лобового опору від механізації крила та шасі, які можуть знаходитися в різних положеннях:

- Під час зльоту шасі випущене, а механізація крила налаштована на злітну конфігурацію.
- У польоті шасі складене, а механізація крила прилаштована до кутів атаки, що оптимальні для польоту. Отже, для розрахунку льотно-технічних характеристик на різних етапах польоту, спочатку визначаємо коефіцієнти лобового опору, а потім конструюємо поляру першого порядку, враховуючи механізацію крила

Визначимо коефіцієнт лобового опору шасі та механізації крила при зльоті та посадці

При зльоті:

$$\Delta C_{xa.ш.зл.} = 0,5 \cdot C_{x0} = 0,5 \cdot 0,02295 = 0,011475 \quad (1.66)$$

При посадці:

$$\Delta C_{xa.ш.пос.} = 0,5 \cdot C_{x0} = 0,5 \cdot 0,02295 = 0,011475 \quad (1.67)$$

При зльоті:

$$\Delta C_{xa.мех.зл.} = 0,4 \cdot C_{x0} = 0,4 \cdot 0,02295 = 0,00918 \quad (1.68)$$

При посадці:

$$\Delta C_{xa.мех.пос.} = 1,2 \cdot C_{x0} = 1,2 \cdot 0,02295 = 0,02754 \quad (1.69)$$

Знайдемо загальний коефіцієнт лобового опору через суму лобового опору шасі та механізації

При зльоті:

$$\Delta C_{ха.зл.} = \Delta C_{ха.ш.зл.} + \Delta C_{ха.мех.зл.} \quad (1.70)$$

$$\Delta C_{ха} = 0,011475 + 0,00918 = 0,020655$$

При посадці:

$$\Delta C_{ха.пос.} = \Delta C_{ха.ш.пос.} + \Delta C_{ха.мех.пос.} \quad (1.71)$$

$$\Delta C_{ха.пос.} = 0,011475 + 0,02754 = 0,03901$$

Таблиця 4 – Коефіцієнти $C_{ya.Мех.}$ та $C_{ха.Мех.}$ для зльоту та посадки

Тип поляри	злітна	Посадкова
$\delta_{закр.}$, град	30°	45°
C_{x0}	0,02295	
$C_{ya(\alpha)}$	4,70146	
$\Delta C_{ха.ш.}$	0,011475	0,011475
$\Delta C_{ха.мех.}$	0,00918	0,02754
$\Delta C_{ха}$	0,020655	0,039015
$\Delta C_{ya.мех.}$	0,2	0,4
$\Delta \alpha 0$	2,437361139	4,874722279

По формулі (1.72) визначимо коефіцієнт підйомної сили $C_{ya.Мех.}$ для зльоту та посадки, дані занесемо в таблицю (5).

$$C_{ya.Мех.} = \Delta C_{ya.Мех.} + C_{ya} \quad (1.72)$$

Таблиця 5– коефіцієнт підйомної сили $C_{ya.Мех.}$ для взльоту та посадки

$C_{ya.мех.}$	Зліт	Посадка
$C_{ya.мех.}$	0,2	0,4
$C_{ya.мех.}$	0,4	0,6
$C_{ya.мех.}$	0,6	0,8
$C_{ya.мех.}$	0,8	1
$C_{ya.мех.}$	1	1,2
$C_{ya.мех.}$	1,2	1,4
$C_{ya.мех.}$	1,4	1,6

По формулі (1.73) визначимо коефіцієнт лобового опору $C_{xa.Mex.}$ для взльоту та посадки, дані занесемо в таблицю (6)

$$C_{xa.Mex.} = \Delta C_{xa.Mex.} + C_{xa} \quad (1.73)$$

Таблиця 6 – коефіцієнт підйомної сили $C_{ya.Mex.}$ для взльоту та посадки

$C_{xa.mex.}$	Зліт	Посадка
$C_{xa.mex.}$	0,043605	0,061965
$C_{xa.mex.}$	0,045155	0,063515
$C_{xa.mex.}$	0,049935	0,068295
$C_{xa.mex.}$	0,058145	0,076505
$C_{xa.mex.}$	0,070055	0,088415
$C_{xa.mex.}$	0,086115	0,104475
$C_{xa.mex.}$	0,107625	0,125985
$C_{xa.mex.}$	0,186845	0,205205

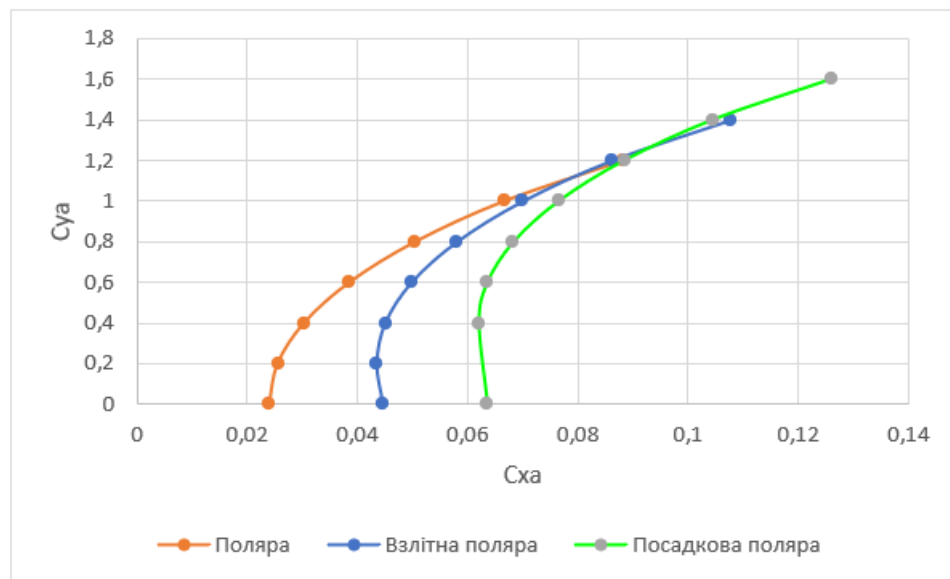


Рисунок 10 –злітна та 1 поляри при $M=0.2$

1.2.3 Польотні поляри

Досить часто для розрахунку льотно-технічних характеристик швидкісних літаків використовують польотні поляри, що представляють собою відношення коефіцієнтів $C_{yaгп}$ та $C_{xaгп}$ по куту атаки α .

Розрахунок проведемо в такій послідовності:

1. Виберемо розрахункові висоти польоту (в нашому випадку 0, 6, 11 км)
2. Для обраних висот польоту задамося декількома значеннями швидкості польоту (в нашому випадку 0,2; 0,3; 0,4; 0,5; 0,6; 0,7; 0,8; 1,2)
3. По формулі (1.74) визначимо швидкісний напір на розрахункових висотах для заданих чисел Маха, дані занесемо в таблицю (7)

$$q_{\infty} = 0.7 \cdot \rho_H \cdot M^2 \quad (1.74)$$

Таблиця 7 – Значення динамічного напору від чисел Маха для розрахункових висот польоту

Н \ М	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	1,2
0	2837	6383	11348	17732	25535	34756	45395	102140
6	1322	2974	5288	8262	11898	16195	21153	47594
11	635	1430	2542	3972	5720	7786	10169	22881

4. Далі для кожної з заданих швидкостей польоту й прийнятої злітної маси по формулі (1.75) визначимо потрібні значення коефіцієнтів підйомної сили, дані занесемо в таблицю (8) та побудуємо залежність $C_{ya \Gamma \Pi}$ від М, рисунок (11)

$$C_{ya \Gamma \Pi} = \frac{mg}{q_{\infty} S} \quad (1.75)$$

Таблиця 8 – Значення коефіцієнта підйомної сили від чисел Маха для розрахункових висот польоту

Н \ М	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	1,2
0	1,979	0,879	0,495	0,317	0,220	0,162	0,124	0,055
6	4,246	1,887	1,062	0,679	0,472	0,347	0,265	0,118
11	8,832	3,925	2,208	1,413	0,981	0,721	0,552	0,245

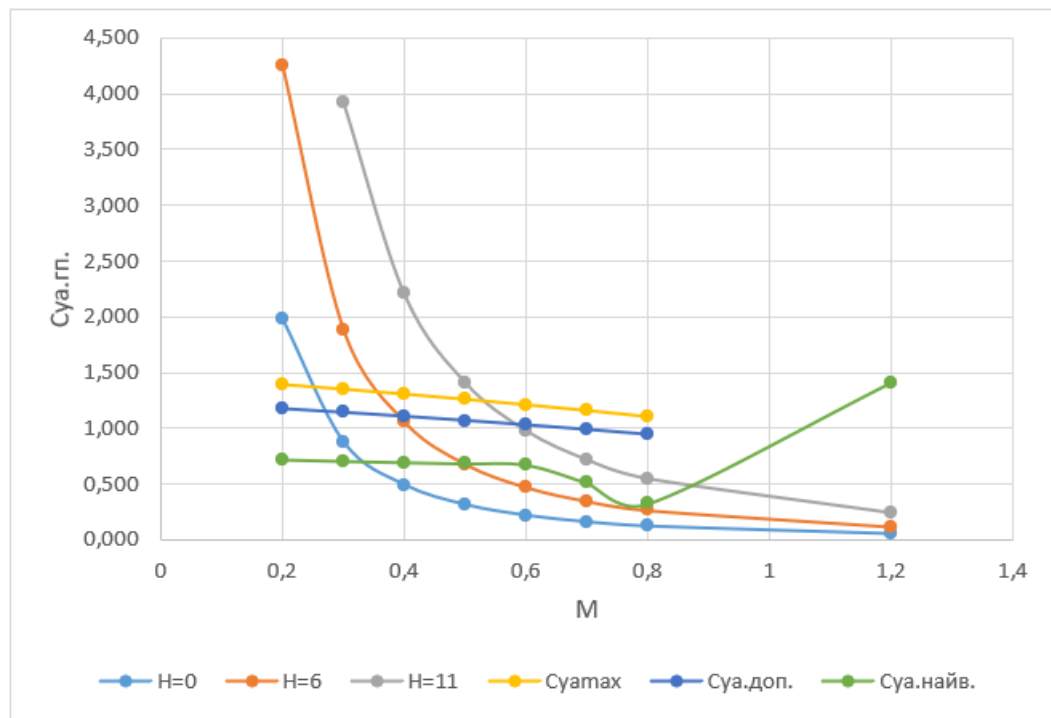


Рисунок 11 - Залежність потрібного коефіцієнта підйомної сили при горизонтальному усталеному польоті від чисел Маха для розрахункових висот польоту

5. Для кожного розрахункового значення $C_{yaГПі}$ по формулі (1.76) визначимо величину коефіцієнту лобового опору $C_{хаГПі}$, дані занесемо в таблицю (9) та побудуємо залежність $C_{хаГПі}$ від $C_{ya гп}$, рисунок. (12)

$$C_{хаГПі} = C_{ха0} + AC_{yaГПі}^2 \quad (1.76)$$

Таблиця 9 – Значення коефіцієнта сили лобового опору від чисел Маха для розрахункових висот польоту

H \ M	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	1,2
0	0,172	0,052	0,031	0,025	0,023	0,022	0,021	0,289
6	0,711	0,159	0,066	0,040	0,031	0,027	0,024	0,291
11	2,994	0,611	0,209	0,100	0,060	0,043	0,034	0,299

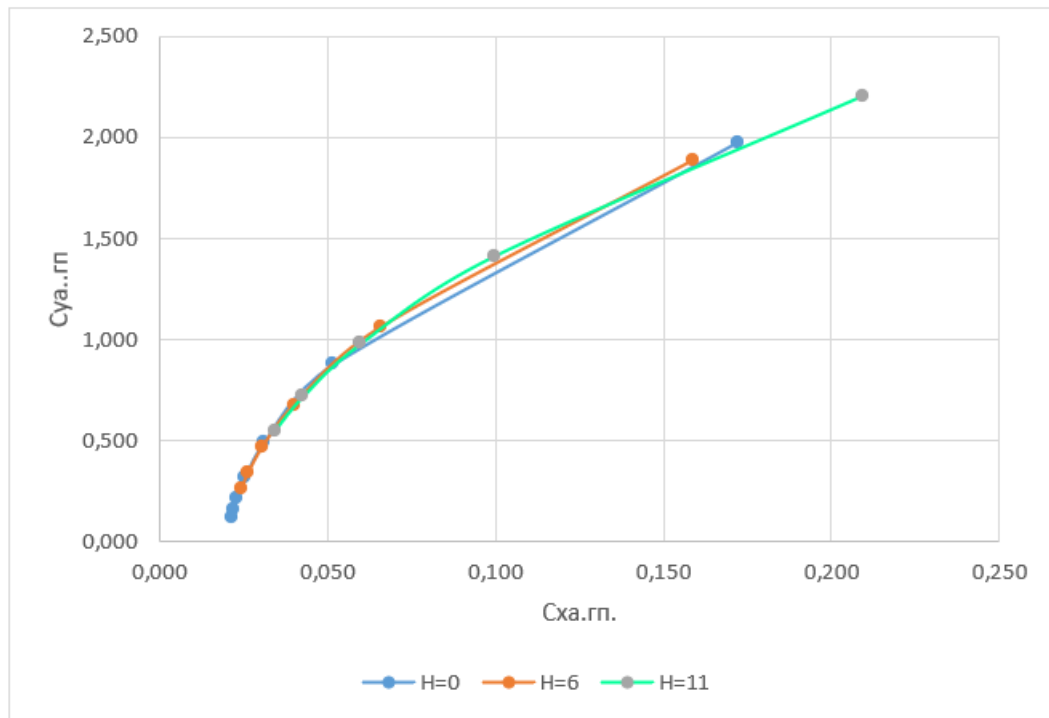


Рисунок 12 – Польотні поляри

Також по формулі (1.77) підрахуємо швидкість звалювання, дані занесемо в таблицю (10)

$$M_s = \sqrt{\frac{mg}{0,7 \cdot \rho_H \cdot S_{кр} \cdot C_{уа\max}}} \quad (1.78)$$

де $C_{уа\max}$ – максимальний коефіцієнт підйомної сили відповідний висоті польоту H .

Підставимо дані в формулу (1.2.9) і виконаємо розрахунок:

Розрахуємо значення для висоти $H=0$ км:

$$M_s = \sqrt{\frac{83680 \cdot 9,81}{0,7 \cdot 101330 \cdot 130 \cdot 1,38677}} = 0,253;$$

Розрахуємо значення для висоти $H=6$ км:

$$M_s = \sqrt{\frac{83680 \cdot 9,81}{0,7 \cdot 47217 \cdot 130 \cdot 1,38677}} = 0,371;$$

Розрахуємо значення для висоти $H=11$ км:

$$M_s = \sqrt{\frac{83680 \cdot 9,81}{0,7 \cdot 22700 \cdot 130 \cdot 1,38677}} = 0,535;$$

Таблиця 10 – Значення швидкості звалювання заданих висотах польоту

0 км.	0,253
6 км.	0,371
11 км.	0,535

1.2.4 Розрахунок льотних характеристик ЛА методами тяг та потужностей

Метод тяг та потужностей М.Є. Жуковського реалізується завдяки рівнянням тяг та потужностей, які є необхідними для забезпечення усталеного прямолінійного горизонтального польоту [4].

Метод тяг використовують для розрахунку льотно-технічних характеристик ЛА з турбореактивними силовими установками

Метод потужностей використовують для розрахунку льотно-технічних характеристик літального апарату з турбогвинтовими та гвинтомоторними силовими установками.

Ці методи дають змогу отримати основні льотно-технічні характеристики ЛА:

- Діапазон висот і швидкостей усталеного прямолінійного горизонтального польоту
- Характерні швидкості польоту: максимальна, мінімальна теоретична, мінімальна допустима, крейсерська, найвигідніша, економічна
- Теоретичну статичну висоту польоту
- Скоропідйомність
- Годинну витрату палива
- Максимальну дальність
- Тривалість польоту

Відповідно до завдання літак обладнаний турбовентиляторними двигунами зі ступенем двоконтурності $m=2$. Двигуни цього типу зазвичай застосовують тільки для дозвукових літаків тому, що вони мають осереднені характеристики між турбогвинтовими і турбореактивними двигунами при високих показниках економічності [4].

1.2.4.1 Розрахунок потрібних тяг і побудова кривих МЄЖ

При горизонтальному прямолінійному усталеному польоті ЛА на висоті H із заданими швидкостями M тяга у першому приближенні дорівнює величині лобового опору [4].

$$P_{\text{п}} f(H, M) = X_{\text{агп}} f(H, M) \quad (1.79)$$

Її також можна визначити однією з наведених залежностей, дані занесемо в таблицю (1.2.9):

$$X_{\text{агп}} = \frac{m \cdot g}{K} = \frac{G}{K} \quad (1.80)$$

Отже для початку по формулі (1.81) визначимо аеродинамічну якість, дані занесемо в таблицю (11)

$$K = \frac{c_{ya \text{ гп}}}{c_{xa \text{ гп}}} \quad (1.81)$$

Таблиця 11 – Аеродинамічна якість

$H \backslash M$	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	1,2
$K, H=0$	11,5	17,0	15,9	12,5	9,5	7,3	5,8	0,2
$K, H=6$	6,0	11,9	16,1	16,9	15,4	13,1	10,9	0,4
$K, H=11$	2,9	6,4	10,5	14,2	16,4	16,9	16,1	0,8

Далі від однієї з наведених залежностей в формулі (1.82) визначимо $X_{\text{агп}}$, дані занесемо в таблицю 12 та побудуємо графік залежності $P_{\text{агп}}$ від M (рисунок 13)

$$P_{\text{агп}} = \frac{m \cdot g}{K} = \frac{G}{K} \quad (1.82)$$

Таблиця 12 – Потрібна сила тяги від чисел Маха для розрахункових висот польоту

$H \backslash M$	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	1,2
$P_{\text{гп}}, H=0$	63450	42925	45984	58418	76609	99323	125948	3831589
$P_{\text{гп}}, H=6$	122142	61442	45208	43077	47512	55906	67135	1801494
$P_{\text{гп}}, H=11$	247401	113561	69211	51392	44540	43298	45386	889887

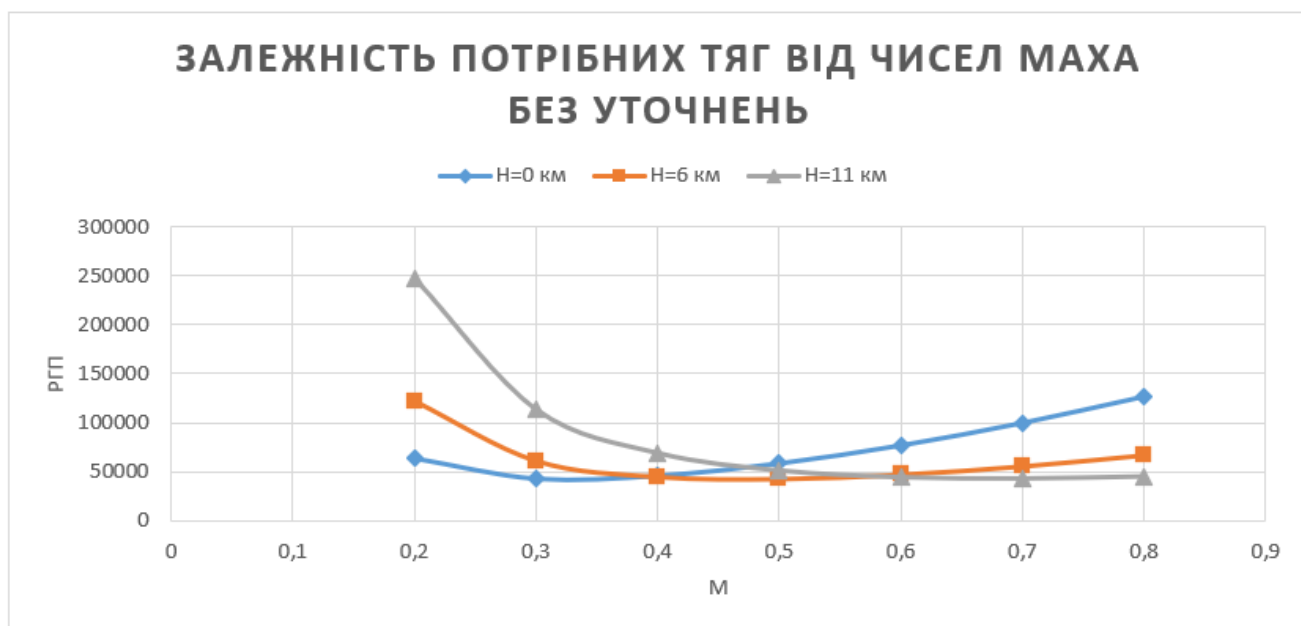


Рисунок 13 – Залежність потрібних тяг від чисел Маха для розрахункових висот польоту

1.2.4.2 Розрахунок потрібних потужностей та побудова кривих М.Є. Жуковського

Для горизонтального прямолінійного польоту усталеного польоту потрібна потужність дорівнює [4]:

$$N_{\text{потр.}} = P_{\text{тп}} \cdot V \quad (1.83)$$

Таблиця 13 – Залежність наявних тяг $N_{\text{наяв}}$ від числа Маха та висоти

M \ H	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	1,2
Pтп, H=0	14292147	4382216	6259280	9939849	15641941	23659838	34288217	1564667630
Pтп, H=6	7729150	5832091	5721516	6814828	9019761	12382056	16993106	683991106
Pтп, H=11	14606556	10056919	8172478	7585459	7888845	8947064	10718385	315233614

1.2.5 Характеристики силової установки

1.2.5.1 Наявна тяга і потужність ЛА

На літаку використано двоконтурний турбореактивний двигун ТРДД який має конструкцією, що дозволяє переміщати додаткові маси повітря, яке проходить крізь зовнішній контур двигуна. Така конструкція забезпечує вищий, порівняно зі

звичайним ТРД, польотний ККД. Висотно-швидкісна характеристика дана у вигляді залежності коефіцієнта тяги (ξ_p) від числа M і висоти H польоту:

$$\xi_p(H, M) = \frac{P(H, M)}{P_0} \quad (1.84)$$

Наявна тяга – це сумарна тяга $P_{\text{наяв.}}$ всіх двигунів літака при повністю відкритій дросельній заслонці (міра дроселювання $\bar{R} = 1$). Характеристики двигуна потрібно рахувати на основі його паспортних даних.

Порядок розрахунку:

- 1) Знаходять потрібну тягу $P_{\text{потр.}}(H, M)$ для режиму (H^* , M^*)
- 2) Знайдемо коефіцієнт тяги двигуна для режиму (H^* , M^*) по формулам

$$\xi_p = \xi_H \cdot \xi_V \quad (1.85)$$

$$\xi_H = \frac{p_H}{p_0} \cdot \left(\frac{T_0}{T_H}\right)^{\gamma_H} \quad (1.86)$$

$$\gamma_H = 2 + 0.2 \cdot m = 2 + 0.2 \cdot 2 = 2.4$$

$$\xi_H = \frac{101325}{101325} \cdot \left(\frac{288.2}{288.2}\right)^{2.4} = 1$$

$$\xi_H = \frac{47169}{101325} \cdot \left(\frac{288.2}{249.2}\right)^{2.4} = 0.6599$$

$$\xi_H = \frac{22611}{101325} \cdot \left(\frac{288.2}{216.8}\right)^{2.4} = 0.4419$$

$$\begin{aligned} \xi_V = 1 - (0.45 + 0.24 \cdot m) \cdot M + (0.9 + 0.19 \cdot m) \cdot M^2 + \\ + (0.1 + 0.16 \cdot m) \cdot M^3 \end{aligned} \quad (1.87)$$

де m – степінь двоконтурності

$$\begin{aligned} \xi_{V(0.2)} = 1 - (0.45 + 0.24 \cdot 2) \cdot 0.2 + (0.9 + 0.19 \cdot 2) \cdot 0.2^2 + \\ + (0.1 + 0.16 \cdot 2) \cdot 0.2^3 = 0.8685 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \xi_{V(0.3)} = 1 - (0.45 + 0.24 \cdot 2) \cdot 0.3 + (0.9 + 0.19 \cdot 2) \cdot 0.3^2 + \\ + (0.1 + 0.16 \cdot 2) \cdot 0.3^3 = 0.8475 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \xi_{V(0.4)} = 1 - (0.45 + 0.24 \cdot 2) \cdot 0.4 + (0.9 + 0.19 \cdot 2) \cdot 0.4^2 + \\ + (0.1 + 0.16 \cdot 2) \cdot 0.4^3 = 0.8596 \end{aligned}$$

$$\xi_{V(0.5)} = 1 - (0.45 + 0.24 \cdot 2) \cdot 0.5 + (0.9 + 0.19 \cdot 2) \cdot 0.5^2 +$$

$$+(0.1 + 0.16 \cdot 2) \cdot 0.5^3 = 0.9075$$

$$\xi_{V(0.6)} = 1 - (0.45 + 0.24 \cdot 2) \cdot 0.6 + (0.9 + 0.19 \cdot 2) \cdot 0.6^2 + \\ +(0.1 + 0.16 \cdot 2) \cdot 0.6^3 = 0.9935$$

$$\xi_{V(0.7)} = 1 - (0.45 + 0.24 \cdot 2) \cdot 0.7 + (0.9 + 0.19 \cdot 2) \cdot 0.7^2 + \\ +(0.1 + 0.16 \cdot 2) \cdot 0.7^3 = 1.1202$$

$$\xi_{V(0.8)} = 1 - (0.45 + 0.24 \cdot 2) \cdot 0.8 + (0.9 + 0.19 \cdot 2) \cdot 0.8^2 + \\ +(0.1 + 0.16 \cdot 2) \cdot 0.8^3 = 1.2902$$

$$\xi_{V(1.2)} = 1 - (0.45 + 0.24 \cdot 2) \cdot 1.2 + (0.9 + 0.19 \cdot 2) \cdot 1.2^2 + \\ +(0.1 + 0.16 \cdot 2) \cdot 1.2^3 = 2.4529$$

Розрахуємо значення ξ_p по формулі (1.85), дані занесемо в таблицю (14)

Таблиця 14 – Значення коефіцієнтів ξ_p для заданих швидкостей та висот польоту

М Н	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	1,2
0	0,8511888	0,8305892	0,8424864	0,88935	0,9736496	1,0978548	1,2644352	2,4039008
6	0,5622591	0,5486518	0,5565106	0,5874667	0,6431515	0,7251961	0,835232	1,587914
11	0,377604	0,368465	0,373743	0,394533	0,431930	0,487030	0,560928	1,066418

3) Розраховано стартове значення наявної тяги:

$$P_0 = \frac{P_{\text{пот } 7}}{\xi_{p7}} \quad (1.88)$$

$$P_0 = \frac{55906}{0,72519} = 77091 \text{ Н}$$

аявні тяги побудовані у вигляді залежностей $P_{\text{наяв.}} = f(M)$ для фіксованих висот польоту. Для того щоб отримати залежність $P_{\text{наяв.}} = f(M)$ для фіксованої висоти Н та декількох значень числа М, визначають відповідні величини коефіцієнта тяги ξ_p . Наявну тягу розраховують по формулі 1.89, отримані дані занесемо в таблицю 15.

$$P_{\text{наяв.}} = P_0 \cdot \xi_p \quad (1.89)$$

Таблиця 15 – Залежність наявних тяг $P_{\text{наяв}}$ від числа Маха для розрахункових висот польоту

Н М	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	1,2
0	75672	73841	74898	79065	86559	97601	112410	213711
6	49986	48776	49475	52227	57177	64471	74254	141168
11	33570	32757	33226	35075	38399	43298	49868	94806

Якщо наближено прийняти, що вектор наявної тяги напрямлений уздовж напрямлення швидкості польоту, то для наявної потужності можна використати формулу (1.90) зробимо розрахунок для висоти Н=6 км, отримані дані занесемо в таблицю (1.16)

$$N_{\text{наяв.}} = P_{\text{наяв.}} \cdot M \cdot a_{\text{н.}} \quad (1.90)$$

Таблиця 16 – Залежність наявних тяг $N_{\text{наяв}}$ від числа Маха та висоти польоту

Н М	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	1,2
0	5150246	7538408	10195182	13452866	17673641	23249576	30602624	87270987
6	3163101	4629827	6261525	8262281	10854534	14279078	18795063	53598793
11	1981954	2900983	3923381	5177026	6801294	8947064	11776715	33584229

Після всіх необхідних розрахунків, будемо відповідні графіки залежностей рисунки (14-15)

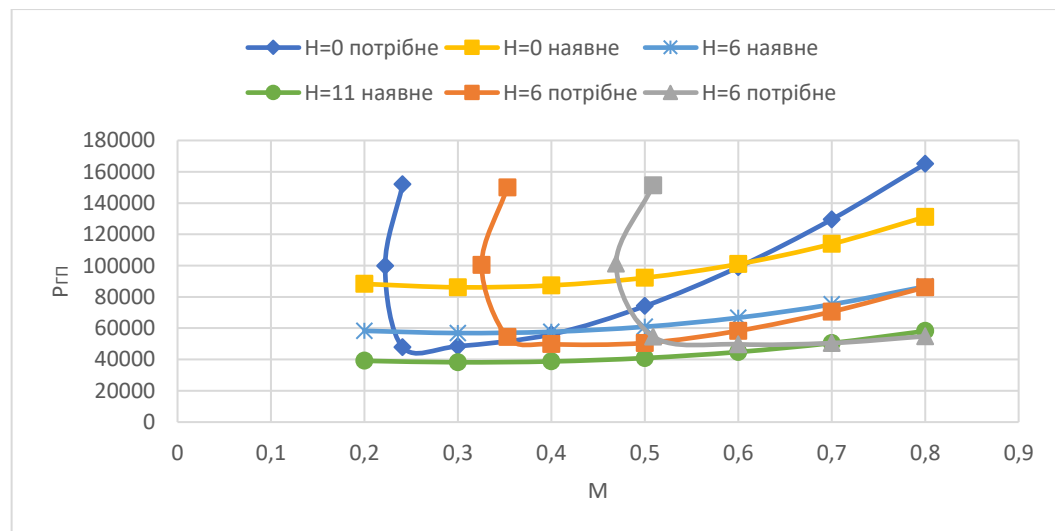


Рисунок 14 – Залежність потрібних та наявних тяг від чисел Маха для розрахункових висот польоту

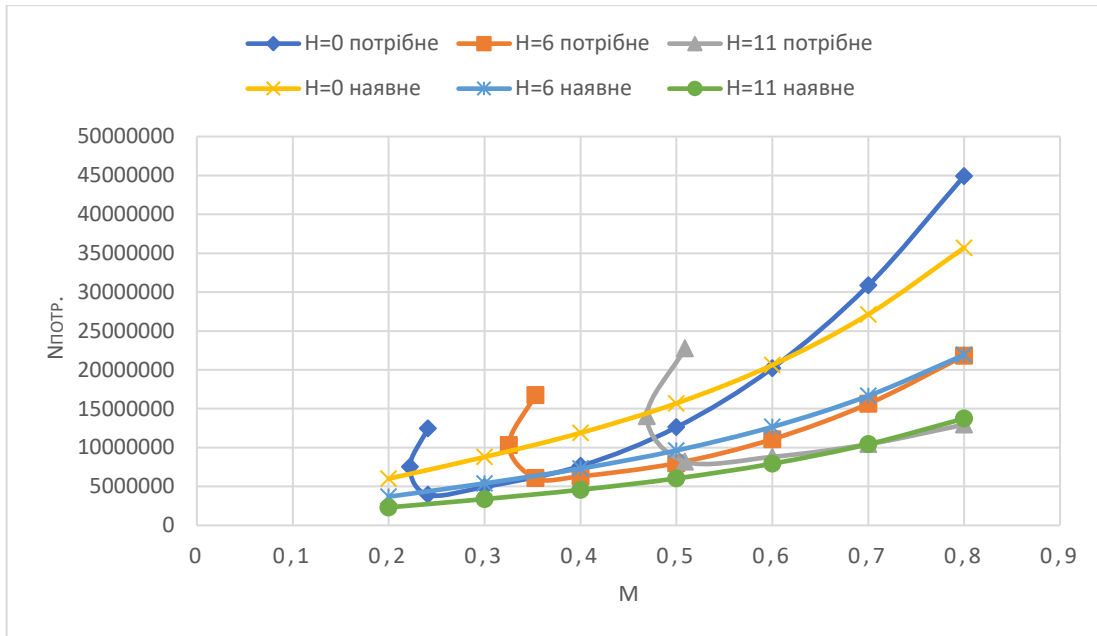


Рисунок 15– Залежність потрібних та наявних потужностей від чисел Маха для розрахункових висот польот

1.2.6 Визначення характерних швидкостей горизонтального прямолінійно усталеного польоту та побудова висотно-швидкісної діаграми

В якості вихідних даних для характерних швидкостей, що належать до льотно-технічних характеристик літального апарату, прийнято використовують залежності потрібних та наявних тяг (або потужностей), побудованих в одному масштабі, від швидкості або числа M польоту для заданих висот польоту.

1.2.6.1 Максимальна швидкість

Максимальній швидкості M_{max} відповідає права точка перетину кривих потрібних і наявних тяг (або потужностей) для фіксованої висоти H . Усталений політ в режимі $M > M_{max}$ неможливий, тому що потрібна тяга (або потужність) перевищує наявну. Знайдене для декількох висот значення M_{max} дає можливість побудувати праву межу області теоретично можливих режимів горизонтальних усталених польотів літака. На теоретичній стелі літака маємо рівність $M_{min} = M_{max}$.

$$M_{M_{max}(0)} = 0.79$$

$$M_{M_{max}(6)} = 0.89$$

$$M_{M_{max}(11)} = 0.88$$

1.2.6.2 Мінімальна теоретична швидкість

Мінімальна теоретична швидкість (швидкість звалювання) $M_{min.теор.}$ - найменше можливе значення числа M усталеного прямолінійного горизонтального польоту літака на критичному куті атаки.

Мінімальне число $M_{min} = M_S$. При наявності надлишку наявної тяги (потужності) $M_{min} = M_S$, однак на великій висоті польоту наявна тяга стає недостатньою для подолання лобового опору літака на критичному куті атаки. У цьому випадку ще можлива рівність потрібної і наявної тяги (потужності) при числі $M_{min} > M_S$, яка визначається в лівій точці перетину кривих потрібних і наявних тяг (або потужностей) для фіксованою висоти H .

$$M_{min\ теор} = \sqrt{\frac{m \cdot g}{0.7 \cdot \rho_H \cdot S \cdot C_{ya1.2}}} \quad (1.91)$$

$$M_{min\ теор(0)} = \sqrt{\frac{83680 \cdot 9.81}{0.7 \cdot 101330 \cdot 130 \cdot 1.2}} = 0,272;$$

$$M_{min\ теор(6)} = \sqrt{\frac{83680 \cdot 9.81}{0.7 \cdot 47169 \cdot 130 \cdot 1.2}} = 0,4;$$

$$M_{min\ теор(11)} = \sqrt{\frac{83680 \cdot 9.81}{0.7 \cdot 27700 \cdot 130 \cdot 1.2}} = 0,52;$$

1.2.6.3 Найвигідніша швидкість

$M_{найв}$ - швидкість польоту, відповідна мінімальній потрібній тязі горизонтального польоту. Для визначення $M_{найв}$ використовують польотні поляри. На розрахунковій висоті польоту і масі ЛА визначають найвигідніший коефіцієнт підйомної сили y а $C_{yнайв}$ s за допомогою дотичної до польотної поляри, проведеної з початку координат, потім використовують формулу (1.92)

$$M_{нв} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho_H \cdot S \cdot C_{ya\ нв}}} \quad (1.92)$$

$$M_{нв(0)} = \sqrt{\frac{2 \cdot 83680 \cdot 9.81}{101330 \cdot 130 \cdot 0,7198}} = 0,41$$

$$M_{нв(6)} = \sqrt{\frac{2 \cdot 83680 \cdot 9.81}{47169 \cdot 130 \cdot 0,7359}} = 0,6$$

$$M_{\text{нв}(11)} = \sqrt{\frac{2 \cdot 83680 \cdot 9.81}{22700 \cdot 130 \cdot 0,7542}} = 0,85$$

1.2.6.4 Крейсерська швидкість

Крейсерське число M_C - таке число M польоту літака з ТРДД, яке відповідає мінімальній кілометровій затраті палива на даній висоті польоту H . Режим M_C визначається точкою дотику прямої, проведеної з початку координат до кривої $P_{\text{потр гп}}(M)$ з поправкою на характеристики конкретних двигунів. Число M_C залежить від фактичної маси літака, зробимо розрахунок з допомогою формул (2.27-2.28)

$$M_{\text{крейс}} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho_H \cdot S \cdot C_{yа.крейс}}} \quad (1.93)$$

$$C_{yа \text{ крейс}} = \sqrt{\frac{C_{X0}}{3 \cdot A}} \quad (1.94)$$

$$C_{yа \text{ крейс}(0)} = \sqrt{\frac{0,02295}{3 \cdot 0,03808}} = 0,4482$$

$$M_{\text{крейс}(0)} = \sqrt{\frac{2 \cdot 83680 \cdot 9,81}{101330 \cdot 130 \cdot 0,44}} = 0,53$$

$$C_{yа \text{ крейс}(6)} = \sqrt{\frac{0,039}{3 \cdot 0,03808}} = 0,584$$

$$M_{\text{крейс}(6)} = \sqrt{\frac{2 \cdot 83680 \cdot 9,81}{47169 \cdot 130 \cdot 0,584}} = 0,67$$

$$C_{yа \text{ крейс}(11)} = \sqrt{\frac{0,057}{3 \cdot 0,03808}} = 0,7$$

$$M_{\text{крейс}(11)} = \sqrt{\frac{2 \cdot 83680 \cdot 9,81}{22700 \cdot 130 \cdot 0,7}} = 0,89$$

1.2.6.5 Економічна швидкість

Економічне число $M_{\text{экон}}$ - це число M польоту, яке відповідає мінімальній потрібній потужності і визначається точкою дотику горизонтальної прямої до кривої $N_{\text{потр гп}}(M)$.

$M_{\text{экон}}$ є важливою льотно-технічною характеристикою літаків з гвинтомоторної силовою установкою, тому що визначає режим польоту з мінімальною годинною витратою палива.

Режим $M_{\text{экон}}$ є кордоном між першим і другим режимами польоту для гвинтомоторних літаків. Пілотам пасажирських гвинтомоторних літаків при виконанні польоту за маршрутом не рекомендується літати на другому режимі польоту, зробимо розрахунок з допомогою формул (1.95-1.96)

$$M_{\text{ЕК}} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho_H \cdot S \cdot C_{yа.ек.}}} \quad (1.95)$$

$$C_{yа.ек} = \sqrt{\frac{3 \cdot C_{X0}}{A}} \quad (1.96)$$

$$C_{yа.ек(0)} = \sqrt{\frac{3 \cdot 0,02295}{0,03808}} = 1,34$$

$$M_{\text{ек(0)}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 83680 \cdot 9,81}{101330 \cdot 130 \cdot 1,34}} = 0,3$$

$$C_{yа.ек(6)} = \sqrt{\frac{3 \cdot 0,039}{0,03808}} = 1,75$$

$$M_{\text{ек(6)}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 83680 \cdot 9,81}{47217 \cdot 130 \cdot 1,75}} = 0,39$$

$$C_{yа.ек(11)} = \sqrt{\frac{3 \cdot 0,057}{0,03808}} = 2,1$$

$$M_{\text{ек(11)}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 83680 \cdot 9,81}{22700 \cdot 130 \cdot 2,1}} = 0,51$$

1.2.6.6 Статистична стеля

Найбільша висота польоту, на якій можливий горизонтальний прямолінійний сталий політ ЛА із заданою швидкістю, називається статичним стелею $H_{ст}$. На статичній стелі потрібна тяга дорівнює наявній [4]. Якщо відома аналітична залежність наявної тяги її розраховують аналітично по формулі (1.97), а невідомі параметри знайдемо по формулам (1.98-1.99), дані занесемо в таблицю 17.

$$P_{ст.Н} = p_{11} \sqrt{\frac{X_{i11}}{P_{p11} - X_{011}}} \quad (1.97)$$

Де $p_{11}=22700$ Па – атмосферний тиск на висоті 11 кілометрів;

P_{p11} – наявна тяга на висоті 11 кілометрів;

X_{011} – сила лобового опору при нульовій підйомній силі

$$X_{011} = c_{x0} \cdot 0.7 \cdot p_H \cdot M^2 \cdot S \quad (1.98)$$

$$X_{i11} = A \cdot \frac{(mg)^2}{0.7 \cdot p_H \cdot M^2 \cdot S} \quad (1.99)$$

Таблиця 17 – Характеристики граничної висоти польоту

M	X011	Xi11	Pp11	P, Па	Hст
0,4693	14670	43928	69211	20067	10,5
0,5	16653	38699	51392	22878	10,7
0,6	23980	26874	44540	23194	10,55
0,69	31713	20321	43298	23605	10,2

Узагальнені розрахунки та графіки розділу 1.2.6.6 на рисунку (16)

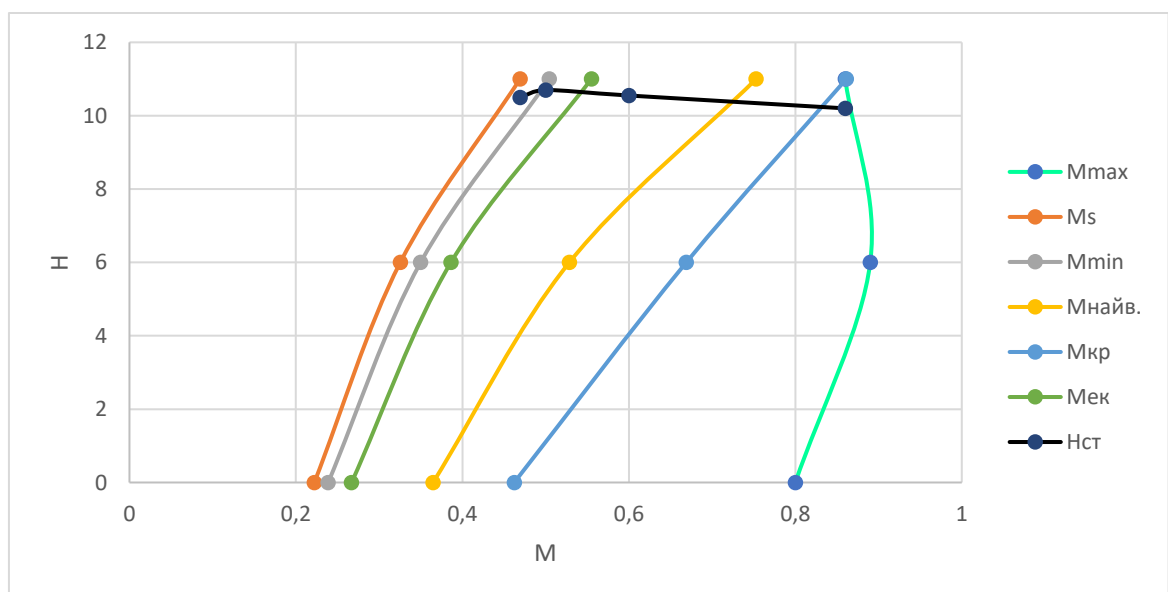


Рисунок 16 – Висото-швидкісна діаграма характерних швидкостей прямолінійного усталеного польоту

1.2.7 Характеристики набору висоти

Для визначення здатності ЛА набирати висоту використовують диференціальну і інтегральну характеристики набору висоти [4].

Якщо швидкість набору висоти постійна - її називають енергетичною швидкопідйомністю V_y , або наявною швидкопідйомністю, розрахуємо її з допомогою формули (1.100). Розрахунок приведений для висоти $H=6$ кілометрів.

$$V_y = \frac{P_p - P_{\Pi}}{mg} \cdot M \cdot a_H \quad (1.100)$$

Результати розрахунків наведені в таблиці 2.16.

Таблиця 18 – Значення швидкопідйомності ЛА для розрахункових висот польоту при заданих числах Маха

Н М	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
0	1,874	4,620	5,119	3,701	0,479	-4,485	-11,079
6	-4,827	-0,762	1,201	1,972	1,910	1,236	0,148
11	-14,573	-8,010	-4,559	-2,455	-1,050	0,000	0,944

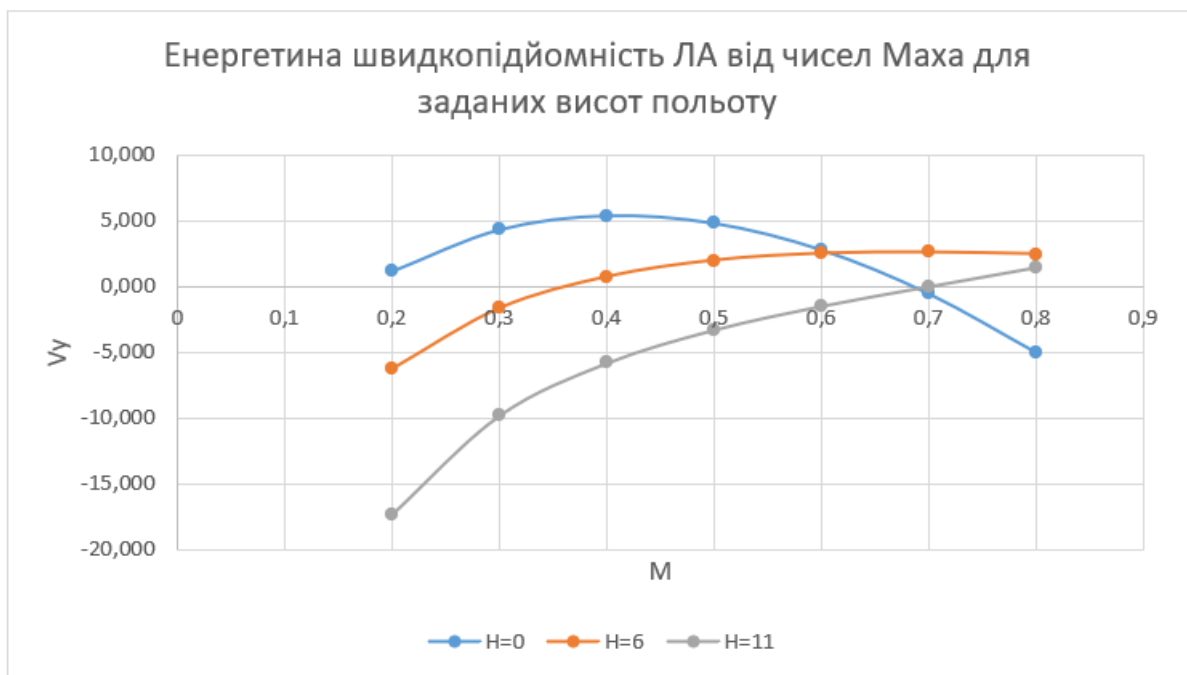


Рисунок 17 - енергетична швидкопідйомність ЛА від чисел Маха для заданих висот польоту

Інтегральна характеристика - залежність $H(t)$, при оптимальному наборі висоти (з мінімальною витратою палива).

$$t = \int_0^H \frac{dH}{V_y} \quad (1.101)$$

Проінтегрувавши графік на рисунку (18) знайдемо час підйому t , отримані дані занесемо в таблицю (19)

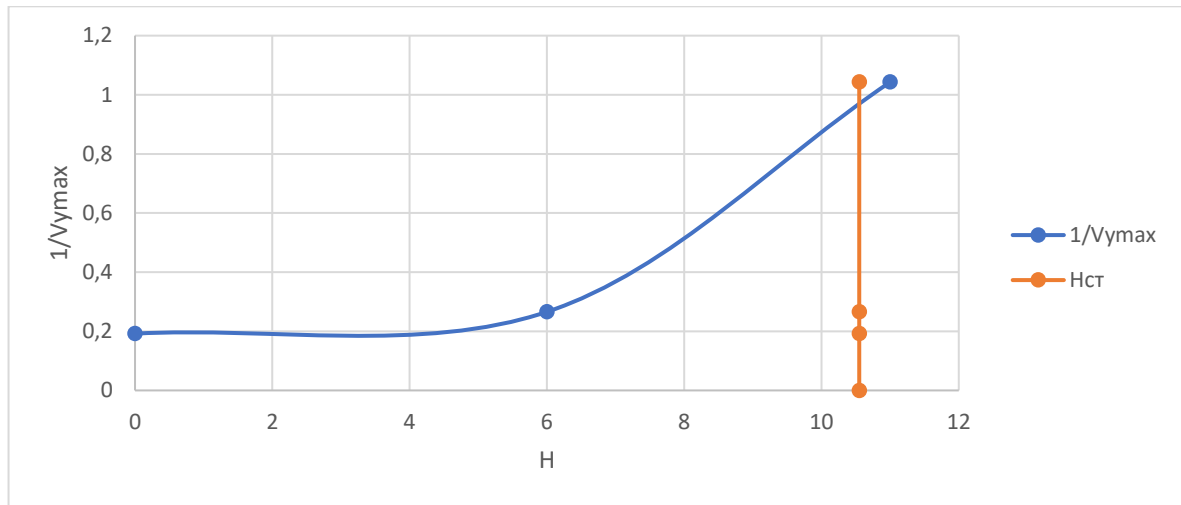


Рисунок 18 – Теоретична статична стеля ЛА

Таблиця 19 – швидкопідйомність літака

Н	$V_{уmax}$	$1/V_{уmax}$	S_i	t, сек	t, хв
0	5,205	0,19212296	0	0	0
6	3,763	0,26574542	137,360512	137,360512	2,28934187
11	0,959	1,04275287	297,683359	435,043872	7,2507312

По отриманим даним будуємо барограму набору висоти (рисунок 19)

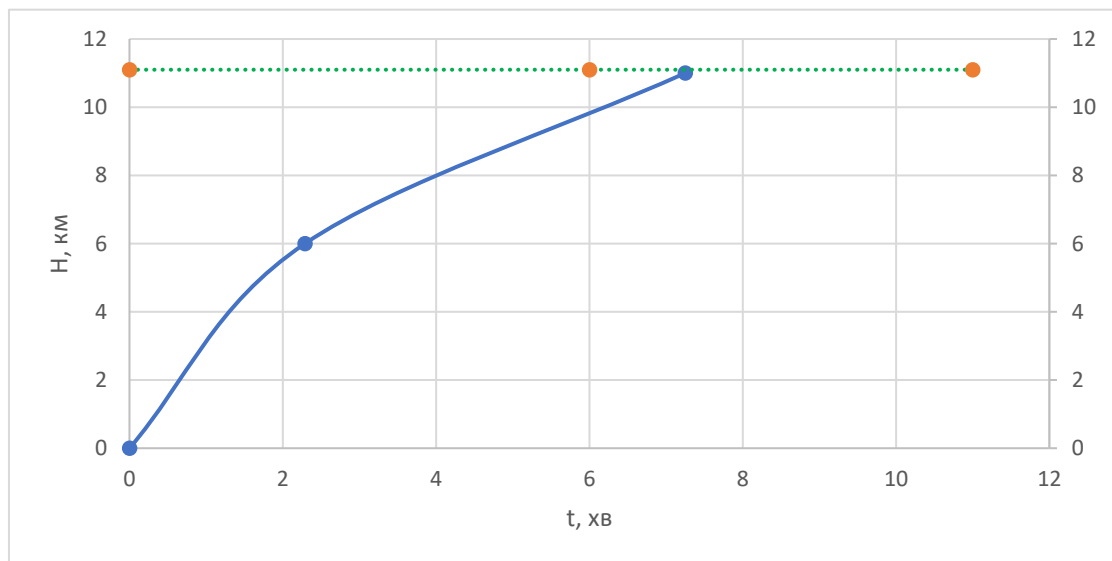


Рисунок 19 - барограму набору висоти

1.2.8 Питома витрата палива для літака з ТРДД

Дросельна характеристика двигуна визначає залежність відносно питомої часової витрати палива (\bar{C}_e) від міри дроселювання тяги, формула (1.102) [4]:

$$\bar{C}_e = \frac{C_e(\bar{R})}{C_e(\bar{R}=1)} = f(\bar{R}), \quad (1.102)$$

де умові $\bar{R} = 1$ відповідає максимальна тяга.

При відсутності паспортних даних в першому наближенні значення $C_e(\bar{R} = 1)$ для ТРДД можна розрахувати за формулою (1.103):

$$C_e = \frac{0,085}{1+0,37m^{0,75}} [1 + (0,27 + 0,2mM^2)\sqrt{M} - 2^{-5} \cdot H] \text{ для } H \leq 11000 \text{ м}, \quad (1.103)$$

Результати розрахунку коефіцієнту питомої втрати палива наведено в таблиці 20

Таблиця 20- коефіцієнту питомої втрати палива

h M	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
0	0,059	0,061	0,063	0,066	0,069	0,073	0,077
6	0,053	0,055	0,057	0,060	0,063	0,067	0,071
11	0,048	0,050	0,052	0,055	0,058	0,061	0,066

Також потрібно визначити відносну питому годинну витрату палива, для цього використаємо наближену залежність при $\bar{R} < 0.9$, формула (1.104)

$$\bar{C}_e = 0.94 + 2 \cdot (\bar{R} - 0.8)^2 \quad (1.104)$$

Де $\bar{R} = \frac{P_{\text{потр.гп}}}{P_{\text{наявне}}}$

Розраховані дані занесемо в таблицю 21:

Таблиця 21 - відносна питома годинна витрата палива

h M	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
0	0,947	1,053	0,990	0,940	1,005	1,168	1,360
6	4,261	1,142	0,948	0,942	0,951	0,978	1,016
11	60,233	10,353	3,057	1,519	1,132	1,020	0,981

Питому годинну витрату палива визначимо за формулою (1.105)

$$C_e(\bar{R}) = \bar{C}_e \cdot C_e(\bar{R} = 1) \quad (1.105)$$

Дані занесемо в таблицю 22:

Таблиця 22 – Питома годинна витрата палива

h M	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
0	0,056	0,064	0,063	0,062	0,070	0,085	0,105
6	0,225	0,063	0,054	0,056	0,060	0,065	0,072
11	2,865	0,514	0,159	0,083	0,065	0,063	0,064

1.2.9 Годинникова і кілометрова витрати палива

В умовах горизонтального прямолінійного усталеного польоту годинникова витрата палива розраховується за формулою (1.106)

$$q_{\text{год}} = \bar{C}_e \cdot C_e \cdot P_{\text{потр гп}} \quad (1.106)$$

У польоті на постійній висоті мінімальна часовий витрата палива для літака виходить при $M \approx M_{\text{ек}}$ і зменшується зі збільшенням висоти польоту.

Дані розрахунків представлені в таблиці (23) і рисунку (20)

Таблиця 23 – годинникова витрата палива

h M	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
0	3658,30	3121,40	3523,26	4606,12	6887,66	11015,83	17286,91
6	2941,21	2456,00	2521,30	2847,59	3489,82	4592,48	6189,24
11	2521,23	2262,03	2302,82	2592,25	2845,20	3157,73	3524,05

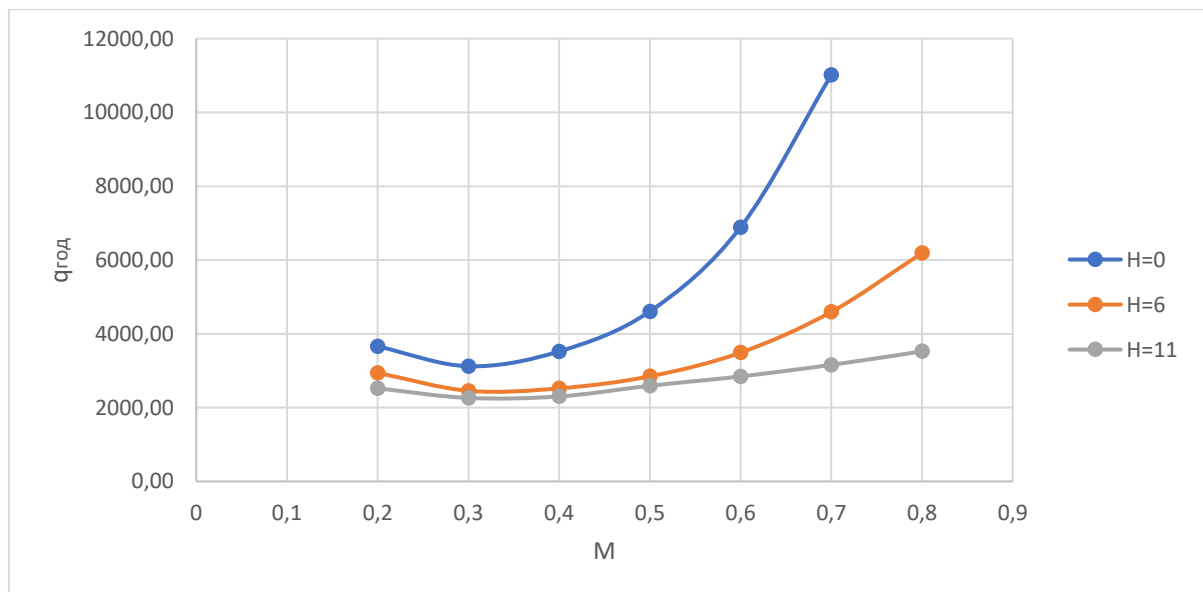


Рисунок 20 - годинникова витрата палива в усталеному горизонтальному польоті для розрахункових висот польоту

Кілометрова витрата палива розраховується за формулою:

$$q_{\text{км}} = \frac{q_{\text{год}}}{3,6 \cdot V} = \frac{q_{\text{год}}}{3,6 \cdot a_H \cdot M'} \quad (1.107)$$

При польоті на постійній висоті мінімальна кілометрова витрата палива д виходить при $M \approx M_{\text{крей}}$ і зменшується зі збільшенням висоти польоту. У розрахунку на одного пасажера його значення наближається до показників, типовим для легкового автомобільного транспорту.

Результат розрахунку представлений в таблиці 24 і на рисунку 21.

Таблиця 24 – Кілометрова витрата палива

h M	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
0	14,931	8,493	7,190	7,520	9,370	12,846	17,639
6	12,911	7,187	5,534	5,000	5,106	5,760	6,792
11	11,862	7,095	5,417	4,879	4,462	4,245	4,145

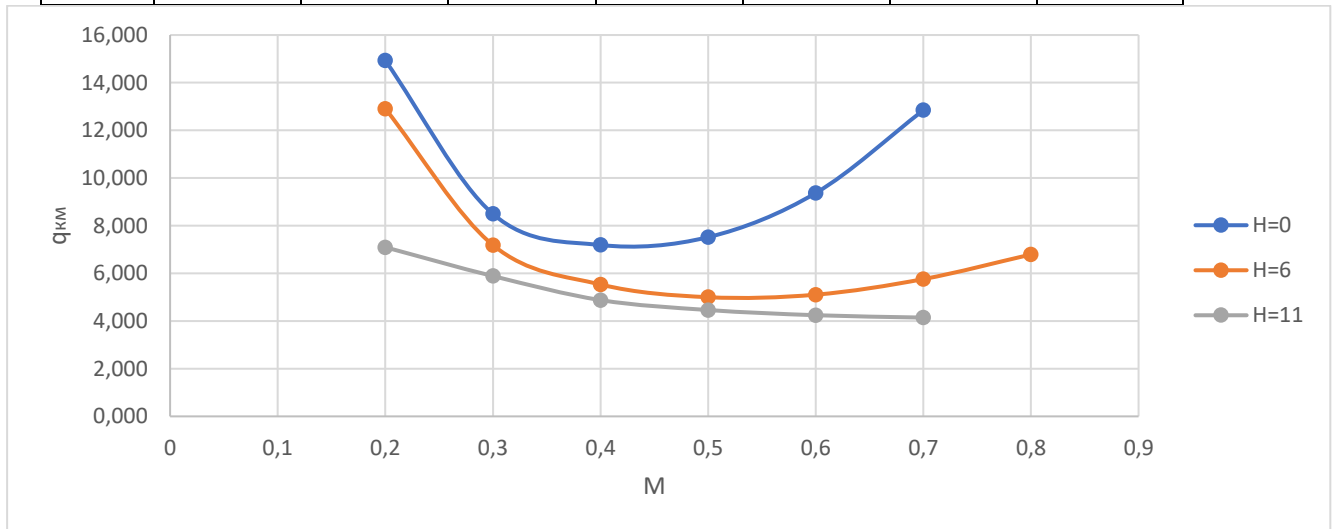


Рисунок 21 - кілометрова витрата палива в усталеному горизонтальному польоті для розрахункових висот польоту

1.3 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання крила проектного літака

Під час розробки нового літака використання інтегрованого проектування та комп'ютерного моделювання є ключовим. Це означає, що ми використовуємо сучасні програмні засоби, які дозволяють нам створювати детальні 3D-моделі літака та аналізувати різні аспекти його дизайну, такі як аеродинаміка, міцність конструкції та паливна ефективність. Це дозволяє нам виявляти потенційні проблеми та вносити корективи на ранніх етапах розробки, що зменшує ризики і витрати в подальшому [12].

1.3.1 Розробка майстер-геометрії крила

Розробка майстер-геометрії крила є одним із важливих етапів у проектуванні літака. На цьому етапі визначають форму та розміри крила, його профіль, а також розташування важливих елементів, таких як закрилки та спойлери. Враховуючи аеродинамічні вимоги та властивості повітря, майстер-геометрія крила оптимізується для досягнення максимальної підйомної сили та ефективності польоту літака.

На рисунку (22) представлена майстер-геометрія крила літака, яка було розроблена в системі автоматизованого проектування Siemens NX.

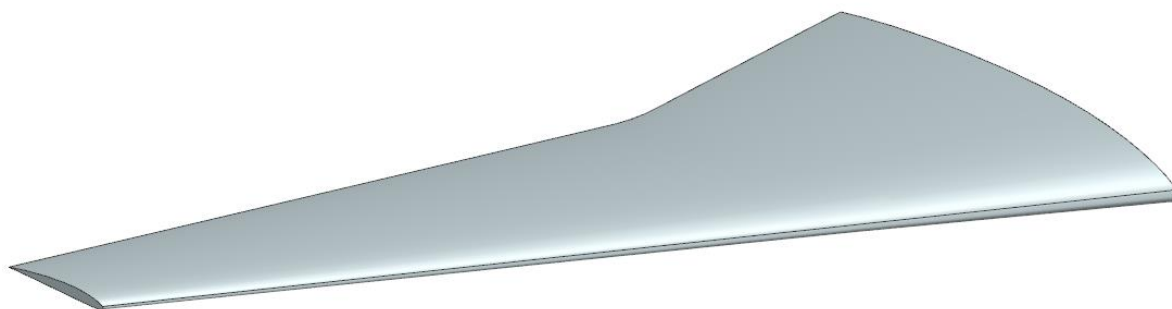


Рисунок 22 – Майстер-геометрія крила літака

1.4 Висновки

Була проведена розробка концепції створення проектного літака та науково-технічної програми для досягнення його характеристик. Визначено призначення, тактико-технічні вимоги, умови виробництва й експлуатації літака, а також обмеження, що накладаються авіаційними правилами. Проведено збір, обробку та аналіз статистичних даних для вибору основних відносних початкових параметрів літака. Визначено та обґрунтовано схему літака, тип його силової установки, а також проведено розрахунок злітної маси літака в трьох наближеннях. Крім того, визначено модель двигуна та перевірено довжину розбігу, а також проведено вибір, обґрунтування, розробку та ув'язку конструктивно-силових схем агрегатів літака.

2. ТЕХНОЛОГІЧНИЙ РОЗДІЛ

2.1 Аналіз технологічності переднього лонжерона крила середньомагістрального пасажирського літака

2.1.1 Технічний опис конструкції

Передній лонжерон крила (рисунок 23) є ключовим елементом силової структури крила, виконуючи важливу роль у сприйнятті згинальних моментів та поперечних сил, що виникають під час польоту. Конструкція лонжерона оптимізована для забезпечення максимальної міцності при мінімальній вазі, використовуючи сучасні аерокосмічні матеріали та технології [14].

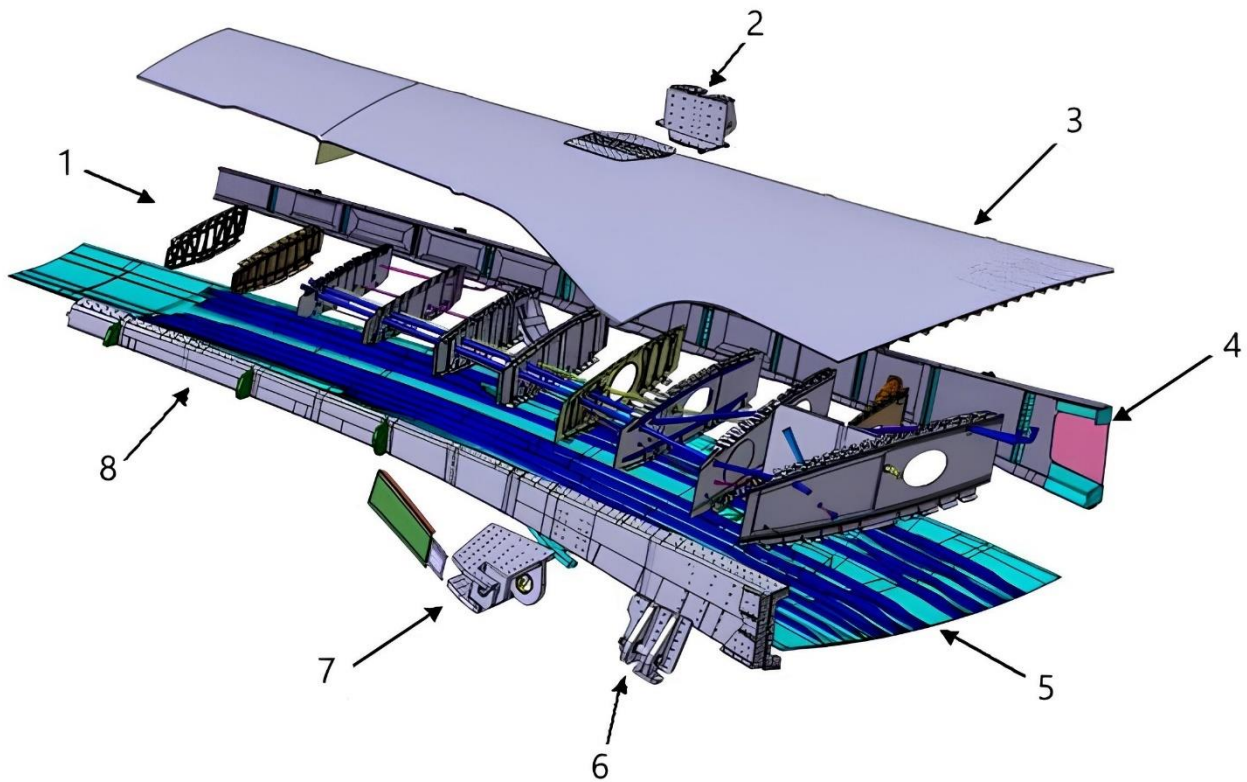


Рисунок 23 – Схема крила літака

Лонжерон складається з верхнього та нижнього поясів, які мають двотавровий переріз із змінним геометричним розміром по довжині крила, забезпечуючи оптимальне розподілення навантажень. Пояси виготовлені з високоміцного алюмінієвого сплаву, що дозволяє знизити вагу конструкції без втрати міцності. Стійки та стінки, які з'єднують верхній та нижній пояси, підсилюють конструкцію, забезпечуючи додаткову жорсткість.

В області кріплення крила до фюзеляжу, передній лонжерон оснащений вузлами кріплення, що виготовлені зі збільшеною товщиною матеріалу та додатковими елементами армування для забезпечення надійності приєднання

крила до корпусу літака. Ці елементи кріплення включають в себе спеціальні фланці та кріпильні елементи, розраховані на високі навантаження.

Для забезпечення доступу до внутрішньої частини лонжерона та можливості обслуговування, передбачені технологічні люки з анкерними гайками для швидкого демонтажу. Поверхня лонжерона обшита листами алюмінієвого сплаву, які мають високу корозійну стійкість та механічну міцність, з'єднання між листами виконано за допомогою аерокосмічних заклепок, що забезпечує довговічність та надійність конструкції.

Конструкція переднього лонжерона також включає систему дренажу для відведення конденсату та запобігання корозії внутрішніх елементів. Це особливо важливо для зон з високою вологістю та під час експлуатації літака в різних кліматичних умовах.

Завдяки використанню передових матеріалів та інноваційних конструкторських рішень, передній лонжерон крила забезпечує оптимальне співвідношення ваги, міцності та аеродинамічної ефективності, відповідаючи сучасним вимогам до літаків нового покоління.

2.1.2 Технічні умови і вимоги на виготовлення заднього лонжерона стабілізатора літака

Технічні вимоги до виготовлення заднього лонжерона стабілізатора літака охоплюють комплексні параметри, які забезпечують відповідність виробу встановленим стандартам безпеки та якості. Вимоги зазначаються на збірному кресленні конструкції та включають:

1. Відхилення розмірів: Відхилення розмірів повинні відповідати стандарту EN 9100 серії, який є прийнятним в авіаційній промисловості Європи для забезпечення якості в аерокосмічних та оборонних організаціях.

2. Покриття голівок заклепок: Після збірки головки заклепок повинні бути оброблені ґрунтовкою, сумісною з європейськими стандартами, такими як REACH та RoHS, які регулюють використання хімічних речовин.

3. Покриття голівок болтів, гайок, шайб: Після збірки ці компоненти повинні бути покриті емаллю або іншим антикорозійним покриттям, яке відповідає стандартам EASA для запобігання корозії.

4. Металізація: Методи металізації повинні бути відповідно до стандартів ISO 2081 для електролітичного покриття металами, зокрема заклепки.

5. Виготовлення деталей: Всі деталі повинні бути вироблені згідно з точними шаблонами та з використанням високоточних технологій, таких як лазерне або плазмове різання з дотриманням стандартів ISO 9013.

6. Покриття деталей: Антикоровізне покриття повинно відповідати стандартам ISO 12944 для захисту металевих конструкцій від погодних впливів та включати покриття оловом, хромом або використанням грунтовок, сумісних з EN 9100.

7. З'єднання: З'єднання мають відповідати вимогам EASA Part-21, який визначає стандарти для проектування та виробництва аерокосмічної продукції, та інструкцій виробника для забезпечення високої якості та надійності з'єднань.

8. Маркування: Маркування та клеймування деталей повинні бути зроблені відповідно до стандарту EN 9132, який визначає вимоги до маркування деталей засобами прямого читання, та включати відомості, які дозволяють відстежити походження та історію кожної деталі [14].

Всі вказані вище вимоги повинні бути чітко вказані на збірному кресленні об'єкта збірки. Це забезпечить зрозумілість та однозначність виробничих процесів, а також дозволить ефективно контролювати якість на всіх етапах виготовлення переднього лонжерона крила літака.

Крім того, важливим елементом є дотримання європейських регуляцій з охорони праці та безпеки, що включаються в загальні вимоги до виробничого середовища та процесів.

2.1.3. Оцінка технологічності конструкції

Технологічність конструкції — це ключовий аспект при проектуванні авіаційних компонентів, оскільки вона безпосередньо впливає на виробничу ефективність, експлуатаційні характеристики, а також на вартість обслуговування та ремонту [14]. Аналізуючи технологічність переднього лонжерона крила літака, розглянемо наведені критерії з сучасної перспективи:

1. Простота форм поверхні агрегату: Сучасні методи обчислювальної механіки та CAD/CAM-системи дозволяють оптимізувати форму деталей, зменшуючи необхідність додаткових операцій під час виробництва, навіть для складних форм. Це покращує технологічність конструкції завдяки автоматизації та високоточним технікам обробки.

2. Раціональне членування конструкції: Модульний підхід до проектування може зменшити залежність між різними елементами конструкції, тим самим спрощуючи збірку та ремонт, а також дозволяючи паралельне виробництво компонентів.

3. Використання матеріалів з високими технологічними властивостями: Сучасні алюмінієві сплави і композитні матеріали володіють високою

оброблюваністю та механічними характеристиками, що забезпечує високу технологічність та економічність виробництва.

4. Компонування зі стандартних профільних деталей: Застосування уніфікованих елементів та стандартних з'єднань сприяє зниженню вартості виробництва та полегшує логістику.

5. Зручність доступу до місць з'єднань: Розробка конструкції з урахуванням ергономічних вимог та можливостей сучасного виробничого обладнання може значно покращити доступ до з'єднань.

6. Простота складання: Використання прогресивних методів збірки, таких як автоматизовані лінії або роботизовані системи, знижує потребу в складному технологічному оснащенні.

7. Оптимізація виробничих процесів: Лінійна інтеграція виробництва та застосування методик бережливого виробництва можуть значно підвищити ефективність виробничих процесів, мінімізувати час та затрати, а також зменшити ризики, пов'язані з виготовленням компонентів.

8. Стандартизація: Інтеграція зі стандартизованими компонентами та процесами не тільки спрощує виробництво, але й покращує сумісність з іншими частинами літака, а також забезпечує високу якість кінцевого продукту

9. Легкість монтажу та демонтажу: Розробка вузлів і агрегатів із можливістю швидкого монтажу та демонтажу важлива для ефективності обслуговування і ремонтних робіт. Це також може скоротити час простою літака та зменшити витрати на робочу силу.

10. Забезпечення надійності: Розробка конструкції з урахуванням надійності і довговічності знижує ймовірність виникнення несправностей та збільшує безпеку польотів. Також це впливає на зниження вартості експлуатації протягом всього життєвого циклу літального апарату.

11. Ергономіка та людський фактор: Важливо розробляти вузли з урахуванням ергономіки, щоб забезпечити зручність та безпеку для персоналу, який займатиметься монтажем та обслуговуванням, знижуючи таким чином ризик помилок і нещасних випадків.

12. Можливість модифікації та модернізації: Проектування з урахуванням потенційних майбутніх оновлень дозволить легко адаптувати вузол до нових технічних вимог або оперативно інтегрувати нові технології.

13. Легкість транспортування: Оптимізація конструкції для зручності транспортування може включати розробку так, щоб вузол був компактний, або передбачати використання модульності для спрощення логістики.

Оцінюючи технологічність переднього лонжерона крила, можна відзначити, що сучасні конструкторські рішення та виробничі технології дозволяють

оптимізувати його конструкцію для забезпечення високої якості, надійності та економічності у виготовленні та експлуатації. Попри високу складність форми, застосування сучасних матеріалів та інтеграція зі стандартними компонентами сприяють легкості монтажу та демонтажу, а також зниженню витрат на обслуговування. Крім того, модульність конструкції та врахування ергономічних аспектів поліпшують технологічність лонжерона та зменшують ризики під час експлуатації. У цілому, передній лонжерон крила є прикладом високотехнологічного компонента, що відповідає сучасним стандартам авіабудування [14].

2.2 Розробка директивних технологічних матеріалів

2.2.1 Розробка можливих варіантів методів складання і схем ув'язування оснащенням

Складання переднього лонжерона крила вимагає високої точності та оптимізації виробничих процесів. Для досягнення цих цілей, процес складання переднього лонжерона крила може бути розбитий на декілька основних етапів:

1. **Позиціонування:** Передній лонжерон та інші складальні деталі повинні бути точно розташовані у відповідне положення. Це забезпечує основу для їх подальшої інтеграції та фіксації.

2. **Фіксація:** Деталі переднього лонжерона фіксуються за допомогою спеціальних пристосувань або тимчасових з'єднань, щоб уникнути їх переміщення під час наступних операцій.

3. **Формування з'єднань:** Кінцеві з'єднання між деталями переднього лонжерона можуть включати застосування різних методів, таких як заклепки, зварювання, клеєння, або їх комбінації, в залежності від конструктивних та експлуатаційних вимог.

Методи складання переднього лонжерона крила можуть включати використання внутрішніх та зовнішніх баз:

4. **Внутрішні бази:** Сюди входить складання за допомогою спеціальних отворів, що розташовані на самому лонжероні, або використання привальних поверхонь для точного позиціонування компонентів відносно один одного.

5. **Зовнішні бази:** Це може включати застосування складальних пристосувань, які дозволяють більш гнучке та точне розміщення компонентів переднього лонжерона.

Розглядаючи сучасні методи складання в авіаційній промисловості, можна виділити:

- **Складання за допомогою спеціальних отворів:** Це підход, який забезпечує високу точність і часто застосовується для з'єднання критичних літакових компонентів, оскільки дозволяє точно вирівняти деталі одна відносно одної за допомогою співпадіння отворів, що спрощує процес заклепування або введення інших з'єднувальних елементів.

- **Складання за допомогою розмітки на базовій деталі:** Цей метод ефективний для великих плоских або легкоформованих компонентів, де розмітка дозволяє точно визначити положення деталей перед складанням.

- **Складання за допомогою привальних поверхонь:** Використання привальних поверхонь допомагає у точному вирівнюванні деталей відносно один одного, особливо в тих випадках, коли з'єднання повинні витримувати високі навантаження.

- **Складання з використанням складальних пристосувань:** Це дозволяє виконувати складання більш складних конструкцій з високою точністю, застосовуючи спеціальні пристосування для підтримки та вирівнювання деталей під час процесу складання.

Перша група методів складання, що використовується у виробництві авіаційної техніки, відіграє ключову роль у підвищенні ефективності та оптимізації процесів збірки. Ці методи забезпечують високу точність складання при відносній простоті технічного виконання, що є вирішальним для забезпечення якості та надійності авіаційних конструкцій:

- **Складання за допомогою спеціальних отворів** дозволяє значно знизити трудомісткість процесу, оскільки точне позиціонування деталей відбувається автоматично завдяки співпадінню осей отворів. Технологічні штирі використовуються для тимчасової фіксації, гарантуючи надійність та точність з'єднань до остаточного формування з'єднання за допомогою заклепок або інших способів. Цей метод ідеально підходить для серійного виробництва, де важлива швидкість та повторюваність процесів.

- **Складання за допомогою спеціальних отворів** не тільки спрощує сам процес складання, але й знижує витрати на виготовлення обладнання, порівняно зі складанням у спеціалізованих пристосуваннях. Застосування цього методу може значно збільшити продуктивність праці та зменшити потребу в додатковому обладнанні, такому як макети та шаблони, що в кінцевому підсумку призводить до зниження загальних витрат на виробництво.

- **Складання за допомогою розмітки на базовій деталі** є іншим ефективним методом, особливо при роботі з плоскими або циліндричними елементами. Цей метод дозволяє точно визначити положення деталей на базовій деталі за допомогою візуальних маркерів, забезпечуючи високу точність складання без

необхідності використання складних пристосувань. Це знижує загальну трудомісткість процесу та сприяє більш ефективному використанню ресурсів.

Виходячи з аналізу різних методів складання, можна підкреслити, що вибір оптимального методу залежить від конкретних виробничих умов, типу виробництва (дрібносерійне або масове), а також від конструктивних особливостей виробу.

Складання за допомогою спеціальних отворів є відмінним рішенням для забезпечення високої точності та зниження трудомісткості в масовому виробництві, де витрати на підготовку та обладнання можуть бути розподілені на велику кількість одиниць продукції. Такий підхід дозволяє автоматизувати процес складання та забезпечити високу повторюваність та якість з'єднань [14].

З іншого боку, методи складання, які базуються на контурах компонентів або спеціальних отворах, хоча і вимагають більших початкових інвестицій в складальні пристосування, проте забезпечують високий рівень точності складання. Це особливо важливо для комплексних агрегатів та механоскладальних виробництв, де точність є критичною для забезпечення надійності та довговічності виробу.

Використання складальних пристосувань, які дозволяють базування за контурами або отворами, відкриває можливості для компенсації похибок виготовлення та забезпечення високої точності складальних операцій. Це важливо для виробництва високотехнологічних продуктів, де кожен міліметр або мікрон має значення.

Базування на контурах деталей є критичним для забезпечення високої точності складання, особливо у випадках, коли необхідно компенсувати похибки виготовлення компонентів. Цей метод дозволяє використовувати зусилля затискачів для пружного деформування або переміщення деталей, зменшуючи таким чином зазори між установочними базами. Це особливо ефективно при складанні від внутрішніх обводів обшивки, де панель агрегату притискається до технологічних елементів пристосування, що дозволяє досягти високої точності з'єднань без значних витрат на обладнання.

Однак, методи, що базуються на контурах компонентів, вимагають складних пристосувань високої точності, що може призвести до збільшення витрат і часу підготовки виробництва. Незважаючи на це, такі методи дозволяють забезпечити високу точність і якість складання, що є критично важливим для авіабудування та машинобудування, де вимоги до точності є особливо високими.

Для оптимізації витрат і спрощення складального процесу можна використовувати метод базування по отворах (КФО або БФО), що рекомендується для застосування у виробництві. Цей підхід забезпечує високу точність при менших витратах на оснащення.

Схема складання є фундаментальним інструментом у плануванні процесу виробництва, дозволяючи заздалегідь визначити оптимальну послідовність дій для ефективного збирання агрегатів та вузлів. Вибір між послідовною, паралельною, та паралельно-послідовною схемами складання залежить від специфіки виробу та його конструкції. Паралельно-послідовна схема, яка поєднує елементи обох підходів, часто виявляється найбільш доцільною для комплексних агрегатів, дозволяючи оптимізувати виробничий процес і зменшити загальний час складання.

Методи ув'язування відіграють ключову роль у забезпеченні точності та якості складальних операцій, дозволяючи точно переносити геометрію від проекту до готового виробу. Креслярські, плазові, еталонні, та програмні методи ув'язування пропонують різні підходи до вирішення цього завдання, кожен з яких має свої переваги та обмеження в залежності від конкретних умов виробництва.

Креслярські методи (КІМ, КІШМ, КІММ) характеризуються своєю простотою та доступністю, але обмежуються використанням для деталей простішої геометричної форми через свою низьку гнучкість у відтворенні складних форм.

Плазові методи (ПІМ, ПІШМ, ПІММ) розширюють можливості виробництва, дозволяючи точно виготовляти і монтувати складальну оснастку за допомогою плазми-кондукторів, оптичних і лазерних систем, а також обтяжних пуансонів для обвідоутворюючих деталей. Ці методи забезпечують вищу точність і гнучкість у виготовленні складних компонентів.

Еталонні методи (ЕІМ, ЕІММ, ЕІШМ) використовуються для точного відтворення геометрії на оснащенні, забезпечуючи високу точність у складанні навіть найскладніших деталей і вузлів.

Програмні методи (ПрІМ, ПрІШМ, ПрІММ) пропонують сучасний підхід до ув'язування, використовуючи програмне забезпечення для відпрацювання елементів оснащення та деталей, що обробляються на верстатах з ЧПУ

Використання різноманітних методів ув'язування, включаючи креслярські, плазові, еталонні та програмні методи, дозволяє вибрати найбільш підходящий підхід залежно від специфіки виробництва та конструктивних особливостей деталей. Це забезпечує гнучкість в процесі виробництва, дозволяючи адаптуватися до різноманітних вимог і умов, що зустрічаються в сучасному літакобудуванні та машинобудуванні.

Еталонні методи ув'язки використовуються у таких випадках:

- **ЕММ (Еталонний Метод Моделювання):** Використовується для відпрацювання технологічного оснащення при створенні складних

обвідоутворюючих деталей і збірних частин літальних апаратів з найскладнішою геометричною формою.

- **ЕІМ (Еталонний Інструментальний Метод):** Дозволяє точно відтворювати поверхню зразка або його окремі частини на верстатах з ЧПУ.

- **ЕШМ (Еталонний Шаблонний Метод):** Використовується для ув'язки геометричних параметрів на плоских ділянках поверхні зразка, наприклад, на елементах скління кабіни екіпажу, а також для відпрацювання оснащення на окремих перетинах складних обвідоутворюючих деталей і вузлів.

Програмні методи ув'язки використовуються у таких випадках:

- **ПрІМ (Програмний Інструментальний Метод):** Застосовується для відпрацювання елементів оснащення та номенклатури деталей, які оброблюються на верстатах з ЧПУ.

- **ПрШМ (Програмний Шаблонний Метод):** Використовується у випадках, коли безпосереднє виготовлення оснащення і деталей на верстатах з ЧПУ неможливе або недоцільне з різних причин, наприклад, через обмежений парк верстатів з ЧПУ або недосконалість програмування.

- **ПрММ (Програмний Моделюючий Метод):** Використовується для відпрацювання виготовлення великогабаритних макетів на верстатах з ЧПУ.

Застосування цих методів дозволяє досягти взаємозв'язку між різними елементами в процесі виробництва, від заготівельно-штампувального до верстатно- і складально-технологічного оснащення, забезпечуючи високу точність і якість кінцевого продукту. Вибір конкретного методу ув'язки залежить від специфіки завдання та доступного обладнання, а також від економічної доцільності його застосування в конкретних умовах виробництва [15].

2.2.2 Розрахунки допусків на вузол для двох варіантів методів ув'язування

Для оцінки відповідності обраного методу складання конкретного вузла, можливо порівняти рівень похибки, що виникає під час складання, із встановленими допусками для цього вузла. У технічній документації, пов'язаній із складанням агрегатів, зазвичай вказані лише загальні допуски на весь агрегат, не уточнюючи допуски для окремих вузлів [14]. Це свідчить про те, що в залежності від специфіки виробничих умов можуть бути застосовані різноманітні методи складання. При проектуванні технологічного процесу важливо визначити допуск на вузол, виходячи з допуску на агрегат в рамках конкретних умов виробництва. Вибір методу складання агрегату та схеми ув'язування оснащення є ключовими аспектами, що впливають на точність складання.

Розрахуємо допуски на вузол для складання в пристосуванні при програмно-інструментальному методі та креслярсько-інструментальному методі (КІМ) ув'язування оснащення.

1. Виконання розрахунку допусків для з'єднань в агрегаті, які здійснюється в рамках креслярсько-інструментальної методології (КІМ), є ключовим етапом у процесі забезпечення високої точності збірки.

Графічне відображення взаємозв'язків між складальними пристосуваннями та їх координації ілюстровано на Рисунку 24, який представляє структурну схему. Ця схема є фундаментальною для забезпечення відповідності компонентів зазначеним технічним умовам та допускам:

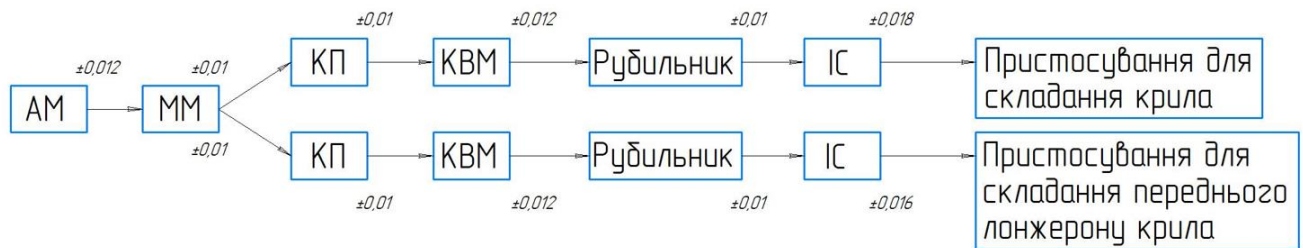


Рисунок 24 – Структурна схема ув'язування

Визначення допуску на складальні операції крила, яке відповідає технічним умовам (ТУ), є критично важливим для забезпечення високої якості збірки. Згідно з ТУ, допуск на збірку крила становить ± 2 мм. Водночас, для контурів вузлів допуски прямо не визначені, що нашоує на необхідність обрахунку допуску на вузол. Цей обрахунок базується на наступних виразах:

$$\delta_{\text{пр.агр-вузл}} = \pm \sqrt{\left(\frac{\delta_{\text{н.е.}}}{2}\right)^2} \quad (2.1)$$

$$c_{\text{пр.агр-вузл}} = \pm \sqrt{0,012^2 \cdot 3 + 0,1^2 \cdot 6 + 0,18^2 \cdot 2} = \pm 0,353 \text{ мм.}$$

Допуск на агрегат при складанні по ПІМ:

$$c_{\text{пр.агр-вузл}} = \pm(2 - 0,353) = \pm 1,647 \text{ (мм)} \quad (2.2)$$

2. Обчислення допусків для вузлів під час збірки та інтеграції за допомогою програмно-інструментального методу є ключовим етапом, що забезпечує точність та відповідність складених компонентів. Даний метод ілюструється структурною схемою, представленою на Рисунку 25, яка демонструє ієрархію та взаємозв'язки між інструментарієм та програмним забезпеченням:

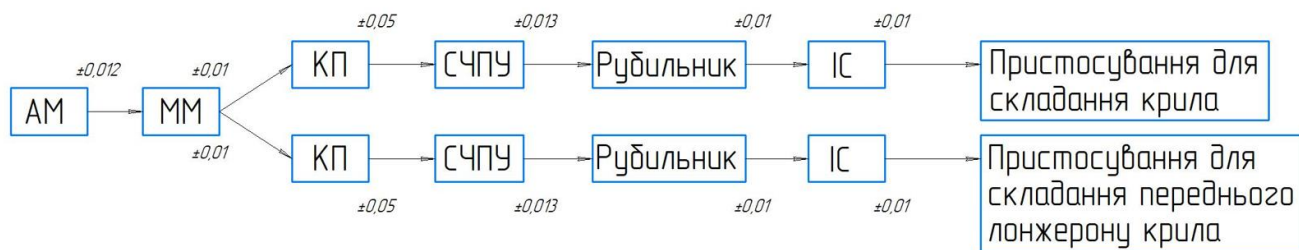


Рисунок 25 – Структурна схема ув'язування складальних пристосувань

Допуск агрегату для складання по ПрІМ:

$$c_{\text{пр.агр-вузл}} = \pm\sqrt{0,01^2 \cdot 2 + 0,05^2 \cdot 2 + 0,13^2 \cdot 2 + 0,1^2 \cdot 4} = \pm 0,28 \text{ мм} \quad (2.3)$$

$$\delta_{\text{вузл}} = \pm(2 - 0,28) = \pm 1,72 \text{ мм} \quad (2.4)$$

2.2.3 Розрахунки точності складання вузла, порівняння з допусками, висновки

Похибка складання вузла в пристосуванні визначається сумою квадратів основних складових похибок, що виникають під час процесу складання. Основні складові похибки включають:

- $\delta_{\text{пр}}$ - похибка носія розмірів, яка зумовлена неточностями самого пристосування;
- $\delta_{\text{баз}}$ - похибка базування, пов'язана з встановленням деталі у пристосуванні;
- $\delta_{\text{інш}}$ - похибка від інших причин, таких як поводження та зсуви, що можуть виникати через утворення сполучень, прогини пристосування під час складання та інші чинники, незалежні від методу складання.

Загальна похибка складання вузла, визначається як:

$$P_{\text{СК}} = P_{\text{пр.вузл.}} + c_{\text{пр-дет}}^{\text{конт}} + 40\% \cdot P_{\text{СК}} \quad (2.5)$$

Проводимо розрахунок для складання лонжерону хвостової ланки внутрішнього закрилка по вузлам навішування в пристосуванні, для креслярсько-інструментального методу ув'язування оснастки (КІМ).



Рисунок 26 – Структурна схема ув'язування складальних пристосувань і пояса нервюри при ПІМ

Похибка складання пристосування вузла буде становити:

$$P_{\text{пр.вузл.}} = \pm\sqrt{0,01^2 \cdot 4 + 0,04^2 + 0,14^2 \cdot 2} = \pm 0,2 \text{ мм} \quad (2.6)$$

Похибка ув'язування пристосування-деталь по оправі складе:

$$c_{\text{пр-дет}}^{\text{конт}} = \pm\sqrt{0,01^2 \cdot 4 + 0,04^2 + 0,14^2 \cdot 2} = \pm 0,2 \text{ мм} \quad (2.7)$$

Тоді похибка буде становити:

$$P_{\text{ск}} = \pm(0,2 + 0,1 \cdot 0,2 + 0,4 \cdot P_{\text{ск}}) = \pm 0,36 \text{ мм}$$

Після аналізу та порівняння величини похибки у процесі складання вузла, що складає $\pm 1,647$ мм, з похибкою, яка виникає при використанні складального пристосування, і яка становить $\pm 0,36$ мм, можна дійти обґрунтованого висновку про адекватність вибраного методу складання відносно встановлених критеріїв точності. Відповідність між планованими параметрами та фактичними даними свідчить про ефективність методу [14].

Далі проведемо визначення величини похибки при складанні за допомогою програмно-інструментального методу.



Рисунок 27 – Структурна схема ув'язування складальних пристосувань для переднього лонжерону крила та пояса нервюри згідно з програмно-інструментальним методом.

Для продовження обчислень похибки складання з використанням аналогічного підходу, як і у попередньому методі, виконаймо наступні кроки. Визначимо похибку складання пристосування для вузла відповідно до заданих параметрів та процедур:

$$P_{\text{пр.вузл.}} = \pm\sqrt{0,015^2 \cdot 2 + 0,01^2 + 0,045^2 + 0,01 \cdot 3} = \pm 0,18 \text{ мм} \quad (2.8)$$

Похибка ув'язування пристосування-деталь по обводу складе:

$$c_{\text{пр-дет}}^{\text{конт}} = \pm\sqrt{0,015^2 \cdot 2 + 0,01^2 + 0,045^2 + 0,01 \cdot 3} = \pm 0,18 \text{ мм} \quad (2.9)$$

Використовуючи задану формулу для визначення похибки збірки, внесемо всі необхідні дані і розрахуємо відповідні значення похибки:

$$P_{\text{СК}} = \pm(0,18 + 0,1 \cdot 0,18 + 0,4 \cdot P_{\text{СК}}) = \pm 0,33 \text{ мм}$$

Аналізуючи отриману похибку складання для вузла і похибку, що виникає при складанні в пристосуванні, де $P_{\text{СК}} = \pm 0,33$ мм є меншим, ніж $\delta_{\text{вузл}} = 1,72$ мм, ми приходимо до висновку, що застосований метод ув'язки відповідає заданим критеріям точності збірки.

Після проведення розрахунків точності для складання і ув'язки за допомогою програмно-інструментального методу (ПІМ) та програмно-інструментального методу ув'язки (ПрІМ), можна зазначити, що обидва методи прийнятні для складання переднього лонжерону крила літака. Тим не менш, для збірки цього вузла перевагу варто віддати методу ПрІМ, оскільки він сприяє зниженню трудомісткості процесу виробництва агрегату.

2.2.4 Розрахунок витрат на складальні роботи за укрупненими показниками

Для розрахунку собівартості складання використовується метод технологічної собівартості, який враховує схему та метод складання. За допомогою аналогового методу можна проаналізувати вплив програми випуску на цю собівартість, порівнюючи два методи: складання в пристосуванні (для дрібносерійного виробництва) та складання по стандартній операції (для серійного та масового).

Формула для розрахунку собівартості складання має наступний вигляд:

$$C = ЗП + O + E + A \quad (2.10)$$

Де ЗП – зарплата виробничих робітників, (грн / шт);

O – витрати на оснащення, (грн / шт);

E – експлуатаційні витрати (грн / шт);

A – амортизаційні відрахування, (грн / шт), якщо використовується знову, що вводиться спеціально для даного об'єкта обладнання.

Зарплата буде становити:

$$ЗП = k_{\text{уд}} \cdot G \cdot a \quad (2.11)$$

Де $G = 6270$ кг – вага об'єкта якого складають;

$a_{\text{со}} = 41$ грн/год – тарифна ставка працівників при складанні по СО.

$a_{\text{пр}} = 44$ грн/год – тарифна ставка працівників при складанні в пристосуванні.

Коефіцієнти $k_{уд.0}$ і $k_{уд.с}$ встановлюються на основі аналізу графіка, який відображає залежність питомої трудомісткості збірки різних вузлів і агрегатів від їх ваги.

$k_{пит.0} = 3.2$ чол. г/кг – коефіцієнт, що характеризує повну трудомісткість складальних робіт.

$k_{пит.с} = 2.5$ чол. г/кг – коефіцієнт, що характеризує трудомісткість тільки стапельних робіт.

При наближених розрахунках, питома трудомісткість при складанні по системі організації (СО) може бути прийнятою на визначеному рівні, враховуючи фактори, що впливають на процес збірки та монтажу.

$$k_{пит.СО} = k \cdot k_{пит.0} \quad (2.14)$$

Де $k = 0,7 - 0,9$.

$$k_{пит.СО} = 0,8 \cdot 3,2 = 2,56 \text{ чол. г/кг}$$

Розрахуємо заробітну плату підставивши значення у формулу (2.13):

$$З_{СО} = 2,56 \cdot 6,270 \cdot 41 = 658 \text{ (грн)}$$

$$З_{ПР} = 2,56 \cdot 6,270 \cdot 44 = 706 \text{ (грн)}$$

Розмір витрат на обладнання під час процесу збірки літака залежить від обраної програми, методів складання і може бути визначений відповідно до визначеної формули.

$$O = \frac{G \cdot c_{oc}}{2N} \cdot m_{пр} \quad (2.15)$$

Де c_{oc} – питома вартість оснастки в гривнях на кілограм ваги об'єкта якого складають;

2 – кількість років списання витрат на оснащення;

N – річна програма ($N = 144$ шт / рік).

$m_{пр}$ – прийнята кількість однакових пристосувань для виконання заданої річної програми;

Питомі витрати на оснащення c_{oc} розраховуються на основі даних, наведених у таблиці.

$c_{oc1} = 180$ грн/кг при складанні по СО;

$c_{oc2} = 300$ грн/кг при складанні в пристосуванні;

Величина $m_{пр}$ визначається на основі розрахункових значень m_p , які округлюються до найближчого цілого числа. Розрахункову величину m_p можна знайти за вказаною формулою.

$$m_p = \frac{T \cdot N}{\Phi_{д.р}} \quad (2.16)$$

Де T – трудомісткість виготовлення об'єкта в стапелі:

$$T = k_{\text{пит.с}} \cdot G \quad (2.17)$$

$$T = 2,5 \cdot 6,270 = 15,675 \text{ люд/год}$$

$\Phi_{\text{д}}$ – дійсний річний фонд віддачі оснастки;

P – Середню кількість працюючих на одному пристосуванні, яка враховує обсяг робіт.

$$P = \frac{T \cdot N}{\Phi_{\text{д}} \cdot k} \quad (2.18)$$

$$P = \frac{15,675 \cdot 144}{2030 \cdot 1,1} = 0,89$$

Припустимо, нехай P представляє кількість працюючих при клепці, і ми встановлюємо $P = 2$, що є мінімальною кількістю працівників, необхідних для клепці з використанням інструменту та допускає роботу у дві зміни.

Далі проведемо розрахунки для отримання необхідних результатів:

$$m_{\text{р}} = \frac{15,675 \cdot 144}{2030 \cdot 2} = 0,49$$

Обираємо кількість пристосувань відповідно до коефіцієнта завантаження пристосувань, позначеного як $m_{\text{пр}} = 1$.

Тепер перейдемо до розрахунку витрат на оснащення для визначеної кількості пристосувань.

$$O_{\text{CO1}} = \frac{6,270 \cdot 180}{2 \cdot 144} \cdot 1 = 3,918 \text{ грн.}$$

$$O_{\text{CO2}} = \frac{6,270 \cdot 300}{2 \cdot 144} \cdot 6,530 \text{ грн.}$$

З урахуванням величини коефіцієнта завантаження пристосувань $m_{\text{пр}}$, ми можемо приступити до розрахунку капітальних вкладень. Цей етап аналізу дозволить визначити необхідні фінансові витрати на оснащення та забезпечити ефективно використання пристосувань у процесі клепці.

$$K = c_{\text{oc}} \cdot G \cdot m_{\text{пр}} \quad (2.19)$$

$$K_{\text{CO}} = 180 \cdot 6,200 \cdot 1 = 1116 \text{ грн.}$$

$$K_{\text{ГР}} = 300 \cdot 6,200 \cdot 1 = 1860 \text{ грн.}$$

Експлуатаційні витрати включають витрати на амортизацію виробничих будівель. Формула для розрахунку амортизації може бути визначена за наступним виразом:

$$E = 0,625 \frac{V}{N} \quad (2.20)$$

Де V – кубатура виробничого цеху, м³.

$$V = h \sum w_i \cdot m_i \quad (2.21)$$

Де w_i – площа одного робочого місця, що визначається розміром пристосування і необхідними проходами;

h – середня висота складального цеху (зазвичай приймають $h = 10 - 14$ м.)

Приймаємо $h = 14$ м.

Пристосування для складання має розміри (згідно з кресленням) 19,7х3,98 м.

Отже, його площа становить 78,406 м², і приймаємо ширину проходу 0,5 м.

Експлуатаційні витрати становлять:

$$E_{CO} = 0,625 \cdot \frac{14 \cdot 2 \cdot 2 \cdot 100}{144} = 24,305 \text{ грн.}$$

$$E_{PP} = 0,625 \cdot \frac{14 \cdot 78,406 \cdot 2 \cdot 100}{144} = 952,85 \text{ грн.}$$

З урахуванням того, що амортизаційні відрахування (А) дорівнюють нулю, оскільки в даному техпроцесі не передбачено відновлення, можна продовжити розрахунки для визначення собівартості.

$$C_{CO} = 658 + 3,918 + 24,305 = 2602 \text{ грн}$$

$$C_{CO} = 706 + 6,530 + 952,85 = 1665 \text{ грн}$$

Виходячи з розрахунків, можна зробити висновок про те, що складання по складальним отворам економічно вигідніше. Але з урахуванням точності розрахунків пріоритетним є складання за допомогою програмних методів.

2.2.5 Розробка схеми базування складових частин

План установки деталей у виробництві, спрямований на гарантію їхнього правильного розташування та обмеження руху, складається з набору основних компонентів. Під час розробки процедур установки деталей на монтажному місці важливо визначити основні поверхні, на яких відбудеться фіксація та розташування деталей та вузлів, а також встановити порядок подачі деталей для монтажу. Основні поверхні можуть використовуватися як монтажні або базові елементи. Монтажні бази визначають взаємне розташування зібраних елементів, тоді як базові елементи встановлюють точне положення окремих деталей та вузлів відносно пристосувань [15].

Під час вибору базових елементів в літакобудуванні та вертольотобудуванні слід керуватись принципами єдності, сталості і збігу баз. У процесі складання можна використовувати різні методи базування, серед яких:

1. Складання з використанням монтажних отворів СО.
2. Складання з використанням координатно-фіксуючих отворів.
3. Складання з використанням поверхні каркаса.
4. Складання з використанням зовнішньої поверхні обшивки.
5. Складання з використанням внутрішньої поверхні обшивки.
6. Базування за допомогою отворів під контактні болти.

Ці методи дозволяють забезпечити надійне та точне базування деталей під час складання, враховуючи конкретні вимоги та особливості конструкції повітряних суден.

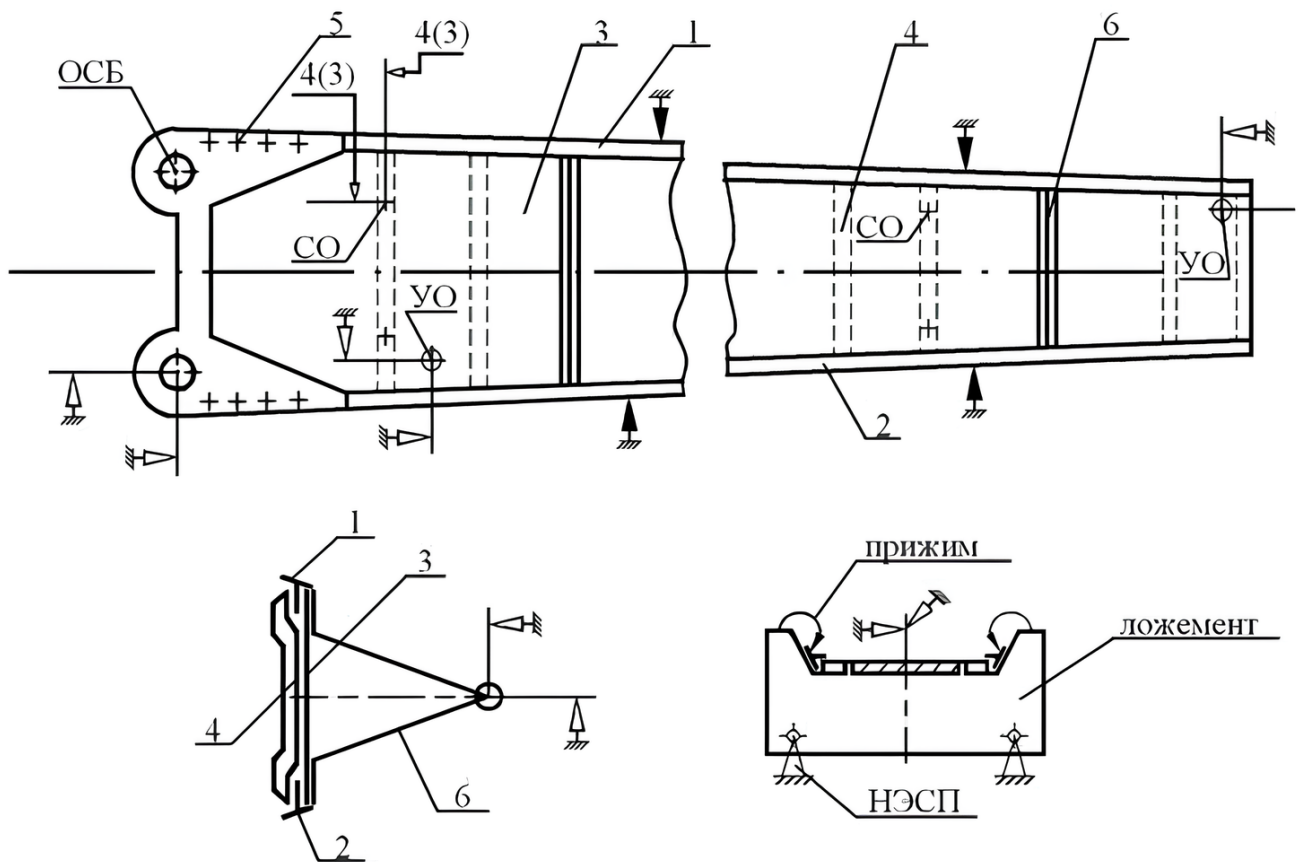


Рисунок 28 – Схема базування при збірці лонжерона

1 – верхній пояс; 2 – нижній пояс; 3 – стінка; 4 – стійки; 5 – стикувальний вузол; 6 – кронштейни.

Технічне завдання на проектування пристосування:

1. Зібраний виріб розташовується горизонтально у пристосуванні.
2. Лонжерон піднімається вгору з пристосування після збирання.
3. У пристосуванні передбачено:
 - Ложементи з робочим контуром, відповідними обводам лонжерона;

- Реперні площадки, які несуть УО;
 - Фіксатори стикувального вузла;
 - Фіксатори кронштейнів.
4. Монтаж пристосування виконується за еталоном лонжерона.
 5. Для фіксації поясів передбачено групові прижими.
 6. З метою зручності виконання робіт з обох боків пристосування робиться обертовим.
 7. Каркас пристосування фарбується молотковою емаллю, а ложементи - в зелений колір.

Технічні вимоги до підставки для вхідних деталей:

1. Подаємо пояса, які остаточно оброблені за контуром згідно з ШК, дотримуючись малки по ШКС. Враховуємо направляючі отвори (НО).
2. Утримуємо стінку відповідно до ШОК, передбачаючи УО та СО.
3. Утримуємо стійки згідно з ШОК, передбачаючи СО та УО.
4. Подаємо стикувальний вузол з припуском по площинах і отворах $\pm 2,0$ мм, передбачаючи НО для болтів.
5. Утримуємо кронштейни відповідно до креслень, передбачаючи НО для болтів.

Схема процесу збірки:

1. Встановити стінку в пристосуванні згідно з УО, закріпити штирями.
2. Розмістити пояса на ложементах і закріпити їх прижимами.
3. Сверлити отвори в стінці за НО поясів для контрольних болтів (КБ), встановити КБ.
4. Встановити стійки згідно з СО, закріпити КБ.
5. Розфіксувати та зняти ложемент із СП.
6. Звертати отвори в стінці за НО поясів, стійок і накладок.
7. Клепати лонжерон за допомогою групової та одиночної клепки.
8. Повернути лонжерон в пристосування, закріпити його прижимами.
9. Встановити стикувальний вузол та кронштейни за фіксаторами СП.
- 10.Свердлити та розмітити отвори, встановити болти (40%).
- 11.Розфіксувати, зняти лонжерон із СП.
- 12.Зняти КБ, завершити клепку пропущених місць та встановити відсутні болти.
- 13.Провести контроль.

2.3 Розробка робочої технологічної документації на складальні роботи

2.3.1 Проектування робочого технологічного процесу складання в маршрутному та операційному опису. Вибір обладнання, устаткування, інструменту

Процес збирання виробу представляє собою послідовність кроків, включаючи установку деталей, вузлів та панелей у складальному положенні, їх фіксацію та з'єднання відповідно до креслень. Цей процес вимагає визначення спеціалізації, кваліфікації і кількості робітників, а також установа норм часу та вибір необхідного інструменту та обладнання [15].

Розробка робочого технологічного процесу складання проводиться з урахуванням конструкції виробу та схеми збирання відповідно до креслень. Для цього процесу необхідні такі вихідні дані, як директивні технологічні матеріали, програма виробництва, конструкторські креслення виробу та технічні умови для виготовлення деталей. Робоча технологія повинна містити опис операцій та послідовність технологічного процесу, перелік необхідного інструменту та обладнання для кожної операції, норми часу, спеціалізацію та кількість робітників, а також контрольні операції.

2.3.2 Нормування операцій технологічного процесу складання

Норма часу визначається як час, необхідний для виконання конкретної операції мінімальною кількістю працівників. Для нормування окремих операцій установки та підготовки деталі до з'єднання, таких як свердління, і операції з'єднання - клепання.

За даними НДТ НІАТ щодо норм часу визначимо час на типові операції, які використовуються при складанні лонжерона крила.

1. Установка лонжерона в пристосуванні:

- Норма часу на встановлення лонжерона – 15,3 хв.
- Норма часу на зняття – 9,4 хв.
- Норма часу на фіксацію – 11,46 хв.
- Норма часу на розфіксацію – 8,71 хв.

Отже, загальна норма часу для цієї операції складає:

$$T = 15,3 + 9,4 + 11,46 + 8,71 = 44,87 \text{ хв.} \quad (2.22)$$

2. Свердління отворів діаметром Ø4,2 мм (64 шт.) отворів діаметром Ø8 мм (64 шт.) по направляючим отворам на нервах з подальшим закріпленням та використанням болтів.

- Норма часу на свердління: 1-го отвору – 0,2 хв.

- Норма для кожного наступного отвору – 0,12 хв.
- Норма часу на кріплення болтами – 5,3 хв.

Загальна сума норми часу на підготовчу операцію дорівнює:

$$T = 0,2 + 63 \cdot 0,12 + 64 \cdot 0,12 + 5,3 = 20,74 \text{ хв.}$$

3. Здійснювати клепаання посиленних нервюр до лонжерону у кількості 32 штук. Після цього слід виконати зняття т-болтів (64 шт.), розширити отвори з Ø3,1 мм до Ø3,6 мм (64 шт.) та закріпити їх, проводячи доклепування отворів діаметром Ø3,6 мм (64 шт.):

- Норма часу ка клепку: 1-ї заклепки – 0,2 хв.
- Норма часу для кожної наступної – 0,11 хв.
- Норма часу для знімання болтів – 4,7 хв.

$$T = 0,2 + 63 \cdot 0,11 + 64 \cdot 0,11 + 4,7 = 18,87 \text{ хв.}$$

Проведемо аналіз розрахункового та заводського часу і визначимо коефіцієнт посилення норми К.

$$1. T_{\text{ШТР}} = 44,87 \text{ хв}; T_{\text{ШТЗ}} = 53,2 \text{ хв}$$

$$K_1 = \frac{T_{\text{ШТР}}}{T_{\text{ШТЗ}}} = \frac{44,87}{53,2} = 0,84 \quad (2.23)$$

$$2. T_{\text{ШТР}} = 20,74 \text{ хв}; T_{\text{ШТЗ}} = 27,6 \text{ хв}$$

$$K_1 = \frac{T_{\text{ШТР}}}{T_{\text{ШТЗ}}} = \frac{20,74}{27,6} = 0,75 \quad (2.24)$$

$$3. T_{\text{ШТР}} = 18,87 \text{ хв}; T_{\text{ШТЗ}} = 22,1 \text{ хв}$$

$$K_1 = \frac{T_{\text{ШТР}}}{T_{\text{ШТЗ}}} = \frac{18,87}{22,1} = 0,85 \quad (2.25)$$

Знайдемо середній коефіцієнт посилення норми:

$$K_{\text{ср}} = \frac{0,84+0,75+0,72}{3} = 0,796 \quad (2.26)$$

В нашому технологічному процесі ми будемо використовувати коефіцієнт посилення норми, який прийнятий рівним 0,796. При укрупненому нормуванні буде враховано цей коефіцієнт.

2.3.3 Укладання ТУ на проектування складального пристрою та ТУ на поставку деталей.

Для успішного збирання деталей важливо дотримуватися конкретних стандартів, які визначають взаємозамінність та якість. При отриманні деталей для

збирання важливо перевірити, чи вони відповідають кресленням і вимогам, вказаним у технічних умовах (ТУ) на поставку. Основні критерії включають:

1. Взаємозамінність деталей: Деталі повинні точно відповідати розмірам, вказаним на кресленнях, з урахуванням допусків. Також важливо, щоб були враховані необхідні припуски для подальшої обробки під час або після процесу збирання. Положення складальних, напрямних і базових отворів повинно точно відповідати базовим осям контуру [14].

2. Міцність та експлуатаційні характеристики: Для забезпечення необхідної міцності та відповідності експлуатаційним вимогам важливо використовувати відповідні матеріали та дотримуватися умов термообробки. Поверхні деталей повинні мати відповідну якість та визначену масу. Також слід застосовувати антикорозійні та декоративні покриття відповідно до вимог.

Ці вимоги допомагають забезпечити якісне та надійне збирання деталей відповідно до проектних вимог та експлуатаційних стандартів.

Технічні умови визначають важливі вихідні дані для розробки складальних пристосувань. Якісно складені технічні умови є ключовим елементом для створення надійних та ефективних конструкцій пристосувань, сприяючи при цьому скороченню часу та зусиль, витрачених на їх проектування та виготовлення.

З урахуванням постійного зростання вимог до точності та взаємозамінності елементів літака, а також підвищення продуктивності праці, необхідно враховувати не лише збільшення кількості складальних пристроїв, але й високі технічні стандарти до них. Ключові вимоги включають:

- **Забезпечення точності складання:** Вимоги до точності складання вузлів повинні взаємодіяти з точністю складального пристрою.

- **Підтримка точності складального пристрою:** Важливо гарантувати сталу точність складального пристрою протягом всього терміну експлуатації.

- **Збереження положення базових точок, вузлів і поверхонь:** Необхідно забезпечити стале положення базових точок, вузлів і поверхонь, визначених вимогами до складання, а також надійну фіксацію елементів.

- **Стабільність розмірів:** Складальні пристрої повинні забезпечувати стабільні розміри, незалежно від змін температури.

- **Використання стандартизованих елементів:** Рекомендується максимально використовувати стандартизовані елементи у конструкції складального пристрою для зниження вартості та скорочення часу проектування і виготовлення.

- **Раціональні розміри:** Розміри пристосувань повинні бути раціонально підібрані для оптимального використання виробничих площ.

- **Дотримання правил техніки безпеки:** При проектуванні складальних пристроїв слід дотримуватися правил техніки безпеки.

В додаток до основних вимог, технічні умови також визначають специфічні технологічні параметри для складальних пристроїв, які розкриваються в технічних умовах для їх проектування.

Технічні умови для оснащення складального пристрою охоплюють:

- **Призначення:** Визначає функціональне призначення складального пристрою, який використовується для збирання конкретних вузлів, таких як лонжерони, з виконанням настановних, свердлувальних і клепальних операцій.
- **Положення:** Вказує вертикальне положення вузла під час процесу складання (вершиною вгору).
- **Включення:** Визначає підскладання, які входять до складу складального пристрою, наприклад, лонжерон.
- **Технологічні бази:** Вказують на основні точки базування на схемі (рисунок 2.5).
- **Порядок установки:** Зазначає порядок розташування підскладань та деталей у складальному пристрої, наприклад, від себе або виїмка агрегату.
- **Виконання робіт:** Встановлює, що складальні роботи виконуються вручну.
- **Засоби механізації:** Вказує на використання ручних та пневматичних інструментів.

Врахування цих технічних умов сприяє успішному проектуванню та виготовленню складальних пристроїв, які відповідають вимогам точності, продуктивності та безпеки.

2.3.4 Заходи з безпеки праці та організації робочого місця

Оптимізація організації праці включає комплекс заходів, спрямованих на створення найбільш сприятливих умов для раціонального використання техніки з метою збільшення виробництва, підвищення продуктивності та створення нормальних умов праці [15]. Забезпечення безпечних та комфортних умов праці є невід'ємною частиною підготовки виробництва, оскільки оптимальні умови праці сприяють не лише безпеці працівників, а й їх робочій продуктивності та якості виготовлених виробів.

Фактори сприятливих умов праці включають:

1. **Мікроклімат:** Забезпечення нормального мікроклімату виробничих приміщень та відсутність шкідливих факторів, які впливають на працівників.

Мікроклімат у виробничих умовах визначається температурою повітря, відносною вологістю та швидкістю руху повітря на робочому місці.

2. **Шумозахист:** Зменшення впливу шкідливих та небезпечних факторів, таких як шум. Інженерні методи боротьби з шумом включають зменшення шуму в джерелі походження, використання звукоізолюючих конструкцій та кожухів, а також використання індивідуальних засобів захисту.

3. **Зменшення вібрації:** Зниження рівня вібрації за допомогою віброзахисних рукавиць, противібраційних пристроїв та балансування обертових частин обладнання.

4. **Освітлення:** Забезпечення належного освітлення робочих місць за допомогою віконних прорізів, штучного освітлення та правильного розташування джерел світла для зменшення напруження очей та поліпшення умов праці.

5. **Ергономіка:** Раціональне розташування обладнання та робочих місць для забезпечення зручності та ергономіки праці. Робочі місця повинні бути організовані так, щоб працівники могли зручно виконувати свої обов'язки без зайвого напруження та зусиль.

6. **Автоматизація:** Використання автоматизованих систем та технологій, які зменшують фізичну працездатність та підвищують продуктивність. Це включає використання роботів, комп'ютеризованих систем управління та інших автоматичних засобів, що полегшують працю та підвищують ефективність виробничих процесів.

7. **Lean-принципи:** Впровадження систем організації праці, таких як Lean-принципи, спрямованих на ефективне використання ресурсів, уникнення зайвих рухів та оптимізацію робочих процесів.

Загальною метою організації праці є створення сприятливих умов для підвищення продуктивності, поліпшення якості виготовлених виробів та забезпечення безпеки працівників. Це може бути досягнуто за допомогою різноманітних методів і технологій, а також активної участі всіх зацікавлених сторін, включаючи робітників, керівництво та фахівців з охорони праці.

2.4 Проектування засобів технологічного оснащення складальних робіт

2.4.1 Вибір схеми та компоновки складального пристрою

У засобах для складання конструкцій літака елементи закріплюються відносно головних базових осей відсіку чи агрегату, а також його аеродинамічного обтічника (зовнішнього чи внутрішнього) або площини вузла стику. Після фіксації елементів у пристосуванні проводиться закріплення.

З урахуванням постійного підвищення вимог до точності та взаємозамінності складених елементів конструкції літака та збільшення продуктивності праці вирішується завдання не лише збільшення кількості засобів для монтажу у виробництві, але й виконання більш високих технічних стандартів [14].

Основні вимоги до таких пристосувань охоплюють:

1. **Дотримання встановлених технічних умов та точності збірки вузла**, яка повинна відповідати вимогам точності створення конструкції.

2. **Збереження точності збірки конструкції** протягом всього періоду експлуатації між технічними обслуговуваннями та ремонтами.

3. **Збереження стабільності базових точок, вузлів і поверхонь**, визначених у технічних умовах для монтажу конструкції, а також надійна фіксація зібраних елементів протягом усього періоду експлуатації пристосування.

4. **Використання максимальної кількості стандартизованих елементів у конструкції пристосування** для зниження вартості та скорочення часу їх проектування і виготовлення.

5. **Створення оптимальних умов для монтажних робіт**, забезпечення вільного доступу до робочих зон, належного освітлення, мінімізація часу на фіксацію та розфіксацію зібраного виробу, зручне використання інструментів та механізація праці.

6. **Дотримання правил безпеки під час роботи.**

Схема монтажного пристосування може бути відображена на кресленні під номером К104.КП.153.07.003 СБ, і має рамну конструкцію із фіксаторами контуру (рубильниками), лінійками та фіксаторами для кріплення кронштейнів.

2.4.2 Проектувальний розрахунок на міцність та жорсткість елементів конструкції лонжерона

При невеликих значеннях відношення ширини поясу до товщини стінки лонжерону (0,001..0,02) та відстаней між поясами до висоти лонжерону (до 0,8) з допустимими похибками (до 2,5%), можна припускати, що момент, викликаний згином, передається поясами лонжерону, тоді як сила, яка викликає переріз, передається стінкою. Такий підхід спрощує розрахунок поясів і стін, дозволяючи вести їхні розрахунки окремо.

На першому етапі можна припустити, що верхній і нижній пояси, виготовлені з одного матеріалу, мають однакову конфігурацію і площу, яка відповідає навантаженням напружень.

Виходячи з цих визначень, умова достатньої міцності при мінімальних розмірах матиме наступний вигляд:

$$\sigma_p = \sigma_{кр} = \frac{M}{(H-\delta) \cdot B \cdot \delta} \quad (2.27)$$

$$\sigma_{кр} = \frac{0,9 \cdot k \cdot E_{пл}}{\left(\frac{B}{\delta}\right)^2} \quad (2.28)$$

Де M – розрахунковий, згинаючий момент в розглядуваному розрізі;
 $\sigma_{кр}$ – критичні напруги місцевої втрати стійкості;
 σ_d – діючі напруги;
 σ_p – руйнуюче навантаження поясу лонжерона;
 $E_{пл}$ – модуль пластичності;

Ключовими геометричними параметрами лонжерона для проектування є:

H – висота лонжерона;
 B – ширина поясу;
 δ – товщина поясу.

Маса поясу єдиної довжини визначається по вираженню:

$$G = B \cdot \delta \cdot \gamma \quad (2.29)$$

Де γ – щільність матеріалу поясу.

Якщо вставити значення $B \cdot \gamma$, що визначаються з умов міцності, в вираз (3), то після перетворення отримаємо:

$$G = \frac{M}{H} \cdot \frac{1}{\frac{\sigma_{кр}}{\gamma}} \cdot \frac{1}{1-\frac{\delta}{H}} \quad (2.30)$$

Де $\frac{\sigma_{кр}}{\gamma}$ - Питома міцність матеріалу поясу;
 $\sigma_{кр}$ - Залежність між геометричними розмірами поясу і величиною руйнівних критичних напружень.

Відношення величини δ до висоти H визначається з умови міцності (1), яка може бути переписана у більш зручній формі.

$$\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2} = \frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_{кр}} \cdot \frac{1}{B/\delta} \quad (2.31)$$

При виборі розміру поясу важливим є значення руйнівних напружень ($\sigma_p = \sigma_{кр}$), яке визначається виразом (4). Зменшення руйнівних напружень призводить до збільшення маси лонжерона, однак це впливає на жорсткість та втомні характеристики ременів. Зі збільшенням B/δ критичні напруги зменшуються, але маса поясу збільшується.

Треба знайти оптимальне значення B/δ для досягнення високих критичних напружень. Вихідними даними є згинальний момент $M = 32581,2 \text{ Н} \cdot \text{м}$ і будівельна висота H . Для подальшого розрахунку необхідно задати форму перетину поясу в залежності від інтенсивності навантажень [8].

Розрахунок проводиться табличним способом, використовуючи взаємозв'язки з таблиці 3.1.1. Далі визначаємо руйнівні напруження (σ_p) для кожного значення і обчислюємо праву частину виразу (5), позначену як C .

$$C = \frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_{кр}} \cdot \frac{1}{B/\delta} \quad (2.32)$$

$$C = 1,8 \cdot \frac{1}{1680} \cdot \frac{1}{2} = 0,0005$$

Після цього визначаємо за допомогою виразу (5) значення відношення δ/H і, відповідно, абсолютне значення δ . Заданим співвідношенням B/δ визначаємо величину B , а за допомогою виразу (3) - масу поясу. Отримані результати представлені в Таблиці 25.

Таблиця 25 – Результати розрахунків

	$\frac{B}{\delta}$	2	3	4	5	матеріал
1.	σ_p , МПа	1550 450	1400 410	1320 400	1270 390	30HGSNA Д16Т
2.	z	0,0007 0,001	0,00042 0,00068	0,00032 0,00053	0,00027 0,00044	30HGSNA Д16Т
3.	$\frac{\delta}{H}$	0,026 0,05	0,01 0,089	0,016 0,075	0,016 0,069	30HGSNA Д16Т
4.	d , м	0,0065 0,062	0,0041 0,052	0,0044 0,0465	0,0042 0,0428	30HGSNA Д16Т
5.	B	0,013 0,125	0,0123 0,185	0,0187 0,186	0,029 0,203	30HGSNA Д16Т
6.	$G=B \cdot \delta \cdot \gamma$, кг/м ³	0,66 0,87	0,636 0,785	0,61 0,754	0,76 0,81	30HGSNA Д16Т

Припускаємо, що $\delta = 0,0052 \text{ м}$ і $B = 0,0198$. З отриманих результатів розрахунку можна зробити висновок, що полиці зі сталі 30ХГСНА є легше виготовлення, ніж з Д16Т.

2.4.3 ТУ на монтаж складального пристрою

Вимоги до виготовлення пристрою, який використовується для складання внутрішнього закрilка хвостової ланки, сформульовані наступним чином:

1. Габарити пристрою повинні відповідати специфікаціям, визначеним у інструментальному стенді.
2. При встановленні вилок внутрішнього закрilка слід використовувати цемент типу НІАТ-МЦ для заливки. Після заливки вилок слід утримувати нерухомим протягом 12 хвилин для затвердіння цементу.
3. Монтаж пристрою повинен виконуватися з використанням ККСВ (кран-канатна суднова вузлова) та ІС (інструментальна стійка).
4. Допустимі відхилення викривлення каркаса пристрою в вертикальних і горизонтальних площинах не повинні перевищувати ± 3 мм на кожні 1000 мм і ± 7 мм по всій довжині балки.
5. Граничні відхилення приварених стаканів по довжині не повинні перевищувати ± 2 мм.
6. Рухомі частини пристрою повинні бути змащені мастилом ЦІАТІН-201.
7. Пристрій повинен бути фарбований у відповідний колір, що відповідає оснащенню цеху.
8. На пристрої має бути чітка маркування, включаючи найменування та номер пристрою.
9. Контроль якості монтажу повинен проводитися з використанням оптичних приладів відповідно до схеми монтажу.

2.4.4 Розробка укрупненого технологічного процесу монтажу складального пристрою

Технологічний процес монтажу має пройти за такою послідовністю:

1. Раму, яка перед цим була зварена, розміщують на столі інструментального стенду (ІС).
2. Налаштування вилок рубильників і вилок калібру стику до відповідних позицій.
3. Виконання заливки цементом НІАТ-МЦ у вилки рубильників і вилки калібру стику, розташовані у стаканах рами.
4. Покладання фундаменту згідно з кресленням.
5. Установка опор пристосування та рами з вилками відповідно до креслення.
6. Перевірка правильності установки за допомогою оптичних приладів.
7. Заповнення цементом НІАТ-МЦ зазорів між опорними площинами рами та місцями її установки.

8. Після 24-годинної витримки раму закріплюють болтами.
9. Встановлення системи кран-канатної суднової вузлової (ККСУ) згідно з розташованими вилками.
10. Використання калібрів для установки та фіксації фіксаторів просторових стикових вузлів. Зазори заповнюють цементом НІАТ-МЦ, а ККСУ відключають.
11. Установка відповідних вилок рубильників відповідно до розташованих вилок.
12. Розміщення притисків та опорних поверхонь пристрою.
13. Здійснення контролю технічних параметрів монтажу складального пристосування.

2.4.5 Планування робочого місця

Організація робочого простору повинна сприяти ефективній оптимізації рухів під час виконання завдань і забезпечувати легкий доступ до всього обладнання на робочому місці, що є важливим як під час робочого процесу, так і під час проведення ремонтних робіт. У той же час, необхідно, щоб робоче місце було компактним і не займало зайво багато виробничої площі [14].

Для забезпечення виконання цих вимог, система для збирання стабілізатора обладнана наступним чином:

1. Робочі площі розміщені з обох боків стапеля вище рівня будівельної горизонталі.
2. Стапель підсвічується стаціонарними світильниками з обох сторін.
3. На кожній колоні розташовані колонки для подачі стисненого повітря та розетки для електроенергії.
4. Кожен робітник обладнаний індивідуальним ящиком, що містить повний набір необхідного інструменту. Ящики із інструментом зберігаються в нижніх відділеннях столу, що розташований біля стапеля. У верхніх відділеннях столу розташовані ящики для зберігання кріпильних деталей, таких як заклепки та болти.

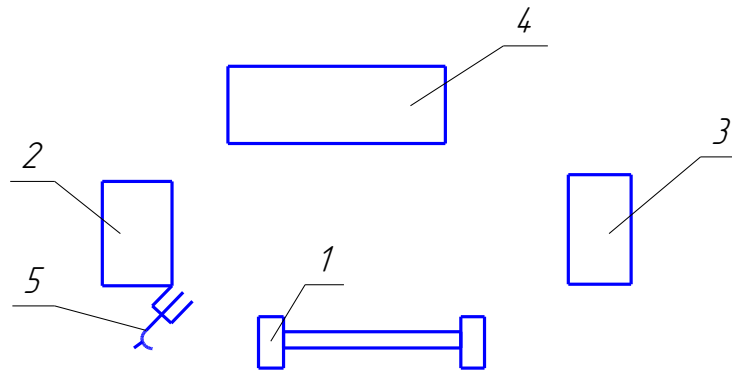


Рисунок 29 – Схема робочого місця складальника

1. засіб для збирання конструкції;
2. комплект інструментів для збірки, верстат для підготовчих та позастапельних операцій;
3. полиця для зберігання деталей;
4. стенд для готової продукції;
5. система повітроподачі для підключення автоматизованого інструменту.

2.5 Висновки

В процесі збірки конструкції літака велике значення приділяється точності та взаємозамінності складених елементів. Це вимагає використання спеціальних пристосувань для фіксації елементів та встановлення кріплення.

Постійне підвищення вимог до точності та продуктивності праці призводить до збільшення кількості складальних пристосувань і постановки високих технічних вимог до них.

Основними критеріями для складальних пристосувань є забезпечення заданих технічних умов і точності при складанні, збереження стабільності базових точок і надійна фіксація елементів протягом експлуатації.

Використання стандартизованих елементів у конструкції пристосувань допомагає знизити вартість їх проектування та виготовлення.

Забезпечення комфортних умов роботи з пристосуваннями включає в себе вільний доступ до робочих зон, ефективне освітлення, мінімальний час для фіксації і розфіксації виробу, а також зручне використання інструментів і механізацію праці.

Дотримання правил техніки безпеки важливою умовою при виконанні складальних робіт. Технологічний процес монтажу включає послідовні кроки, такі як установка рами, виставлення вилок, заливка цементом, закладка фундаменту, установка опор та фіксаторів, контроль якості та кріплення.

3. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

3.1 Конкурентні переваги літака, що проектується і оцінка можливих обсягів його реалізації на ринках збуту

У сучасному світі авіаційної промисловості, де конкуренція досягає небувалого рівня, розробка нових літаків вимагає не тільки використання передових технологій та інновацій, але й глибокого розуміння потреб ринку та вимог кінцевих користувачів. Сьогоднішні авіаперевізники стикаються з численними викликами, включаючи необхідність зниження витрат на експлуатацію, підвищення ефективності паливного споживання, відповідність суворим екологічним стандартам, а також забезпечення високого рівня комфорту та безпеки для пасажирів.

У відповідь на ці виклики, проектування нового середньомагістрального пасажирського літака стає не просто інженерним завданням, а комплексним дослідженням, що охоплює широкий спектр дисциплін та вимагає інтеграції найновіших досягнень у галузі авіації. Отже, від нового літака очікуються наступні конкурентні переваги:

- **Паливна ефективність:** Однією з головних конкурентних переваг проєктованого літака є його паливна ефективність. Завдяки використанню інноваційних технологій, таких як передові аеродинамічні конструкції, оптимізація ваги за рахунок використання легких композитних матеріалів та впровадження новітніх двигунів з високим ступенем використання палива, літак забезпечує значне зниження витрат на паливо порівняно з існуючими моделями на ринку.

- **Екологічність:** Проєктований літак відповідає найсуворішим міжнародним нормам щодо викидів CO₂ та шумового забруднення. Це робить його привабливим вибором для авіакомпаній, орієнтованих на екологічну стійкість та бажаючих знизити свій екологічний вплив.

- **Оперативна ефективність:** Літак розроблено з урахуванням потреб авіакомпаній у високій оперативній ефективності. Це означає зниження витрат на обслуговування, збільшення часу між технічними обслуговуваннями та поліпшення показників надійності. Такі характеристики забезпечують менші витрати для авіакомпаній та збільшують час експлуатації літака в повітрі.

- **Комфорт пасажирів:** Проєктований літак включає передові технології для забезпечення високого рівня комфорту пасажирів. Це включає покращені сидіння, більше простору для ніг, покращену систему вентиляції та освітлення, яке зменшує втому під час польоту.

3.1.1 Характеристика тактико-технічних показників літака, що проєктується

Пасажи́рський літак, що проєктується, розроблений для комфортабельного перевезення великої кількості пасажирів та їхнього багажу. Літак виконаний за схемою низькоплана з низько розташованим крилом, що є типовим для сучасних комерційних пасажирських літаків, таких як Airbus A320neo. Ця конструкція сприяє забезпеченню ефективної аеродинаміки та зниженню шуму, а також полегшує обслуговування літака та доступ до двигунів.

Проектований літак адаптований для експлуатації на різноманітних типах аеродромів, включаючи як сучасні бетоновані, так і менш підготовлені ґрунтові покриття з міцністю не нижче 0.6 МПа. Він обладнаний системами, що дозволяють здійснювати безпечну посадку та зліт на різних поверхнях, що розширює географію його застосування та робить літак більш універсальним у використанні.

Тактико-технічні характеристики літака представлені у таблиці 26, де детально вказані його основні характеристики та переваги, зокрема економічність, ефективність паливного споживання, максимальна дальність польоту, кількість пасажирських місць, а також рівень комфорту та безпеки, які забезпечуються за рахунок використання передових технологій та інноваційних рішень у дизайні та конструкції літака.

Таблиця 26 – Тактико-технічні показники літака

V_{max} . км/ГОД	$V_{крейс}$. км/ГОД	H_{max} м	$H_{крейс}$. м	L , км.	$L_{розб}$.	$L_{проб}$. м	$n_{пас}$, осіб	$n_{ек}$, осіб
880	850	12000	11000	6300	1950	1300	192	5

3.1.2 Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень

Аналіз ринку збуту для проєктованого середньомагістрального пасажирського літака, здійснений на основі маркетингових досліджень, виявляє декілька ключових тенденцій та можливостей, які можуть значно вплинути на його успіх у галузі. Глобальний ринок цивільної авіації продовжує відновлюватись після періоду спаду, спричиненого світовими кризами, показуючи позитивні ознаки зростання, що стимулює попит на нові літаки. Особливу увагу привертає зростаючий інтерес до екологічно чистих та економічно ефективних моделей, що вказує на потенційну нішу для нашого проєкту [9].

Споживачі та оператори в цій галузі все більше зосереджуються на зниженні витрат на обслуговування та експлуатацію, а також на відповідності суворим міжнародним нормам екологічної безпеки. Це створює попит на літаки, які не

тільки пропонують передові технології для оптимізації споживання палива, але й використовують інноваційні матеріали та дизайн для підвищення загальної ефективності.

Крім того, зростання ринку лоукост-перевізників вказує на високий попит на літаки середньої місткості, здатні ефективно обслуговувати короткі та середні маршрути. Ця тенденція підтверджує потребу в літаках, які можуть забезпечити високу частоту рейсів з оптимальним співвідношенням вартості та комфорту для пасажирів.

Регіональний аналіз ринку показує, що особливо великий попит на нові літаки спостерігається в Азії, Латинській Америці та Африці, де активно розвиваються місцеві та регіональні авіалінії для задоволення зростаючих потреб населення у повітряних перевезеннях. Ці регіони пропонують значні можливості для входу на ринок нових моделей літаків, зокрема завдяки урядовим програмам підтримки авіації та інвестиціям у розвиток аеропортової інфраструктури.

Враховуючи вищезазначені фактори, успішний вихід на ринок для проєктованого літака вимагатиме від нас зосередження на стратегіях маркетингу, які підкреслюють його унікальні екологічні та економічні переваги, а також здатність задовольнити специфічні потреби різних регіональних ринків. Це може включати активну співпрацю з авіакомпаніями для демонстрації переваг літака, а також розробку гнучких фінансових схем для полегшення покупки та експлуатації літаків новими і існуючими перевізниками.

3.2 Розрахунок основних техніко-економічних показників проєктування і виробництва ЛА

3.2.1. Дані для розрахунку витрат в дослідно-конструкторському бюро

При визначенні загальних витрат на дослідницько-конструкторські роботи (ДКР) важливо враховувати ключові параметри розроблюваного літака, такі як його маса та швидкість. Ці параметри мають суттєвий вплив на точність розрахунку необхідних ресурсів.

Масові параметри конструкції та обладнання:

- Маса конструкції літака складає $m_{\text{кон.}} = 19225$ кг;
- Маса обладнання складає $m_{\text{обл.}} = 17784$ кг;
- Маса службового навантаження передбачається на рівні $m_{\text{с.н.}} = 400$ кг.

Швидкісні характеристики:

- Максимальне досяжне число Маха для літака встановлено на позначці $M = 0,89$;
- Максимальна можлива швидкість польоту визначена в $V_{max} = 867$ км/год.

Надані характеристики слугуватимуть фундаментом для наступних розрахунків необхідних витрат у конструкторському бюро. Завдяки цим даним буде здійснена точна оцінка вартості розробки з урахуванням специфіки проекту.

3.2.2 Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво ЛА

Для здійснення повного розрахунку витрат на серійне виробництво літака необхідна наступна інформація про масові та швидкісні характеристики проектуваного літака:

$n = 2$ – кількість двигунів;

$V_{max} = 867$ км/год – максимальна швидкість польоту;

$N = 72$ – очікувана кількість випущених літаків на рік.

3.3 Розрахунок основних техніко-економічних показників проектування і виробництва ЛА

3.3.1 Розрахунок витрат дослідно-конструкторського бюро

Сукупні витрати на проектування конструкції літака (ЛА) можна розрахувати, об'єднавши витрати на аванпроект, ескізне та робоче проектування в один сегмент. Цей підхід унеможливило дублювання розрахунків та забезпечує ефективну оцінку витрат на проектування [9]. Отже, розрахунок витрат на проектування можна розділити на такі етапи:

1. **Розробка проекту:** Процес охоплює створення первинної концепції повітряного судна, розробку початкових креслень і підготовку детальних проектних документів.
2. **Створення експериментальних моделей:** Включає витрати на виробництво експериментальних версій літака для їх подальшого тестування та оцінювання.
3. **Випробування та доопрацювання конструкції:** Охоплює витрати, пов'язані з тестуванням експериментальних моделей літаків та виконанням коректив у технічну документацію на основі отриманих результатів.

Для визначення загальних витрат на розробку конструкції літака використовується наступна формула (3.1):

$$V_{\text{проект.}} = 1,5 \cdot K_{\text{пвв}} \cdot m_{\text{пл.}}^{0,1} \cdot \frac{\Gamma_{(M+1)}}{a^{(M+1)}} \quad (3.1)$$

Де $V_{\text{проект.}}$ – витрати на проектування;

$K_{\text{пвв}} = 1,61$ – коефіцієнт, що враховує у витратах на проектування податки, обов'язкові внески та відрахування;

$m_{\text{пл.}}$ – маса планера літака та обладнанням та екіпажем, без урахування маси силової установки (формула 3.2)

$$m_{\text{пл.}} = m_{\text{кон.}} + m_{\text{обл.}} + m_{\text{с.н.}} = 19225 + 17784 + 400 = 37409 \text{ кг.} \quad (3.2)$$

$\Gamma_{(M+1)}$ – гама-функція, що залежить від величини максимальної швидкості польоту літака, приймаємо 0,926;

M – максмальна швидкість літака виражена в Махах;

a – параметр можливого відхилення від числа M , приймаємо 0,0351;

Підставимо значення:

$$V_{\text{проект.}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 37409^{0,1} \cdot \frac{0,926}{0,0351^{(0,89+1)}} = 1,724 \text{ млн \$} \quad (3.3)$$

Витрати на створення дослідних зразків літального апарату (формула):

$$V_{N.\text{виг.}} = 1,5 \cdot K_{\text{пвв}} \cdot N^{-0,2} \cdot m_{\text{пл.}}^{1,237} \cdot V_{\text{max}}^{0,699} \quad (3.4)$$

Де $V_{N.\text{виг.}}$ – Витрати на виробництво N -го прототипу літака;

N – порядковий номер дослідного зразка;

Підставимо значення:

$$V_{N.\text{виг.1}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 1^{-0,2} \cdot 37409^{1,237} \cdot 867^{0,699} = 123,98 \text{ млн \$}$$

$$V_{N.\text{виг.2}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 2^{-0,2} \cdot 37409^{1,237} \cdot 867^{0,699} = 107,93 \text{ млн \$}$$

$$V_{N.\text{виг.3}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 3^{-0,2} \cdot 37409^{1,237} \cdot 867^{0,699} = 99,5 \text{ млн \$}$$

Витрати на доведення і випробування дослідних зразків розраховуємо за формулою:

$$V_{\text{випр.}} = 1,5 \cdot 10^4 \cdot K_{\text{пвв}} \cdot n_{\text{зр}}^{-0,9} \cdot K_{\text{зс}} \cdot [1 + 0,01(n_{\text{зр}} - 1)] \quad (3.5)$$

Де $V_{\text{випр.}}$ – витрати на тестування і налаштування дослідних зразків літаків.;

$n_{\text{зр}} = 3$ – кількість дослідних зразків ЛА;

$K_{зс} = (L_p)^{-0,08} = (1268)^{-0,08}$ – коефіцієнт, який залежить від довжини потрібної злітної смуги;

Підставимо дані:

$$B_{\text{випр.}} = 1,5 \cdot 10^4 \cdot 1,61 \cdot 3^{-0,9} \cdot 1268^{-0,08} \cdot [1 + 0,01(3 - 1)] = 5,174 \text{ млн } \$$$

Загальні витрати ДКБ встановлюються відповідно до формули:

$$B_{\text{ДКБ}} = B_{\text{проект}} + B_{1,\text{виг.}} + B_{2,\text{виг.}} + B_{3,\text{виг.}} + B_{\text{випр.}} \quad (3.6)$$

Ввівши відповідні значення в задану формулу, ми отримаємо:

$$B_{\text{ДКБ}} = 1,724 + 123,98 + 107,93 + 99,5 + 5,174 = 338,3 \text{ млн } \$$$

Вартість проекту:

$$Ц_{\text{ДКБ}} = B_{\text{ДКБ}} \cdot 25\% = 338,3 \cdot 0,25 = 84,575 \text{ млн } \$ \quad (3.7)$$

3.3.2 Розрахунок витрат на серійне виробництво

Загальна середня вартість виробництва одного літака розраховується використовуючи таку формулу:

$$C_{\text{пов}} = C_{\text{вир}} + B_{\text{збут}} \quad (3.8)$$

Де $C_{\text{вир}}$ – заводська середня вартість одного літака з річного випуску в N штук;

$B_{\text{збут}}$ – внутрішньозаводські витрати, заплановані як 1,25% від вартості виробництва на заводі;

Заводська середня собівартість одного літака з річного обсягу без собівартості двигуна розраховується за формулою:

$$C_{\text{вир}} = B_{\text{мат}} + B_{\text{пв}} + B_{\text{со}} + B_{\text{зп}} + B_{\text{зв}} + B_{\text{овз}} + \text{ПВ} + \text{СВ} \quad (3.9)$$

Де $B_{\text{мат}}$ – вартість основних матеріалів, сировини та готових товарів для загального промислового використання та витрати на придбання напівфабрикатів;

$B_{\text{со}}$ – Витрати на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення;

$B_{\text{зп}}$ – витрати на заробітну плату працівників;

$B_{\text{зв}}$ – загальновиробничі витрати.

$B_{\text{овз}}$ – обов'язкові внески на річну програму випуску літаків;

ПВ – постановочні витрати;

СВ – спеціальні витрати;

Вартість основних матеріалів, сировини та готових продуктів для широкого промислового застосування, а також вартість закуплених напівфабрикатів розрахуємо використовуючи наступну формулу:

$$V_{\text{мат}} = 1,95 \cdot 10^4 \cdot m_k^{0,93} \cdot 0,9^{3,32lgN} \quad (3.10)$$

Де $m_k = 19225$ кг – маса конструкції літака;

N – річний обсяг випуску літаків, приймаємо 72 шт.

Підставимо значення:

$$V_{\text{мат}} = 1,95 \cdot 10^4 \cdot 19225^{0,93} \cdot 0,9^{3,32lg72} = 42,295 \text{ млн } \$$$

Вартість покупних виробів розраховуємо за формулою:

$$V_{\text{ПВ}} = 1,95 \cdot (-1280 + 2,37 \cdot V_{\text{max}} + 14,15 + m_{\text{пуст.л.}}) \cdot N^{-0,09} \quad (3.11)$$

Де $m_{\text{пуст.л.}}$ – маса пустого літака, приймаємо 65,1 т;

Підставимо значення:

$$V_{\text{ПВ}} = 1,95 \cdot (-1280 + 2,37 \cdot 867 + 14,15 + 65,1) \cdot 72^{-0,09} = 1,133 \text{ млн } \$$$

Затрати на створення спеціалізованого технічного обладнання обумовлені вагою фюзеляжу, об'ємом продукції, максимальною оперативною швидкістю, ступенем використання стандартизованого обладнання, мірою продовження конструктивних особливостей фюзеляжу, а також числом встановлених моторів.

Трудові витрати на виробництво, ремонт та реконструкцію спеціалізованого технологічного устаткування визначаємо відповідно до наступної формули:

$$T_k = 0,87 \cdot 1,05^n \cdot m_{\text{пуст.л.}} \quad (3.12)$$

Де $n = 2$ – кількість двигунів встановлених на одному ЛА;

Підставимо значення:

$$T_k = 0,87 \cdot 1,05^2 \cdot 65,1 = 62,4 \text{ млн. нормогодин.}$$

Розмір витрат на виробництво, ремонт і реставрацію спеціалізованого обладнання обчислюється використовуючи таку формулу:

$$T_{\text{осн.}} = T_k \cdot K_1 \cdot K_2 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot K_5 \quad (3.13)$$

Де K_1 – коефіцієнт, що враховує обсяг випуску:

$$K_1 = 2,77 \cdot 10^{-3} \cdot N + 0,64 = 2,77 \cdot 10^{-3} \cdot 72 + 0,64 = 0,84$$

K_2 – коефіцієнт, що враховує рівень застосування нормалізованої оснащення:

$$K_2 = 1,2 - 0,005 \cdot x = 1,2 - 0,005 \cdot 25 = 1,075 \text{ млн. нормо – год.}$$

$x = 25\%$ – рівень застосування нормалізованої оснастки у %, на серійних заводах;

K_3 – коефіцієнт, що враховує рівень спадкоємності створюваної конструкції:

$$K_3 = 10^{-2} \cdot \left(220 - \sqrt{250,6^2 - (X - 220)^2} \right) = 1$$

$X = 0\%$ – відсоток деталей конструкції, які перейшли з попередньої продукції, що виготовляється на цьому заводі, при $X = 0\% \rightarrow K_3 = 1$;

$K_4 = 1,48$ – коефіцієнт, що враховує виготовлення дублерів оснащення, її ремонт та відновлення;

$K_5 = 1$ – коефіцієнт, що враховує тип літака вертикального зльоту і посадки. У випадку літаків без можливості вертикального злету та посадки.

Підставимо значення:

$$T_{\text{осн.}} = 62,4 \cdot 0,84 \cdot 1,075 \cdot 1 \cdot 1,48 \cdot 1 = 83,4 \text{ млн. нормо – год.}$$

Розмір витрат на виробництво, ремонт і реставрацію спеціалізованого обладнання обчислюється використовуючи таку формулу:

$$CO = T_{\text{осн.}} \cdot \bar{C} \quad (3.14)$$

Де $\bar{C} = 2,5$ – вартість виробництва однієї нормо-години спеціального технологічного оснащення.

Підставимо значення:

$$CO = 83,4 \cdot 2,5 = 208500 \$$$

Тоді:

$$V_{CO} = \frac{CO}{N_1 + N_2} \quad (3.15)$$

Де N_1, N_2 – кількість літаків, запланованих до випуску в перший і другий роки серійного виробництва відповідно ($N_1 = 72, N_2 = 72$).

Підставивши отримані дані у формулу, розрахуємо повні витрати на виготовлення, ремонт та відновлення спеціального оснащення:

$$V_{CO} = \frac{208500}{72 + 72} = 1,447 \text{ млн \$}$$

Використовуючи наявні дані в заданій формулі, ми можемо визначити постановочні витрати на виробництво, ремонт і реставрацію спеціалізованого устаткування:

$$PV = 0,42 \cdot V_{CO} \quad (3.16)$$

$$PV = 0,42 \cdot 1,447 = 0,6 \text{ млн \$}$$

Обчислимо спеціальні витрати, що виникають у зв'язку з тестуванням літаків серійного виробництва:

$$CV = 0,31 \cdot V_{CO} \quad (3.17)$$

$$CB = 0,31 \cdot 1,447 = 0,448 \text{ млн } \$$$

Знаходимо суму основної та додаткової оплати праці виробничого персоналу, використовуючи наступну формулу:

$$V_{зп} = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 10^4 \cdot m_k^{0,903} \cdot M^{0,42} \cdot N^{-0,32} \cdot K_{пр} \quad (3.18)$$

Де $K_{пр}$ – коефіцієнт, який відображає зростання ефективності роботи персоналу в період з моменту створення ескізного проекту і попереднього визначення вартості літака до запуску в серійне виробництво:

$$K_{пр} = 1,08^{-5} = 0,68$$

Підставимо наявні значення у формулу:

$$V_{зп} = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 10^4 \cdot 19,225^{0,903} \cdot 0,89^{0,42} \cdot 72^{-0,32} \cdot 0,68 = 0,156 \text{ млн } \$$$

Загальновиробничі витрати розраховуються за формулою:

$$V_{зв} = 1,92 \cdot V_{зп} \cdot (3,04 \cdot N^{-0,129} + 3,701 \cdot N^{-0,359}) \quad (3.19)$$

Підставимо значення:

$$V_{зв} = 1,92 \cdot 0,156 \cdot (3,04 \cdot 72^{-0,129} + 3,701 \cdot 72^{-0,359}) = 0,763 \text{ млн } \$$$

Обов'язкові внески для щорічної програми виробництва літаків розраховуються наступним чином:

$$V_{ОВЗ} = \frac{L_{ОВЗ} \cdot ЗП \cdot N}{100} \quad (3.20)$$

Де $L_{ОВЗ} = 22\%$ – загальний розмір обов'язкових внесків, що нараховуються на заробітну плату працівників усіх категорій;

ЗП – витрати на основну заробітну плату та додаткові виплати працівникам різних категорій виробничого персоналу, які враховуються у середній вартості виробництва одного літака на заводі.

$$ЗП = K_{зп} \cdot (V_{CO} + ПР + СВ + V_{зп} + V_{зв}) \quad (3.21)$$

Де $K_{зп} = 0,235$ – пропорція витрат на заробітну плату працівників усіх категорій виробничого персоналу у загальних витратах на спеціальне устаткування, підготовчі роботи, випробування, основну та додаткову оплату праці, а також на опосередковані витрати основного виробництва та загальнозаводські непрямі витрати.

Підставимо значення:

$$ЗП = 0,235 \cdot (1,447 + 0,6 + 0,448 + 0,156 + 0,763) = 2,07 \text{ млн } \$$$

Визначені внески для щорічної програми випуску літаків становлять:

$$V_{ОВЗ} = \frac{0,22 \cdot 2,07 \cdot 72}{100} = 0,327 \text{ млн } \$$$

Склавши разом витрати за всіма пунктами, ми отримаємо розмір середньої вартості виробництва одного літака:

$$C_{\text{ВИР}} = 42,295 + 1,133 + 1,447 + 0,156 + 0,763 + 0,327 + 0,6 + 0,448 \\ = 47,169 \text{ млн } \$$$

Загальна середня вартість виробництва одного літака з річного виробництва, що складає 72 одиниці без урахування вартості двигунів, дорівнює:

$$C_{\text{ПОВ}} = 1,1 \cdot C_{\text{ВИР}} = 1,1 \cdot 47,169 = 51,88 \text{ млн } \$ \quad (3.22)$$

Очікуваний дохід від масового виробництва літака:

$$P_{\text{ЛА}} = P \cdot \frac{C_{\text{ПОВ}}}{100} \quad (3.23)$$

Де $P = 35\%$ – Прогнозована прибутковість від продажу кожного літака на заводі масового виробництва.

Підставивши наявні значення у відповідну формулу, отримаємо результат:

$$P_{\text{ЛА}} = 35 \cdot \frac{51,88}{100} = 18,15 \text{ млн } \$$$

За даними, що містяться на веб-ресурсах, ціна на двигун CFM International LEAP-1A становить 14,5 мільйонів доларів

Витрати на виробництво одного літака з двома двигунами:

$$C_{\text{ЛА}} = C_{\text{ПОВ}} + V_{\text{д}} = 51,88 + 2 \cdot 18,15 = 88,18 \text{ млн } \$ \quad (3.24)$$

Середня прогнозована вартість літака з урахуванням вартості двигуна:

$$C_{\text{ЛА}} = C_{\text{ЛА}} + P_{\text{ЛА}} = 88,18 + 18,15 = 106,3 \text{ млн } \$ \quad (3.25)$$

Після врахування податку на прибуток завод має тільки чистий прибуток, який можна розрахувати за наступною формулою:

$$P_{\text{ЛА.ЧИСТ.}} = 0,82 \cdot P_{\text{ЛА}} = 0,82 \cdot 18,15 = 14,883 \text{ млн } \$ \quad (3.26)$$

Розрахована остаточна рентабельність:

$$P = \frac{P_{\text{ЛА.ЧИСТ.}}}{C_{\text{ЛА}}} = \frac{14,883}{106,3} = 14\% \quad (3.27)$$

3.4 Оцінка ефективності виробництва літака в залежності від обсягів їх реалізації на ринках збуту

3.4.1 Визначення точки беззбитковості

Точка беззбитковості визначає обсяг продажу літаків, який необхідний для покриття усіх витрат на їх виробництво. Після досягнення цієї точки, будь-які додаткові доходи від продажу можуть вважатися чистим прибутком компанії.

В загальну вартість виробництва літака входять змінні витрати, які залежать від кількості вироблених літаків, такі як матеріали, комплектуючі, заробітна плата виробничого персоналу, та амортизація обладнання [9]. Також є постійні витрати, які не змінюються зі зміною обсягу виробництва, наприклад, витрати на розвиток, управління та інші непрямі витрати. Виручка від продажу літаків повинна перевищувати суму цих двох типів витрат для досягнення беззбитковості (формула 20).

$$N_{\text{ТБ}} \cdot P_{\text{ЛА}} = V_{\text{пост.}} + V_{\text{зм}} \cdot N_{\text{ТБ}} \quad (3.28)$$

Де $N_{\text{ТБ}}$ – Обсяг виробництва літаків, після досягнення якого сукупний чистий прибуток компанії виходить за межі її загальних витрат.

$P_{\text{ЛА}} = 18,15$ млн \$ – Плановий прибуток від серійного виробництва літака;

$V_{\text{пост.}} = 84,575$ млн \$ – Постійні витрати;

$V_{\text{зм}}$ – Змінні витрати компанії, які змінюються в залежності від кількості виготовлених літальних апаратів, включаючи витрати на сировину, матеріали, комплектуючі, оплату праці виробничого персоналу та амортизацію обладнання.

У цьому розрахунку середні змінні витрати на виробництво одного літака визначаються за допомогою формули (21), яка дозволяє їх обчислити:

$$V_{\text{зм}} = V_{\text{мат.}} + V_{\text{пв.}} + V_{\text{со}} + V_{\text{зп.}} \quad (3.29)$$

Відповідно до обчислення витрат, пов'язаних з масовим виробництвом:

$$V_{\text{зм}} = 42,295 + 1,133 + 1,447 + 0,156 = 45 \text{ млн } \$$$

Виконаємо обчислення кількості літаків, які потрібно випустити для того, щоб зароблений прибуток покрити усі витрати, тобто визначимо точку беззбитковості. Для цього переформулюємо зазначену вище формулу (22):

$$N_{\text{ТБ}} = \frac{V_{\text{пост.}}}{V_{\text{зм}} - P_{\text{ла}}} \quad (3.30)$$

Підставимо у отриману формулу наявні дані у формулу (3.30):

$$N_{\text{ТБ}} = \frac{84,575}{45 - 18,15} = 3,14 \approx 4 \text{ шт.}$$

Точку беззбитковості можна визначити графічно, як проекцію точки перетину двох прямих: прямої прибутку від реалізації виробленої продукції (проданих літаків) та прямої повних витрат на виробництво літаків (змінні витрати + постійні витрати) (Рисунок 5).

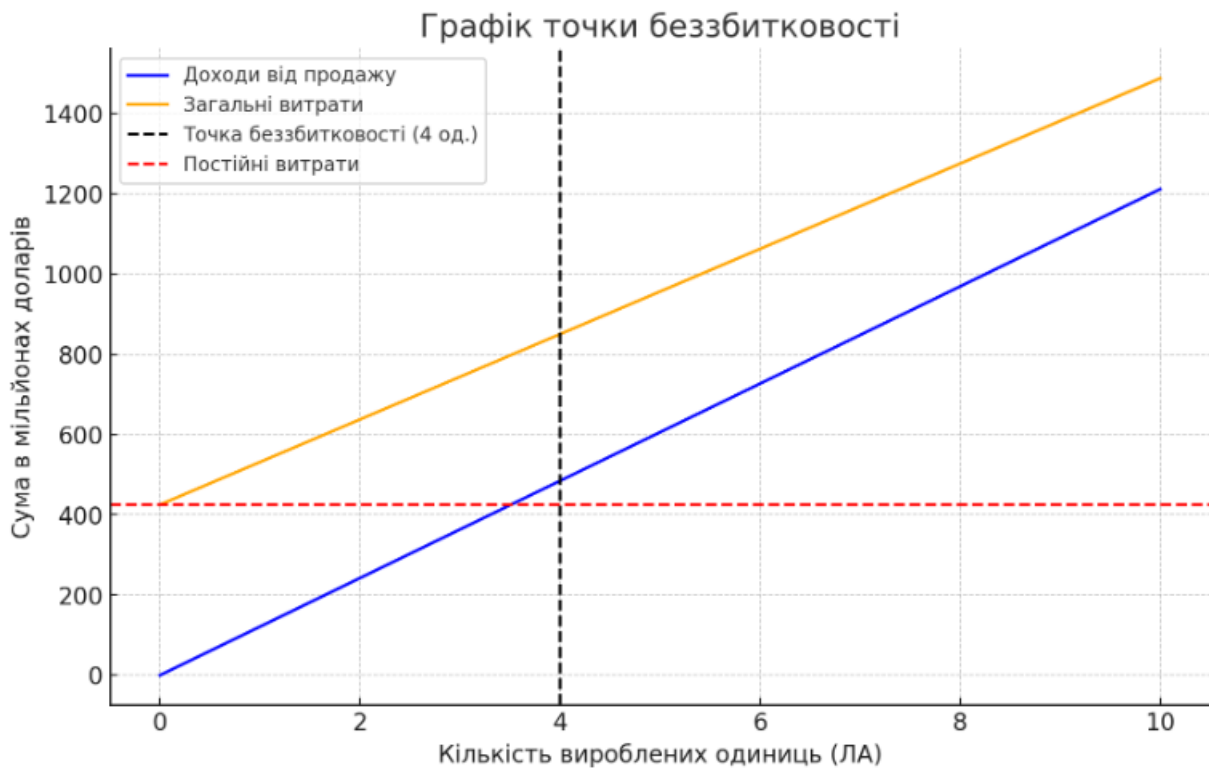


Рисунок 30 – Графік беззбитковості

3.5 Висновок економічної частини

Витрати дослідницького та проектного бюро на розробку та випробування літака становлять 47,169 мільйонів доларів. Очікується, що середня вартість одного літака буде 106,3 мільйонів доларів, що включає в себе виробничі витрати, ціну двигуна та прибуток. Чистий прибуток від продажу кожного літака оцінюється в 14,883 мільйонів доларів, що дорівнює рентабельності у 14%. За планом, протягом перших двох років обсяг виробництва складе 72 літаки на рік. Проект досягне точки беззбитковості після продажу чотирьох літаків, після чого кожен наступний продаж буде приносити компанії чистий прибуток.

4. СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

4.1 Дослідження паливної ефективності сучасних середньомагістральних літаків

Паливне споживання є однією з основних витрат для будь-якої авіакомпанії, тому авіаперевізники повинні зосередити свою увагу на цьому для забезпечення своєї прибутковості. У цьому брошурі розглядаються всі значущі операційні змінні, які впливають на економію пального для поточного асортименту літаків Airbus.

Аналіз показує, що існує багато факторів, що впливають на споживання пального, і потенційні вигоди і втрати є величезними. Більшість цих факторів безпосередньо контролюються працівниками авіакомпаній (екіпажем, операторами диспетчерської служби, технічним персоналом і т.д.).

Також бачиться, що те, що є корисним для одного типу літака, не обов'язково є корисним для іншого, і деякі уявлення щодо найкращих технік для економії пального є невірними.

Нарешті, для економічно ефективної авіакомпанії основні функції наступні:

- Якісне планування польоту на основі достовірних даних.
- Правильна завантаженість літака (вага палива та ЦГ).
- Аеродинамічно чистий літак.
- Оптимальне використання систем (APU, витяг, закритки / засувки, шасі тощо).
- Процедури польоту з використанням швидкостей та висот, що відповідають економічним пріоритетам компанії.
- Використання FMGS у керованому режимі.
- Використання факторів продуктивності в плануванні польоту та у FMGS, які отримані з програми моніторингу продуктивності літака.

Конкурентний і дерегульований авіаційний ринок, а також страх перед зростанням цін на паливо змусили авіакомпанії розуміти, наскільки важливо працювати над споживанням пального свого флоту. Тому усі можливі шляхи та засоби зменшення витрат на паливо повинні бути розглянуті, з безпекою як, звичайно, першочерговим пріоритетом у будь-якій авіаційній діяльності.

4.2 Методи підвищення паливної ефективності сучасних середньомагістральних літаків

4.2.1 Позиція центру ваги літака

Центр ваги (ЦВ) літака є критичним елементом, який визначає його стабільність під час польоту. Загальна вага літака складається з сухої операційної ваги, вантажу та палива. Позиція ЦВ визначається за допомогою балансової таблиці, яка враховує розподіл палива та вантажу. Важливо, щоб центр ваги знаходився в межах, відомих як "оболонка центру ваги", оскільки неправильне розташування може вплинути на стабільність літака та споживання пального.

4.2.1.1 Автоматичне управління центром ваги літака

Корпорація AIRBUS розробила систему перекачування палива з резервуару регулювання для автоматичного контролю положення центру ваги літака. Ця система, встановлена на обраних моделях літаків А300 та А310, а також на всіх А330 та А340, належить до передових інженерних досягнень авіаційної технології.

Під час крейсерського польоту система забезпечує оптимізацію положення центру ваги з метою зниження опору повітря, що призводить до економії палива. Для цього вона здійснює перекачування палива до або з резервуару регулювання, що призводить до зміни положення центру ваги. Екіпаж також може вручну керувати процесом перекачування палива вперед.

Управління та контроль палива здійснюється за допомогою Комп'ютера управління та контролю палива (FCMC), який безперервно розраховує положення центру ваги в польоті [13]. За допомогою цих розрахунків FCMC визначає кількість палива, яке потрібно перекачати, щоб підтримувати центр ваги в межах заданих параметрів.

Ця система дозволяє здійснювати ефективне управління центром ваги під час польоту, що сприяє оптимізації експлуатаційних показників літака та забезпечує економічну вигоду для авіаперевізників.

Наведений нижче графік (рисунок 31) відображає зміну споживання палива, вираженого в термінах конкретного діапазону (морські милі на кілограм палива), для положень центру ваги вперед (20%) та назад (35%) у порівнянні з середнім положенням центру ваги (27%) на крейсерській швидкості.

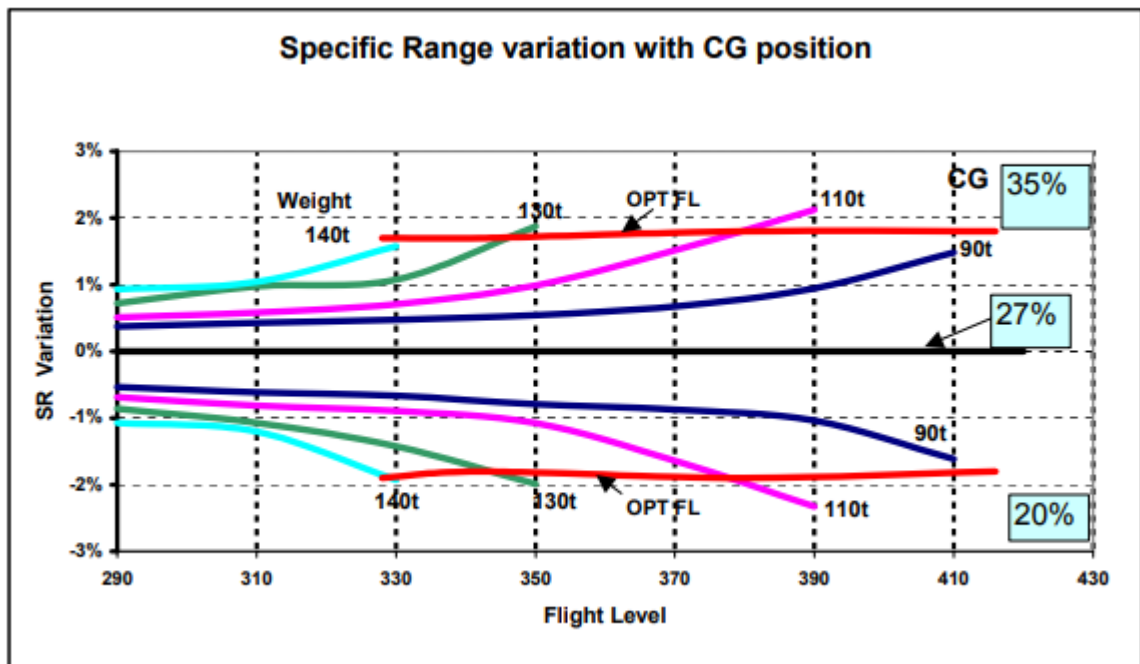


Рисунок – 31 – Графік зміни споживання палива

На цьому графіку, який стосується моделі А310, видно перевагу польоту з заднім центром ваги. Також представлені лінії оптимальної висоти, які показують стійкий вплив центру ваги на цій висоті, практично не змінюючись зі зміною ваги літака. Інші моделі літаків мають схожі криві з аналогічними характеристиками оптимальної висоти (за винятком сімейства А320). Нижче наведено таблицю (27), яка узагальнює вплив центру ваги на конкретний діапазон при оптимальній висоті:

Таблиця 27 – вплив положення центру ваги на паливну ефективність

Aircraft Type	Aft CG(35-37%)	Fwd CG(20%)
A300-600	+1.7%	-0.9%
A310	+1.8%	-1.8%
A330	+0.5%	-1.3%
A340	+0.6%	-0.9%

На максимальній висоті, відзначається більше збільшення споживання палива до 1% згідно з таблицею. Проте, жодних переваг не спостерігається, оскільки конкретний діапазон (SR) є меншим з заднім центром ваги на максимальній висоті, ніж з середнім центром ваги на оптимальній висоті.

Для літаків, які не обладнані автоматичним управлінням центром ваги, може бути недосяжним реалізація всіх цих переваг через природне переміщення центру ваги вперед і назад під час польоту через споживання палива. Крім того,

завантаження цих літаків максимальним паливом з заднім центром ваги може виявитися складним завданням.

Сімейство A320 демонструє відмінності в зміні конкретного діапазону при зміні центру ваги порівняно з іншими літаками. Задній центр ваги призводить до меншого конкретного діапазону на рівні FL290, але з кращими показниками на вищих рівнях польоту [13]. Варіація конкретного діапазону також є значно меншою, через складну взаємодію декількох аеродинамічних ефектів. Тому, конкретний діапазон можна вважати ефективно сталим незалежно від положення центру ваги, що робить завантаження менш критичним для паливної економії в сімействі A320.

Для повного оцінювання загального впливу зміни центру ваги на споживання палива, воно повинне бути розглянуте на всьому польоті. Наведена таблиця демонструє збільшення споживання палива з більш переднім центром ваги. Вона виражена у кілограмах на 1000-навігаційні милі за сектор при збільшенні центру ваги на 10% для випадку максимальної зміни (велика вага, велика висота польоту) без зміни центру ваги в польоті. Додатково, таблиця (28) надає приріст палива в кілограмах для переднього (20%) положення порівняно з заднім (35 або 37%) для типового сектору.

Таблиця 28 – збільшення споживання палива відносно переднього центру тяжіння

Aircraft types	Fuel increment KG/1000nm/10%CG	Typical Sector distance (nm)	Fuel increment per sector (kg)
A300-600	240	2000nm	710
A310	110	2000nm	330
A319/A320/A321	Negligible	1000nm	Negligible
A330-200	70	4000nm	480
A330-300	90	4000nm	600
A340-200	90	6000nm	900
A340-300	80	6000nm	800
A340-500	150	6000nm	1550
A340-600	130	6000nm	1300

4.2.2 Злітна вага

Ще одним способом зекономити паливо є уникнення зайвої ваги при зльоті, яка складається з ваги порожнього літака, плюс вантаж та паливо. Крім того, точне знання ваги є важливим фактором для забезпечення виконання прогнозування споживання палива [13]. Це надає пілотам впевненість у планах польоту, тим самим зменшуючи схильність до перевезення зайвого палива.

4.2.2.1 Ефект Перевантаження

При польоті на певній висоті, за певної температури і швидкості, специфічний діапазон залежить від ваги літака. Чим важчий літак, тим більше палива йому потрібно. Крім того, під час підйому можна зекономити паливо, оскільки літак швидше досягне оптимальної висоти, якщо він буде легшим. Вплив перевантаження на паливні витрати під час польоту показано на графіку, де показано збільшення специфічного діапазону з вагою та висотою [13]. На графіку також представлені максимальні та оптимальні висоти польоту, а також вибрані підоптимальні рівні польоту. Наприклад, якщо оптимальна висота польоту для літака складає трохи менше FL 350 при вазі 220 тонн, обираючи FL 330, навантаження вище максимального зменшить специфічний діапазон приблизно на 1,2%.

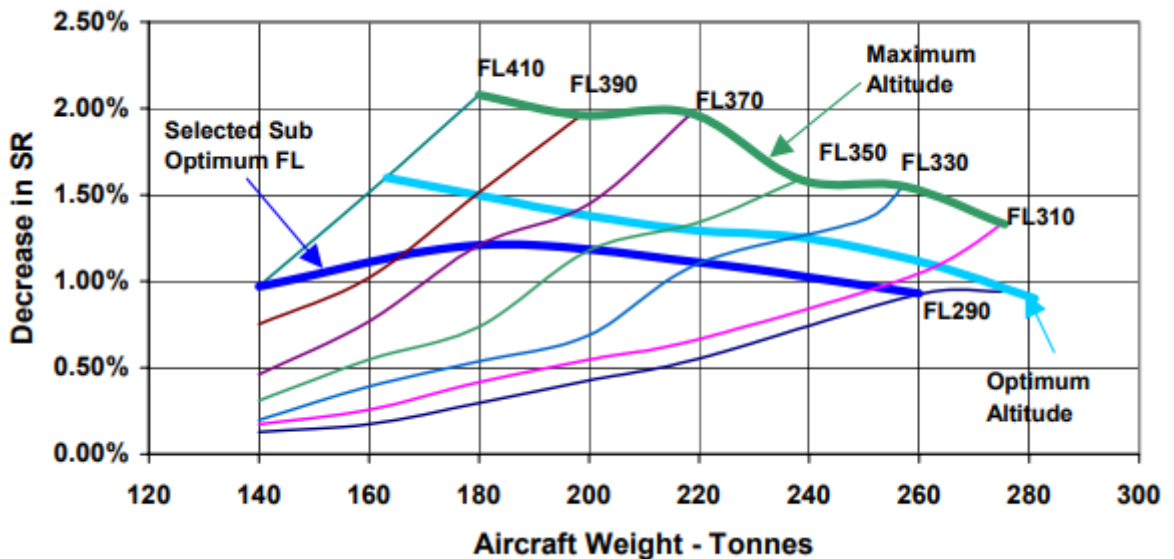


Рисунок 32 - Збільшення споживання палива за надлишкову вагу 1% від максимальної злітної маси A340-313 ISA MN 0.82

Характерні криві інших моделей літаків мають схожі показники. Розрахунки впливу ваги на специфічний діапазон для всіх літаків Airbus показують, що за кожне збільшення ваги на 1% від максимальної взлітної маси специфічний діапазон знижується у середньому на 1%.

Підвищена вага літака впливає не лише на споживання палива під час польоту, але й на запаси палива, що необхідні для конкретної місії. У таблиці (30) показано, як збільшення ваги на 1 тону на кожні 1000 миль, або на 1% від максимальної взлітної маси впливає на споживання палива для типового рейсу на оптимальній висоті при максимальній кількості пасажирів.

Таблиця 30 – відношення злітної маси до витрати палива

Aircraft types	Payload	Weight Increase	Stage	Fuel Penalty 1000nm/t	Fuel penalty per sector	Extra Reserves
A300-600	31000 kg	1705 kg	2000 Nm	93 kg	320 kg	100 kg
A310-300	26560 kg	1500 kg	2000 Nm	80 kg	240 kg	90 kg
A318	14650 kg	640 kg	1000 Nm	47 kg	30 kg	30 kg
A319	13000 kg	590 kg	1000 Nm	85 kg	50 kg	40 kg
A320	17200 kg	735 kg	1000 Nm	82 kg	60 kg	45 kg
A321	19100 kg	890 kg	1000 Nm	62 kg	55 kg	50 kg
A330-200	29800 kg	2300 kg	4000 Nm	49 kg	460 kg	100 kg
A330-300	29800 kg	2300 kg	4000 Nm	47 kg	440 kg	100 kg
A340-200	29000 kg	2535 kg	6000 Nm	74 kg	1130 kg	170 kg
A340-300	29000 kg	2535 kg	6000 Nm	87 kg	1330 kg	230 kg
A340-500	35700 kg	3680 kg	6000 Nm	64 kg	1410 kg	210 kg
A340-600	42250 kg	3650 kg	6000 Nm	65 kg	1420 kg	210 kg

4.2.2.2 Вага літака в експлуатації

Вага порожнього літака (Operating Empty Weight, OEW) включає вагу літака, визначену виробником, а також додаткові елементи, які додаються оператором. До таких елементів належать екіпаж, їхній багаж, невикористовуване паливо, моторне масло, аварійне обладнання, хімікати та рідини для туалетів, конструкція кухні, обладнання для харчування, сидіння, документація тощо [13].

Вага нових літаків, навіть у межах одного флоту, може значно варіюватися через зміни в специфікаціях, відмінності у збірці та нормальні відхилення. Крім того, літаки зазвичай стають важчими протягом свого експлуатаційного життя через ремонтні роботи, бюлетені з обслуговування, модернізації обладнання, накопичення бруду, сміття та вологи, а також зайвого обладнання та запасів.

Ці зміни у вазі вимагають регулярного моніторингу для планування польотів. В більшості випадків збільшення ваги є неминучими і не можуть бути контрольовані на експлуатаційному рівні. Проте авіакомпанія повинна бути уважною до цих проблем і докладати зусиль для уникнення зайвої ваги, такої як бруд, сміття та непотрібне обладнання. Важливо зазначити, що 100 кг зайвої ваги вимагає додаткових 5000 кг палива на рік на один літак.

4.2.2.3 Корисне навантаження

Корисне навантаження (Payload) є ключовим компонентом взлітної ваги з точки зору авіакомпаній. До нього входять пасажирів та вантаж. Загалом, вага пасажирів, ручної поклажі та зареєстрованого багажу визначається правилами експлуатації, встановленими органами, такими як JAA або FAA [13]. Більшість операторів використовують стандартні ваги, хоча можуть бути використані інші значення, якщо їх можна статистично підтвердити шляхом опитувань. В цілому, оператор не може значно змінити ситуацію, але повинен бути обізнаним з правилами та їхньою дійсністю. Якщо ваги не здаються відповідними, оператор повинен розглянути можливість проведення опитування.

Оскільки кожний вантаж зважується, єдиний вплив, який він може мати на економію палива, це його розташування, а отже, і центр ваги літака.

4.2.2.4 Заправлене паливо

Паливо заправляється на борт літака для використання в таких цілях:

1. Запуск двигунів
2. Рулювання
3. Основний політ
4. Резервне паливо
5. Паливо для транспортування
6. Паливо для допоміжної силової установки (APU)

Для уникнення зайвої ваги палива політ має бути ретельно спланований, щоб розрахувати точну кількість палива, яку потрібно заправити. Планування польоту повинне базуватися на моніторингу продуктивності літака з урахуванням факторів продуктивності, отриманих з варіацій специфічного діапазону [13]. Крім того, планування повинне базуватися на відповідних оптимізованих методах, використовуючи найкращі досяжні маршрути та

4.2.2.5 Планування польотів

Основною вимогою для досягнення економії палива та зниження експлуатаційних витрат є якісна система планування польотів.

Ефективна система планування польотів забезпечить оптимізований маршрут з точки зору траєкторії, швидкості та висоти, який відповідатиме економічним критеріям оператора. Ця траєкторія та вертикальний профіль повинні бути досяжними в реальних умовах, враховуючи обмеження, пов'язані з управлінням повітряним рухом, швидкостями набору висоти та зниження тощо.

Техніки набору висоти, крейсерського польоту та зниження, а також крейсерські рівні польоту повинні бути оптимізовані відповідно до критеріїв оператора як для основного польоту, так і для відхилення. Це детально розглядається у даному документі [13].

Планування польоту повинне базуватися на якісних даних (температура, вітер, вага літака, корисне навантаження, заправлене паливо тощо) і враховувати правильну продуктивність літака, включаючи індивідуальні фактори продуктивності літака, отримані з поточної програми моніторингу продуктивності літака.

Після встановлення технік набору висоти, крейсерського польоту та зниження слід час від часу перевіряти, чи екіпажі літаків використовують ці техніки.

Запаси палива повинні базуватися на політиці, яка націлена на отримання мінімальних значень, необхідних згідно з нормативними вимогами.

У межах JAR OPS є кілька визначень резервного палива, залежно від запасних аеродромів, моніторингу споживання палива тощо. Детальна інформація міститься у документі "Знайомство з продуктивністю літака", але коротко кажучи, резервне паливо є більшим з двох величин:

1. 5 хвилин польоту на висоті 1500 футів над місцем призначення за стандартних атмосферних умов (ISA)
2. Одна з наступних кількостей:
 - 5% палива для основного польоту,
 - 3% палива для основного польоту з доступним запасним аеропортом на маршруті
 - 15 хвилин польоту на висоті 1500 футів над місцем призначення за стандартних атмосферних умов (ISA)
 - 20 хвилин палива для основного польоту, виходячи зі споживання палива під час польоту.

Останні три опції вимагають схвалення льотної придатності, а останні дві опції вимагають моніторингу споживання палива на основі отриманих результатів. Залежно від відстані польоту існує мінімальний резерв палива, який необхідно враховувати.

Наступні графіки показують різну кількість палива на різні відстані для A320.

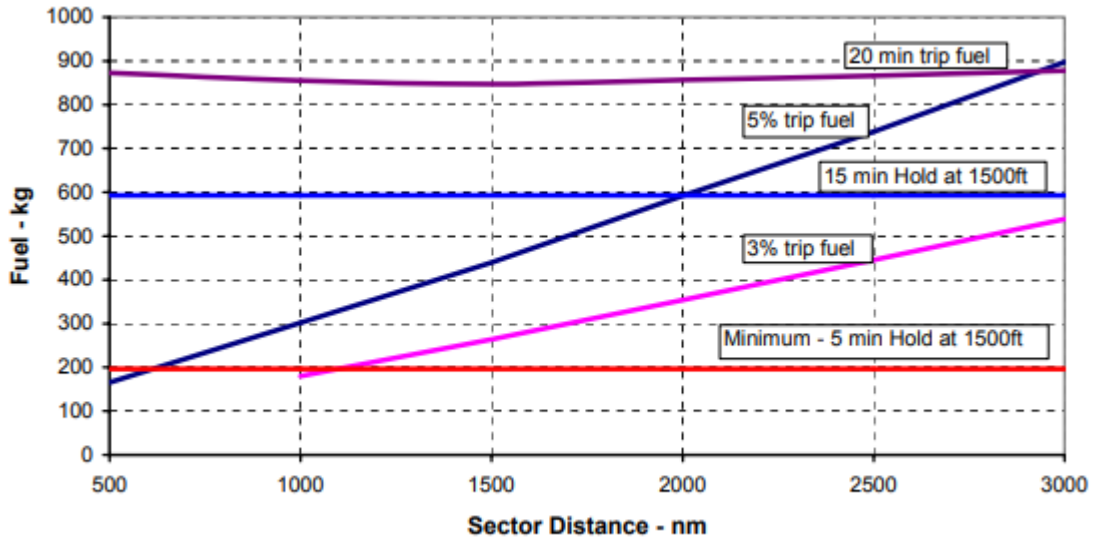


Рисунок 33 - Тривалість польоту Airbus A320

4.2.3 Руління

Для ефективного планування витрат палива необхідно мати точні оцінки часу руління. Слід постійно моніторити фактичний час руління і за потреби коригувати стандартні оцінки. Хоча робота реактивних двигунів оптимізована для польотних умов, усі літаки проводять значний час на землі, руляючи від терміналу до злітної смуги і назад. Через завантаженість аеропортів та їх збільшені розміри цей час зростає, що призводить до марнування часу і палива [13].

Руління на одному двигуні для двомоторних літаків або на двох двигунах для чотиримоторних літаків може зменшити витрати палива. Але оскільки руління на одному двигуні потребує більшої тяги на кожен двигун для маневрування, слід бути обережним, щоб уникнути надмірного струменевого потоку та потрапляння сторонніх предметів у двигун (FOD). Більше тяги необхідно для відриву від місця стоянки та виконання поворотів на 180 градусів.

На двомоторних літаках повільні та/або тісні повороти в напрямку працюючого двигуна можуть бути неможливими за високої злітної ваги [13].

Руління на одному двигуні також можна розглядати за низької ваги, щоб уникнути надмірного використання гальм для контролю прискорення при роботі всіх двигунів. Це використання гальм може бути шкідливим для терміну служби вуглецевих гальм.

У таблиці наведено переваги руління на одному двигуні протягом 8 з 12 хвилин загального часу руління, залишаючи 4 хвилини на прогрівання двигуна.

Таблиця 30 – економія палива при рулінні.

Aircraft types	12 minutes taxi (all engines)	12 minutes taxi (8 with engine out)	Engine Out taxi savings
A300-600	300kg	200kg	100kg
A310	240kg	160kg	80kg
A318	120kg	80kg	40kg
A319	120kg	80kg	40kg
A320	138kg	92kg	46kg
A321	162kg	108kg	54kg
A330	300kg	200kg	100kg
A340-200/300	300kg	250kg	50kg
A340-500/600	420kg	350kg	70kg

4.2.4 Транспортування Палива

Зазвичай для економії палива рекомендується мати на борту мінімально необхідну кількість для заданого маршруту. Однак, існують випадки, коли вигідно брати більше палива. Це відбувається тоді, коли ціна палива в пункті призначення значно вища, ніж у пункті відправлення [13].

Проте, додаткове паливо на борту призводить до збільшення витрат палива під час польоту, тому точка беззбитковості повинна бути ретельно визначена (формула 4.1).

$$K = \frac{\Delta TOW}{\Delta LW} \quad (4.1)$$

Де K – коефіцієнт транспортування.

Коефіцієнт транспортування (K) визначає, скільки додаткового палива потрібно для перевезення однієї тонни палива до місця призначення. Наприклад, якщо $K = 1.3K$ і додається 1300 кг палива на початку польоту, то це призведе до того, що 1000 кг цього палива залишиться на борту при прибутті [13]. Таким чином, перевезення однієї тони палива коштує 300 кг додаткового палива.

Додаткова вартість завантаженого палива при вильоті становить **(Вага пального x ціна пального на виході)** формула (4.2):

$$(\Delta TOW \cdot P_d = \Delta LW \cdot K \cdot P)_d \quad (4.2)$$

Економія витрат на паливо, що транспортується **(Перевезено пального x ціна перевезення)** формула (4.3):

$$(\Delta LW \cdot P)_a \quad (4.3)$$

Витрати через можливе збільшення часу польоту **(Збільшення часу польоту x вартість години)** формула (4.4):

$$(\Delta T \cdot C)_h \quad (4.4)$$

Перевозити додаткове пальне вигідно, якщо економія коштів перевищує вартість додатково завантаженого пального плюс додаткові витрати часу

$$(\Delta LW \cdot P)_a > (\Delta TOW \cdot P_d = \Delta LW \cdot K \cdot P)_d + (\Delta T \cdot C)_h$$

Тобто:

$$\Delta LW(P_a - K \cdot P_d) - (\Delta T \cdot C_h) > 0$$

Отже, якщо $\Delta T = 0$, то вигідно перевозити додаткове паливо, якщо відношення ціни на паливо в пункті прибуття до ціни на паливо в пункті відправлення є вищим за транспортний коефіцієнт K .

$$\frac{P_a}{P_d} > K$$

Таким чином, перевезення додаткового палива може мати сенс, коли існує різниця в цінах на паливо між двома аеропортами. Графіки в FCOM допомагають визначити оптимальну кількість палива для перевезення в залежності від початкової злітної ваги (без додаткового палива), довжини етапу крейсерської швидкості польоту і співвідношення цін на паливо. Наступний графік є прикладом для літака A320.

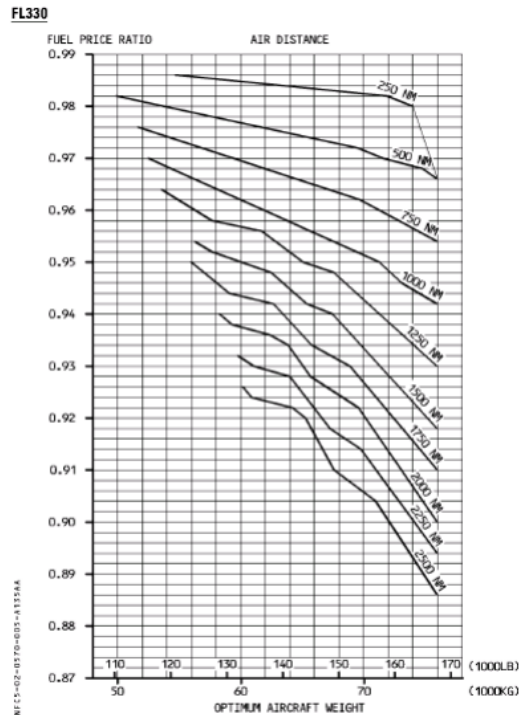


Рисунок 34 – Оптимальна Маса літака

4.2.5 Погіршення Аеродинаміки

Однією з найбільших проблем, що призводять до збільшення витрат палива, є підвищений опір, який виникає через поганий стан планера [13]. Нормальне аеродинамічне погіршення літака з часом може включати неповне втягування рухомих поверхонь, пошкоджені ущільнення на керованих поверхнях, шорсткість і деформацію обшивки внаслідок зіткнень з птахами або пошкоджень, завданих наземними транспортними засобами, пошкоджене фарбування, невідповідність дверей і надмірні зазори. Кожне з цих пошкоджень збільшує опір, що, в свою чергу, підвищує витрати палива.

Запобігання збільшенню опору

Для зменшення витрат палива необхідно підтримувати планер в належному стані, своєчасно ремонтувати та усувати всі пошкодження, які можуть впливати на аеродинаміку літака. Це включає:

- Регулярний огляд та обслуговування рухомих поверхонь для забезпечення їх повного втягування.
- Відновлення та заміна пошкоджених ущільнень на керованих поверхнях.
- Відновлення обшивки після зіткнень з птахами або пошкоджень наземними транспортними засобами.

- Ремонт або повторне фарбування пошкоджених ділянок.
- Зміна невідповідних дверей та усунення надмірних зазорів.

У наступній таблиці наведено найвищий ефект погіршення в кожній категорії для трьох сімейств літаків як збільшення споживання палива в секторі в кг на основі типових показників використання.

Таблиця 31 – ефекти від пошкоджень

Category	Condition	A300/310	A320 Family	A330/340
Misrigging	Slat 15mm	90	60	270
Absence of Seals	Flap (chordwise)	30	14	90
Missing Part (CDL)	Access Door	50	13	150
Mismatched Surface	Fwd Cargo Door 10mm step for 1m	20	11	80
Door seal leakage	Fwd Pax Door 5cm	2	1	5
Skin Roughness	1 m ²	21	13	105
Skin Dents	Single	2	1	2
Butt joint gaps	Unfilled	0.2	0.1	0.6
Butt Joint Gaps	Overfilled	3	2	7
External Patches	1 m ² 3mm high	6	3	16
Paint Peeling	1 m ² leading edge slat	12	8	57
	Sector Distance	2000nm	1000nm	4000/6000nm

4.2.5 Круїз

Крейсерська фаза польоту є найважливішою з точки зору економії палива. Оскільки для літаків, що виконують середньомагістральні та далекомагістральні рейси, ця фаза є найдовшою, дотримання правильної дисципліни може призвести до значної економії палива. Тому особливу увагу потрібно приділяти саме цій фазі польоту. Дві змінні, які найбільше впливають на витрати палива в крейсерській фазі, це крейсерська швидкість (істинна повітряна швидкість або число Маха) та висота польоту. На наведеному графіку показано їх вплив на витрати палива на одному секторі за умови стандартних процедур набору висоти та зниження.

Правильний вибір крейсерських параметрів є основою для мінімізації витрат палива або експлуатаційних витрат. Загалом, літаки споживають менше палива при повільнішому польоті або на більшій висоті. Проте ці закони мають свої межі. Польоти на нижчих швидкостях, ніж максимальна економічна швидкість, збільшують загальні витрати палива, так само як і польоти на висотах, вищих за оптимальні [13].

4.2.5.1 Оптимальна висота польоту

Вивчаючи зміну швидкості польоту з висотою при постійному числі Маха, очевидно, що для кожної маси існує висота, на якій швидкість польоту максимальна. Ця висота називається "оптимальною висотою" (рисунок 35).

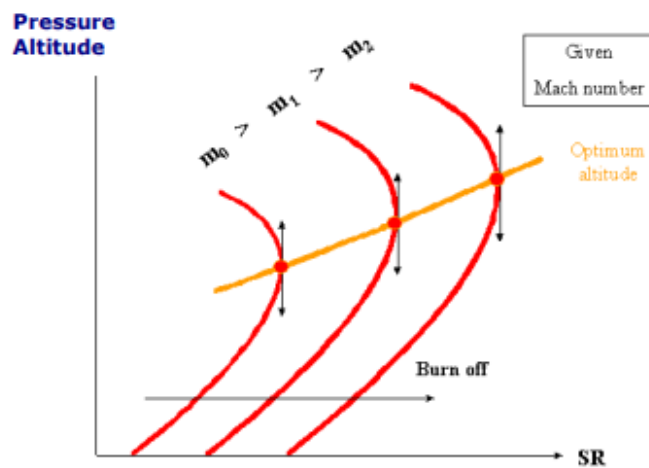


Рисунок 35 – Оптимальна висота за постійного числа Маха

Коли літак летить на оптимальній висоті, він експлуатується з максимальним відношенням підйомної сили до лобового опору, що відповідає обраному числу Маха (Рисунок 36) [13].

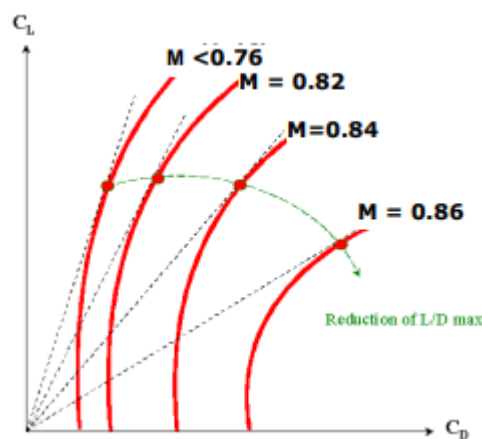


Рисунок 36 – Поляра

Коли літак летить на великій швидкості, полярна крива залежить від вказаного числа Маха і зменшується зі збільшенням числа Маха. Отже, для кожного числа Маха існує своє значення $(C_L/C_D)_{max}$, яке зменшується зі збільшенням числа Маха [13].

Коли літак знаходиться на крейсерській висоті для даного числа Маха, коефіцієнт підйому C_L залишається фіксованим і відповідає максимальному значенню C_L для вибраного числа Маха. Як наслідок, змінними елементами є вага та зовнішній статичний тиск P_s на оптимальній висоті. Формула (4.5), яка описує крейсерський політ на оптимальній висоті, є наступною:

$$\frac{m}{P_s} = const \quad (4.5)$$

Для мінімізації витрат палива, літак повинен літати на оптимальній висоті. Однак це не завжди можливо. Обмеження продуктивності, такі як швидкість набору висоти або доступна крейсерська тяга, можуть призвести до максимальної висоти нижче оптимальної. При низькій вазі оптимальна висота може перевищувати максимальну сертифіковану висоту. Крім того, обмеження Управління повітряним рухом можуть впливати на обраний рівень польоту.

Наступна таблиця (32) показує питомі втрати дальності при польоті не на оптимальній висоті, за умови крейсерського числа Маха 0.8.

Таблиця 32 - питомі втрати дальності при польоті не на оптимальній висоті

Aircraft	+2000ft	-2000ft	-4000ft	-6000ft
A300B4-605	2.0%	0.9%	3.4%	9.3%
A310-324	1.9%	1.4%	4.4%	9.3%
A318-111	0.7%	1.6%	5.0%	10.0%
A319-132	1.0%	3.0%	7.2%	12.2%
A320-211	**	1.1%	4.7%	9.5%
A320-232	1.4%	2.1%	6.2%	12.0%
A321-112	2.3%	1.4%	4.6%	15.2%
A330-203	1.8%	1.3%	4.2%	8.4%
A330-343	3.0%	1.0%	3.2%	7.2%
A340-212	1.4%	1.5%	4.0%	8.0%
A340-313E	1.5%	1.6%	5.2%	9.5%
A340-642	1.6%	0.6%	2.2%	5.1%

Загалом, якщо літак летить в межах 2000 футів від оптимальної висоти, то специфічний діапазон знаходиться в межах близько 2% від максимального. Проте важливо враховувати згорання палива.

4.2.5.2 Оптимальні висоти на коротких етапах польоту

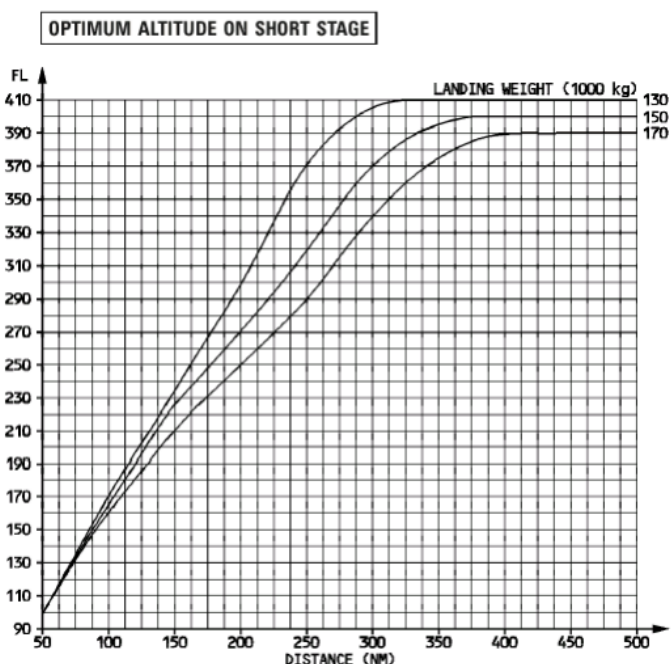
Для коротких етапів зльоту вибір крейсерського рівня польоту часто обмежений необхідною висотою підйому та спуску [13]. Рекомендується мінімальний крейсерський сектор тривалістю 5 хвилин, оскільки підйом, який негайно слідує за спуском, не є бажаним ні для пілотів, ні для пасажирів, ні для Управління повітряним рухом.

Якщо довжина етапу досить велика, щоб досягти оптимальної висоти польоту, але крейсерський сегмент короткий, то переваги на цьому рівні польоту будуть незначними. Навіть може бути корисно крейсувати на одному рівні польоту нижче, оскільки збільшене споживання під час підйому компенсується зменшеним споживанням під час крейсерського польоту.

У FCOM є таблиця, що показує оптимальну висоту на короткому етапі. Нижче наведено приклад.

Таблиця 33 - оптимальна висота на короткому етапі.

 A330 <small>FLIGHT CREW OPERATING MANUAL</small>	FLIGHT PLANNING CRUISE LEVEL	2.05.20	P 4
		SEQ 070	REV 06



4.2.5.3 Оптимізація Крейсерської швидкості

Після встановлення режиму польоту, який може бути оптимальним або накладеним контролем повітряного руху, вибір швидкості залишається єдиною

задачею [13]. Наступне зображення показує, як змінюється питома дальність зі зміною числа Маха для різних мас літаків на постійній висоті (Рисунок 37).

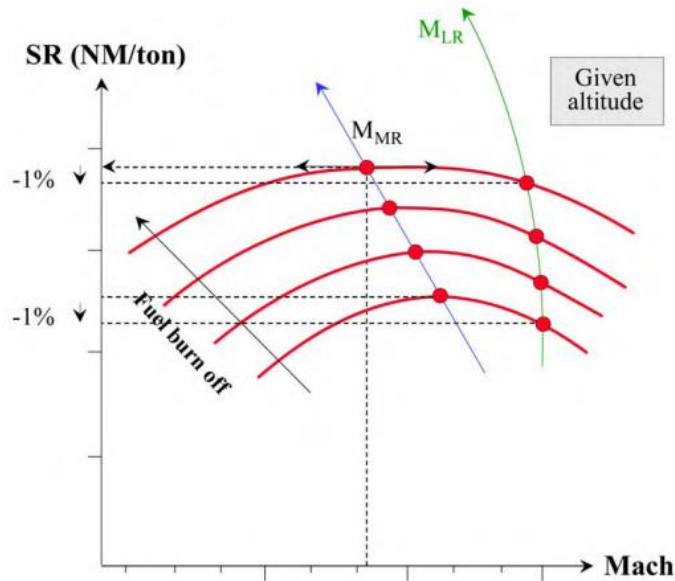


Рисунок 37 - Питома дальність зі зміною числа Маха

На наступному графіку показана типова зміна числа $M_{кр}$ на велику відстань в залежності від ваги літака для різних режимів польоту. Також на цьому графіку показано лінію оптимальної висоти. Це показує, що на цих висотах майже не відбувається зміни числа Маха для круїзу на велику відстань (Рисунок 38).

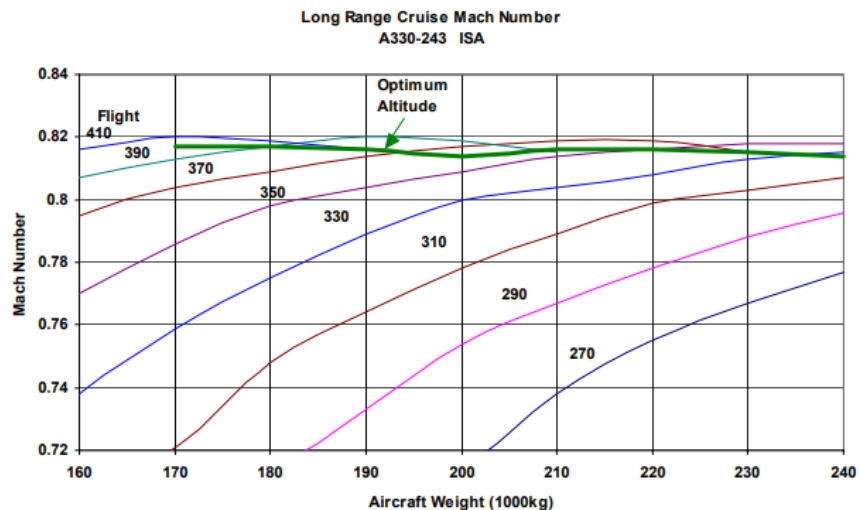


Рисунок 38 – Оптимальні числа Маха

4.3 Висновки

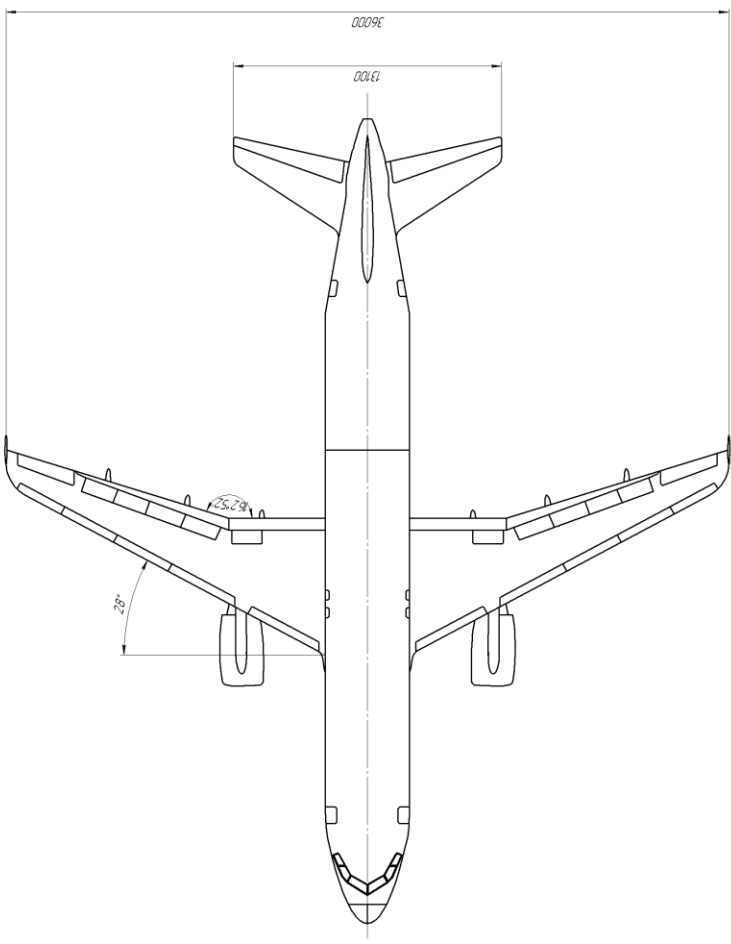
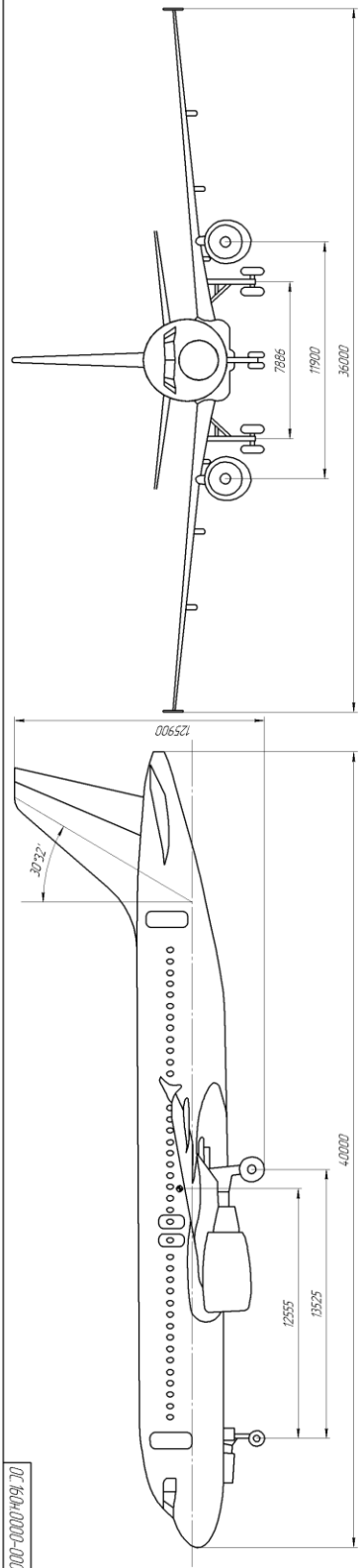
У світі авіації ефективне управління паливом не лише є ключовим фактором економії коштів для авіакомпаній, а й відіграє важливу роль у збереженні навколишнього середовища. Ретельне планування рейсів, врахування оптимальної ваги та висоти круїзу, а також постійний моніторинг стану літака та погодних умов створюють умови для максимально ефективного використання палива. Аналіз даних з вимірювань показників відстані та оптимальних швидкостей круїзу дає змогу розробляти стратегії, спрямовані на покращення ефективності польотів та зменшення викидів. Набуті знання процесів управління паливом можуть слугувати підґрунтям для подальшого вдосконалення авіаційних технологій, що сприятиме стійкому розвитку сучасної авіаційної індустрії.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Розробка аванпроекту літака: навчальний посібник / А. К. М्याлиця, Л. А. Малашенко, А. Г. Гребеніков, Е. Т. Василевський [та ін.]. – Харків: Нац. аерокосм. ун-т ім. Н. Є. Жуковського "Харк. авіац. ін-т", 2010. – 233 с.
2. Проектування літаків. Автори: Егер С. М., В. Ф. Мішин Підручник для вузів. Рецензент: кафедра конструкції літаків Харківського ордена Леніна авіаційного інституту ім. М. Є. Жуковського.
3. Л. В. Капітанова, В. Н. Ніколаєнко, А. А. Редько, В. І. Рябков, С. В. Трубаєв, Т. П. Цепляєва. Проектування лонжеронів крила літака. Навчальний посібник для студентів спеціальності «Самолети і вертольоти». Харків, «ХАІ», 1991. - 103 с.
4. Курочка Г.П. Льотно – технічні характеристики, поздовжня стійкість і керованість літака: Навчальний посібник – Харків, «ХАІ», 1999. – 188 с.
5. Семенчин В. А. та ін. Аеродинаміка та динаміка польоту. – Харків: «ХАІ», 2003. – 381 с.
6. Техніко-економічне обґрунтування конструкцій літаків і двигунів/ Бабушкин А.И., Пильщиков В.А., Резник В.А. и др. Х.: Нац. Аэрокосм. Ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАІ» 2013.
7. Бабушкін А.І. Економіка підприємства Х.: Нац. Аэрокосм. Ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАІ» 2013.
8. Гребеніков А. Г., Гуменний А. М., Буйвал Л. Ю. Метод визначення злітної маси цивільних легких літаків з турбогвинтовими двигунами // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології: зб. наук. пр. / Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». Харків, 2017. Вип. 78. С. 18–35.
9. Метод інтегрованого конструювання та моделювання деталей авіаційної техніки за допомогою системи Siemens NX / Р. В. Гостудим, А. Г. Гребеніков // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології: зб. наук. пр. / М-во освіти і науки, молоді та спорту України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». - Харків, 2013. - Вип. 59. - С. 42-51. - Бібліогр.: 6 назв.
10. Моделювання елементів авіаційної техніки за допомогою комп'ютерної інтегрованої системи CAD/CAM/CAE/PLM SIEMENS NX: навч. посібник з лаб. практикуму / А. Г. Гребеников, А. М. Гуменний, Р. В. Гостудим, А. В. Каламбет; М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т». - Х. - Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2014. - 104 с.

11. Божко В. П. «Проектування технологічних процесів обробки деталей на металорізальних верстатах з ЧПК» частина 1, навчальний посібник для курсового та дипломного проектування, Харків, ХАІ, 1989 р.
12. Л. Д. Арсон, В. І. Ряблов, Т. П. Цепляєва «Проектування лонжеронів» навчальний посібник з практичних занять, курсового та дипломного проектування, Харків, 1981 р.
13. Customer Services (4 жовтня 2004р.) «Getting to grips with Fuel Economy» <https://ansperformance.eu/library/airbus-fuel-economy.pdf>
14. Airbus A320 neo [Електронний ресурс] // Вікіпедія вільна енциклопедія. – 2024. – Режим доступу до ресурсу: https://uk.wikipedia.org/wiki/Airbus_A320neo
15. Boeing 737 MAX [Електронний ресурс] // Вікіпедія вільна енциклопедія. – 2024. – Режим доступу до ресурсу: https://uk.wikipedia.org/wiki/Boeing_737_MAX
16. Airbus A321 [Електронний ресурс] // Вікіпедія вільна енциклопедія. – 2024. – Режим доступу до ресурсу: https://uk.wikipedia.org/wiki/Airbus_A321
17. Embraer E-JET E2 Family [Електронний ресурс] // Вікіпедія вільна енциклопедія. – 2024. – Режим доступу до ресурсу: https://en.wikipedia.org/wiki/Embraer_E-Jet_E2_family
18. Boeing 757 [Електронний ресурс] // Вікіпедія вільна енциклопедія. – 2024. – Режим доступу до ресурсу: https://uk.wikipedia.org/wiki/Boeing_757

ДОДАТОК А



1	И	0,9	М
2	И	М	11
3	И	М/СВ	230
4	И	М	1268
5	И	М	10300
6	И	М	2000
7	И	М	80
8	И	М	8128
9	И	М	0,160
10	И	М	0,160
11	И	М	330
12	И	М	36
13	И	М	5685
14	И	М	1536
15	И	М	4
16	И	М	40
17	И	М	4,8
18	И	М	10,4
19	И	М	32,5
20	И	М	131

03.1604.0000-0000.38

Заводской номер
серийного изделия
поставщика

Итого: 100

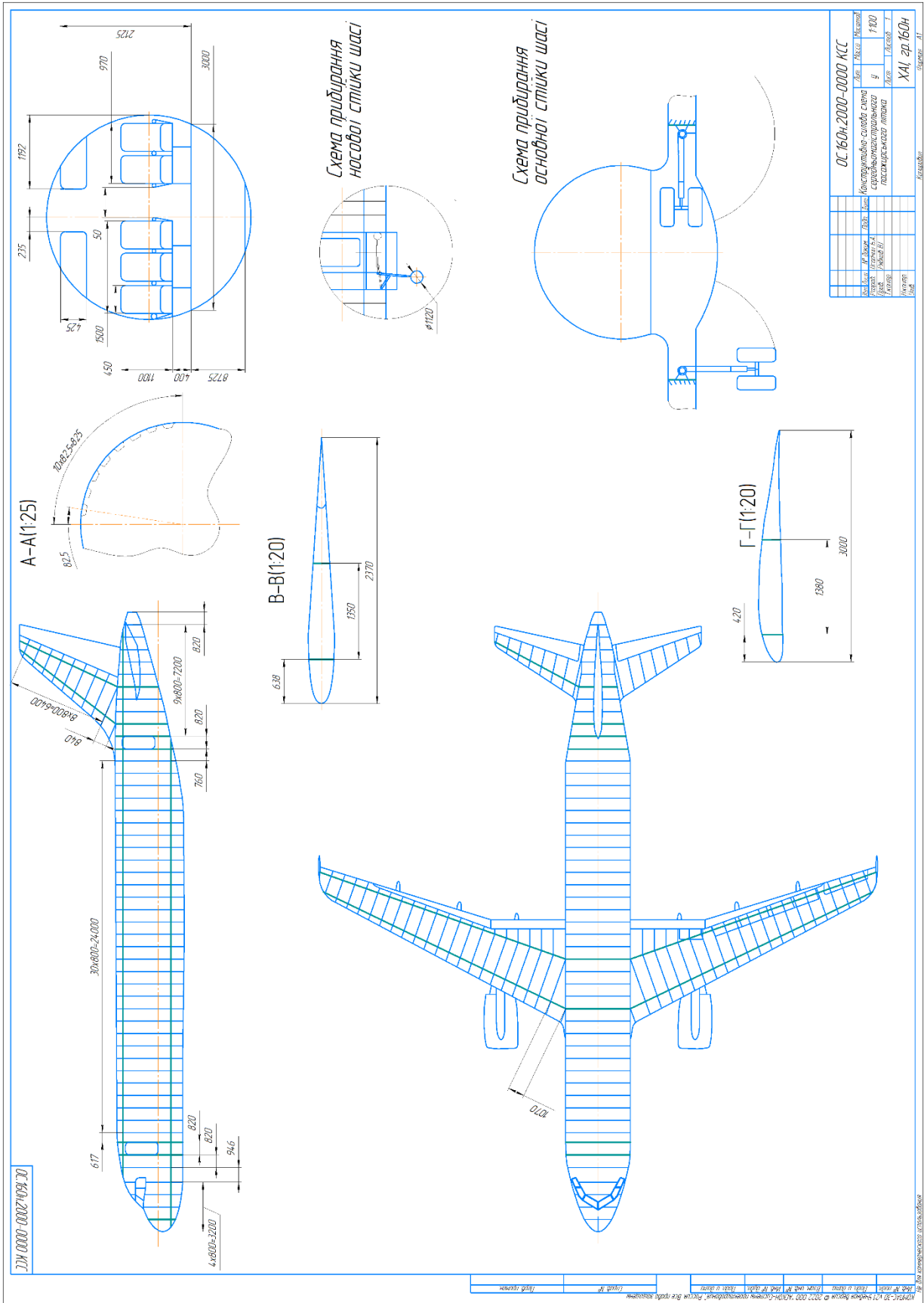
ХА/ 20.16.04

03.1604.0000-0000.38

Итого: 100

Итого: 100

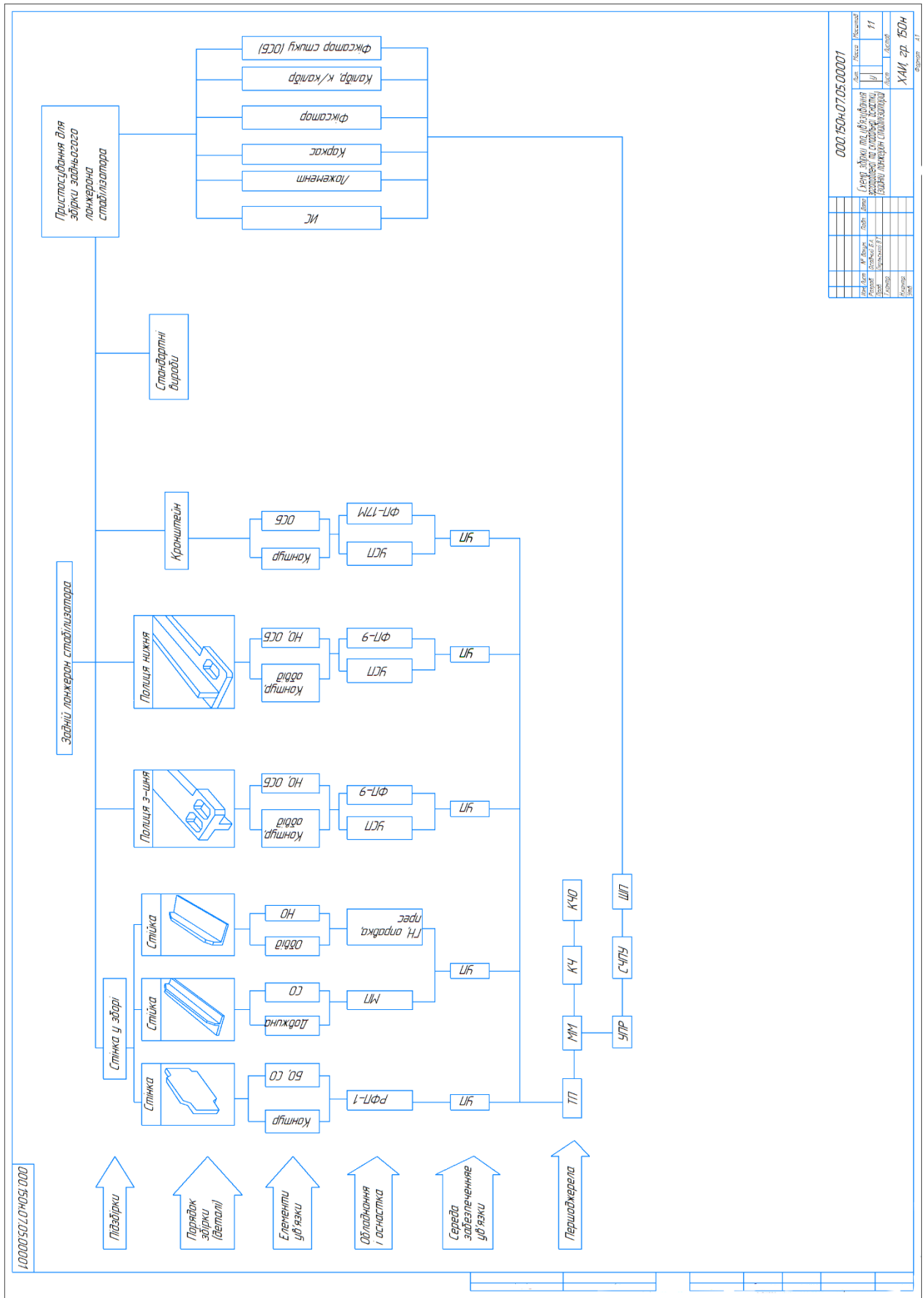
ДОДАТОК Б



Лист 1 з 1

Креслення виконано за допомогою системи AutoCAD 2012

ДОДАТОК В



ДОДАТОК Д

