

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 кваліфікаційної роботи магістра

\_\_\_\_\_ магістра

(освітній ступінь)

на тему «Аналіз структури мас легкого пасажирського літака»

XAI.103.160.24O.134. 1801016 ПЗ

Виконав: студент 6 курсу групи №160

Галузь знань 13 «Механічна інженерія»

(код та найменування)

Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

(код та найменування)

Освітня програма «Літаки і вертольоти»

(найменування)

\_\_\_\_\_ Сердечний А.О.

(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

(повне найменування)

Кафедра 103 «Проектування літаків і вертольотів»

(повне найменування)

Рівень вищої освіти другий (магістерський)

Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

(код та найменування)

Освітня програма «Літаки і вертольоти»

(найменування)

**ЗАТВЕРДЖУЮ**

**Завідувач кафедри**

**к.т.н., доц. Сергій Трубаєв**

«    »                      2023 року

**ЗАВДАННЯ**  
**НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ СТУДЕНТУ**

**Сердечному Артему Олексійовичу**

(прізвище, ім'я та по батькові)

Тема кваліфікаційної роботи **Аналіз структури мас**

**легкого пасажирського літака**

керівник кваліфікаційної роботи Рябков Віктор Іванович, д-р. техн. наук, професор

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

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

Термін подання студентом кваліфікаційної роботи      17 січня 2024 року

Вихідні дані до роботи  $V_{крейс} = 660$  км/год;  $M_{max} = 0,65$ ;

$L_{max}(m_{nmax} = 2\ 400$  км;  $n_{нас} = 6$  чол;  $n_{ек} = 1$  чол;

$H_{крейс} = 11\ 000$  м;  $k_{max} = 16$ ,  $R = 70\ 000$  льотних годин

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

Реферат

**1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ**

1.1 Формування зовнішнього вигляду літака на основі статистичних даних

1.1.1 Розробка технічного завдання

1.1.2 Збір та обробка статичних даних, їх аналіз

- 1.1.3 Розробка тактико-технічних вимог (ТТВ) до літака
- 1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака
- 1.1.5 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні
- 1.1.6 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання та керування
- 1.1.7 Розрахунок маси літака в першому наближенні
- 1.1.8 Розрахунок маси літака у другому наближенні
  - 1.1.8.1 Відносна маса крила
  - 1.1.8.2 Відносна маса фюзеляжу
  - 1.1.8.3 Відносна маса оперення
  - 1.1.8.4 Відносна маса шасі
  - 1.1.8.5 Відносна маса силової установки
  - 1.1.8.6 Відносна маса обладнання і керування
  - 1.1.8.7 Маса конструкції
- 1.1.9 Перевірка двигуна та його характеристик
- 1.1.10 Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Визначення положення центру мас. Розробка загального вигляду літака.
  - 1.1.10.1 Визначення геометричних характеристик крила
  - 1.1.10.2 Визначення геометричних характеристик
  - 1.1.10.3 Визначення геометричних характеристик
  - 1.1.10.4 Визначення розмірів фюзеляжу
  - 1.1.10.5 Визначення параметрів шасі
- 1.1.11 Вибір, обґрунтування, розробка та ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака
  - 1.1.11.1 Вибір і обґрунтування конструктивно-силової схеми крила
  - 1.1.11.2 Вибір і обґрунтування конструктивно-силової схеми фюзеляжу

- 1.1.11.3 Вибір та обґрунтування КСС горизонтального оперення
- 1.1.11.4 Вибір та обґрунтування КСС вертикального оперення
- 1.1.11.5 Вибір і обґрунтування конструктивно-силової схеми шасі
- 1.2 Інтегроване моделювання літака
  - 1.2.1 Моделювання фюзеляжу літака
  - 1.2.2 Моделювання крила літака
  - 1.2.3 Моделювання кілю літака
  - 1.2.4 Моделювання стабілізатора літака
  - 1.2.5 Моделювання пілона та мотогондоли літака
  - 1.2.6 Інтеграція змодельованих поверхонь і тіл літака
  - 1.2.7 Твердотільне моделювання літака
  - 1.2.8 Моделювання компонентів агрегатів літака
  - 1.2.9 Детальна розробка моделі крила літака

## **2 ТЕХНОЛОГІЧНИЙ РОЗДІЛ**

- 2.1 Конструкторська частина
  - 2.1.1 Технічний опис і конструкторсько-технологічний аналіз агрегату
  - 2.1.2 Визначення навантажень
  - 2.1.3 Аналіз конструкції
  - 2.1.4 Розрахунок кріплення
  - 2.1.5 Модифікація вузла
  - 2.1.6 Підготовка технічного завдання на виготовлення агрегату
- 2.2 Технологічна частина
  - 2.2.1 Розробка схеми ув'язування заготівельної і складальної оснастки і розрахунок точності складання
    - 2.2.1.1 Розрахунки первинних допусків на бічну частину шпангоута для двох варіантів складання
    - 2.2.1.2 Розрахунок точності складання бічної частини шпангоута для двох варіантів

складання і ув'язки, порівняння з допуском на бічну частину шпангоута

## 2.2.2 Вибір схеми кріплення

2.2.2.1 Підготовка технічного завдання на проектування монтажне пристосування

2.2.2.2 Вибір компонування і компонування монтажного пристосування

## 2.2.3 Вибір заготовки та компонування матриці

2.2.3.1 Аналіз конструкції та технологічності деталей

2.2.3.2 Форма і розмір заготовки, вибір оптимальної стандартні розміри листа

2.2.3.3 Вибір технологічної схеми штампа з урахуванням виду операцій, комбінації операцій, кількості деталей, що випускаються одночасно

## 2.2.4 Конструкція матриці, вибір обладнання

2.2.4.1 Опис конструкції матриці

2.2.4.2 Операція штампу та процес виготовлення деталей

## **3 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ**

3.1 Розрахунок дослідно-конструкторського бюро (ДКБ)

3.2 Розрахунок витрат на серійне виробництво ЛА, прибутку та ціни літака і двигун

3.2.1 Розрахунок виробничої вартості ЛА

3.2.2 Розрахунок собівартості літака

3.2.3 Розрахунок прибутку і ціни літака без двигунів

3.3 Розрахунок вартості літака з двигунами

3.4 Розрахунок точки беззбитковості

#### 4. Спеціальне завдання

Аналіз структури мас легкого пасажирського літака.

---

---

---

#### **Перелік графічного матеріалу (з точним зазначенням обов'язкових креслень)**

- креслення загального вигляду (формат А1);
  - конструктивно-силове компонування літака (формат А1).
  - майстер-геометрія поверхонь літака;
  - модель розподілу простору в крилі літака.
- 
- панель фюзеляжу задня бокова СБ (формат А1);
  - схема складання та ув'язування заготівельною та оснащення (формат А1);
  - специфікація

**Керівник і консультанти розділів проекту**

Розділ	Прізвище, ініціали та посада керівника і консультантів	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
<b>1.</b>	<b>Рябков В. І. д-р. техн. наук, професор</b>	<b>23.11.23</b>	<b>23.11.23</b>
<b>2.</b>	<b>Мойорова К. В. канд. техн. наук, зав. каф.</b>	<b>23.11.23</b>	<b>23.11.23</b>
<b>3.</b>	<b>Рябков В. І. д-р. техн. наук, професор</b>	<b>23.11.23</b>	<b>23.11.23</b>
<b>4.</b>	<b>Рябков В. І. д-р. техн. наук, професор</b>	<b>23.11.23</b>	<b>23.11.23</b>

Нормоконтроль  Рябков В. І. « 17 » січня 2024 р.  
(підпис) (ініціали та прізвище)

Дата видачі завдання « 23 » листопада 2023 р.

**КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН**

№ з/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
<b>1.</b>	<b>Конструкторський розділ</b>	<b>17.01.2024</b>	
<b>2.</b>	<b>Технологічний розділ</b>	<b>17.01.2024</b>	
<b>3.</b>	<b>Економічний розділ</b>	<b>17.01.2024</b>	
<b>4.</b>	<b>Спеціальне завдання</b>	<b>17.01.2024</b>	

Студент



(підпис)

**Сердечний А. О.**

(прізвище та ініціали)

Керівник кваліфікаційної роботи



(підпис)

**Рябков В. І.**

(прізвище та ініціали)

## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи магістра: 101 с., 52 рисунки. 5 таблиць, 17 джерел, 2 додатка.

**Об'єкт дослідження** – аналіз структури мас легкого пасажирського літака.

**Мета роботи** – головною метою даної роботи є визначення маси літака в трьох наближеннях та обрання оптимальних аеродинамічної та конструктивно-силової схем. Передбачається виконання комп'ютерної моделювання та побудова тривимірної моделі літака. Робота також включає проектування елементів літака, зокрема носової стійки шасі, а також розробку технології та засобів технологічного оснащення для збірки задньої бокової панелі літака. Окрім цього, планується проведення розрахунків економічних показників з метою визначення ефективності та конкурентоспроможності розробленого літака на ринку авіаційної техніки..

**Методи дослідження:** аналітичний, статистичний.

**Результати виконання пояснювальної записки до кваліфікаційної роботи магістра і її новизна:**

У пояснювальній записці:

- спроектований пасажирський літак моноплан з низькопосадженим крилом, Т-образним хвостовим опаренням, шасі трьохопорне з носовою опорою;
- визначена злітна маса літака у трьох наближення становить  $m_0'' = 3762$  кг; число пасажирів  $n_{пас} = 6$  чоловік;
- розроблена конструктивно-силова схема літака. Обрана трьохлонжеронна схема крила;
- розробка технології та засобів технологічного оснащення для складання задньої бокової панелі літака;
- розраховані економічні показники літака.

ЛІТАК, ФЮЗЕЛЯЖ, КРИЛО, СИЛОВА УСТАНОВКА, СОБІВАРТІСТЬ



## ЗМІСТ

<b>ВСТУП.....</b>	<b>13</b>
<b>1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ .....</b>	<b>14</b>
1.1 Формування зовнішнього вигляду літака на основі статистичних даних.....	14
1.1.1 Розробка технічного завдання .....	14
1.1.2 Збір та обробка статичних даних, їх аналіз .....	14
1.1.3 Розробка тактико-технічних вимог (ТТВ) до літака .....	21
1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака .....	22
1.1.5 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні.....	24
1.1.6 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання та керування.....	25
1.1.7 Розрахунок маси літака в першому наближенні .....	26
1.1.8 Розрахунок маси літака у другому наближенні .....	27
1.1.8.1 Відносна маса крила .....	27
1.1.8.2 Відносна маса фюзеляжу.....	28
1.1.8.3 Відносна маса оперення .....	28
1.1.8.4 Відносна маса шасі.....	28
1.1.8.5 Відносна маса силової установки.....	29
1.1.8.6 Відносна маса обладнання і керування.....	29
1.1.8.7 Маса конструкції .....	29
1.1.9 Перевірка двигуна та його характеристик.....	30
1.1.10 Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Визначення положення центру мас. Розробка загального вигляду літака.....	32
1.1.10.1 Визначення геометричних характеристик крила.....	32

1.1.10.2	Визначення геометричних характеристик ГО .....	33
1.1.10.3	Визначення геометричних характеристик ВО .....	34
1.1.10.4	Визначення розмірів фюзеляжу .....	35
1.1.10.5	Визначення параметрів шасі .....	36
1.1.11	Вибір, обґрунтування, розробка та ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака.....	37
1.1.11.1	Вибір і обґрунтування конструктивно-силової схеми крила .....	38
1.1.11.2	Вибір і обґрунтування конструктивно-силової схеми фюзеляжу .....	40
1.1.11.3	Вибір та обґрунтування КСС горизонтального оперення .....	40
1.1.11.4	Вибір та обґрунтування КСС вертикального оперення .....	41
1.1.11.5	Вибір і обґрунтування конструктивно-силової схеми шасі.....	42
1.2	Інтегроване моделювання літака .....	42
1.2.1	Моделювання фюзеляжу літака.....	43
1.2.2	Моделювання крила літака .....	47
1.2.3	Моделювання кілю літака .....	49
1.2.4	Моделювання стабілізатора літака.....	52
1.2.5	Моделювання пілона та мотогондоли літака .....	53
1.2.6	Інтеграція змодельованих поверхонь і тіл літака .....	55
1.2.7	Твердотільне моделювання літака.....	56
1.2.8	Моделювання компонентів агрегатів літака .....	57
1.2.9	Детальна розробка моделі крила літака.....	62
<b>2</b>	<b>ТЕХНОЛОГІЧНИЙ РОЗДІЛ .....</b>	<b>64</b>
2.1	Конструкторська частина .....	64
2.1.1	Технічний опис і конструкторсько-технологічний аналіз агрегату.....	64
2.1.2	Визначення навантажень.....	64

2.1.3	Аналіз конструкції .....	65
2.1.4	Розрахунок кріплення .....	66
2.1.5	Модифікація вузла .....	67
2.1.6	Підготовка технічного завдання на виготовлення агрегату .....	67
2.2	Технологічна частина .....	68
2.2.1	Розробка схеми ув'язування заготівельної і складальної оснастки і розрахунок точності складання .....	68
2.2.1.1	Розрахунки первинних допусків на бічну частину шпангоута для двох варіантів складання .....	70
2.2.1.2	Розрахунок точності складання бічної частини шпангоута для двох варіантів складання і ув'язки, порівняння з допуском на бічну частину шпангоута.....	71
2.2.2	Вибір схеми кріплення.....	74
2.2.2.1	Підготовка технічного завдання на проектування монтажне пристосування.....	74
2.2.2.2	Вибір компонування і компонування монтажного пристосування .....	75
2.2.3	Вибір заготовки та компонування матриці .....	76
2.2.3.1	Аналіз конструкції та технологічності деталей .....	76
2.2.3.2	Форма і розмір заготовки, вибір оптимальної стандартні розміри листа .....	76
2.2.3.3	Вибір технологічної схеми штампа з урахуванням виду операцій, комбінації операцій, кількості деталей, що випускаються одночасно .....	79
2.2.4	Конструкція матриці, вибір обладнання.....	79
2.2.4.1	Опис конструкції матриці .....	80
2.2.4.2	Операція штампу та процес виготовлення деталей.....	80
<b>3</b>	<b>ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ.....</b>	<b>82</b>
3.1	Розрахунок дослідно-конструкторського бюро (ДКБ).....	82

3.2 Розрахунок витрат на серійне виробництво ЛА, прибутку та ціни літака і двигуна .....	83
3.2.1 Розрахунок виробничої вартості ЛА.....	83
3.2.2 Розрахунок собівартості літака.....	85
3.2.3 Розрахунок прибутку і ціни літака без двигунів.....	86
3.3 Розрахунок вартості літака з двигунами.....	86
3.4 Розрахунок точки беззбитковості.....	87
<b>4 СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА.....</b>	<b>90</b>
4.1 Аналіз структурних мас легкого пасажирського літака.....	90
4.1.1 Аналіз дальності польоту легких пасажирських літаків.....	91
4.1.2 Аеродинамічний аналіз.....	92
4.1.3 Аналіз співвідношення тяги до ваги .....	94
4.1.4 Аналіз маси силової установки.....	95
<b>ВИСНОВКИ .....</b>	<b>99</b>
<b>ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ .....</b>	<b>100</b>
<b>ДОДАТОК А.....</b>	<b>102</b>
<b>ДОДАТОК Б .....</b>	<b>104</b>

## ВСТУП

Метою даного проекту є створення нового літака та проведення аналізу структури мас легкого пасажирського літака. Завдання включає комплекс етапів, таких як збір та обробка статистичних даних літаків-прототипів, вибір оптимальної аеродинамічної схеми, наближений розрахунок злітної маси та основних геометричних розмірів літака, а також розробка конструктивно-силової схеми.

Важливим етапом є аналіз вихідних даних, які включають призначення літака та його ключові льотно-технічні вимоги. Визначення основних геометричних параметрів ґрунтується на статистичних даних та включає розробку тривимірної моделі літака.

Додатково, робота охоплює розробку технології та засобів технологічного оснащення для складання задньої бокової панелі літака, а також розрахунок економічних показників, спрямованих на визначення ефективності та конкурентоспроможності новоствореного літака на ринку авіаційної техніки.

## **1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ**

### **1.1 Формування зовнішнього вигляду літака на основі статистичних даних**

#### **1.1.1 Розробка технічного завдання**

Літак Art - 600 створюється як база дуже легкий ближньомагістральний бізнес-джет на 6 пасажирів, з двома реактивними двигунами Pratt & Whitney Canada PW615F.

Літаки Art - 600 повинні максимально забезпечити:

- сучасний рівень технічних й експлуатаційних характеристик;
- повну безпеку на всіх етапах перевезення пасажирів;
- широкий діапазон функціональних можливостей по дальності, швидкості, комфорту, автономності та аеродромній мережі;
- відповідність сучасним нормам льотної придатності (АПУ–25), стандартам системи якості та перспективним екологічним стандартам;

–експлуатація на ґрунтових та на необладнаних аеродромах;

–конкурентоспроможність по відношенню до літаків-прототипів.

Досягнення зазначеної мети здійснено на основі розроблених концепцій з:

- аеродинаміки: розробка літака велась з урахуванням малої відносної товщини крила літака, що приводить до зменшення коефіцієнту лобового опору;
- силової установки: були взяті сучасні дуже легкі двигуни з меншими габаритами ніж у прототипів, що також приводить до зменшення коефіцієнту лобового опору.

#### **1.1.2 Збір та обробка статичних даних, їх аналіз**

Аналіз статистичних даних в ході проектування літака дозволяє:

1. Отримати наочне уявлення про сучасний рівень розвитку літакобудування з урахуванням:

- а) необхідних типів літаків;
- б) завдань, які вони виконують;
- в) льотно-технічних якостей;
- г) засобів досягнення цих якостей: застосовуваних схем літаків, геометричних і масових параметрів, силової установки, конструкційних матеріалів, способів виробництва і т.ін.

2. Визначити тенденції та перспективи розвитку розробляемого типу літака, кількісні і якісні зміни ТТВ до літака, еволюцію його призначення, потрібну ефективність, умови виробництва й експлуатації.

3. Визначити ряд параметрів літака [1].

Аналіз статистичного матеріалу дає можливість розробити ТТВ до проектуемого літака, вибрати його схему.

Зображення літаків прототипів показані на (рисунок 1.1) – (рисунок 1.5):

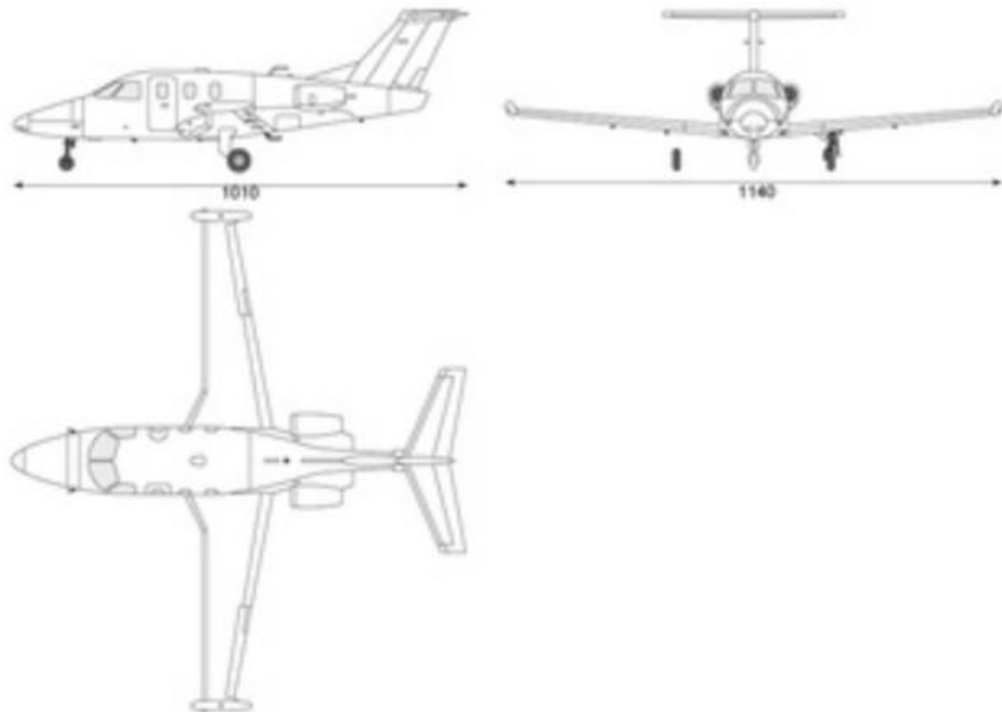


Рисунок 1.1 – Схема літака Eclipse 500

Невеликий шестимісний бізнес-джет Eclipse 500 (EA-500) є розвитком експериментального Williams V-Jet II, спроектованого та побудованого в 1997 році компанією "Scaled Composites" на замовлення компанії "Williams International" для випробувань нового ТРДД FJX-2. Літак із новим двигуном виконав перший політ у 1997 році на авіашоу асоціації експериментальної авіації в Ошкоші. Літак із крилом зворотної стріловидності та V-подібним оперенням був повністю виготовлений із композитів. Нова машина викликала такий великий інтерес, що у 1998 році для реалізації перспективної програми було створено компанію "Eclipse Aviation". [4].

У результаті фюзеляж перепроєктували, він став суцільнометалевим; були

встановлені пряме крило та Т-подібне хвостове оперення. У процес виготовлення фюзеляжу впровадили новітні технології, максимально його автоматизувавши. Eclipse 500 розроблявся під два двигуни Williams International EJ-22 (серійний варіант ТРДД FJ22/FJX-2), але його льотні дані (перший політ - 26 серпня 2002 року) у такому вигляді виявилися незадовільними, що призвело до встановлення на літак двох двигунів PW1. Перший політ прототип із двигунами Pratt & Whitney виконав 31 грудня 2004 року [4].

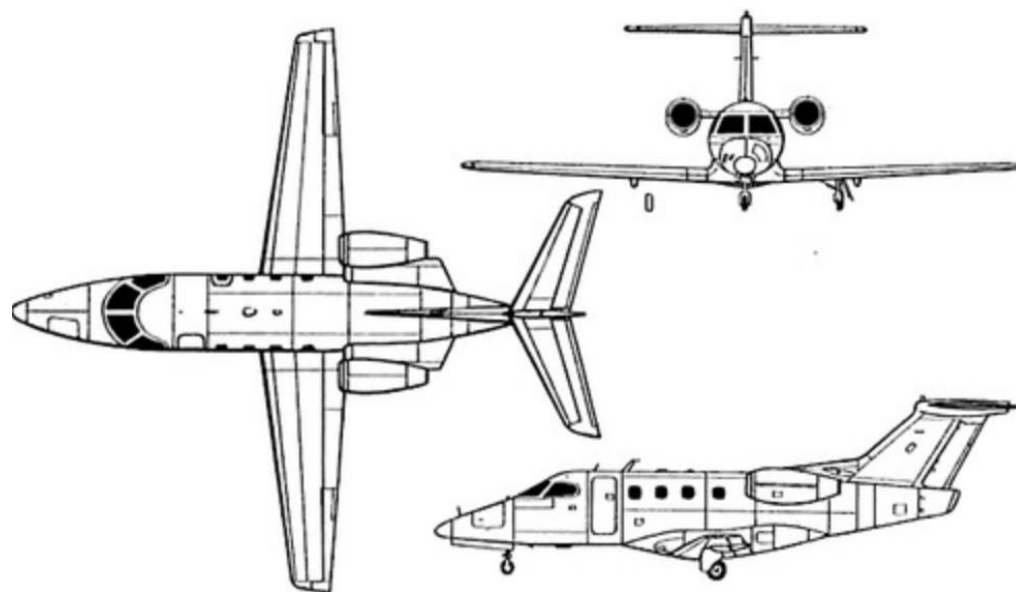


Рисунок 1.2 – Схема літака EMB-500 Phenom 100

Адміністративний літак EMB-500 Phenom 100 був створений бразильською компанією Embraer та вперше піднявся в небо 26 липня 2007 року. Від початку проектування літака Phenom 100 до вручення сертифіката минуло менше чотирьох років. На початку проектування розрахункова максимальна дальність польоту Phenom 100 становила 2148 км, під час сертифікаційних випробувань було отримано величину 2182 км із 4 пасажирами та резервами палива за NBAA IFR. Для зльоту при максимальній злітній вазі літаку потрібна смуга завдовжки 953 м, а в розрахунках фігурувала величина 1037 м. Швидкопідйомність за підвищених температур навколишнього середовища також перевершила розрахункові значення. Посадкова дистанція за результатами сертифікаційних випробувань становить 823 м, що на 92 м менше за розрахункову величину. [5].



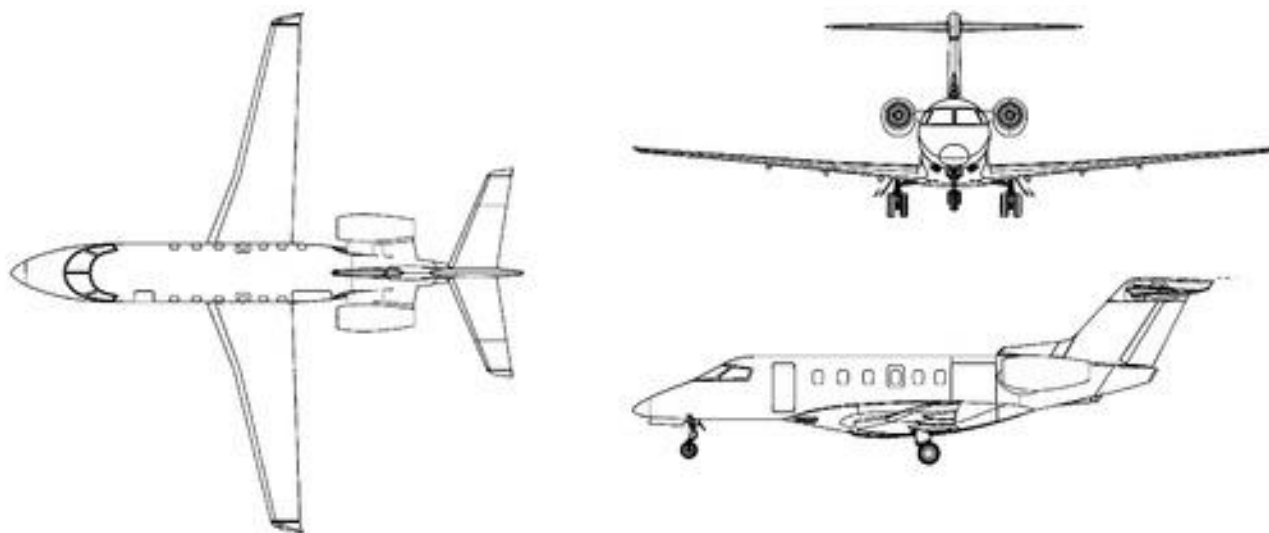


Рисунок 1.3 – Схема літака Pilatus PC-24

Pilatus визначає своїх потенційних експлуатантів як поштові служби, рятувальників, місцеві авіалінії та урядові авіаційні відділи, а також традиційну клієнтську базу власників PC-12, яку складають заможні громадяни, чартерні оператори та корпоративні авіаційні відділи. Pilatus впевнений у широких можливостях своєї нової моделі, розглядаючи різноманітні сфери використання літака.

В основі пілотської кабіни ACE лежить модульний комплекс другого покоління від Honeywell APEX, що забезпечить пасажиром та екіпажу сучасний та ефективний інтерфейс.

Технічна сторона конструкції включає використання високоміцних алюмінієвих сплавів, а також фірмовий аеродинамічний профіль малого опору, який Pilatus успішно використовував у військовому навчально-тренувальному PC-21. Цей профіль дозволяє PC-24 ефективно крейсерсько летіти на великій висоті з високою швидкістю та взлітати та сідати на коротких злітно-посадкових смугах.

Цікаво, що новий флагман Pilatus володітиме основними стійками шасі з двома колесами, оснащеними пневматичними шинами низького тиску та системою антизосуву для оптимального гальмування [6].

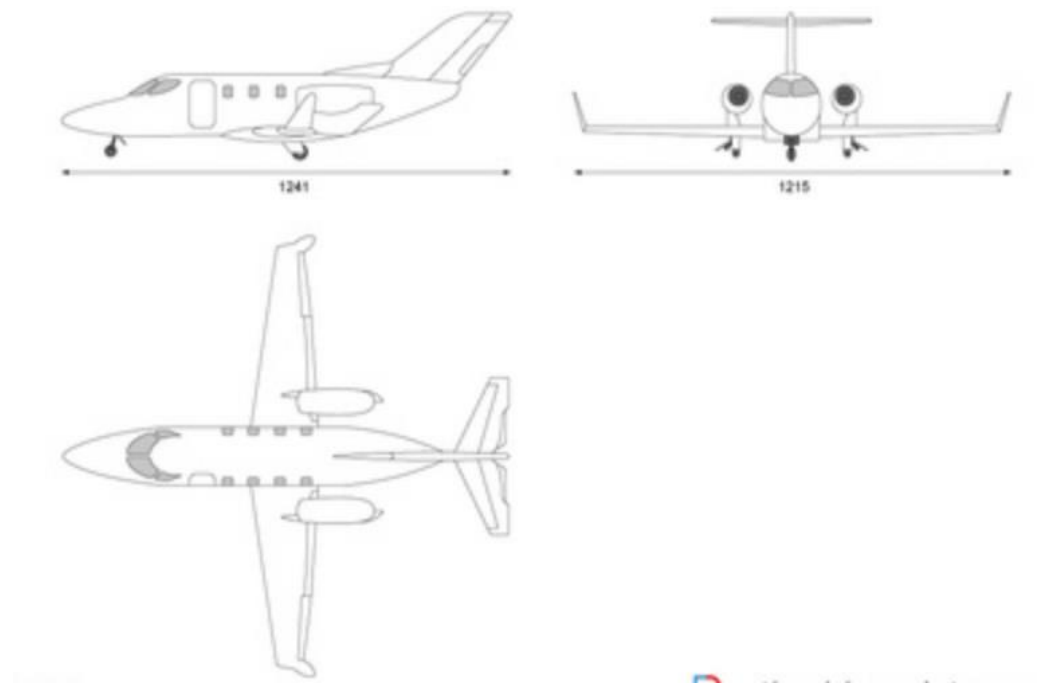


Рисунок 1.4 – Схема літака HA-420 HondaJet

Для літака Honda розробила двоконтурний турбореактивний двигун HF118 і рік випробовувала його, встановивши на лівому пілоні літака Citation Jet. Двигуни на Honda Jet встановлені на пілонах над крилом, як німецькою VFW-614. Таке компонування дозволить знизити рівень шуму, спрямований вниз (шум на землі, особливо при зльоті та посадці). Крім того, покращується обтікання верхньої поверхні крила і знижується ймовірність засмоктати в повітрязбірник сторонній предмет із ВПП. Було розроблено і спеціальний ламінарний профіль крила SHM-1. Секція крила з таким профілем випробовувалась на лабораторії T-33, що літає. Для цього прямо на обшивці T-33 за допомогою поліуретанової піни сформували потрібний профіль та обшили склотканиною. Під новою обшивкою встановили 119 датчиків тиску. Перехід від ламінарної течії до турбулентного фіксувався інфрачервоною камерою, встановленою на кабіні T-33 (у турбулентному потоці повітря злегка розігрівається). На 30% розмаху крила встановлені закрилки, що відхиляються на  $15,7^\circ$  при зльоті та  $50^\circ$  при посадці. Крило та оперення алюмінієві. Оперення T-подібне. Фюзеляж зроблений з вуглекомполімерних матеріалів з підсилюючими алюмінієвими елементами, носова частина згладжена для ламінарного обтікання. Компанія стверджує, що в результаті опір фюзеляжу знижено на 10% у порівнянні зі звичайними фюзеляжами того самого розміру. Довжина кабіни 4,6м, висота – лише

1,5м. [6].

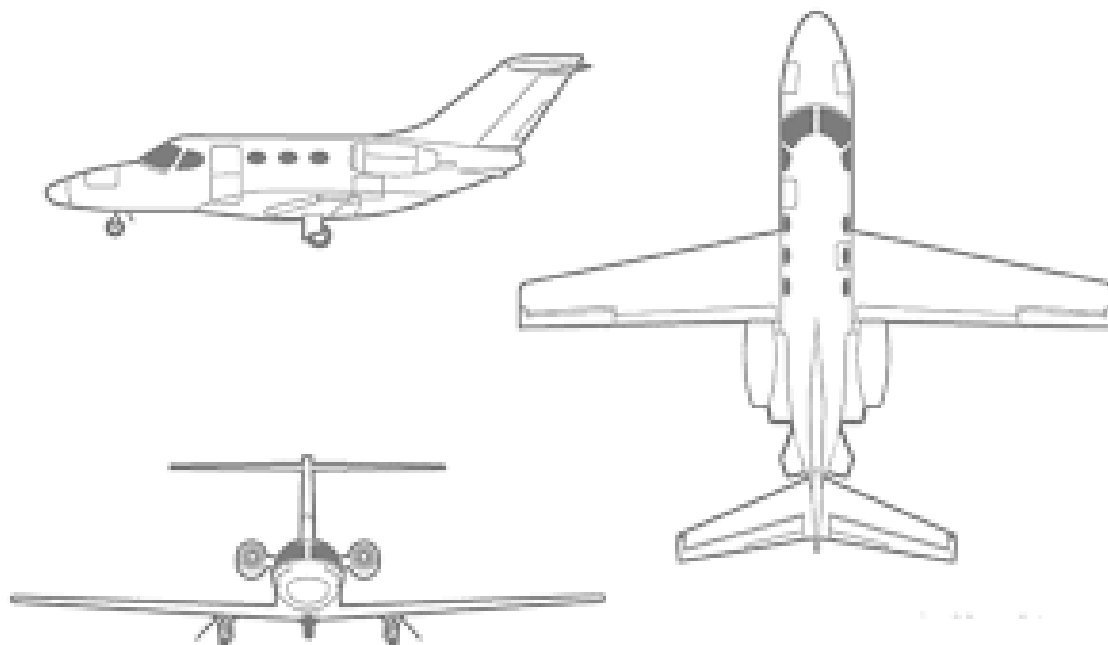


Рисунок 1.5 – Схема літака Cessna 510 Citation Mustang

Діловий літак (адміністративний) Cessna Model 510 Citation Mustang відноситься до класу VLJ (Very Light Jet - надлегких реактивних літаків) і в стандартному варіанті може перевозити шість осіб. Як і більшість інших машин цього класу, Citation Mustang може виконувати польоти з одним пілотом.

Планер Citation Mustang в основному виконаний із алюмінієвих сплавів. Вхідні двері розташовані по лівому борту у передній частині фюзеляжу, а аварійний вихід знаходиться по правому борту, у центральній частині.

Діаметр фюзеляжу зменшений, тому салон для ергономіки, має не ідеально круглий перетин, а розширений в зоні плечей і ніг пасажирів. У салоні, обробка якого виконана на більш якісному рівні, ніж у бізнес-джетях Citation, випущених за останні кілька років, розташовані чотири пасажирські крісла, навпроти один одного, в простір між ними можуть розкладатися столики. Ілюмінатори кабіни - овальної форми та розташовані на рівні очей пасажирів. Багажне відділення, не доступне пасажиром під час польоту, має об'єм 1,8 куб. м. [7].

Статистичні дані літаків прототипів наведені в таблиці 1.1:

Таблиця 1.1 - Статистичні дані літаків-прототипів

	Назва літака, рік	Eclipse 500	Embraer Phenom 100	Pilatus PC-24.	Honda HA-420 HondaJet	Cessna Citation Mustang	Проектований літак
	№ П/П	1	2	3	4	5	6
Льотні дані	$V_{max}$ , км/ГОД	685	805	815	782	735	735
	$V_{крейс}$ , км/ГОД	610	722	815	682	630	660
	$L$ , км	2584	2182	3334	2037	2161	2400
Масові дані	$m_0$ , кг	2132	4427	8005	4457	3600	–
	$m_{пуст}$ , кг	1610	3275	4965	3267	2404	–
	$m_{max}$ , кг	2504	4750	8300	4808	3921	–
	$N_{пас}$ , люд.	5+1	5+2	8+2	6+1	5+1	6+1
Дані СУ	Число і тип двигуна	2 × ТРДД Pratt & Whitney Canada PW610F	2 × ТРДД Pratt & Whitney PW 617F-E	2 × ТРДД Williams FJ44-4A	2 × ТРДД GE Honda HF120	2 × Pratt & Whitney Canada PW615F	2 × ТРДД Pratt & Whitney Canada PW615F
	$P_0$ , кН	2 × 4	2 × 7,2	2 × 15	2 × 9,1	2 × 6,5	2 × 6,5

Продовження таблиці 1.1

Геометричні дані	$S, \text{ м}^2$	13,4	18,8	30,91	16,4	19,5	–
	$L, \text{ м}$	11,4	12,3	17	12,2	13,16	–
	$X_{нк}^\circ$	0	9	14	8	12	8
	$\lambda$	9,7	8	9,35	11,88	8,88	9,3
	$\eta$	2,4	2,5	2,9	2,5	2,6	2,4
	$L_\phi, \text{ м}$	10,06	12,82	16,85	12,52	12,37	–
	$d_\phi, \text{ м}$	1,6	1,75	2	1,9	1,6	1,8
	$\overline{S}_{го}$	0,246	0,286	0,262	0,263	0,3	0,26
	$\chi_{г.о.}, \text{ град}$	23	26	23	22	23	23
	$\lambda_{г.о.}$	4,9	5,7	5,2	4,3	6	5,2
	$\eta_{г.о.}$	2	2	2,1	2,8	2,5	2,3
	$\overline{S}_{во}$	0,176	0,203	0,177	0,231	0,195	0,22
	$\chi_{в.о.}, \text{ град}$	38	48	43	53	53	46
	$\lambda_{в.о.}$	1,14	0,95	1,12	1,1	0,98	1
$\eta_{в.о.}$	1,5	1,7	1,7	1,9	2	1,7	
Похідні дані	$p_0, \text{ даН/м}^2$	159	235	259	272	185	220
	$t_0$	0,383	0,332	0,382	0,416	0,368	0,3

### 1.1.3 Розробка тактико-технічних вимог (ТТВ) до літака

На основі статистичних даних уточнені ЛТВ таблиця 1.2:

Таблиця 1.2 – Льотно-технічні вимоги до проектуваного літака

$M_{H=11}$	$V_{max}$ , км/ГОД	L , км	$n_{пас.}$	$L_p$ , м	$V_{крейс.}$ , км/ГОД	$H_{крейс.}$ , км	$V_{y H=0}$ , м/с	$n_{ек.}$ , люд.
0,6	780	2400	6	900	660	11	16	1

### 1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака

На підставі зібраних статистичних даних обрана нормальну аеродинамічну схему ознакою, якої є розташування ГО позаду крила. Більшість літаків світу виконують за цією схемою, так як вона має значні переваги:

- крило працює в не завихреному потоці, який плавно обтікає його і утворює значну підйомну силу;
- носова частина фюзеляжу вкорочена, що призводить до зменшення потрібної площі (а значить і маси) ВО;
- зменшення довжини носової частини фюзеляжу;
- покращує огляд передньої півсфери.

Слід врахувати і недоліки нормальної схеми, такі як:

- робота ГО в завихреному крилом потоці значно зменшує його ефективність, що викликає необхідність використання ГО більшої площі і маси;
- наявність втрат на балансування. Для статично стійкого літака, балансувальне зусилля на ГО віднімається з підйомної сили крила.

Обрано крило трапецеїдальної форми у плані бо, за величиною повітряного опору наближається до еліптичного. Широко застосовувалося у конструкціях серійних літаків. Технологічність нижча, ніж у прямокутного крила. Отримання прийнятних зривних характеристик також потребує деяких конструкторських хитрощів. Однак крило трапецеїдальної форми та правильної конструкції забезпечує мінімальну масу крила за інших рівних умов.

Оперення Т-образне зі стрілоподібною конфігурацією для зменшення хвильового опору і збільшення максимальної швидкості. За формою поперечного перерізу фюзеляжу вибираємо круглий перетин. Схема Т-образного оперення має і ряд переваг. Розташування горизонтального оперення у верхній частині кіля створює для останнього ефект кінцевої шайби, що може сприяти зменшенню потрібної площі вертикального оперення. З іншого боку високорозташоване горизонтальне оперення знаходиться в зоні невеликого скосу потоку від крила при середніх (польотних) кутах

атаки, що дозволяє зменшити потрібну площу горизонтального оперення. Таким чином площа Т-подібного оперення може бути менше площі оперення з низьким розташуванням горизонтального оперення.

Фюзеляж з круглою формою поперечного перерізу має меншу поверхність при заданому обсязі порівняно з іншими перетинами, таким чином, менший опір тертя. Крім того, круглий перетин є найбільш раціональним для фюзеляжів з герметичними відсіками, хоча з точки зору розміщення екіпажу та пасажирів не вважається найкращим.

Обрана триопорна схема шасі з носовим стояком, що виключає імовірність літака до козління, капотажу, можливе використання ефективного гальмування відразу після торкання землі. При такій схемі шасі можлива посадка на більш високих швидкостях. Але при цьому таке шасі має велику масу. Можлива поява самозбуджуючих коливань вільно орієнтованих коліс передньої опори, так званих шіммі. Крім того потрібні значні обсяги фюзеляжу, які необхідні для висунування передньої опори.

Силова установка складається з двох ТРДД, які розміщені хвостовій частині фюзеляжу. Такий вибір обумовлений тим що, крило без двигунів є «чистішим» у плані аеродинаміки. Хвостове розташування більш комфортне для пасажирів, тому що рівень шуму стає меншим. У разі відмови одного з двигунів момент, що розвертає, набагато менше, ніж при розміщенні двигунів на крилі. Також у літаків з хвостовим розташуванням двигунів набагато менші вимоги до якості злітно-посадкової смуги – вони розташовані набагато вище і менше схильні до засмокування сміття та сторонніх тіл із землі. Та й аварійна посадка за надзвичайних ситуацій більш безпечна. [1, 2, 9, 11].

Проектований літак - ближньомагістральний пасажирський літак, бізнес-джет класу.

Літак являє собою низкоплан. Крило трапецієвидне, механізовано по задній кромці. Оперення Т-образної схеми. Двигуни кріпляться на фюзеляж у хвостовій частині літака (рисунок 1.6).

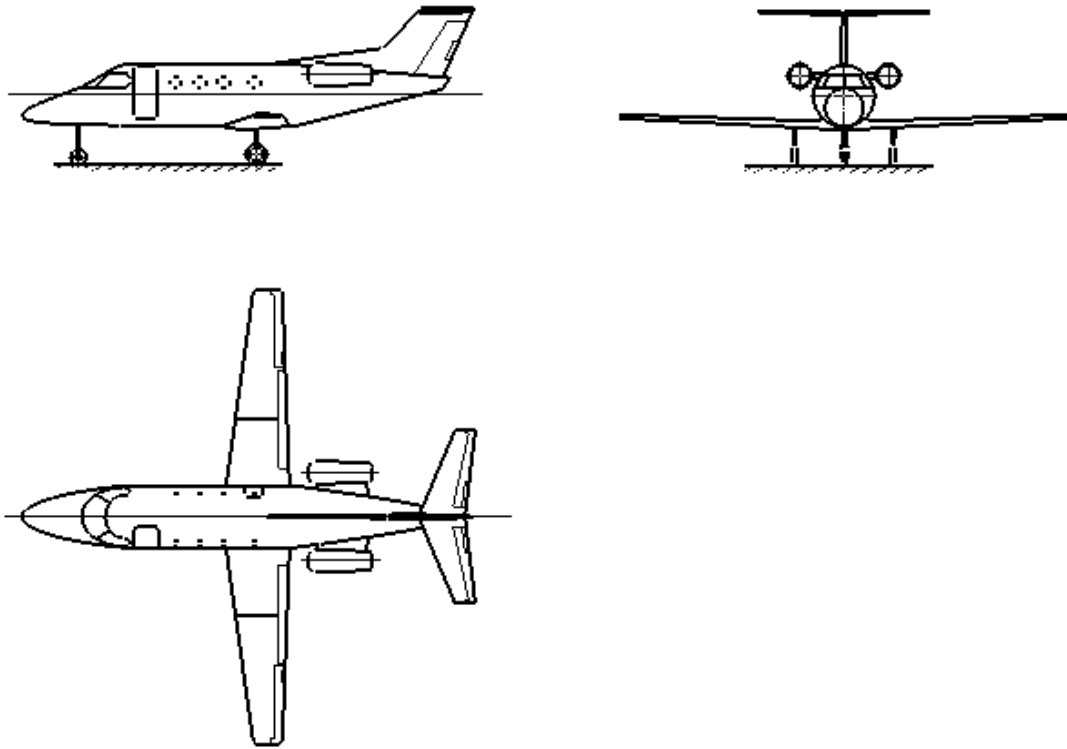


Рисунок 1.6 – Схема літака Art - 600

### 1.1.5 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні

Злітна маса літака в нульовому наближенні розраховується за формулою 1.1 [1]:

$$m_0 = \frac{m_{ц.н} + m_{сп}}{1 - (\bar{m}_к + \bar{m}_{сy} + \bar{m}_п + \bar{m}_{об.кер})}, \quad (1.1)$$

де  $m_0$  – злітна маса літака в нульовому наближенні, кг;  $m_{ц.н}$  – маса цільового, комерційного навантаження, кг;  $m_{сп}$  – маса спорядження і службового навантаження.

$$m_{ц.н} = 120 \cdot n_{пас} = 120 \cdot 6 = 720 \text{ кг}$$

На основі статистики для літака даного класу прийняті наступні величини:  $\bar{m}_к = 0,31$ ;  $\bar{m}_{сy} = 0,13$ ;  $\bar{m}_{об.упр} = 0,13$ .

Масу палива розраховують за формулою 1.2 [8]:

$$\bar{m}_{пал} = a + \frac{b \cdot L}{V}, \quad (1.2)$$

де  $L = 2400$  – дальність польоту, км;  $a = 0,45$  – коефіцієнт для легких літаків;  $b =$



0,055 – коефіцієнт для легких літаків  $V_{кр} = 660$  – крейсерська швидкість, км/год;

$$\bar{m}_{пал} = 0,45 + \frac{0,055 \cdot 2400}{660} = 0,245.$$

Тоді:

$$m_0 = \frac{720+80}{1-(0,31+0,13+0,13+0,245)} = 4324 \text{ кг.}$$

Отриманий результат знаходиться в прийнятному діапазоні злятних мас літаків аналогів.

### 1.1.6 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання та керування

З отриманої злітної маси визначаємо маси конструкції, палива, силової установки, обладнання та керування:

$$m_{кон} = \bar{m}_{кон} \cdot m_0 = 0,31 \cdot 4324 = 1340 \text{ кг;}$$

$$m_{пал} = \bar{m}_{пал} \cdot m_0 = 0,245 \cdot 4324 = 1059 \text{ кг;}$$

$$m_{СУ} = \bar{m}_{СУ} \cdot m_0 = 0,13 \cdot 4324 = 562 \text{ кг;}$$

$$m_{об.кер} = \bar{m}_{об.кер} \cdot m_0 = 0,13 \cdot 4324 = 562 \text{ кг.}$$

Після визначення маси конструкції можемо визначити масу крила, фюзеляжу, оперення, шасі використовуючи відносні статистичні значення мас агрегатів конструкції літака [1, 11]:

– маса крила  $\bar{m}_к = 0,393$ ;

– маса фюзеляжу  $\bar{m}_ф = 0,357$ ;

– маса оперення  $\bar{m}_{оп} = 0,066$ ;

– маса шасі  $\bar{m}_ш = 0,184$ .

Масу агрегатів розраховують за формулою 1.3 [1]:

$$m_i = \bar{m}_i \cdot m_{кон}, \quad (1.3)$$

де  $m_i$  – і-та маса агрегата конструкції літака, кг;  $\bar{m}_i$  – відносна і-та маса агрегата конструкції літака, кг;  $m_{кон}$  – маса конструкції літака.

$$m_к = \bar{m}_к \cdot m_{кон} = 0,393 \cdot 1340 = 527 \text{ кг,}$$

$$m_ф = \bar{m}_ф \cdot m_{кон} = 0,357 \cdot 1340 = 478 \text{ кг,}$$

$$m_{оп} = \bar{m}_{оп} \cdot m_{кон} = 0,066 \cdot 1340 = 88 \text{ кг,}$$

$$m_{\text{ш}} = \bar{m}_{\text{ш}} \cdot m_{\text{кон}} = 0,184 \cdot 1340 = 247 \approx 247 \text{ кг.}$$

Розраховані значення мас занесені до таблиці 1.3:

Таблиця 1.3 – Значення розрахованих мас літака

$m_{\text{кон}}, \text{ кг}$	$m_{\text{пал}}, \text{ кг}$	$m_{\text{с.у}}, \text{ кг}$	$m_{\text{об.кер}}, \text{ кг}$	$m_{\text{к}}, \text{ кг}$	$m_{\text{ф}}, \text{ кг}$	$m_{\text{оп}}, \text{ кг}$	$m_{\text{ш}}, \text{ кг}$
1340	1059	562	562	527	478	88	247

### 1.1.7 Розрахунок маси літака в першому наближенні

Злітна маса дорівнює сумі всіх складових, можна визначити за наступною формулою [6]:

$$m_0 = m_{\text{констр}} + m_{\text{с.у}} + m_{\text{об.кер}} + m_{\text{п}} + m_{\text{ц.н}} + m_{\text{с.н}},$$

де  $m_{\text{кон}} = f_1(m_0, \text{параметри крила})$  – маса конструкції;  $m_{\text{с.у}} = f_2(m_0, \text{параметри силової установки})$  – маса силової установки;  $m_{\text{об.кер}} = f_3(m_0, \text{параметри обладнання керування та всього літака})$  – маса обладнання и управління;  $m_{\text{п}} = f_4(m_0, V, L, H, c_p, K = c_y/c_x, \text{ режим польоту})$  – маса палива;  $m_{\text{ц.н}} = \text{const}$  – задане цільове навантаження;  $m_{\text{с.л}} = \text{const}$  – відоме службове навантаження.

Залежність  $m_{\text{констр}}, m_{\text{с.у}}, m_{\text{об.кер}}$  від  $m_0$  дуже сильна і складна, залежність  $m_{\text{п}}$  від  $m_0$  майже лінійна. В результаті виходить складне трансцендентне рівняння, яке не може бути вирішено щодо  $m_0$  в явному (кінцевому) вигляді. Вихід з цієї складності при розрахунку злітної маси першого наближення наступний.

Щоб зменшити вплив  $m_0$  на  $m_{\text{кон}}, m_{\text{с.у}}, m_{\text{об.кер}}, m_{\text{п}}$ , розділимо обидві частини (1.4) на  $m_0$ , отримаємо:

$$1 = \bar{m}_{\text{кон}} + \bar{m}_{\text{с.у}} + \bar{m}_{\text{об.кер}} + \bar{m}_{\text{п}} + \frac{m_{\text{ц.н}} + m_{\text{с.н}}}{m_0}, \quad (1.4)$$

Відносна маса палива у першому наближенні можна визначити за наступною формулою:

$$\bar{m}_{\text{п}} = 2,1 \cdot \left( 1 - e^{\frac{-L \cdot c_p}{V_{\text{крей}} \cdot K_{\text{max}}}} \right) = 2,1 \cdot \left( 1 - e^{\frac{-2400 \cdot 0,55}{660 \cdot 16}} \right) = 0,246$$

Маса обладнання знаходиться за наступною формулою:

$$\begin{aligned} m_{\text{об.кер.сл}} &= 95 \cdot n_{\text{пас}} \cdot (5 \cdot 10^{-5} \cdot L + 0,66) = \\ &= 95 \cdot 6 \cdot 5 \cdot 10^{-5} \cdot 2400 + 0,66 = 443 \text{ кг} \end{aligned}$$

Дані для розрахунку:  $\bar{m}_{\text{констр}} = 0,31$ ;  $\bar{m}_{\text{с.у}} = 0,13$ ;

Розрахунок маси літака в першому наближенні за наступною формулою:

$$m_{(0)1} = \frac{m_{ц,н} + m_{об,кер} + m_{с,н}}{1 - \bar{m}_{констр} - \bar{m}_{с,у} - \bar{m}_{п}} =$$

$$= \frac{720 + 443 + 80}{1 - 0,31 - 0,13 - 0,246} = 3958$$

### 1.1.8 Розрахунок маси літака у другому наближенні

Розглянемо визначення  $m_{(0)2}$  по елементам.

Маса конструкції складається із наступних величин маси крила, фюзеляжа, оперення, та шасі. В відносних величинах:

$$\bar{m}_{кон} = \frac{m_{кон}}{m_0} = \bar{m}_{кр} + \bar{m}_{ф} + \bar{m}_{оп} + \bar{m}_{ш}$$

#### 1.1.8.1 Відносна маса крила

Дані для розрахунку відносної маси крила:

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

$k_2 = 1,6$ ; - коефіцієнт, що враховує наявність напливів крила, інтерцепторів, закрилків, передкрилків;

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

$c_0 = 0,12$ ;  $\chi = \frac{2 \cdot 3,14}{180}$ ;  $\lambda = 9,3$ ;  $\eta = 2,4$ ;  $\mu = 1,2$ ; - подовження, відносна товщина, стрілоподібність по 0,25 хорди, звуження крила;

$p_0 = 220$  питома навантаження на крило

$\varphi = 0,5$ ; коефіцієнт, який враховує розвантаження

$n_p = 3,4$ ; - задане нормами міцності розрахункове навантаження

Відносна маса крила визначається за наступною формулою:

$$\bar{m}_{кр} = \frac{7 \cdot k_1 \cdot n_p \cdot \varphi \cdot \lambda \cdot \sqrt{m_0}}{10^4 \cdot p_0 \cdot (c_0)^{0,75} \cdot \cos(\chi)^{1,5}} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \cdot \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3}\right) + \frac{4,5 \cdot k_2 \cdot k_3}{p_0} + 0,015 =$$

$$= \frac{7 \cdot 1,05 \cdot 3,4 \cdot 0,5 \cdot 10 \cdot \sqrt{3958}}{10^4 \cdot 220 \cdot 0,12^{0,75} \cdot \cos\left(\frac{2 \cdot 3,14}{180}\right)^{1,5}} \cdot \frac{2,4 + 4}{2,43 + 1} \cdot \left(1 - \frac{1,2 - 1}{2,4 + 3}\right) +$$

$$+ \frac{4,5 \cdot 1,6 \cdot 1,05}{180} + 0,015 = 0,127$$

### 1.1.8.2 Відносна маса фюзеляжу

Розрахунок проводимо за допомогою формули В.М. Шейніна [7], для розрахунку використовуємо наступні вхідні дані:

$R_{дв}$ ; -коєфіцієнт що враховує чи з'єднаний двигун з фюзеляжем, якщо ні то  $R_{дв} = 1$ ,  $l_{\phi} = 12,6$  м;  $P_{каб} = 1,77$  даН/кг.

Розрахунок:

$$\begin{aligned}\bar{m}_{\phi} &= 1,14 \cdot R_{дв} \cdot (1 + 0,4 \cdot 1,77) \cdot 1_{\phi}^{1,5} \cdot m_0^{\frac{-3}{4}} = \\ &= 1,14 \cdot 1 \cdot (1 + 0,4 \cdot 1,77) \cdot 14^{1,5} \cdot 3958^{\frac{-3}{4}} = 0,112\end{aligned}$$

### 1.1.8.3 Відносна маса оперення

Дані для розрахунку нам знадобляться наступні дані, розрахунок проводимо із використання формули [7]:

$k_v = 0,643 + 0,8 \cdot 10^{-3} \cdot V_{крейс}$ ; - коєфіцієнт враховуючий швидкість

$k_M = 1$ ; - коєфіцієнт що враховує маневреність

$S_{оп} = 10$ ; -площа оперення

$$\begin{aligned}\bar{m}_{оп} &= \frac{k_v \cdot k_M}{m_0} \cdot (4 \cdot 4 + 0,8 \cdot 10^{-8} \cdot m_0) \cdot s_{оп} = \\ &= \frac{(0,643 + 0,8 \cdot 10^{-3} \cdot 351)}{3958} \cdot (4 \cdot 4 + 0,8 \cdot 10^{-8} \cdot 3958) \cdot 10 = 0,017\end{aligned}$$

### 1.1.8.4 Відносна маса шасі

Для розрахунку відносної маси шасі використовуємо наступну формулу [7]:

$$m_{ш} = K_{MT} \cdot \frac{100 \cdot H_{OC}^2 \bar{m}_{Пос}}{m_0} \cdot K_{ЛА} \cdot K_{ОСТ} \cdot K_{БС} \cdot K_{\Pi} + \frac{K_{ВП\Pi}}{\sqrt{P_{\text{ш}}}} = 0,03 \dots 0,05$$

Допоміжні коєфіцієнти приймаємо з [7] вони дорівнюють:

$$K_{ЛА} = 1; K_{ОСТ} = 1,5; K_{БС} = 1,4; K_{\Pi} = 1; K_{ВП\Pi} = 0,025; K_{MT} = 0,7;$$

$$\bar{m}_{Пос} = 0,743; P_{\text{ш}} = 0,8 \text{ (МПа)};$$

Розрахунок відносної маси:

$$m_{ш} = 0,7 \cdot \frac{100 \cdot 1,3^2 \cdot 0,743}{3958} \cdot 1 \cdot 1,4 \cdot 1,4 \cdot 1 + \frac{0,025}{\sqrt{0,8}} = 0,033$$

### 1.1.8.5 Відносна маса силової установки

Розрахунок маси силової установки проводимо за допомогою [6] для цього розрахунку використаємо наступні параметри:

$n_{\text{дв}} = 2$ ; - кількість двигунів, встановлених на літаку;

$n_{\text{дв, реверс}} = 2$ ; - кількість двигунів, обладнаних реверсом тяги;

$y = 2,8$ ; - ступінь двоконтурності двигуна;

$k_1 = 1$ ; - коефіцієнт, що враховує кількість і розташування двигунів на літаку;

$t_0 = 0,3$  - відносна тягоозброєність.

Питому вагу розрахуємо за допомогою наступної формули:

$$\begin{aligned} \gamma_{\text{дв}} &= 0,22 - 0,0288 \cdot y + 0,0077 \cdot y^{1,5} = \\ &= 0,22 - 0,0288 \cdot 2,8 + 0,0077 \cdot 2,8^{1,5} = 0,216 \end{aligned}$$

Коефіцієнт врахування збільшення маси силової установки порівняно з масою двигунів розрахуємо по наступній формулі:

$$\begin{aligned} R &= k_1 \cdot \left( 1 + 0,1 \cdot \frac{n_{\text{дв, реверс}}}{n_{\text{дв}}} \right) \cdot \left[ 1 + \frac{0,0236}{\gamma_{\text{дв}}} \cdot (1,62 + 0,275 \cdot y^{0,75})^2 \right] = \\ &= 1 \cdot \left( 1 + 0,1 \cdot \frac{2}{2} \right) \cdot \left[ 1 + \frac{0,0236}{0,216} \cdot (1,62 + 0,275 \cdot 2,8^{0,75})^2 \right] = 1,834 \end{aligned}$$

Тепер ми можемо розрахувати відносну масу силової установки використовуючи наступну формулу:

$$\bar{m}_{\text{с,у}} = R \cdot \gamma_{\text{дв}} \cdot t_0 = 1,834 \cdot 0,216 \cdot 0,3 = 0,118$$

### 1.1.8.6 Відносна маса обладнання і керування

Розрахунок маси обладнання і керування скористаємося формулою [1]:

$$\begin{aligned} \bar{m}_{\text{об.кер}} &= \frac{200}{\left[ m_0 + 0,2 \cdot m_{\text{ц,н}} \cdot \left( 1 + \frac{0,1 \cdot L}{V_{\text{крейс}}} \right) + 0,08 \right]} = \\ &= \frac{200}{3958 + 0,2 \cdot 720 \cdot \left( 1 + \frac{0,1 \cdot 2400}{660} \right) + 0,08} = 0,027 \\ m_{\text{об.кер}} &= m_0 \cdot \bar{m}_{\text{об.кер}} = 3958 \cdot 0,027 = 101 \end{aligned}$$

### 1.1.8.7 Маса конструкції

$$\bar{m}_{\text{кон}} = \bar{m}_{\text{об.кер}} + \bar{m}_{\text{кр}} + \bar{m}_{\phi} + \bar{m}_{\text{оп}} + \bar{m}_{\text{ш}} =$$

$$= 0,027 + 0,127 + 0,017 + 0,112 + 0,033 = 0,316$$

$$m_{\text{кон}} = m_0 \cdot \bar{m}_{\text{кон}} = 3958 \cdot 0,316 = 1250$$

Злітна маса літака у другому наближенні знаходиться за наступною формулою

$$(m_0)_2 := \frac{m_{\text{ц,н}} + m_{\text{об,кер}} + m_{\text{кон}}}{1 - \bar{m}_{\text{С у}} - \bar{m}_{\text{п}}} =$$

$$= \frac{720 + 101 + 1250}{1 - 0,118 - 0,246} = 3762$$

### 1.1.9 Перевірка двигуна та його характеристик

Далі необхідно визначити стартову тягу двигунів  $P_0$ . Її визначають на основі зібраних статистичних значень тягоозброєності  $t_0$  таблиця 1.1. Для цього необхідно установити значення для  $t_0$  власного літака.

Після цього можна знайти стартову сумарну тягу двигунів за формулою 1.4 [9].

$$P_0 = g \cdot m_0 \cdot t_0, \quad (1.4)$$

де  $P_0$  – стартова сумарна тяга двигуна, Н;  $g = 9,82$  – прискорення вільного падіння на поверхні Землі, м/с<sup>2</sup>;  $m_0$  – злітна маса літака в нульовому наближенні, кг;  $t_0 = 0,3$  – значення тягоозброєності визначеного на основі зібраних статистичних даних.

Розрахуємо її :

$$P_0 = 9,82 \cdot 3762 \cdot 0,3 = 12721 \text{ Н}$$

Далі визначають стартову тягу одного двигуна за формулою 1.5 [9].

$$P_{0 \text{ потр}} = \frac{P_0}{n} \quad (1.5)$$

де  $n$  – кількість двигунів у літаку.

$$P_{0 \text{ потр}} = \frac{12721}{2} = 6360,5 \text{ Н}$$

За розрахованою потрібною тягою, за каталогом авіаційних двигунів, підбираємо двигун Pratt & Whitney Canada PW615 (рисунок 1.7). В таблиці 1.4 наведені характеристики двигуна.

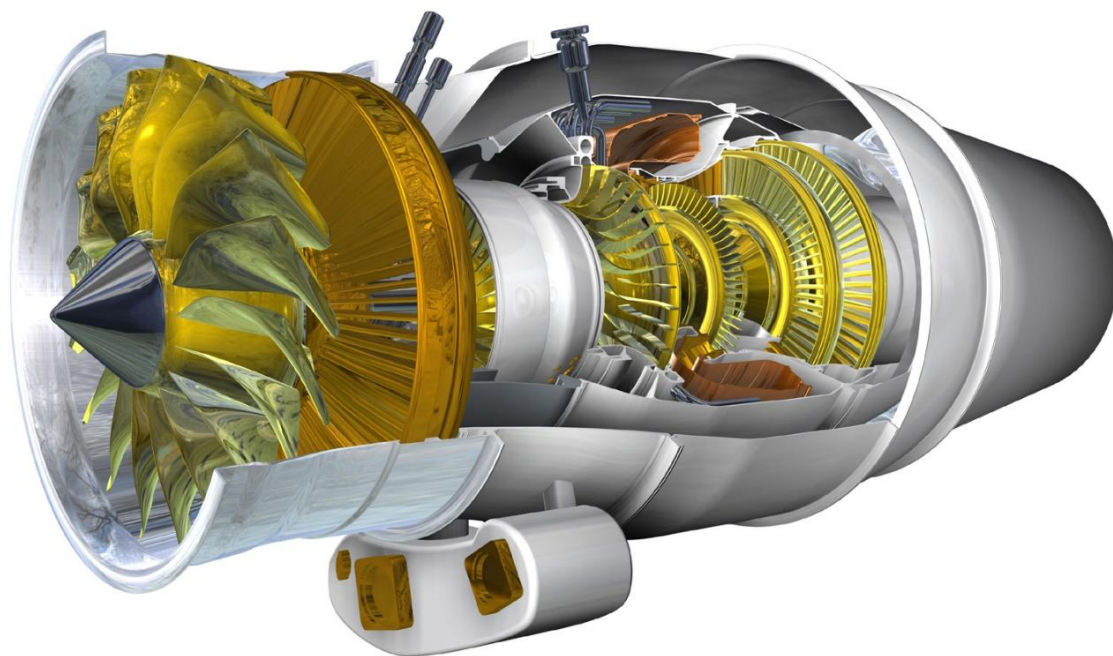


Рисунок 1.7 – Схема двигуна International Pratt & Whitney Canada PW615

Таблиця 1.1 – Характеристики двигуна PW615

Найменування	Значення
Злітна тяга, кН	6,5
Діаметр двигуна, мм	406
Довжина двигуна, мм	1156
Маса двигуна, кг	140
Ступінь двоконтурності	$m=2,8$
Питома витрата палива, кг/кН/год	46

**1.1.10** Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Визначення положення центру мас. Розробка загального вигляду літака.

### 1.1.10.1 Визначення геометричних характеристик крила

Площу крила розраховують по формулі 1.6. [1, 11]:

$$S = \frac{m_0 \cdot g}{10 \cdot p_0}, \quad (1.6)$$

де  $g = 9,82$  – прискорення вільного падіння на поверхні Землі, м/с<sup>2</sup>;  $m_0$  – злітна маса літака в нульовому наближенні, кг;  $p_0 = 220$  – питома навантаження на крило при зльоті, що знаходимо за статистичними даними із таблиця 1.1, кг/м<sup>2</sup>.

$$S = \frac{3762 \cdot 9,82}{10 \cdot 220} = 19,275 \text{ м}^2.$$

Розмах крила (формула 1.7) при  $\lambda = 9,3$ .

$$l = \sqrt{\lambda \cdot S}, \quad (1.7)$$

$$l = \sqrt{9,3 \cdot 19,275} = 13,389 \text{ м.}$$

Кориневу (по осі симетрії літака)  $b_0$  і кінцеву  $b_k$  хорди крила визначаємо виходячи зі значень (формули 1.8, 1.9) при  $S=19,275 \text{ м}^2$ ,  $\eta=2,4$ ,  $l = 13,389 \text{ м}$ :

$$b_0 = \frac{S}{l} \cdot \frac{2 \cdot \eta}{\eta + 1}, \quad (1.8)$$

$$b_0 = \frac{19,275}{13,389} \cdot \frac{2 \cdot 2,4}{2,4 + 1} = 2,032 \text{ м};$$

$$b_k = \frac{b_0}{\eta}, \quad (1.9)$$

$$b_k = \frac{2,032}{2,4} = 0,847 \text{ м.}$$

Середню аеродинамічну хорду (САХ) крила розраховуємо за формулою 1.10:

$$b_A = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta \cdot (\eta + 1)}, \quad (1.10)$$

$$b_A = \frac{2}{3} \cdot 2,032 \cdot \frac{2,4^2 + 2,4 + 1}{2,4 \cdot (2,4 + 1)} = 1,521 \text{ м.}$$



Координати САХ визначаємо за співвідношенням формула 1.11:

$$z_A = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta+2}{\eta+1}, \quad (1.11)$$

$$z_A = \frac{13,389}{6} \cdot \frac{2,4+2}{2,4+1} = 2,888 \text{ м.}$$

Координата САХ по осі 0x (формула 1.12):

$$x_A = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta+2}{\eta+1} \cdot \tan \chi_{п.к}, \quad (1.12)$$

де  $\tan \chi_{п.к} = 0,141$  – тангенс кута стрілоподібності крила по передній кромці крила.

$$x_A = \frac{13,389}{6} \cdot \frac{2,4+2}{2,4+1} \cdot 0,141 = 0,406 \text{ м.}$$

### 1.1.10.2 Визначення геометричних характеристик ГО

Площа горизонтального оперення розраховується за формулою 1.13 [1, 11].

$$S_{ГО} = \bar{S}_{ГО} \cdot S, \quad (1.13)$$

де  $\bar{S}_{ГО} = 0,26$  – із статистичних даних визначили значення відносної площі горизонтального оперення;  $S$  – площу крила, м<sup>2</sup>.

$$S_{ГО} = 0,26 \cdot 19,275 = 5,012 \text{ м}^2.$$

Розмах горизонтального оперення знаходимо формула 1.14 при  $\lambda_{ГО} = 5,2$ :

$$l_{ГО} = \sqrt{\lambda_{ГО} \cdot S_{ГО}}, \quad (1.14)$$

$$l_{ГО} = \sqrt{5,2 \cdot 5,012} = 5,105 \text{ м.}$$

Кориневу  $b_{0ГО}$  та кінцеву  $b_{кГО}$  хорду горизонтального оперення знайдемо виходячи з наступних значень формули 1.15, 1.16,  $S_{ГО} = 5,012 \text{ м}^2$ ,  $\eta = 2,3$ ,  $l = 5,1 \text{ м}$ :

$$b_{0ГО} = \frac{S_{ГО}}{l_{ГО}} \cdot \frac{2 \cdot \eta_{ГО}}{\eta_{ГО} + 1}, \quad (1.15)$$

$$b_{0ГО} = \frac{5,012}{5,105} \cdot \frac{2 \cdot 2,3}{2,3 + 1} = 1,369 \text{ м;}$$

$$b_{кГО} = \frac{b_{0ГО}}{\eta_{ГО}}, \quad (1.16)$$

$$b_{кГО} = \frac{1,369}{2,3} = 0,595 \text{ м.}$$

Знайдемо середню аеродинамічну хорду (САХ) горизонтального оперення

розраховуючи її за формулою 1.17:

$$b_{АГО} = \frac{2}{3} \cdot b_{0ГО} \cdot \frac{\eta_{ГО}^2 + \eta_{ГО} + 1}{\eta_{ГО} \cdot (\eta_{ГО} + 1)}, \quad (1.17)$$

$$b_{АГО} = \frac{2}{3} \cdot 1,369 \cdot \frac{2,3^2 + 2,3 + 1}{2,3 \cdot (2,3 + 1)} = 1,033 \text{ м.}$$

Знайдемо координату САХ за розмахом горизонтального оперення визначасмо із співвідношенням 1.18:

$$z_{АГО} = \frac{l_{ГО}}{6} \cdot \frac{\eta_{ГО} + 2}{\eta_{ГО} + 1}, \quad (1.18)$$

$$z_{АГО} = \frac{5,105}{6} \cdot \frac{2,3 + 2}{2,3 + 1} = 1,109 \text{ м.}$$

Визначаймо координату САХ по осі 0х формула 1.19:

$$x_{АГО} = z_{АГО} \cdot \tan \chi_{п.к.ГО}, \quad (1.19)$$

де  $\tan \chi_{п.к.ГО} = 0,424$  – тангенс кута стрілоподібності ГО за передньою кромкою ГО.

$$x_{АГО} = 1,109 \cdot 0,424 = 0,471 \text{ м.}$$

### 1.1.10.3 Визначення геометричних характеристик ВО

Розрахуємо площу ВО по формулі 1.20 [1, 11]:

$$S_{ВО} = \bar{S}_{ВО} \cdot S, \quad (1.20)$$

де  $\bar{S}_{ВО} = 0,22$  – відносна площа ВО;  $S$  – площа крила, м<sup>2</sup>.

$$S_{ВО} = 0,22 \cdot 19,275 = 4,241 \text{ м}^2.$$

Розрахунок розмаху ВО формула 1.21 при значенні  $\lambda_{ВО} = 1$ .

$$l_{ВО} = \sqrt{\lambda_{ВО} \cdot S_{ВО}}, \quad (1.21)$$

$$l_{ВО} = \sqrt{1 \cdot 4,241} = 2,059 \text{ м.}$$

Знайдем корневу  $b_{0ВО}$  і кінцеву  $b_{кВО}$  хорди вертикального оперення виходячи із наступних значень формули 1.22, 1.23 при  $S_{ВО} = 4,241 \text{ м}^2$ ,  $\eta = 1,7$ ,  $l = 2,059 \text{ м}$ :

$$b_{0ВО} = \frac{S_{ВО}}{l_{ВО}} \cdot \frac{2 \cdot \eta_{ВО}}{\eta_{ВО} + 1}, \quad (1.22)$$

$$b_{0ВО} = \frac{4,241}{2,059} \cdot \frac{2 \cdot 1,7}{1,7 + 1} = 2,594 \text{ м,}$$

$$b_{кВО} = \frac{b_{0ВО}}{\eta_{ВО}}, \quad (1.23)$$

$$b_{кВО} = \frac{2,594}{1,7} = 1,526 \text{ м.}$$

Розрахуємо довжину САХ ВО скориставшись формулою 1.24:

$$b_{аВО} = \frac{2}{3} \cdot b_{0ВО} \cdot \frac{\eta_{ВО}^2 + \eta_{ВО} + 1}{\eta_{ВО} \cdot (\eta_{ВО} + 1)}, \quad (1.24)$$

$$b_{аВО} = \frac{2}{3} \cdot 2,594 \cdot \frac{1,7^2 + 1,7 + 1}{1,7 \cdot (1,7 + 1)} = 2,106 \text{ м.}$$

Знайдемо положення САХ ВО по осі 0y по співвідношенню формула 1.25:

$$z_{аВО} = \frac{l_{ВО}}{3} \cdot \frac{\eta_{ВО} + 2}{\eta_{ВО} + 1}, \quad (1.25)$$

$$z_{аВО} = \frac{2,059}{3} \cdot \frac{1,7 + 2}{1,7 + 1} = 0,941 \text{ м.}$$

Розрахуємо координату САХ ВО по осі 0x формула 1.26:

$$x_{аВО} = z_{аВО} \cdot \tan \chi_{п.к.ВО}, \quad (1.26)$$

де  $\tan \chi_{п.к.ВО} = 1,036$  – тангенс кута стрілоподібності ВО за передньою кромкою ВО.

$$x_{аВО} = 0,941 \cdot 1,036 = 0,974 \text{ м.}$$

Координату центру мас літака визначають к довжині САХ крила  $b_A$  уздовж осі 0x по формулі формула 1.27:

$$x_{ц.м} = k \cdot b_A, \quad (1.27)$$

де  $k = 0,26$  – коефіцієнт для розрахунку центру мас, данного типу літаків.

$$x_{ц.м} = 0,26 \cdot 1,521 = 0,396 \text{ м.}$$

#### 1.1.10.4 Визначення розмірів фюзеляжу

Знайдемо довжину фюзеляжу  $l_\phi$  формула 1.28 [1, 11]:

$$l_\phi = \lambda_\phi \cdot D_\phi, \quad (1.28)$$

де  $\lambda_\phi = 7$  – відносне подовження фюзеляжу;  $D_\phi = 1,8$  – діаметр фюзеляжу, м.

$$l_\phi = 7 \cdot 1,8 = 12,6 \text{ м.}$$

Розрахуємо довжину носової частини фюзеляжу  $l_{н.ч.ф}$  формула 1.29:

$$l_{\text{н.ч.ф}} = \lambda_{\text{н.ч.ф}} \cdot D_{\text{ф}}, \quad (1.29)$$

де  $\lambda_{\text{н.ч.ф}} = 1,6$  – значення відносного подовження у носовій частині фюзеляжу.

$$l_{\text{н.ч.ф}} = 1,6 \cdot 1,8 = 2,88 \text{ м.}$$

Розрахуємо довжину хвостової частини фюзеляжу  $l_{\text{хв.ч.ф}}$  формула 1.30:

$$l_{\text{хв.ч.ф}} = \lambda_{\text{хв.ч.ф}} \cdot D_{\text{ф}}, \quad (1.30)$$

де  $\lambda_{\text{хв.ч.ф}} = 2,5$  – значення відносного подовження у хвостовій частині фюзеляжу.

$$l_{\text{хв.ч.ф}} = 2 \cdot 3,95 = 7,9 \text{ м.}$$

### 1.1.10.5 Визначення параметрів шасі

Схему обраного трьохопорного шасі показано на (рисунок 1.8):

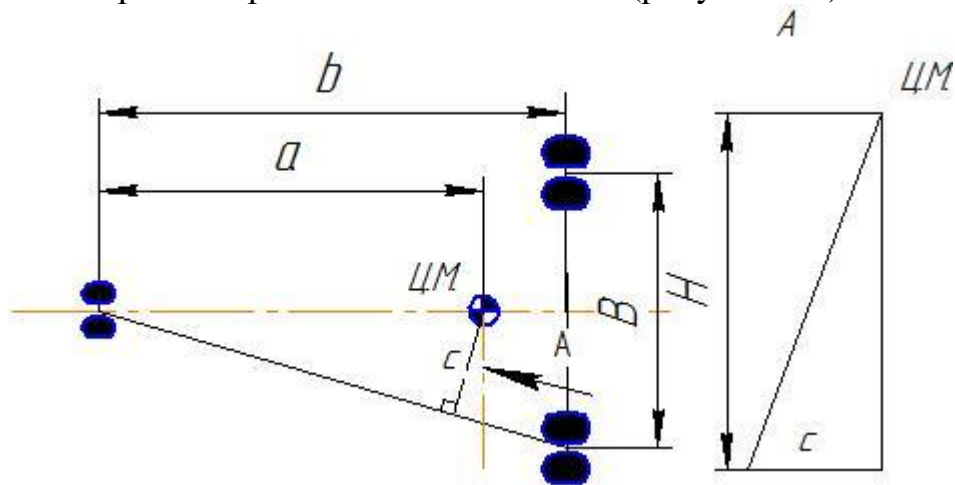


Рисунок 1.8 – Схема трьохопорного шасі:

$b$  – база шасі;  $B$  – колія шасі;  $e$  – винос головних коліс;  $a$  – винос передніх коліс;

$h$  – винос шасі;  $H$  – висота центру мас шасі.

Базу шасі  $b$  треба вибрати з умови забезпечення необхідних експлуатаційних якостей літака при маневруванні по аеродрому. Вона залежить від довжини фюзеляжу  $l_{\text{ф}}$  і розраховується за допомогою формули 1.31 [1, 11]:

$$b = k \cdot l_{\text{ф}}, \quad (1.31)$$

де  $k = 0,4$  – коефіцієнт для розрахунку, звичайно має діапазон значень від 0,3 до 0,4, але при проведенні статистичного аналізу було встановлено що для даного типу літака краще прийняти значення 0,416.

$$b = 0,416 \cdot 12,6 = 5,24 \text{ м.}$$

Винесення передньої опори визначають таким чином, щоб при стоянці ЛА навантаження на опору складало приблизно від 6% до 12% маси літака.

Скориставшись формулою 1.32 знайдем винос головних коліс  $e$ :

$$e = k \cdot b, \quad (1.32)$$

де  $k = 0,12$  – коефіцієнт, має діапазон значень від 0,12 до 0,06.

$$e = 0,12 \cdot 5,24 = 0,617 \text{ м.}$$

Порахуємо винос передніх коліс  $a$  скориставшись формулою 1.33 :

$$a = k \cdot b \quad (1.33)$$

де  $k = 0,88$  – коефіцієнт, має діапазон значень від 0,88 до 0,94.

$$a = 0,88 \cdot 5,24 = 4,623 \text{ м.}$$

Висоту шасі визначають з умови забезпечення мінімального зазору 200...250 мм між поверхнею ЗПС і конструкцією літака (фюзеляжем, крилом, двигунами, гвинтами, підфюзеляжними гребенями і т.д.) при роздільному й одночасному обтисненні пневматиків та амортизаторів, установлених на головних і носових опорах. Цей зазор необхідно визначати і при посадці літака з креном. Кут тангажа літака при цьому дорівнює посадковому, а розмір крену -  $4^\circ$ [11].

### **1.1.11 Вибір, обґрунтування, розробка та ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака**

При виборі конструктивно-силових схем агрегатів літака необхідно враховувати наступні умови:

– маса конструкції планера літака для заданих умов повинна бути меншою, що досягається раціональною передачею навантаження на елементах конструкції при необхідній жорсткості;

– конструкція повинна бути технологічною, тобто такою, щоб для її виготовлення

могла бути застосована найбільш проста й раціональна технологія;

–конструкція повинна мати високий ступінь живучості, тобто здатність витримувати експлуатаційні навантаження при часткових руйнуваннях окремих її елементів і відповідати вимогам щодо втомної міцності;

–конструкція повинна забезпечувати найбільші зручності в експлуатації літака завдяки раціональному розміщенню люків і експлуатаційних роз'ємів в агрегатах для підходу до силовій установки, обладнання та ін. [11].

### 1.1.11.1 Вибір і обґрунтування конструктивно-силової схеми крила

Для наближеного вибору конструктивно-силової схеми крила використовується поняття умовного лонжерона, ширина пояса якого становить 0,6 хорди крила в розрахунковому перерізі. При розрахунках використовуємо значення кореневої хорди  $b_0$ . Товщину умовного пояса лонжерона визначаємо за формулою 1.34:

$$\delta_y = \frac{(p_0 \cdot S \cdot z_A - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i - m_{кр} \cdot g \cdot z_A) n_p}{0,96 \cdot \bar{c} \cdot b_0^2 \cdot \sigma_p} \quad (1.34)$$

де  $p_0$  – питоме навантаження на крило при зльоті, Н/м<sup>2</sup>;  $S$  – площа крила, м<sup>2</sup>;  $z_A$  – координати САХ по розмаху крила, м;  $m_i$  – маса вантажу, розташованого на крилі, кг;  $g$  – 9,82 – прискорення вільного падіння на поверхні Землі, м/с<sup>2</sup>;  $z_i$  – координата центру мас вантажу, розташованого на крилі, м;  $m_{кр}$  – маса крила, кг;  $n_p$  – коефіцієнт розрахункового перевантаження;  $\bar{c}$  – відносна товщина профілю крила;  $b_0$  – коренева хорда крила, м;  $\sigma_p$  – руйнівне навантаження матеріалу пояса лонжерона, МПа.

$$n_p = n_y^e \cdot f,$$

де  $n_y^e$  – максимальне експлуатаційне перевантаження;  $f$  – коефіцієнт безпеки.

$$n_y^e = 2,1 + \frac{10890}{m_0 + 4540} = 2,1 + \frac{10890}{3762 + 4540} = 3,328,$$

$$n_p = 3,328 \cdot 1,5 = 5,$$

$$\delta_y = \frac{((2200 \cdot 19,27 \cdot 2,887) - 526 \cdot 9,82 \cdot 2,887) \cdot 5}{0,96 \cdot 0,12 \cdot 2,032^2 \cdot 330 \cdot 10^6} = 3,423 \text{ мм.}$$

Конструктивно-силову схему крила можна вибрати також за критерієм інтенсивності моментного навантаження, що діє на крило. Величина інтенсивності моментного навантаження для кореневого перерізу крила визначається за виразом:

$$\frac{M}{H^3} = \frac{((p_0 \cdot S - m_{кр} \cdot g) \cdot z_A - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i) n_p}{1,28 \cdot (\bar{c} \cdot b_0)^3},$$

де  $M$  – згинаючий момент, Н/м;  $H$  – розрахункова висота профіля крила, м.

$$\frac{M}{H^3} = \frac{((220 \cdot 19,27 - 526 \cdot 9,82) \cdot 2,887) \cdot 5}{1,28 \cdot (0,12 \cdot 2,032)^3} = 28,781 \text{ МПа.}$$

Хоча  $\delta_y > 3$  мм, а  $\frac{M}{H^3} > 15$  МПа, приймаємо лонжеронну схему крила, бо майже всі літаки прототипи мають лонжеронну схему крила.

Поздовжній силовий набір крила складається з 3-х лонжеронів. Перший і другий лонжерон кріпляться до силових шпангоутів 15 і 18 відповідно. Розташуємо лонжерони на відстані 8% хорди, другий на відстані 29,5% хорди крила, третій 70% хорди, крок стрингерів 80 мм між переднім та середнім лонжероном, та 110 між середнім та заднім лонжероном. Форма крила в плані – трапецієподібна.

Поперечний набір консолі крила складається з 16 нервюр, з них 10 звичайних і 6 силових. До нервюр №3, №9, кріпляться вузли навішування закрилка, донервюрам №11, №15-вузли навішування елерону. Нервюра №1-коренева, нервюра №16-кінцева, до неї кріпиться законцовка крила.

Крок нервюр – 380 мм. [1, 2]. Конструктивно-силова схема консолі крила дивись(рисунок 1.9):

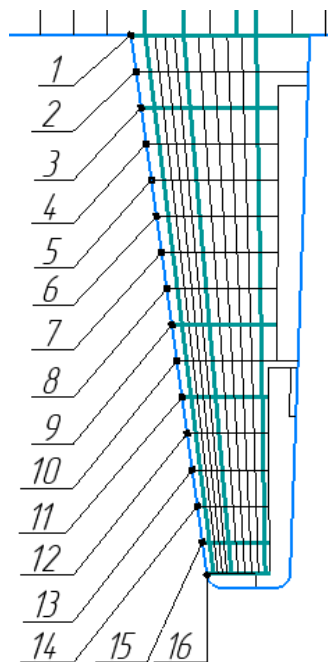


Рисунок 1.9 – Конструктивно-силова схема крила:

### 1.1.11.2 Вибір і обґрунтування конструктивно-силової схеми фюзеляжу

Більшість сучасних літаків мають схему фюзеляжу балочно-стрингерну, що складається з обшивки, підкріпленої стрингерами і шпангоутами, яка сприймає разом із стрингерами вісьові сили (розтягання-стискання) при сприйнятті згинаючих моментів  $M_z$  і  $M_y$ , і на зсування від перерізують сил  $Q_v$  і  $Q_r$ , і від крутильного моменту  $M_k$ . У балочно-стрингерного фюзеляжу шпангоути ставляться частіше, щоб підвищити стійкість роботи стрингерів на стискання і обшивку – на зсування та стискання за рахунок зменшення відстаней між їх опорами.

Всього на фюзеляжі розміщено 38 шпангоутів, 12 з яких – силові: 1, 6, 11, 13, 19, 20, 22, 23, 27, 31, 32, 35.

До шпангоута 1 кріпиться носова частина фюзеляжу кабіна літака. Передній стояк шасі кріпиться до шпангоута 6. Між 11, 13, 20, 22, встановлені двері і аварійні виходи. Центроплан крила кріпиться до силових шпангоутів 19, 20, 23. До шпангоутів 27 та 31 кріпиться система кріплення двигуна. Вертекальне оперення кріпляться до шпангоутів 32 і 35. Відстань між шпангоутами: 350мм.

Конструктивно-силова схема фюзеляжу показана дивись (рисунок 1.10):

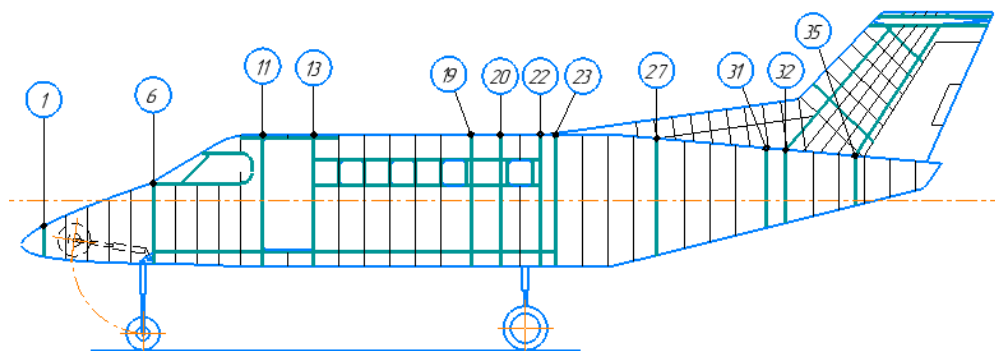


Рисунок 1.10 – Конструктивно-силова схема фюзеляжу

### 1.1.11.3 Вибір та обґрунтування КСС горизонтального оперення

Горизонтальне оперення має лонжеронне КСС і включає стабілізатор та кермо висоти. Стабілізатор виконаний за дволонжеронною схемою. Лонжерони розташовані на 17% та 50% хорд стабілізатора. Поперечний силовий набір стабілізатора складається з 11 нервюр, з них 3 силових. До нервюр 3, 10 кріпляться вузли навішування керма висоти. Нервюра №1-коренева.



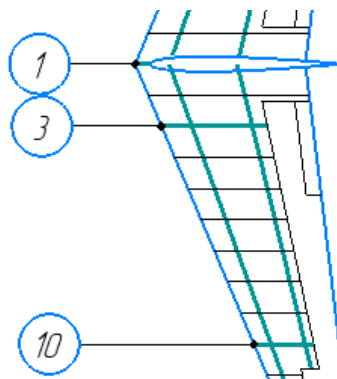


Рисунок 1.11– Конструктивно-силова схема вертикального оперення

#### 1.1.11.4 Вибір та обґрунтування КСС вертикального оперення

Вертикальне оперення складається з кіля та керма напрямку. Кіль стрілоподібний, дволонжеронної конструкції. Продольний силовий набір. Передній лонжерон розташований на 20% хорд кіля, задній – на 60% хорди кіля. Передній лонжерон кріпиться до шпангоуту 32, а задній – до шпангоуту 35. Між лонжеронами розташовані 3 трінгери з ходом між ними 240 мм. Поперечний силовий набір кіля складається із 8 нервюр, 4 з яких силові. До нервюр 1, 6 кріпляться вузли навішування керма висоти. Нервюра 7 та 8 – підкріплюють ГО. Нервюра 8 – кінцева. Конструктивно-силову схему вертикального оперення дивись (рисунок 1.11):

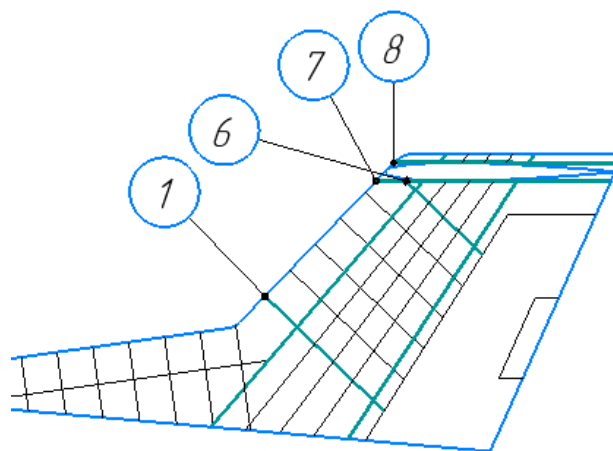


Рисунок 1.12 – Конструктивно-силова схема вертикального оперення

### **1.1.11.5 Вибір і обґрунтування конструктивно-силової схеми шасі**

Шасі літака виконано по «триопорній» схемі і прибирається в польоті. Воно складається з передньої ноги, правого та лівого стояків і ряду гідравлічних, механічних і електричних пристроїв, які прибирають і випускають стояки, управляють поворотом коліс переднього стояка, утримують стояки в крайніх положеннях, відкривають і закривають люки ніш, в яких розміщуються стояки в прибраному положенні, пускають у хід сигналізацію шасі про закінчення прибирання і випуску стояків, а також автоматично регулюють силу гальмування коліс головних стояків.

Носовий стояк шасі прибирається в носову частину фюзеляжу. Вибирається такий спосіб, щоб шасі прибиралися рухом вперед. Така схема має переваги: випуск носового стояка відбувається під дією сили тяжіння і швидкісного напору.

Головні стояки кріпляться до лонжерону і прибираються в крило. Така схема використовується на літаках з низьким розташуванням крила.

Прибирання і випуск переднього і головних стояків, відкриття замків їх підвіски, відкриття і закриття задніх люків ніш, в яких розміщуються передня і головні стояки після їх збирання, а також управління поворотом коліс переднього стійки і гальмами коліс головних стаяків здійснюється за допомогою гідравлічних циліндрів і пристроїв [1, 2].

## **1.2 Інтегроване моделювання літака**

У сучасному аерокосмічному індустріальному середовищі інтегроване проектування літаків стає ключовим етапом у створенні та оптимізації нових моделей. Застосування комп'ютерних систем проектування, зокрема САД системи КОМПАС 3D, відкриває перед інженерами широкі можливості для створення легких літаків з високою ефективністю та високим рівнем безпеки. Інтеграція різноманітних аспектів проектування в єдине комп'ютерне середовище дозволяє не лише спростити процес розробки, але і забезпечити високу точність та взаємодію між різними складовими конструкції літака. У даному розділі буде досліджено та проаналізовано важливі аспекти інтегрованого проектування легкого літака, зокрема зосередимося на оптимізації аеродинамічних характеристик, забезпеченні міцності та легкості конструкції, а також удосконаленні технічних рішень для досягнення максимальної продуктивності та надійності вищого рівня.

### 1.2.1 Моделювання фюзеляжу літака

У першому етапі нашого проекту ми проводимо аналіз та визначення ключових параметрів фюзеляжу, таких як його довжина, ширина, висота, а також обсяг пасажирських та вантажних відсіків. Для роботи на треба створити допоміжні площини які в подальшому будуть слугувати основою для ескізів перерізів фюзеляжу літака. На основі цих допоміжних площин ми створюємо детальні ескізи для подальшого розробки поверхонь літака (рисунок 1.12) та (рисунок 1.13).

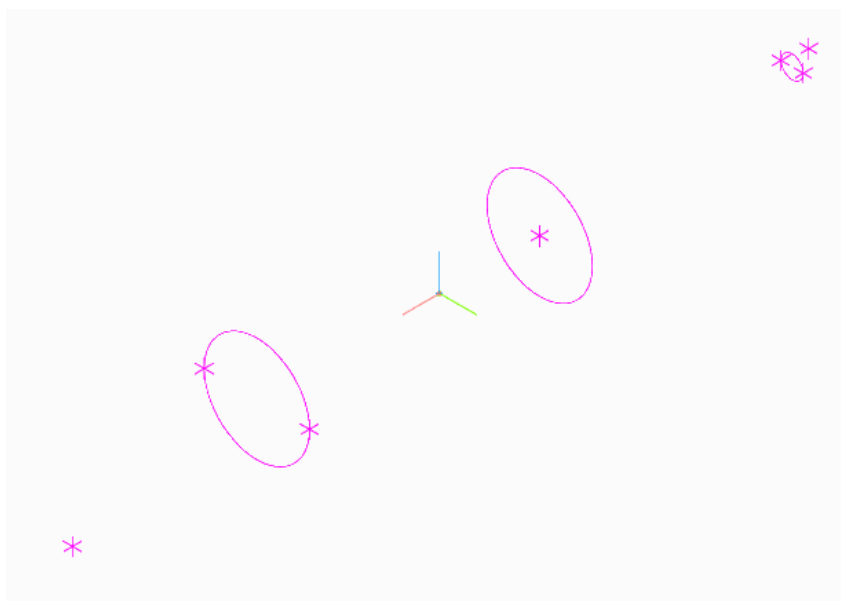


Рисунок 1.13 – Ескізи фюзеляжу ізометрія



Рисунок 1.14 – Ескізи фюзеляжу відносно площини XZ

У зв'язку із складною геометрією носової частини літака, передбачено індивідуальні ескізи для кожної робочої площини ZX та XY. З метою конструктивної точності та високої якості проектування, при виготовленні цих ескізів використовуються методи сплайн-інтерполяції для точного моделювання

геометричних форм (рисунок 1.14), (рисунок 1.15).



Рисунок 1.15 – Ескіз носової частини відносно площини XZ

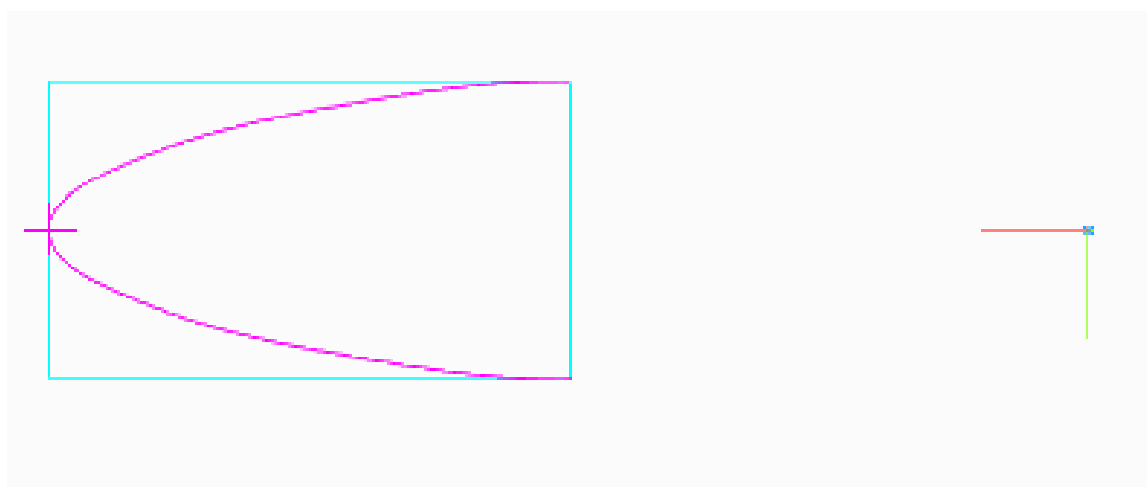


Рисунок 1.16 – Ескіз носової частини відносно площини XY

Враховуючи комплексну геометрію задньої частини літака, ми реалізуємо створення допоміжних ліній для цього сегменту. З метою спрощення процесу креслення та підвищення його ефективності, встановлюється допоміжна площина, орієнтована під конкретним кутом щодо площини XY. Графічне представлення допоміжних ліній для задньої частини фюзеляжу можна відзначити на (рисунок 1.16), (рисунок 1.17).

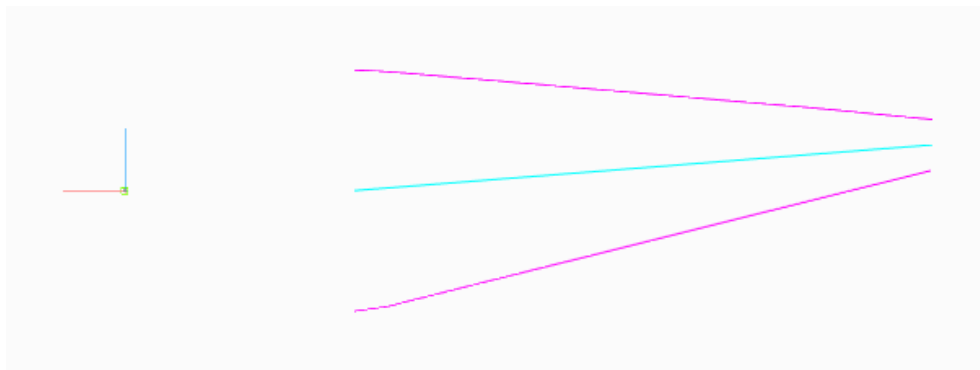


Рисунок 1.17 – Ескіз задньої частини відносно площини XZ

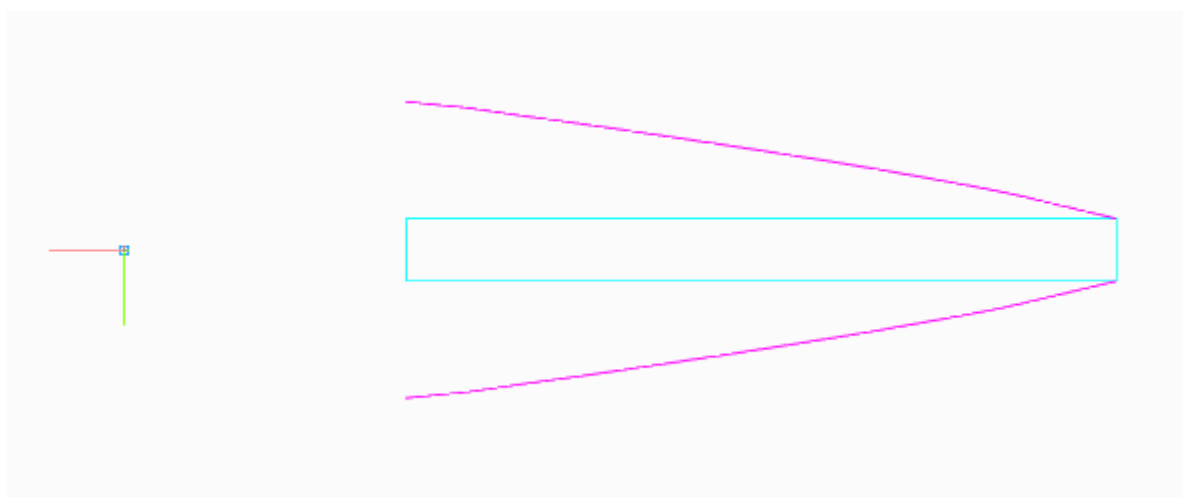


Рисунок 1.18 – Ескіз задньої частини відносно площини XY

Розробка задньої частини фюзеляжу є завданням, що вимагає великої уваги до деталей. Поверхня цієї області фюзеляжу повинна бути максимально аеродинамічною і закінчуватися в точці кінця літака, що додає додаткову складність процесу проектування. Геометрія кінця, по суті, може бути порівняна з половиною сферичної поверхні.

Для оптимального проектування необхідно визначити допоміжну площину, розташовану під конкретним кутом відносно площини XY. З метою уточнення бічних граней поверхні фюзеляжу створюються допоміжні лінії. Цей підхід дозволяє деталізувати форму та забезпечити точність виконання аеродинамічних вимог для кінцевої частини літака (рисунок 1.18).

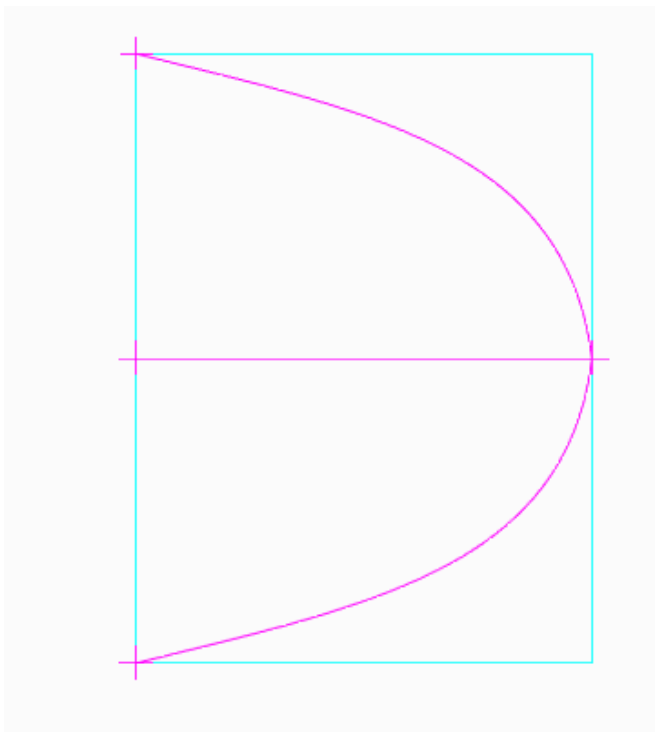


Рисунок 1.19 – Ескіз хвостової частини відносно площини XY

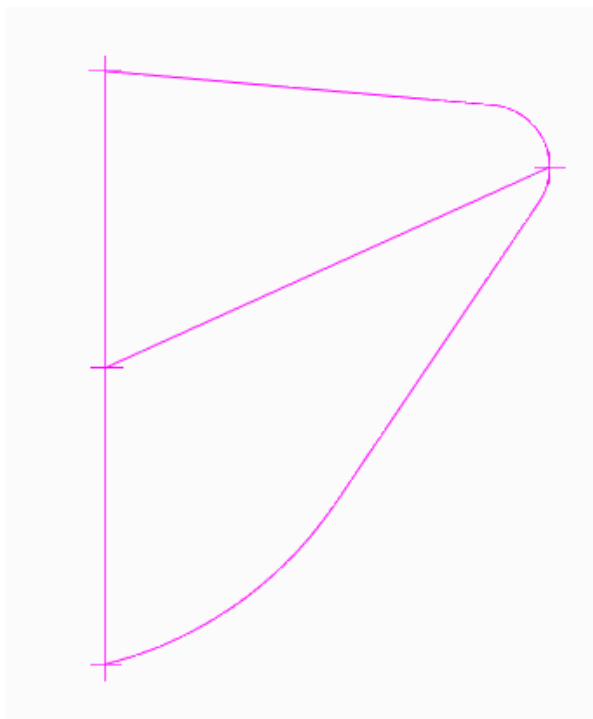


Рисунок 1.20 – Ескіз хвостової частини відносно площини XZ

На поточному етапі завершили створення допоміжних ліній та ескізів, які будуть використані в процесі проектування поверхні фюзеляжу. Для втілення цього використовуємо інструмент під назвою "Поверхня по мережі кривих". При цьому визначаємо наші допоміжні лінії як основу для цих поверхонь, що дозволяє нам ефективно та точно формувати геометрію фюзеляжу (рисунок 1.20).

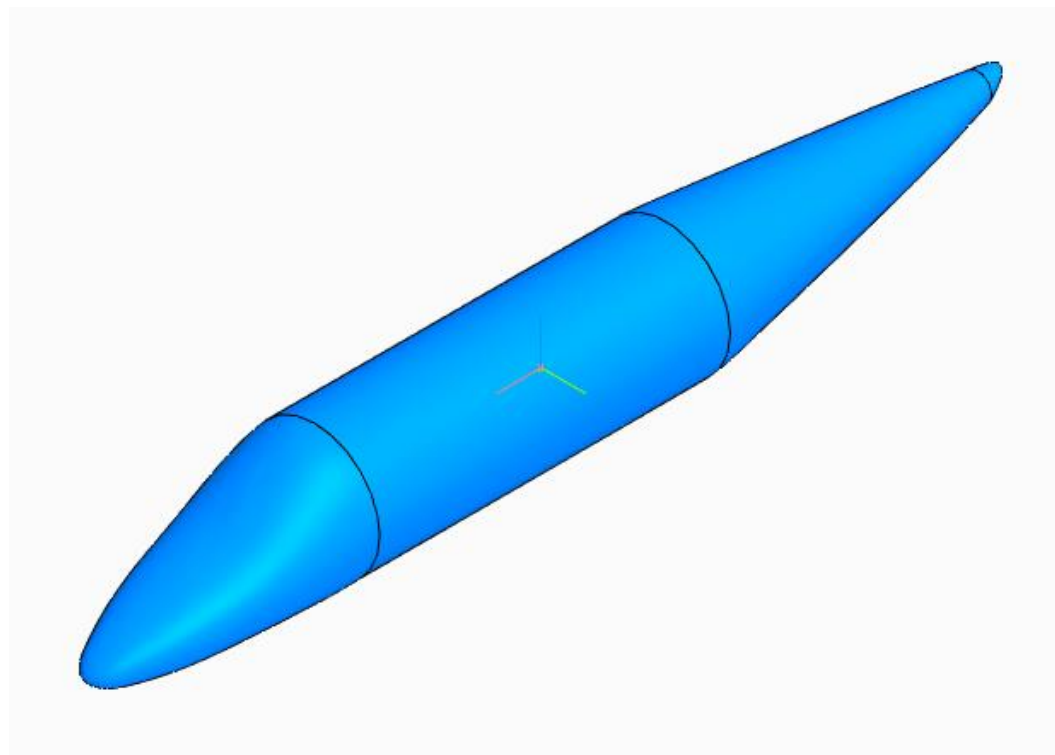


Рисунок 1.21 – Поверхні фюзеляжу ізометрія

### 1.2.2 Моделювання крила літака

Крило літака визнається важливою структурною складовою, і точність його моделювання вимагає високого рівня прецизії. Початковий етап моделювання крила включає створення допоміжних площин за допомогою інструменту "Зміщена площина". Ці площини розташовані відносно площини XZ на визначену відстань, при цьому одна з них позиціонована на площині XZ, це корнева частина крила.

Після встановлення цих допоміжних площин переходимо до креслення ескізів профілю крила. Допоміжні площини розташовані в корені та на кінці майбутнього крила. Для надання бажаної форми використовуємо інструмент "Крива Безьє", малюючи лінії профілю крила через задані точки на допоміжних площинах.

Ескізи профілів крила відносно площини XZ на цих частинах ілюструються на

(рисунок 1.21), що надає візуальну репрезентацію структурованого підходу до проектування крила з високою рівністю деталізації.



Рисунок 1.22 – Ескізи крила відносно площини XZ

Тепер маємо можливість визначити лінії передньої та задньої кромки крила, проведеної як об'єднання передньої та задньої частини накреслених профілів крила. Для встановлення цих кромки використовуємо інструмент "Відрізок за координатами". У цьому випадку, визначаємо передню та задню кромки, обираючи кінцеві точки передньої та задньої частини профілів крила як координати, відрізки зображені на (рисунок 1.22).

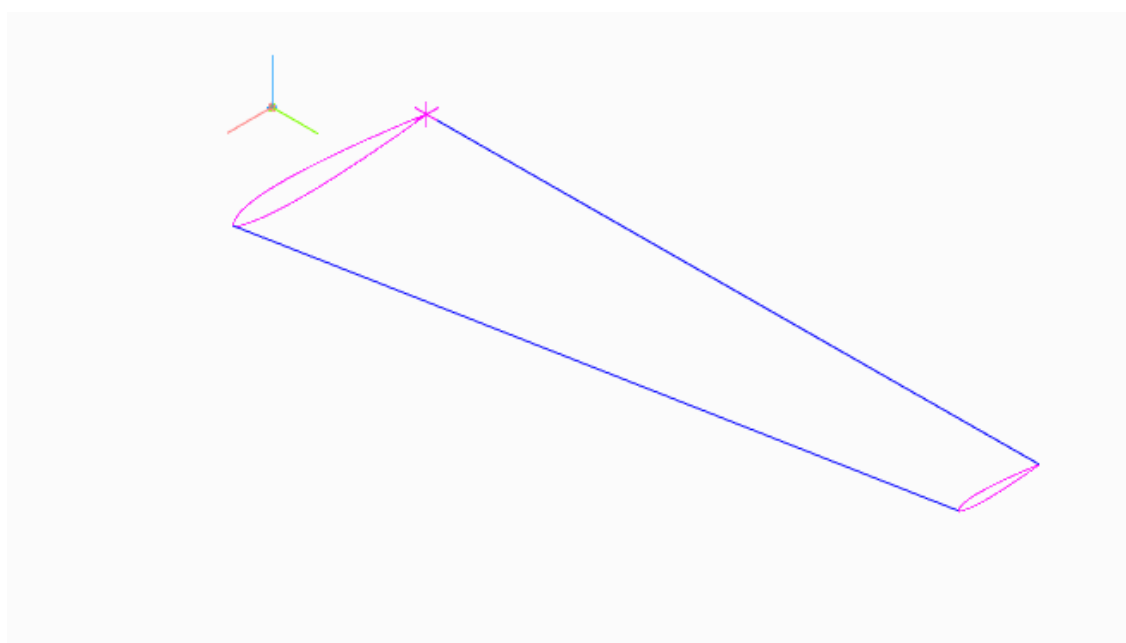


Рисунок 1.23 – Контури крила



Використовуючи інструмент "Поверхня по перерізу", ми проводимо моделювання обтічної поверхні крила літака. Як допоміжні орієнтири для цього вибираємо лінії передньої та задньої кромки крила. Після цього треба покрити поверхнею кінцеву поверхню крила для цього використаємо інструмент «Латка» та обираємо кінцевий профіль крила як контур для латки.

Цей етап є вирішальним у створенні геометрично точної та аеродинамічно-ефективної форми крила. Використання передньої та задньої частини крила як допоміжних ліній дозволяє нам забезпечити високу відповідність обраної форми до вимог аеродинаміки та інших технічних параметрів. Створену поверхню крила зображено на (рисунок 1.23).

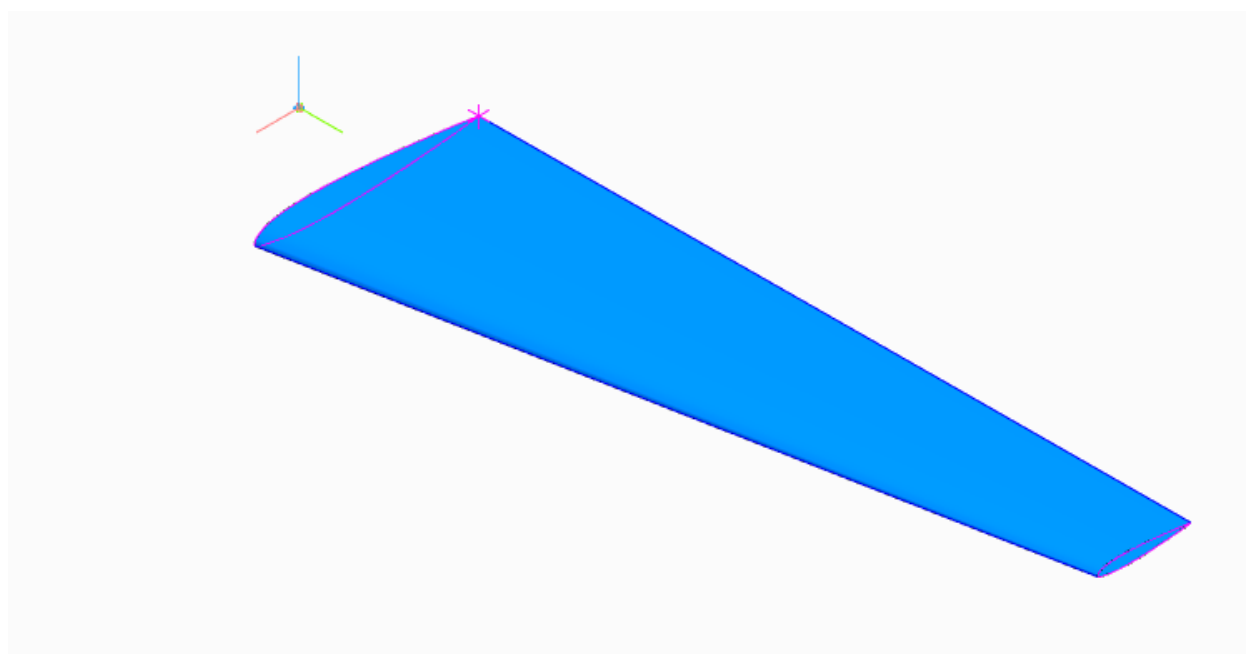


Рисунок 1.24 –Поверхня крила

### 1.2.3 Моделювання кілю літака

Кіль літака, безумовно, визнається важливою елементарною частиною літака, вимагаючи відповідності його поверхні високим стандартам аеродинаміки та безшовної гладкості. У даному контексті слід також враховувати форкіль, який відіграє важливу роль у процесі моделювання кіля літака.

Для початку моделювання визначаємо допоміжні поверхні, що сприятимуть подальшому проектуванню кілю літака. Ці площини розташовані на визначеній

відстані та паралельно до площини ХУ. Здійснюємо це на трьох різних рівнях: перший у корені кіля літака, другий у точці закінчення форкіля, і третій на кінці кіля. На цих допоміжних площинах будуємо профілі кіля літака.

Після визначення допоміжних площин переходимо до створення ескізів профілю кіля, використовуючи інструмент "Крива Безьє" для визначення бажаної форми. Малюємо лінії профілю кіля через задані точки на допоміжних площинах, враховуючи також профіль форкіля на перетинаючих його площинах. На місцях з'єднання профілю кіля і форкіля визначаємо точки на площинах які лежать на корені на кінці форкіля. За допомогою цих точок будуємо лінії, використовуючи інструмент "Відрізок за координатами", які будуть корисні при подальшому формуванні поверхні кіля. Результат спроектованих ескізів зображено на (рисунок 1.24), (рисунок 1.25).



Рисунок 1.25 –Ескізи ВО відносно площини ХУ

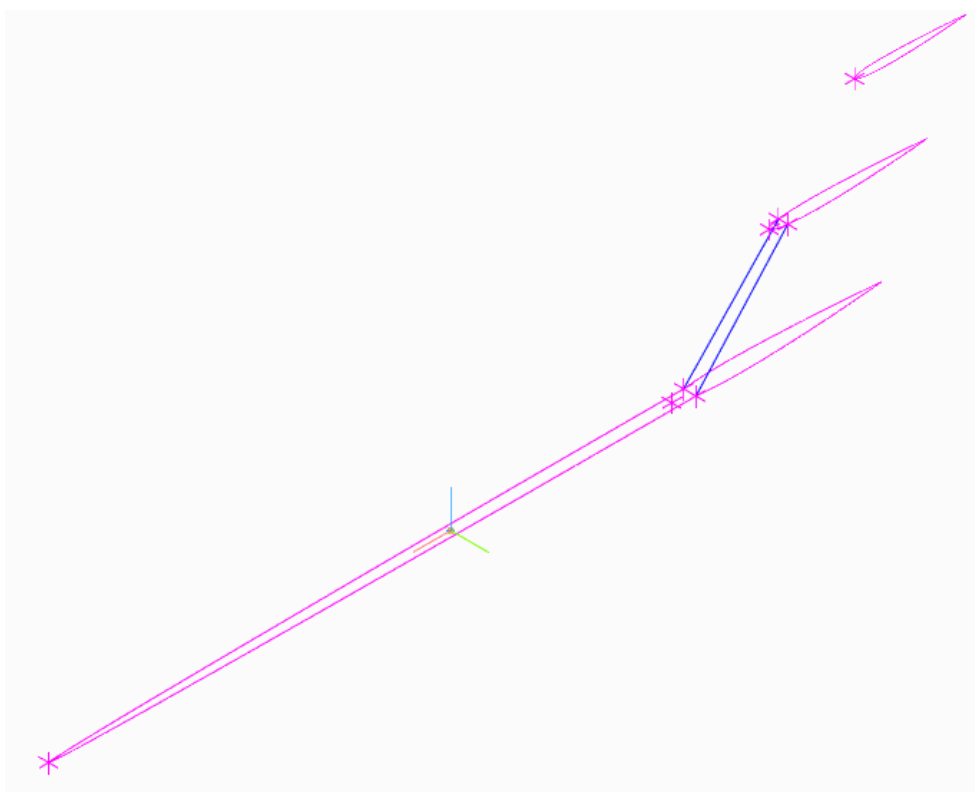


Рисунок 1.26 – Ескізи ВО ізометрія

Після успішного моделювання всіх допоміжних ескізів та ліній за допомогою інструменту "Поверхня за перерізами", ми переходимо до формування поверхні кіля та форкіля літака. В якості допоміжних направляючих ліній використовуємо раніше створені допоміжні лінії, враховуючи їх визначальний вплив на остаточну форму вертикального оперення.

Завершивши створення поверхні кіля, переходимо до завершального етапу, а саме - обробки кінцевої поверхні кіля. Для цього використовуємо інструмент "Латка", визначаючи кінцевий профіль кіля як контур для латки. Цей крок визначає завершальний етап проектування вертикального оперення літака.

Результат створеної поверхні вертикального оперення наглядно відображено на (рисунок 1.26), на ньому ми бачимо високу ступінь точності та дотримання інженерних стандартів у процесі розробки.

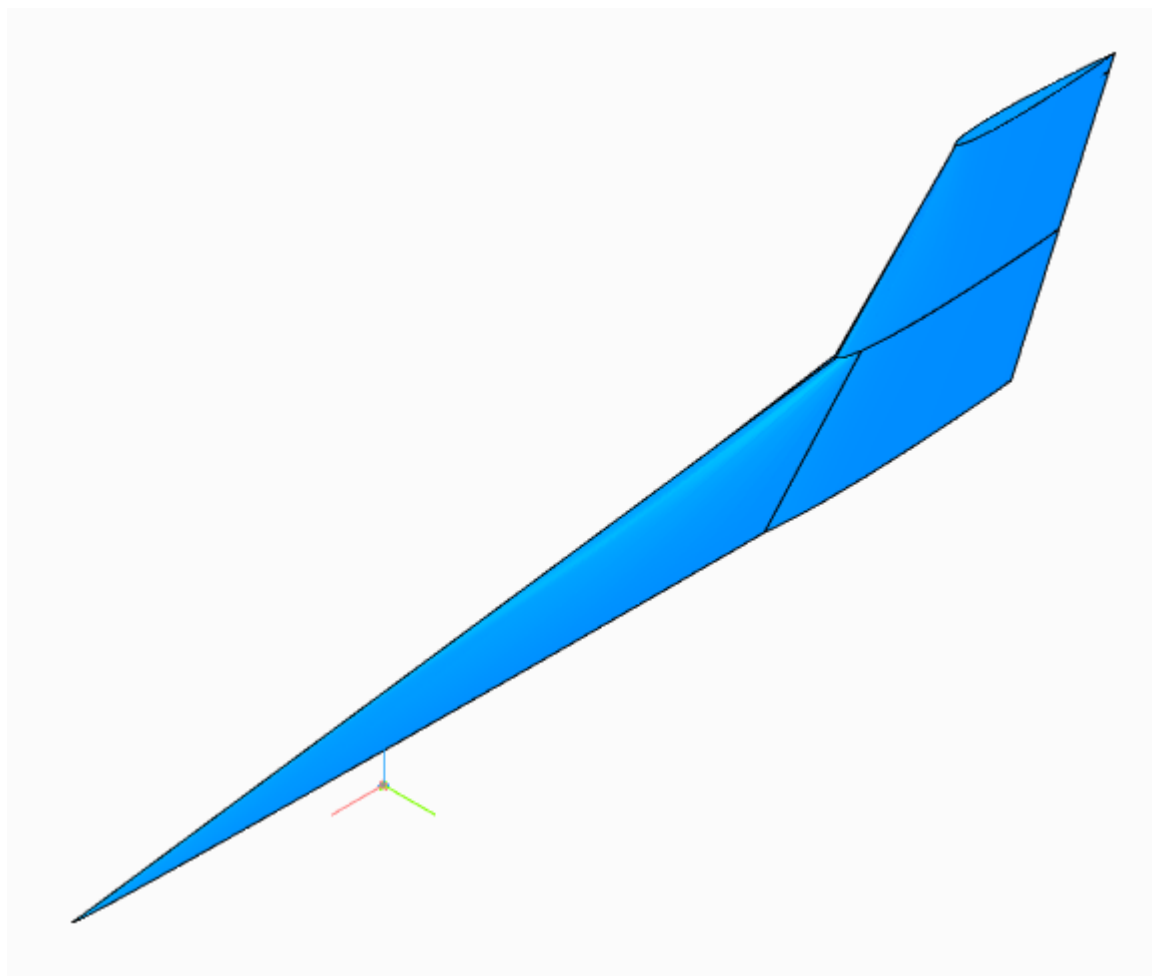


Рисунок 1.27 – Поверхні ВО

### 1.2.4 Моделювання стабілізатора літака

Стабілізатор літака представляє собою важливий елемент конструкції, і висока точність його моделювання є ключовою вимогою. Проектування стабілізатора відбувається за принципом, схожим до проектування крила літака. Початковий етап створення стабілізатора передбачає використання інструмента "Зміщена площина" для задання допоміжних площин. Ці площини розташовані відносно площини XZ на визначеній відстані, при цьому одна з них позиціонована на площині XZ, що визначає кореневу частину стабілізатора.

Після визначення цих допоміжних площин переходимо до створення ескізів профілю стабілізатора. Допоміжні площини розташовані в корені та на кінці майбутнього стабілізатора. Для надання бажаної форми використовуємо інструмент "Крива Безьє", креслячи лінії профілю стабілізатора через задані точки на допоміжних площинах. Оскільки профілі стабілізатора є симетричними, застосовуємо інструмент "Дзеркально відобразити" для відображення другої половини профілю стабілізатора.

Ескізи профілю стабілізатора відносно площини XZ на цих частинах ілюструються на (рисунок 1.27), надаючи візуальне представлення структурованого підходу до проектування стабілізатора з високою рівністю деталізації.



Рисунок 1.28 – Ескізи ГО відносно площини XZ

Після успішного виконання моделювання всіх допоміжних ескізів за допомогою інструменту "Поверхня за перерізами", переходимо до формування поверхні стабілізатора літака. У якості базових площин обираємо наперед намальовані ескізи профілів стабілізатора.

По завершенню процесу створення поверхні горизонтального оперення переходимо до завершального етапу - створення кінцевої поверхні стабілізатора. Для досягнення цієї мети застосовуємо інструмент "Латка", визначаючи кінцевий профіль стабілізатора як контур для латки.

Отриманий результат створеної поверхні горизонтального оперення наглядно

представлений на (рисунок 1.28).

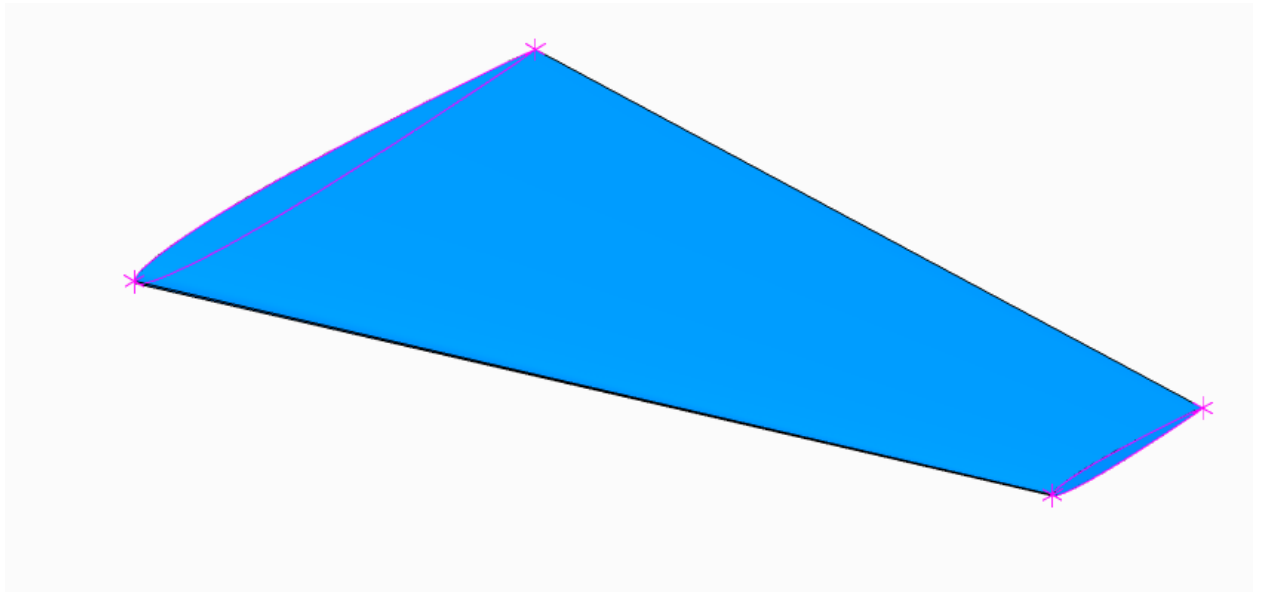


Рисунок 1.29 – Поверхні ВО

### 1.2.5 Моделювання пілона та мотогондоли літака

Моделювання мотогондоли починаємо із процесу, створення допоміжної площини, розташованої на визначеній відстані паралельно площини  $XZ$ . Ця площина виставлена вздовж вертикальної площини симетрії двигуна літака. Слід зауважити, що мотогондола представляє собою тіло обертання. Створюємо ескіз на даній допоміжній площині, який ілюструє форму та розташування мотогондоли. Ескіз мотогондоли можна розглядати на (рисунок 1.29).



Рисунок 1.30 – Ескіз мотогондоли відносно площини  $XZ$

Наступний крок включає використання інструменту "Елемент обертання" для формування тіла мотогондоли. Обертання виконується відносно площини симетрії

мотогондоли. Готове тіло можна ретельно розглянути на (рисунок 1.30).

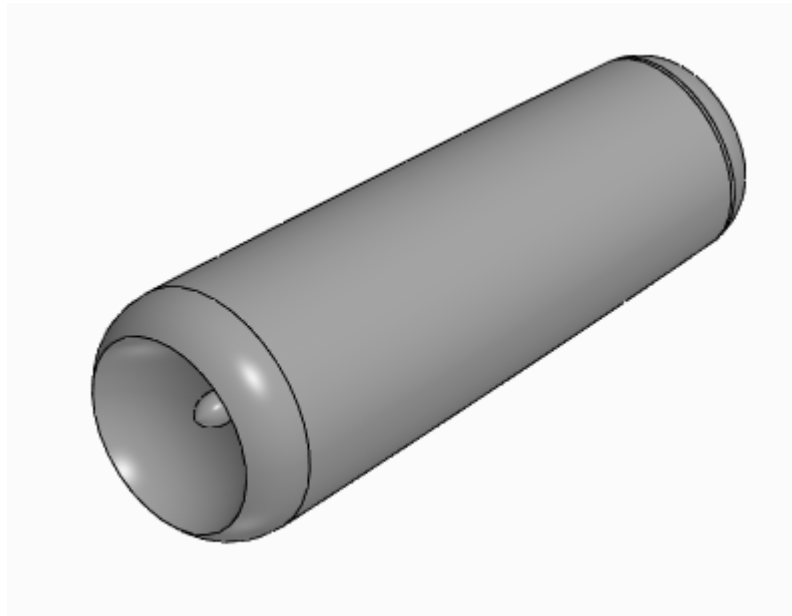


Рисунок 1.31 – Тіло мотогондоли ізометрія

Проектування мотогондоли літака вважається завершеним, але її ще потрібно коректно приєднати до тіла літака. З цією метою розпочинаємо моделювання пілона, який виступає кріпленням мотогондоли до фюзеляжу літака.

Починаємо проектування пілона зі створення допоміжного ескізу, розташованого на площині XZ. Форма пілона, яка нагадує симетричний профіль, обрана для досягнення оптимальної аеродинаміки пілона літака. З використанням інструмента "Крива Безьє" ми креслимо контури симетричного профілю пілона, а за допомогою інструмента "Дзеркально відобразити" забезпечуємо симетричність контуру відносно горизонтальної осі робочої площини.

Після завершення креслення ескізу пілона літака ми переходимо до створення тіла на основі цього ескізу. З використанням інструмента "Елемент видавлювання" ми обираємо створений ескіз як контур для видавлювання тіла. В якості способу видавлювання вибираємо "До найближчої поверхні", де ця поверхня вже визначена модельованою мотогондолою літака.

Цей етап визначає інтеграцію пілона з існуючою мотогондолою, що є важливим кроком у створенні комплексної конструкції літака. Готове тіло пілона літака можна розглянути на (рисунок 1.31).

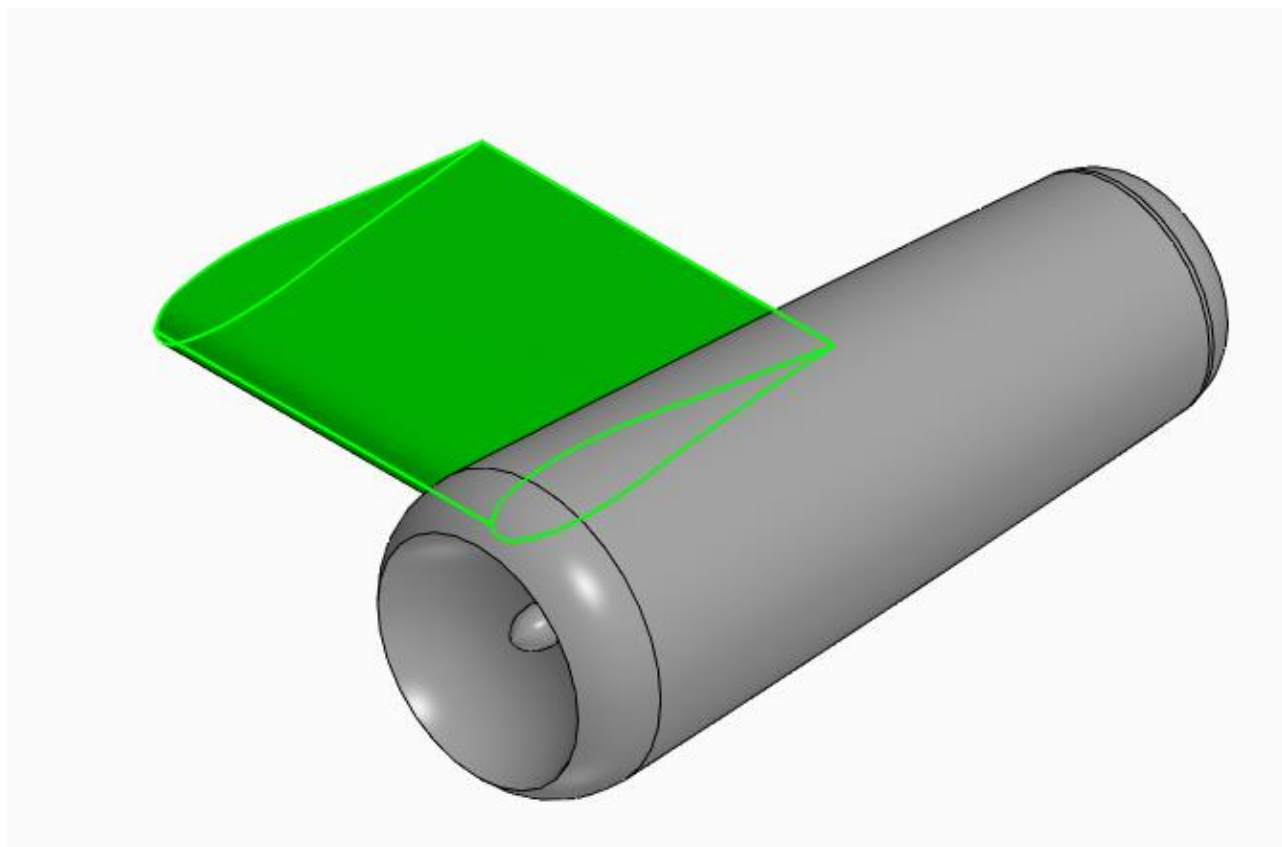


Рисунок 1.32 – Тіло пілону

### 1.2.6 Інтеграція змодельованих поверхонь і тіл літака

На даному етапі моделювання літака ми успішно створили всі основні агрегати, такі як фюзеляж, крило, кіль, стабілізатор, пілон та мотогондола. Однак, важливо відзначити, що поверхні цих агрегатів поки що не взаємодіють між собою, хоча вони перетинаються.

Для візуалізації та наочного відображення контурів перетину цих поверхонь ми використовуємо інструмент, відомий як "Усічення поверхні". У подальших кроках ми плануємо використовувати цей інструмент для визначення точних точок з'єднання поверхонь, сприяючи створенню інтегрованої та безперешкодної конструкції літака. На представленому наступному зображенні (рисунок 1.32) ви зможете оцінити контури перетину основних агрегатів літака у вигляді лінійного каркасу, що є ключовим етапом у процесі розробки.

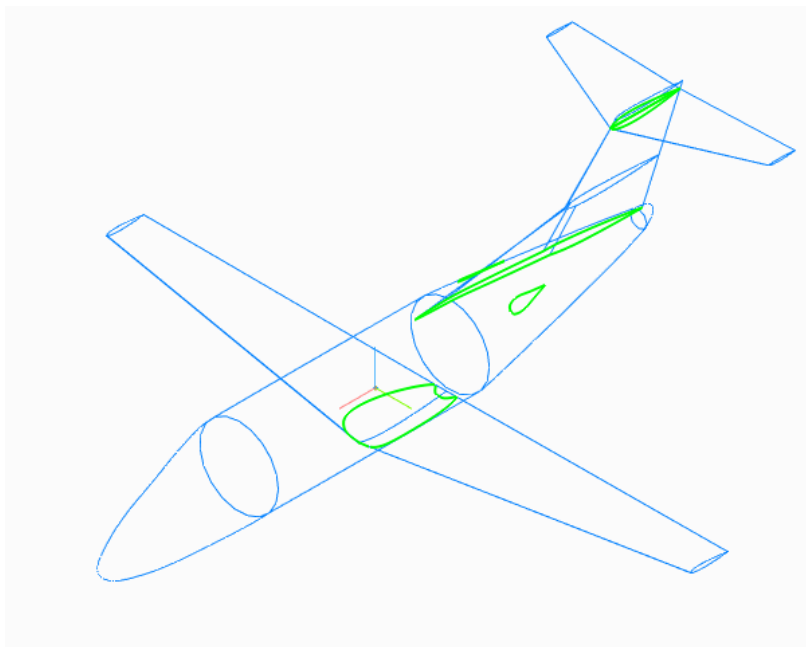


Рисунок 1.33 – Контури з'єднання поверхонь ізометрія

### 1.2.7 Твердотільне моделювання літака

На даному етапі в нас готові всі поверхні на (рисунок 1.33) зображено всі змодельовані поверхні.

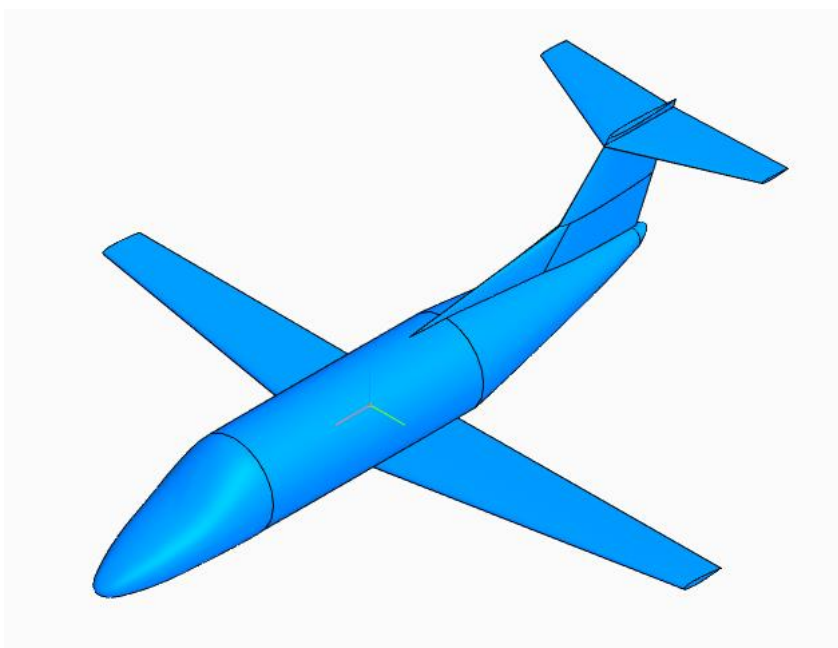


Рисунок 1.34 – Поверхні літака ізометрія



Далі в процесі інтегрованого проектування, необхідно перетворити ці поверхні в тверде тіло. Застосовуючи інструмент "Надати товщину", ми надаємо кожній поверхні визначену товщину, відповідну товщині обшивки літака. Готові тверді тіла представлені на (рисунок 1.34).

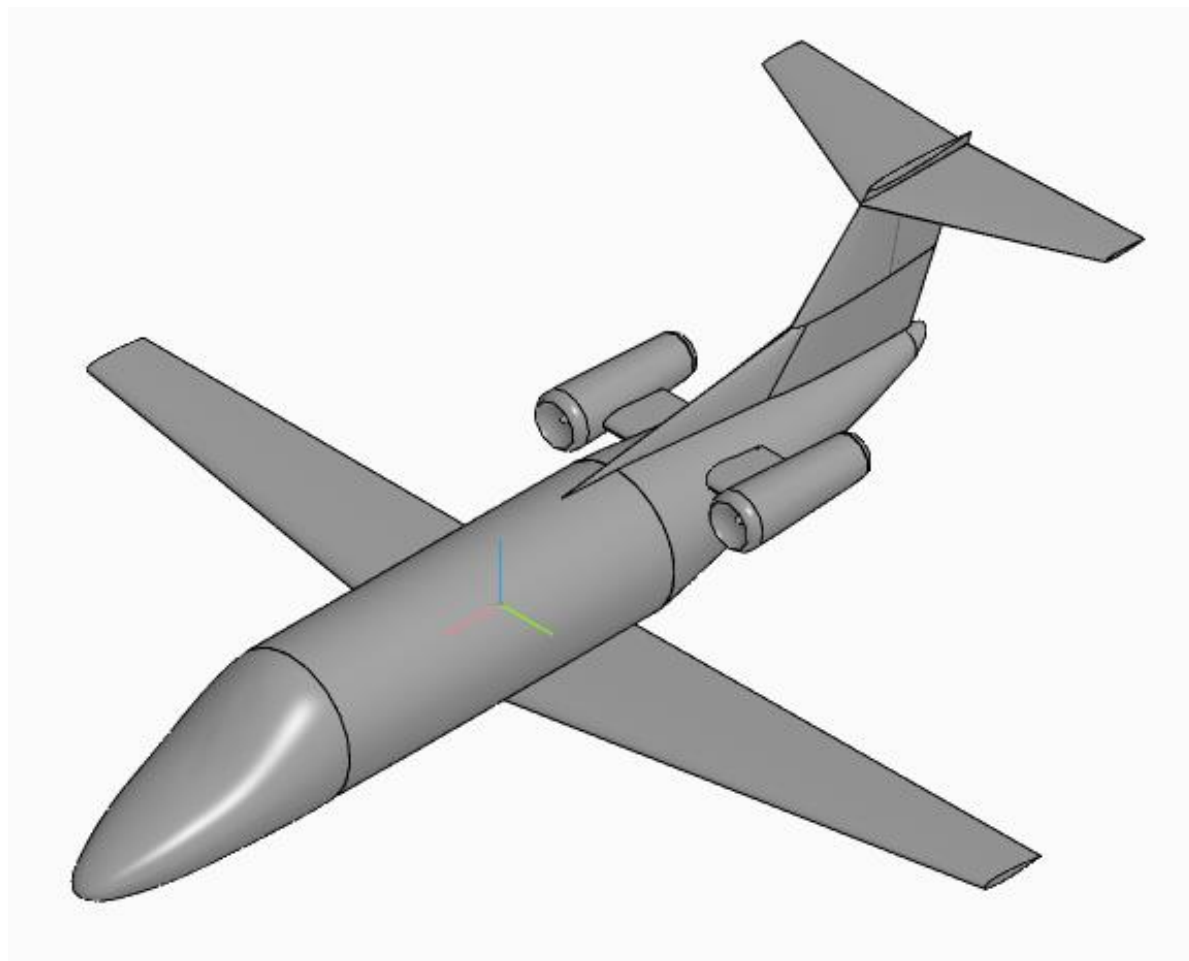


Рисунок 1.35 – Твердотільний літак ізометрія

У рамках твердотільного моделювання літака, на поточному етапі успішно завершено створення всіх тіл. Це майже фінальний етап моделювання літака, але змодельованим тілам ще не вистачає деяких деталей.

### **1.2.8 Моделювання компонентів агрегатів літака**

Даний етап розпочинається з проектування лобового скла. Для цього використовується допоміжний ескіз, який розташовується на площі XZ. Базуючись на цьому ескізі, створюється поверхня. Застосовуючи інструмент "Розрізати",

проводиться розрізання тіла передньої частини фюзеляжу з використанням створеної поверхні. У результаті отримуємо контур перетину цих поверхонь, який визначає контур лобового скла кабіни літака. Модельоване лобове скло продемонстровано на (рисунок 1.35).

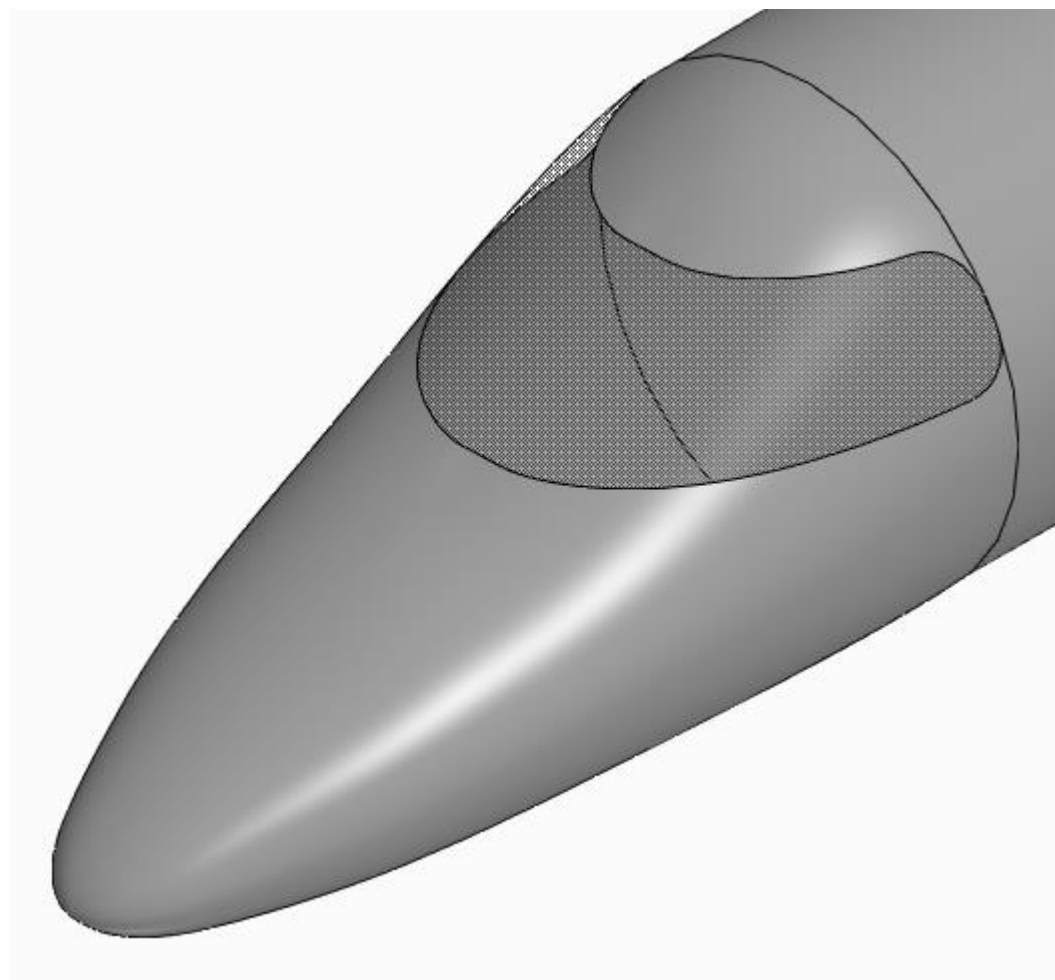


Рисунок 1.36 – Лобове скло ізометрія

Аналогічним методом ми можемо моделювати вікна, двері та запасні входи в центральній частині фюзеляжу. Застосовуючи такий самий підхід, створюємо вторинні поверхні, які виконують розрізання центральної частини фюзеляжу, утворюючи необхідні поверхні. Утворені поверхні продемонстровані на (рисунок 1.36), (рисунок 1.37).

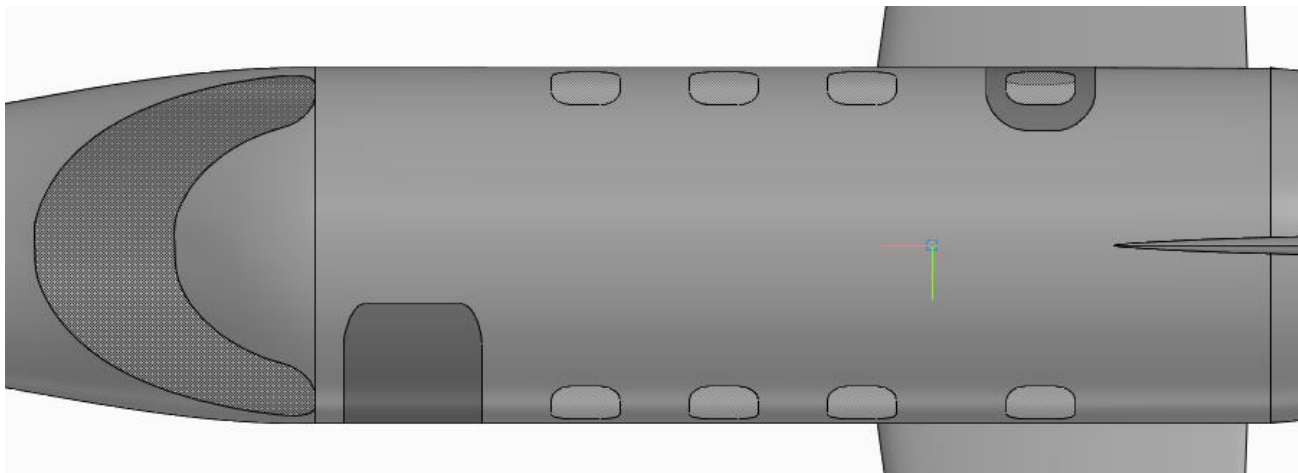


Рисунок 1.37 – Компоненти фюзеляжу відносно площини XY

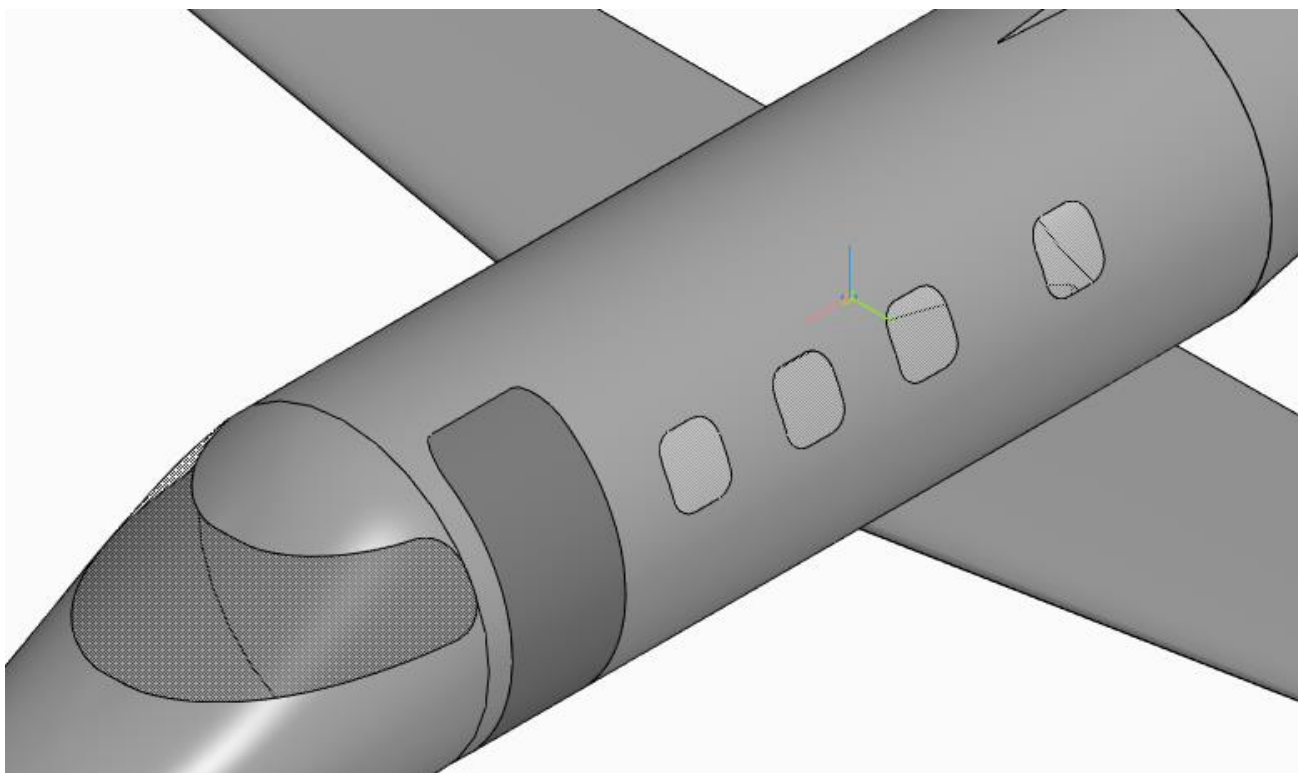


Рисунок 1.38 – Компоненти фюзеляжу ізометрія

Наступним кроком в процесі є розробка механізації крила літака. Моделювання елементів механізації виконується за аналогічним принципом, як і в разі вікон і дверей. Створені поверхні механізації крила можна оглянути на (рисунок 1.38).

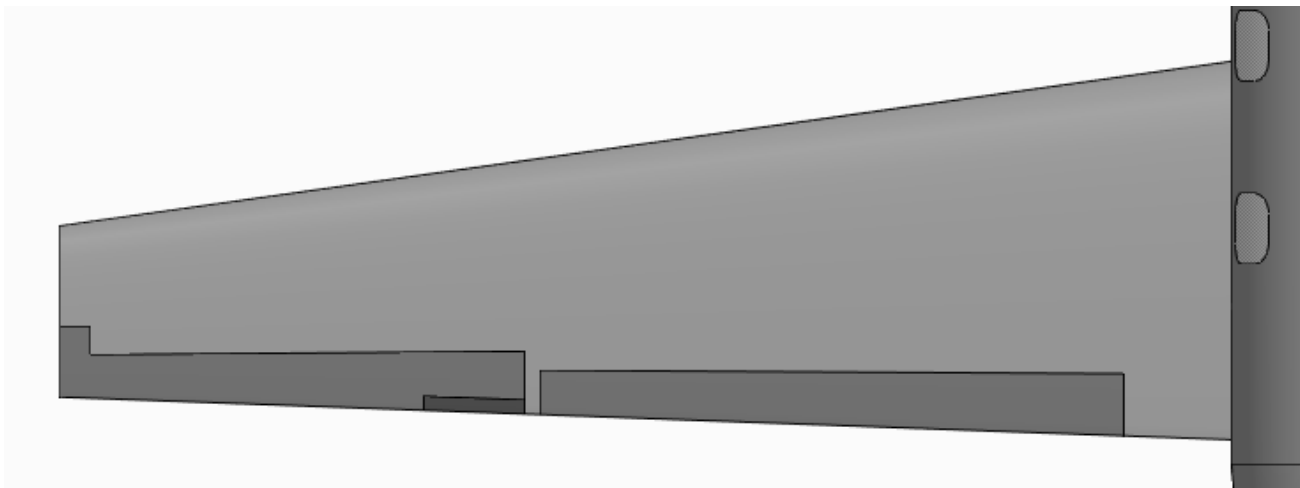


Рисунок 1.39 – Механізація крила відносно площини ХУ

Проектування руля висоти, розташованого на горизонтальному оперенні літака, виконується за тим самим принципом, що і проектування механізмів крила літака, яке було описано раніше. Створені поверхні руля висоти можна оглянути на (рисунок 1.39).

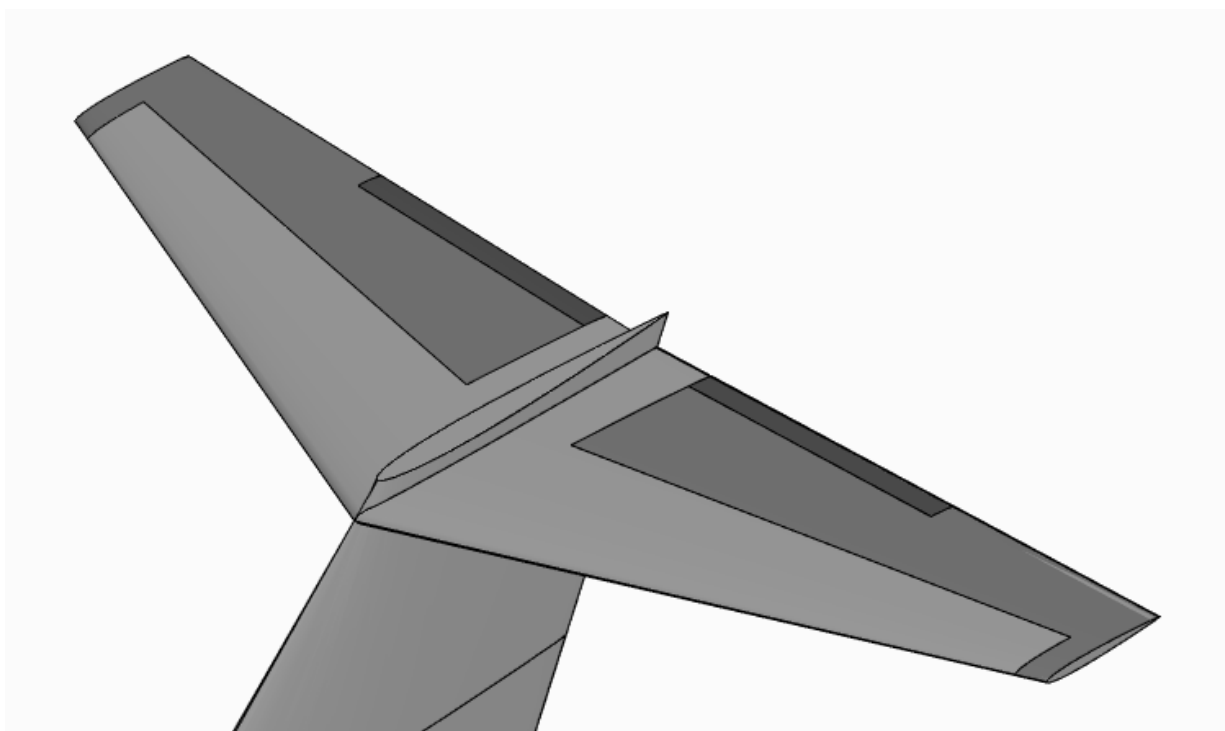


Рисунок 1.40 – Механізація ГО

Тепер можна вважати процес моделювання літака остаточно завершеним, оскільки було успішно змодельовано всі основні агрегати літака. Фінальну варіацію моделі літака можна оглянути на (рисунок 1.40).

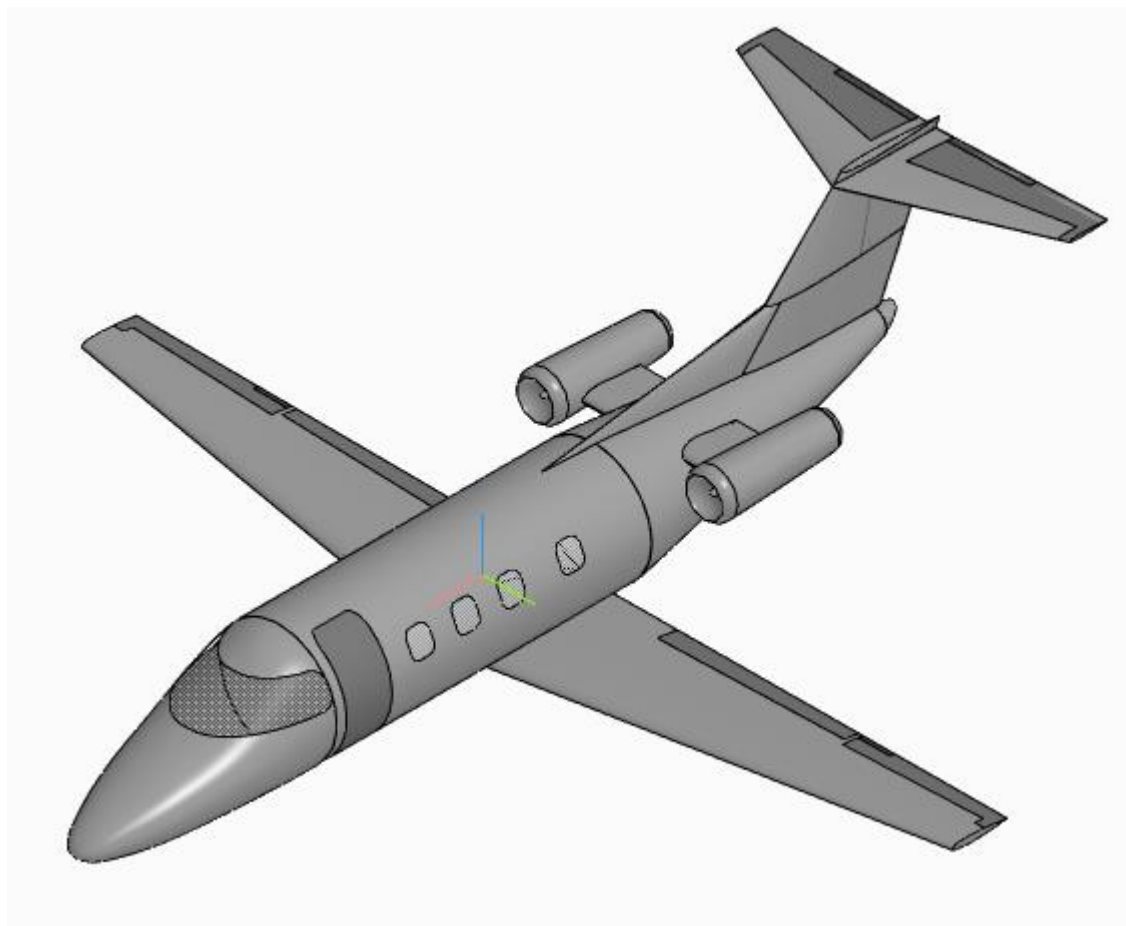


Рисунок 1.41 – Завершене тіло літака

Ми закінчили моделювання літака, підводячи підсумки можна зауважити, що досягнуті значні прориви в усіх аспектах моделювання та проектування. Інтегроване моделювання літака відобразило високий рівень ефективності та точності, враховуючи усі важливі аспекти, такі як фюзеляж, крило, кіль, стабілізатор, пілон та мотогондола. Моделювання компонентів агрегатів літака дозволило враховувати необхідні деталі, гарантуючи високий рівень інтеграції та функціональності.

Твердотільне моделювання літака забезпечило не лише вагомність конструкції, але й її міцність, сприяючи оптимальній ефективності та довговічності. Інтеграція змодельованих поверхонь і тіл літака дозволила вирішити ряд завдань, забезпечуючи високий ступінь взаємодії між компонентами.

Узагальнюючи, отримані результати свідчать про високий рівень компетентності та успішність у розробці і моделюванні літака, що готовий до подальших етапів тестувань та впровадження.

### 1.2.9 Детальна розробка моделі крила літака

Детальна розробка моделі крила літака подібна до попереднього проекту, але має важливі відмінності. У цьому етапі моделювання враховані не лише зовнішні, а й внутрішні компоненти, такі як лонжерони та паливні баки. Розроблене крило ілюструється на (рисунок 1.41).

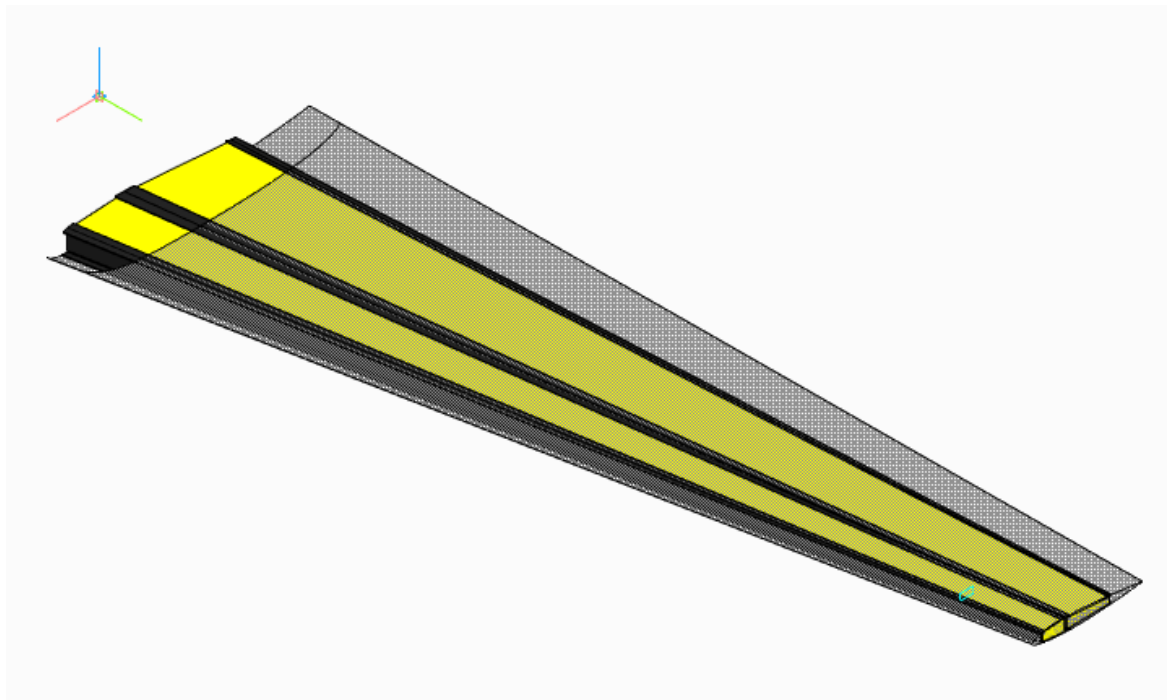


Рисунок 1.42 – Детальна модель крила ізометрія

### Висновок

У цьому розділі було проведено комплексний аналіз та розробку параметрів літака, включаючи формування зовнішнього вигляду, визначення та обґрунтування ключових конструктивно-силових схем, а також інтегроване моделювання літака.

Перший підрозділ присвячений формуванню зовнішнього вигляду літака, починаючи від розробки технічного завдання і закінчуючи визначенням геометричних розмірів основних агрегатів. Важливою частиною є розрахунок маси

літака на різних етапах, що включає в себе не лише конструкцію, а й силову установку, паливо, обладнання та керування. Розрахована маса літака дорівнює 3862 кг.

Другий підрозділ охоплює інтегроване моделювання літака, починаючи від моделювання окремих компонентів, таких як фюзеляж, крило, кіль, стабілізатор, пілон та мотогондола, і закінчуючи твердотільним моделюванням та детальною розробкою моделі крила.

Загальний висновок з цього розділу полягає в успішному вирішенні завдань конструкторського аналізу та моделювання, що визначає основні параметри літака, необхідні для подальшого проектування та виробництва. Використання статистичних даних, аналіз та обґрунтування вибраних схем і параметрів дозволило створити комплексну та оптимізовану модель літака.

## 2 ТЕХНОЛОГІЧНИЙ РОЗДІЛ

### 2.1 Конструкторська частина

#### 2.1.1 Технічний опис і конструкторсько-технологічний аналіз агрегату

Панель представляє собою збірний конструктивний елемент, що складається з обшивки, стрингерів, рамних ободів в зборі (рамних колісних дисків і трикотажних виробів) і вузла віконної секції (стрингерів, куточків і чашок).

Обшивка, виконана з алюмінієвого листа, має одинарну кривизну. Стрінгери виготовляються з гнутих профілів і кріпляться до обшивки однорядним заклепувальним швом. Стрінгери проходять через відповідні прорізи в ободах рам і з'єднуються з ними заклепками за допомогою трикотажних виробів. Колісні диски рами мають z-подібний профіль і кріпляться до обшивки за допомогою заклепок.

Віконна секція виготовлена з алюмінієвого сплаву і кріпиться до облицювання за допомогою заклепувального з'єднання. Усі вищезазначені елементи виготовлені зі сплаву AA2124 це амереканський аналог Д16Т.

#### 2.1.2 Визначення навантажень

Визначення навантажень буде проводитися для розрахункового випадку А – криволінійний політ при малих позитивних кутах атаки  $\alpha = +4...+6^\circ$ .

До фюзеляжу в польоті прикладаються такі види навантажень:

- масові навантаження вузлів, вантажів тощо;
- прикладені аеродинамічні сили від несучих поверхонь;
- розподілені поверхневі аеродинамічні сили;

Надлишковий тиск в герметичних кабінах, повітрозабірних каналах і спеціальних відсіках.

Найбільш значущими є масові навантаження і аеродинамічні сили. Тому розрахунок проводиться на основі цих сил.

$$n = n_p f \quad (2.1)$$

де  $n$  - перевантаження конструкції;  
 $n_p$  – експлуатаційне перевантаження;  
 $f$  - коефіцієнт запасу міцності.



Поставимо  $n_e = 3$  і  $f = 1,5$ , тоді  $n = 3 \cdot 1,5 = 4,5$ .

Визначимо навантаження від вантажу, розташованого в передньому, середньому і задньому відсіках фюзеляжу:

$$P_i = m_i g n, \quad (2.2)$$

де  $m$  - маса вантажу,

Тоді:

$$P_1 = 500 \cdot 9,8 \cdot 4,5 = 22,05 \text{ кН}$$

$$P_2 = 5000 \cdot 9,8 \cdot 4,5 = 220,5 \text{ кН}$$

$$P_3 = 1000 \cdot 9,8 \cdot 4,5 = 44,1 \text{ кН}$$

За матеріалами ХАПО маємо:  $R_1 = 3000 \text{ Н}$ ,  $R_2 = 6000 \text{ Н}$ .

Визначимо реакції крила  $R_1$  і  $R_2$ :

$$\sum M_{zA} = 5,6P_1 - 0,6P_2 + 1,4R_2 - 6,6P_3 - 9,6R_1 - 11,4R'_2 = 0$$

$$R_2 = \frac{1}{1,4} (-5,6 \cdot 22,05 + 0,6 \cdot 220,5 + 6,6 \cdot 44,1 + 9,6 \cdot 3 + 11,4 \cdot 6) = 283,6 \text{ кН}$$

$$\sum M_{zB} = 7P_1 - 1,4R_1 + 0,8P_2 - 5,2P_3 - 8,2R_1 - 10R'_2 = 0,$$

$$R_1 = \frac{1}{1,4} (7 \cdot 22,05 + 0,8 \cdot 220,5 - 5,2 \cdot 44,1 - 8,2 \cdot 3 - 10 \cdot 6) = 12,05 \text{ кН}.$$

Перевірка:

$$\sum P_z = 22,05 - 12,05 + 220,5 - 283,6 + 44,1 + 3 + 6 = 0.$$

Визначимо поперечні сили, що діють в стінках фюзеляжу:

$$Q_1 = 0;$$

$$Q_2 = -P_1 = -22,05 \text{ кН};$$

$$Q_3 = Q_2 + R_1 = -22,05 + 12,05 = -10 \text{ кН};$$

$$Q_4 = Q_3 - P_2 = -10 - 220,5 = -230,5 \text{ кН};$$

$$Q_5 = Q_4 + R_2 = -230,5 + 283,6 = 53,1 \text{ кН};$$

$$Q_6 = Q_5 - P_3 = 53,1 - 44,1 = 9 \text{ кН};$$

$$Q_7 = Q_6 - R'_1 = 9 - 3 = 6 \text{ кН}.$$

Як видно із розрахунку, обрана панель має силу 53,1 кН. Розрахунковий розрахунок буде проводитися виходячи з цього навантаження.

### 2.1.3 Аналіз конструкції

Обшивка відіграє найбільшу роль у сприйнятті сили зсуву  $Q$ . Щоб розрахувати

товщину обшивки, скористаємося формулою [14]:

$$\tau_Q = \frac{3 \cdot Q}{4 \cdot H \cdot \delta_{об}} \leq \tau_{пред}, \quad (2.3)$$

де  $\tau_Q$  - напруження зсуву;  
 $Q$  - сила зсуву;  
 $H$  - загальна висота панелі;  
 $\delta_{об}$  – товщина обшивки;  
 $\tau_{пред}$  – граничні напруги зсуву.

З формули (1.3):

$$\delta_{об} \geq \frac{3 \cdot Q}{4 \cdot H \cdot \tau_{пред}}. \quad (2.4)$$

$$\delta_{об} \geq \frac{3 \cdot 53,1 \cdot 10^3}{4 \cdot 1,69 \cdot 26 \cdot 10^3} = 0,92 \text{ мм}$$

З міркувань проектування ми приймаємо  $\delta_{об} = 1 \text{ мм}$ .

#### 2.1.4 Розрахунок кріплення

Заклепки розраховані на кожен зріз. Матеріал заклепки – В65. Сила, що діє на заклепку, знаходять за формулою [14]:

$$P_3 = \frac{Q \cdot t}{L \cdot m}, \quad (2.5)$$

де  $Q$  - сила, що діє на заклепку,  
 $L$  - довжина панелі ( $L = 2,9 \text{ м}$ ),  
 $m$  - кількість рядів заклепок ( $m = 2$ ),  
 $t$  - крок заклепки ( $t = 5d$ ).

$$P_{ср.з} = \frac{\pi d^2}{4} \tau_3. \quad (2.6)$$

Порівняємо (2,5) і (2,6):

$$\frac{\pi \cdot d \cdot \tau_3}{4} = \frac{5 \cdot Q \cdot d}{h \cdot m}. \quad (2.7)$$

З (2.7) маємо:

$$d_3 = \frac{20 \cdot Q}{h \cdot m \cdot \pi \cdot \tau_3}. \quad (2.8)$$

$$d_3 = \frac{20 \cdot 53,1 \cdot 10^3}{2,9 \cdot 2 \cdot 3,14 \cdot 280 \cdot 10^6} = 1,9 \text{ мм} \approx 2 \text{ мм}$$

### 2.1.5 Модифікація вузла

Щоб отримати конструкцію з мінімальною вагою, зробимо порівняльний аналіз конструкції з двох матеріалів. Для виготовлення панелі можуть використовуватися сплави AA2124 і 01420.

Сплав 01420 (МПа $\sigma$  = 420) близький по міцності до сплаву AA2124 (МПа),  $\sigma$  = 430 має підвищений модуль пружності при щільності  $\rho = 2470 \text{ кг/м}^3$ . Показники витривалості трохи вищі, ніж у AA2124.

Оскільки межі міцності для цих матеріалів приблизно рівні, ми припускаємо однакові розміри всіх елементів панелі для двох порівнюваних варіантів.

Вага панелі зі сплаву AA2124 ( $\rho = 2800 \text{ кг/м}^3$ ) дорівнює:

$$m_{AA2124} = 26,4 \text{ кг}$$

Вага панелі зі сплаву 01420 ( $\rho = 2470 \text{ кг/м}^3$ ) дорівнює:

$$m_{01420} = 23,6 \text{ кг}$$

Таким чином, при заміні AA2124 на 01420 виграш у вазі становить:

$$m_{AA2124} - m_{01420} = 26,4 - 23,6 = 2,8 \text{ кг}$$

Тому маса панелі зі сплаву 01420 буде меншою.

При виборі матеріалу необхідно також враховувати його вартість. Вартість сплаву AA2124 – від 18000 грн/т, а сплаву 01420 – від 22000 грн/т.

З отриманих результатів можна зробити висновок, що раціональніше використовувати для виготовлення панелі сплав AA2124, так як при виготовленні панелі зі сплаву 01420 виграш у вазі невеликий, а вартість зростає.

### 2.1.6 Підготовка технічного завдання на виготовлення агрегату

Специфікація (ТУ) представляє собою перелік вимог, що стосуються точності узгодження, ступеня комплектності елементів складальної одиниці, можливих відхилень у формі і розмірах, вимог до виконання з'єднань і підгонок, чистоти поверхні, термічної обробки, а також умов випробування і контролю готового виробу.

Технічні умови для виготовлення панелі:

- Максимальні відхилення розмірів, форми та розташування поверхонь не

визначені, відповідно до ОСТ1 00022-80.

- Форма та якість зовнішньої поверхні відповідає 140.00.1121.001.0004.
- Маркування та клеймінг відповідають ПИ-63-90.
- Застосування заклепок відбувається згідно з ОСТ1 34055-92 та ТИЗ6-53-94.
- Дірки для заклепок обточуються згідно з АНУ 0500.088.002.
- Покриття голівок заклепок - Гр.Еп.-0215.470, відповідно до ОСТ1 90055-85.
- Металізація виконується заклепками відповідно до ОСТ1 01025-82.
- Деталі БЧ виготовляються згідно з шаблонами, використовуючи плазму.
- Шероховатість оброблюваних поверхонь деталей БЧ повинна бути 6,3.
- Покриття деталей БЧ виконується за допомогою Ан. Окс. Хр. /Ем. ЕП-140 темно-зеленого кольору, відповідно до ОСТ1 90055-85.

## **2.2 Технологічна частина**

### **2.2.1 Розробка схеми ув'язування заготівельної і складальної оснастки і розрахунок точності складання**

Трудомісткість вузлового, агрегатного і загального складання від виробу до виробу зростає, а засобів механізації, що застосовуються при складанні, значно менше, ніж на інших етапах виготовлення. Це багато в чому залежить від недосконалості чинної системи технологічної підготовки виробництва. Великі недоліки є в області забезпечення дедалі більшою точністю виготовлення обводоутворюючих елементів виробів і взаємозамінності вузлів і агрегатів. Особливо гостро стоїть питання забезпечення високої точності виготовлення технологічних роз'ємів літаків.

Причиною таких труднощів те, що для виготовлення елементів, що сполучаються деталей і складальних одиниць часто застосовуються різні, не пов'язані між собою методи ув'язки і способи базування. В окремих випадках невиправдано велика кількість спеціальної ув'язувального і складального оснащення, в результаті чого збільшуються матеріальні і трудові витрати, зростає обсяг підгінних робіт, збільшується цикл виробництва і знижується якість виготовлення.

Геометрична взаємозамінність – ідентичність, тобто рівноцінність об'єктів за розмірами і формою. Для її забезпечення використовують такі основні методи ув'язки заготівельного і складального оснащення: плазово-шаблонний метод (ПШМ),

еталонно-шаблонний метод (ЕШМ), координатно-шаблонний метод (КШМ) і метод координатно-аналітичної ув'язки (МКАУ).

Види першоджерел ув'язки:

Креслення – ув'язка забезпечується на основі універсальної системи допусків і посадок. Використовується для ув'язки геометричних параметрів складових частин, жорсткої і простої форми.

Плаз – першоджерело ув'язки при якому ув'язку здійснюють на основі графічних побудов на площині (розкреслювання плазів). До цього першоджерела ув'язки відносять також (ВК) – відбиток контрольний і (ШКК) – шаблон контурний, що виконує функції конструктивних плазів.

Еталон – ув'язка здійснюється за рахунок контактного копіювання поверхонь еталону або його частини.

Програма – ув'язка здійснюється на основі розроблених ММП – математичної моделі поверхні і створення керуючої програми для обладнання з ЧПК.

До першоджерел не відносять програми, записані з плазів або еталонів.

Розглянемо перераховані методи:

1. ПШМ є простим і дешевим методом ув'язки, проте він найменш точний при ув'язці пристроїв для складання агрегатів. Метод застосовують для складання плоских вузлів (лонжеронів, шпангоутів, нервюр та ін.) і монтажу комунікацій (трубо- та електропроводів). Першоджерелом ув'язки в ПШМ є теоретичний плаз (ТП).

2. ЕШМ забезпечує дуже високу точність ув'язки оснащення по обводах і стиках. Однак, цикл підготовки виробництва і витрати виявляються дуже великими. Цей метод можна застосовувати для порівняно невеликих ЛА, що характеризуються високими швидкостями польоту. Першоджерелом ув'язки в ЕШМ є еталон поверхні (ЕП).

3. КШМ забезпечує високу точність ув'язки оснащення по обводам, але менш точний при ув'язці її по стиках. Цикл підготовки виробництва і витрати при використанні КШМ скорочуються. Метод використовують для виробництва ЛА важкого і середнього тону, переважно середніх і високих швидкостей польоту. Першоджерелом ув'язки в КШМ є теоретичний плаз.

4. МКАУ є найбільш молодим і одночасно найбільш прогресивним методом ув'язки. Тут на основі математичної моделі (ММ) і аналітичного еталона (АЕ) створюють керуючі програми (КП) на верстатах з ЧПК для виготовлення як деталей виробу, так і шаблонів і елементів складальної оснастки (рубильників, фіксаторів, калібрів стиків). МКАУ дозволяє скоротити в кілька разів терміни підготовки

виробництва і витрати у виробництві, забезпечує широкі можливості для кооперації виробництва. Першоджерелами ув'язки в МКАУ являються або аеродинамічна модель, або комп'ютерна математична модель.

Слід зазначити, що перераховані методи ув'язки і взаємозамінності застосовують не кожен окремо, а в різних поєднаннях, що пояснюється конструктивно-технологічними особливостями виробів і масштабами виробництва.

### 2.2.1.1 Розрахунки первинних допусків на бічну частину шпангоута для двох варіантів складання

Визначити можливість застосування того чи іншого методу складання вузла можна, порівнюючи похибку складання з допуском на вузол. У технічних умовах (ТУ) на складання агрегатів допуски на контур передбачені тільки для агрегату. На контур вузлів допуски не наводяться, оскільки передбачається, що можливе застосування різних методів складання в залежності від умов виробництва. Останнє при розробці технологічного процесу вимагає обчислення допуску на вузол при заданому допуску на агрегат в певних умовах виробництва. Зокрема, на точність складання впливають прийняті методи збирання агрегату і схема ув'язки оснащення. Тому величина допуску на вузол  $\delta_{узн}$  визначається за виразом [9-11]:

$$\delta_{узн} = \delta_{агр.ТУ} - C_{пр.агр-узн.} \quad (2.9)$$

де  $C_{пр.агр-узн.}$  - похибка ув'язки оснащення для вузла і агрегату, яка визначається за схемою ув'язки оснащення;

$\delta_{агр.ТУ}$  - допуск на носову частину фюзеляжу по ТУ ( $\delta_{агр.ТУ} = \pm 2,0$  мм).

МКАУ відповідає схема ув'язки, показана на рисунку 2.1:

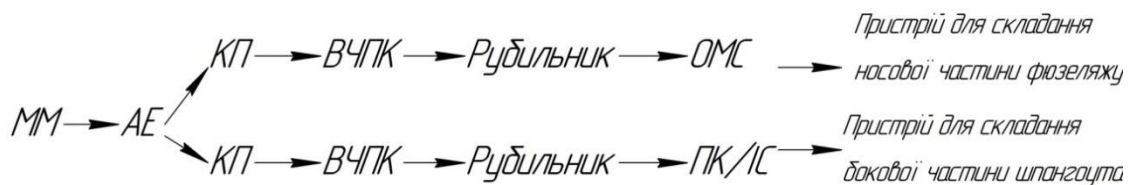


Рис. 2.1. Структурна схема ув'язки СП носової частини фюзеляжу і СП бокової частини шпангоута при МКАУ

Похибка ув'язки СП носової частини фюзеляжу і СП бічної частини шпангоута визначається відхиленнями на незв'язаних етапах. Відповідно до цього:

$$\delta_{\text{б.ч.шпангоута}} = \delta_{\text{н.ч.фюзеляжаТУ}} - C_{\text{пр.н.ч.фюзеляжа-б.ч.шпангоута}}, \quad (2.10)$$

$$C_{\text{пр.н.ч.фюзеляжа-б.ч.шпангоута}} = \pm\sqrt{0,02^2 \cdot 4 + 0,108^2 \cdot 2 + 0,1^2 \cdot 6} = \pm 0,291 \text{ мм}$$

$$\delta_{\text{б.ч.шпангоута}} = \pm(2,0 - 0,291) = \pm 1,709 \text{ мм}$$

2. КШМ відповідає схема ув'язки, показана на рис. 2.2:

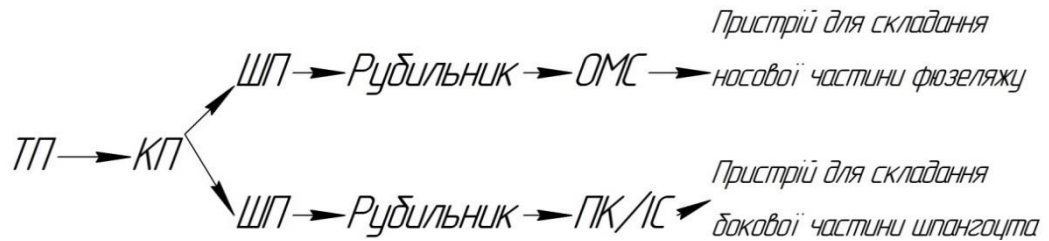


Рис. 2.2. Структурна схема ув'язки СП носової частини фюзеляжу і СП бокової частини шпангоута при КШМ

$$C_{\text{пр.н.ч.фюзеляжа-б.ч.шпангоута}} = \pm\sqrt{0,2^2 \cdot 4 + 0,1^2 \cdot 6} = \pm 0,469 \text{ мм}$$

$$\delta_{\text{б.ч.шпангоута}} = \pm(2,0 - 0,469) = \pm 1,531 \text{ мм}$$

### 2.2.1.2 Розрахунок точності складання бічної частини шпангоута для двох варіантів складання і ув'язки, порівняння з допуском на бічну частину шпангоута

Допуск на складання в пристрої з компенсацією похибок визначається за формулою:

$$\delta_{\text{сб}} = \delta_{\text{пр}} + k_{\text{приж}} C_{\text{контур.пр.-дет}} + \delta_{\text{проч}} \quad (2.11)$$

де  $\delta_{\text{пр}}$  – допуск на пристрій,

$C_{\text{контур.пр.-дет}}$  – похибка ув'язки контуру для пристрою і деталі,

$k_{\text{приж}}$  – коефіцієнт, що залежить від кількості притисків пристрою,

$\delta_{\text{проч}}$  – частина допуску на складання, обумовлена іншими похибками від поводок і зсувів, викликаних утворенням з'єднань, прогинами пристрою в процесі складання та іншими незалежними від методу складання причинами (вважають, що  $\delta_{\text{проч}} = 0,3 \delta_{\text{сб}}$ ).

Величина допуску на пристрій  $\delta_{\text{пр}}$  визначається сумою похибок на етапах перенесення розмірів від першоджерела ув'язки використовуваного методу ув'язки до

пристрою. Похибка ув'язки контуру пристрою і деталі  $S_{\text{контур.пр.-дет}}$  визначається відхиленнями на незв'язаних етапах перенесення розмірів.

Схеми ув'язки пристрою для складання бокової частини шпангоута і деталі (обода бокової частини шпангоута) для методів МКАУ і КШМ показані на рисунку 2.3 і 2.4 (використані дані джерел [9-11]).



Рис. 2.3 – Схема ув'язки пристрою для складання бокової частини шпангоута і виготовлення деталі (обода бокової частини шпангоута) при МКАУ.



Рис. 2.4. Схема ув'язки пристрою для складання бокової частини шпангоута і виготовлення деталі (обода бокової частини шпангоута) при КШМ

Значення величин  $\frac{\delta_i}{2}, k_i, \alpha_i$  для різних етапів перенесення розмірів наведені в таблиці 2. 1.



Таблиця 2. 1 – Величина  $\frac{\delta_i}{2}, k_i, \alpha_i$  для різних етапів перенесення розмірів

Етапи перенесення розмірів	$\frac{\delta_i}{2}$	$k_i$	$\alpha_i$
ТП–КП	$\pm 0,2$	1,4	0
КП–ОК	$\pm 0,2$	1	0
ОК–ШП	$\pm 0,2$	1,4	0,5
ШП–рубильник	$\pm 0,2$	1,4	0,5
Рубильник–ПК/ИС	$\pm 0,1/\pm 0,1$	1	0
ПК/ИС–пристрій	$\pm 0,1/\pm 0,1$	1	0
ОК–ШК	$\pm 0,2$	1,4	0,5
ШК–ШГ	$\pm 0,2$	1,4	0,5
ШГ–відправка	$\pm 0,3$	1,4	0,5
Відправка – обод бокової частини шпангоута	+ 0,3	1	0
ММ–АЭ	$\pm 0,01$	1	0
АЭ–УП	$\pm 0,02$	1	0
СЧПУ–рубильник	$\pm 0,108$	1	0
СЧПУ–відправка	$\pm 0,108$	1	0

Допуск на пристрій складе:

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

$$\text{для МКАУ: } \delta_{\text{пр}} = \pm \sqrt{0,01^2 \cdot 1^2 + 0,02^2 \cdot 2 \cdot 1^2 + 0,108^2 \cdot 1^2 + 0,1^2 \cdot 4 \cdot 1^2} = \pm 0,229 \text{ мм.}$$

Похибка ув'язки контуру пристрою і деталі:

для КШМ:

$$C_{\text{контур пр.-дет}} = \pm \sqrt{0,2^2 \cdot 4 \cdot 1,4^2 + 0,1^2 \cdot 4 \cdot 1^2 + 0,3^2 \cdot 1,4^2 + 0,15^2 \cdot 1^2} + 0,5(0,2 \cdot 4 + 0,3) =$$

$$= \begin{pmatrix} +1,29 \\ -0,19 \end{pmatrix} \text{ мм.}$$

для МКАУ:

$$C_{\text{контур пр.-дет}} = \pm \sqrt{0,1^2 \cdot 4 \cdot 1^2 + 0,108^2 \cdot 1^2 \cdot 2 + 0,02^2 \cdot 4 \cdot 1^2 + 0,15^2 \cdot 1^2} = \pm 0,3 \text{ мм.}$$

Кількість притисків  $n_{\text{пр}}$  визначимо зі умови забезпечення заданої точності складання:  $\delta_{\text{сб}} \leq \delta_{\text{б.ч.шпангоута}}$ . Величини  $\delta_{\text{б.ч.шпангоута}}$  визначені в п. 2.15.1.

$$\text{Для КШМ: } \delta_{\text{сб}} = \pm 0,56 + k_{\text{приж}} \cdot \begin{pmatrix} +1,29 \\ -0,19 \end{pmatrix} + 0,3 \cdot \delta_{\text{сб}}, \text{ или } \delta_{\text{сб}} = \pm 0,8 + k_{\text{приж}} \cdot \begin{pmatrix} +1,84 \\ -0,27 \end{pmatrix}.$$

$$\text{Отримуємо: } \pm 0,8 + k_{\text{приж}} \cdot \begin{pmatrix} +1,84 \\ -0,27 \end{pmatrix} \leq \pm 1,531$$

$$\text{звідки} \begin{cases} k_{\text{приж}} \leq 0,4 \\ k_{\text{приж}} \geq 2,7. \end{cases}$$

Приймаємо  $k_{\text{приж}} = 0,25$ , після цього по табл. 42 [11] знаходимо кількість притисків:  $n_{\text{пр}}=5$  і відношення відстані між фіксаторами пристрою  $l_{\text{фикс}}$  до довжини бокової частини шпангоута:  $l_{\text{фикс}}/l_{\text{дет}} = 0,25$ .

Для МКАУ:  $\delta_{\text{сб}} = \pm 0,229 + k_{\text{приж}} \cdot (\pm 0,3) + 0,3 \cdot \delta_{\text{сб}}$ , или  $\delta_{\text{сб}} = \pm 0,327 + k_{\text{приж}} \cdot (\pm 0,43)$ .

Отримуємо:  $\pm 0,327 + k_{\text{приж}} \cdot (\pm 0,43) \leq \pm 1,709$

$$\text{звідки} \begin{cases} k_{\text{приж}} \leq 3,21 \\ k_{\text{приж}} \geq 3,21. \end{cases}$$

Приймаємо  $k_{\text{приж}} = 1$ , тобто  $n_{\text{пр}}=0$ .

Проаналізувавши отримані результати, можна зробити висновок, що обидва розглянутих методи ув'язки (КШМ і МКАУ) дозволяють забезпечити необхідну точність складання. Велику точність складання забезпечить метод МКАУ. Метод ув'язки МКАУ передбачає використання обладнання з ЧПУ, комп'ютерної техніки та іншого і є найбільш придатним методом ув'язки для серійного виробництва, тому в даній роботі буде використано даний метод.

## 2.2.2 Вибір схеми кріплення

### 2.2.2.1 Підготовка технічного завдання на проектування монтажне пристосування

- 1) Пристосування призначене для складання задньої бічної панелі.
- 2) Розташування зібраної панелі в пристосуванні вертикальне.
- 3) Деталі та вузли, що входять до складу панелі:
  - обшивка
  - стрингери,
  - збірка колісних дисків рами,
  - монтаж віконної секції.
- 4) Основні технологічні основи зібраного щита показані на схемі базування.
- 5) При установці ЛП використовують обладнання другого порядку: ПК, мікросхеми.
- 6) Для виготовлення перемикачів використовують ЧПУ.

- 7) Вставте та вийміть вузли в SP вгору та вправо.
- 8) Засобів механізації в спільному підприємстві немає.
- 9) Забезпечити подачу електроенергії для освітлення, стисненого повітря.
- 10) Пофарбуйте перемикачі в коричневий колір.

### 2.2.2.2 Вибір компонування і компонування монтажного пристосування

Монтажне пристосування виконує важливу функцію - забезпечує правильне взаємне позиціонування, фіксацію і з'єднання літальних складальних одиниць із визначеною точністю. Це включає встановлення їх щодо основних опорних осей відсіку, агрегату, аеродинамічного байпасу чи площини стикового з'єднання.

Після того, як монтажні елементи щільно закріплені в пристосуванні, вони об'єднуються в єдину цілісну структуру. Цей етап вирішальний для забезпечення високої якості збірки та точності позиціонування, що, в свою чергу, впливає на загальну надійність та ефективність літального апарату.

Схема монтажного пристосування показана на (рисунок 2.6):

- де
- 1 - рамка;
  - 2 – вимикач;
  - 3 – фіксатор;
  - 4 – вилка.

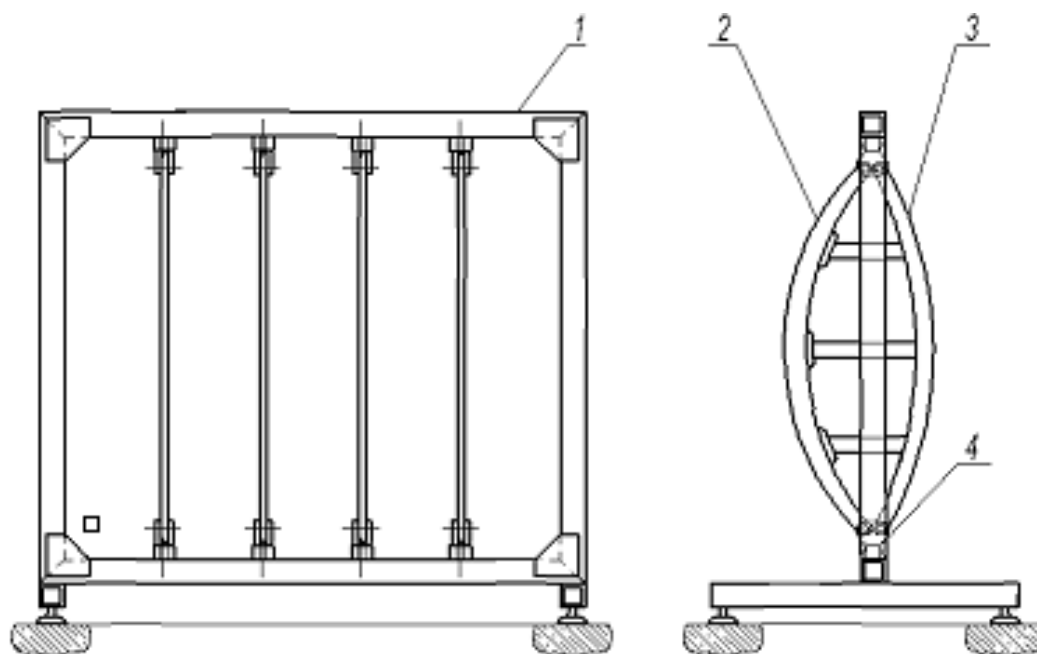


Рисунок. 2. 6 – Схема монтажної пристосування

## 2.2.3 Вибір заготовки та компоновання матриці

### 2.2.3.1 Аналіз конструкції та технологічності деталей

Конструкція деталі показана на (рисунок 2.7).

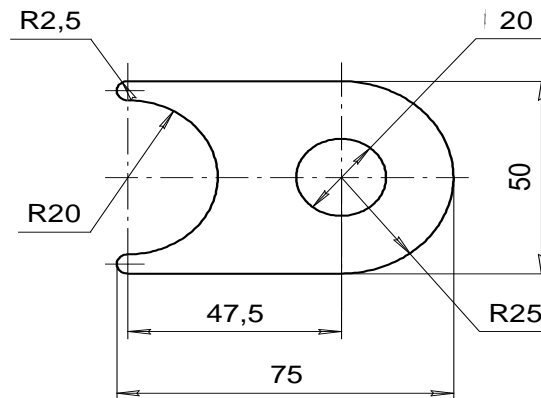


Рисунок 2.7 – Детальний ескіз

Ця деталь виготовляється з листа і являє собою пластину товщиною 1,5 мм. Матеріал деталі - сталь 30ХГСА. Габаритні розміри 75 × 50 мм. У деталі пробивали отвір діаметром 20 мм. Точність деталі - JT 10.

Технологічність штампованої деталі:

- сполучення в кутах внутрішнього контуру виконані з радіусом кривизни  $r \geq 0,5S$ , що дає можливість використовувати цілісну матрицю;
- розмір перфорованого отвору в цій деталі більше мінімально допустимого ( $D \geq 1,3S$ );
- відстань від краю отвору до прямолінійного зовнішнього контуру не менше  $S$ ;
- деталь вирізається по всьому контуру;
- матеріал деталі добре обробляється методом холодного штампування.

### 2.2.3.2 Форма і розмір заготовки, вибір оптимальної стандартні розміри листа

При розкрої деталі по контуру листа розміри заготовки, в даному випадку смуги, призначаються з урахуванням перемичок, які забезпечують достатню міцність і

жорсткість смуги. Для визначення перемичок зазвичай використовують експериментальні дані, які наведені в довідковій літературі. Згідно [13], при ручній подачі і товщині матеріалу 1,5 мм відстань між деталями  $n = 2$  мм, відстань від деталі до краю смуги  $m = 2,5$  мм.

З міркувань розкладки з урахуванням перемичок буде забезпечена оптимальна схема розкрою при розміщенні деталей уздовж смуги (рисунок 2.8).

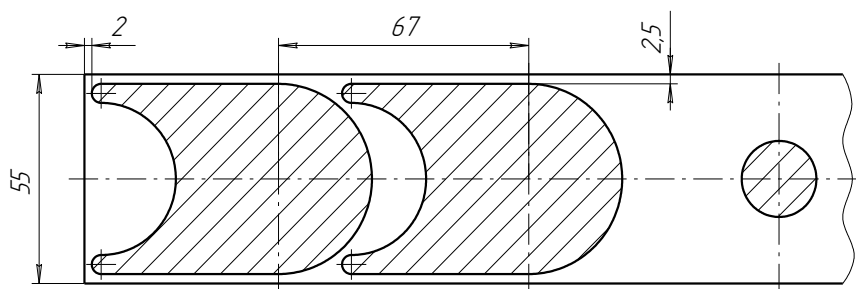


Рисунок 2.8 – Розкрий смуги

Найбільш економічне розташування смуг в стандартних листах можна оцінити за коефіцієнтом використання листового матеріалу (КВМ):

$$\eta = NF/BL \quad (2.12)$$

де -  $N$  - кількість заготовок, які поміщаються на аркуші;

$F$  - площа однієї заготовки;

$B, L$  – відповідно ширина і довжина листа, що відрізається

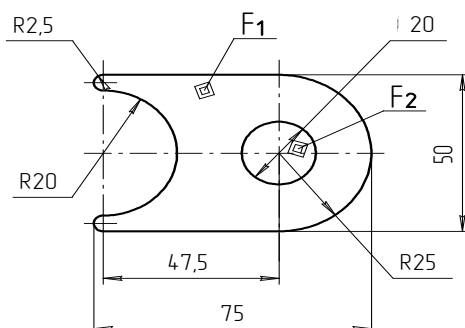


Рисунок 2.9 – Намалюйте ескіз деталі, щоб визначити її площу

$$F_1 = \frac{\pi \cdot 25^2}{2} + 47,5 \cdot 50 - \frac{\pi \cdot 20^2}{2} + 2 \times \frac{\pi \cdot 2,5^2}{2} = 2747,875 \text{ мм}^2$$

$$F_2 = \pi \cdot 10^2 = 314 \text{ мм}^2$$

$$F = F_1 - F_2 = 2747,875 - 314 = 2433,875 \text{ мм}^2$$

Визначимо найбільш вигідне розташування смуг в залежності від їх розташування на аркуші, а також найбільш переважні розміри стандартного листа відповідно до найбільш економним його використанням. Згідно з [13], візьмемо два стандартних листа розмірами 1000 × 2000 мм і 1400 × 3000 мм.

1) аркуш 1000 × 2000

При розміщенні заготовок 55×67 по довжині листа:

$N_1 = 1000 / 55 \approx 18$  шт. – кількість заготовок, які вміщуються вертикально на аркуші,

$N_2 = 2000 / 67 \approx 29$  шт. – кількість заготовок, які поміщаються горизонтально на аркуші, тобто можна розмістити 522 заготовки.

При розміщенні заготовок 55×67 по ширині листа:

$$N_1 = 1000 / 67 \approx 14 \text{ шт.},$$

$$N_2 = 2000 / 55 \approx 36 \text{ шт.}, \text{ тобто можна розмістити } 504 \text{ заготовки.}$$

Давайте визначимося з КВМ:

$$\eta = \frac{522 \cdot 2433,875}{1000 \cdot 2000} = 0,635$$

2) аркуш 1400 × 3000

При розміщенні заготовок 55 × 67 по довжині листа:

$$N_1 = 1400 / 55 \approx 25 \text{ шт.},$$

$$N_2 = 3000 / 67 \approx 44 \text{ шт.}, \text{ тобто розміщуємо } 1100 \text{ заготовок.}$$

При розміщенні заготовок 55 × 67 по ширині листа:

$$N_1 = 1400 / 67 \approx 20 \text{ шт.},$$

$$N_2 = 3000 / 55 \approx 54 \text{ шт.}, \text{ тобто можна розмістити } 1080 \text{ заготовок.}$$

Давайте визначимося з КВМ:

$$\eta = \frac{1100 \cdot 2433,875}{1400 \cdot 3000} = 0,637$$

Відповідно до максимального значення КВМ,  $\eta = 0,637$  розкрій листа від 1400 до 3000 мм є більш ефективним і економічним.

### **2.2.3.3 Вибір технологічної схеми штампа з урахуванням виду операцій, комбінації операцій, кількості деталей, що випускаються одночасно**

Відходи і готові деталі потрапляють через матрицю у відповідні ящики, а залишок смуги, що складається з перемичок, виходить з іншого боку матриці в напрямку її руху.

Згідно з формою деталі, ми використовуємо комбінований метод штампування, який здійснюється в послідовній матриці. Цей підхід спрощує виробництво деталі, оскільки для штампування потрібен тільки один працівник. В порівнянні з роздільним штампуванням, цей метод ефективний з точки зору часу, особливо з урахуванням розміру партії та термінів виконання робіт. Використання менших виробничих площ також стає можливим при виготовленні деталі. Усі ці переваги свідчать про більшу економічну доцільність обраного методу.

Схема послідовної матриці включає такі операції: на першому етапі пробивається отвір діаметром  $d = 20$  мм, а на другому етапі деталь вирізається по зовнішньому контуру.

Отже, за два робочих ходи, виключаючи перший, матриця дозволяє отримати одну готову деталь. Відходи та готові деталі потрапляють через матрицю у відповідні ящики, а залишок смуги, що складається з перемичок, виходить з іншого боку матриці в напрямку її руху.

### **2.2.4 Конструкція матриці, вибір обладнання**

У цьому викладі ми ведемо проектування штампа за допомогою системи КОМПАС-ШТАМП 5.2. Розпочинаємо створення "Дерева проектів" штампа, натискаючи курсором на зелений кружечок біля назви проекту, відкриваємо опцію "Додати в штамп проекту" і активуємо її. У вікні оберіть опцію "Штамп" та натисніть "Додати". Клацніть на зелену кнопку біля пункту "Штамп", а потім натисніть "Додати в штамп".

З випадаючого меню вибираємо опцію "Ескіз деталі, формування робочої області" та натискайте "Додати". Перенесіть курсор на "Ескізна частина, створити робочу область" і натискайте "Записати проект".

Натискання кнопки "Пуск" завантажує КОМПАС ГРАФІК, відкриває креслення і автоматично підключає відповідну бібліотеку. Клацніть "Пуск" і перейдіть до нанесення ескізу деталі, яку буде штампувати, використовуючи КОМПАС-ГРАФІК детальний ескіз показаний на (рисунок 2.7).

### 2.2.4.1 Опис конструкції матриці

Матриця розташована на блоку, складеному з верхньої (3) та нижньої (4) пластин, які з'єднані колонами (11) з заднім розташуванням напрямних колон. Напрямні колони та втулки (10) служать для правильного орієнтування верхньої частини матриці відносно нижньої. Втулки запресовуються у верхню пластину матриці (посадка H7/s6), а колонки запресовуються в нижню пластину (посадка S7/h6). Матриця (1), напрямні планки (2) та віджимач (9) для видалення деталей та відходів з пуансонів розташовані на нижній плиті і кріпляться до неї гвинтами (18) (підходить H7/g8) та штифтами (21) (підходить H7/n6). У матриці встановлений грибоквий упор (14), який служить для поетапної фіксації смуги (посадка H7/n6). Одноразовий упор (13) встановлюється у відповідну напрямну шину. У верхній пластині розташований хвостовик (16) (посадка H7/s6), який використовується для кріплення верхньої частини матриці до повзуна. Хвостовик фіксується штифтом (19) (посадка H7/m6). Опорна пластина (5) і тримач пуансона (8), призначені для кріплення пуансонів, прикріплені до верхньої пластини за допомогою гвинтів (17) і штифтів (20). У пуансонотримачі пуансон (6) (для штампування) рельєфний, а пуансон (7) (для штампування) закріпленний за рахунок наявного для цієї мети ремня і відповідної форми паза в пуансонотримачі (посадка пуансонів H7/m6). У пуансоні (6) встановлений фіксатор (15) (посадка H7/h6), який забезпечує центрування ріжучого контуру відносно попередньо пробитого отвору. Деталі та відходи виходять через отвори в матриці та нижній пластині.

### 2.2.4.2 Операція штампу та процес виготовлення деталей

Смуга повинна бути закріплена на матриці під знімачем 9, і напрямок руху смуги визначається напрямними шинами 2. Положення краю смуги відносно матриці 1 і пуансона 7 встановлюється вручну за допомогою витягнутого одноразового упору 13, після чого проводиться пробивання отвору діаметром  $d=20$  мм, і відходи потрапляють у відведені для цього ящики через отвір у матриці. Звільнений одноразовий упор 13 повертається у вихідне положення під дією встановленої пружини.

Смугу просувають до того моменту, поки вона не досягне грибоквого упору 14, і тоді виконується штампування. Під час цього процесу фіксатор 15, що встановлений у пуансоні 6, входить в отвір діаметром  $d=20$  мм і повертає смугу назад на  $0,1 - 0,2$  мм. Готова деталь і відходи потрапляють у відповідні ящики під матрицею.

Смуга піднімається для переміщення, залишаючи місце для наступної смуги



через грибоквий упор 14 і впирається в нього. Процес повторюється.

### **Висновок**

Цей розділ важливим етапом у розробці проекту, охоплюючи конструкторську та технологічну частини, що взаємодіють для забезпечення ефективного виготовлення та збірки агрегату.

Конструкторська частина включає в себе технічний опис і конструкторсько-технологічний аналіз агрегату, визначення навантажень, аналіз конструкції, розрахунок кріплення та модифікацію вузла. Комплексний підхід до цих завдань дозволяє забезпечити не лише оптимальні конструктивні рішення, а й враховує технологічні вимоги та можливості виготовлення.

Технологічна частина включає розробку директивних технологічних матеріалів по збірці агрегату, вибір схеми кріплення, вибір заготовки та компонування матриці. Процес виробництва ретельно вивчається, зокрема проводиться оцінка технологічності конструкції, розрахунок допуску на одиницю, вибір оптимальних схем та обладнання для виготовлення деталей.

У результаті виконаної роботи у цьому розділі вдало поєднано конструкторські та технологічні аспекти, що забезпечує оптимізований процес виготовлення агрегату з врахуванням вимог щодо якості та ефективності виробництва.

## 3 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

### 3.1 Розрахунок дослідно-конструкторського бюро (ДКБ)

Попереднє укрупнене визначення витрат визначається на етапі аванпроекту. Тому окремі витрати – аванпроект, ескізне та робоче проектування – доцільно об'єднати, в один етап – проектування. Витратами на етапі передачі документації на серійний завод можна знехтувати. Отже розрахунок витрат ведеться окремо по етапах:

- проектування;
- виготовлення дослідних зразків;
- витрати на випробування та корегування конструкторських креслень ЛА.

Для розрахунку економічного розділу звернемося до першої частини чинної дипломної роботи:

Число Маха  $M = 0,6$ ;

Маса планера літака  $m_{пл} = 3,7$  т;

Максимальна швидкість літака  $V_{max} = 735$  км/год ;

Потужність одного двигуна  $N_e = 6,5$  кН.

Сумарні витрати на проектування конструкції ЛА визначаються формулою 3.1:

$$V_{\text{проект}} = 1,5 \cdot m_{\text{пл}}^{0,1} \cdot \frac{\Gamma_{(M+1)}}{\alpha^{(M+1)}}, \quad (3.1)$$

де  $V_{\text{проект}}$  – витрати на проектування, тис. дол.;  $m_{\text{пл}}^{0,1}$  – маса планера літака з обладнанням, включаючи масу службового навантаження та екіпажу без маси силових установок, т;  $\Gamma_{(M+1)}$  – гама функція;  $M$  – максимальна швидкість проектуємого літака в числах  $M$  див. додаток 2 [10];  $\alpha^{(M+1)}$  – параметр, характеризуючий вірогідне відхилення або міру розсіяння випадкової величини за [10, таблицею 3.2]:

$$V_{\text{проект}} = 1,5 \cdot 3,7^{0,1} \cdot \frac{1,4892}{0,0102^{1,6}} = 3968,54 \text{ тис. дол.}$$

Витрати на виготовлення дослідних зразків ЛА визначаються за формулою 3.2:

$$V_{N \text{ виг}} = 1,5 \cdot m_{\text{пл}}^{1,237} \cdot V_{\text{max}}^{0,699} \cdot N^{0,2}, \quad (3.2)$$

де  $V_{N \text{ виг}}$  – вартість виготовлення  $n$ -го дослідного зразка, тис. дол.,  $V_{\text{max}}$  – максимальна швидкість літака,  $N$  – порядковий номер дослідного зразка.

$$V_{N \text{ виг}} = 1,5 \cdot 3,7^{1,237} \cdot 735^{0,699} \cdot 1^{0,2} = 918,8 \text{ тис. дол.}$$

Витрати на випробування ЛА та корегування конструкторських креслень ЛА визначаються за формулою 3.3:

$$V_{\text{вип}} = 1,5 \cdot n_{\text{зр}} \cdot K_3 \cdot [1 + 0,01(n_{\text{зр}} - 1)], \quad (3.3)$$

де  $n_{\text{зр}}$  – кількість льотних зразків;  $K_3$  – коефіцієнт, залежний від довжини злітної смуги,  $L_{\text{взл}} < 1$  км,  $K_3 = 1$ .

$$V_{\text{вип}} = 1,5 \cdot 3 \cdot 1 \cdot [1 + 0,01(3 - 1)] = 4,59 \text{ тис. дол.}$$

Сумарні витрати ДКБ та ціна проекту ЛА визначається за формулами 3.4 – 3.5:

$$V_{\text{ДКБ}} = V_{\text{проект}} + V_{\text{N виг}} + V_{\text{вип}}. \quad (3.4)$$

$$V_{\text{ДКБ}} = 3968 + 918,8 + 4,59 = 4891,9 \text{ тис. дол.};$$

$$Ц_{\text{ДКБ}} = V_{\text{ДКБ}} + П_{\text{ДКБ}}; \quad (3.5)$$

$$Ц_{\text{ДКБ}} = 4891,9 + 978,38 = 5870,33 \text{ тис. дол.},$$

де  $П_{\text{ДКБ}}$  - плановий прибуток ДКБ 20%.

## 3.2 Розрахунок витрат на серійне виробництво ЛА, прибутку та ціни літака і двигуна

### 3.2.1 Розрахунок виробничої вартості ЛА

Виробнича середня собівартість одного літака із річної програми випуску в  $N$  штук визначається наступним чином, дол.:

$$C_{\text{вир}} = V_{\text{мат}} + V_{\text{ПВ}} + V_{\text{СО}} + V_{\text{пост}} + V_{\text{ЗП}} + V_{\text{ЄСВ}} + V_{\text{ЗВ}},$$

де  $V_{\text{мат}}$  - вартість основних матеріалів, сировини, докупних напівфабрикатів (поковок, штамповок, лиття);  $V_{\text{ПВ}}$  - вартість покупних виробів (приладів, бортового обладнання та установок, за винятком двигунів);  $V_{\text{СО}}$  - витрати на виготовлення спеціальної технологічної оснастки;  $V_{\text{пост}}$  – постановочні витрати на розробку технологічних, серійних технологічних процесів, їх обробку. Розраховуються в відсотковому співвідношенні від витрат на виготовлення технологічної оснастки ( $V_{\text{СО}}$ );  $V_{\text{ЗП}}$  - витрати на заробітну плату (основна та додаткова) виробничих робочих;  $V_{\text{ЄСВ}}$  - відрахування на соціальні заходи;  $V_{\text{ЗВ}}$  - загальновиробничі витрати.

Витрати на основні матеріали, сировину та покупні напівфабрикати (поковок,

штамповок, лиття) обчислюється:

$$B_{\text{мат}} = 1,95 \cdot 10^4 \cdot m_{\text{пл}}^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \lg N},$$

де  $N$  – річна програма випуску ЛА.

$$B_{\text{мат}} = 1,95 \cdot 10^4 \cdot 3,7^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \lg 10} = 53,3 \text{ тис. дол.}$$

Вартість покупних виробів (приладів, бортового обладнання та установок, за винятком двигунів) визначається:

$$B_{\text{ПВ}} = 1,95 \cdot (2,37 \cdot V_{\text{max}} + 14,15 \cdot m_{\text{пл}} - 1280) \cdot N^{-0,09};$$

$$B_{\text{ПВ}} = 1,95 \cdot (2,37 \cdot 735 + 14,15 \cdot 3,7 - 1280) \cdot 10^{-0,09} = 82,86 \text{ тис. дол.}$$

Витрати на виготовлення спеціальної технологічної оснастки визначаються:

$$B_{\text{СО}} = T_{\text{осн}} \cdot \bar{C};$$

$$T_{\text{осн}} = T_{\text{к}} + K_1 + K_2 + K_3 + K_4,$$

де  $T_{\text{к}}$  - трудомісткість виготовлення комплексу технологічної оснастки, нормо-год;  $K_1$  - коефіцієнт враховуючий об'єм випуску;  $K_2$  - коефіцієнт, який враховує рівень використання нормалізованого оснащення;  $K_3$  - коефіцієнт, який враховує рівень наступності створеної конструкції;  $K_4$  - коефіцієнт, що враховує виготовлення дублерів оснащення, її ремонт та відновлення 1,48;  $\bar{C}$  - вартість виробництва одного нормо-часу технологічної оснастки;  $n$  - кількість двигунів на ЛА.

$$T_{\text{к}} = (2,943 + 0,0775 \cdot m_{\text{пл}} - 2,58 \cdot 10^{-4} m_{\text{пл}}^2) \cdot 1,05^n;$$

$$T_{\text{к}} = (2,943 + 0,0775 \cdot 4,3 - 2,58 \cdot 10^{-4} \cdot 3,7^2) \cdot 1,05^2 = 3,6 \text{ нормо-год};$$

$$K_1 = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot N + 0,64 = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot 10 + 0,64 = 0,663;$$

$$K_2 = 1,2 - 0,005 \cdot \chi = 1,2 - 0,005 \cdot 25 = 1,075;$$

$$K_3 = 10^{-2} \cdot \left[ 220 - \sqrt{250,6^2 - (X - 220)^2} \right] = 10^{-2} \cdot \left[ 220 - \sqrt{250,6^2 - (25 - 220)^2} \right] = 1;$$

$$K_4 = 1,48;$$

$$T_{\text{осн}} = 3,6 + 0,663 + 1,075 + 1 + 1,48 = 7,82 \text{ нормо-год};$$

$$B_{\text{СО}} = 7,82 \cdot 2,7 = 21,12 \text{ тис. дол.};$$

$$CO_c = \frac{B_{\text{СО}}}{N_1 + N_2};$$

$$CO_c = \frac{21,12}{10 + 10} = 1,056 \text{ тис. дол.}$$

Витрати на заробітну плату (основна та додаткова) виробничих робочих визначаються:

$$V_{ЗП} = 1,5 \cdot 3,013 \cdot m_{пл}^{0,903} \cdot M^{0,42} \cdot N^{-0,32} \cdot K_{пр},$$

де  $K_{пр}$  – коефіцієнт враховуючий підвищення продуктивності праці робочих при освоєнні виробництва ЛА на протязі 7 років ( $K_{пр}=1,08$ ).

$$V_{ЗП} = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 3,7^{0,903} \cdot 0,6^{0,42} \cdot 10^{-0,32} \cdot 1,08 = 7,03 \text{ тис. дол.}$$

Сума обов'язкових соціальних внесків (ЄСВ) від витрат на оплату праці робітників всіх категорій промислово-виробничого персоналу на річну програму випуску, визначається, дол.:

$$V_{ЄСВ} = \frac{I_{ЄСВ} \cdot V_{ЗП} \cdot N}{100},$$

де  $I_{ЄСВ}$  - відрахування на соціальні заходи (згідно діючого законодавства є обов'язковою, т ставка ЄСВ дорівнює 22% для усіх категорій платників);

$$V_{ЄСВ} = \frac{22 \cdot 7,03 \cdot 10}{100} = 15,48 \text{ тис. дол.}$$

Загальноновиробничі витрати на організацію виробництва та управління цехами, дільницями, відділеннями та іншими підрозділами основного й допоміжного виробництва а також витрати на утримання та експлуатацію машин і обладнання, укрупнено обчислюються:

$$V_{ЗВ} = 1,92 \cdot 3,701 \cdot V_{ЗП} \cdot N^{-0,359};$$

$$V_{ЗВ} = 1,92 \cdot 3,701 \cdot 7,03 \cdot 10^{-0,359} = 21,87 \text{ тис. дол.}$$

Сума всіх вищезначених витрат буде складати середню виробничу вартість ЛА.

$$C_{вир} = V_{мат} + V_{ПВ} + V_{СО} + V_{пост} + V_{ЗП} + V_{ЄСВ} + V_{ЗВ},$$

$$C_{вир} = 53,36 + 82,86 + 21,12 + 7,03 + 9,29 + 15,48 + 21,87 = 211 \text{ тис. дол.}$$

### 3.2.2 Розрахунок собівартості літака

Витрати на збут включають такі витрати, що пов'язані з реалізацією продукції.

Витрати на збут, укрупнено можна планувати в розмірі 1,5% від виробничої собівартості:

$$V_{збут} = C_{вир} \cdot 0,015;$$

$$V_{збут} = 211 \cdot 0,015 = 3,16 \text{ тис. дол.}$$

Тоді повна собівартість літака із річної програми випуску в  $N$  штук, складає:

$$C_{\text{пов}} = C_{\text{вир}} + B_{\text{збут}};$$

$$C_{\text{пов}} = 211 + 3,16 = 214,2 \text{ тис. дол.}$$

### 3.2.3 Розрахунок прибутку і ціни літака без двигунів

Розрахунковий прибуток від одного літака без вартості двигунів може бути визначений по коефіцієнту, планує мого прибутку (рентабельності) наступним чином:

$$P_{\text{ЛА}} = \frac{K_R \cdot C_{\text{пов}}}{100},$$

де  $K_R$  - коефіцієнт рентабельності (рекомендований для реалізації на ринках чистої конкуренції, дорівнює 25%)

$$P_{\text{ЛА}} = \frac{25 \cdot 214,2}{100} = 53,55 \text{ тис. дол.}$$

Розрахункова середня ціна літака без двигунів визначається:

$$C_{\text{ЛА без НДС}} = C_{\text{пов}} + P_{\text{ЛА}};$$

$$C_{\text{ЛА без НДС}} = 214,2 + 53,55 = 267,76 \text{ тис. дол.};$$

$$C_{\text{ЛА}} = C_{\text{ЛА без НДС}} + \text{НДС};$$

$$C_{\text{ЛА}} = 267,76 + 53,55 = 321,31 \text{ тис. дол.},$$

де НДС – податок на додану вартість ЛА (держподаток в бюджет держави),

$$\text{НДС} = 0,2 \cdot C_{\text{ЛА без НДС}} = 0,2 \cdot 267,76 = 53,55 \text{ тис. дол.}$$

### 3.3 Розрахунок вартості літака з двигунами

При оцінці вартісних показників двигуна його можна розглядати як самостійний об'єкт або з урахуванням льотно-технічних та вартісних показників літака, які можуть бути отримані при застосуванні на ньому двигунів з різними параметрами [6, 10]. В другому випадку літак є лише засобом оцінки двигуна. При цьому такі параметри літака, як комерційне навантаження розрахункова дальність польоту при повному комерційному навантаженні на заданих висоті та швидкості польоту, довжина розбігу літака, залишаються незмінними, а питома маса, тяга, витрати палива, лобова площа двигуна позначаються на злітній масі гіпотетичного літака, а значить на масі та ціні планера. Таким чином, при вартісній оцінці різних варіантів проектуемого двигуна

проміжною задачею є визначення злітної маси гіпотетичного літака. При цьому методика розрахунків їх точність та трудомісткість залежить від конкретної задачі вартісної оцінки двигуна, типу літака, на якому він буде встановлений, від етапу ДКР, серійності та ін..

Розрахунок вартості двигуна, придбаних для літаків серійного виробництва, розраховуються укрупнено за наступними формулами:

Вартість ТРДД в середньому дорівнює:

Вартість двигунів для літаків серійного виробництва розраховують укрупнено за такими формулами:

$$C_{дв} = 0,015 \cdot K_{сх} \cdot K_{с.дв} \cdot R_{max} \cdot (3400 - \sqrt[10]{R_{max}}),$$

де  $K_{сх}, K_{с.дв}$  – коефіцієнти, що враховують тип (схему) двигуна та серійність;  $K_{сх}=1$  для ТРД при  $M<1$ ;  $R_{max}$  – злітна тяга одного двигуна;

$$K_{с.дв} = \left( \frac{1500}{\sum n_{дв}} \right)^{0,5},$$

$$K_{с.дв} = \left( \frac{1500}{3} \right)^{0,5} = 22,36,$$

де  $\sum n_{дв}$  – кількість двигунів в серії;

$$\sum n_{дв} = N_{ла} \cdot n_{дв} (1 + K_{зем} + h_{зем}) \cdot (1 + K_{об}) \cdot \frac{T_c}{T_{дв}},$$

$$\sum n_{дв} = 1 \cdot 2 (1 + 0,2 + 0,05) \cdot (1 + 0,2) \cdot \frac{1}{1} = 3,$$

Отже

$$C_{дв} = 0,015 \cdot 1 \cdot 22,36 \cdot 6,5 \cdot (3400 - \sqrt[10]{6,5}) = 7,4,$$

Тоді розрахункова середня ціна одного літака з двигунами буде складати:

$$C_{сдв} = C_{ла} + 2 \cdot C_{дв} = 321,31 + 2 \cdot 7,4 = 328,72 \text{ тис. дол}$$

### 3.4 Розрахунок точки безбитковості

Для визначення обсягу випуску виробів, що забезпечує безбитковість виробництва треба розрахувати РДР – річний прибуток від реалізації продукції підприємства, РВВ – річні витрати виробництва, РПоВ – річні постійні витрати, РЗМВ – річні змунні витрати. У випадку даного дипломного проекту під розрахунками знаходиться не великий пасажирський літак з достатньо економічними показниками та низькою собівартістю силової установки та літака.

За результатами аналізу річного прибутку та витрат, за рисунком 3.1 знайдемо точку беззбитковості.

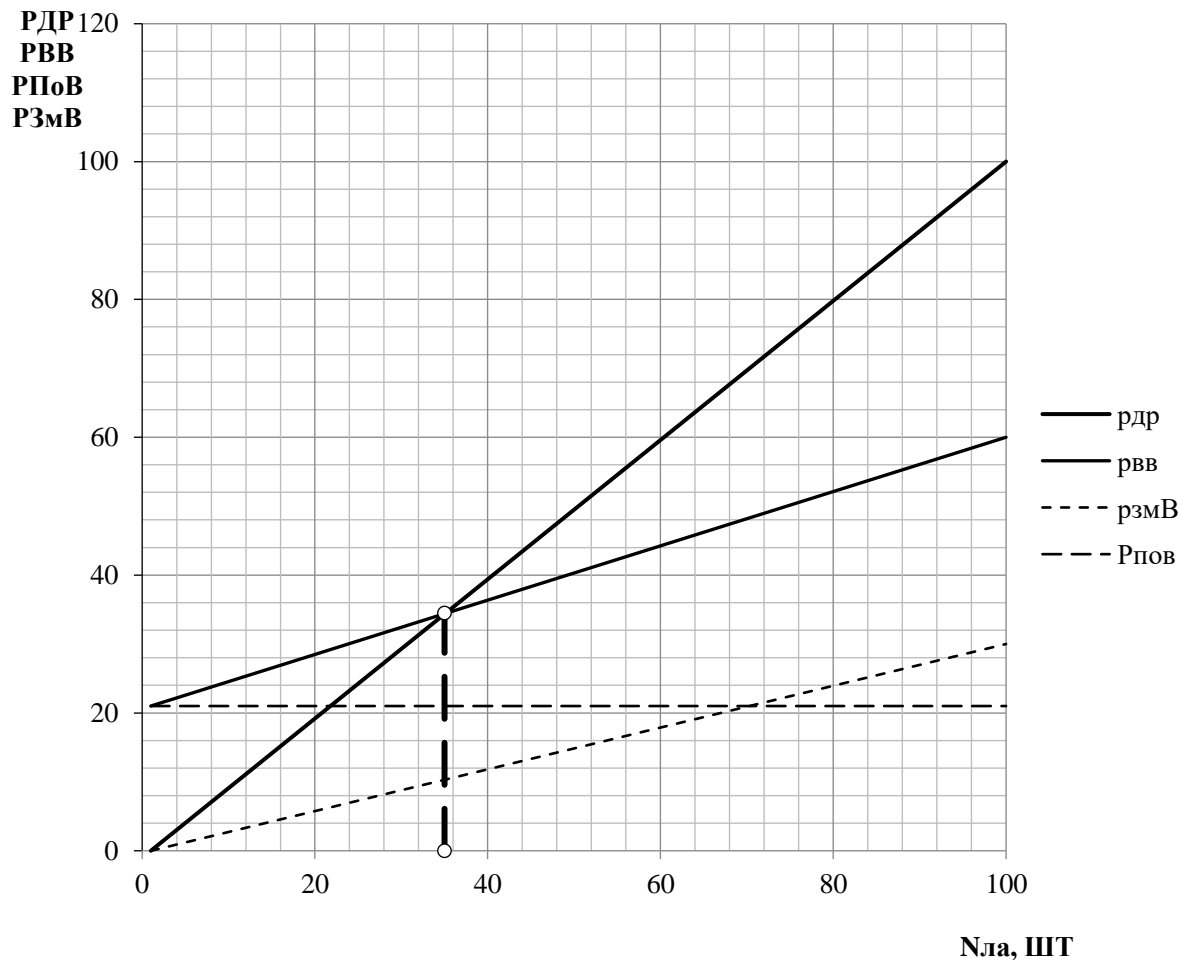


Рисунок 3.1 – Розрахунок точки беззбитковості

У разі виготовлення та продажу 34 готових літаків у поточному році наступні виготовлені літаки будуть беззбитковості.

### Висновок

У цьому розділі були проведені розрахунки, пов'язані із дослідно-конструкторським бюро, витратами на серійне виробництво літака, розрахунками прибутку та цін на літак і його двигун.

Дослідно-конструкторське бюро є ключовим етапом, де проводяться розрахунки витрат на проведення досліджень та конструкторських робіт. Це включає в себе витрати на персонал, матеріали, обладнання та інші ресурси. Детальний розрахунок



цих витрат дозволяє ефективно планувати фінансові ресурси для успішного завершення проекту.

У розділі також проведено розрахунки вартості літака на етапах виробничої вартості, собівартості, прибутку та ціни. Розглянуті аспекти вартості літака з двигунами що становить 328,72 тис.дол та розрахунок точки беззбитковості. Це важливі кроки для визначення конкурентоздатності продукції на ринку.

В загальному, економічний розділ надає чітку фінансову перспективу проекту, визначаючи витрати, прибутки та ціну продукції. Ці розрахунки є важливою основою для прийняття стратегічних рішень та забезпечення економічної стійкості проекту у майбутньому.

## 4 СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

### 4.1 Аналіз структурних мас легкого пасажирського літака

Під час порівняння двох легких пасажирських літаків, Honda HA-420 HondaJet і Art - 600, необхідний комплексний структурний аналіз маси. Це обстеження заглиблюється в фундаментальні компоненти, які вносять внесок у загальну масу кожного літака, в кінцевому підсумку впливаючи на його характеристики. У цьому аналізі ми зосередимося на критичних аспектах, таких як злітні характеристики, дальність польоту та фактори, що на них впливають.

В наступній таблиці 4.1 наведені порівняльні параметри аналізованих літаків.  
Таблиця 4.1 – Порівняльні параметри аналізованих літаків

Параметри	Honda HA-420	Art - 600
$V_{крейс}$ , км/ год	682	660
$L$ , км	2037	2400
$m_0$ , кг	4457	3762
$S$ , м <sup>2</sup>	16,4	19,2
$p_0$ , даН/м <sup>2</sup>	272	220

Злітні характеристики літака є критичним параметром, на який впливають різні фактори, включно з масою конструкції. Honda HA-420 HondaJet може похвалитися інноваційним дизайном кріплення двигуна над крилом (OTWEM), що сприяє покращенню аеродинаміки під час зльоту. Легкі композитні матеріали, використані у його фюзеляжі та крилах, ймовірно, зменшать загальну масу конструкції, потенційно підвищуючи прискорення та ефективність зльоту.

З іншого боку, Art - 600, хоч і має звичайний дизайн, але оснащений надійними двигунами Pratt & Whitney Canada PW615. На злітні характеристики впливає не тільки потужність двигуна, а й вага літака. Більш традиційна алюмінієва конструкція Art - 600 у фюзеляжі та крилах може призвести до дещо більшої маси конструкції порівняно з HondaJet.

Для подальшої оптимізації злітних характеристик можна зробити припущення щодо структурних елементів. Для обох літаків удосконалення матеріалів, наприклад інтеграція передових композитних сплавів або використання легких, але міцних матеріалів у критичних компонентах, може сприяти зменшенню загальної маси без

шкоди для структурної цілісності. Крім того, удосконалення конструкції крила, включаючи крила або модифікації аеродинамічного профілю, можуть покращити аеродинаміку під час зльоту.

Звернення до цих припущень може призвести до покращення злітних характеристик обох літаків із потенційними перевагами у вигляді скорочення дистанцій зльоту та покращення паливної ефективності.

#### **4.1.1 Аналіз дальності польоту легких пасажирських літаків**

Відстань польоту є ключовим показником для операторів, які прагнуть отримати оптимальну ефективність подорожі від точки до точки. Конструкційна маса легких пасажирських літаків є основним фактором, що впливає на цей критичний параметр, впливаючи на їх здатність долати великі відстані. Вивчення двох відомих моделей, Honda HA-420 і Art - 600, з відповідною дальністю польоту 2037 км і 2400 км, виявляє відмінні міркування щодо їх дизайну та продуктивності.

HondaJet, завдяки використанню аеродинамічної ефективності та легких матеріалів, демонструє вагомий профіль економії палива та збільшеної дальності польоту. Система кріплення двигуна Over-The-Wing Engine Mount (OTWEM), відмінна риса унікального дизайну Honda, разом із аеродинамічними характеристиками крил разом сприяє зменшенню опору. Це скорочення потенційно дозволяє виконувати більш тривалі етапи польоту, збільшуючи загальну відстань, яку HondaJet може подолати з одним завантаженням палива.

Навпаки, Art - 600 із більш традиційним дизайном може мати дещо вищу конструкцію. Однак двигуни Pratt & Whitney Canada PW615, вбудовані в його раму, визнані своєю експлуатаційною ефективністю. Ця ефективність могла б ефективно врівноважити додаткову вагу від більш традиційної конструкції. Тому дальність польоту Art - 600 залежить не тільки від маси конструкції, але й від паливної ефективності його двигунів.

Критичні фактори, що впливають на дальність польоту:

- Паливна ефективність: ефективність двигунів у поєднанні із загальними аеродинамічними характеристиками відіграє ключову роль у визначенні дальності польоту. Постійний прогрес у технології двигунів і безперервна оптимізація аеродинамічних характеристик можуть безпосередньо впливати на споживання палива, що згодом впливає на здатність літака долати більші відстані.
- Вага конструкції: загальна маса конструкції літака безпосередньо впливає

на швидкість споживання палива. Більш легкі літаки зазвичай потребують менше пального для подолання заданої відстані, що підкреслює важливість ефективності ваги для досягнення збільшеної дальності польоту.

Корисне навантаження, кількість ваги, яку може нести літак, є ключовим аспектом аналізу дальності польоту як для Honda HA-420, так і для Art - 600. Розуміння вантажопідйомності має вирішальне значення, оскільки воно безпосередньо впливає на здатність літака перевозити пасажирів і вантаж на певні відстані.

Honda HA-420 розрахована на розміщення шести пасажирів із додатковим сидінням для сьомого, що підкреслює його здатність до гнучкого розміщення пасажирів. Примітно, що Honda HA-420 також має спеціальний багажний відсік у задній частині фюзеляжу, що гарантує, що пасажирів та їхні речі можуть розміститися без шкоди для продуктивності. Цей окремий багажний відсік збільшує загальну вантажопідйомність, підвищуючи універсальність літака.

Подібним чином, Art - 600 із кількістю місць для шести пасажирів і додатковим сидінням розроблений для ефективного використання доступного простору. Включення багажного відділення гарантує, що вантажопідйомність оптимізована для комфорту та зручності пасажирів. Розуміння конфігурації корисного навантаження обох моделей літаків є обов'язковим для операторів, які прагнуть досягти балансу між комфортом пасажирів і ефективними подорожами з точки в точку.

Підсумовуючи, всебічний аналіз дальності польоту легких пасажирських літаків потребує детального розгляду як маси конструкції, так і ефективності двигуна. Взаємодія аеродинаміки, оптимізації ваги та технології двигуна стає перетикою для досягнення оптимальних можливостей подорожі від точки до точки на цих літаках.

#### **4.1.2 Аеродинамічний аналіз**

Аеродинаміка є основою дизайну сучасного літака, відіграючи значну роль у визначенні ефективності, стабільності та загальних характеристик польоту. У цьому аналізі ми порівнюємо аеродинаміку Honda HA-420 HondaJet і Art - 600, враховуючи їхні унікальні характеристики, потенційні області для вдосконалення та унікальні фактори, які формують їхні аеродинамічні профілі.

Honda HA-420 HondaJet відрізняється від звичайних конструкцій своїм OTWEM. Розташувавши двигуни над крилами, HondaJet досягає підвищеної аеродинамічної ефективності, зменшуючи опір і пом'якшуючи перешкоди між фюзеляжем і гондолами двигуна. Такий підхід до конструкції особливо вигідний на високих

крейсерських швидкостях, де Honda HA-420 працює зі швидкістю 682 км/год.

У HondaJet використовуються крила, розроблені для природного ламінарного потоку, дизайн якого спрямований на зменшення опору тертя обшивки та, таким чином, підвищення економії палива. Цей вибір дизайну підкреслює прагнення оптимізувати аеродинамічні характеристики 3.

Art - 600 дотримується більш традиційної конструкції з двигунами, встановленими на фюзеляжі. Хоча ця конфігурація була доведена надійною, вона потенційно може збільшити опір порівняно з конструкцією OTWEM HondaJet.

Art - 600 має прямі крила для простоти та стабільності. Однак такий вибір конструкції може призвести до більшого індукованого опору, особливо на нижчих швидкостях.

Art - 600 має більшу площу крила — 19,2 м<sup>2</sup> порівняно з Honda HA-420. Ця більша площа крила може створити більшу підйомну силу, забезпечуючи Art - 600 чудову здатність на підйом. Однак збільшення площі крила також означає, що Art - 600 може мати більший паразитний опір, що може вплинути на економію палива.

Потенційні сфери для вдосконалення:

Обидва літаки можуть виграти від модифікацій, спрямованих на зменшення опору та підвищення аеродинамічної ефективності. Наприклад, додавання крилець або модифікація існуючих конструкцій може покращити загальну аеродинамічну ефективність літака, особливо під час крейсерських етапів, де зниження опору є критичним для економії палива. Крім того, можна дослідити точне налаштування контуру фюзеляжу для мінімізації опору та посилення ламінарного потоку. Розширене обчислювальне моделювання гідродинаміки та випробування в аеродинамічній трубі можуть допомогти оптимізувати конструкцію фюзеляжу для покращення аеродинамічних характеристик.

Відмінності в аеродинамічних характеристиках:

Конструкція OTWEM HondaJet за своєю суттю мінімізує опір, пов'язаний із гондолами двигуна, забезпечуючи явну перевагу перед традиційним розташуванням двигуна Art - 600. Ця конструкція також сприяє більш рівномірному розподілу підйомної сили, потенційно підвищуючи загальну стабільність під час польоту.

З іншого боку, прямі крила Art - 600 забезпечують простоту та стабільність, але можуть призвести до більшого опору. Крім того, традиційне розташування двигуна може вимагати додаткових аеродинамічних міркувань для балансування сил.

Підсумовуючи, Honda HA-420 HondaJet і Art - 600 демонструють різні філософії дизайну, кожна зі своїми перевагами та міркуваннями. Інноваційний дизайн HondaJet

OTWEM і крила з природним ламінарним потоком демонструють прагнення розширити аеродинамічні межі для підвищення ефективності. Між тим, Art - 600 підкреслює стабільність і простоту завдяки своєму традиційному підходу

#### **4.1.3 Аналіз співвідношення тяги до ваги**

Співвідношення тяги до маси є основним параметром в авіаційній інженерії, який служить ключовим індикатором здатності літака прискорюватися та набирати висоти. Це критично важливий показник, який безпосередньо впливає на загальну продуктивність, маневреність і здатність набору висоти літака. Тут ми заглиблюємось у співвідношення тяги до ваги двох відомих моделей, Honda HA-420 і Art - 600, досліджуючи, як це співвідношення впливає на їхні експлуатаційні характеристики.

Honda HA-420 демонструє виняткове співвідношення тяги до ваги  $272 \text{ даН/м}^2$ , що є свідченням того, що його дизайн спрямований на ефективність і продуктивність. Це співвідношення означає, що двигуни літака створюють силу, яка в 272 рази перевищує його власну вагу, демонструючи дивовижне співвідношення потужності до маси. Таке високе співвідношення тяги до ваги надає Honda HA-420 чудові характеристики при зльоті та швидкості набору висоти.

Удосконалена аеродинаміка HondaJet у поєднанні з його легкою конструкцією значною мірою сприяє цьому вражаючому співвідношенню тяги до ваги. Конструкція кріплення двигуна над крилом (OTWEM) мінімізує опір, дозволяючи двигунам працювати ефективніше, і оптимально розподіляє тягу для підвищення загальної продуктивності. Це сприятливе співвідношення тяги до ваги перетворюється на покращену маневреність і чутливість під час критичних етапів польоту.

Для порівняння, Art - 600 може похвалитися похвальним співвідношенням тяги до ваги  $220 \text{ даН/м}^2$ . Хоча це співвідношення трохи нижче, ніж у Honda HA-420, все ж відображає добре збалансоване співвідношення потужності та ваги, що сприяє підвищенню експлуатаційних можливостей літака. Двигуни Pratt & Whitney Canada PW615, інтегровані в Citation Art - 600, відіграють ключову роль у досягненні цього співвідношення, демонструючи свою ефективність у перетворенні палива на рушійну силу.

Конструкція Art - 600, хоча й більш традиційна порівняно з HondaJet, використовує ефективність двигуна для підтримки сприятливого співвідношення тяги до ваги. Це дозволяє літаку досягати ефективних зльотів, набору висоти та ефективно реагувати на динамічні умови польоту.

Співвідношення тяги до ваги безпосередньо впливає на кілька важливих аспектів

характеристик літака, включаючи дистанцію зльоту, швидкість набору висоти та маневреність. Більше співвідношення тяги до ваги, як видно з Honda HA-420, загалом призводить до менших дистанцій зльоту та більш надійних можливостей набору висоти. Це може бути корисним для операцій у складних умовах або під час навігації по різноманітній місцевості.

І навпаки, дещо нижче співвідношення тяги до ваги, як це спостерігалось в Art - 600, все ще забезпечує похвальний рівень продуктивності, особливо в більш звичайних сценаріях польоту. Баланс, досягнутий у відношенні тяги до ваги, має вирішальне значення для створення універсального та ефективного літака, здатного задовольнити вимоги в різноманітних умовах експлуатації.

Підсумовуючи, відношення тяги до ваги Honda HA-420 і Art - 600 суттєво сприяють їхнім відповідним характеристикам. Обидва літаки демонструють інженерну досконалість, чи то завдяки наголосу HondaJet на аеродинамічній ефективності, чи то через те, що Citation Art - 600 покладається на ефективність двигуна, що підкреслює важливість цього параметра в нюансах аеронавігаційного дизайну.

#### 4.1.4 Аналіз маси силової установки

У складному світі аеронавігаційної техніки вибір авіаційного двигуна суттєво впливає на загальні характеристики та характеристики літака. Цей аналіз двигунів ретельно вивчає дві силові установки – GE Honda HF120, двигун літака Honda HA-420, і Pratt & Whitney Canada PW615, двигун літака Art - 600. Аналіз зосереджується на трьох основних параметрах: тязі, питомій витраті палива і вазі двигуна.

Аналізовані двигуни зображенні на (рисунок 4.2). В таблиці 4.2 наведені характеристики двигуна.

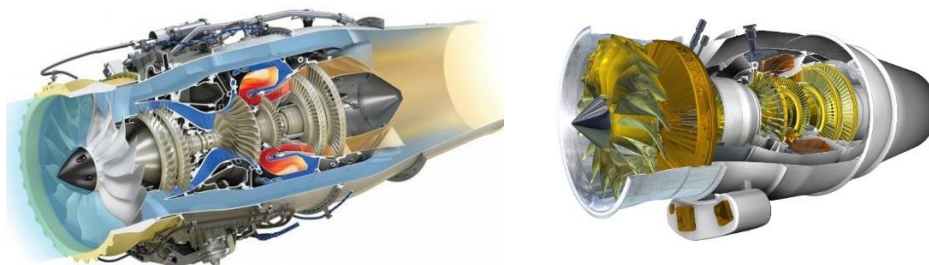


Рисунок 4.2 – Зображення двигуна GE Honda HF120 та International Pratt & Whitney Canada PW615

Таблиця 4.2 – Характеристики двигунів

Характеристики	GE Honda HF120	PW615
Маса двигуна, кг	211	140
Злітна тяга, кН	9,1	6,5
Питома витрата палива, кг/кН/год	71	46

Тяга, будучи основним фактором руху літака, формує прискорення літака, швидкість підйому та загальні динамічні характеристики. Honda HA-420 з двигуном GE Honda HF120 може похвалитися величезною тягою в 9,1 кН, перевершуючи тягу Art - 600 Pratt & Whitney Canada PW615 в 6,5 кН. Вища тяга двигуна Honda свідчить про потенційні переваги у характеристиках зльоту, нахилі висоти та загальній швидкості. Однак важливо визнати, що більш високі рівні тяги також можуть створювати підвищене навантаження на конструкції планера та вимагати надійних систем керування для управління збільшеною потужністю.

Питома витрата палива служить ключовим показником для вимірювання ефективності двигуна, представляючи кількість палива, спожитого на одиницю тяги за годину. Двигун GE Honda HF120 демонструє питому витрату палива 71 кг/кН/год, що значно вище, ніж більш економічний Pratt & Whitney Canada PW615 у 46 кг/кН/год. Мається на увазі, що двигун Honda може вимагати вищої витрати палива, що потенційно може вплинути на дальність польоту, витривалість і експлуатаційні витрати. І навпаки, нижча питома витрата палива двигуна Pratt & Whitney означає більш економічну конструкцію, пропонуючи переваги у збільшенні тривалості польоту та зменшених витратах на паливо, що також впливає на ціну перевезення.

Вага двигуна відіграє вирішальну роль у визначенні загальної ваги та балансу літака, впливаючи на характеристики зльоту та посадки. Двигун GE Honda HF120 вагою 211,3 кг значно важчий за двигун Pratt & Whitney Canada PW615, який важить 140 кг. Більш важкий двигун літака Honda може вплинути на вантажопідйомність, дистанцію зльоту та загальну маневреність. І навпаки, легший двигун Pratt & Whitney сприяє більш сприятливому розподілу ваги, потенційно покращуючи маневреність Art - 600 та зменшуючи експлуатаційні обмеження. Також треба зауважити так як двигун Honda розташований на крилі, його більша вага стає перевагою, бо ця маса допомагає розвантажити крило, це має великий вплив при проектуванні крила літака.

Аналізуючи вплив обраних двигунів на ключові параметри літака та проводячи докладний аналіз маси повітряного судна, можна зробити висновок, що вибір більш легкого двигуна PW615 порівняно з HF120 має суттєвий вплив на загальну масу



літака. Наприклад, маса Honda HA-420, оснащеної двигуном PW615, становить 695 кг, що є важчим на 18,5 відсотків порівняно з Art – 600.

Важливо відзначити, що сам по собі двигун від Honda є важчим на 50 відсотків, що призводить до збільшення маси силових елементів, що несуть вагу двигуна. Крім того, більша тяга двигуна HF120 (9,1 кН) порівняно з PW615 (6,5 кН) впливає на вагу як самого двигуна, так і його кріплення. Це веде до збільшення загальної маси літака Honda HA-420.

Питома витрата палива також є важливим фактором, який прямо впливає на сумарну масу палива літака. Збільшена витрата палива приблизно на 50 відсотків двигуном GE Honda HF120 негативно впливає на загальну масу літака.

Незважаючи на ці обмеження, потужний двигун GE Honda HF120 має свої переваги, такі як покращені злітно-посадкові характеристики і коротші довжини взліту і посадки порівняно з Art – 600. Це створює можливість для експлуатації на різних аеродромах. Збільшена тяга двигуна Honda також позитивно впливає на здатність літака набирати висоту.

Враховуючи вищу тягу, а також більшу паливну витрату і вагу двигуна Honda, можна припустити, що Honda HA-420 може перевершити сценарії, що вимагають швидких підйомів і високошвидкісних можливостей. Однак підвищена витрата палива та вага можуть створити проблеми в місіях збільшеної дальності та накласти обмеження на вантажопідйомність. Art - 600 з більш економічним і легким двигуном може краще підходити для операцій, що вимагають економії палива, більшої витривалості та покращеної маневреності. Цей фактор і є основною складовою яка впливає на те що максимальна дальність польоту літака Art - 600 майже на 20 відсотків більше за дальність Honda HA-420.

Підсумовуючи, вибір між двигунами GE Honda HF120 і Pratt & Whitney Canada PW615 залежить від конкретних вимог місії та пріоритетів користувача літака, ретельно зважуючи компроміси, властиві тязі, паливній ефективності та вазі. Кожна конфігурація двигуна приносить унікальний набір переваг і викликів, що в кінцевому підсумку формує загальний діапазон продуктивності та експлуатаційну гнучкість відповідного літака.

### **Висновок**

У цьому розділі визначаються ключові аспекти, що впливають на структурну масу та ефективність літака. Проведений аналіз включає в себе дослідження дальності польоту, аеродинамічний аналіз, співвідношення тяги до ваги та маси силової установки.

Отже, висновки з аналізу структурних мас надають необхідні відомості для подальшого проектування та вдосконалення легкого пасажирського літака з урахуванням його продуктивності та масових характеристик. Ці аспекти грають важливу роль у створенні літака, який відповідає сучасним вимогам ефективності, безпеки та екологічної стійкості.

## ВИСНОВКИ

У цій пояснювальній записці кваліфікаційній роботі магістра було спроектовано та смодельовано легкий літак на базі прототипів. Вона складається із чотирех частин.

Конструкційній частині були отримані наступні результати:

- Були проаналізовані основні параметри літаків–прототипів;
- Була визначена злітна маса проектованого літака в другому наближенні яка склала приблизно 3700 кг;
- Було обрано двигун для літака а саме International Pratt & Whitney Canada PW615.
- Розроблено КСС літака;
- Розроблена майстер-геометрія поверхонь літака;
- Розроблена модель розподілу простору в крилі літака;

Технологічний розділ має наступні результати:

- Проведено конструкторсько-технологічний аналіз агрегату;
- Визначені навантаження, проведено аналіз конструкції, розраховано кріплення та модифікацію вузла;
- Розроблена директивні технологічні матеріали по збірці агрегату;
- Обрана схема кріплення;
- Обрана заготовка та компонована матриця.

Економічна частина має наступні результати:

- Були проведені розрахунки витрат на проведення досліджень та конструкторських робіт;
- Було проведено розрахунки вартості літака на етапах виробничої вартості, собівартості, прибутку;
- Розраховано ціну літака;
- Розрахована вартість літака з двигунами;
- Розрахована точка беззбитковості.

У спеціальній частині було проведено аналіз маслегкого літака отримані наступні результати:

- Досліджена дальності польоту літака в контексті аналізу мас;
- Проведено аеродинамічний аналіз, вплив на масу;
- Проведено аналіз співвідношення тягт до ваги;
- Проведено аналіз маси силової установки.

## ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Розробка аванпроекту літака навч. посібник / А.К. М्याлица, Л.А. Малашенко, А.Г. Гребенников та ін. – Х.: Нац. аерокосмічний університет «Харків. авіац. ін-т», 2010. – 233 с.
2. . С. В. Єпіфанов, Р. Ю. Цуканов АВІАЦІЙНІ СИЛОВІ УСТАНОВКИ (Частина 3) Харків «ХАІ» 2020,167 с.
3. Проектування шасі літаків [Електронний ресурс] : підручник / В. І. Рябков, Л. В. Капітанова, В. А. Тіт. – Харків : М-во освіти і науки Україн. Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2023. – 358 с.
4. SPECIAL CERTIFICATION REVIEW // Eclipse Aviation Corporation Model EA500 Airplane. URL: <http://www.qolos.com.ua/userfiles/file/040812/040812-u.pdf> (дата звернення: 01.12.2023).
5. Pilatus-aircraft. URL: <https://www.pilatus-aircraft.com/en/customer-support/publications#pc-24> (дата звернення: 01.12.2023).
6. OPERATIONAL EVALUATION REPORT // HONDA AIRCRAFT COMPANY. URL: [https://www.gov.br/anac/pt-br/assuntos/regulados/aeronaves/avaliacao-operacional/relavor\\_honda\\_ha\\_420.pdf](https://www.gov.br/anac/pt-br/assuntos/regulados/aeronaves/avaliacao-operacional/relavor_honda_ha_420.pdf) (дата звернення: 01.12.2023).
7. CITATION MUSTANG OPERATING MANUAL // AIRCRAFT GENERAL. URL: [https://www.smartcockpit.com/docs/Citation\\_Mustang-Aircraft\\_General.pdf](https://www.smartcockpit.com/docs/Citation_Mustang-Aircraft_General.pdf) (дата звернення: 01.12.2023).
8. Кривцов, В.С. Основи аерокосмічної техніки [Текст]: підручник для вищих навчальних закладів (спеціальність «Авіація та космонавтика») / В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, М.Н. Федотов. Ч. 2. – Харків: Національний аерокосмічний університет "Харк. авіац. ін-т", 2003. - 901 с.

9. Конструкція літаків і вертольотів: – підручник [Текст] / В.С. Кривцов, Л.А. Малашенко, С.В. Трубаєв. – Х.: Національний аерокосмічний університет "Харк. авіац. ін-т", 2010. – 366 с.
10. Авіаційні силові установки [Текст] : консп. лекцій / Р. Ю. Цуканов, О. І. Риженко, С. В. Єпіфанов. — Х.: Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ», 2017. — 550 с.
11. Інженерні основи функціонування та загальна структура аерокосмічної техніки [Текст] / В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, М.Н. Федотов. – Підручник для вищих навчальних закладів (спеціальність «Авіація та космонавтика»). Ч. 2. - Харків: Національний аерокосмічний університет "ХАІ", 2002. – 900 с.
12. Капітанова Л. В., Рябков В. І. Будова і проєктування механічних каналів основного керування літаків: навч. посіб. Харків : ХАІ, 2022. 130 с. ISBN 978-966-662-896-4. URL: [https://library.khai.edu/library/fulltexts/metod/Kapitanova\\_Budova.pdf](https://library.khai.edu/library/fulltexts/metod/Kapitanova_Budova.pdf)
13. Боборикін Ю.А. та ін. Складально-монтажні роботи в авіабудуванні: Підручник – Харків : ХАІ, 1983. 121 с.
14. Кобрин В.М. БЖД. Техногенна безпека: методичні рекомендації до дипломного дизайну. – Харків : ХАІ, 2000.
15. Глаголев А.М., Голдінов М.Ю. та ін. Літакобудування. М., Видавництво «Машинобудування», 1975. 479 с.
16. Набатов А.С. Проектування технологічних процесів у виробництві літаків і двигунів: підручник з курсового та дипломного проектування. Харків : ХАІ, 1987. 98 с.
17. Проектування шасі літаків : підручник / І. В. Рябков, В. А. Трофімов, В. М. Павленко, М. Г. Толмачьов, Л. В. Капітанова, Ю. В. Бабенко. Харків : ХАІ, 2011. 340 с. ISBN 978-966-662-245-0  
URL: <https://library.khai.edu/library/fulltexts/metod/RabkovProekyuvanna.pdf>

# ДОДАТОК А

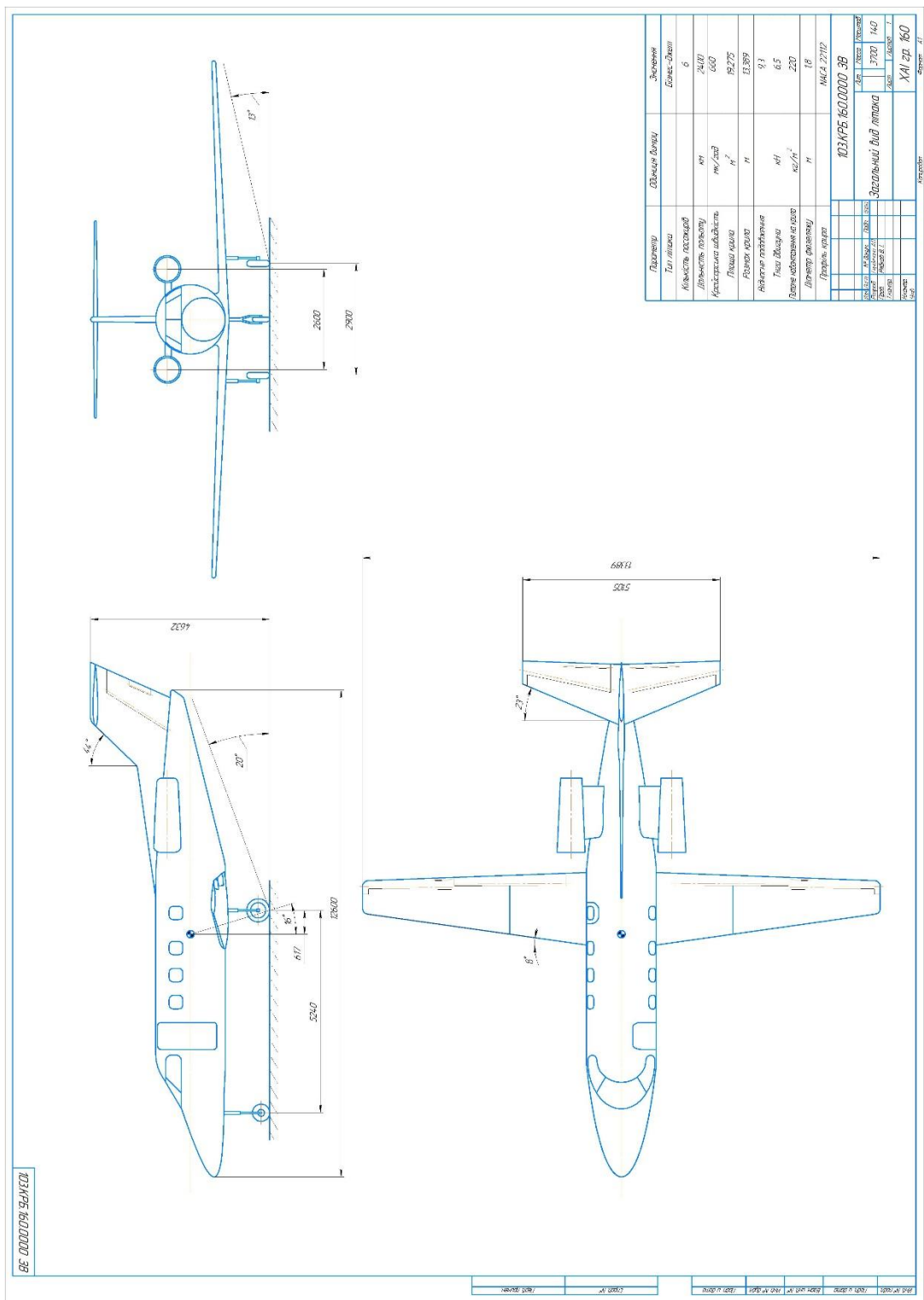


Рисунок А.1 – Загальний вигляд літака

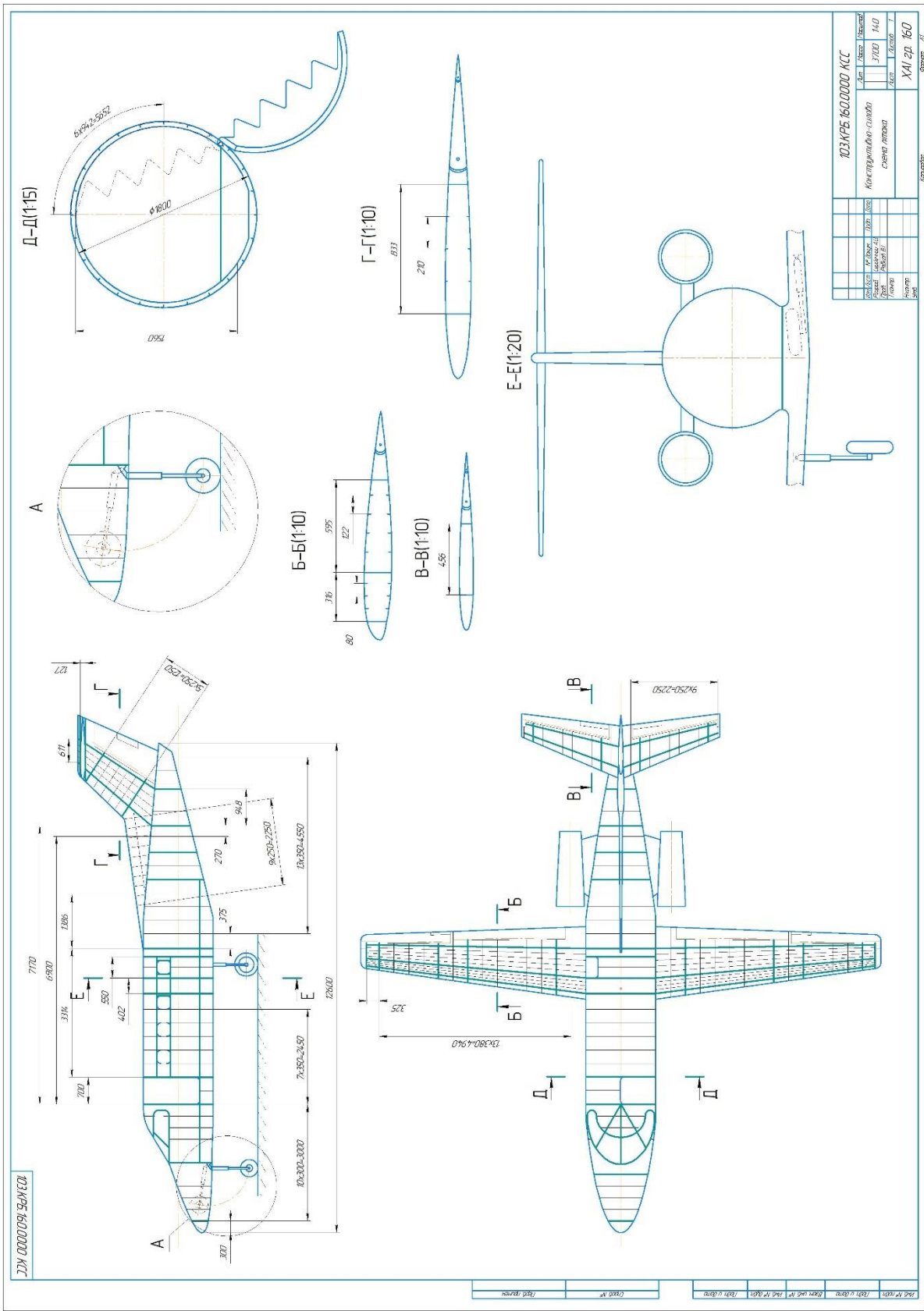


Рисунок А.2 – Конструктивно-силова схема літака









