

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

**Пояснювальна записка  
до дипломного проекту**  
(тип кваліфікаційної роботи)

магістра

(освітній ступінь)

на тему:

***«Інтегроване проектування та дослідження  
напружено-деформованого стану відсіку крила  
пасажирського літака***

Виконав: студент 2 курсу групи 160н

Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-  
космічна техніка»

(код та найменування)

Освітня програма «Літаки і вертольоти»

(найменування)

Зубар Р.С.

(прізвище та ініціали студента)

Керівник: Капітанова Л.В.

(прізвище та ініціали)

Рецензент: Костенко О. І.

(прізвище та 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  
 « \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2024 року

**ЗАВДАННЯ  
 НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ СТУДЕНТУ**

Зубар Руслану Станіславовичу  
(прізвище, ім'я та по батькові)

Тема кваліфікаційної роботи Інтегроване проектування та дослідження  
 напружено-деформованого стану відсіку крила  
 пасажирського літака.

Керівник кваліфікаційної роботи Капітанова Людмила Валеріївна – д.т.н.  
 доцент, професор кафедри 103  
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

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

Термін подання студентом кваліфікаційної роботи 30 червня 2024 року

Вихідні дані до роботи  $M_{крейс} = 0,815$ ;  $M_{max} = 0,9$ ;  $N_{крейс} = 11000$  м;  $n_{пасс} = 150$ ;  $n_{ек} = 2$ ;  
 $L = 3000$  км;  $L_p = 1200$  м;  $V_{посад} = 250$  км/год;  $T_{л.год} = 80\ 000$ ;  $K = 16$ .

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

**1. КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ**

**1.1 Автоматизоване формування вигляду літака**

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

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

1.1.3 Вибір та обґрунтування схеми літака, типу його силової установки

1.1.4 Розрахунок маси повітряного судна в трьох наближеннях

1.1.4.1 Визначення злітної маси повітряного судна в нульовому наближенні

1.1.4.2 Розрахунок маси повітряного судна до першого наближення

1.1.4.3 Дослідження впливу параметрів повітряного судна на коефіцієнт підйомної сили та аеродинамічні якості повітряного судна при зльоті

1.1.4.4 Дослідження впливу параметрів повітряного судна на величину необхідного початкового відношення тяги до ваги проектного літака

1.1.4.5 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу силової установки пасажирського літака дозвукового з ТРДД

1.1.4.6 Вплив параметрів літака на відносну масу палива літака, що проектується

1.1.4.7 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу конструкції літака, що проектується

1.1.4.8 Визначення маси екіпажу, обладнання та комерційного навантаження літака, що проектується

1.1.4.9 Дослідження впливу параметрів на злітну масу літака, що проектується

1.1.4.10 Розрахунок маси літака у другому наближенні

1.1.4.11 Розрахунок маси літака у третьому наближенні

1.1.4.12 Уточнення маси силової установки

1.1.4.13 Уточнення маси палива

1.1.4.14 Розрахунок маси обладнання

1.1.5 Підбір двигуна та перевірка довжини розбігу

1.1.6 Визначення та оптимізація проектних параметрів літака та його агрегатів

1.1.6.1 Визначення параметрів крила

1.1.6.2 Визначення геометричних параметрів закритки

1.1.6.3 Визначення геометричних параметрів елерону

1.1.6.4 Визначення геометричних параметрів горизонтального оперення

- 1.1.6.5 Визначення геометричних параметрів вертикального оперення
- 1.1.6.6 Визначення геометричних параметрів фюзеляжу
- 1.1.6.7 Ув'язування крила з оперенням
- 1.1.6.8 Вибір параметрів шасі
- 1.1.7 Розробка аеродинамічного, об'ємно-вагового, конструктивно-силового компонувань. Розрахунок центрування і моментів інерції літака.
  - 1.1.7.1 Розрахунок центрування та моментів інерції літака.
  - 1.1.7.2 Об'ємно-вагове компонування
  - 1.1.7.3 Визначення потрібної ширини пасажирської кабіни
  - 1.1.7.4 Визначення необхідної довжини пасажирської кабіни
  - 1.1.7.5 Компонування багажно-вантажних відсіків
  - 1.1.7.6 Компонування буфетів-кухонь
  - 1.1.7.7 Компонування туалетних приміщень
  - 1.1.7.8 Компонування гардеробів
  - 1.1.7.9 Компонувальна схема літака, що проектується
  - 1.1.7.10 Вибір, обґрунтування, розробка та ув'язування конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака
- 1.1.8 Розрахунок центрування та моментів інерції літака
- 1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні та масові характеристики літака
  - 1.2.1 Визначення лобового опору літака, що проектується
  - 1.2.2 Підйомна сила, індуктивний опір, поляра літака, аеродинамічна якість літака
  - 1.2.3 Поздовжній момент та розташування аеродинамічного фокусу літака
  - 1.2.4 Розрахунок діаграми «вантаж-дальність» проектного літака
  - 1.2.5 Висновки
- 1.3 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання крила літака, що проектується.
  - 1.3.1 Розробка майстер-геометрії крила
  - 1.3.2 Визначення навантажень, що діють на крило
    - 1.3.2.1 Визначення коефіцієнта навантаження

- 1.3.2.2 Визначення погонного розподіленого навантаження на крило
- 1.3.2.3 Розрахунок сил, що перерізають, згинальних моментів і наведених моментів
- 1.3.3 Уточнення конструктивно-силової схеми крила
- 1.3.4 Вибір матеріалів для елементів конструкції крила
- 1.3.5 Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силових елементів крила в регулярних та нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу
  - 1.3.5.1 Вибір товщини обшивки та кількості стрінгерів
  - 1.3.5.2 Розрахунок площ поздовжнього силового набору
  - 1.3.5.3 Підбір площ поздовжнього силового набору у розтягнутій зоні
  - 1.3.5.4 Підбір поздовжнього силового набору у стислій зоні
  - 1.3.5.5 Підбір товщини стін лонжеронів
  - 1.3.5.6 Розрахунок нервюр
- 1.3.6 Дослідження впливу параметрів агрегату на його масу
- 1.3.7 Проектувальний розрахунок з'єднань та стиків агрегату з фюзеляжем
- 1.3.8 Прогнозування ресурсу агрегату в регулярних та нерегулярних зонах відсіку крила
- 1.3.9 Уточнення геометричних та конструктивних параметрів агрегату
- 1.3.10 Посібник з технічної експлуатації крила літака
- 1.4 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання систем літака
  - 1.4.1 Проектування та моделювання паливної системи
    - 1.4.1.1 Опис паливної системи
    - 1.4.1.2 Система подачі та вироблення палива
    - 1.4.1.3 Система заправки паливом
    - 1.4.1.4 Система дренажу паливних баків
    - 1.4.1.5 Управління паливною системою
    - 1.4.1.6 Визначення об'єму крила
    - 1.4.1.7 Комп'ютерне моделювання ТС літака
    - 1.4.1.8 Трубопроводи та з'єднання
    - 1.4.1.9 Посібник з технічної експлуатації ТЗ

## 2. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

2.1 Тактико-технічні характеристики проектного середньомагістрального пасажирського літака, основні переваги літака, що проектується.

2.2 Дослідження впливу характеристик літака, що проектується, на економічні показники

2.3 Прогноз розвитку ринку поставок середньомагістрального пасажирського літака, що розробляється

2.4 Вихідні дані до розрахунку техніко-економічних показників ефективності створення середньомагістрального пасажирського літака.

2.4.1 Дані для розрахунку витрат у дослідно-конструкторському бюро

2.4.2 Дані розрахунку витрат на серійне виробництво середньомагістрального пасажирського літака

2.5 Розрахунок основних техніко-економічних показників проектування та виробництва літака.

2.5.1 Розрахунок витрат дослідно-конструкторського бюро

2.5.2 Розрахунок витрат на серійне виробництво

2.6 Оцінка ефективності виробництва літака залежно від обсягів реалізації на ринках збуту.

2.6.1 Визначення точки беззбитковості

2.6.2 Висновки

## 3. ОХОРОНА ПРАЦІ І БЕЗПЕКА У НАДЗВИЧАЙНИХ СИТУАЦІЯХ **Ошибка!**

**Закладка не определена.**

3.1 Охорона праці

3.1.1 Виявлення та аналіз небезпечних та шкідливих експлуатаційних факторів, що діють у робочій зоні проектного виробу

3.1.2 Розробка заходів щодо запобігання або ослаблення можливого впливу небезпечних та шкідливих експлуатаційних факторів на працюючих

3.1.3 Система антиобледеніння середньомагістрального пасажирського літака

3.1.4 Забезпечення екологічної безпеки функціонування проектного об'єкта при впливі небезпечних та шкідливих експлуатаційних факторів

### 3.2 Безпека у надзвичайних ситуаціях

3.2.1 Аналіз можливих надзвичайних ситуацій при або експлуатації виробу, що проектується

3.2.2 Розробка заходів щодо зменшення ймовірності виникнення надзвичайних ситуацій при експлуатації виробу, що проектується

3.2.3 Висновки

## 4. СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

4.1 Визначення загальної напружено-деформованої поведінки структури крила спроектованого літака

4.1.1 Створення та підготовка моделі до аналізу

4.1.2 Створення скінченноелементної сітки моделі

4.1.3 Аеродинамічний аналіз

4.1.4 Аналіз напружено-деформованого стану конструкції крила

Керівник і консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада керівника і консультантів	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1.	<b>Капітанова Л.В.</b>	<b>22/04/24</b>	
2.	<b>Капітанова Л.В.</b>	<b>22/04/24</b>	
3.	<b>Капітанова Л.В.</b>	<b>22/04/24</b>	
4.	<b>Капітанова Л.В.</b>	<b>22/04/24</b>	

Нормоконтроль \_\_\_\_\_ Капітанова Л.В. « \_\_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 20\_\_ р.  
(підпис) (ініціали та прізвище)

Дата видачі завдання «22» \_\_\_\_\_ квітня 2024 \_\_\_\_\_ р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1.	Конструкторський розділ	<b>07/06/2024</b>	
2.	Економічний розділ	<b>07/06/2024</b>	
3.	Охорона праці і безпека у надзвичайних ситуаціях	<b>07/06/2024</b>	
4.	Спеціальна частина	<b>07/06/2024</b>	

Студент

Зубар Р.С.

(підпис) (прізвище та ініціали)

Керівник кваліфікаційної роботи

Капітанова Л.В.

(підпис) (прізвище та ініціали)



# Вступ

Кваліфікаційна робота магістра виконана в рамках комплексного проекту з метою створення ефективних та безпечних конструкцій літаків, що забезпечують високі технічні, економічні та експлуатаційні показники. У цій кваліфікаційній роботі було здійснено:

- 1) Інтегроване проектування відсіку крила пасажирського літака в рамках комплексного проекту.
- 2) Дослідження напружено-деформованого стану відсіку крила літака.
- 3) Інтегроване проектування та моделювання паливної системи.

Магістерська робота складається з 170 сторінок, включаючи 79 рисунків, 28 таблиць і 11 додатків.

**Об'єктом дослідження** є метод комплексного проектування та параметричного моделювання крила пасажирського літака.

**Мета роботи** полягає в розробці ескізного проекту крила середньомагістрального пасажирського літака.

**Методи дослідження** включають інтегральне та параметричне моделювання, а також проектування з використанням програм Siemens NX та ANSYS, методи розрахунку аеродинамічних характеристик, будівельна механіка та розрахунок міцності літальних апаратів.

**Результати магістерської роботи включають:**

1. Визначення геометричних та масових характеристик середньомагістрального пасажирського літака.
2. Розрахунки аеродинамічних і льотних характеристик літака, включаючи аеродинамічну якість  $K = 15,6$  одиниць та запас статичної стійкості.
3. Визначення повітряних та масових навантажень, що діють на крило літака.
4. Розрахунок силових елементів центральної секції та знімної частини крила з урахуванням терміну служби.
5. Дослідження впливу характеристик проектного літака на економічні показники, включаючи вартість КБ на проектування, вартість літака з та без двигунів, а також точку беззбитковості у виробництві.
6. Виявлення шкідливих факторів у процесі експлуатації проектного повітряного судна та розробка заходів щодо їх усунення, включаючи розроблення орієнтовної пожежної обстановки на стоянці повітряного судна в аеропорту.
7. Аналіз сумарного напружено-деформованого стану крила, включаючи максимальні переміщення та напруження.

**Рекомендації щодо використання результатів роботи:** результати магістерського дипломного проекту можуть бути використані при подальшій розробці літального апарату.

ЛІТАК, СЕРЕДНЬОМАГІСТРАЛЬНИЙ, ДЕФОРМОВАНИЙ СТАН ВІДСІКУ КРИЛА, ТЕРМІН СЛУЖБИ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ, КРИЛО, МОДЕЛЮВАННЯ, ДОСЛІДЖЕННЯ, ПРОЕКТУВАННЯ, МАЙСТЕР-ГЕОМЕТРІЯ, РОЗПОДІЛ ПРОСТОРУ.

## Зміст

Вступ.....	9
Зміст.....	11
1. КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ.....	16
1.1 Автоматизоване формування вигляду літака.....	17
1.1.1 Розробка концепції створення проектованого літака й науково-технічної програми досягнення його характеристик.....	17
1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва й експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака.....	20
1.1.3 Вибір та обґрунтування схеми літака, типу його силової установки.....	26
1.1.4 Розрахунок маси повітряного судна в трьох наближеннях.....	28
1.1.4.1 Визначення злітної маси повітряного судна в нульовому наближенні.....	28
1.1.4.2 Розрахунок маси повітряного судна до першого наближення.....	28
1.1.4.3 Дослідження впливу параметрів повітряного судна на коефіцієнт підйомної сили та аеродинамічні якості повітряного судна при зльоті.....	29
1.1.4.4 Дослідження впливу параметрів повітряного судна на величину необхідного початкового відношення тяги до ваги проектованого літака.....	32
1.1.4.5 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу силової установки пасажирського літака дозвукового з ТРДД.....	36
1.1.4.6 Вплив параметрів літака на відносну масу палива літака, що проектується.....	38
1.1.4.7 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу конструкції літака, що проектується.....	41
1.1.4.8 Визначення маси екіпажу, обладнання та комерційного навантаження літака, що проектується.....	45
1.1.4.9 Дослідження впливу параметрів на злітну масу літака, що проектується.....	45

	12
1.1.4.10 Розрахунок маси літака у другому наближенні .....	48
1.1.4.11 Розрахунок маси літака у третьому наближенні.....	50
1.1.4.12 Уточнення маси силової установки.....	51
1.1.4.13 Уточнення маси палива .....	51
1.1.4.14 Розрахунок маси обладнання .....	53
1.1.5 Підбір двигуна та перевірка довжини розбігу .....	54
1.1.6 Визначення та оптимізація проектних параметрів літака та його агрегатів .....	56
1.1.6.1 Визначення параметрів крила .....	56
1.1.6.2 Визначення геометричних параметрів закрилки .....	57
1.1.6.3 Визначення геометричних параметрів елерону .....	57
1.1.6.4 Визначення геометричних параметрів горизонтального оперення .....	58
1.1.6.5 Визначення геометричних параметрів вертикального оперення.....	59
1.1.6.6 Визначення геометричних параметрів фюзеляжу .....	60
1.1.6.7 Ув'язування крила з оперенням .....	60
1.1.6.8 Вибір параметрів шасі .....	60
1.1.7 Розробка аеродинамічного, об'ємно-вагового, конструктивно-силового компонувань. Розрахунок центрування і моментів інерції літака .....	61
1.1.7.1 Розрахунок центрування та моментів інерції літака .....	61
1.1.7.2 Об'ємно-вагове компонування.....	62
1.1.7.3 Визначення потрібної ширини пасажирської кабіни .....	62
1.1.7.4 Визначення необхідної довжини пасажирської кабіни.....	63
1.1.7.5 Компонування багажно-вантажних відсіків.....	63
1.1.7.6 Компонування буфетів-кухонь .....	64
1.1.7.7 Компонування туалетних приміщень .....	64
1.1.7.8 Компонування гардеробів .....	65
1.1.7.9 Компонувальна схема літака, що проектується .....	65

1.1.7.10 Вибір, обґрунтування, розробка та ув'язування конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака .....	65
1.1.8 Розрахунок центрування та моментів інерції літака .....	67
1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні та масові характеристики літака .....	71
1.2.1 Визначення лобового опору літака, що проектується.....	71
1.2.2 Підйомна сила, індуктивний опір, поляра літака, аеродинамічна якість літака.....	73
1.2.3 Поздовжній момент та розташування аеродинамічного фокусу літака.....	78
1.2.4 Розрахунок діаграми «вантаж-дальність» проектного літака.....	80
1.2.5 Висновки .....	81
1.3 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання крила літака, що проектується.....	81
1.3.1 Розробка майстер-геометрії крила.....	81
1.3.2 Визначення навантажень, що діють на крило .....	82
1.3.2.1 Визначення коефіцієнта навантаження.....	82
1.3.2.2 Визначення погонного розподіленого навантаження на крило .....	83
1.3.2.3 Розрахунок сил, що перерізують, згинальних моментів і наведених моментів .....	85
1.3.3 Уточнення конструктивно-силової схеми крила .....	90
1.3.4 Вибір матеріалів для елементів конструкції крила.....	92
1.3.5 Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силових елементів крила в регулярних та нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу.....	93
1.3.5.1 Вибір товщини обшивки та кількості стрінгерів .....	93
1.3.5.2 Розрахунок площ поздовжнього силового набору .....	95
1.3.5.3 Підбір площ поздовжнього силового набору у розтягнутій зоні.....	97
1.3.5.4 Підбір поздовжнього силового набору у стислій зоні .....	99
1.3.5.5 Підбір товщини стін лонжеронів.....	101
1.3.5.6 Розрахунок нервюр .....	101
1.3.6 Дослідження впливу параметрів агрегату на його масу .....	103

1.3.7	Проектувальний розрахунок з'єднань та стиків агрегату з фюзеляжем..	105
1.3.8	Прогнозування ресурсу агрегату в регулярних та нерегулярних зонах відсіку крила .....	107
1.3.9	Уточнення геометричних та конструктивних параметрів агрегату.....	109
1.3.10	Посібник з технічної експлуатації крила літака .....	111
1.4	Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання систем літака .....	112
1.4.1	Проектування та моделювання паливної системи.....	112
1.4.1.1	Опис паливної системи.....	112
1.4.1.2	Система подачі та вироблення палива .....	113
1.4.1.3	Система заправки паливом.....	114
1.4.1.4	Система дренажу паливних баків .....	115
1.4.1.5	Управління паливною системою .....	116
1.4.1.6	Визначення об'єму крила.....	117
1.4.1.7	Комп'ютерне моделювання ТС літака.....	118
1.4.1.8	Трубопроводи та з'єднання.....	118
1.4.1.9	Посібник з технічної експлуатації ТЗ .....	119
1.5	Висновок.....	120
2.	ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ .....	121
2.1	Тактико-технічні характеристики проектного середньомагістрального пасажирського літака, основні переваги літака, що проектується.....	122
2.2	Дослідження впливу характеристик літака, що проектується, на економічні показники .....	123
2.3	Прогноз розвитку ринку поставок середньомагістрального пасажирського літака, що розробляється .....	124
2.4	Вихідні дані до розрахунку техніко-економічних показників ефективності створення середньомагістрального пасажирського літака .....	126
2.4.1	Дані для розрахунку витрат у дослідно-конструкторському бюро .....	126
2.4.2	Дані розрахунку витрат на серійне виробництво середньомагістрального пасажирського літака .....	127
2.5	Розрахунок основних техніко-економічних показників проектування та виробництва літака.....	127
2.5.1	Розрахунок витрат дослідно-конструкторського бюро.....	127
2.5.2	Розрахунок витрат на серійне виробництво .....	129

2.6 Оцінка ефективності виробництва літака залежно від обсягів реалізації на ринках збуту.....	134
2.6.1 Визначення точки безбитковості .....	134
2.6.2 Висновки .....	135
3. ОХОРОНА ПРАЦІ І БЕЗПЕКА У НАДЗВИЧАЙНИХ СИТУАЦІЯХ .....	137
3.1 Охорона праці .....	138
3.1.1 Виявлення та аналіз небезпечних та шкідливих експлуатаційних факторів, що діють у робочій зоні проектного виробу.....	138
3.1.2 Розробка заходів щодо запобігання або ослаблення можливого впливу небезпечних та шкідливих експлуатаційних факторів на працюючих .....	139
3.1.3 Система антиобледеніння середньомагістрального пасажирського літака .....	140
3.1.4 Забезпечення екологічної безпеки функціонування проектного об'єкта при впливі небезпечних та шкідливих експлуатаційних факторів .....	143
3.2 Безпека у надзвичайних ситуаціях .....	144
3.2.1 Аналіз можливих надзвичайних ситуацій при або експлуатації виробу, що проектується.....	144
3.2.2 Розробка заходів щодо зменшення ймовірності виникнення надзвичайних ситуацій при експлуатації виробу, що проектується.....	145
3.2.3 Висновки .....	148
4. СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА.....	149
4.1 Визначення загальної напружено-деформованої поведінки структури крила спроектованого літака.....	150
4.1.1 Створення та підготовка моделі до аналізу .....	150
4.1.2 Створення скінченноелементної сітки моделі .....	151
4.1.3 Аеродинамічний аналіз.....	152
4.1.4 Аналіз напружено-деформованого стану конструкції крила .....	153
4.1.5 Висновок .....	157
Список використаної літератури .....	159
Додаток А .....	161

# **1. КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ**



## **1.1 Автоматизоване формування вигляду літака**

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

Українська авіаційна промисловість активно займається розробкою транспортних літаків. Авіаційний парк України поповнився близькомагістральними пасажирськими літаками, такими як Ан-148 та Ан-158, з місткістю до 100 осіб. Створення повітряних суден, що вміщують 300 і більше пасажирів, не є економічно вигідним, оскільки попит на такі літаки серед магістральних авіаліній обмежений. У зв'язку з цим найбільш перспективним варіантом є розробка середньомагістрального літака, який вміщуватиме близько 150 пасажирів та матиме практичну дальність польоту від 3000 до 5000 км. У цій кваліфікаційній роботі пропонується перспективний проект такого літака під назвою ЗРС-001.

У сучасних умовах жорсткої конкуренції успіх літака залежить від перевершення його аналогів за рядом технічних, економічних і експлуатаційних показників. Ціль досягнення цієї мети можливе завдяки використанню передових конструкторських і технологічних рішень та концепцій.

**У сфері аеродинаміки** ми маємо ряд ключових завдань:

1. Забезпечення аеродинамічних характеристик повітряного судна в крейсерському режимі не менше 16.
2. Скорочення злітно-посадкової дистанції за рахунок використання закрилків і планок, що займають до 80% розмаху крил.
3. Розробка аеродинамічної схеми літака, спрямованої на значне зниження аеродинамічного опору та опору перешкод у порівнянні зі схемами, що вже існують.
4. Зниження ймовірності звалювання при критичних кутах атаки. В разі зриву, літак має здатність самостійно вибратися зі звалювання без участі пілота.
5. Застосування сучасних надкритичних профілів крил.
6. Забезпечення макету з запасом статичної стійкості.

**За міцністю:** Конструкція планера повинна забезпечувати ресурс не менше 80 000 льотних годин.

Для виконання завдання **за конструкцією** літака ми маємо наступні вимоги:

1. Маса планера повинна становити не більше 27% від злітної маси літака.
2. Віддача повної маси повинна досягати 50-60%.

Для досягнення цих цілей ми будемо використовувати:

1. Сучасні методи аналізу міцності, які дозволять оптимізувати конструкцію планера та забезпечити необхідну міцність при мінімальній масі.
2. Сучасні композиційні матеріали, такі як 1420, B95AT, 1161T, 1933T3, D16AT, які мають високі механічні властивості при невеликій масі.
3. Герметичні високоресурсні кріплення, що забезпечують надійність і довговічність конструкції.

**Система управління** повинна забезпечувати стійкість і керованість повітряного судна у всіх режимах польоту, з мінімальною вагою і максимальною надійністю. Використання автоматизованої багаторазової системи управління fly-by-wire дозволить досягти цієї мети. Ця система забезпечить високий рівень надійності та безпеки польоту навіть при низькому ступені статичної стійкості. Автоматизоване управління дозволить пілотам ефективно керувати літаком у різних умовах, а також забезпечить швидкий відгук на зміни у середовищі та в режимах польоту. Крім того, система fly-by-wire сприятиме зменшенню маси літака, оскільки вона потребує менше механічних складових порівняно з традиційними механічними системами управління. Такий підхід також дозволить зменшити витрати на обслуговування та підтримку, оскільки автоматизована система управління має менше деталей, які потребують обслуговування та ремонту.

Для комплектації літака ми рекомендуємо використовувати сучасну цифрову апаратуру, яка має низьку вагу порівняно з аналоговими приладами. Це дозволить зменшити загальну масу літака і підвищити ефективність його роботи.

Системи зчитування даних на рідкокристалічних дисплеях забезпечать екіпажу зручний доступ до інформації з високою якістю зображення. Це сприятиме полегшенню процесу візуального спостереження та прийняття рішень під час

польоту, що підвищить безпеку та комфортність. Така цифрова апаратура також забезпечить більш точні показники та швидше оновлення інформації, що важливо для ефективного управління літаком у різних умовах польоту.

Для оптимальної **операційної ефективності** літак повинен мати наступні характеристики:

1. Конструкція, що забезпечує комфорт і безпеку пасажирів. Це включає в себе ергономічний дизайн кабіни зручних сидінь, оптимізовану вентиляцію та освітлення, а також використання матеріалів з високими стандартами безпеки.
2. Швидка евакуація пасажирів під час аварійних ситуацій, не більше 2 хвилин. Це досягається за допомогою широких виходів, які легко доступні та позначені, а також навчанням екіпажу та пасажирів процедурам евакуації.
3. Можливість швидкої підготовки повітряного судна до наступного польоту. Це включає в себе оптимізований процес погрузки-вивантаження пасажирів і вантажу, а також ефективне заправлення паливом та проведення необхідних перевірок та налаштувань.
4. Забезпечення регламентного технічного обслуговування і ремонту в стислі терміни. Підготовка до вильоту повинна займати не більше 2 годин, а заміна несправного обладнання - не більше 30 хвилин. Це досягається за допомогою добре організованого технічного обслуговування, наявності запасних частин та кваліфікованого персоналу.

У сфері електроніки ми маємо наступні вимоги:

1. Зниження навантаження на екіпаж до 15%. Це можна досягти за допомогою автоматизації та оптимізації функцій, що виконує екіпаж, а також використання передових систем керування і моніторингу.
2. Розширення функціоналу бортового обладнання в 1,4-1,6 рази. Це можна здійснити шляхом впровадження нових технологій, включаючи високопродуктивні процесори, розширення пам'яті та покращення інтерфейсів.

3. Інтеграція пультів управління для спрощення та оптимізації роботи екіпажу. Це дозволить забезпечити більш зручний та ефективний доступ до управління всіма системами літака.
4. Забезпечення часу передпольотної підготовки не більше 1,5 годин та заміни обладнання у разі відмови не більше 30 хвилин. Це вимагає використання надійних та легкодоступних систем діагностики та обслуговування, а також швидкого доступу до запасних частин та компонентів.

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

Основне призначення проектного літака - перевезення пасажирів до 150 чоловік на середньомагістральних авіалініях до 3000 км. На основі цих вихідних даних сформовано тактичні вимоги до літака, що представлені в таблиці 1.1.

Таблиця 1.1 - Тактичні вимоги до проектного літака

$M_{\max}$	$M_{\text{крейс}}$	$N_{\text{крейс}}$ , м	$n_{\text{пасс}}$ , чол.	$n_{\text{ек}}$ , чол.	$L$ , км	$L_p$ , м	$V_{\text{посад}}$ , км/год	$T$ , л.год.	$K$
0,9	0,815	11000	150	2	3000	1200	250	80 000	16

### **Технічне завдання**

Літак, що проектується, ЗРС-001, розробляється як база для сімейства пасажирських літаків з вмістимістю 150 пасажирів, оснащених двома турбовентиляторними двигунами CFM56-7B26 [<https://www.cfmaeroengines.com/>].

Проектована авіаційна платформа має задовольняти наступні вимоги:

- Конкурентоспроможність;
- Широкий діапазон дальності, швидкості та комфорту;
- Висока економічність транспортування, зокрема паливна економічність;
- Різноманіття сфер застосування;
- Можливість польотів в складних метеорологічних умовах з високою частотою польотів, дотримуючись вимог безпеки;
- Мінімальний вплив на навколишнє середовище;
- Високий рівень експлуатаційних і технічних характеристик.

Літак, його двигуни, обладнання та інші системи, а також експлуатаційна документація повинні відповідати наступним стандартам:

- EASA CS-25
- FAR Part 25
- Цьому Технічному завданню.

Враховуючи ці вимоги, розробка ЗРС-001 повинна забезпечити високу якість, безпеку та ефективність у використанні.

Конструкція планера повинна мати ресурс не менше 80 000 льотних годин і термін служби понад 30 років, двигун - 30 000 льотних годин. Паливна економічність літака повинна становити не більше 20 г на пасажиро-кілометр.

Повітряні судна повинні мати вхідні двері-сходи, які забезпечують автономність у посадці та висадці пасажирів та екіпажу. Висота пасажирської кабіни має становити не менше 1900 мм, а ширина центрального проходу - 510 мм.

Конструкція повітряного судна та його функціональні системи повинні включати:

- Наявність об'єктів, які підлягають тестуванню;
- Легко під'єднані та від'єднані інтерфейси;
- Наявність конструктивних елементів для візуального, оптичного та дефектоскопічного контролю.

Розташування та розподіл ваги мають бути такими, щоб забезпечити можливість роботи як з повним, так і з частковим завантаженням, враховуючи всі можливі варіанти завантаження та дозаправки відповідно до інструкцій щодо завантаження та вирівнювання, без використання баласту. Запас вирівнювання для запобігання перекидання на хвості повинен становити не менше 5% від САХ.

Повітряне судно, його двигуни, системи та обладнання мають експлуатуватися в межах встановленого ресурсу.

Для підвищення конкурентоспроможності та розширення сфери застосування необхідно передбачити можливість модифікації літальних апаратів у транспортні, санітарні та інші конфігурації. Наприклад, розглянути можливість конструкції з вантажною рампою у задній частині фюзеляжу та встановлення відповідного обладнання для перевезення вантажу всередині повітряного судна (включаючи вантажну підлогу, лебідки, підйомники та системи швартування).

Повітряне судно має забезпечувати можливість польотів:

- Вдень та вночі;
- В умовах обмерзання;
- Над водоймами;
- Над рівнинною, горбистою та гірською місцевістю.

Комплекс наземного обслуговування повинен забезпечувати якісне та високопродуктивне технічне обслуговування, виявлення та усунення несправностей повітряного судна під час всіх видів регулярного обслуговування як у ангарі, так і

на злітно-посадковому майданчику, а також ефективно та безпечно виконання вантажно-розвантажувальних робіт.

1.1.3. Збір, обробка та аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних вихідних параметрів повітряного судна

На етапі збору статистичних даних необхідно використовувати надійні джерела інформації та підбирати повітряні судна зі схожими льотними характеристиками та умовами експлуатації.

Виходячи із зазначених тактико-технічних вимог, були обрані літаки-аналоги, які є лідерами в даному класі літаків:

- Bombardier SC 300 (рис. 1.1);
- Мак-Доннелл 90-30 (рис. 1.2);
- Embraer RJ-195 (рис. 1.3);
- Airbus 320-230 (рис. 1.4);
- Boeing 737-700 (рис. 1.5);
- Ан-158 (рис. 1.6).

Результати збору та обробки статистичних даних представлені в таблиці 1.2.



Рисунок 1.1 – Схема літака Bombardier

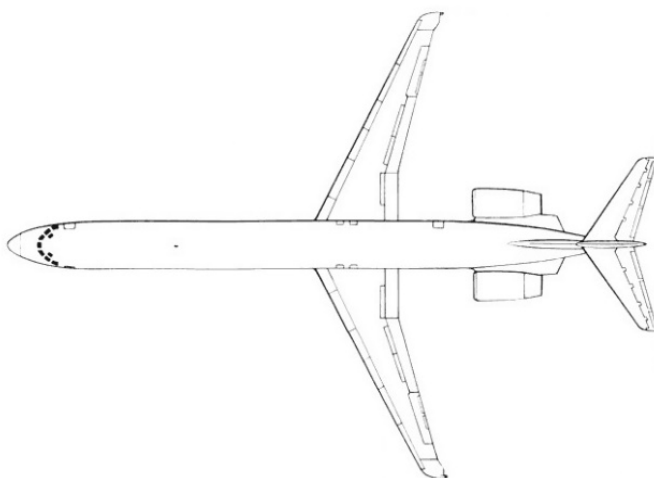
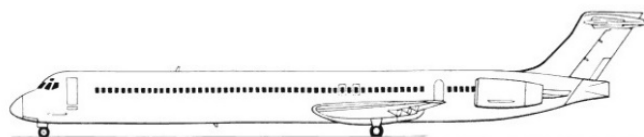


Рисунок 1.2 – Схема літака

SC 300



MD 90-30

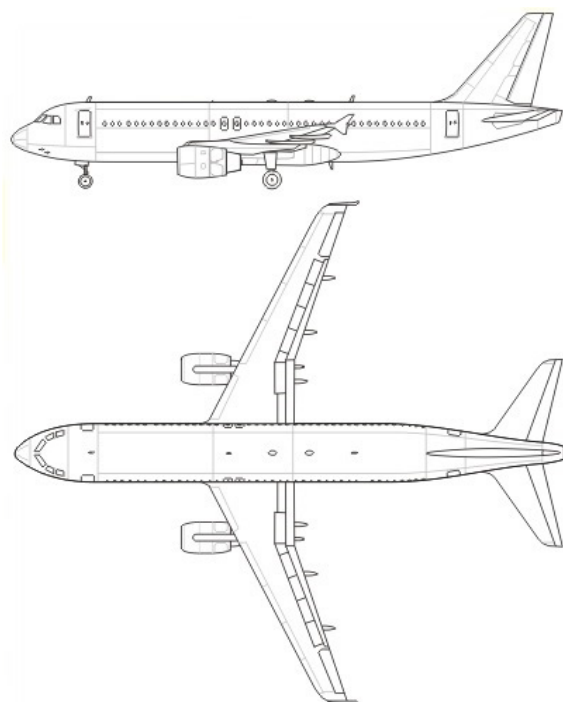


Рисунок 1.3 – Схема літака  
ERJ-195

Рисунок 1.4 – Схема літака  
A320-230

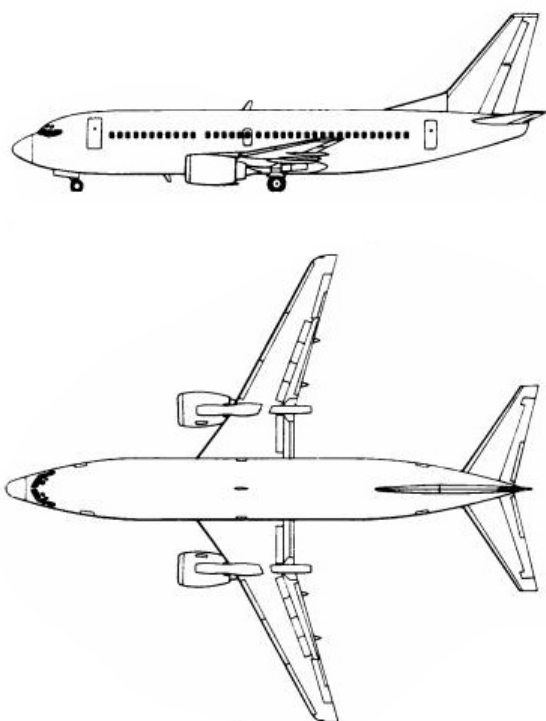


Рисунок 1.5 – Схема літака  
Boeing 737-700

Рисунок 1.6 – Схема літака  
Ан-158

Таблиця 1.2 – Статистика літаків аналогів

Назва літака, країна виробник, рік випуску	CS300 Канада 2013	MD-90-30 США 1993	ERJ-195 Бразилія 2004	A320-230 Франція 1988	Boeing 737-700 США 1997	Ан-158 Україна 2010	Проект ований літак	
Польотні дані	$V_{\text{крейс}}$ , км/год	870	810	870	900	828	820	880
	$V_{\text{тах}}$ , км/год	900	875	890	930	876	870	920
	$H_{\text{крейс}}$ , м	12000	10670	11000	11275	11000	11000	11000
	$H_{\text{тах}}$ , м	13300	12100	12000	12700	12200	12500	12500
	$V_{\text{отр}}$ , км/год	270	290	260	280	260	270	240
	$V_{\text{пос}}$ , км/год	280	300	280	300	275	290	250
	$H_{\text{пот}}$ , м	12500	11300	12000	12000	12500	12500	12500
	$L(m_{\text{T тах}})$ , км	5460	4400	4074	5370	6230	6000	7000
	$L(m_{\text{Tр тах}})$ , км	–	3060	2650	3980	–	2500	3000
	$L_{\text{розб}}$ , м	1220	1550	1300	1400	1300	1100	1200
$L_{\text{проб}}$ , м	900	1000	1100	1000	1000	800	900	
Масові дані	$m_0(m_{\text{взл}})$ , кг	65317	70760	50790	77000	68000	43700	64231
	$m_{\text{груз}}$ , кг	18552	17800	13650	20300	16500	9800	18000
	$m_{\text{пас}}$	130	172	122	150	148	99	150
	$m_{\text{пос}}$ , кг	55340	64410	45000	70000	60781	41000	50870
	$m_{\text{пуст}}$ , кг	35800	39990	28970	41800	38140	23000	30400
	$m_{\text{к}}$ , кг	18290	19815	14475	21715	19050	12240	19257
	$m_{\text{т}}$ , кг	17000	18370	13200	23860	20900	11500	13364
	$m_{\text{об}}$ , кг	6530	7070	5080	7700	6800	4370	5505
Дані СУ	$P_0$ , кН	103,6	111,3	82,3	111,3	117	68	100,8
	$m_{\text{дв}}$ , кг	2400	2484	1700	2327	2370	1500	2370
	Кількість і тип двигунів	2 ТРДД Pr&Wh1 524G	2 ТРДД IAE V2525- D5	2 ТРДД GenE1 CF34- 10E	2 ТРДД IAE V2500- A5	2 ТРДД CFM56- 7B20	2 ТРДД Д-436- 148	2 ТРДД
	$C_p$ , кг/кгс*год	0,45	0,53	0,45	0,52	0,55	0,58	0,572
	$\gamma$ , ступінь двоконтурності	12	4,8	5,2	5,4	5,1	4,9	5,1



Назва літака, країна виробник, рік випуску		CS300 Канада 2013	MD-90-30 США 1993	ERJ-195 Бразилія 2004	A320-230 Франція 1988	Boeing 737-700 США 1997	Ан-158 Україна 2010	Проект ований літак
Похідні дані	$\bar{S}_{\text{во}}$	0,242	0,227	0,18	0,22	0,262	0,228	0,24
	$\bar{S}_{\text{го}}$	0,241	0,324	0,26	0,247	0,346	0,216	0,22
	$K_{\text{мид}}=m_0/\Sigma S_{\text{мид}},$ ДаН/м <sup>2</sup>	3890	4580	3710	4426	3867	3000	
	$K_{\text{отд}}=m_{\text{груз}}/m_0$	0,284	0,252	0,269	0,264	0,243	0,224	
	$\gamma_{\text{дв}}=m_{\text{двг}}/P_0$	0,227	0,219	0,203	0,206	0,199	0,216	
	$t_0=10P_0/m_0g$	0,323	0,321	0,334	0,294	0,338	0,368	
	$p=m_0g/10S$ ДаН/м <sup>2</sup>	570	618	540	616	534	425	
Геометричні дані	$\Sigma S_{\text{мид}}, \text{ м}^2$	16,8	15,46	13,7	17,4	17,6	14,7	
	$\lambda_{\text{ф}}$	10,46	12,76	12,08	9,89	8,85	7,71	9
	$d_{\text{ф}}$	3,7	3,42	3,2	3,8	3,8	3,5	3,8
	$L_{\text{ф}}, \text{ м}$	38,7	43,65	38,65	37,57	33,63	27	34,2
	$\Pi$	2,53	3,13	3	3	3,5	4,05	3,2
	$\bar{C}_0$	0,135	0,139	0,14	0,13	0,13	0,13	0,13
	$\lambda$	10,97	9,62	8,92	9,48	9,41	9,57	10
	$\chi^0_{\text{пк}}$	29	28	22	27	25	27	27
	$L_{\text{кр}}, \text{ м}$	35,1	32,87	28,72	34,09	34,3	28,91	34,01
	$S, \text{ м}^2$	112,3	112,3	92,5	122,6	125	87,32	115,7

### 1.1.3 Вибір та обґрунтування схеми літака, типу його силової установки

У цій кваліфікаційній роботі магістра розробляється середньомагістральний пасажирський літак, з нормальною аеродинамічною схемою з розташуванням крила - верхньоплан.

Основними перевагами такої схеми є:

- крило знаходиться в чистому, непорушеному повітряному потоці;
- Найнижчий опір перешкодам у порівнянні з низькопланом та середньопланом;
- покращена оглядовість для екіпажу;
- спрощено компонування салону та вантажного відсіку;
- верхня поверхня крила вільна, що створює додаткову підйомну силу;
- спрощено вантажно-розвантажувальні роботи транспортних повітряних суден;
- Невелика висота шасі.

До недоліків схеми можна віднести:

- горизонтальне оперення знаходиться в похилому і порушеному потоці крила, що знижує його ефективність;
- Для забезпечення стабільності польоту літака ГО повинен генерувати негативну підйомну силу, що зменшує підйомну силу.

Горизонтальне оперення виконане за Т-подібною схемою, переваги полягають в наступному:

- течія з непорушеною течією;
- усунення вихлопних газів з двигунів;
- Зниження вібрації та шуму всередині літака.

Двигун розташований на пілонах під крилом, що сприяє зниженню діючих навантажень на крило.

Шасі являє собою трьохопорну схему з носовою стійкою, її основними перевагами є:

- Низький шанс капотування літака;
- краща стійкість при пересуванні по землі;
- Простота в догляді.

Тип силової установки - турбореактивний двигун (ТРД).

На основі обробки статистичних даних аналогових літальних апаратів виділено основні геометричні параметри проектного літального апарату (табл. 1.3).

Таблиця 1.3 – Основні геометричні дані агрегатів літака

$\lambda$	$\chi_{ПК}$	$\eta$	$\bar{c}$	$b_3$	$\delta_3$	$S_{эл}$	$\lambda_{\phi}$	$D_{\phi}, м$
10	27	3,2	0,15; 0,11	0,25	25/50	0,04	9	3,8

$\bar{S}_{ГО}$	$\bar{S}_{ВО}$	$\lambda_{ГО}$	$\lambda_{ВО}$	$\chi_{ПК}^{ГО}$	$\chi_{ПК}^{ВО}$	$\bar{C}_{ГО}$	$\bar{C}_{ВО}$	$\eta_{ГО}$	$\eta_{ВО}$
0,22	0,24	4	1	35	45	0,1	0,1	2,5	1,5

Відповідно до обраної схеми і параметрів літака був створений ескіз макета літака (рисунок 1.8).

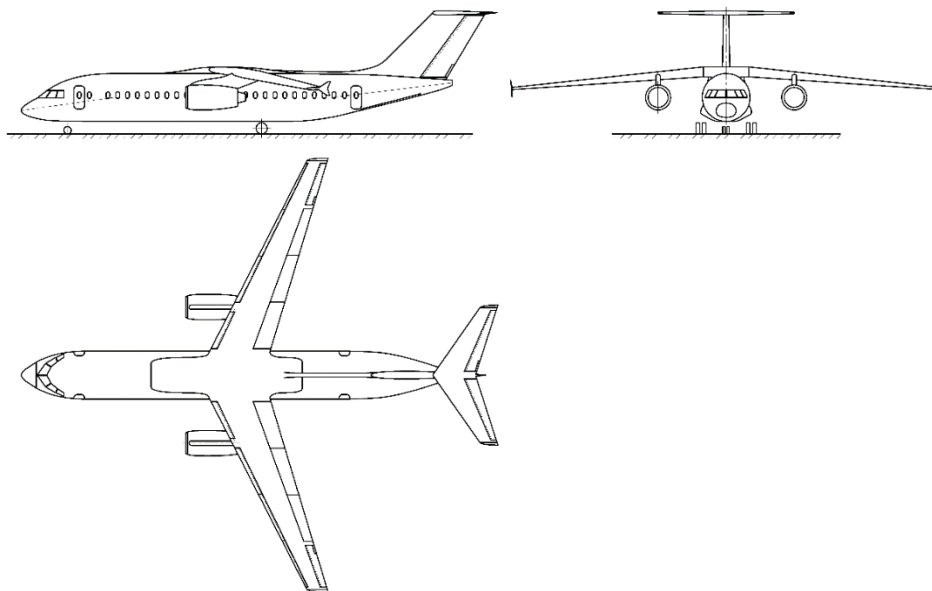


Рисунок 1.8 – Схема проектного літального апарату

### 1.1.4 Розрахунок маси повітряного судна в трьох наближеннях

#### 1.1.4.1 Визначення злітної маси повітряного судна в нульовому наближенні

Злітна маса повітряного судна в нульовому наближенні визначається з рівняння існування літака:

$$m_0^0 = \frac{m_{\text{пас}} + m_{\text{сн}}}{1 - (\bar{m}_T + \bar{m}_K + \bar{m}_{\text{с.у.}} + \bar{m}_{\text{об.у.}})}, \text{ де} \quad (1.1)$$

$$m_{\text{пас}} = n_{\text{пас}} \cdot 120 = 150 \cdot 120 = 18000 \text{ кг} - \text{ маса пасажирів};$$

$$m_{\text{сн}} = n_{\text{ек}} \cdot 80 = 7 \cdot 80 = 560 \text{ кг, маса сервісного навантаження.}$$

Відносні маси палива, конструкції, силової установки та обладнання у нульовому наближенні підбираються на основі аналізу статистичних даних і рекомендацій навчальних посібників з проектування літаків даного класу та мають такі значення:

$$\bar{m}_T = 0,255 \quad \bar{m}_K = 0,28 \quad \bar{m}_{\text{с.у.}} = 0,1 \quad \bar{m}_{\text{об.у.}} = 0,1$$

Відповідно, отримуємо злітну вагу в нульовому наближенні, рівну:

$$m_0^0 = \frac{18000 + 560}{1 - (0,255 + 0,28 + 0,1 + 0,1)} = 70037,7 \text{ кг.}$$

#### 1.1.4.2 Розрахунок маси повітряного судна до першого наближення

Для обчислення маси літального апарату в першому наближенні використовується формула, виведена з рівняння балансу мас:

$$m_0^I = \frac{m_{\text{ком}} + m_{\text{об.упр.}} + m_{\text{сн}}}{1 - (\bar{m}_{\text{коп}} + \bar{m}_{\text{с.у.}} + \bar{m}_T)}, \quad (1.2)$$

де  $m_{\text{ком}}$  – вага корисного навантаження, зазначена в технічному завданні, кг;

$m_{\text{об.упр.}}; m_{\text{сн}}$  – вага екіпажу, обладнання та службового навантаження, кг;

$\bar{m}_{\text{кон}}; \bar{m}_{\text{с.у.}}; \bar{m}_{\text{т}}$  – відносні ваги конструкції, силової установки та палива, які підлягають визначенню залежно від основної енергії, ваги та геометричних параметрів повітряного судна та висоти, швидкості, дальності польоту, розбігу перед зльотом, зазначених у технічних умовах.

### 1.1.4.3 Дослідження впливу параметрів повітряного судна на коефіцієнт підйомної сили та аеродинамічні якості повітряного судна при зльоті

Вплив параметрів повітряного судна буде проаналізовано за допомогою програмного забезпечення відділу 103. Результати розрахунку дозволяють чітко простежити вплив співвідношення сторін крила і питомого навантаження на крило на злітні характеристики літака (рис. 1.9, 1.10).

Основна розрахункова залежність коефіцієнта підйомної сили при зльоті виглядає наступним чином [8]:

$$C_{y_{\text{отр}}} = C_{y_{\text{кр}}}^{\text{отр}} \cdot \left( 1 + \Delta \bar{C}_y \cdot \frac{\delta_{\text{з.взл}} \cdot \bar{b}_z}{\delta_{\text{з.табл}} \cdot \bar{b}_{\text{з.табл}}} \cdot \bar{S}_{\text{мех}}^{\text{отр}} \cdot \cos^2 \cdot \chi_{0,25} \right) + \Delta C_{y_{\text{зем}}} + \Delta C_{y_{\text{обд}}}, \quad (1.3)$$

де  $C_{y_{\text{кр}}}^{\text{отр}}$  – Коефіцієнт підйомної сили крила при зльоті без застосування засобів механізації;

$\Delta \bar{C}_y$  – Збільшення коефіцієнта підйомної сили за рахунок застосування засобів механізації;

$\delta_{\text{з.взл}}$  – Кут відхилення закрилка під час зльоту;

$\bar{b}_z$  – відносна хорда закрилку;

$\bar{S}_{\text{мех}}^{\text{отр}}$  – Відносна площа консолі крила, що обслуговується механізацією;

$\Delta C_{y_{\text{зем}}}$  – Збільшення коефіцієнта підйомної сили за рахунок впливу близькості землі;

$\Delta C_{y_{\text{обд}}}$  – Збільшення коефіцієнта підйомної сили за рахунок обдування крила гвинтами.

Аеродинамічні якості літака при зльоті визначаються за формулою:

$$K = \frac{C_{y_{\text{отр}}}}{C_{x_{\text{отр}}}}, \quad (1.3)$$

де  $C_{y_{\text{отр}}}$  – Коефіцієнт підйомної сили літака при зльоті;

$C_{x_{\text{отр}}}$  – Коефіцієнт лобового опору літака при відділенні визначається наступним чином:

$$C_{x_{\text{отр}}} = C_{x0_{\text{отр}}} + \Delta C_{x_{\text{ш}}} + \Delta C_{x_{\text{закр}}} + A_{\text{зем}} \cdot C_{y_{\text{отр}}}^2, \quad (1.4)$$

де  $C_{x0_{\text{отр}}}$  – Коефіцієнт лобового опору літака при нульовій підйомній силі при зльоті;

$\Delta C_{x_{\text{ш}}}$  – Збільшення коефіцієнта лобового опору за рахунок випущеного шасі;

$\Delta C_{x_{\text{закр}}}$  – збільшення коефіцієнта лобового опору за рахунок подовжених закрилок;

$A_{\text{зем}}$  – коефіцієнт відвала поляр з урахуванням впливу близькості землі.

Таблиця 1.4 – Вплив подовження крила на коефіцієнт підйомної сили і якість зльоту

$L_k$	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00	16,00	18,00	20,00	22,00
$C_y$	1,33	1,73	1,85	1,91	1,94	1,96	1,98	1,99	2,00	2,01	2,02
$P$ , [Дан/м <sup>2</sup> ]	$K_{отр}$										
100	3,73	7,50	9,96	11,86	13,46	14,82	15,98	16,99	17,87	18,65	19,34
200	3,55	7,23	9,63	11,50	13,07	14,39	15,53	16,51	17,36	18,12	18,78
300	3,43	7,02	9,39	11,22	12,75	14,05	15,15	16,11	16,94	17,67	18,31
400	3,33	6,85	9,17	10,97	12,47	13,74	14,82	15,75	16,56	17,27	17,90
500	3,25	6,71	8,99	10,75	12,22	13,46	14,52	15,43	16,22	16,90	17,51
600	3,18	6,58	8,82	10,55	11,99	13,21	14,24	15,13	15,89	16,56	17,15
700	3,06	6,35	8,52	10,19	11,58	12,74	13,73	14,57	15,30	15,94	16,49
800	3,06	6,35	8,52	10,19	11,58	12,74	13,73	14,57	15,30	15,94	16,49
900	3,01	6,25	8,39	10,03	11,39	12,53	13,49	14,32	15,03	15,65	16,19

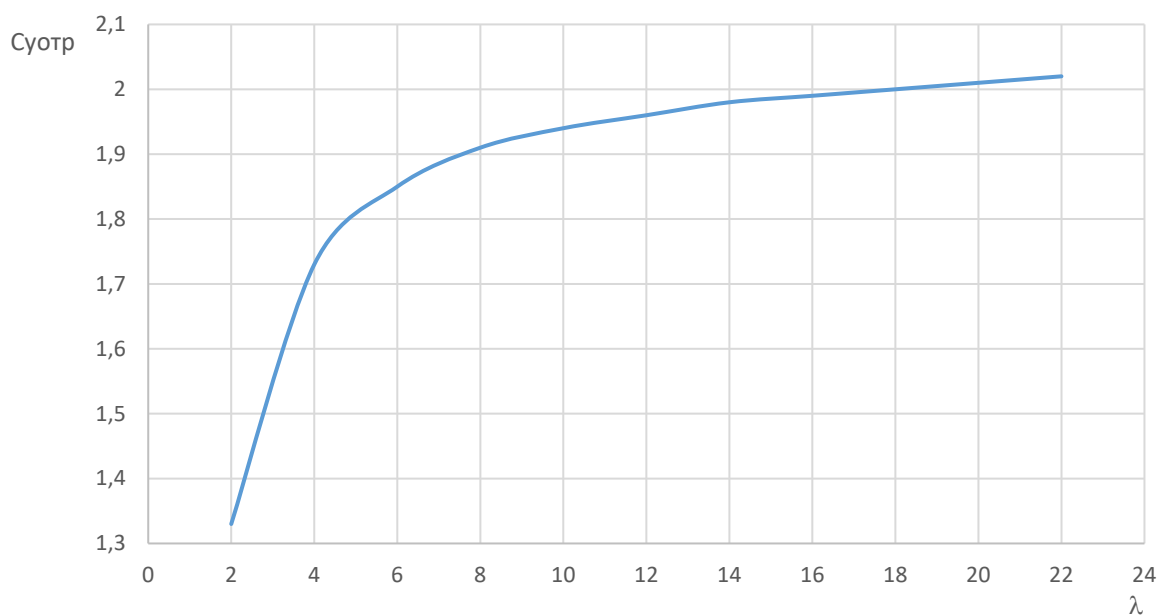


Рисунок 1.9 – Вплив питомого навантаження на крило і співвідношення сторін крила на коефіцієнт зльоту

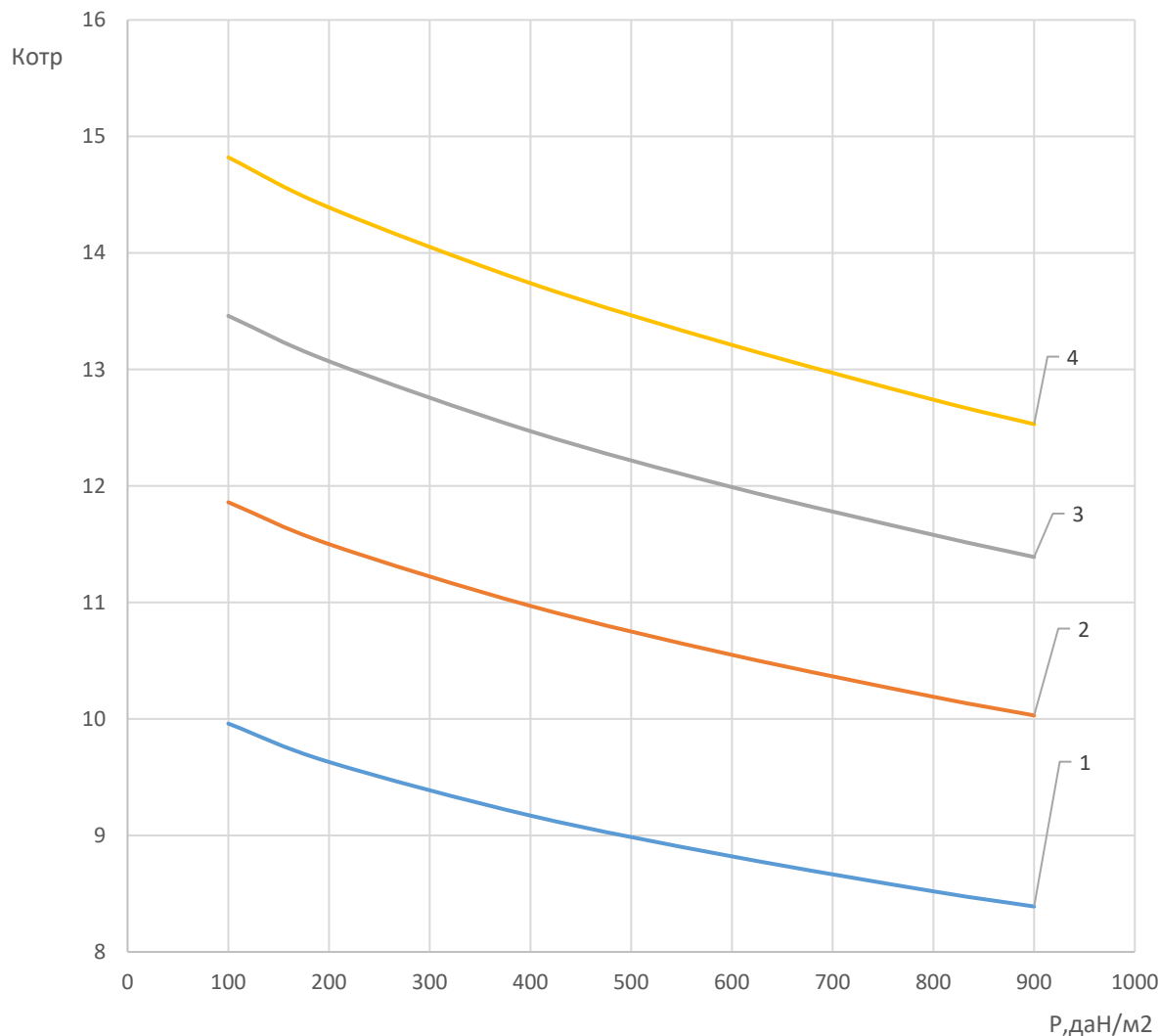


Рисунок 1.10 – Вплив питомого навантаження на крило і подовження крила на аеродинамічні характеристики літака при зльоті:

$$(1 - \lambda = 6; 2 - \lambda = 8; 3 - \lambda = 10; 4 - \lambda = 12)$$

#### 1.1.4.4 Дослідження впливу параметрів повітряного судна на величину необхідного початкового відношення тяги до ваги проектного літака

Для визначення можливих значень відношення стартової тяги до ваги проектного літака визначають відношення стартової тяги до ваги, що визначається крейсерською швидкістю польоту, довжиною злітного пробігу і безпекою зльоту. Поєднання цих трьох залежностей дозволяє визначити зону можливих значень тяги до ваги (рис. 1.11).



$$\begin{aligned}
 t_{0\text{крейс}} &= \frac{0,933 \cdot p_H \cdot M_{\text{крейс}}^2}{\xi_{\text{крейс}}} \cdot \left( \frac{F_1}{p} + F_2 \right), \\
 t_{0\text{взл}} &= \frac{1}{\xi_{\text{взл}}} \cdot \left( \frac{0,832}{C_{y\text{отр}} \cdot L_{\text{разб}}} + \frac{1}{3} \cdot \left( \frac{1}{K_{\text{отр}}} + 2 \cdot f \right) \right), \\
 t_{0\text{без}} &= \frac{n_{\text{дв}}}{\xi_{\text{взл}} \cdot (n_{\text{дв}} - 1)} \cdot \left( \frac{1}{K_{\text{отр}}} + tg\theta_3 \right), \text{ де}
 \end{aligned} \tag{1.5}$$

- $\xi_{\text{крейс}}$ , коефіцієнти, що враховують зміну тяги двигуна залежно від режиму польоту;
- $\xi_{\text{взл}}$  від режиму польоту;
- $p_H$  атмосферний тиск на висоті крейсерського польоту;
- $M_{\text{крейс}}$  число Маха, що відповідає крейсерській швидкості польоту;
- $F_1$  коефіцієнт лобового опору крила та оперення;
- $F_2$  коефіцієнт лобового опору фюзеляжу та мотогондол;
- $p$  питоме навантаження на крило;
- $C_{y\text{отр}}$  коефіцієнт підйомної сили літака під час відриву;
- $L_{\text{разб}}$  довжина розбігу;
- $K_{\text{отр}}$  аеродинамічна якість літака при відриві;
- $f$  кількість двигунів на літаку;
- $n_{\text{дв}}$  значення, що задається за рекомендаціями НЛГ.
- $tg\theta_3$  коефіцієнти, що враховують зміну тяги двигуна залежно від режиму польоту;

Таблиця 1.5 – Відношення початкової тяги до ваги, що визначається довжиною розбігу при зльоті

$L_K$	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00	16,00	18,00	20,00	22,00
$P,$ [Дан/м <sup>2</sup> ]	$t_0$										
100	0,211	0,133	0,114	0,106	0,100	0,097	0,094	0,092	0,090	0,089	0,088
200	0,288	0,189	0,167	0,156	0,150	0,145	0,142	0,140	0,138	0,137	0,136
300	0,363	0,246	0,219	0,206	0,199	0,194	0,191	0,188	0,186	0,184	0,183
400	0,438	0,302	0,271	0,257	0,248	0,243	0,239	0,236	0,234	0,232	0,230
500	0,513	0,357	0,323	0,307	0,298	0,291	0,287	0,284	0,281	0,279	0,278
600	0,587	0,413	0,375	0,357	0,347	0,340	0,335	0,332	0,329	0,327	0,325
700	0,661	0,469	0,426	0,407	0,396	0,389	0,383	0,379	0,376	0,374	0,372
800	0,734	0,524	0,478	0,457	0,445	0,437	0,431	0,427	0,424	0,421	0,419
900	0,808	0,580	0,530	0,507	0,494	0,486	0,480	0,475	0,472	0,469	0,467

Таблиця 1.6 – Початкове відношення тяги до ваги, що визначається безпекою зльоту

$L_K$	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00	16,00	18,00	20,00	22,00
$P,$ [Дан/м <sup>2</sup> ]	$t_0$										
100	0,794	0,427	0,338	0,294	0,267	0,249	0,235	0,225	0,217	0,211	0,206
200	0,830	0,441	0,347	0,301	0,273	0,254	0,240	0,230	0,222	0,215	0,210
300	0,857	0,452	0,355	0,307	0,278	0,259	0,244	0,234	0,226	0,219	0,214
400	0,880	0,462	0,361	0,313	0,283	0,263	0,248	0,238	0,229	0,222	0,217
500	0,901	0,470	0,367	0,318	0,287	0,267	0,252	0,241	0,233	0,226	0,220
600	0,919	0,478	0,373	0,323	0,292	0,271	0,256	0,245	0,236	0,229	0,224
700	0,937	0,486	0,379	0,327	0,296	0,275	0,260	0,248	0,239	0,232	0,227
800	0,953	0,493	0,384	0,332	0,300	0,278	0,263	0,252	0,243	0,236	0,230
900	0,968	0,500	0,389	0,336	0,304	0,282	0,267	0,255	0,246	0,239	0,233

Таблиця 1.7 – Початкове відношення тяги до ваги, що визначається крейсерською швидкістю польоту

$L_K$	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00	16,00	18,00	20,00	22,00
$P,$ [Дан/м <sup>2</sup> ]	$t_0$										
100	0,483	0,520	0,541	0,555	0,566	0,575	0,583	0,589	0,595	0,600	0,604
200	0,270	0,293	0,305	0,314	0,321	0,326	0,330	0,334	0,337	0,340	0,343
300	0,198	0,216	0,225	0,232	0,237	0,241	0,244	0,247	0,249	0,251	0,253
400	0,163	0,177	0,185	0,190	0,194	0,198	0,200	0,202	0,204	0,206	0,208
500	0,141	0,154	0,161	0,165	0,169	0,171	0,174	0,176	0,177	0,179	0,180
600	0,127	0,138	0,144	0,148	0,151	0,154	0,156	0,158	0,159	0,160	0,162
700	0,117	0,127	0,133	0,136	0,139	0,141	0,143	0,145	0,146	0,147	0,148
800	0,110	0,119	0,124	0,127	0,130	0,132	0,133	0,135	0,136	0,137	0,138
900	0,104	0,113	0,117	0,120	0,123	0,124	0,126	0,127	0,128	0,129	0,130

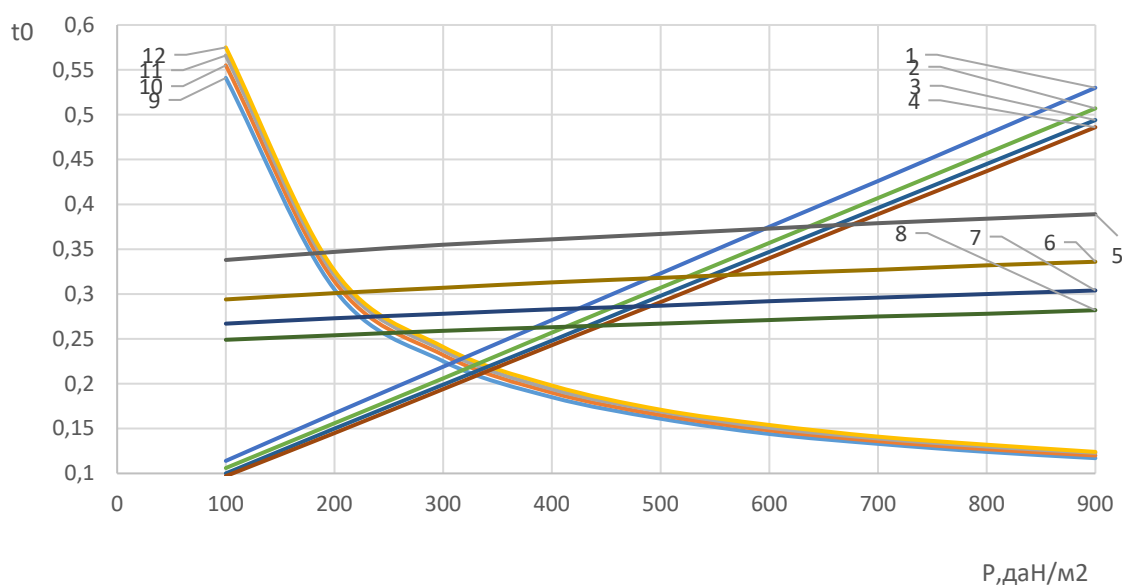


Рисунок 1.11 – Вплив питомого навантаження на крило і співвідношення сторін крила на початкове відношення тяги до ваги літака: 1 –  $\lambda=6$ ; 2 –  $\lambda=8$ ; 3 –  $\lambda=10$ ; 4 –  $\lambda=12$  – при початковому співвідношенні тяги до ваги, що визначається розбігом; 5 –  $\lambda=6$ ; 6 –  $\lambda=8$ ; 7 –  $\lambda=10$ ; 8 –  $\lambda=12$  – при початковому співвідношенні тяги до ваги, що визначається безпекою зльоту; 9 –  $\lambda=6$ ; 10 –  $\lambda=8$ ; 11 –  $\lambda=10$ ; 12 –  $\lambda=12$  – при початковому співвідношенні тяги до ваги, що визначається крейсерською швидкістю польоту

### 1.1.4.5 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу силової установки пасажирського літака дозвукового з ТРДД

Відносна маса силової установки визначається за формулою [8]:

$$\bar{m}_{cy} = R \cdot \gamma_{дв} \cdot t_{0max},$$

де  $R$  - Коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки в порівнянні з масою двигуна;

$\gamma_{дв}$  - Питома вага двигуна;

$t_{0max}$  - максимальна стартова тягоозброєність, фактично визначена у попередньому підрозділі (рис. 1.11).

Таблиця 1.8 - Стартова тягоозброєність дозвукового пасажирського літака з ТРДД

$L_k$	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00	16,00	18,00	20,00	22,00
$P,$ [Дан/м <sup>2</sup> ]	$t_0$										
100	0,794	0,520	0,541	0,555	0,566	0,575	0,583	0,589	0,595	0,600	0,604
200	0,830	0,441	0,347	0,314	0,321	0,326	0,330	0,334	0,337	0,340	0,343
300	0,857	0,452	0,355	0,307	0,278	0,259	0,244	0,247	0,249	0,251	0,253
400	0,880	0,462	0,361	0,313	0,283	0,263	0,248	0,238	0,234	0,232	0,230
500	0,901	0,470	0,367	0,318	0,298	0,291	0,287	0,284	0,281	0,279	0,278
600	0,919	0,478	0,375	0,357	0,347	0,340	0,335	0,332	0,329	0,327	0,325
700	0,937	0,486	0,426	0,407	0,396	0,389	0,383	0,379	0,376	0,374	0,372
800	0,953	0,524	0,478	0,457	0,445	0,437	0,431	0,427	0,424	0,421	0,419
900	0,968	0,580	0,530	0,507	0,494	0,486	0,480	0,475	0,472	0,469	0,467

Таблиця 1.9 - Відносна маса СУ дозвукового пасажирського літака з ТРДД.

$L_k$	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00	16,00	18,00	20,00	22,00
$P$ , [Дан/м <sup>2</sup> ]	$\bar{m}_{cy}$										
100	0,250	,164	0,170	0,175	0,178	0,181	0,184	0,186	0,187	0,189	0,190
200	0,261	0,139	0,109	0,099	0,101	0,103	0,104	0,105	0,106	0,107	0,108
300	0,270	0,142	0,112	0,097	0,088	0,081	0,077	0,078	0,079	0,079	0,080
400	0,277	0,145	0,114	0,099	0,089	0,083	0,078	0,075	0,074	0,073	0,073
500	0,284	0,148	0,116	0,100	0,094	0,092	0,090	0,089	0,089	0,088	0,087
600	0,290	0,151	0,118	0,112	0,109	0,107	0,106	0,104	0,104	0,103	0,102
700	0,295	0,153	0,134	0,128	0,125	0,122	0,121	0,120	0,119	0,118	0,117
800	0,300	0,165	0,151	0,144	0,140	0,138	0,136	0,135	0,134	0,133	0,132
900	0,305	0,183	0,167	0,160	0,156	0,153	0,151	0,150	0,149	0,148	0,147

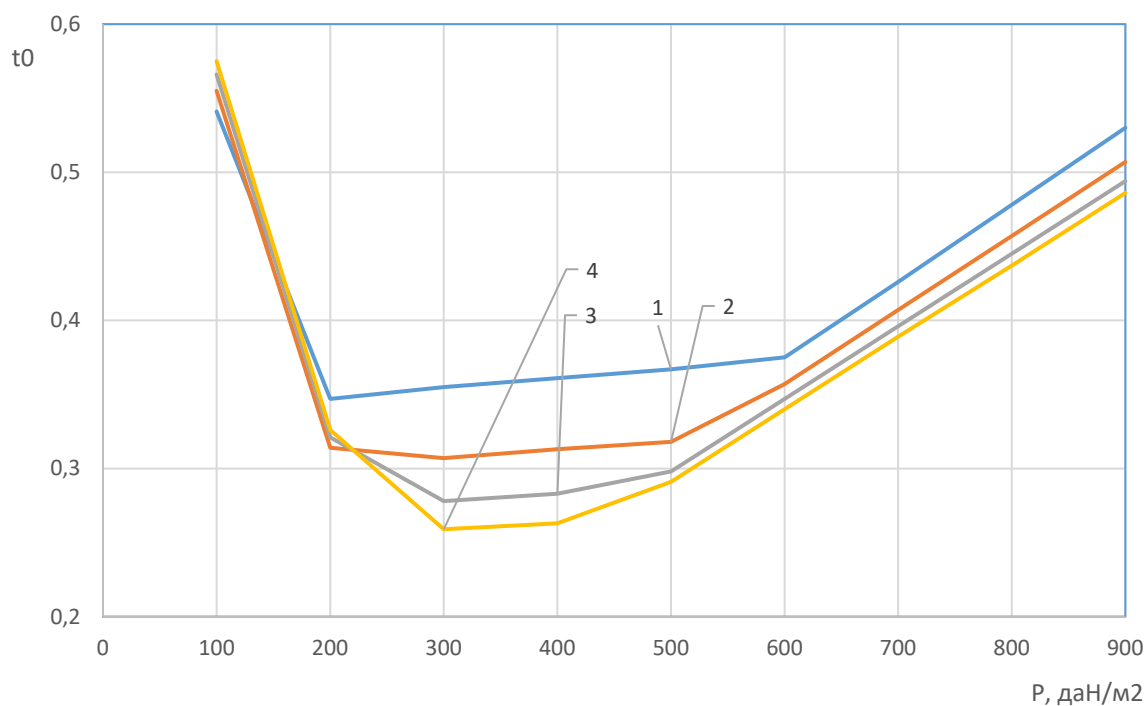


Рисунок 1.12 – Вплив питомого навантаження на крило та подовження крила на найбільшій тягоозброєності:

1 -  $\lambda=6$ ; 2 -  $\lambda=8$ ; 3 -  $\lambda=10$ ; 4 -  $\lambda=12$

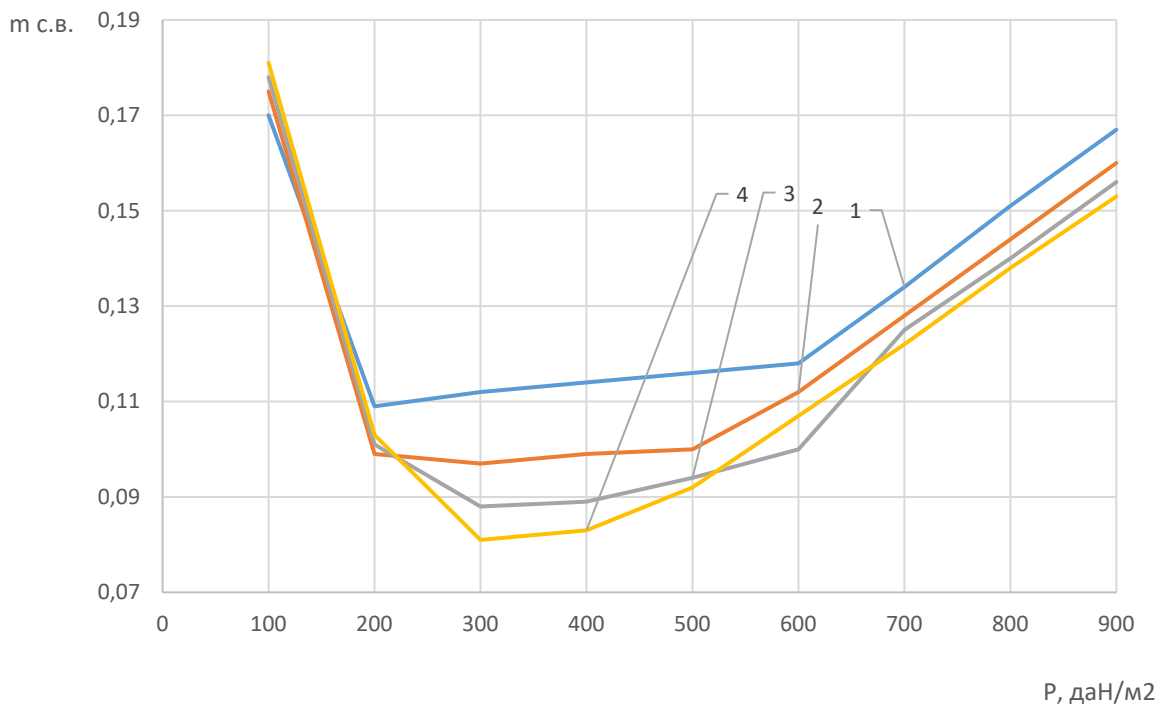


Рисунок 1.13 – Вплив питомого навантаження на крило та подовження крила на відносну масу силової установки:

1 -  $\lambda=6$ ; 2 -  $\lambda=8$ ; 3 -  $\lambda=10$ ; 4 -  $\lambda=12$

#### 1.1.4.6 Вплив параметрів літака на відносну масу палива літака , що проектується

Відносна маса палива є сумою [8,9]:

$$\bar{m}_T = \bar{m}_{T.н.в.} + \bar{m}_{T.крейс} + \bar{m}_{T.н.з.} + \bar{m}_{T.пр} + \bar{m}_{T.сн.п}, \quad (1.6)$$

де  $\bar{m}_{T.н.в.}$  - відносна маса палива, що витрачається на набір висоти;

$\bar{m}_{T.крейс}$  - Відносна маса палива, що витрачається в крейсерському польоті;

$\bar{m}_{T.н.з.}$  - Відносна маса навігаційного запасу палива;

$\bar{m}_{T.пр}$  - відносна маса неуточнених витрат палива (залишок

палива, що не виробляється);

$\bar{m}_{\text{Т.СН.П}}$  - відносна маса палива, що витрачається на зниження та посадку;

$$\bar{m}_{\text{Т.Н.В}} = \frac{0,0035 \cdot H_{\text{нач}} \cdot (1 - 0,03 \cdot y)}{1 - 0,004 \cdot H_{\text{нач}}},$$

$$\bar{m}_{\text{Т.СН.П}} = 0,002 \cdot H_{\text{кон}} \cdot (1 - 0,03 \cdot y) \cdot (1 - 0,023 \cdot H_{\text{кон}}),$$

де  $H_{\text{нач}}$ , - Початкова і кінцева висоти крейсерського польоту, км;

$H_{\text{кон}}$

$y$  - Ступінь двоконтурності двигунів, встановлених на літаку.

Відносна маса палива для крейсерського польоту та навігаційного запасу визначають за формулою [8,9]:

$$\bar{m}_{\text{Т.крейс}} + \bar{m}_{\text{Т.н.з}} = 0,052 + \left( \frac{0,2 \cdot [L - 40 \cdot H_{\text{ср}}]}{a_h \cdot M_{\text{крейс}} - 0,28 \cdot W_{\text{в}}} + 1 \right) \cdot C_{p_{\text{крейс}}} \cdot \sqrt{\frac{k_2 \cdot (1 + \bar{S}_{\phi})}{k_1 \cdot \lambda} \cdot (F_1 + F_2 \cdot p)},$$

де  $L$  - Дальність польоту, км;

$H_{\text{ср}}$  - Середня висота крейсерського польоту;

$a_h$  - Швидкість звуку на середній висоті крейсерського польоту, м / с;

$M_{\text{крейс}}$  - Число Маха, що відповідає крейсерській швидкості польоту;

$W_{\text{в}}$  - Швидкість зустрічного вітру, км / год;

$C_{p_{\text{крейс}}}$  - питома витрата палива на крейсерському режимі польоту, кг/ даН год.

Вираз  $\frac{k_2 \cdot (1 + \bar{S}_{\phi})}{k_1 \cdot \lambda}$  є коефіцієнт відвалу поляри, де  $k_1$  враховує вплив

стріловидності, а  $k_2$  - вплив подовження крила:

$$k_1 = 1 + 6,66 \cdot 10^{-4} \cdot \chi_{0,25} - 7,778 \cdot 10^{-5} \cdot (\chi_{0,25})^2,$$

$$k_2 = 1,02 \text{ для } \lambda > 4,5$$

Питома витрата палива для висоти визначається за такою формулою [8]:

$$C_{p_{\text{крейс}}} = \frac{0,85}{1+0,37 \cdot y^{0,75}} \cdot [0,78 + (0,27 + 0,2 \cdot y \cdot M_{\text{крейс}}^2) \cdot \sqrt{M_{\text{крейс}}}]$$

Таблиця 1.10 - Вплив подовження крила на відносну масу палива транспортного літака

$L_{\text{к}}$	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00	16,00	18,00	20,00	22,00
$P,$ [Дан/м <sup>2</sup> ] ]	$\bar{m}_T$										
100	0,280	0,207	0,187	0,176	0,168	0,162	0,158	0,154	0,151	0,149	0,146
200	0,295	0,216	0,194	0,182	0,174	0,167	0,162	0,158	0,155	0,152	0,150
300	0,309	0,224	0,200	0,187	0,178	0,172	0,166	0,162	0,159	0,156	0,153
400	0,322	0,231	0,206	0,192	0,183	0,176	0,170	0,166	0,162	0,159	0,156
500	0,335	0,238	0,212	0,197	0,187	0,179	0,173	0,169	0,165	0,162	0,159
600	0,347	0,245	0,217	0,201	0,191	0,183	0,177	0,172	0,168	0,164	0,161
700	0,358	0,252	0,222	0,206	0,194	0,186	0,180	0,175	0,170	0,167	0,164
800	0,370	0,258	0,227	0,210	0,198	0,190	0,183	0,177	0,173	0,169	0,166
900	0,381	0,264	0,232	0,214	0,202	0,193	0,186	0,180	0,176	0,172	0,168

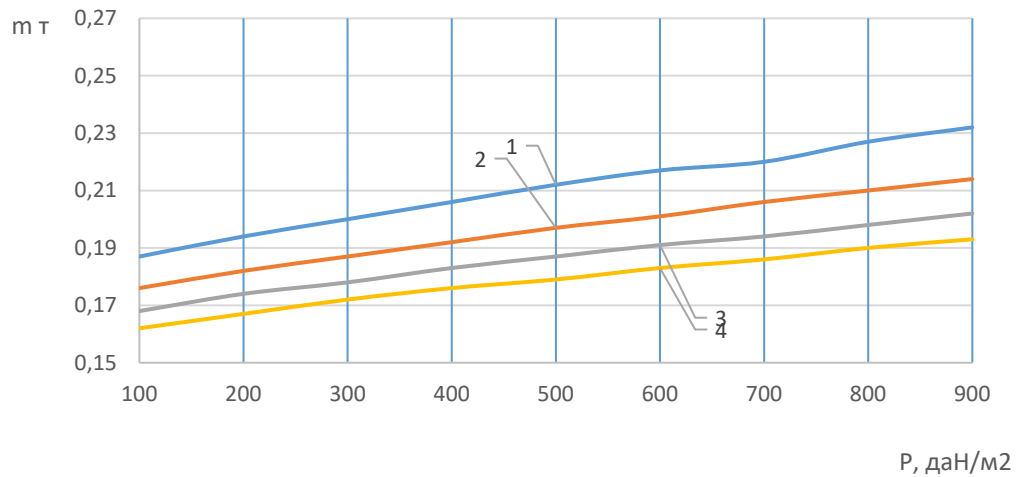


Рисунок 1.14 – Вплив питомого навантаження на крило та подовження крила на відносну масу палива: 1 –  $\lambda=6$ ; 2 -  $\lambda= 8$ ; 3 -  $\lambda= 10$ ; 4 -  $\lambda= 12$



### 1.1.4.7 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу конструкції літака, що проектується

Відносна маса крила визначається за формулою Бадягіна [8,9]:

$$\bar{m}_{кр} = \frac{7,2 \cdot k_1 \cdot n_A^p \cdot m_0^{0,5} \cdot \phi \cdot \lambda}{10^4 \cdot p \cdot \bar{C}_0^{-0,75} \cdot \cos^{1,5} \cdot \chi_{0,25}} \cdot \frac{\eta+4}{\eta+1} + \frac{4,5 \cdot k_2 \cdot k_3}{p} + 0,0015,$$

- де  $k_1$  - Коефіцієнт, що враховує тип панелей;  
 $k_2$  - Коефіцієнт, що враховує наявність напливів крила, інтерцепторів, передкрилок;  
 $k_3$  - Коефіцієнт, що враховує спосіб герметизації крила для розміщення палива;  
 $n_A^p$  - Коефіцієнт розрахункового навантаження для випадку А;  
 $\phi$  - Коефіцієнт розвантаження крила паливом і двигунами.

Відносна маса фюзеляжу визначається формулою Шейніна [8,9]:

$$\bar{m}_\phi = k_1 \cdot \lambda_\phi \cdot d_\phi^2 \cdot \left( \frac{m_{ком}}{K_{отд}} \right)^i + k_2 + k_3 + k_4,$$

- де  $k_1$  - Коефіцієнт, що враховує розташування двигунів;  
 $k_2$  - Коефіцієнт, що враховує місце кріплення основних стійок шасі;  
 $k_3$  - Коефіцієнт, що враховує місце прибирання основних стійок шасі;  
 $k_4$  - Коефіцієнт, що враховує спосіб завантаження багажу.

$$i = -0,743 \text{ для } d_\phi \leq 4 \text{ м.}$$

Відносна маса оперення визначається за статистичною формулою [8,9]:

$$\bar{m}_{оп} = 0,85 \cdot k_\pi \cdot k_{оп}^{сх} \cdot p^{-0,56} \cdot \bar{S}_{оп}^{1,16} \cdot \left( \frac{m_{ком}}{K_{отд}} \right)^{0,16},$$

- де  $k_\pi$  - Коефіцієнт, що враховує питома навантаження на крило;  
 $\bar{S}_{оп}$  - Коефіцієнт оперення;

$k_{оп}^{сх}$  - Коефіцієнт, що враховує схему оперення;

$$S_{оп} = \bar{S}_{оп} \cdot \frac{m_{ком}}{p \cdot K_{отд}}$$

Відносна маса шасі визначається формулою Фадєєва [8,9]:

$$\bar{m}_{ш} = k_{ш} \cdot k_{фд} \cdot \frac{\frac{m_{ком}}{K_{отд}} + 204000}{\frac{m_{ком}}{K_{отд}} + 79000},$$

де  $k_{ш}$  - Коефіцієнт, що враховує кількість основних стійок шасі;

$k_{фд}$  - Коефіцієнт, що враховує вплив діаметра фюзеляжу і типу двигунів на масу шасі.

Відносна маса шасі за заданих умов і методики розрахунку дорівнює :

$$\bar{m}_{ш} = 0,051.$$

Таблиця 1.11 – Вплив подовження крила на відносну масу літака

$L_k$	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00	16,00	18,00	20,00	22,00
$P,$ [Дан/м <sup>2</sup> ] ]	$\bar{m}_{кр}$										
100	0,232	0,427	0,621	0,818	1,017	1,217	1,418	1,620	1,822	2,026	2,229
200	0,104	0,173	0,242	0,311	0,382	0,453	0,424	0,595	0,667	0,738	0,810
300	0,069	0,106	0,144	0,182	0,220	0,258	0,297	0,336	0,375	0,414	0,453
400	0,053	0,077	0,102	0,126	0,151	0,176	0,201	0,226	0,252	0,277	0,303
500	0,044	0,061	0,079	0,096	0,114	0,132	0,150	0,168	0,186	0,204	0,223
600	0,038	0,052	0,065	0,078	0,092	0,105	0,119	0,133	0,147	0,160	0,174
700	0,034	0,045	0,055	0,066	0,077	0,088	0,098	0,109	0,120	0,131	0,142
800	0,032	0,040	0,049	0,057	0,066	0,075	0,084	0,093	0,102	0,111	0,120
900	0,029	0,037	0,044	0,051	0,058	0,066	0,073	0,081	0,088	0,096	0,103

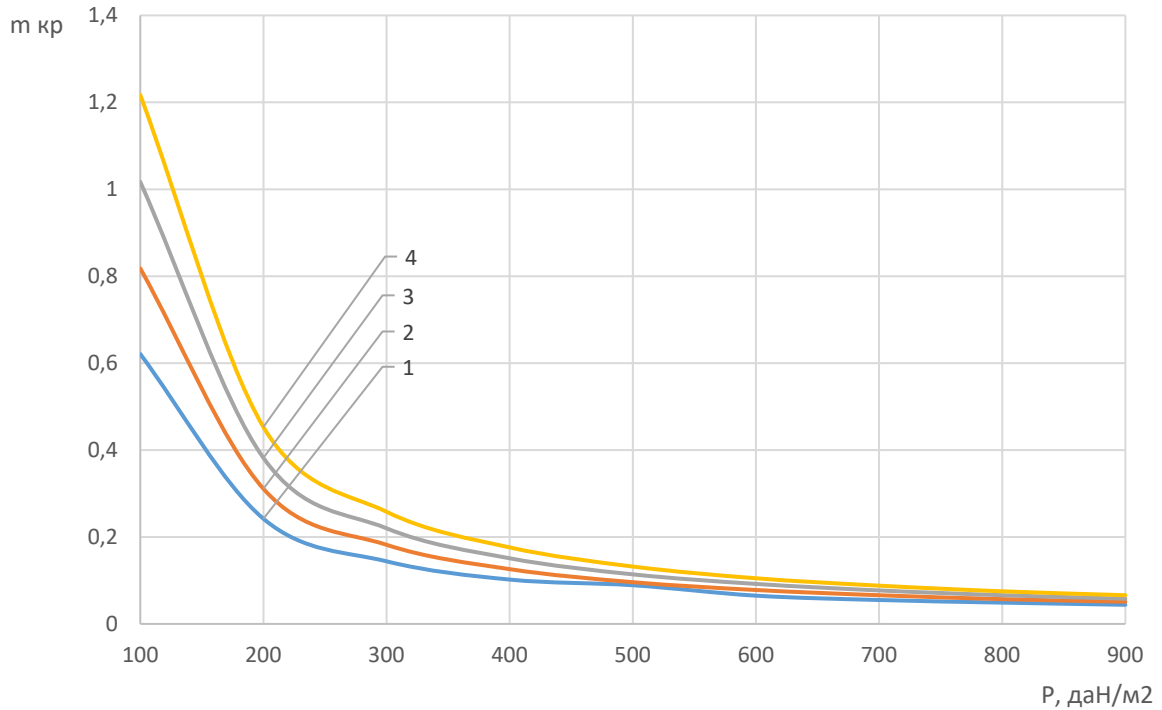


Рисунок 1.15 – Вплив питомого навантаження на крило та подовження крила на відносну масу крила: 1 –  $\lambda=6$ ; 2 -  $\lambda=8$ ; 3 -  $\lambda=10$ ; 4 -  $\lambda=12$

Таблиця 1.12 – Вплив подовження та діаметра фюзеляжу на масу фюзеляжу

$L_k$	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00	16,00	18,00	20,00	22,00
$\lambda_\phi$	$\bar{m}_\phi$										
5	0,019	0,030	0,047	0,065	0,081	0,139	0,159	0,171	0,172	0,159	0,128
7	0,020	0,037	0,060	0,085	0,108	0,188	0,217	0,234	0,235	0,217	0,174
9	0,022	0,043	0,073	0,105	0,135	0,238	0,275	0,297	0,298	0,275	0,220
11	0,024	0,050	0,086	0,125	0,162	0,288	0,333	0,360	0,362	0,333	0,266
13	0,026	0,056	0,099	0,145	0,189	0,338	0,391	0,422	0,425	0,390	0,311
15	0,028	0,063	0,112	0,166	0,216	0,388	0,449	0,485	0,488	0,448	0,357
17	0,029	0,069	0,125	0,186	0,243	0,438	0,507	0,548	0,551	0,506	0,403
19	0,031	0,076	0,138	0,206	0,270	0,487	0,565	0,611	0,615	0,564	0,448
21	0,033	0,082	0,151	0,226	0,297	0,537	0,623	0,674	0,678	0,622	0,497

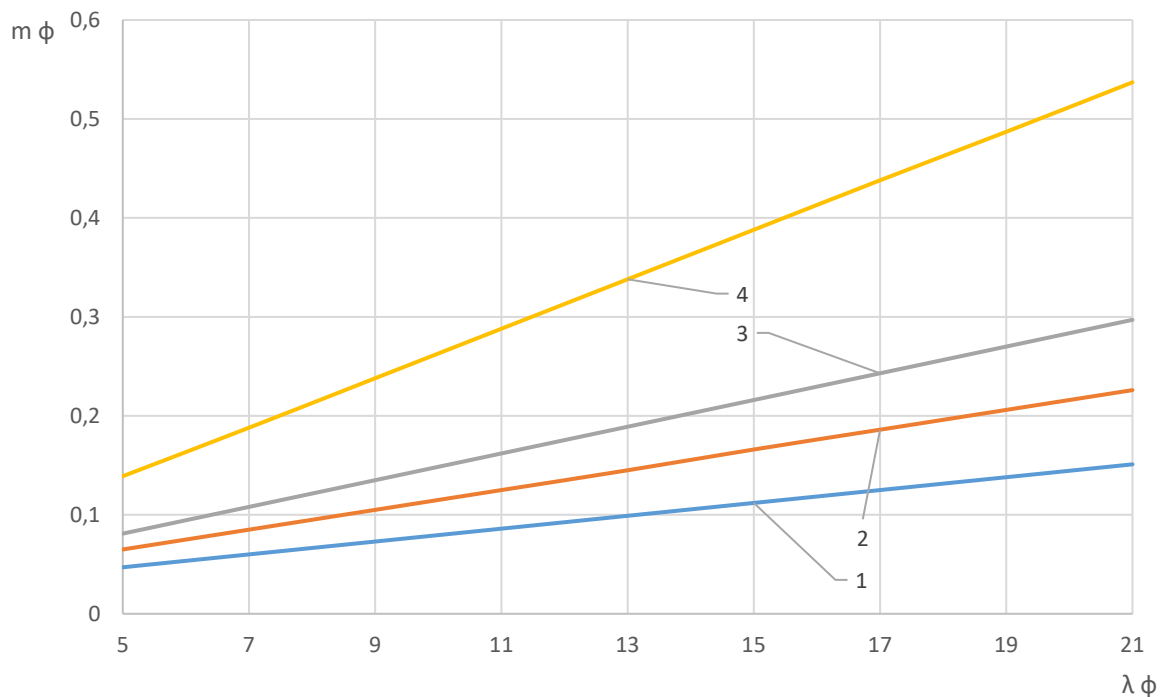


Рисунок 1.16 – Вплив подовження та діаметра фюзеляжу на його відносну масу:

1 –  $d_\phi = 3$  м; 2 –  $d_\phi = 4$  м; 3 –  $d_\phi = 5$  м; 4 –  $d_\phi = 6$  м

Таблиця 1.13 - Вплив питомого навантаження на масу оперення

$P, [\text{Дан}/\text{м}^2]$	100	200	300	400	500	600	700	800	900
$\bar{m}_{оп}$	0,0408	0,0491	0,0399	0,0322	0,0223	0,0187	0,0160	0,0138	0,0121

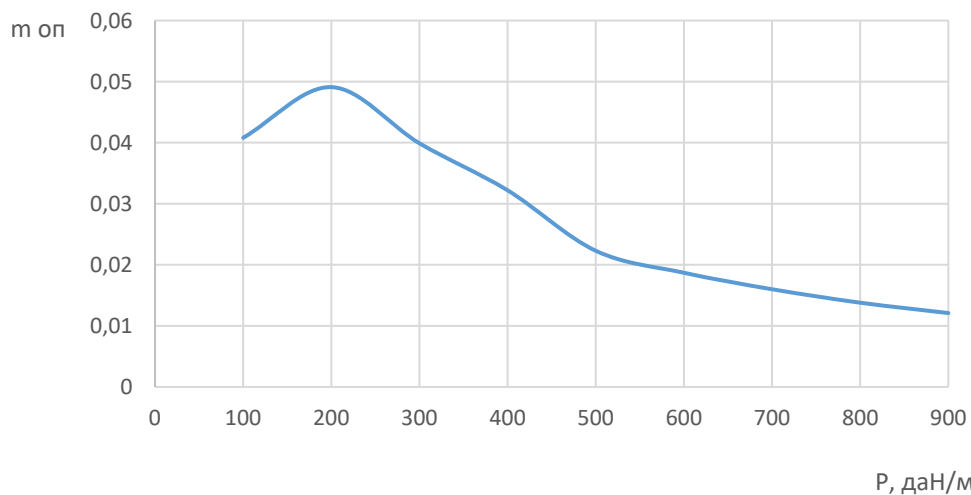


Рисунок 1.17 – Вплив питомого навантаження на крило на відносну масу оперення

#### 1.1.4.8 Визначення маси екіпажу, обладнання та комерційного навантаження літака, що проектується

Маса екіпажу визначається їх кількістю, що залежить від типу літака. Маса одного члена екіпажу приймається рівною 80 кг, тоді

$$m_{\text{ЭК}} = 80 \cdot n_{\text{ЭК}},$$

де  $n_{\text{ЭК}}$  - Кількість членів екіпажу.

До членів екіпажу належать також бортпровідники, кількість яких визначається кількості пасажирів і класів пасажирського салону.

Маса обладнання дорівнює, кг:

$$m_{\text{об}} = 95 \cdot n_{\text{пас}} \cdot (5 \cdot 10^{-5} \cdot L_{\text{тех}} + 0,66).$$

Технічна дальність, км:

$$L_{\text{тех}} = L + 700.$$

Маса комерційного навантаження, км:

$$m_{\text{КОМ}} = 120 \cdot n_{\text{пас}}.$$

В результаті розрахунку отримуємо, що сумарна маса службового, комерційного навантаження та обладнання дорівнює:

$$m_{\text{СН}} + m_{\text{КОМ}} + m_{\text{об.упр}} = 30441,25.$$

#### 1.1.4.9 Дослідження впливу параметрів на злітну масу літака, що проектується

Злітна маса в першому наближенні визначається за наступною залежністю [8]:

$$m_0 = \frac{m_{\text{СН}} + m_{\text{об.у}} + m_{\text{КОМ}}}{1 - (\overline{m}_k + \overline{m}_{\text{СУ}} + \overline{m}_r)};$$

Значення величин, що входять до формули, беруться із попередніх підрозділів.

Таблиця 1.14 - Вплив подовження крила на злітну масу пасажирського літака з ТРДД

P, [Дан/м <sup>2</sup> ]	100	200	300	400	500	600	700	800	
	m, т								
2	693,66	222,61	191,48	187,49	187,47	197,96	212,33	230,68	253,64
4	-	112,87	91,05	84,38	80,78	79,89	79,79	82,27	86,57
6	-	120,47	86,63	77,38	72,71	70,99	72,56	74,77	77,52
8	-	147,98	89,15	76,49	70,56	69,75	70,59	72,14	74,21
10	-	214,76	94,72	77,64	70,76	69,69	69,96	71,02	72,64
12	-	403,00	102,94	80,01	72,19	70,28	70,00	70,64	71,91
14	-	-	114,16	83,31	74,08	71,27	70,45	70,71	71,67
16	-	-	131,63	87,46	76,38	72,58	71,20	71,08	71,75
18	-	-	156,11	92,90	79,04	74,14	72,16	71,66	72,05

Для вибору  $m_{0min}$  і  $p_{опт}$  необхідно на рисунку 1.18 нанести обмеження питомого навантаження на крило за посадковою швидкістю  $p^{V_{пос}}$  та за величиною нормального навантаження при польоті в турбулентній атмосфері  $p_y^n$  (таблиця 1.15), які визначаються за такими формулами:

$$P_{пред}^{V_{пос}} = (0,0058) \cdot V_{пос}^2 \cdot C_{уотр},$$

де  $V_{пос}$  - Посадкова швидкість;

$C_{уотр}$  - Коефіцієнт підйомної сили при зльоті.

$$P_{пред}^{n_y} = 3,6 \cdot C_y^\alpha \cdot v \cdot W,$$

$$\text{де } C_y^\alpha = \frac{0,11 - 0,029 \cdot \sqrt[4]{c}}{\frac{1}{\cos \chi_{0,5}} + \frac{2}{\lambda}};$$

$v$  - Швидкість польоту поблизу землі, м / с;

$W$  - Швидкість висхідного потоку, м / с.

Таблиця 1.15 – Обмеження питомого навантаження на крило за посадковою швидкістю  $p^{V_{\text{пос}}}$  та за величиною нормального навантаження при польоті в турбулентній атмосфері  $p^{n_y}$

$\lambda$	6	8	10	12
$p_{\text{перед}}^{V_{\text{пос}}}$	670,6	692,4	703,3	710,5
$p_{\text{перед}}^{n_y}$	383,2	409,4	428,3	441,4

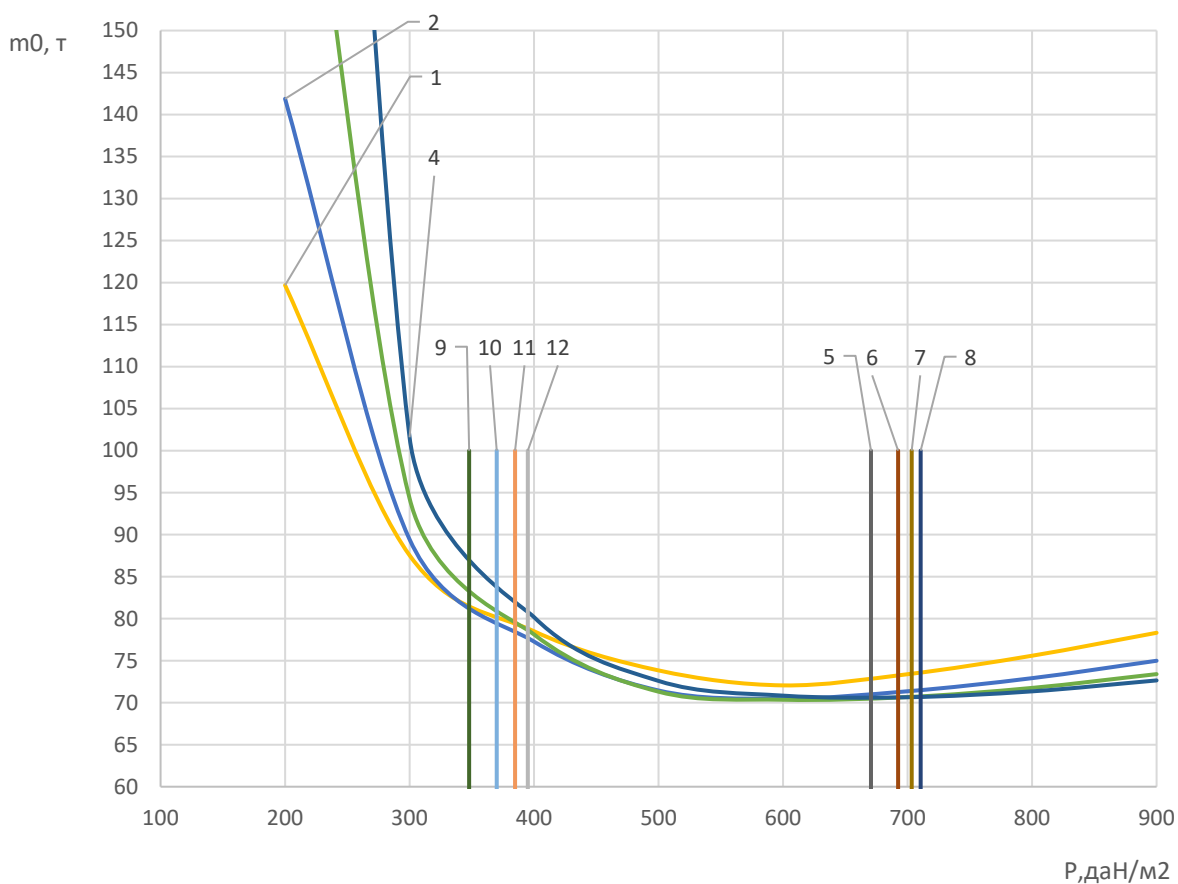


Рисунок 1.18 – Вплив питомого навантаження на крило та подовження крила на

злітну масу літака: 1 –  $\lambda = 6$ , 2 –  $\lambda = 8$ , 3 –  $\lambda = 10$ , 4 –  $\lambda = 12$ ;

5 –  $\lambda = 6$ ; 6 –  $\lambda = 8$ ; 7 –  $\lambda = 10$ ; 8 –  $\lambda = 12$  – при обмеженні  $p_{\text{перед}}^{V_{\text{пос}}}$ ,

9 –  $\lambda = 6$ ; 10 –  $\lambda = 8$ ; 11 –  $\lambda = 10$ ; 12 –  $\lambda = 12$  – при обмеженні  $p_{\text{перед}}^{n_y}$

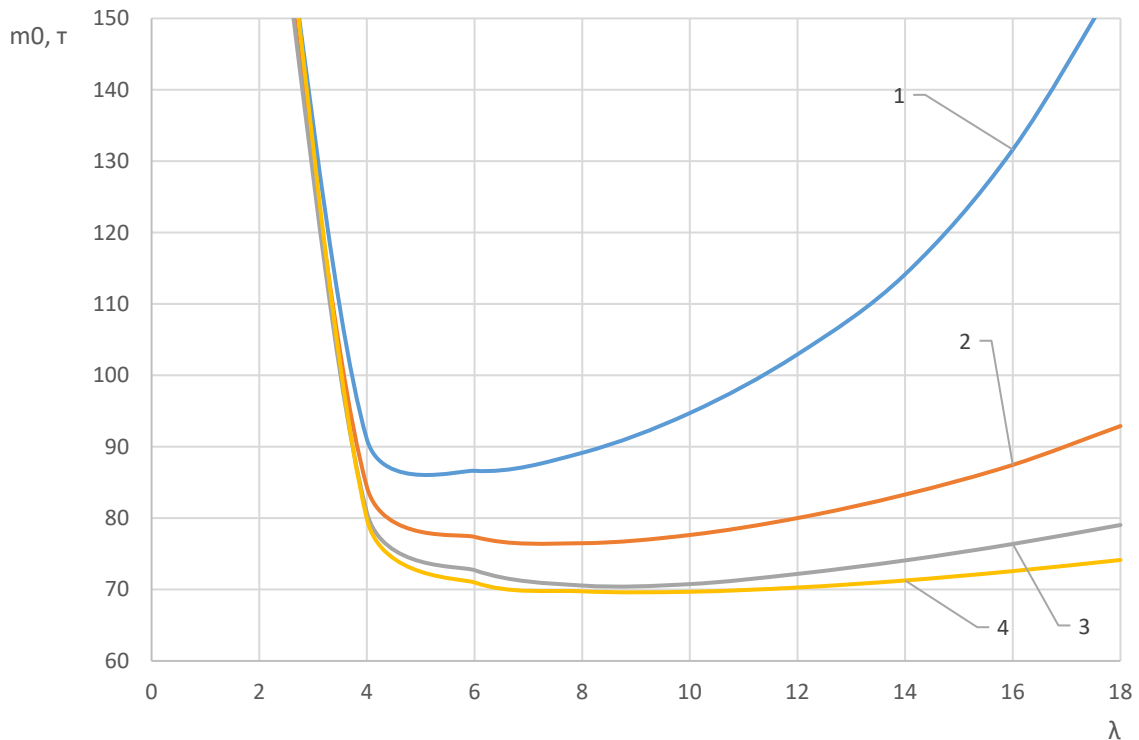


Рисунок 1.19 – Вплив подовження крила на злітну масу літака за різних значеннях питомої навантаження на крило.

$$: 1 - p = 300 \text{ даН / м}^2;$$

$$2 - p = 400 \text{ даН / м}^2; 3 - p = 500 \text{ даН / м}^2; 4 - p = 600 \text{ даН / м}^2$$

З урахуванням обмежень визначимо мінімальну злітну масу:

$$\text{для } \lambda = 6: m_{0min} \text{ кг тар}_{\text{опт}} = 600 \text{ даН / м}^2;$$

$$\text{для } \lambda = 8: m_{0min} \text{ кг тар}_{\text{опт}} = 580 \text{ даН / м}^2;$$

$$\text{для } \lambda = 10: m_{0min} \text{ кг тар}_{\text{опт}} = 544,6 \text{ даН / м}^2;$$

$$\text{для } \lambda = 12: m_{0min} \text{ кг тар}_{\text{опт}} = 560 \text{ даН / м}^2;$$

Вибираємо мінімальну злітну масу для  $\lambda = 10$ , яка дорівнює  $m_{0min} \text{ кг}$  і якій відповідає  $p_{\text{опт}} = 544,6 \text{ даН / м}^2$ ;

#### 1.1.4.10 Розрахунок маси літака у другому наближенні

Злітна маса літака у другому наближенні визначається за формулою [8]:

$$m_0^{II} = \frac{m_{\text{ком}} + m_{\text{сн}} + m_{\text{об.у}} + m_{\text{кр}} + m_{\text{ф}} + m_{\text{оп}} + m_{\text{ш.}}}{1 - (\bar{m}_{\text{с.у.}} + \bar{m}_{\text{т}})};$$



Тут маси крила  $m_{кр}, m_{ф}, m_{оп}, m_{ш}$  є функціями питомого навантаження на крило, тому і злітна маса літака у другому наближенні є функція від  $p$ , тобто  $m_0^{II} = f(p)$ .

Прийнятим раніше значенням оптимального навантаження на крило і подовження крила відповідають інші параметри літака, в тому числі і відносна маса конструкції ЛА, яка дорівнює:

$$\bar{m}_к = \bar{m}_ф + \bar{m}_{кр} + \bar{m}_{оп} + \bar{m}_{ш} = 0,2751,$$

де  $\bar{m}_ф = 0,1016$  - Відносна маса фюзеляжу;

$\bar{m}_{кр} = 0,102$  - Відносна маса крила;

$\bar{m}_{оп} = 0,0205$  - Відносна маса оперення;

$\bar{m}_{ш} = 0,051$  - Відносна маса шасі.

Маса службового навантаження, обладнання та комерційного навантаження становить [8]:

$$m_{сн} + m_{об.упр} + m_{ком} = 30441,25 \text{ кг.}$$

Визначимо масу конструкції літака:

$$m_к = \bar{m}_к^I \cdot m_0^I = 0,2751 \cdot 70000 = 19257 \text{ кг;}$$

Злітна маса в другому наближенні дорівнюватиме:

$$m_0^{II} = \frac{m_{сн} + m_{об.упр} + m_{ком} + m_к}{1 - (\bar{m}_{сy} + \bar{m}_т)} = \frac{30441,25 + 19257}{1 - (0,1007 + 0,189)} = 69968 \text{ кг,}$$

де  $\bar{m}_{сy}$  - відносна маса силової установки (розрахована в першому наближенні);  
 $= 0,1007$

$\bar{m}_т = 0,189$  - Відносна маса палива (розрахована в першому наближенні).

### 1.1.4.11 Розрахунок маси літака у третьому наближенні

Суть визначення злітної маси літака у третьому наближенні полягає в уточненні маси обладнання, силової установки та маси палива.

Для визначення маси силової установки використовується формула [8]:

$$m_{с.у.} = R' \cdot m_{дв} \cdot n_{дв},$$

де  $n_{дв}$  - Число двигунів, встановлених на літаку;

$m_{дв}$  - Маса двигуна за паспортом, кг;

$R'$  - Коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки в порівнянні з масою двигунів.

Для літаків з ТРД та ТРДД [8]:

$$R' = k_1 \cdot \left( 1 + k_{р.ш.} \cdot \frac{n_{дв.рев}}{n_{дв}} \right) \cdot \left[ k_{\phi} + \frac{k_{вз}}{\gamma_{дв}} \cdot (1,2 + 0,275 \cdot y^{0,75})^2 \right].$$

У третьому наближенні маса палива визначається за такою формулою [8]:

$$m_T = m_0^{II} \cdot m_T^{II},$$

де  $m_0^{II}$  - Злітна маса літака в другому наближенні, кг;

$m_T^{II}$  - Відносна маса палива, що визначається нижче.

Відносна маса палива є сумою:

$$\bar{m}_T^{II} = \bar{m}_{Т.н.в.} + \bar{m}_{Т.крейс} + \bar{m}_{Т.н.з} + \bar{m}_{Т.сн} + \bar{m}_{Т.ост},$$

де  $\bar{m}_{Т.н.в.}$  - відносна маса палива, яка витрачається на набір висоти;

$\bar{m}_{Т.крейс}$  - відносна маса палива, що витрачається у крейсерському польоті;

$\bar{m}_{Т.н.з}$  - Відносна маса палива для навігаційного запасу;

$\bar{m}_{Т.сн}$  - відносна маса палива, яка витрачається на зниження та посадку;

$\bar{m}_{Т.ост}$  - відносна маса палива для запуску та прогріву двигунів, рулювання по аеродрому, залишок якої не зливається,

$$\bar{m}_{\text{т.ост}} = 0,006.$$

#### 1.1.4.12 Уточнення маси силової установки

Розрахунок ведемо за такою формулою [8]:

$$R = k_1 \cdot \left(1 + k_{\text{ш}} \cdot \frac{n_{\text{дв.двб}}}{n_{\text{дв}}}\right) \cdot \left(k_{\text{ф}} + \frac{k_{\text{вз}}}{\gamma_{\text{дв}}} \cdot (1,2 + 0,275 \cdot y^{0,75})^2\right) = 1,6825.$$

Тоді маса силової установки дорівнює:

$$m_{\text{су}} = R' \cdot m_{\text{дв}} \cdot n_{\text{дв}} = 1,6825 \cdot 2370 \cdot 2 = 7474,8 \text{ кг.}$$

#### 1.1.4.13 Уточнення маси палива

Маса палива визначається за формулою:

$$m_{\text{т}} = \bar{m}_{\text{т}}^{\text{II}} \cdot m_0^{\text{I}},$$

де  $\bar{m}_{\text{т}}^{\text{II}}$  - відносна маса палива у злудійському наближенні, рівна:

$$\bar{m}_{\text{т}}^{\text{II}} = \bar{m}_{\text{т.н.в.}} + \bar{m}_{\text{т.крейс}} + \bar{m}_{\text{т.н.з}} + \bar{m}_{\text{т.пр}} + \bar{m}_{\text{т.сн.п}};$$

Відносна маса палива, що витрачається на крейсерський політ та навігаційний запас:

$$\bar{m}_{\text{т.крейс}} + \bar{m}_{\text{т.н.з}} = 0,052 + \left(\frac{0,2 \cdot (L - 40 \cdot H_{\text{ср}})}{a_h \cdot M_{\text{крейс}} - 0,28 \cdot W_{\text{в}}} + 1\right) \cdot C_{p\text{крейс}} \cdot \sqrt{\frac{k_2 \cdot (1 + \bar{S}_{\text{ф}})}{k_1 \cdot \lambda} \cdot (F_1 + F_2 \cdot p)};$$

$$k_1 = 1 + 6,66 \cdot 10^{-4} \cdot \chi_{0,25} - 7,778 \cdot 10^{-5} \cdot (\chi_{0,25})^2 = 1 + 6,66 \cdot 10^{-4} \cdot 25 - 7,778 \cdot 10^{-5} \cdot (25)^2 = 0,968,$$

$$k_2 = 1 \Leftrightarrow ,02 \text{ для } \lambda > 4,5,$$

$$\bar{S}_{\text{ф}} = \frac{d_{\text{ф}}}{S} \cdot \left(\frac{2\eta}{\eta+1} \cdot \sqrt{\frac{S}{\lambda}} - \frac{d_{\text{ф}}}{\lambda} \cdot \frac{\eta-1}{\eta+1}\right) = \frac{3,8}{126,04} \cdot \left(\frac{2 \cdot 3,2}{3,2+1} \cdot \sqrt{\frac{126,04}{10}} - \frac{3,8}{10} \cdot \frac{3,2-1}{3,2+1}\right) = 0,157,$$

$$f(H) = 2,33 \cdot 10^7 \cdot \left(1 - \frac{H}{12} + \frac{H^2}{535}\right) = 2,33 \cdot 10^7 \cdot \left(1 - \frac{11}{12} + \frac{11^2}{535}\right) = 7,211 \cdot 10^6;$$

$$Re_{\text{кр}} = f(H) \cdot M_{\text{крейс}} \cdot \sqrt{\frac{S}{\lambda}} = 7,211 \cdot 10^6 \cdot 0,815 \cdot \sqrt{\frac{126,04}{10}} = 2,087 \cdot 10^7;$$

Визначимо питому витрату палива на висоті, що дорівнює 11 км:

$$C_{p\text{крейс}} = C_{p0} \cdot \left[1 + (0,27 + 0,2 \cdot y \cdot M_{\text{крейс}}^2) \cdot \sqrt{M_{\text{крейс}} - 0,02 \cdot H_{\text{ср}}}\right] =$$

$$= 0,35 \cdot \left[ 1 + (0,27 + 0,2 \cdot 5,1 \cdot 0,815^2) \cdot \sqrt{0,815} - 0,02 \cdot 11 \right] = 0,572;$$

Коефіцієнт  $F_1$  визначається за такою формулою:

$$F_1 = k_{\text{оп}} \cdot (C_{\text{хтр.кр}} + C_{\text{хв.кр}}),$$

де

$$C_{\text{хтр.кр}} = \frac{0,174 \cdot (1 + 2\bar{c} + 9\bar{c}^2) \cdot (1 + 2\bar{c} \cdot M_{\text{крейс}})}{(\lg Re_{\text{кр}} - 1,6)^2 \cdot \sqrt{1 + 0,2 \cdot M_{\text{крейс}}^2}} \cdot (1 - k_{\text{инт}} \cdot \bar{S}_{\phi}) =$$

$$= \frac{0,174 \cdot (1 + 2 \cdot 0,13 + 9 \cdot 0,13^2) \cdot (1 + 2 \cdot 0,13 \cdot 0,815)}{(\lg 2,087 \cdot 10^7 - 1,6)^2 \cdot \sqrt{1 + 0,2 \cdot 0,815^2}} \cdot (1 - 1 \cdot 0,157) = 0,00721;$$

$$C_{\text{хв.мах}} = \frac{2\pi \cdot \lambda \cdot \bar{c}^2 \cdot \cos^2 \chi_{0,25}}{2 + \lambda \cdot \bar{c}^{1/3} \cdot \cos^{5/3} \chi_{0,25}} = \frac{2\pi \cdot 10 \cdot 0,13^2 \cdot \cos^2 25^\circ}{2 + 10 \cdot 0,13^{1/3} \cdot \cos^{5/3} 25^\circ} = 0,139;$$

$$M_{\text{крит}} = 1 - \frac{k \cdot \lambda^2 \cdot \sqrt{\bar{c}}}{\lambda^2 + 0,2} \cdot \cos \chi_{0,5} = 1 - \frac{0,5 \cdot 10^2 \cdot \sqrt{0,13}}{10^2 + 0,2} \cdot \cos 21^\circ = 0,832;$$

$$C_{\text{хв.кр}} = C_{\text{хв.кр.мах}} \cdot \left( \frac{M_{\text{крейс}} - M_{\text{крит}}}{1,25 - M_{\text{крит}}} \right)^3 \cdot \left( 1 + 3 \cdot \frac{1,25 - M_{\text{крейс}}}{1,25 - M_{\text{крит}}} \right) \approx 0;$$

Остаточно отримаємо:

$$F_1 = 1,46 \cdot (0,00721) = 0,010527.$$

Коефіцієнт лобового опору фюзеляжу і мотогондол обчислюють з виразу :

$$F_2 = \frac{(C_{\text{хтр.ф}} + C_{\text{хв.ф}})}{K_{\text{мид}}},$$

де

$$C_{\text{хтр.ф}} = 3,1 \cdot \lambda_{\phi} \cdot (1 + 0,1 \cdot M_{\text{крейс}}^2)^{-0,67} \cdot \left( \frac{0,455}{(\lg Re_{\phi})^{2,58}} - \frac{1700}{Re_{\phi}} \right) =$$

$$= 3,1 \cdot 9 \cdot (1 + 0,1 \cdot 0,815^2)^{-0,67} \cdot \left( \frac{0,455}{(\lg 2,392 \cdot 10^8)^{2,58}} - \frac{1700}{2,392 \cdot 10^8} \right) = 0,052;$$

$$Re_{\phi} = f(H, M_{\text{крейс}}, \lambda_{\phi}, d_{\phi}) = f(H) \cdot 0,815 \cdot 11 = 2,392 \cdot 10^8;$$

$$M_{\text{крит.ф}} = 1 - \frac{1}{\lambda_{\phi} + 2 \cdot \lambda_{\text{нос}}} = 1 - \frac{1}{9 + 2 \cdot 1,5} = 0,917.$$

Критичне число маху для фюзеляжу вище, ніж швидкість польоту літака, тому відсутнє хвильовий опір.

$$F_2 = \frac{0,052}{4000} = 1,29 \cdot 10^{-5}.$$

Знайдемо відносні маси палива для крейсерського польоту та навігаційного запасу за формулою:

$$\bar{m}_{\text{т.крейс}} + \bar{m}_{\text{т.н.з.}} = 0,052 + 0,67 \cdot \left[ \frac{0,2(3000 - 40 \cdot 11)}{299 \cdot 0,815 - 0,28 \cdot 70} + 1 \right] \cdot \sqrt{\frac{1,02(1 + 0,157)}{0,968 \cdot 10} \cdot (0,01047 + 1,29 \cdot 10^{-5} \cdot 544,6)} = 0,139.$$

Відносна маса палива, що витрачається на набір висоти:

$$\bar{m}_{\text{т.н.в.}} = \frac{0,0035 \cdot 10 \cdot (1 - 0,03 \cdot 5,1)}{1 - 0,004 \cdot 10} = 0,031.$$

Відносна маса палива, яка витрачається на зниження та посадку:

$$\bar{m}_{\text{т.сн}} = 0,002 \cdot 12 \cdot (1 - 0,03 \cdot 5,1) \cdot (1 - 0,023 \cdot 12) = 0,015;$$

Отже, повне значення відносної маси палива дорівнює:

$$\bar{m}_{\text{т.}\leftrightarrow}^{\text{II}} = 0,031 + 0,139 + 0,015 + 0,006 = 0,191.$$

Знаючи значення відносної маси палива, можна знайти повну масу:

$$m_{\text{т}} = m_{\text{т}}^{\text{II}} \cdot 69968 = 0,191 \cdot 69968 = 13364 \text{ кг.}$$

#### 1.1.4.14 Розрахунок маси обладнання

Маса обладнання, що визначається за формулою Бадягіна дорівнює [8]:

$$\begin{aligned} m_{\text{об.сн}} &= k_c \cdot k_{\text{об}}^{\text{сх}} \cdot \left( 500 + 0,12 \cdot m_0^{\text{II}} + 0,04 \cdot m_0^{\text{II}} \cdot \sqrt{\frac{n_{\text{пасс}} + n_{\text{эк}}}{100}} - 0,0011 \cdot (m_0^{\text{II}})^{1,333} \right) \\ &= \\ &= 0,55 \cdot 1 \cdot \left( 500 + 0,12 \cdot 69968 + 0,04 \cdot 69968 \cdot \sqrt{\frac{150 + 7}{100}} - 0,0011 \cdot (69968)^{1,333} \right) \\ &= 5505 \text{ кг,} \end{aligned}$$

де  $m_{\text{об.сн}}$  - Маса обладнання та спорядження, кг;

$k_c = 1 - 0,015 \cdot \Delta t$  - Коефіцієнт вагового удосконалення обладнання; з часом устаткування вдосконалюється, зокрема і з

масі;

$\Delta t$  - Розглянутий період перспективи, роки (початок відліку - 1990 рік);

$k_{об}^{cx} = 1,0$  – для літаків із двигунами, розміщеними на крилі;

$m_0^{II}$  - Злітна маса другого наближення;

$n_{пас}, n_{эк}$  - Число пасажирів та екіпажу.

Формула Хухорева : прийнята для пасажирських літаків із злітною масою  $m_0 > 50000$  кг і числом пасажирів  $n_{пас} > 100$  [8]:

$$m_{об.сн} = k_c \cdot (k_{об}^{cx} \cdot m_{с.об} + m_{п.об}) = 0,55 \cdot (1 \cdot 4680 + 5584) = 5645 \text{ кг};$$

дет  $m_{с.об}$  - Маса власного обладнання літака, кг,

$$m_{с.об} = 900 + 2,7 \cdot \sqrt{m_0^I} + 0,04338 \cdot m_0^I = 900 + 2,7 \cdot \sqrt{69968} + 0,0438 \cdot 69968 = 4680 \text{ кг};$$

$m_{п.об}$  - Маса пасажирського обладнання, кг,

$$m_{п.об} = (n_{пас} + n_{эк})$$

$$\cdot \left( (4,763 + 1,323 \cdot 10^{-5} \cdot m_0^{II}) + (0,318 + 0,882 \cdot 10^{-6} \cdot m_0^{II}) \cdot \sqrt[3]{m_0^{II}} \right) +$$

$$+ 141,37 \cdot \sqrt{\frac{m_0^{II}}{n_{пас} + n_{эк}}} - (2,646 + 7,35 \cdot 10^{-6} \cdot m_0^{II}) \cdot \sqrt{m_0^{II}} = 5584 \text{ кг}; \quad \text{За}$$

рекомендаціями В.М. Шейніна знайдемо масу обладнання ЛА [8]:

$$m_{об.сн} = \frac{5645 + 5505}{2} = 5575 \text{ кг};$$

Знаючи всі складові визначимо масу літака в третьому наближенні:

$$m_0^{III} = m_T + m_K + m_{cy} + m_{об} + m_{ком.н.} + m_{эк} = 13364 + 19257 + 7474,8 + 5575 + 18000 + 560 \approx 64231 \text{ кг};$$

### 1.1.5 Підбір двигуна та перевірка довжини розбігу

При отриманих параметрах оптимального навантаження на крило та  $p_{опт} = 544,6$  даН /м<sup>2</sup> і мінімальної злітної маси  $m_{0min}$  кг визначимо стартову тягоозброєність двигуна. Для цього на графіці  $t(p)_{0max}$  відзначимо точку зі значенням оптимального навантаження на крило. Максимальне значення перетину вертикальної прямої, проведеної з нашої точки, дасть нам значення максимальної тягоозброєності (рисунок 1.20).

Також для прийнятого значення оптимального навантаження на крило вибираються відповідні йому інші оптимальні параметри літака.

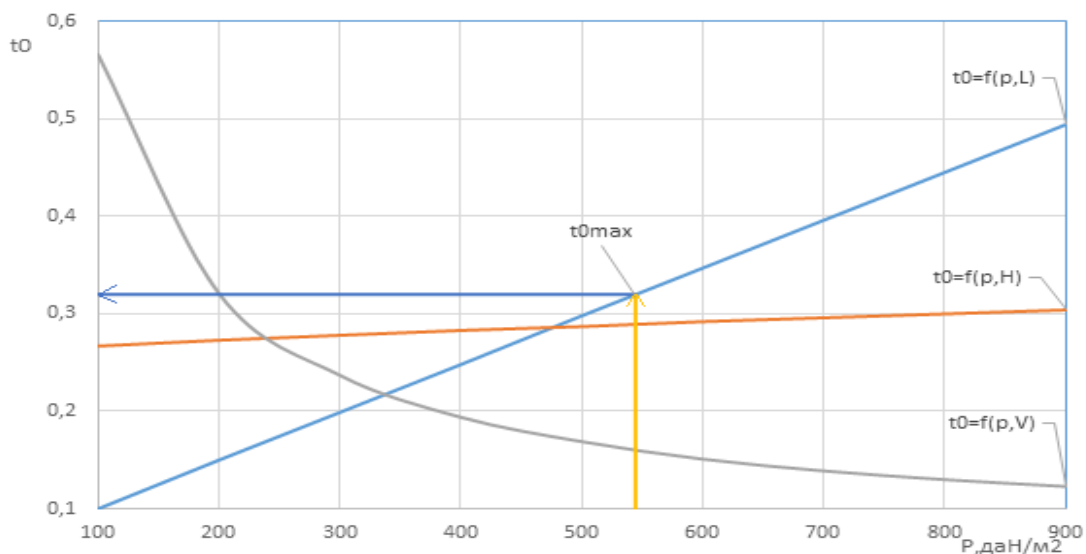


Рисунок 1.20 – Визначення оптимальної стартової тягоозброєності

На основі одержаних графіків приймаємо  $t_{0max} = 0,32$ . Далі визначимо потрібну тягу двигунів за формулою [8]:

$$P_{\text{потр}} = \frac{g \cdot m_0^{III} \cdot t_{\text{опт}}}{n_{\text{дв}}} = \frac{9,81 \cdot 64231 \cdot 0,32}{2} = 100,8 \text{ кН.}$$

По потрібній тязі підходять двигуни CFM56-7B26, характеристики якого представлені в таблиці 1.5.

Таблиця 1.5 - Характеристики підібраних двигунів

Найменування двигуна	Тяга на злітному режимі, кгс	Ступінь двоконтурності	Питома витрата палива на крейсерському режимі, кг/кгс*година	Суха маса двигуна, кг	Довжина двигуна, мм	Діаметр вентилятора, мм
CFM56-7B26	11927	5,1	0,572	2370	2508	1800

Перевірка довжини розбігу літака [8]:

$$L_{\text{разб}} = \frac{0,832 \cdot p_{\text{опт}}}{C_{\text{уотр}} \cdot \left[ \varepsilon_{\text{взл}} \cdot \frac{\Sigma P_{\text{орасп}}}{G_{\text{omin}} \frac{1}{3} \left( \frac{1}{K_{\text{отр}}} + 2 \cdot f \right)} \right]}$$

де  $p_{\text{опт}}$  – прийняте оптимальне значення питомого навантаження на крило;

$C_{\text{уотр}}$  - Коефіцієнт підйомної сили при зльоті ЛА;

$P_{\text{орасп}}$  - Розташована тяга одного двигуна;

$G_{\text{omin}}$  – сила ваги ЛА у першому наближенні;

$K_{\text{отр}}$  - Якість при зльоті ЛА;

$f$  - Коефіцієнт тертя коліс про поверхню ВВП при зльоті;

$\varepsilon_{\text{взл}}$  - Коефіцієнт, що враховує залежність тяги двигуна від різних параметрів польоту:

$$\varepsilon_{\text{взл}} = \varepsilon_V \cdot \varepsilon_H \cdot \varepsilon_{\text{вз}} \cdot \varepsilon_{\text{др}} = 0,826 \cdot 1 \cdot 0,99 \cdot 0,9 = 0,736.$$

Довжина розбігу з двигунами CFM56-7B26 дорівнює:

$$L_{\text{разб}} = \frac{0,832 \cdot 544,6}{1,94 \cdot \left[ 0,736 \cdot \frac{117 \cdot 10^3 \cdot 2}{64231 \cdot 9,81} \cdot \frac{1}{3} \left( \frac{1}{12,05} + 2 \cdot 0,03 \right) \right]} = 1035 \text{ м};$$

Двигун задовольняє вимогу розбігу, тому остаточно вибираємо двигун CFM56-7B26.

## 1.1.6 Визначення та оптимізація проектних параметрів літака та його агрегатів

### 1.1.6.1 Визначення параметрів крила

Площа крила, м<sup>2</sup>:

$$S = \frac{m_0^{III} \cdot g}{10 \cdot p_{\text{опт}}} = \frac{64231 \cdot 9,81}{10 \cdot 544,6} = 115,7 \text{ м}^2;$$

Розмах крила, м:

$$l = \sqrt{\lambda_{\text{отп}} \cdot S} = \sqrt{10 \cdot 115,7} = 34,01 \text{ м};$$

Кінцева хорда, м:

$$b_{\text{к}} = \frac{2 \cdot S}{l \cdot (\eta + 1)} = \frac{2 \cdot 115,7}{34,01 \cdot (3,2 + 1)} = 1,62 \text{ м};$$



Коренева хорда, м:

$$b_0 = b_k \cdot \eta = 1,62 \cdot 3,2 = 5,184\text{м};$$

Координати носка кінцевої хорди крила по відношенню до носіння кореневої хорди, м:

$$X_{\text{н.к.х.}} = \frac{l}{2} \cdot \text{tg}\chi_{\text{пк}} = \frac{34,01}{2} \cdot \text{tg}27^\circ = 8,665\text{м};$$

Середня аеродинамічна хорда крила, м:

$$b_a = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta \cdot (\eta + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 5,184 \cdot \frac{3,2^2 + 3,2 + 1}{3,2 \cdot (3,2 + 1)} = 3,712\text{м};$$

Координата по розмаху крила САХ, м:

$$Z_a = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{34,01}{6} \cdot \frac{3,2 + 2}{3,2 + 1} = 7,019\text{м};$$

Товщина крила по кореневій нервюрі:

$$C_{\text{корн}} = b_0 \cdot \bar{c} = 5,184 \cdot 0,15 = 0,777\text{м};$$

Товщина крила по кінцевій нервюрі:

$$C_{\text{конц}} = b_0 \cdot \bar{c} = 1,62 \cdot 0,11 = 0,178\text{м}.$$

### 1.1.6.2 Визначення геометричних параметрів закрилки

Розмах закрилка:

$$l_3 = \frac{l - d_\phi - 2 \cdot \Delta_{36}}{2} \cdot \bar{l}_3 = \frac{34,01 - 3,8 - 2 \cdot 0,3}{2} \cdot 0,75 = 11,105\text{м};$$

Коренева хорда закрилка, м:

$$b_{03} = \bar{b}_3 \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{d_\phi + 2 \cdot \Delta_{36}}{l}\right) = 0,3 \cdot 5,184 \cdot \left(1 - \frac{3,2 - 1}{3,2} \cdot \frac{3,8 + 2 \cdot 0,3}{34,01}\right) = 1,417\text{м};$$

Кінцева хорда закрилка, м:

$$b_{кз} = \bar{b}_3 \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{d_\phi + 2 \cdot \Delta_{36} + 2 \cdot l_3}{l}\right) = 0,3 \cdot 5,184 \cdot \left(1 - \frac{3,2 - 1}{3,2} \cdot \frac{3,8 + 2 \cdot 0,3 + 2 \cdot 11,105}{34,01}\right) = 0,719\text{м}.$$

### 1.1.6.3 Визначення геометричних параметрів елерону

Розмах елерону:

$$l_{\text{эл}} = \frac{l - d_\phi}{2} - l_3 - \Delta_{36} - \Delta_{3э} - \Delta_{3к} = \frac{34,01 - 3,8}{2} - 11,105 - 0,3 - 0,2 - 0,2 = 3,302\text{м};$$

Коренева хорда елерону:

$$\begin{aligned} b_{0э} &= b_{\text{эл}} \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{d_\phi + 2 \cdot (l_3 + \Delta_{36} + \Delta_{3э})}{l}\right) = \\ &= 0,3 \cdot 5,184 \cdot \left(1 - \frac{3,2 - 1}{3,2} \cdot \frac{3,2 + 2 \cdot (11,105 + 0,3 + 0,2)}{34,01}\right) = 0,706\text{м}; \end{aligned}$$

Кінцева хорда елерону:

$$b_{кэ} = \bar{b}_{эл} \cdot b_0 \cdot \left( 1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{d_\phi + 2 \cdot (l_3 + l_{эл} + \Delta_{зб} + \Delta_{зэ})}{l} \right) =$$

$$= 0,3 \cdot 5,184 \cdot \left( 1 - \frac{3,2 - 1}{3,2} \cdot \frac{3,8 + 2 \cdot (11,105 + 3,3 + 0,3 + 0,2)}{34,01} \right) = 0,498\text{м.}$$

#### 1.1.6.4 Визначення геометричних параметрів горизонтального оперення

Площа горизонтального оперення, м<sup>2</sup>:

$$S_{го} = S \cdot \bar{S}_{го} = 115,7 \cdot 0,22 = 25,45\text{м}^2;$$

Розмах горизонтального оперення, м:

$$l_{го} = \sqrt{\lambda_{го} \cdot S_{го}} = \sqrt{4,5 \cdot 25,45} = 10,7\text{м};$$

Коренева хорда горизонтального оперення, м:

$$b_{ого} = \frac{2 \cdot S_{го}}{l_{го}} \cdot \frac{\eta_{го}}{\eta_{го} + 1} = \frac{2 \cdot 25,45}{10,7} \cdot \frac{2,5}{2,5 + 1} = 3,398\text{м};$$

Кінцева хорда горизонтального оперення, м:

$$b_{кго} = \frac{b_{ого}}{\eta_{го}} = \frac{3,398}{2,5} = 1,359\text{м};$$

Середня аеродинамічна хорда горизонтального оперення, м:

$$b_{аго} = \frac{2 \cdot b_{ого} \cdot (1 + \eta_{го} + \eta_{го}^2)}{3 \cdot \eta_{го} \cdot (1 + \eta_{го})} = \frac{2 \cdot 3,398 \cdot (1 + 2,5 + 2,5^2)}{3 \cdot 2,5 \cdot (1 + 2,5)} = 2,524\text{м};$$

Координата середньої аеродинамічної хорди горизонтального оперення, м:

$$Z_{аго} = \frac{l_{го}}{6} \cdot \frac{\eta_{го} + 2}{\eta_{го} + 1} = \frac{10,7}{6} \cdot \frac{2,5 + 2}{2,5 + 1} = 2,293\text{м};$$

Координата носка кінцевої хорди горизонтального оперення, м:

$$X_{н.к.го} = \frac{l_{го}}{2} \cdot \text{tg}\chi_{го} = \frac{10,7}{2} \cdot \text{tg}35^\circ = 3,747\text{м};$$

Розмах керма висоти, м:

$$l_{рв} = \frac{l_{го}}{2} - \Delta_{кор} - \Delta_{кон} = \frac{10,7}{2} - 0,3 - 0,2 = 4,851\text{м};$$

Коренева хорда керма висоти, м:

$$b_{орв} = \bar{b}_{рв} \cdot b_{ого} \cdot \left( 1 - \frac{\eta_{го} - 1}{\eta_{го}} \cdot \frac{2 \cdot \Delta_{кор}}{l_{го}} \right) = 0,3 \cdot 3,398 \cdot \left( 1 - \frac{2,5 - 1}{2,5} \cdot \frac{2 \cdot 0,3}{10,7} \right)$$

$$= 0,985\text{м};$$

Кінцева хорда керма висоти, м:

$$b_{к.рв} = \bar{b}_{рв} \cdot b_{ого} \cdot \left( 1 - \frac{\eta_{го} - 1}{\eta_{го}} \cdot \frac{l_{го} - 2 \cdot \Delta_{кон}}{l_{го}} \right) = 0,3 \cdot 3,398 \cdot \left( 1 - \frac{2,5 - 1}{2,5} \cdot \frac{10,7 - 2 \cdot 0,2}{10,7} \right) = 0,442\text{м};$$

Товщина горизонтального оперення по кореневій хорді:

$$C_{\text{корн.го}} = b_{0\text{го}} \cdot \bar{c} = 3,398 \cdot 0,1 = 0,34\text{м};$$

Товщина горизонтального оперення по кінцевій хорді:

$$C_{\text{корн.го}} = b_{0\text{го}} \cdot \bar{c} = 1,359 \cdot 0,1 = 0,136\text{м};$$

### 1.1.6.5 Визначення геометричних параметрів вертикального оперення

Площа вертикального оперення, м:

$$S_{\text{BO}} = \bar{S}_{\text{BO}} \cdot S = 0,24 \cdot 115,7 = 27,767\text{м}^2;$$

Розмах вертикального оперення, м:

$$l_{\text{BO}} = \sqrt{\lambda_{\text{BO}} \cdot S_{\text{BO}}} = \sqrt{1 \cdot 27,767} = 5,269\text{м};$$

Коренева хорда вертикального оперення, м:

$$b_{0\text{BO}} = \frac{2 \cdot S_{\text{BO}}}{l_{\text{BO}}} \cdot \frac{\eta_{\text{BO}}}{\eta_{\text{BO}} + 1} = \frac{2 \cdot 27,767}{5,269} \cdot \frac{1,5}{1,5 + 1} = 6,323\text{м};$$

Кінцева хорда вертикального оперення, м:

$$b_{\text{к.во}} = \frac{b_{0\text{BO}}}{\eta_{\text{BO}}} = \frac{6,323}{1,5} = 4,216\text{м};$$

Середня аеродинамічна хорда вертикального оперення, м:

$$b_{\text{аво}} = \frac{2 \cdot b_{0\text{BO}} \cdot (1 + \eta_{\text{BO}} + \eta_{\text{BO}}^2)}{3 \cdot \eta_{\text{BO}} \cdot (1 + \eta_{\text{BO}})} = \frac{2 \cdot 6,323 \cdot (1 + 1,5 + 1,5^2)}{3 \cdot 1,5 \cdot (1 + 1,5)} = 5,34;$$

Координата носіння кінцевої хорди вертикального визначення, м:

$$x_{\text{нкхво}} = l_{\text{BO}} \cdot \text{tg} \chi_{\text{пкво}} = 5,269 \cdot \text{tg} 45^\circ = 5,269\text{м};$$

Координата САХ вертикального оперення, м:

$$Z_a = \frac{l_{\text{BO}}}{3} \cdot \frac{\eta_{\text{BO}} + 2}{\eta_{\text{BO}} + 1} = \frac{5,269}{3} \cdot \frac{1,5 + 2}{1,5 + 1} = 2,459\text{м};$$

Розмах керма напрямку, м:

$$l_{\text{рн}} = l_{\text{BO}} - \Delta_{\text{рн}} - \Delta_{\text{зкво}} = 5,269 - 0,2 - 0,15 = 4,919\text{м};$$

Коренева хорда керма напрямку, м:

$$b_{0\text{рн}} = \bar{b}_{\text{рн}} \cdot b_{0\text{во}} \cdot \left(1 - \frac{\eta_{\text{BO}} - 1}{\eta_{\text{BO}}} \cdot \frac{\Delta_{\text{рн}}}{l_{\text{BO}}}\right) = 0,35 \cdot 6,323 \cdot \left(1 - \frac{1,5 - 1}{1,5} \cdot \frac{0,2}{5,269}\right) = 2,157\text{м};$$

Кінцева хорда керма напрямку, м:

$$b_{\text{к.рн}} = \bar{b}_{\text{рн}} \cdot b_{0\text{во}} \cdot \left(1 - \frac{\eta_{\text{BO}} - 1}{\eta_{\text{BO}}} \cdot \frac{l_{\text{BO}} - \Delta_{\text{зкво}}}{l_{\text{BO}}}\right) = 0,35 \cdot 4,216 \cdot \left(1 - \frac{1,5 - 1}{1,5} \cdot \frac{5,269 - 0,15}{5,269}\right) = 1,517\text{м};$$

Товщина профілю по кореневій хорді, м:

$$c_{\text{корн.во}} = b_{0\text{во}} \cdot \bar{c} = 6,323 \cdot 0,1 = 0,6323\text{м};$$

Товщина профілю по кінцевій хорді, м:

$$c_{\text{корн.во}} = b_{\text{кво}} \cdot \bar{c} = 4,216 \cdot 0,1 = 0,4216\text{м};$$

### 1.1.6.6 Визначення геометричних параметрів фюзеляжу

Довжина фюзеляжу, м

$$l_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot d_{\phi} = 9 \cdot 3,8 = 34,2\text{м};$$

Довжина носової частини фюзеляжу, м:

$$l_{\text{н}\phi} = \lambda_{\text{н}\phi} \cdot d_{\phi} = 2 \cdot 3,8 = 7,6\text{м};$$

Довжина кормової частини фюзеляжу, м:

$$l_{\text{к}\phi} = \lambda_{\text{к}\phi} \cdot d_{\phi} = 3 \cdot 3,8 = 11,4\text{м}.$$

### 1.1.6.7 Ув'язування крила з оперенням

Розташування крила та оперення по довжині фюзеляжу визначається плечима горизонтального оперення та вертикального оперення.

Зі співвідношення для магістральних пасажирських літаків із ТРДД:

$$\frac{L_{\text{г.о.}}}{b_a} = \frac{L_{\text{в.о.}}}{b_a} = 2,5 \dots 3,5.$$

Оскільки значень у діапазоні (2,5...3,5) недостатньо, набуваємо значення 3,8.

$$L_{\text{г.о.}} = 3,8 \cdot b_a = 3,8 \cdot 3,712 = 14,1056\text{м}.$$

Плеche для вертикального оперення приймаємо таким самим, як і для горизонтального оперення.

### 1.1.6.8 Вибір параметрів шасі

Винос основних стійок шасі:

$$e = 0,2 \cdot \left( \frac{d_{\phi}}{2} + h_{\text{н}} \right) = 0,2 \cdot \left( \frac{3,8}{2} + 1 \right) = 0,58\text{м};$$

$$\gamma = \phi + (1 \dots 3) = 10 + 1 = 11^{\circ};$$

База шасі :

$$B_{\text{ш}} = 0,4 \cdot l_{\phi} = 0,4 \cdot 34,2 = 13,68\text{м};$$

Коля шасі :

$$K_{\text{ш}} \geq 0,1 \cdot l = 0,12 \cdot 34,01 \approx 4\text{м}.$$

## 1.1.7 Розробка аеродинамічного, об'ємно-вагового, конструктивно-силового компонувань. Розрахунок центрування і моментів інерції літака

### 1.1.7.1 Розрахунок центрування та моментів інерції літака

На основі розрахованих раніше геометричних параметрів виконано моделювання зовнішнього вигляду літака, що проектується. Розроблено креслення загального виду (рисунок 1.21) та майстер геометрія проєктованого літака (рисунок 1.22).

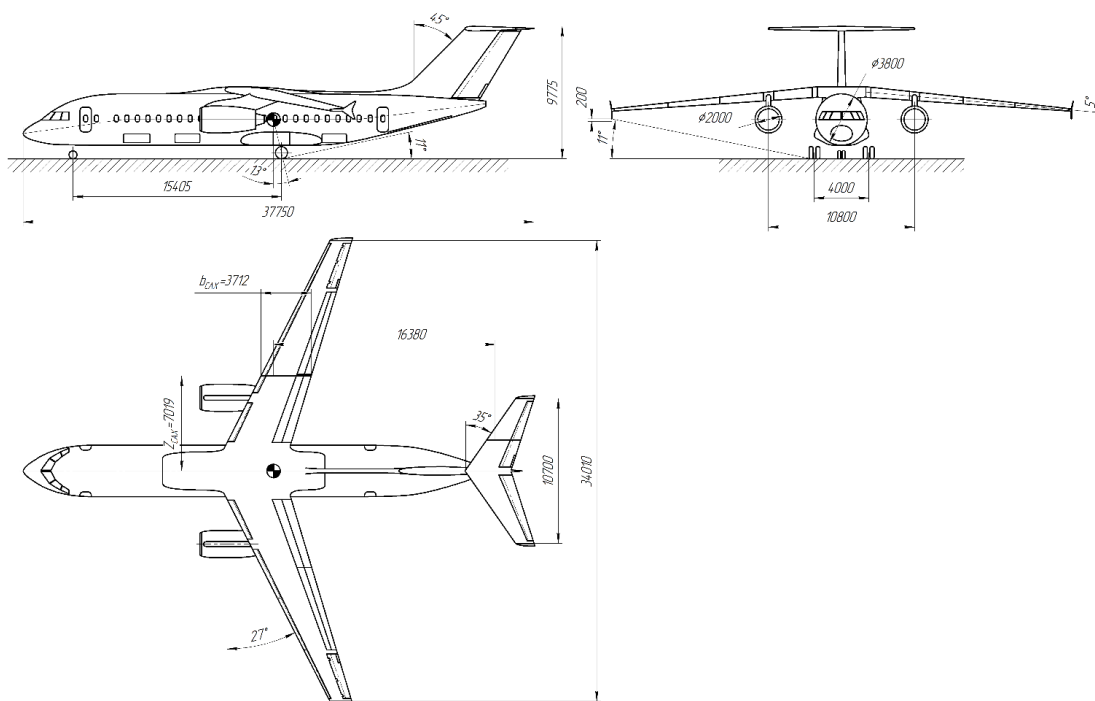


Рисунок 1.21 – Загальний вигляд літака



Рисунок 1.22 – Майстер-геометрія проектованого літака

### 1.1.7.2 Об'ємно-вагове компоунвання

### 1.1.7.3 Визначення потрібної ширини пасажирської кабіни

Для проектованого літака з пасажиромісткістю 150 чол. у варіанті 3 класу, підібрані блоки з трьох сидінь (таблиця 1.6).

Таблиця 1.6 - Розміри пасажирського сидіння

Відстань між підлокітниками В, мм	Ширина підлокітників b, мм	Довжина подушки сидіння до спинки L, мм	Висота сидіння над підлогою h, мм	Висота сидіння зі спинкою Н, мм	Кут відхилення спинки від вертикалі, градус	Ширина блоку сидінь В <sub>з</sub> , мм
440	50	470	445	1120	36	1520

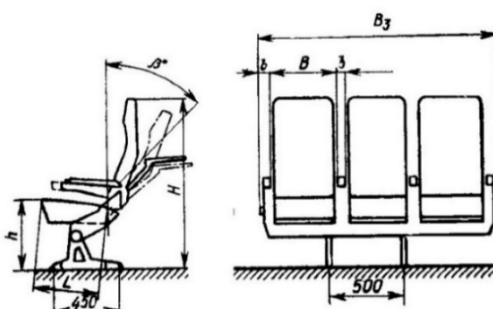


Рисунок 1.23 – Розміри пасажирського сидіння

Визначимо потрібну ширину фюзеляжу на рівні 650 мм вище за підлогу пасажирської кабіни [9]:

$$B_{\phi} = B_3 \cdot n_3 + c_{\Pi} \cdot n_{\Pi} + 2 \cdot \delta_1 + 2 \cdot \delta_2,$$

де  $c_{\Pi} n_{\Pi}$  – ширина та кількість основних проходів;

$\delta_1$  – зазор між сидінням та внутрішньою поверхнею стінки кабіни;

$\delta_2$  – Товщина стінки кабіни.

$$B_{\phi} = 1520 \cdot 2 + 460 \cdot 1 + 2 \cdot 30 + 2 \cdot 120 = 3800 \text{ мм.}$$

### 1.1.7.4 Визначення необхідної довжини пасажирської кабіни

Довжина пасажирської кабіни буде визначатися так [9]:

$$L_{\text{к.потр}} = l_1 + (i_{\text{ряд}} - 1) \cdot t + l_2,$$

- де  $l_1$  - Відстань від площини передньої перегородки кабіни до першого ряду сидінь;
- $i_{\text{ряд}}$  - Число рядів;
- $t$  - Відстань між рядами сидінь (крок);
- $l_2$  - Відстань від площини задньої перегородки кабіни до переднього кріплення останнього ряду сидінь;

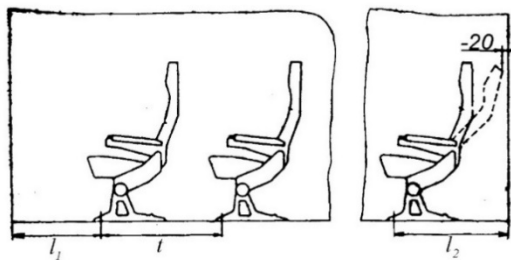


Рисунок 1.24 – Схема встановлення пасажирських сидінь щодо передньої та задньої перегородок кабіни

$$L_{\text{к.потр}} = 585 + (25 - 1) \cdot 762 + 762 = 19635 \text{ мм.}$$

### 1.1.7.5 Компонування багажно-вантажних відсіків

Для розміщення багажу пасажирів та вантажу в пасажирському літаку мають бути багажно -вантажні приміщення.

При безконтейнерному навантаженні багажу та вантажів потрібні обсяг багажно -вантажних приміщень визначається [9]:

$$V_6 = \frac{15 \cdot n_{\text{пас.мах}}}{120} + \frac{m_{\text{ком}} - 90 \cdot n_{\text{пас.мах}}}{290},$$

- де  $m_{\text{ком}}$  - Задана величина комерційного навантаження;
- $n_{\text{пас.мах}}$  - Максимальна кількість пасажирів.

$$V_6 = \frac{15 \cdot 150}{120} + \frac{18000 - 90 \cdot 150}{290} = 34,27 \text{ м}^3;$$

Багажно -вантажні приміщення розташовуються під підлогою пасажирського салону і діляться на відсіки у тому, щоб за завантаженні цих відсіків можна було регулювати становище центру тяжкості літака.

### 1.1.7.6 Компонування буфетів-кухонь

Для забезпечення харчуванням пасажирів у польоті передбачено кілька кухонь, оскільки кількість пасажирів перевищує 100 осіб.

Загальний обсяг кухонь дорівнює [9]:

$$V_{\text{кух}} = (0,12 \dots 0,14) \cdot n_{\text{пас}},$$

Площа підлоги кухні визначається [9]:

$$S_{\text{кух}} = (0,1 \dots 0,05) \cdot n_{\text{пас}},$$

де  $n_{\text{пас}}$  – кількість пасажирів.

$$V_{\text{кух}} = (0,12) \cdot 150 = 18\text{м}^3;$$

$$S_{\text{кух}} = (0,05) \cdot 150 = 7,5\text{м}^2.$$

### 1.1.7.7 Компонування туалетних приміщень

Число туалетів на літаку залежить від тривалості польоту та кількості пасажирів. Тривалість польоту в середньому становить до 4-х годин, тому для пасажирів 150 осіб рекомендується 3 туалетні приміщення.

Площа підлоги туалетного приміщення складає:

$$S_{\text{тул}} = 1,5\text{м}^2,$$

Потрібна кількість води, м<sup>3</sup> [9] :

$$V_{\text{води}} = 0,3 + 0,15 \cdot T_{\text{полета}} \cdot (n_{\text{пас}} + n_{\text{ек}} + n_{\text{бп}}),$$

де  $T_{\text{полета}}$  - час польоту;

$n_{\text{пас}}, n_{\text{ек}}, n_{\text{бп}}$  - Число пасажирів, екіпажу і бортпроводників [9].

$$V_{\text{води}} = 0,3 + 0,15 \cdot 4 \cdot (150 + 2 + 3) = 93,3\text{м}^3.$$



### 1.1.7.8 Компонування гардеробів

Площа підлоги для гардеробу визначається [9]:

$$S_{\text{гард}} \geq (0,035 \dots 0,05) \cdot n_{\text{пас}} = 0,035 \cdot 150 = 5,25\text{м}^2;$$

Об'єм цього приміщення повинен становити [9]:

$$V_{\text{гард}} \geq (0,05 \dots 0,08) \cdot n_{\text{пас}} = 0,05 \cdot 150 = 7,5\text{м}^3.$$

### 1.1.7.9 Компонувальна схема літака, що проектується

На основі проведеного розрахунку виконано компонування пасажирського салону літака, що проектується, представлене на малюнку 1.25.

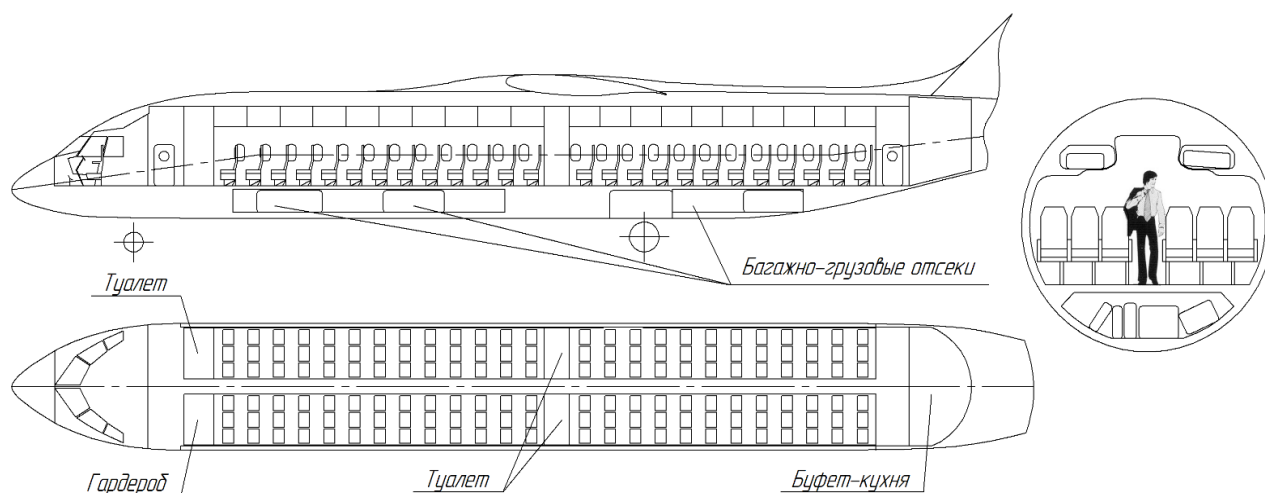


Рисунок 1.25 – Схема компонування пасажирського салону

### 1.1.7.10 Вибір, обґрунтування, розробка та ув'язування конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака

Вибір КСС крила визначається:

- товщиною умовного лонжерону  $\delta_y$ ;
- схемою збирання крила;
- компонуванням крила;
- вимогою жорсткості та міцності.

Для вибору КСС крила обчислимо такі значення товщини умовного лонжерону [10]:

$$\delta_y = \frac{(p_0 \cdot S \cdot Z_a - 2 \cdot m \cdot g \cdot Z_i - m_{кр} \cdot g \cdot Z_a) \cdot n^p}{0,96 \cdot \bar{c} \cdot b_0^2 \cdot \sigma_p},$$

де  $n^p$  - руйнівне навантаження;  $n^p = n_{max}^3$ .

$$= 3,75$$

$\sigma_p$  - руйнівна напруга, для В96Ц-3

(Типу 7055 Т77)  $\sigma_p = 610 \text{ МПа}$ .

$$\delta_y = \frac{(5446 \cdot 115,7 \cdot 7,019 - 2 \cdot (2370 \cdot 9,81 \cdot 5,4 + 6700 \cdot 9,81 \cdot 6,6) - 7140 \cdot 9,81 \cdot 7,019) \cdot 3,75}{0,96 \cdot 0,13 \cdot 5,184^2 \cdot 610 \cdot 10^6} = 6,95 \text{ мм}.$$

З урахуванням отриманих даних вибираємо кесонну конструкцію крила, в якій поздовжній силовий набір складається з двох лонжеронів та панелей, що складаються з обшивки, підкріпленої стрінгерами. Поперечний силовий набір складається з рядових та силових нервюр. Силові нервюри: № 1 - кріплення крила до центроплану, № 2 - кріплення навішування передкрилка, № 4 - кріплення навішування закрилка, № 4, 6 - кріплення навішування передкрилка, № 8, 9 - кріплення пілона двигуна, № 10, 13, 16, 19, 22, 24, 26, 28 - кріплення вузлів навішування передкрилків, закрилків та елерону.

Фюзеляж має балочно-стрінгерну КСС. Крок шпангоутів прийнято від 380 мм до 618 мм. У місцях стику крила, оперення та шасі до фюзеляжу встановлюють силові шпангоути. Шпангоут : № 1 – посилення вирізу під носову стійку, № 6 – кріплення передньої стоки шасі, шпангоут № 6, 7, 9, 10 – посилення вирізу під входні двері, № 12 та 22 – посилення вирізів під багажні відсіки, № 24 та 28 стикування лонжеронів крила, № 31 – кріплення основної зграйки шасі, № 31 та 33 – посилення під аварійний вихід, № 35 та 41 – посилення під багажний відсік, № 41, 42, 44 та 45 – посилення вирізу під входні двері, № 48 та 5 1 – стикування лонжеронів вертикального оперення (ВО). Крок стрінгерів – 250 мм.

Вертикальне оперення виконано дволонжеронним кесонним типом: передній лонжерон розташовується на 30% від хорди ВО, а задній на 60% від хорди ВО. Горизонтальне оперення виконано дволонжеронним кесонним типом: передній лонжерон розташовується на 26% від хорди ГО, а задній на 65% від хорди ГО.

Шасі балочно-підкісного типу. Носова стійка шасі забирається проти потоку в носову частину фюзеляжу і кріпиться на шпангоуті № 6. Основні стійки важільні шасі з винесеним амортизатором і забираються в нижню частину фюзеляжу, в спеціально виконаний заліз під шасі. Кріплення виконується на шпангоуті № 31.

На основі обраної КСС формується фрагмент моделі розподілу простору літака, що проектується (рисунок 1.27).

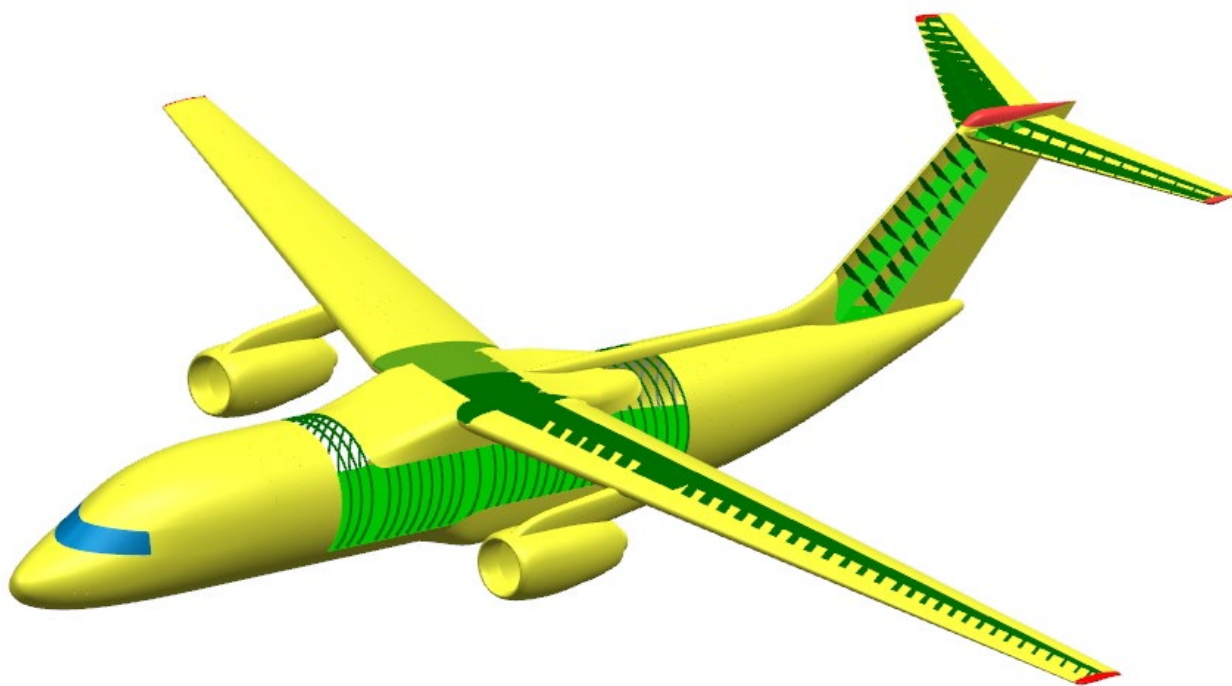


Рисунок 1.27 – Фрагмент розподілу простору літака, що проектується.

### 1.1.8 Розрахунок центрування та моментів інерції літака

Положення центру мас визначається по двох осях  $Ox$  і  $Oy$ , однак у цій роботі проведемо центрування по поздовжній осі  $Ox$ . За початок координат приймають носок фюзеляжу, вісь  $Ox$  поєднана з будівельною горизонталлю фюзеляжу.

Для розрахунку центрування складають центрувальну відомість літака (таблиця 1.7). У неї включають маси всіх основних елементів, що становлять літак, їх координати та величини статичних моментів щодо початку координат.

Таблиця 1.7 - Відомість центру літака

Найменування агрегату літака (вантажу)		$m_i \cdot g;$ кН	$x_i;$ м
Конструкція			
Крило		67777	19,51
Фюзеляж		78359	17,1
Горизонтальне оперення		7090	35,51
Вертикальне оперення		7090	32,5
Передня стійка шасі	Випущено	10595	4,1
	Прибрано	10595	5,1
Основні стійки шасі	Випущено	24720	19,16
	Прибрано	24720	19,16
Силова установка			
Двигуни		46500	14,68
Паливо			
I група баків		68670	18,25
II група баків		39240	20,835
III група баків		21582	22,640
Пасажири та обладнання		176580	18,639

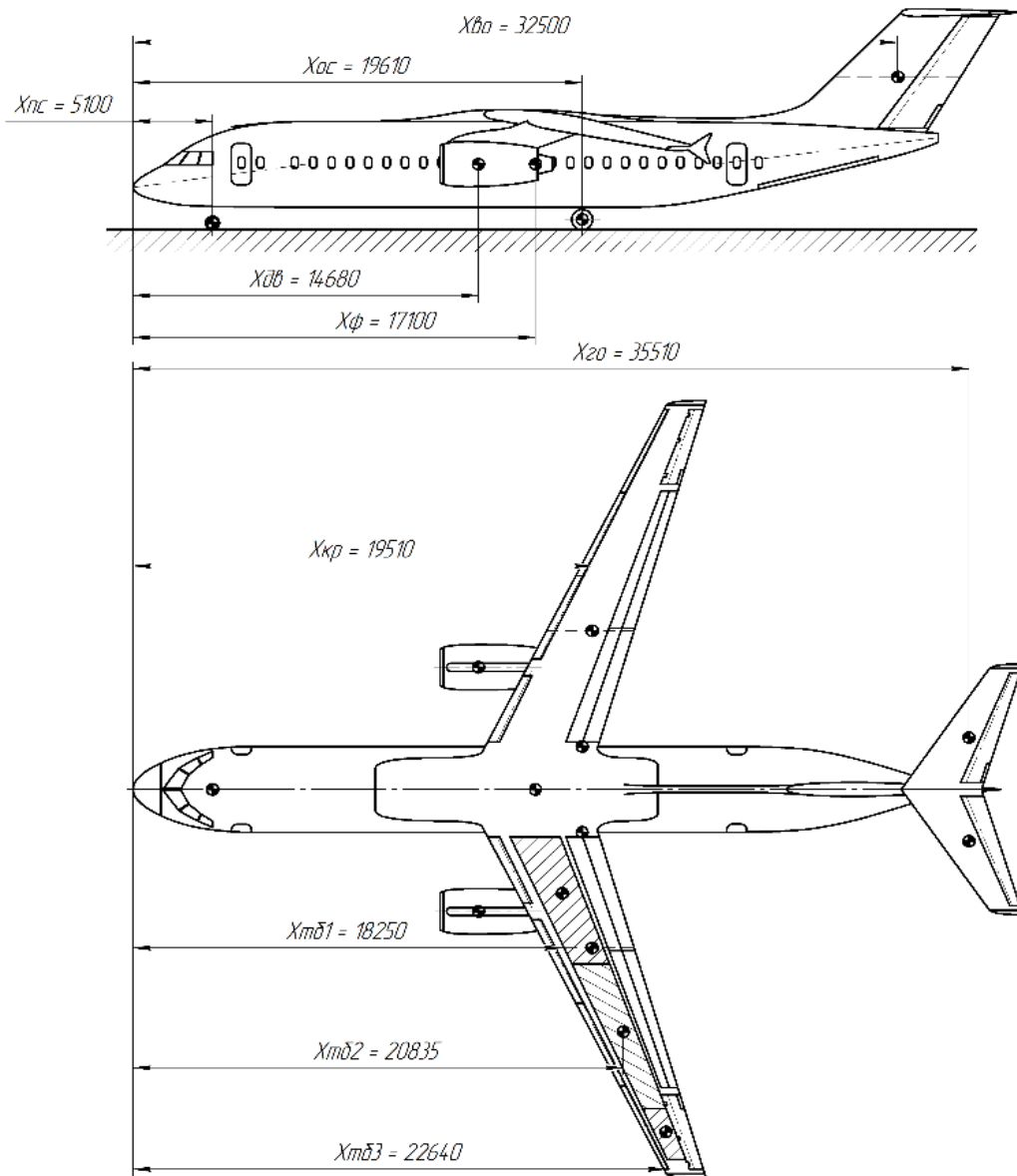


Рисунок 1.28 – Схема розташування центрів ваги агрегатів (вантажу)

Координату центру мас літака визначають за формулою [8]:

$$X_T = \frac{\sum m_i \cdot g \cdot x_i}{\sum m_i \cdot g};$$

Визначаємо значення центрування за формулою [8]:

$$\bar{X}_T = \frac{X_T - x_k - X_a}{b_a};$$

де  $x_k$  – відстань від шкарпетки фюзеляжу до шкарпетки кореневої хорди крила ;

$$x_k = 14,078\text{м};$$

$X_a$ - Відстань від носіння середньої аеродинамічної хорди крила до нормалі до осі  $x$  літака, проведеної через носок кореневої хорди:

$$X_a = 3,576\text{м};$$

Визначимо значення центрування для розрахункових випадків:

1) Максимально допустима злітна маса літака з повним навантаженням та відповідним запасом палива :

$$X_T = 18,57\text{м};$$

$$\bar{x}_T = 0,242;$$

2) Максимально допустима злітна маса літака з повною заправкою паливом та зменшеним корисним навантаженням у двоє:

$$X_T = 18,554\text{м};$$

$$\bar{x}_T = 0,242;$$

3) Літак з повною заправкою паливом без корисного навантаження (перегоночний варіант) :

$$X_T = 18,529\text{м};$$

$$\bar{x}_T = 0,236;$$

4) Літак з повним корисним навантаженням без палива (граничний посадковий варіант) :

$$X_T = 18,5\text{м};$$

$$\bar{x}_T = 0,228;$$

5) Порожній літак без корисного навантаження та палива:

$$X_T = 18,472\text{м};$$

$$\bar{x}_T = 0,22;$$

У першому наближенні центрування даного літака має бути в межах 0,2-0,26. Положення центру мас завжди повністю задовольняє заданим вимогам. Виходячи з центрувального розрахунку, відстань від носіння фюзеляжу до передньої кромки кореневої хорди дорівнюватиме:  $L = 14$  м;

Для розрахунку моментів інерції літака користуються центрувальними відомостями. У першому наближенні осьові моменти інерції літака можна знайти за такими формулами [9]:

$$I_x = \frac{m_0 \cdot l^2}{12} \cdot \phi_x;$$

$$I_y = \frac{m_0}{12} \cdot (l^2 + l_\phi^2) \cdot \phi_y;$$

$$I_z = \frac{m_0 \cdot l_\phi^2}{12} \cdot \phi_z,$$

де  $m_0$  - Злітна маса літака (кг);  
 $l, l_\phi$  - розмах крила та довжина фюзеляжу (м);  
 $\phi_x, \phi_y, \phi_z$  - Коефіцієнти.

$$I_x = \frac{64231 \cdot 34,01^2}{12} \cdot 0,23 = 142,4 \cdot 10^4 \text{ кг} \cdot \text{м}^2;$$

$$I_y = \frac{64231}{12} \cdot (34,01^2 + 34,2^2) \cdot 0,41 = 253,84 \cdot 10^4 \text{ кг} \cdot \text{м}^2;$$

$$I_z = \frac{64231 \cdot 34,2^2}{12} \cdot 0,41 = 256,7 \cdot 10^4 \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$$

## 1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні та масові характеристики літака

### 1.2.1 Визначення лобового опору літака, що проектується

Величина сили лобового опору визначається за такою формулою [11]:

$$X = C_{x_a} \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2},$$

де  $C_{x_a}$  - Коефіцієнт лобового опору;  
 $S$  - Площа крила;  
 $\rho$  - Щільність повітря;  
 $V$  - Швидкість набігаючого потоку;

Таблиця 1.8 - Найвигідніший коефіцієнт підйомної сили літака  
в залежності від чисел Маха на висоті  $H = 11$  км

	Числа Маха:						
	$M = 0,2$	$M = 0,3$	$M = 0,4$	$M = 0,5$	$M = 0,6$	$M = 0,7$	$M = 0,8$
$C_{у_{н.в.}}$	0,8287	0,8173	0,80990	0,8045	0,8001	0,7964	0,7934

Таблиця 1.9 - Коефіцієнт лобового опору літака  
залежно від чисел Маха на висоті  $H = 11$  км

	$M = 0,2$	$M = 0,3$	$M = 0,4$	$M = 0,5$	$M = 0,6$	$M = 0,7$	$M = 0,8$
$C_{y_a} = 0,6$	0,04197	0,04136	0,04103	0,04085	0,04078	0,04079	0,04089
$C_{y_a} = 0$	0,02671	0,02597	0,02550	0,02514	0,02484	0,02458	0,02434

Таблиця 1.10 - Лобовий опір проектованого літака  
на висоті  $H = 11$  км при  $C_{y_a} = 0,6$

	$M = 0,2$	$M = 0,3$	$M = 0,4$	$M = 0,5$	$M = 0,6$	$M = 0,7$	$M = 0,8$
Лобовий опір літака, Н	3191	7074	12476	19408	27899	37983	51591



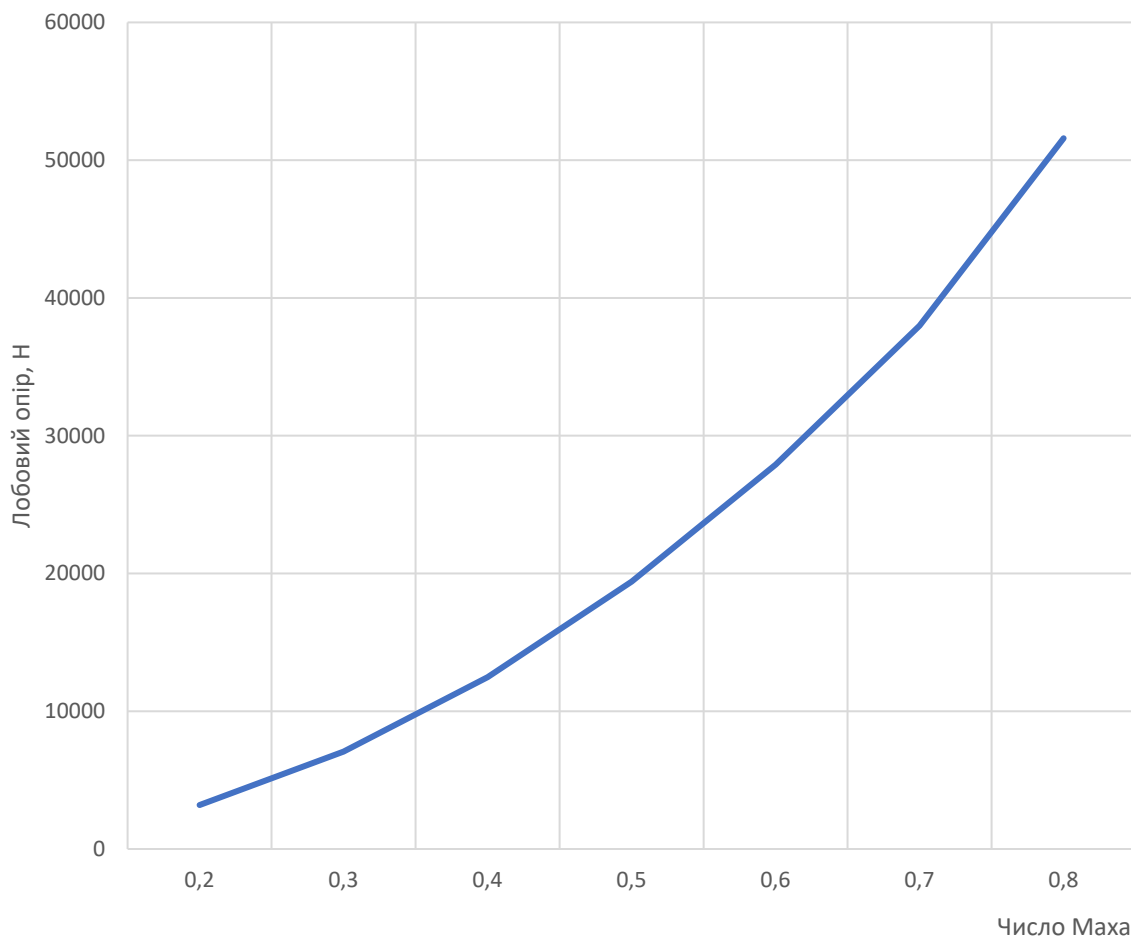


Рисунок 1.29 – Графік лобового опору літака, що проектується, від чисел Маха

### 1.2.2 Підйомна сила, індуктивний опір, поляра літака, аеродинамічна якість літака

Величина підйомної сили визначається за такою формулою [11]:

$$Y = C_{y_a} \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2},$$

де  $C_{y_a}$  - Коефіцієнт підйомної сили:  $C_{y_a} = C_{y_a}^\alpha \cdot (\alpha - \alpha_0)$ .

$$C_{y_a}^\alpha = 2 \cdot \pi \cdot (1 - 0,27 \cdot \sqrt[4]{\bar{c}}),$$

де  $\bar{c}$  - Відносна товщина профілю крила.

Таблиця 1.11 - Підйомна сила проектованого літака на висоті  
 $H = 11$  км при  $c_{y_a} = 0,6$

	M = 0,2	M = 0,3	M = 0,4	M = 0,5	M = 0,6	M = 0,7	M = 0,8
Підйомна сила, Н	56 016	123 247	214 788	329 050	464 048	617 374	814 933

На підставі вихрової теорії крила коефіцієнт індуктивного опору  $C_{X_i}$  розраховують за формулою [11]:

$$C_{X_i} = \frac{C_{y_a}^2}{\pi \cdot \lambda_{\text{эф}}},$$

де  $\lambda_{\text{эф}}$  - Ефективне подовження крила.

Ефективне подовження крила пов'язане з геометричним співвідношенням [11]:

$$\lambda_{\text{эф}} = \frac{\lambda}{1+\delta},$$

де  $\delta$  - Параметр, що враховує геометричні характеристики крила в плані (кут стріловидності  $\chi$ , звуження  $\eta$  та подовження  $\lambda$ ).

Розмір  $\delta$  визначається залежністю [11]:

$$\delta = 0,02 \cdot \frac{\lambda}{\cos \chi} \left( 3,1 - \frac{14}{\eta} + \frac{20}{\eta^2} - \frac{8}{\eta^3} \right).$$

Тоді:

$$\delta = 0,02 \cdot \frac{10}{\cos 27^\circ} \left( 3,1 - \frac{14}{3,2} + \frac{20}{3,2^2} - \frac{8}{3,2^3} \right) = 0,0974.$$

$$\lambda_{\text{эф}} = \frac{\lambda}{1+\delta} = \frac{10}{1+0,0974} = 9,112.$$

Таблиця 1.12 - Коефіцієнт індуктивного опору літака  
для різних значень  $C_{ya}$

	$C_{ya}$						
	0,0	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,2
$C_{xi}$	0	0,0014	0,0056	0,01258	0,02237	0,03495	0,05032

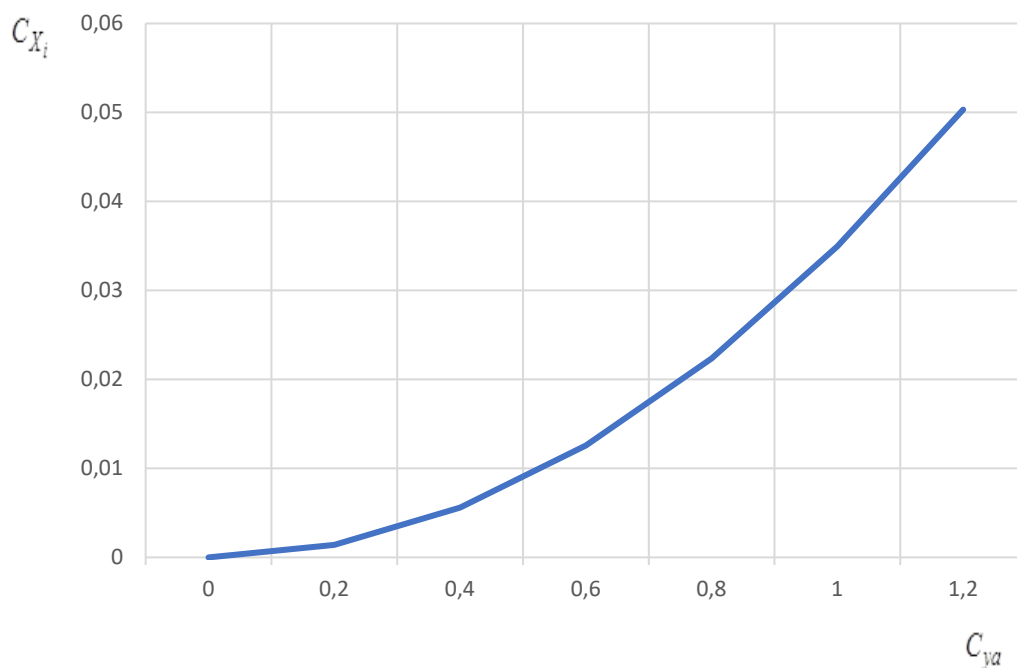


Рисунок 1.30 – Графік залежності коефіцієнта індуктивного опору від коефіцієнта підйомної сили

Залежність між коефіцієнтами аеродинамічної підйомної сили  $C_{ya}$  та лобового опору  $C_{xa}$  за різних кутів атаки називається полярою першого роду.

Таблиця 1.13 - Коефіцієнт лобового опору для  $H = 0$ 

	$M = 0,2$	$M = 0,3$	$M = 0,4$	$M = 0,5$	$M = 0,6$	$M = 0,7$	$M = 0,8$
$C_{y_a} = 0$	0,02407	0,02344	0,02302	0,02272	0,02247	0,02225	0,02205
$C_{y_a} = 0,2$	0,02567	0,02504	0,02463	0,02433	0,02409	0,02388	0,02368
$C_{y_a} = 0,4$	0,03065	0,03005	0,02968	0,02942	0,02923	0,02908	0,02896
$C_{y_a} = 0,6$	0,03933	0,03882	0,03856	0,03843	0,03840	0,03845	0,03860
$C_{y_a} = 0,8$	0,05217	0,05189	0,05191	0,05214	0,05258	0,05326	0,05429
$C_{y_a} = 1,0$	0,07028	0,07068	0,07164	0,07329	0,07613	0,08295	-
$C_{y_a} = \max$	0,12176	0,11761	0,11365	0,10976	0,10592	0,10211	0,10800

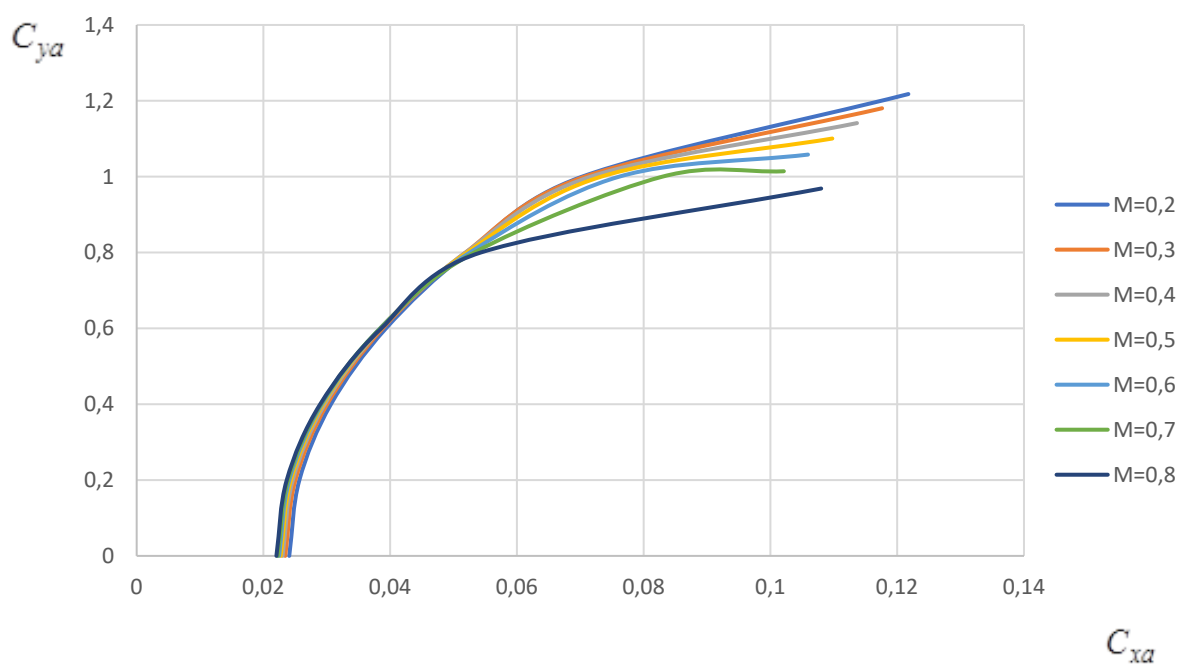


Рисунок 1.31 – Поляр літака для різних чисел Маха

Відношення підйомної сили до сили лобового опору або відношення їх аеродинамічних коефіцієнтів при тому самому куті атаки називається аеродинамічною якістю [11]:

$$K = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{C_{y_a}}{C_{x_a}}.$$

Це відношення показує, у скільки разів при заданому куті атаки аеродинамічна підйомна сила крила більша за силу лобового опору, тобто характеризує ступінь аеродинамічної досконалості крила.

Таблиця 1.14 – Аеродинамічна якість  $K_{max}$  для  $H = 0$

	$M = 0,2$	$M = 0,3$	$M = 0,4$	$M = 0,5$	$M = 0,6$	$M = 0,7$	$M = 0,8$
$K_{max}$	15,493	15,640	15,703	15,717	15,695	15,642	15,561

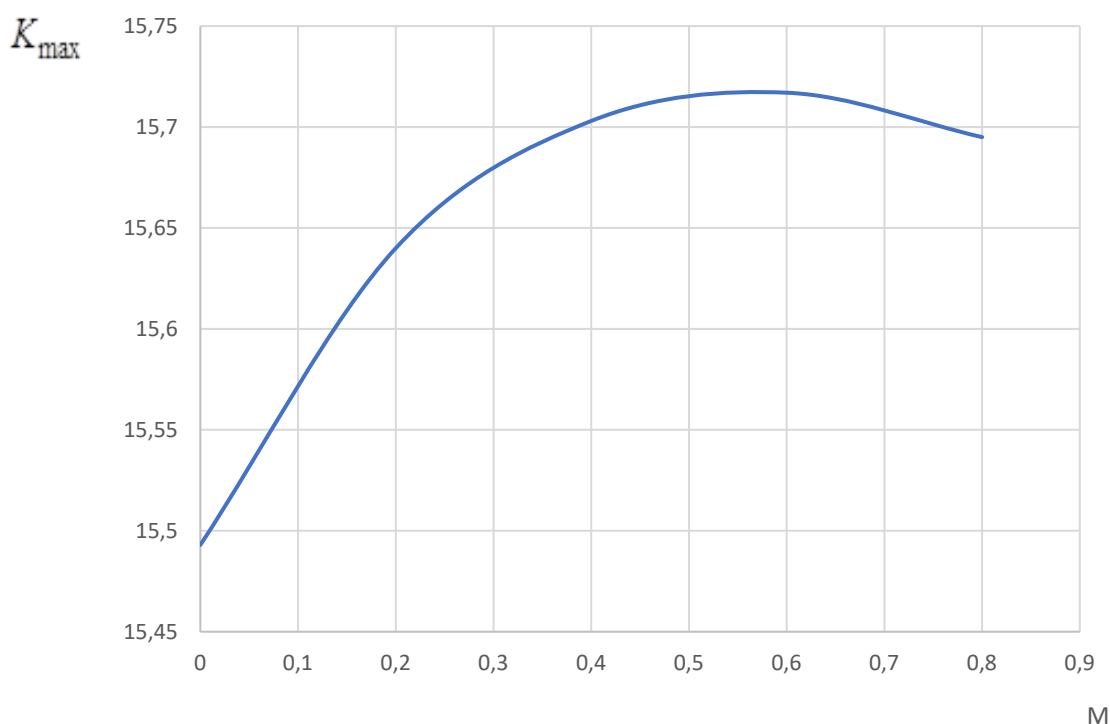


Рисунок 1.32 – Максимальна аеродинамічна якість для різних чисел Маха ( $H = 0$ )

### 1.2.3 Поздовжній момент та розташування аеродинамічного фокусу літака

Поздовжній момент, як і інші аеродинамічні характеристики, визначається сумою моментів окремих агрегатів літака.

Коефіцієнт моменту має вигляд [11] :

$$m_z = m_{z_0} + \left( \frac{m_z^\alpha}{C_{y\alpha}} \right) \cdot C_{y\alpha},$$

де  $m_z^\alpha = m_{z_{\text{БГО}}}^\alpha + m_{z_{\text{ГО}}}^\alpha$ .

Положення аеродинамічного фокусу літака в цілому та літака без ГО щодо носіння фюзеляжу в частках його довжини визначають за такими залежностями [11] :

$$\bar{X}_F = - \frac{m_z^\alpha}{C_{y\alpha}};$$

$$\bar{X}_{F_{\text{БГО}}} = - \frac{m_{z_{\text{БГО}}}^\alpha}{C_{y\alpha_{\text{БГО}}}}.$$

У задачах динаміки польоту користуються значеннями положення фокусу щодо носіння САХ крила. Нові значення поздовжнього моменту знаходять за формулами [11] :

$$\bar{X}_{F_a} = \left( \bar{X}_F - (\bar{X}_k + \bar{X}_A) \right) \cdot \frac{l_\phi}{b_A};$$

$$\bar{X}_{F_{a_{\text{БГО}}}} = \left( \bar{X}_{F_{\text{БГО}}} - (\bar{X}_k + \bar{X}_A) \right) \cdot \frac{l_\phi}{b_A}.$$

де  $b_A \bar{X}_A$  - Довжина САХ крила і відстань від носика САХ до передньої кромки бортової хорди.

Коефіцієнт моменту при нульовій підйомній силі визначають за такою формулою [11] :

$$m_{z_0} = m'_{z_0} + m_{z_{0\phi}} + m_{z_{0\kappa}} + m_{z_{0\Gamma}} + m_{z_{0\text{ГО}}},$$

де  $m_{z_{0\phi}}; m_{z_{0\kappa}}$ ; - Коефіцієнти моменту при нульовій підйомній силі



Xf/Ba	0,6394	0,6410	0,6431	0,6457	0,6484	0,6507	0,6516
-------	--------	--------	--------	--------	--------	--------	--------

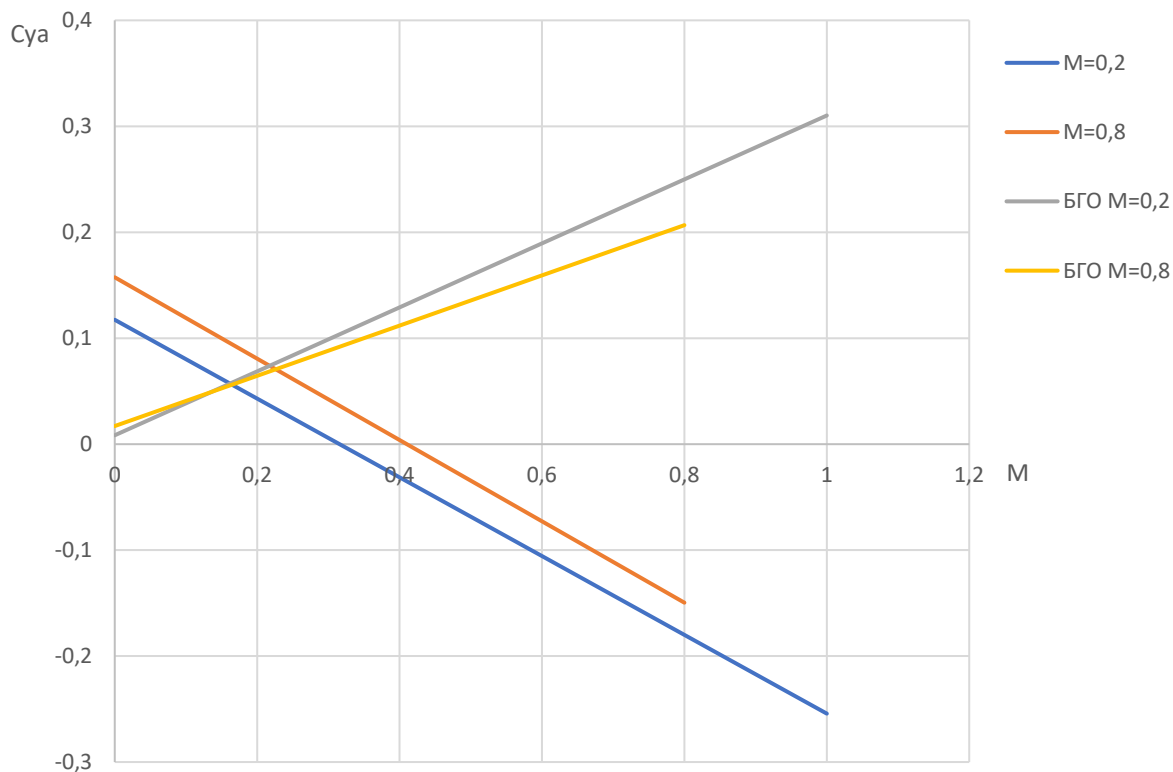


Рисунок 1.33 – Залежність  $m_z(C_y)$  літака з ГО та без ГО

#### 1.2.4 Розрахунок діаграми «вантаж-дальність» проектованого літака

Дальність польоту літака буде визначатися наступним чином [12]:

$$L_{\Pi} = \frac{K \cdot V}{C_p} \cdot \ln \frac{m_0}{m_1},$$

де  $K$  - аеродинамічна якість на даній висоті польоту;

$V$  - Швидкість польоту на даній висоті польоту;

$C_p$  - Питома витрата палива;

$m_1 = m_0 - m_T$  - Маса літака в кінці польоту;



$m_0$  - Маса літака на початку польоту.

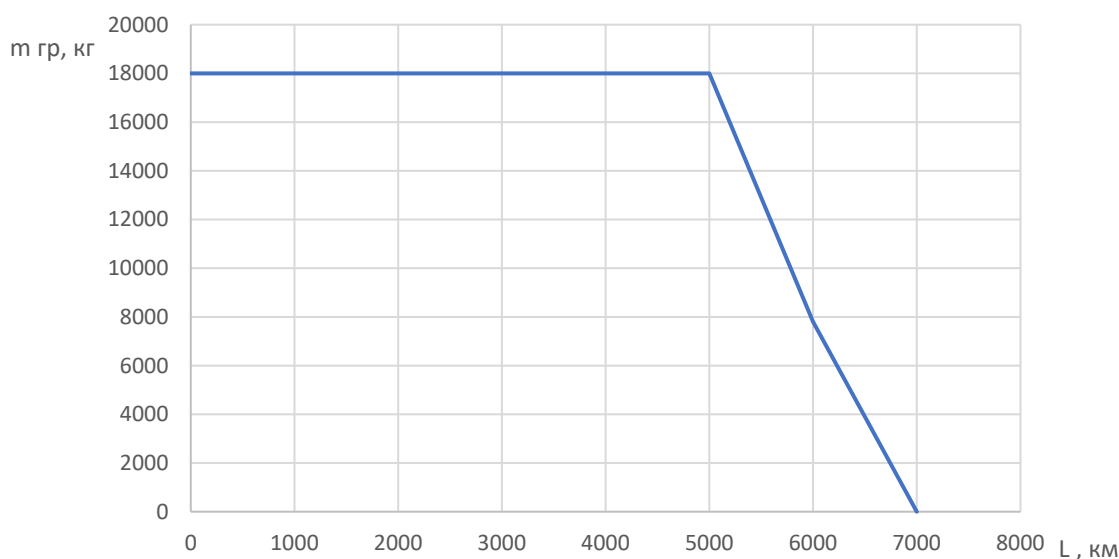


Рисунок 1.34 – Діаграма «Вантаж-дальність» пасажирського літака

### 1.2.5 Висновки

У цьому розділі проаналізовано вплив зміни проектних параметрів агрегатів літака за їх оптимізації на аеродинамічні та масові характеристики літака. Визначено сили лобового опору та підйомної сили, індуктивний опір та аеродинамічна якість літака на різних швидкостях польоту. Побудовано графіки залежності проектних параметрів.

## 1.3 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання крила літака, що проектується

### 1.3.1 Розробка майстер-геометрії крила

На основі даних, отриманих на етапі аванпроекту, проводиться розробка майстер-геометрії крила (рисунок 1.35).

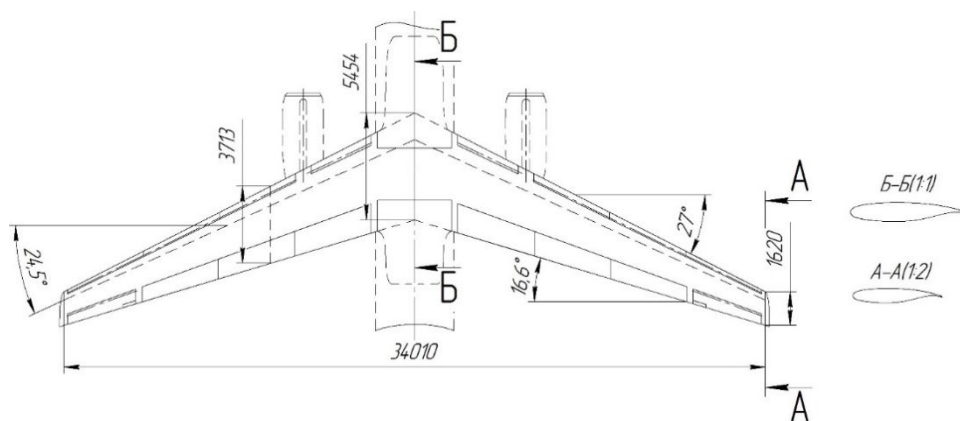


Рисунок 1.35 – Основні геометричні розміри крила

Маючи координати перерізів для філій, а також основні геометричні розміри крила виконується моделювання майстер-геометрії крила проектного літака (рисунок 1.36), а також ув'язування з іншими агрегатами літака (фюзеляж, оперення, двигуни, шасі), побудова зализів та обтічників.

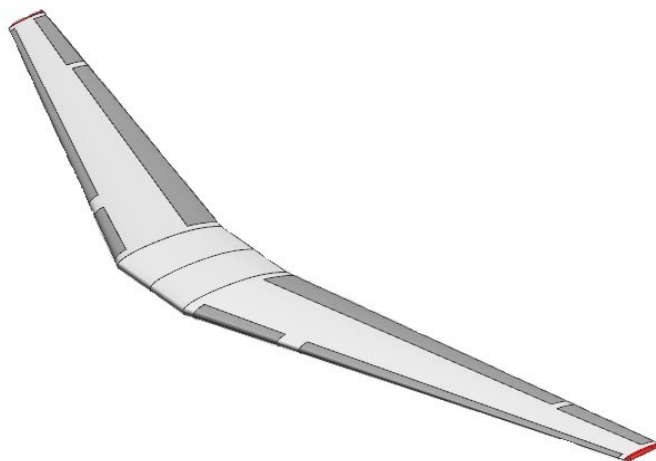


Рисунок 1.36 – Майстер-геометрія крила літака, що проектується.

## 1.3.2 Визначення навантажень, що діють на крило

### 1.3.2.1 Визначення коефіцієнта навантаження

Знаючи польотну масу літака, можемо визначити експлуатаційне навантаження. За АПУ-25 максимальне експлуатаційне навантаження, що діє на літак, визначається за формулою [5]:

$$n_{max}^3 = \frac{10890}{G+4540};$$

де  $G$  - максимальна розрахункова злітна вага, кгс.

$$n_{max}^3 = \frac{10890}{64231+4540}$$

Оскільки за АПУ-25 величина  $n_{max}^3$  має бути менше 2,5 і більше 3,8 приймаємо:  $n_{max}^3$ .

Тоді, розрахункове навантаження дорівнюватиме:

$$n^p = n_{max}^3 \cdot f,$$

де  $f$  - Коефіцієнт безпеки ( $f = 1,5$ ).

$$n^p = 2,5 \cdot 1,5 = 3,75.$$

### 1.3.2.2 Визначення погонного розподіленого навантаження на крило

Для стрілоподібних крил побудова епюри  $q$ , а також подальші побудови епюр  $Q$ ,  $M$ ,  $M_x$  зручно вести для справжньої довжини напівкрила  $\frac{l}{\cos \chi_0}$ , вздовж осі. Для цього замінюємо приблизно стрілоподібне крило рівновеликим прямим (рисунок 1.37) і розподіляємо навантаження по довжині  $\frac{l}{\cos \chi_0}$ , де  $\chi_0$  - кут стріловидності по 0,4 хорди крила [13].

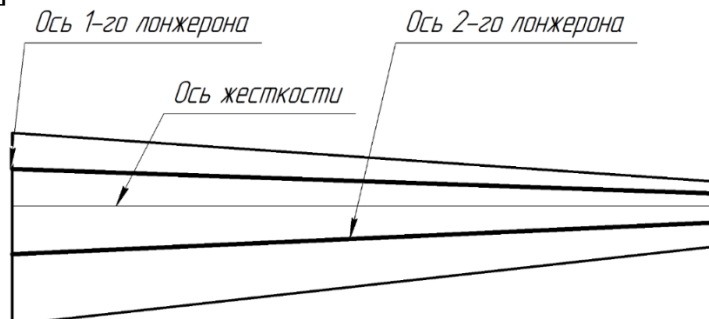


Рисунок 1.37 – Спрямоване крило

Покажемо крило з розташованим у ньому паливом та центри ваги зосереджених елементів (двигуна) (рисунок 1.38).

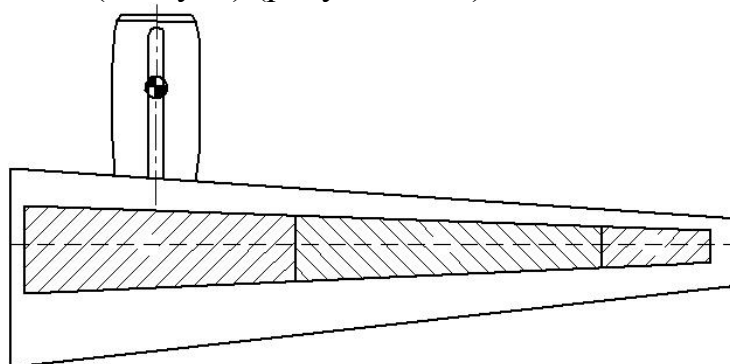


Рисунок 1.38 – Загальний вигляд консолі крила

По довжині крила навантаження  $Y$  розподіляється згідно із законом відносної циркуляції [13]:

$$q_y^B = \frac{n^p \cdot G_{\text{пол}}}{L} \cdot \Gamma \cdot \cos \chi_0,$$

$G$

де  $n^p$  - підйомна сила крила,

$a$

$L$  - Подвоєна довжина консолі крила,

$\Gamma$  - Відносна циркуляція.

Для стрілоподібного крила відносна циркуляція визначається за такою формулою:

$$\Gamma = \Gamma_{\text{пр}} + \Delta\Gamma_{\text{стр}},$$

де  $\Delta\Gamma_{\text{стр}}$  - Поправка на стрілоподібність крила ;

Погонне навантаження масових сил крила пропорційне хордам:

$$q_y^{\text{кр}} = \frac{n^p \cdot G_{\text{кр}}}{s} \cdot b(z) \cdot \cos \chi_0;$$

Погонне навантаження масових сил палива знаходиться:

$$q_T^p = \frac{n^p \cdot G_b}{S_b} \cdot b_{\text{сеч.б}}(z) \cdot \cos \chi_0;$$

Сумарне погонне навантаження на крило знаходиться за формулою:

$$q_{\Sigma} = q_y^B - q_y^{\text{кр}} - q_T^p;$$

Результати розрахунків заносимо до таблиці 1.18.

Таблиця 1.18 - Розподіл погонного повітряного навантаження

i	$\bar{z}_i$	$\Gamma_{\text{пр}}$	$\Delta\Gamma_{\text{стр}}$	$\Gamma$	$q_y^B$ , кН /м	$q_y^{\text{кр}}$ , кН /м	$q_T^p$ , кН /м	$q_{\Sigma}$ , кН /м	b(z), м
0	0	1,352	-0,1279	1,2241	72,03	5,471	21,04	45,519	4,4968
1	0,1	1,3379	-0,0953	1,2426	73 ,12	5,109	19,91	48,101	4,199
2	0,2	1,2975	-0,067	1,2305	72,407	4,745	18,49	49,172	3,9
3	0,3	1,2287	-0,0392	1,1895	69,99	4,383	17,07	48,537	3,6024
4	0,4	1,1507	-0,0136	1,1371	66,912	4,021	15,66	47,231	3,3043
5	0,5	1,0565	0,0136	1,0701	62,969	3,658	14,25	45,061	3,0062

6	0,6	0,9541	0,0397	0,9938	58,479	3,295	12,83	42,354	2,708
7	0,7	0,8485	0,0604	0,9089	53,5	2,932	11,43	39,138	2,41
8	0,8	0,7354	0,0735	0,8089	47,6	2,57	10,01	35,02	2,112
9	0,9	0,5959	0,0762	0,6721	39,55	2,207	8,598	28,745	1,8137
10	0,95	0,4493	0,0681	0,5174	30,45	2,026	7,926	20,498	1,665
11	1	-	-	0	0	1,843	0	-1,843	1,1515

### 1.3.2.3 Розрахунок сил, що перерізують, згинальних моментів і наведених моментів

При визначенні закону розподілу поперечних сил та згинальних моментів по довжині крила спочатку знаходимо функції  $Q(z)$  та  $M(z)$  від впливу розподіленого навантаження  $q(z)$  [13].

$$Q = \int_{L_{\text{ЭКВ}}/2}^z q(z) \cdot dz - \sum n_y^a \cdot G_{\text{Гр.и}}; M = \int_{L_{\text{ЭКВ}}/2}^z Q(z) \cdot dz.$$

Розрахунок проводимо за такими формулами:

$$\begin{aligned} \Delta \bar{z}_i &= (\bar{z}_i - \bar{z}_{i-1}) \cdot L_{\text{ЭКВ}}/2; \\ \Delta Q_i &= (q_i + q_{i-1}) \cdot \Delta \bar{z}_i/2, Q_{11} = 0; \\ Q_i &= \Delta Q_{i+1} + Q_{i+1}, (i = 10, 9, \dots, 0). \end{aligned}$$

Аналогічно розраховуємо величини згинальних моментів

$$\begin{aligned} \Delta M_i &= (Q_i + Q_{i-1}) \cdot \Delta \bar{z}_i/2, M_{11} = 0; \\ M_i &= \Delta M_{i+1} + M_{i+1}, (i = 10, 9, \dots, 0). \end{aligned}$$

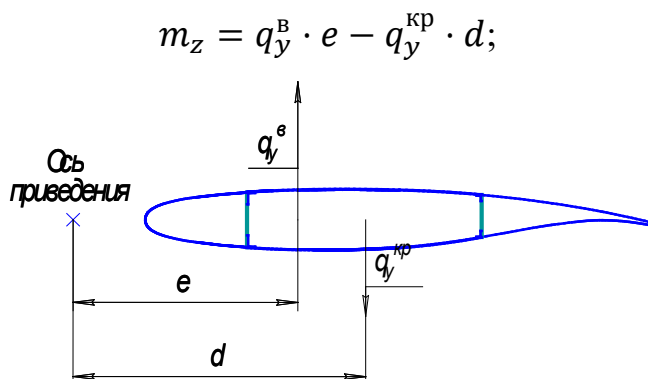
Отримані результати заносимо до таблиці 1.19.

Таблиця 1.19 - Значення сил, що перерізують, і згинальних моментів

i	$\bar{z}_i$	$\Delta z_i$ , м	$q_{\Sigma}$ , кН/м	$\Delta Q_i$ , кН	$Q_i$ , кН	$\Delta M_i$ , кН * м	$M_i$ , кН * м
0	0	0	45,519	-	675,41	-	4936,35
1	0,1	1,6525	48,101	77,35	598,06	1052,2	3884,15
2	0,2	1,6525	49,172	80,37	517,697	921,89	2962,26
3	0,3	1,6525	48,537	80,73	436,96	788,78	2173,48
4	0,4	1,6525	47,231	79,13	357,83	656,7	1516,78
5	0,5	1,6525	45,061	76,26	281,57	528,3	988,48
6	0,6	1,6525	42,354	72,23	209,34	405,61	582,87
7	0,7	1,6525	39,138	67,33	142,01	290,3	292,57

8	0,8	1,6525	35,02	61,273	80,737	184,05	108,52
9	0,9	1,6525	28,745	52,686	28,051	89,89	18,67
10	0,95	0,82625	20,498	20,344	7,707	15,442	3,184
11	1	0,82625	-1,843	7,7068	0	3,184	0

При побудові епюри наведених моментів спочатку ставимося до положення осі приведення. Вона проходить через передню кромку крила паралельно осі "z" (рисунок 1.39).



$$m_z = q_y^B \cdot e - q_y^{KP} \cdot d;$$

Рисунок 1.39 – Положення погонних зусиль  $q_y^B$  щодо  $q_y^{KP}$  осі приведення

Відстань до точки додатку повітряного навантаження знаходиться так:

$$e(z) = d - 0,15 \cdot b(z).$$

Так як центр тяжіння збігається з центром тяжіння поперечного перерізу крила, то відстань  $d(z)$  постійно по розмаху напівкрила і дорівнює:

$$d(z) = 1,7172 \text{ м.}$$

Будуємо епюру погонних моментів  $m_z$  від впливу розподілених навантажень  $q_y^B$  та  $q_y^{KP}$ .

Інтегруючи епюру  $m_z$  отримуємо наведені моменти  $M_z$  від дії розподілених навантажень. Розрахунок має такий вигляд:

$$\Delta M_{zi} = (m_{zi} + m_{zi-1}) \cdot \Delta \bar{z}_i / 2; M_{zi} = \Delta M_{zi+1} + M_{zi+1};$$

Результати розрахунків занесемо до таблиці 1.20.

Таблиця 1.20 – Значення погонних моментів та наведених моментів

i	$\Delta z_i$ , м	$q_y^B$ , кН/м	e, м	$q_y^{KP}$ , кН/м	$m_z$ , кН	$\Delta M_z$ , кН * м	$M_z$ , кН * м
---	---------------------	-------------------	---------	----------------------	---------------	--------------------------	-------------------

0	0	72,03	1,124	5,471	73,774	-	1153,524
1	1,6525	73,12	1,164	5,109	76,34	124,03	1029,494
2	1,6525	72,407	1,203	4,745	78,96	128,32	901,174
3	1,6525	69,99	1,264	4,383	80,94	132,12	769,054
4	1,6525	66,912	1,281	4,021	78,81	132	637,054
5	1,6525	62,969	1,321	3,658	76,9	128,66	508,394
6	1,6525	58,479	1,36	3,295	73,87	124,57	383,824
7	1,6525	53,5	1,4	2,932	69,87	118,77	265,054
8	1,6525	47,6	1,439	2,57	64,08	110,68	154,374
9	1,6525	39,55	1,478	2,207	54,67	98,12	56,254
10	0,82625	30,45	1,498	2,026	42,14	40	16,254
11	0,82625	0	1,517	1,843	-2,796	16,254	0

Знаходимо поперечні сили, а також згинальні та крутні моменти від зосереджених навантажень на консолі крила:

$$P_i = n_y^p \cdot m_i \cdot g;$$

$$M_i = P_i \cdot z_i;$$

$$M_{z_i} = P_i \cdot x_i,$$

де  $n_y^p$  - Розрахункове навантаження;

$m_i$  - Маса зосередженого вантажу.

Тоді:

$$P_{cy} = n_y^p \cdot m_{cy} \cdot g = 3,75 \cdot 3737,4 \cdot 9,81 = 137,49 \text{кН} \cdot \text{м};$$

$$M_i = P_i \cdot z_i = 137,49 \cdot 2,467 = 339,19 \text{кН} \cdot \text{м};$$

$$M_{z_i} = P_i \cdot x_i = 137,49 \cdot 3,395 = 466,78 \text{кН} \cdot \text{м};$$

У цьому випадку сумарне навантаження, що діє на консоль крила в кореневому перерізі дорівнюватиме:

$$\sum Q = 675,41 - 137,49 = 537,92 \text{кН};$$

$$\sum M = 4936,35 - 339,19 = 4597,16 \text{ кН} \cdot \text{м};$$

$$\sum M_z = 1153,524 - 466,78 = 686,744 \text{ кН} \cdot \text{м}.$$

Перевірка правильності обчислення поперечної сили, згинального та крутного моменту в кореневому перерізі:

$$Q_{\text{корн}} = q_{\Sigma\text{cp}} \cdot L_{\text{к}} - n_y^p \cdot G_{\text{дв}} = 40,685 \cdot 16,525 - 137,49 = 534,827 \text{ кН};$$

$$\Delta Q = \frac{|537,92 - 534,827|}{537,92} \cdot 100\% = 0,575\%; M_{\text{корн}} = Q_{\Sigma\text{cp}} \cdot L_{\text{к}} - M_i = 303,215 \cdot 16,525 -$$

$$339,19 = 5010,63 - 339,19 = 4671,44 \text{ кН} \cdot \text{м}; \Delta M = \frac{|4597,16 - 4671,44|}{4597,16} \cdot 100\% = 1,62\%;$$

$$M_{z_{\text{корн}}} = m_{\Sigma\text{cp}} \cdot L_{\text{к}} - M_{z_i} = 69,778 \cdot 16,525 - 466,78 = 1153,082 - 466,78$$

$$= 686,3 \text{ кН} \cdot \text{м}; \Delta M_i = \frac{|686,744 - 686,3|}{686,744} \cdot 100\% = 0,065\%;$$

Епюри погонних навантажень, поперечних сил і згинальних моментів по розмаху консолі крила представлені малюнку 1.40.



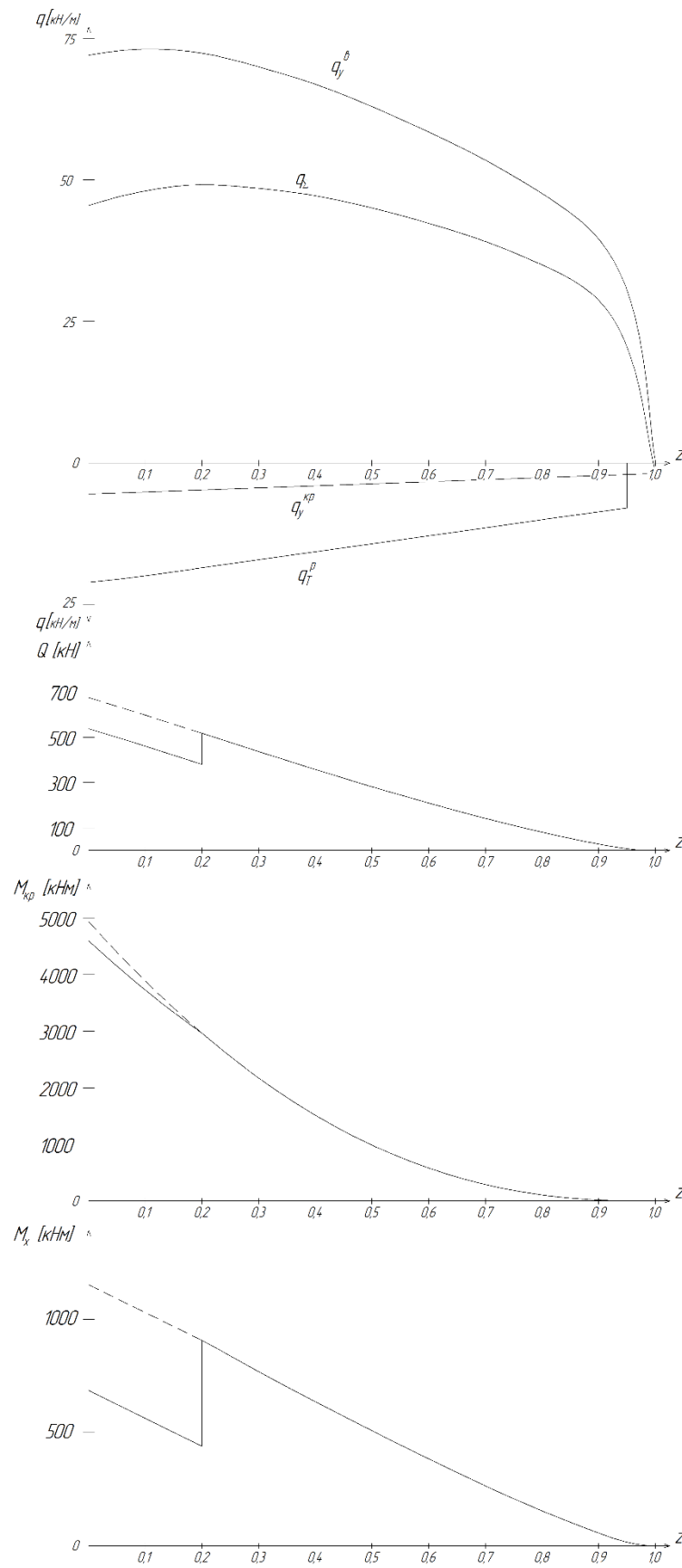


Рисунок 1.40 – Епюри погонних навантажень, поперечних сил та згинальних моментів по розмаху консолі крила

### 1.3.3 Уточнення конструктивно-силової схеми крила

Аналізуючи статистичні дані літаків-аналогів проводиться вибір раціональних параметрів крила для літака, що проектується, проробляються різні конструктивно-технологічні рішення, а потім уточнюються виходячи з умови забезпечення мінімальної маси, заданих льотних характеристик, аеродинамічної якості та ресурсу крила. Проводиться аналіз ККС крил літаків з найбільш схожими характеристиками (рисунок 1.41 – 1.44), аналізується кількість поздовжніх та поперечних силових елементів та їх розташування, також аналізується кількість панелей на верхній та нижній поверхні крила. Вибираються найвдаліші конструктивно-технологічні рішення.

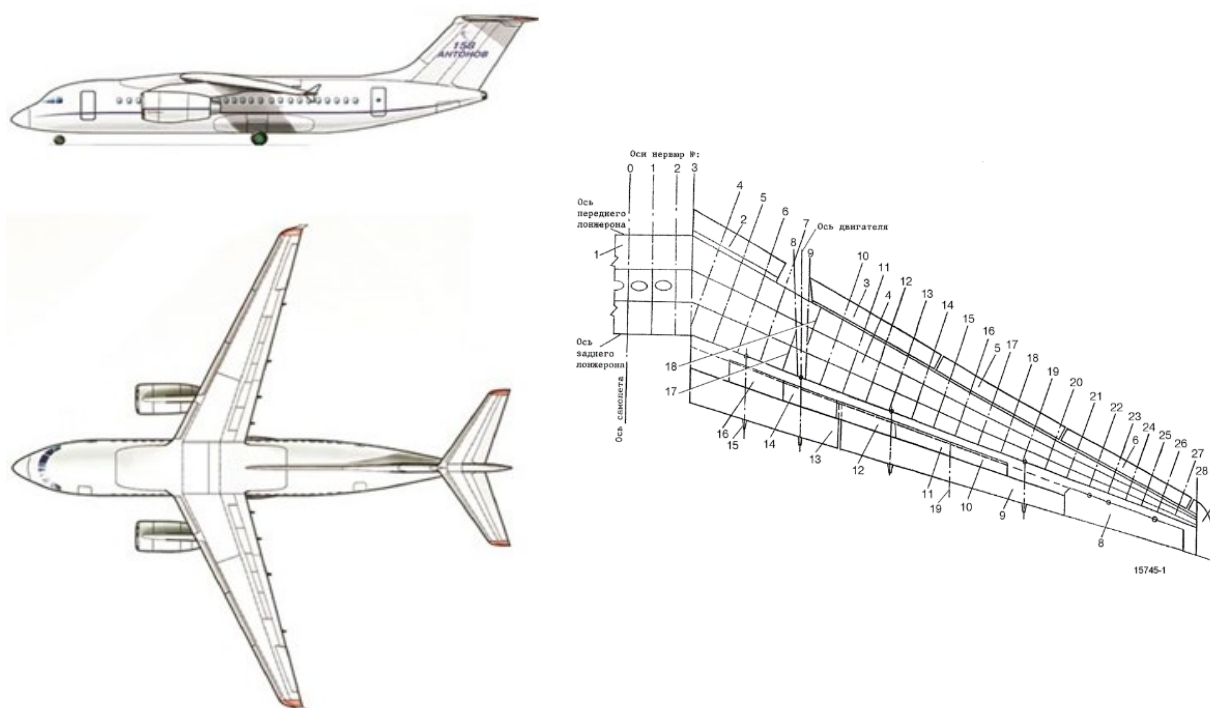


Рисунок 1.41 – Конструктивно-силова схема крила Ан-158

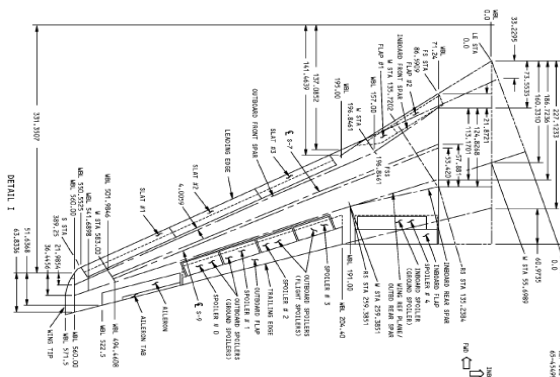
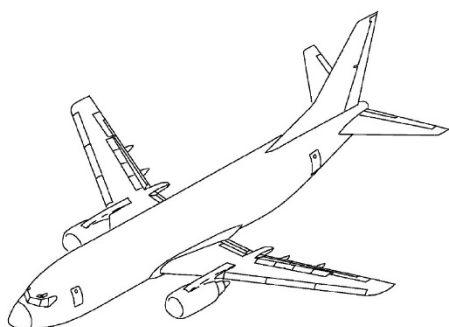


Рисунок 1.42 – Конструктивно-силова схема крила Boeing 737-700

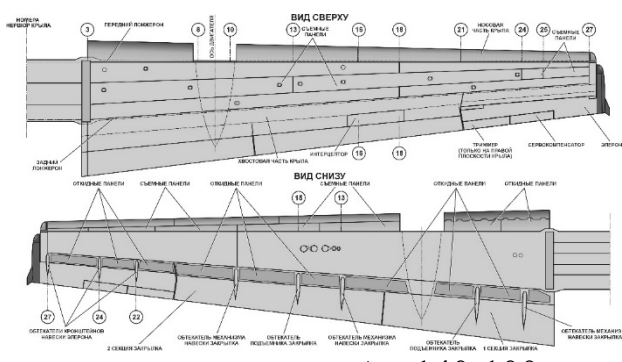
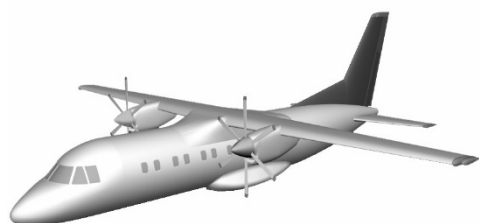


Рисунок 1.43 – Конструктивно-силова схема крила Ан-140-100

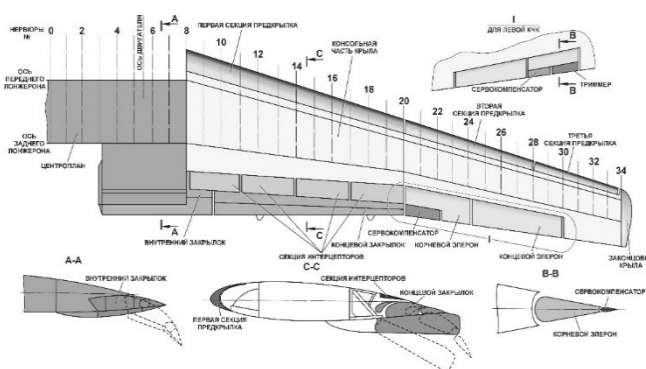
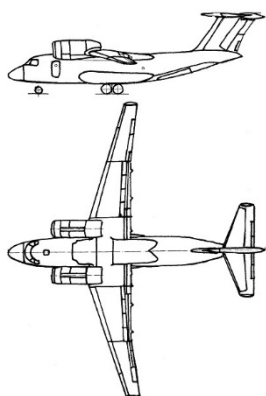


Рисунок 1.44 – Конструктивно-силова схема крила Ан-74ТК-200

Для крила літака, що проектується, приймаємо кесонну конструктивно-силову схему. Лонжерони розташовані у такому порядку: передній – 20% від хорди крила, задній – 65% від хорди крила (рисунок 1.45).

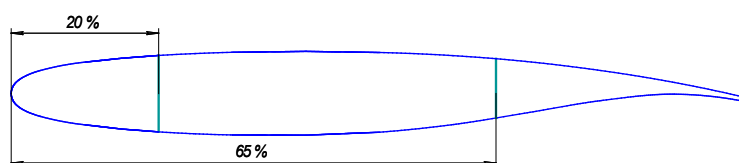


Рисунок 1.45 – Розташування лонжеронів по хорді крила

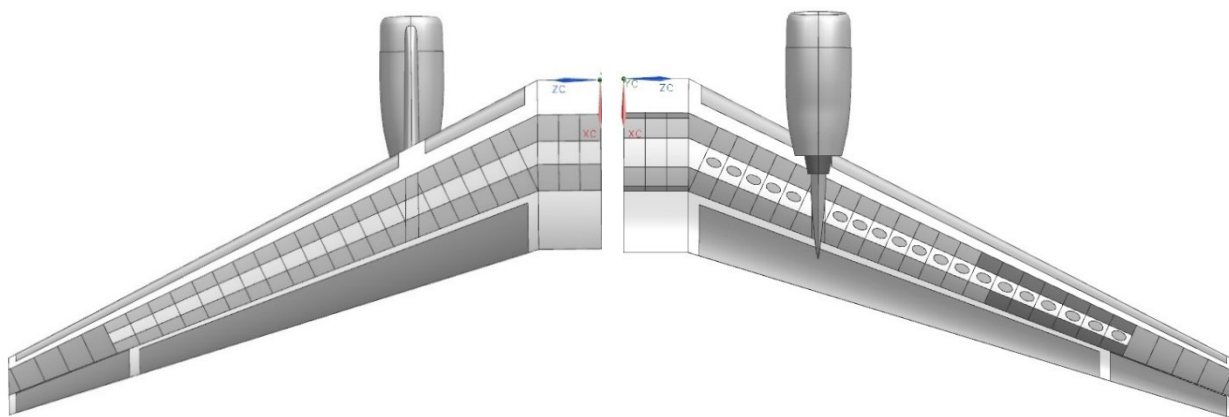


Рисунок 1.46 – Конструктивно-силова схема крила (вид зверху та знизу)  
пасажирського літака

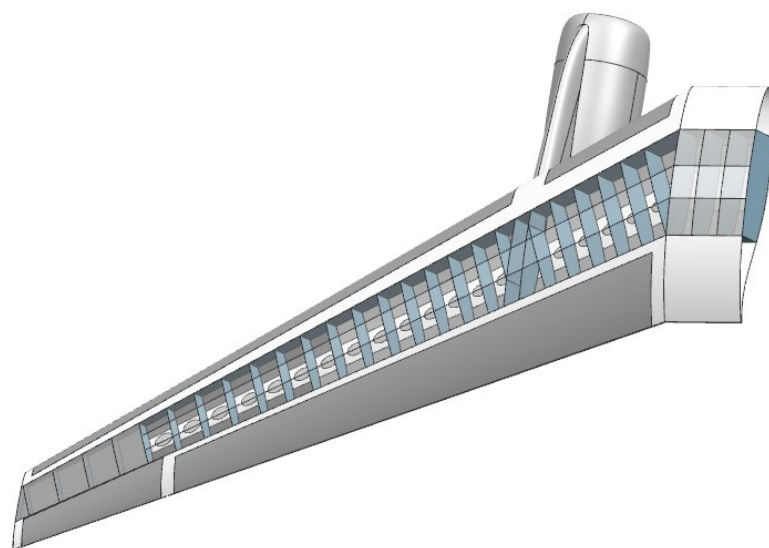


Рисунок 1.47 – Фрагмент моделі розподілу простору крила

### 1.3.4 Вибір матеріалів для елементів конструкції крила

Вибір матеріалів для крила ґрунтується на тому, що для розтягнутої зони крила підбирається матеріал, який краще працює в умовах розтягування (1163Т), а для стиснутої – в умовах стиснення (В96Ц-3).

Для поясів та стінок лонжеронів використовується сплав 1163Т, стійка лонжерону – зі стандартних профілів (сплаву 1163Т). Пояси рядових нервюр виготовлені із стандартних профілів (спавши 1163Т), стінки нервюр – із листа 1163АТ.

Кронштейни навішування елерону, передкрилок та закрилків виконані з матеріалу 1933ТЗ.

Заклепки виготовлені з алюмінієвих сплавів (В65); болти, гайки, шайби – сталеві.

Підберемо матеріали для поздовжніх елементів перерізу крила та занесемо їх механічні характеристики до таблиці 1.21.

Таблиця 1.21 – Механічні характеристики матеріалів, що застосовуються

Матеріал/ Механічні властивості	1163Т, В96Ц-3 Пояси лонжеронів	1163Т Верхні панелі	В96Ц-3 (Типу 7055 Т77) Нижня панель
$\sigma_p$ , МПа	348; 494	348	494
$\sigma_v$ , МПа	430; 610	430	610
$\sigma_\tau$ , МПа	286,7; 407	286,7	407
E, МПа	$72 \cdot 10^3$ ; $70,5 \cdot 10^3$	$72 \cdot 10^3$	$70,5 \cdot 10^3$

### 1.3.5 Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силових елементів крила в регулярних та нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу

#### 1.3.5.1 Вибір товщини обшивки та кількості стрінгерів

Товщину обшивки у першому наближенні знаходимо за формулою [13]:

$$\delta = \frac{q_0}{\tau_{\text{разр}}},$$

де  $q_0 = \frac{M_{\text{кр}}}{\Omega}$  - Потік дотичний зусиль;

$M_{кр}$  - обертаючий момент;

$\Omega$  - Подвоєна площа перерізу кесона,

$$\Omega = 2 \cdot S^* = 2 \cdot 1,5434 = 3,0868 \text{ м}^2;$$

При визначенні моменту, що крутить, у першому наближенні потрібно задатися положенням центру жорсткості:

$$b = 0,25 \cdot a = 0,25 \cdot 1,998 = 0,500 \text{ м};$$

Положення сили  $Q$  щодо осі приведення знайдемо так:

$$l = \frac{M_{x_i}}{Q_i} = \frac{686,744}{537,92} = 1,277 \text{ м};$$

Тоді крутний момент дорівнюватиме:

$$M_{кр} = Q \cdot d = 537,92 \cdot 0,152 = 81,76 \text{ кН} \cdot \text{м}.$$

Дотичні зусилля від впливу моменту, що крутить, рівні:

$$q_0 = \frac{M_{кр}}{\Omega} = \frac{81,76}{3,0868} = 26,49 \text{ кН/м}.$$

Значення товщини обшивки знайдемо, використовуючи формулу Бредта :

$$\tau_{разр} = \frac{\sigma_B}{3} = \frac{430}{3} = 143,3 \text{ МПа};$$

$$\delta = \frac{q_0}{\tau_{разр}} = \frac{26,49 \cdot 10^3}{143,3 \cdot 10^6} = 1,85 \cdot 10^{-4} \text{ м};$$

Прийmemo товщину обшивки = 4 мм.

Відстань між стрінгерами знайдемо з умови отримання хвилястості обшивки крила не вище за певне значення. Розмір  $\delta/t$  має задовольняти нерівності:

$$\frac{\delta}{t} = \sqrt[3]{\frac{(1 - \mu^2) \cdot p_0}{32 \cdot E \cdot \bar{y}}},$$

де  $t$  – крок стрінгерів;

$\mu = 0,3$  - коефіцієнт Пуассона;

$E$  – модуль пружності матеріалу обшивки;

$$= 7,1 \cdot 10^{10}$$

$p_0$  – тиск у горизонтальному польоті на поверхні крила.

$\bar{y} = 0,0015$  - максимальна хвилястість поверхні;

Наближено до величини  $P_B$  і  $P_H$  вважаємо рівними:

$$p_H = \frac{1}{3} \cdot \frac{G_{\text{пол}}}{S} = \frac{1}{3} \cdot \frac{630106,11}{115,7} = 1815,34 \text{ Па};$$

$$p_B = \frac{2}{3} \cdot \frac{G_{\text{пол}}}{S} = \frac{2}{3} \cdot \frac{630106,11}{115,7} = 3630,69 \text{ Па};$$

Визначимо крок стрінгерів для нижньої частини крила:

$$t_H = \frac{\delta}{\sqrt[3]{\frac{(1 - \mu^2) \cdot p_H}{32 \cdot E \cdot \bar{y}}}} = \frac{0,004}{\sqrt[3]{\frac{(1 - 0,3^2) \cdot 1815,34}{32 \cdot 7,1 \cdot 10^{10} \cdot 0,0015}}} = 0,509 \text{ м};$$

Визначимо крок стрінгерів для верхньої частини крила:

$$t_H = \frac{\delta}{\sqrt[3]{\frac{(1 - \mu^2) \cdot p_B}{32 \cdot E \cdot \bar{y}}}} = \frac{0,004}{\sqrt[3]{\frac{(1 - 0,3^2) \cdot 3630,69}{32 \cdot 7,1 \cdot 10^{10} \cdot 0,0015}}} = 0,404 \text{ м};$$

### 1.3.5.2 Розрахунок площ поздовжнього силового набору

Задамося кількома перерізами крила (рисунок 1.48):

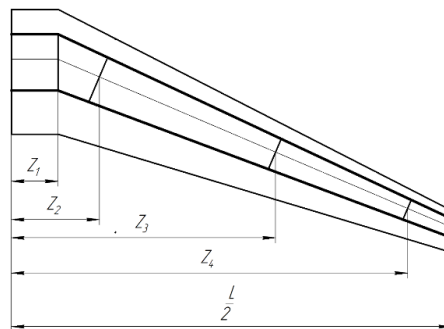


Рисунок 1.48 – Розташування перерізів стрілоподібного крила

Визначаємо середню висоту розрахункового перерізу:

$$H_{\text{ср}} = \frac{H_1 + H_2}{2},$$

де  $H_1$  і  $H_2$  - Висота переднього і заднього лонжерона кесона.

Тоді сили, що діють на верхню та нижню панель рівні:

$$P_{\text{пан}} = \frac{M_{\text{изг}}}{H_{\text{ср}}},$$

де  $M_{\text{изг}}$  - Згинальний момент у розрахунковому перерізі.

Зусилля  $P_{\text{пан}}$  можна представити у вигляді суми зусилля  $P_{\text{л}}$ , що навантажує полиці лонжеронів та зусилля  $P_{\text{стр+обш}}$ , що сприймається стрінгерами та обшивкою:

$$P_{\text{стр+обш}} = \chi \cdot P_{\text{пан}},$$

де  $\chi = 0,8$  - Коефіцієнт визначальний частку від сумарного зусилля, що сприймається стрінгери і обшивкою.

Зусилля, що сприймається поясами лонжеронів одно:

$$P_{\text{л}} = P_{\text{пан}} - P_{\text{стр+обш}}.$$

Для розрахунку поперечного перерізу візьмемо навантаження з таблиці 1.22:

Таблиця 1.22 – Сили, що діють у розрахункових перерізах

Номер перерізу	Поперечна сила Q, кН	Згинальний момент M, кН*м	Крутний момент, M <sub>х</sub> кН*м
0	537,92	4597,13	686,744
1	537,92	4597,13	686,744
2	460,3	3799	562,714
3	281,57	988,48	508,394
4	28,051	18,67	56,254

Результати розрахунку запишемо до таблиці 1.23.



Таблиця 1.23 – Геометричні параметри перерізів та зусилля, що сприймаються перерізами

Номер перерізу	Положення вздовж консолю крила $Z_i$ , мм	Ширина кесона В, мм	Середня висота кесона $H_{cp}$ , мм	Зусилля, що сприймається панеллю, $P_{пан}$ , кН	Зусилля, що сприймається стрінгером та обшивкою $P_{стр+обш}$ , кН	Зусилля, що сприймається лонжеронами, $P_L$ , кН
0	0	2163	623	7379,02	5903,216	1475,804
1	1800	2163	623	7379,02	5903,216	1475,804
2	3410	1859	542	7009,23	5607,4	1401,83
3	10180	1266	369	2678,81	2143,05	535,76
4	15310	822	240	77,8	62,23	15,57

### 1.3.5.3 Підбір площ поздовжнього силового набору у розтягнутій зоні

Зусилля, що сприймається стрінгерами та обшивкою в розтягнутій зоні, позначимо через  $P_{стр+обш}^p$ , що визначається з рівності:

$$P_{стр+обш}^p = n_{стр}^H \cdot \sigma_{стр}^p \cdot (k_2 \cdot F_{стр}^p + k_3 \cdot \phi^p \cdot \delta_H \cdot t_H),$$

де  $n_{стр}^H$  – кількість стрінгерів у розтягнутій зоні ;

$\sigma_{стр}^H = k_1 \cdot \sigma_{встр} = 0,85 \cdot 430 = 365$  МПа – розрахункова руйнівна напруга стрінгера у розтягнутій зоні;

$k_1 = 0,85$  – коефіцієнт, що враховує вплив концентрації напруги у стрінгерах за наявності отворів, стрибків жорсткості, зварних швів;

$F_{стр}^p$  - Площа поперечного перерізу одного стрінгера;

$\delta_H$  і  $t_H$  – товщина обшивки та відстань між стрінгерами у розтягнутій зоні;

$k_2 = 0,9$  - коефіцієнт, що враховує ослаблення поперечного перерізу стрінгера отворами під заклепки;

$k_3 = 0,8$  - коефіцієнт, що враховує ослаблення обшивки отворами під заклепки;

$\phi^p$  - Коефіцієнт, що враховує відмінність у діаграмах  $\sigma$ - $\varepsilon$  стрінгерів і обшивки;

Площа поперечного перерізу стрінгерів у розтягнутій зоні визначається:

$$F_{\text{стр}}^p = \frac{P_{\text{стр+обш}}^p - B \cdot \delta_n \cdot k_1 \cdot k_2 \cdot \sigma_B}{n_{\text{стр}} \cdot k_1 \cdot \sigma_B}.$$

Визначимо сумарну площу полиць лонжеронів у розтягнутій зоні:

$$P_L^p = \sigma_L^p \cdot F_L^p \cdot k_2, \text{ де}$$

$\sigma_L^p = k_1 \cdot \sigma_B = 0,85 \cdot 430 = 365$  МПа - Розрахункова руйнівна напруга розтягнутих полиць;

$k_1 = 0,95$ - Коефіцієнт, що враховує вплив концентрації напруг у полиці;

$k_2 = 0,8$ - Коефіцієнт, що враховує ослаблення поперечного перерізу полиці отворами під болти та заклепки;

В результаті отримуємо:

$$F_L^p = \frac{P_L^p}{\sigma_L^p \cdot k_2}.$$

Розподіляємо площі полиць пропорційно до їх висот:

$$F_{2л}^p = F_L^p \cdot \frac{H_1^2}{H_1^2 + H_2^2}; F_{1л}^p = F_L^p \cdot \frac{H_2^2}{H_1^2 + H_2^2},$$

де  $H_1$  і  $H_2$  – висоти першого та другого лонжеронів.

Результати розрахунків запишемо до таблиці 1.24.

Таблиця 1.24 – Площі поперечних перерізів у розтягнутій зоні

Номер перерізу	Товщина обшивки $\delta_{\text{обш}}$ , мм	Кількість стрінгерів, $n_{\text{стр}}$	Площа поперечного перерізу стрінгерів у розтягнутій зоні	Площа поперечного перерізу стрінгерів у розтягнутій зоні	Площа полиць 1-го лонжерону, $F_{1л}^p$ , см <sup>2</sup>	Площа полиць 2-го лонжерону, $F_{2л}^p$ , см <sup>2</sup>

			(розрахункова), $F_{\text{стр}}^p, \text{см}^2$	(прийнята), $F_{\text{стр}}^p, \text{см}^2$		
0	5	14	4,15	4,2	26,4	16,53
1	5	14	4,15	4,2	26,4	16,53
2	5	10	6,303	6,4	25,11	15,68
3	3	6	3,6843	3,8	9,592	5,991
4	0	3	0,51	1,2	0,2796	0,1746

### 1.3.5.4 Підбір поздовжнього силового набору у стислій зоні

Зусилля сприймається стрінгери і обшивкою в стиснутій зоні, позначимо через  $P_{\text{стр+обш}}^c$ , яке визначається наступним чином:

$$P_{\text{стр+обш}}^c = n_{\text{стр}} \cdot \sigma_{\text{стр}}^c \cdot (F_{\text{стр}}^c + F_{\text{обш}}),$$

де  $n_{\text{стр}}$  – кількість стрінгерів у стиснутій зоні,

$$\sigma_{\text{стр}}^c = 0,9 \cdot \sigma_{\text{встр}} = 0,9 \cdot 610 = 549 \text{ МПа} \quad \text{– розрахункова руйнівна напруга}$$

стрінгера у стиснутій зоні;

$F_{\text{стр}}^c$  – площа поперечного перерізу стрінгера у стиснутій зоні;

$F_{\text{обш}}$  – площа поперечного перерізу обшивки у стиснутій зоні.

Площа поперечного перерізу стрінгера в стиснутій зоні знаходимо так:

$$F_{\text{стр}}^c = \frac{P_{\text{стр+обш}}^c - F_{\text{обш}} \cdot \sigma_{\text{стр}}^c \cdot n_{\text{стр}}}{n_{\text{стр}} \cdot \sigma_{\text{стр}}^c}.$$

Після визначення площі поперечного перерізу стрінгера визначаємо критичні напруження втрати стійкості стрінгера:

$$\sigma_{\text{кр.стр}} = \sigma_{\text{встр}} \cdot \frac{1+\nu}{1+\nu+\nu^2}, \text{ де}$$

$\nu = \frac{\sigma_{\text{встр}}}{\sigma_3}$  – Коефіцієнт;

$\sigma_3 = \frac{k \cdot E}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2}$  – Критична напруга по Ейлеру;

$b$  і  $\delta$  – ширина та товщина стінки стрінгера;

$k$  – Коефіцієнт, що враховує умови закріплення граней стінки;

Уточнюємо значення  $R_{стр+обш}^c$  і знаходимо зусилля  $R_{л}^c$ , що сприймається полицями лонжеронів у стиснутій зоні:

$$R_{л}^c = \sigma_{л}^c \cdot F_{л}^c,$$

де  $\sigma_{л}^c$ -розрахункові руйнівні напруги стиснутої полиці лонжерона.

Уточнимо ширину приєднаної обшивки:

$$2c = 1,9 \cdot \delta_{обш} \cdot \sqrt{\frac{E}{\sigma_{крстр}}}.$$

Потім уточнюємо площу приєднаної обшивки:

$$F_{обш} = 2 \cdot c \cdot \delta_{обш}.$$

Після цього уточнюємо площу стрінгера та результати заносимо до таблиці 1.25.

Таблиця 1.25 – Площі поперечних перерізів у стиснутій зоні

Номер перерізу	Товщина обшивки $\delta_{обш}, \text{мм}$	Кількість стрінгерів, $n_{стр}$	Площа поперечного перерізу стрінгерів у розтягнутій зоні (розрахункова), $F_{стр}^p, \text{см}^2$	Площа поперечного перерізу стрінгерів у розтягнутій зоні (прийнята), $F_{стр}^p, \text{см}^2$	Площа полиць 1-го лонжерону, $F_{1л}^p, \text{см}^2$	Площа полиць 2-го лонжерону, $F_{2л}^p, \text{см}^2$
0	5	10	3,261	3,48	30,85	19,32
1	5	10	3,261	3,48	30,85	19,32
2	5	10	2,723	2,96	27,34	17,07
3	3	6	3,809	3,89	9,313	5,817
4	0,7	3	0,232	0,292	0,1588	0,09917

Так як товщина обшивки в перерізі № 4 дорівнює 0,7 мм, то через конструктивні міркування приймаємо  $\delta_{обш} = 2 \text{ мм}$ .

### 1.3.5.5 Підбір товщини стін лонжеронів

Товщини стін переднього та заднього лонжеронів будуть рівні:

$$\delta_{\text{п}} = \frac{Q_{\text{п}}}{H_{\text{п}} \cdot \tau_{\text{р}}};$$

$$\delta_{\text{з}} = \frac{Q_{\text{з}}}{H_{\text{з}} \cdot \tau_{\text{р}}},$$

де  $H_{\text{п}}$  і  $H_{\text{з}}$  – висоти переднього та заднього лонжеронів;

$$\tau_{\text{р}} = 0,35 \cdot \sigma_{\text{в}} = 0,35 \cdot 430 = 150 \text{ МПа} - \text{руйнівні дотичні напруга};$$

Розподіл сили, що перерізує, по стінках лонжерону у випадку дволонжеронного крила слід вести відповідно до рівностей:

$$Q_{\Sigma} = Q_{\text{п}} + Q_{\text{з}};$$

$$\frac{Q_{\text{п}}}{Q_{\text{з}}} = \frac{H_{\text{п}}}{H_{\text{з}}}.$$

Результати розрахунків занесемо до таблиці 1.26.

Таблиця 1.26 – Значення діючої сили, що перерізує, і товщини стінок лонжеронів

Номер перерізу	Сила, що перерізує, діє на 1-й лонжерон $Q_{\text{п}}$ , кН	Перерізуюча сила, що діє на 2-й лонжерон $Q_{\text{з}}$ , кН	Товщина стінки переднього лонжерону $\delta_{\text{п}}$ , мм	Товщина стінки заднього лонжерону $\delta_{\text{з}}$ , мм
0	300,475	237,445	2,878	2,878
1	300,475	237,445	2,878	2,878
2	257,139	203,161	2,878	2,878
3	157,191	124,379	2,544	2,544
4	15,695	12,356	0,3904	0,3904

### 1.3.5.6 Розрахунок нервюр

При наближеному розрахунку вважають, що нервюра має лише лонжеронні опори та реакції обшивки крила не враховуються.

При розрахунку по зовнішніх навантаженнях, що діють на нервюру, в наближеній постановці визначають реакції опор і будують епюри сил, що перерізають, і згинальних моментів по довжині нервюри (рисунок 1.49).

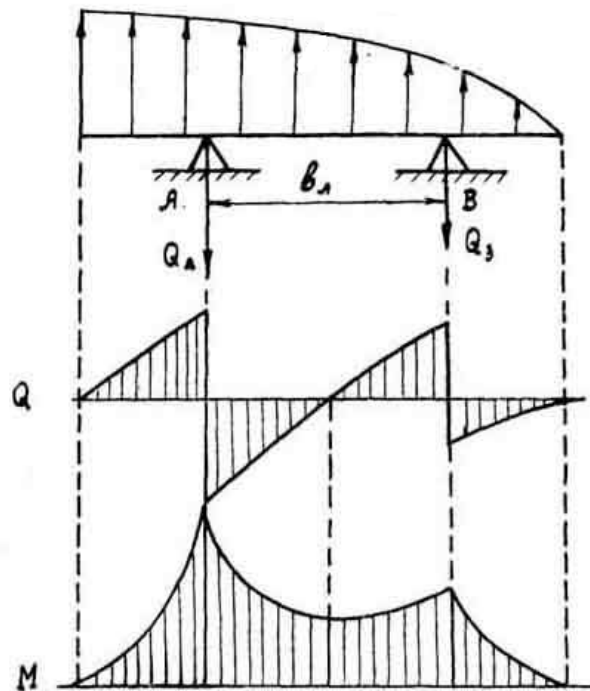


Рисунок 1.49 – Епюра сили, що перерізує  $Q$  та згинального моменту  $M$

Нормальну напругу в поясах і дотичні напруги в стінці нервюри можна визначити за формулами:

$$\sigma = \frac{M_{max}}{h \cdot F};$$

$$\tau = \frac{Q_{max}}{h \cdot \delta},$$

де  $M_{max}$  і  $Q_{max}$  – максимальний згинальний момент і сила, що перерізує, в площині нервюри;

$h$  – висота стінки нервюри;

$F$  – поперечний переріз пояса нервюри;

$\delta$  – Товщина стінки нервюри.

Знаючи величини  $\sigma$  і  $\tau$  можна знайти поперечний переріз пояса та товщину стінки нервюри:

$$F = \frac{M_{max}}{h \cdot \sigma};$$

$$\delta = \frac{Q_{max}}{h \cdot \tau}.$$

Для нервюр використовується сплав 1163Т із такими властивостями:

$\sigma_B = 430$  МПа - межа міцності сплаву 1163Т ;

$\sigma_p = 0,9 \cdot \sigma_B = 0,9 \cdot 430 \cdot 10^6 = 387$  МПа - руйнівні нормальні напруги;

$\tau_p = \sigma_B \cdot 0,35 = 430 \cdot 10^6 \cdot 0,35 = 150$  МПа - руйнівні дотичні напруги;

Для зручності запишемо результати розрахунків до таблиці 1.27.

Таблиця 1.27 – Значення товщини та площі поперечного перерізу нервюри

Номер перерізу	Максимальна сила, що перерізує $Q_{max}$ , кН	Максимальний згинальний момент $M_{max}$ кНм	Висота нервюри $h$ , мм	Товщина стінки нервюри $\delta$ мм	Прийнята товщина стінки нервюри, мм	Площа поперечного перерізу пояса нервюри $F_{нервури}$ см <sup>2</sup>
0	300,475	81,76	623	3,215	4	3,391
1	300,475	81,76	623	3,215	4	3,391
2	257,139	44,68	542	3,163	4	2,13
3	157,191	110,53	369	2,84	3	7,74
4	15,695	14,025	240	0,436	1,2	1,51

### 1.3.6 Дослідження впливу параметрів агрегату на його масу

Проведемо дослідження впливу зміни матеріалу поясу лонжерону на його масу та агрегату в цілому.

Вихідний матеріал лонжерону – 7055 Т77 (Рисунок 1.50), пропонується замінити алюмінієвим сплавом 1163Т (Рисунок 1.51), що у свою чергу спричинить зміну маси у бік зростання, так як межа міцності цих матеріалів відрізняється, і в сплаві 1.

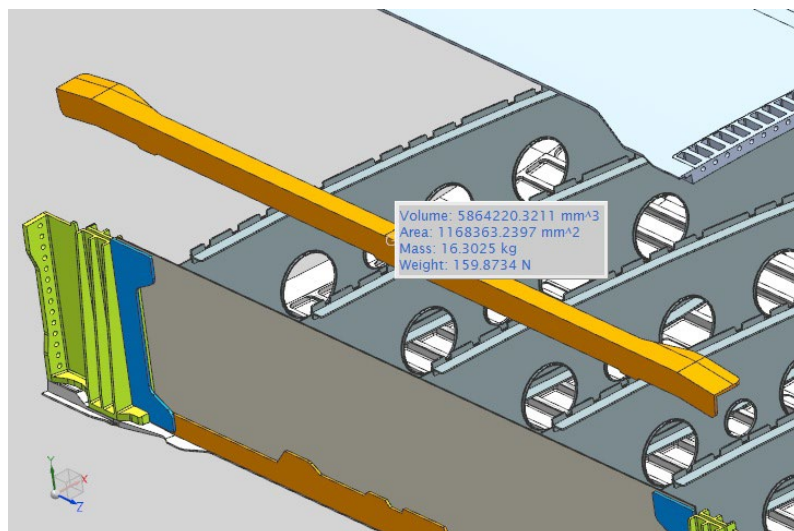


Рисунок 1.50 – Маса лонжерона центроплану літака, що проектується (матеріал 7055 Т77)

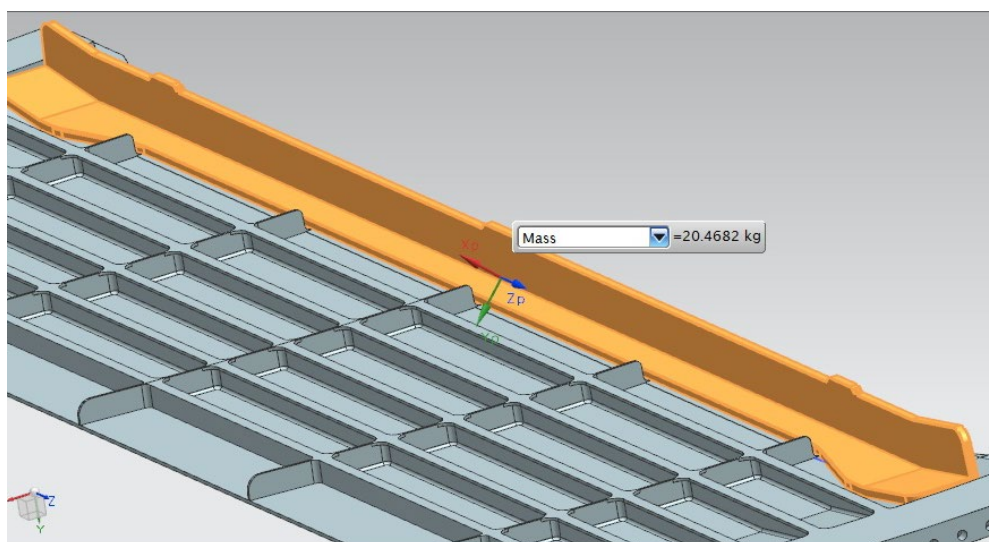


Рисунок 1.52 – Маса лонжерона центроплану літака, що проектується (матеріал 1163Т)

Маса пояса лонжерону з матеріалу 7055 Т77 складає:  
 $m_{л} = 16,3$  кг (рисунок 1.50), Маса пояса лонжерону з матеріалу 1163Т складає:  $m_{л} = 20,47$  кг (Рисунок 1.51).



### 1.3.7 Проектувальний розрахунок з'єднань та стиків агрегату з фюзеляжем

У проектувальному розрахунку можна прийняти, що в перерізі закладення (рисунок 1.52) згинальний момент стабілізатора  $M$  передається стиковими болтами верхньої та нижньої панелей (при цьому навантажуються лише болти в розтягнутій зоні), а сила, що перерізує, передається болтами по стінках переднього і за. Від моменту, що крутить,  $M_{кр}$  навантажуються зрізом всі стикові болти [14].

Визначимо силу  $S$ , що діє в панелі, а потім знайдемо силу болта, що розтягує:

$$N = \frac{S}{n} = \frac{7379,02 \cdot 10^3}{40} = 184,4755 \cdot 10^3 \text{ Н,}$$

де  $n$  - Число стикових болтів в (нижній) панелі,  $n = 40$  шт.

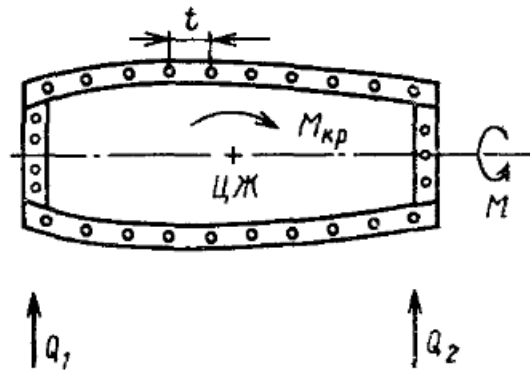


Рисунок 1.52 – Розрахункова схема контурного кріплення

Зрізна сила болта від кручення:

$$T_{кр} = q \cdot t = 26490 \cdot 0,052 = 1377,48 \text{ Н,}$$

де  $q$  – погонна дотична сила у обшивці у перерізі закладення;

$t = 0,052$  - крок стикових болтів.

Отже, у перерізі зрізу стикового болта на панелі діятимуть нормальні напруги [14]:

$$\sigma = \frac{N}{\pi \cdot d^2 / 4} = \frac{184,48 \cdot 10^3}{3,14 \cdot 0,017^2 / 4} = 813,2 \text{ МПа.}$$

Також діятимуть дотичні напруги:

$$\tau = \frac{T_{кр}}{\pi \cdot d^2 / 4} = \frac{1377,48}{3,14 \cdot 0,017^2 / 4} = 6,1 \text{ МПа.}$$

Болт перевіряється за третьою теорією міцності:

$$\sigma_0 = \sqrt{\sigma^2 + 4 \cdot \tau^2} \leq \sigma_B = \sqrt{813,2^2 + 4 \cdot 6,1^2} = 813,3 \leq \sigma_B.$$

Матеріал болтів - ВТ14,  $\sigma_B = 950$  МПа.

Крім того, болт необхідно перевірити на розрив по перерізу різьблення:

$$\sigma_0 = \frac{N}{\pi \cdot d_1^2 / 4} \leq \sigma_B,$$

де  $d_1$  – внутрішній діаметр різьблення,  $d_1 = 15,773$  мм.

$$\sigma_0 = \frac{184,48 \cdot 10^3}{3,14 \cdot 0,015773^2 / 4} = 944,6 \text{ МПа.}$$

У болтах по стеках лонжеронів крім зрізних сил від моменту, що крутить,  $T_{кр}$  будуть і зрізні сили  $T_Q$  від перерізуючих сил в лонжеронах  $Q_1$  і  $Q_2$ . Перерізуючу силу стабілізатора в перерізі закладення в проектуванні можна розподіляти між лонжеронами пропорційно квадрату їх висот.

На болт по стінці переднього лонжерона діятиме сила:

$$T_{Q_1} = \frac{Q_1}{n_1} = \frac{300475}{14} = 21462,5 \text{ Н.}$$

де  $n_1$  – Число болтів на передньому лонжероні.

На болт по стінці заднього лонжерона діятиме сила:

$$T_{Q_2} = \frac{Q_2}{n_2} = \frac{237445}{10} = 23744,5 \text{ Н.}$$

де  $n_2$  – Число болтів на задньому лонжероні.

Сумарна зрізна сила в болті по лонжерону:

$$T = T_{кр} + T_Q = 1377,48 + 45207 = 46584,48 \text{ Н.}$$

де:

$$T_Q = T_{Q_1} + T_{Q_2} = 21462,5 + 23744,5 = 45207 \text{ Н.}$$

Діаметр болта визначатиметься з умови:

$$\tau_{ср} = \frac{T}{\pi \cdot d^2 / 4} \leq \tau_B = 636,5 \text{ МПа;}$$

$$\tau_{ср} = \frac{46584,48}{3,14 \cdot 0,017^2 / 4} = 205,3 \text{ МПа.}$$

Звідси діаметр болта дорівнюватиме:

$$d = \sqrt{\frac{4 \cdot T}{\tau_{ср} \cdot \pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 46584,48}{205,3 \cdot 10^6 \cdot 3,14}} = 0,017 \text{ м.}$$

### 1.3.8 Прогнозування ресурсу агрегату в регулярних та нерегулярних зонах відсіку крила

Було зроблено прогнозування ресурсу агрегату в регулярних та нерегулярних зонах відсіку крила. Результати розрахунків наведені у (Рисунок 1.53).

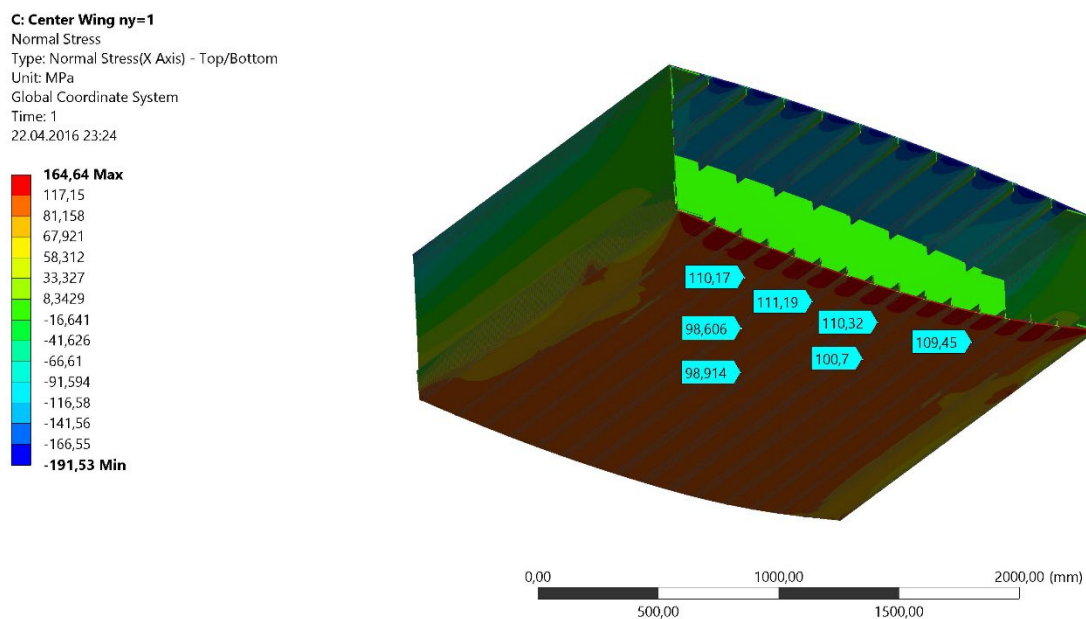


Рисунок 1.53 – Еквівалентна напруга в центроплані, при перевантаженні рівному  $n_y = 1$

Розраховано типовий політ...

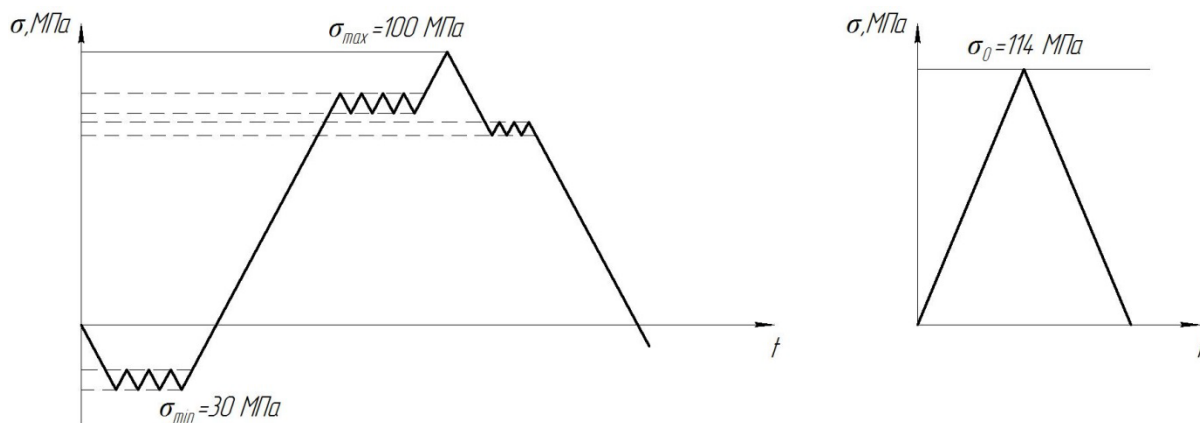


Рисунок 1.54 – Типовий політ та еквівалентний нульовий цикл  
у другому наближенні

У загальному вигляді перерахунок циклів навантаження проводиться на підставі умови рівної втомної довговічності, що визначається формулою Одинга [15]:

$$\sigma_0 = \sqrt{2 \cdot \left(\frac{100+30}{2}\right)^{100}} \sqrt{2 \cdot \sigma_a \cdot \sigma_{max}},$$

де  $\sigma_0$  – напруги нульового циклу навантаження;

$\sigma_a, \sigma_{max}$  – амплітудні та максимальні напруги циклу навантаження.

По напруг циклу здійснюємо розрахунок втомної довговічності елемента конструкції, визначеного в першому наближенні по напругам, що допускаються, виходячи з умов статичної міцності. Якщо результати розрахунку задовольняють необхідним значенням параметрів ресурсу, заданим в ТТТ на літак, уточнення напруг, що допускаються, за умовами втомної довговічності не проводиться. Якщо ж результати розрахунку не задовольняють вимогам ТТТ щодо ресурсу, проводиться зниження напруг, що допускаються, що забезпечує досягнення необхідних характеристик ресурсу [15].

Для визначення ступеня зниження рівня напруг, що допускаються, необхідно скористатися статечною залежністю кривої втоми :

$$N(\sigma_0)^m = const,$$

де  $N$  – втомна довговічність на рівні напруги нульового циклу  $\sigma_0$ ;

$m$  – показник ступеня.

Вираз для кривої втоми пластин зі сплаву Д16АТл2 з вільним отвором має вигляд [16]:

$$N \cdot \sigma^{3,658109} = 6,758 \cdot 10^{12} \text{ або } \sigma = 3,21534 \cdot 10^3 \cdot N^{-0,273365}.$$

Як відомо, показник ступеня  $m$  визначено емпірично для конструктивних елементів з отворами різних матеріалів.

Для елементів алюмінієвих сплавів типу Д16Т, В95 цей показник близький до 4. Звідси ступінь зниження рівня напруг, що допускаються в другому наближенні, для елементів з алюмінієвих сплавів можна визначити за формулою [15]:

$$K = \sqrt[4]{\frac{T_{\text{потр}}}{T_{1\text{-го при бл.}}}}$$

де  $K$  - Коефіцієнт зниження допустимих напруг;

$T_{\text{потр}}$  - Потрібний по ТТТ ресурс;

$T_{1\text{-го при бл.}}$  - Ресурс, визначений в 1-му наближенні.

Тоді рівень напруг, що допускаються, для 2-го наближення

$$[\sigma_0]_2 = [\sigma_0]/K.$$

При заданому ресурсі 80 000 льотних годин можна знайти кількість циклів навантаження, знаючи середню тривалість одного польоту (3,5 год.):

$$T_{\text{потр}} = \frac{80000}{3,5} = 22857 \text{циклів.}$$

$$\sigma = 3,21534 \cdot 10^3 \cdot N^{-0,273365},$$

звідси  $N = 202000$ .

$$T_{1\text{-го при бл.}} = \frac{N}{\eta} = \frac{202000}{6} = 33667 \text{циклів.}$$

Враховуючи, що ресурс першого наближення вищий за потребу, подальше зниження діючих напруг не проводиться.

### **1.3.9 Уточнення геометричних та конструктивних параметрів агрегату**

У цьому проекті спроектовано крило середньомагістрального пасажирського літака.

Крило має дволонжеронну конструкцію і є кесонною конструкцією, верхня і нижня поверхня ОЧК складається з 3-х панелей, центроплан - з 3-х верхніх і 5-ти нижніх панелей.

Нервюри утворюють поперечний силовий набір крила, що сприймають місцеве повітряне навантаження та забезпечують форму зовнішнього контуру.

Поздовжній силовий набір складається з лонжеронів та стрінгерів, які підкріплюють обшивку крила.

Крило складається з таких основних складальних одиниць та деталей:

- Лонжерони ОЧК та центроплану;
- Шкарпетки нервюр;
- Силові та рядові нервюри;
- Кінцевий обтічник ОЧК;
- Панелі – три верхніх та три нижніх ОЧК, а також три верхні та п'ять нижніх панелей центроплану.
- Кронштейни навішування елеронів, закрилків, передкрилок та двигунів. Кронштейни кріплення ОЧК до центроплану.
- Накладки;
- Обшивка носової частини крила;
- Стандартні вироби (болти, гайки, шайби, заклепки).

Крило виготовлене в основному - з алюмінієвих сплавів (1163Т, 7075), крім особливо відповідальних улов - кронштейни навішування двигунів та інші деталі, в яких використовуються титанові сплави.

Заклепки виготовлені з алюмінієвих сплавів (В65); болти, гайки, шайби – сталеві.

Розподіл внутрішнього простору крила представлено малюнку 1.55.

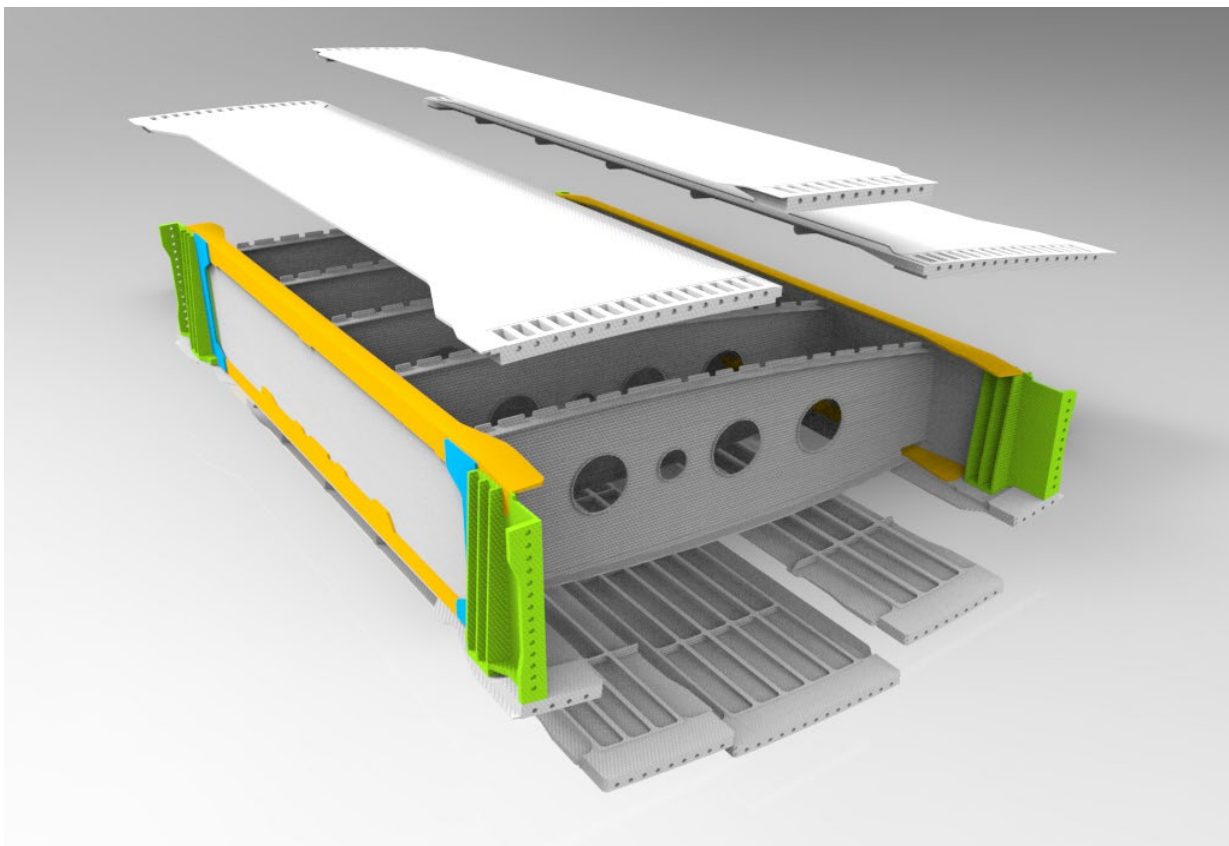


Рисунок 1.55 – Розподіл внутрішнього простору  
центроплану крила

### 1.3.10 Посібник з технічної експлуатації крила літака

Крило складається з двох консолей, з'єднаних по осі симетрії. У конструкції крила передбачено фітингове з'єднання, яке використовується для кріплення ОЧК до центроплану.

Стикування центроплану до фюзеляжу здійснюється за допомогою спеціальних болтів через кронштейни до силових шпангоутів фюзеляжу.

Кінцевий обтічник ОЧК складається з композитного матеріалу із застосуванням стільникового заповнювача зниження маси конструкції.

- Геометричні розміри та теоретичний контур повинні відповідати кресленню 160М.Л16.00.00 ТЧ.
- Форма та якість зовнішньої поверхні повинні відповідати інструкції.

- Невказані граничні відхилення розмірів, форми та розташування поверхонь за ОСТ 1.00022.86.
- Допуск на зміщення осей лонжеронів, нервюр 1,2,5,9,13 щодо їхнього теоретичного положення  $\pm 1$  мм; нервюр типових  $\pm 2$  мм.
- Клепати за інструкцією ПІ-249-2000.
- Металізація за ОСТ 101025-82.
- Обробка отворів та встановлення болтів по ПІ-4.
- Покриття деталей БЧ: Ан.окс.нхр /Гр.ЭП-0215.400.ОСТ1 90055-85.
- Контроювання болтових з'єднань за 3.1 – ОСТ 139502-77.
- Установка заклепок за РТМ 1423, отвори під заклепки виконувати за Н11.
- Профіль законцювальний ставити на герметиці УЗОМЕС-5М ТУ38105 1436-81.

## **1.4 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання систем літака**

### **1.4.1 Проектування та моделювання паливної системи**

#### **1.4.1.1 Опис паливної системи**

Паливна система (рисунок 1.56) призначена для розміщення палива на літаку та подачі його до двигунів та допоміжної силової установки у всіх можливих умовах експлуатації літака.

Паливна система включає:

- ємності для розміщення палива;
- систему дренажу паливних баків;
- систему подачі палива до двигунів (система виробітку палива);
- систему централізованої заправки;
- органи управління та контролю паливної системи;
- систему управління та індикації палива.



Паливо на літаку розміщено в одному центропланному баку-кесоні та двох крилових баках-кесонах. Крильові баки розташовані в консольній частині крила (КЧК). Кожен крильовий бак розділений на чотири відсіки: кореневий, передвитратний, витратний та сухий.

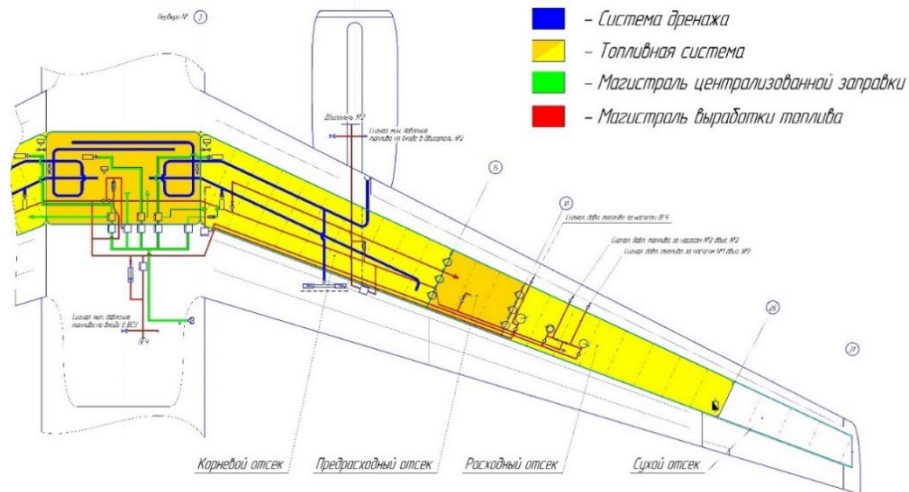


Рисунок 1.56 – Схема паливної системи

#### 1.4.1.2 Система подачі та вироблення палива

Системи подачі палива до двигунів (рисунок 1.57) – роздільні: лівий двигун живиться із лівого крильового бака, правий – із правого. Центропланний бак є загальним для обох двигунів – паливо з нього виробляється насамперед. Магістраль кільцювання дозволяє здійснити подачу палива до двигуна одного напівкрила з бака іншого, живлення обох двигунів з одного бака та живлення одного двигуна з двох баків при відкритому кільцевому крані.

Подача палива до двигуна здійснюється з видаткового відсіку свого бака двома електричними відцентровими насосами.

Вироблення палива з центропланного бака здійснюється лише перекачуванням струменевими насосами до корневих відсіків крильових баків. Перекачування палива з корневих відсіків у передвитратні, а з них – у видаткові також здійснюється струменевими насосами, встановленими у цих відсіках.

Подача палива до двигунів самопливом – лише з крилових баків за рахунок розряджання, створюваного паливними насосами двигунів.

При відмові двигуна та крана кільцювання в польоті можливе перекачування палива електроприводними насосами з одного крилового бака до іншого через кран зливу та відповідний кран заправки. У цьому випадку крани заправки виконують функцію перекачування кранів.

Подача палива до ЗСУ здійснюється електроприводним насосом постійного струму, встановленим у правому криловому баку, а при основних електроприводних насосах, що працюють, – з лівого крилового бака. При відкритому крані кільцювання подача палива до ЗСУ може здійснюватися також з правого крилового бака.

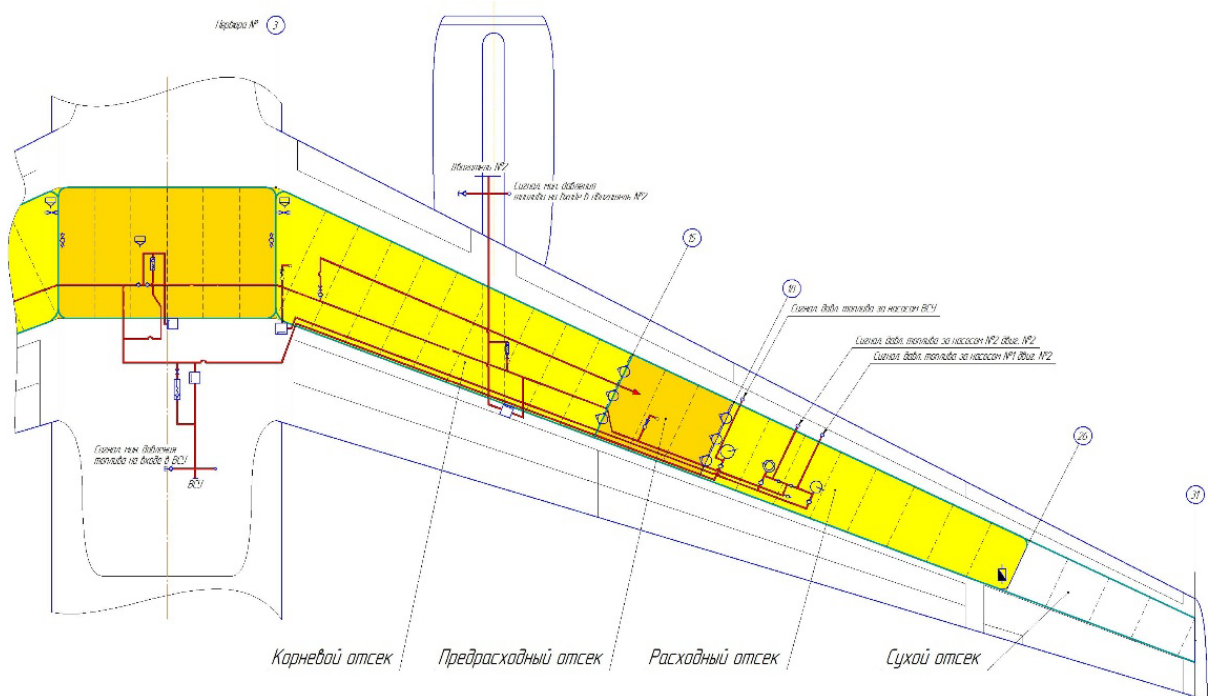


Рисунок 1.57 – Система подачі та вироблення палива

### 1.4.1.3 Система заправки паливом

Заправка баків паливом – централізована (рисунок 1.58) через бортовий штуцер заправки, встановлений у правому обтічнику шасі. Від штуцера під тиском подається магістральним трубопроводом до електрокерованих перекирних кранів заправки і потім трубопроводами - в баки літака.

Необхідний рівень заправки баків забезпечується автоматично або ручним закриттям перекривних кранів заправки. Час повного централізованого заправлення баків не перевищує 25 хв.

Система централізованої заправки має світлову та звукову сигналізацію небезпечного підвищення тиску в баках та світлову сигналізацію небезпечного підвищення тиску в трубопроводі заправки [16].

При необхідності заправка літака може здійснюватися за допомогою пістолета заправки через заливні горловини, розташовані на верхніх панелях крила кожного бака.

Для заправки літака застосовуються палива:

- основне - ТС-1 (ГОСТ 10227-86 або ДСТУ 320.00149943.011-99);
- дублююче - РТ (ГОСТ 10227-86 або ДСТУ 320.00149943.007-97).

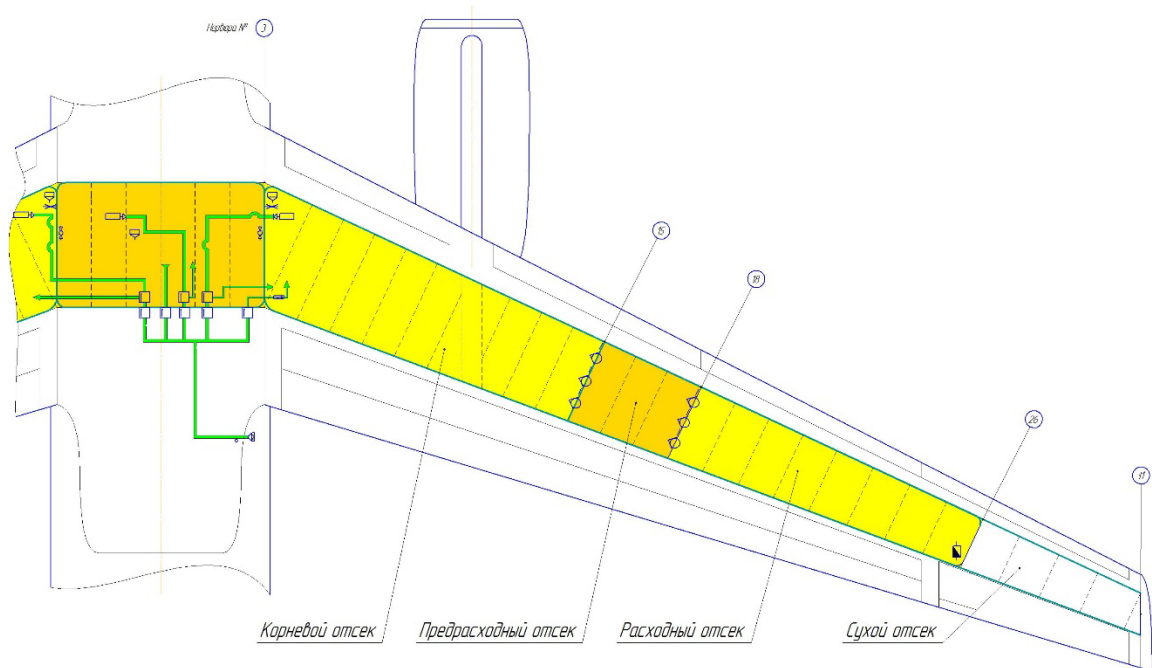


Рисунок 1.58 – Система централізованого заправлення палива

#### 1.4.1.4 Система дренажу паливних баків

Система дренажу паливних баків – відкритого типу.

Забірні патрубки дренажу, що не обігріваються, – утепленого типу, встановлені на передній кромці носка крила. Системи дренажу крильових баків

повідомляється з атмосферою через центропланний бак. Для запобігання бакам від руйнування при закритих повітрозабірних патрубках дренажу в системі встановлені запобіжні клапани, що конструктивно складаються з вакуумного клапана і надлишкового клапана.

Злив палива з баків виробляється тільки на землі електроприводними насосами через бортовий штуцер централізованої заправки або через консервацію штуцера в гондолах двигунів. При використанні магістралі кільцювання паливо з баків може бути злите через консерватор штуцер будь-якого двигуна.

Злив відстою палива з крилових баків здійснюється самопливом через клапани зливу конденсату, встановлені у витратних відсіках у нижній панелі крила, із центропланного бака – через крани зливу, встановлені у залізі центроплану з фюзеляжем.

У нижніх точках центропланного та у видаткових відсіках крилових баків встановлені датчики сигналізації вільної води.

#### **1.4.1.5 Управління паливною системою**

Управління паливною системою – електричне, здійснюється зі щитків, встановлених у кабіні екіпажу, та з пульта управління централізованою заправкою, встановленого у правому обтічнику шасі. З цього ж пульта здійснюється також керування краном централізованого зливу палива та контроль наявності вільної води [16].

Управління та контроль подачі палива до ЗСУ здійснюється з пульта управління ЗСУ.

Система управління та індикації палива (СУІТ) взаємодіє з системою управління загальнолітаковим обладнанням, бортовою системою технічного обслуговування, бортовим пристроєм реєстрації, літаковим відповідачем управління повітряним рухом, бортовою системою контролю двигунів, блоком управління та контролю ЗСУ, системою безплатформної курсовертикалі [16].

Електроживлення ТЗ здійснюється від бортових або наземних джерел електроживлення змінного струму напругою 200/115 частотою 400 Гц і постійного струму напругою 27 В [16].

Доступ до агрегатів та трубопроводів ТЗ здійснюється через люки-лази та знімні панелі на верхній поверхні крила та відкидні панелі, та люки-лази на нижній.

#### 1.4.1.6 Визначення об'єму крила

Визначення обсягу баків-кесонів проводиться в інтегрованій комп'ютерній системі CAD / CAM / CAE – Siemens NX .

Маючи фрагмент моделі розподілу простору крила (рисунок 1.59 ), представляється можливим, у першому наближенні визначити об'єм, а також масу палива, яка розташовується в кесон-баках крила (рисунок 1.60).

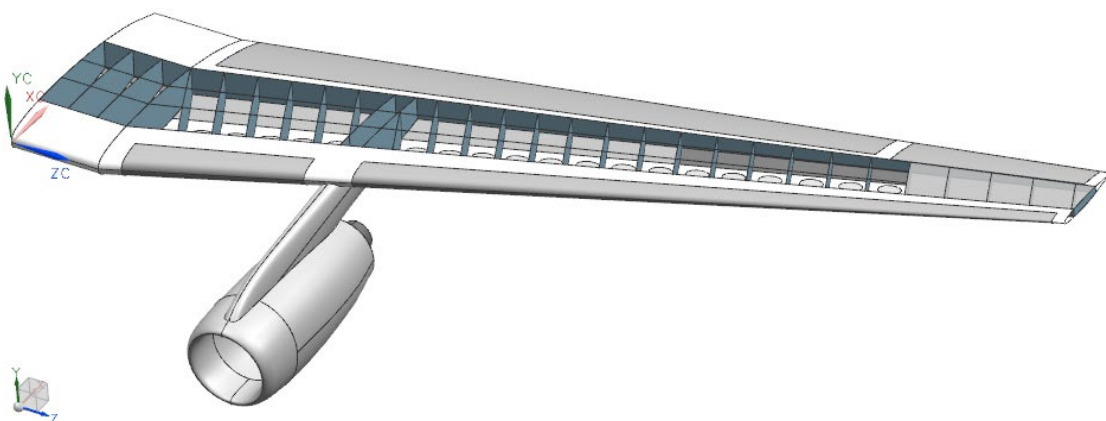


Рисунок 1.59 – Фрагмент моделі розподілу простору крила

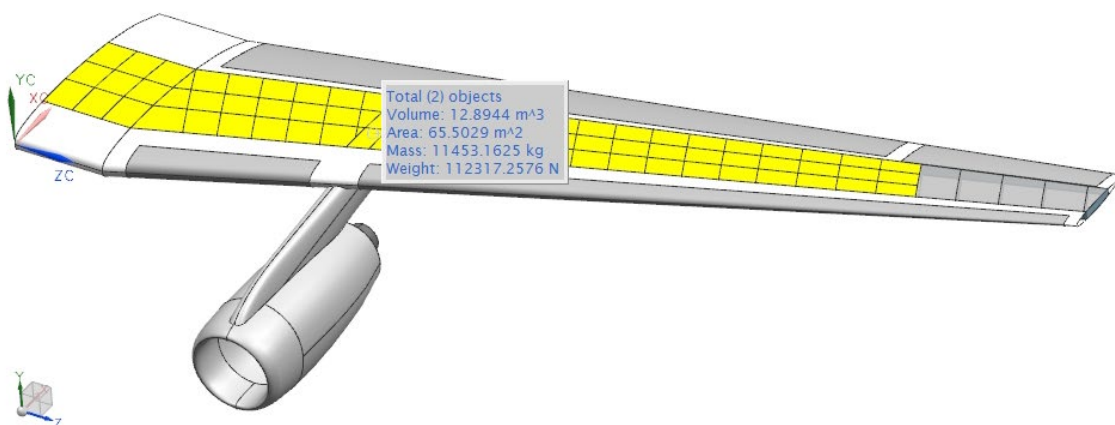


Рисунок 1.60 – Визначення об'єму крила у першому наближенні

В результаті проведених розрахунків у комп'ютерній системі Siemens NX було встановлено:

- обсяг всіх кесон-баків складає:  $V_{к.б.} = 12,89\text{м}^3$ ;
- маса наявного палива в кесон-баках:  $m_T = 11453\text{кг}$ .

#### 1.4.1.7 Комп'ютерне моделювання ТС літака

На основі розробленої схеми розташування трубопроводів виконується комп'ютерне моделювання паливної системи (рисунок 1.61) у системі Siemens NX з використанням модуля побудови « Routing Mechanical », що дозволяє виконувати моделювання мережі трубопроводів.

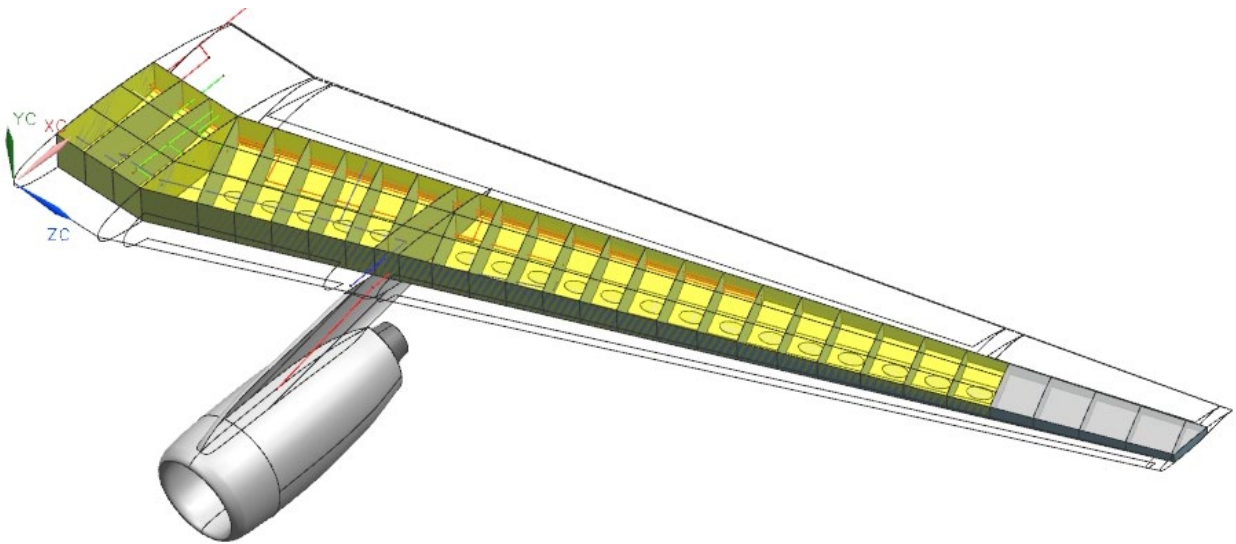


Рисунок 1.61 – Фрагмент моделі розташування магістралей ТЗ

#### 1.4.1.8 Трубопроводи та з'єднання

Трубопроводи ТС виготовлені з алюмінієвого сплаву АМг-2М та нержавіючої сталі 12Х18Н10Т. Трубопроводи діаметром від 6 до 63 мм – із товщиною стінки від 0,75 до 1,2 мм [16].

Для захисту від корозії трубопроводи піддаються хімічній обробці: із сталі 12Х18Н10Т – пасивуванню, трубопроводи та арматура з алюмінієвого сплаву, які встановлюються усередині баків – оксидуванню [16].

З'єднання трубопроводів проводиться жорсткими ніпельними або обмежено-рухомими з'єднаннями. У місцях проходження трубопроводів через негерметичні перегородки та вздовж елементів конструкції трубопроводу кріпляться до конструкції хомутами з гумовими обкладками (поза баками) або без них (всередині баків). У місцях проходження трубопроводів через герметичні перегородки встановлені перехідники.

#### **1.4.1.9 Посібник з технічної експлуатації ТЗ**

1. Перед розбиранням з'єднання або зняттям будь-якого агрегату системи перекрийте відповідні трубопроводи та злийте паливо.
2. Ущільнення, прокладки, кільця ущільнювачів, що знімаються при обслуговуванні, ретельно перевірте і при необхідності замініть.
3. При складанні різьбових і обмежено-рухливих з'єднань застосовуйте мастило ЕРА або ЦИАТИМ-211, наносячи його в такій кількості і таким чином, щоб воно не потрапило до системи.
4. При течії палива з обмежено-рухомого з'єднання розберіть з'єднання, огляньте його і, переконавшись у його цілості, замініть кільця ущільнювачів і зберіть з'єднання. Під час протікання палива з підкидних гайок ніпельних з'єднань підтягніть гайки.
5. Після виконання робіт, пов'язаних із розгерметизацією ТС, перевірте герметичність змонтованих з'єднань.
6. Забороняється зберігання літака із порожніми паливними баками.
7. При розбиранні паливної системи вільні кінці трубопроводів, штуцерів заглушіть технологічними заглушками від потрапляння сторонніх предметів.
8. Після зняття заглушок перевірте внутрішні порожнини чистоту (відсутність бруду, корозії, сторонніх предметів).



## 1.5 Висновок

У першому розділі дипломного проекту було виконано комплексне дослідження та розробку проекту середньомагістрального пасажирського літака ЗРС-001. Основні результати даного розділу включають:

1. Розроблено концепцію створення проектованого літака, яка враховує сучасні тенденції авіабудування та вимоги ринку. Було визначено тактико-технічні вимоги до літака, включаючи аеродинамічні характеристики, масу, експлуатаційні показники та конструктивні особливості.
2. Проведено аналіз літаків-аналогів, на основі якого були визначені оптимальні параметри для нового літального апарату. Вибір аналогів дозволив ідентифікувати основні тенденції та вимоги до сучасних пасажирських літаків середньої дальності.
3. Вибрано і обґрунтовано схему літака та тип його силової установки. Зокрема, обрано нормальну аеродинамічну схему з розташуванням крила - верхньоплан, що забезпечує низку переваг у порівнянні з іншими схемами.
4. Розраховано масу повітряного судна в трьох наближеннях, що дозволило уточнити основні масові характеристики літака та забезпечити баланс мас.
5. Оптимізовано геометричні параметри літака, включаючи параметри крила, фюзеляжу, горизонтального та вертикального оперення. Виконано розрахунок центрування та моментів інерції літака.
6. Проведено аналіз впливу змін проектних параметрів на аеродинамічні та масові характеристики літака, що дозволило визначити оптимальні параметри для забезпечення необхідних льотних характеристик.

Таким чином, у конструкторському розділі дипломного проекту була виконана всебічна робота з проектування та оптимізації середньомагістрального пасажирського літака, що відповідає сучасним вимогам авіаційної індустрії та забезпечує високу ефективність і надійність експлуатації.



## **2. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ**

## 2.1 Тактико-технічні характеристики проектованого середньомагістрального пасажирського літака, основні переваги літака, що проектується

Порівняння основних характеристик літаків-аналогів з літаком, що проектується, представлені в таблиці 2.1.

Таблиця 2.1 - Порівняння основних характеристик літаків

Модель літака	Злітна маса, кг	$n_{\text{пас.}}$ , ЧОЛ.	$V_{kr}$ , км/ГОД	$L$ , км	Ресурс, година.	Питома витрата палива, гр /пас. км
<b>CS300</b>	65 317	130	870	-	≈80 000	-
<b>MD-90-30</b>	70 760	172	810	4400	60 000	≈22
<b>ERJ-195</b>	50 790	122	870	4074	75 000	≈18,5
<b>A320-230</b>	77 000	164	900	3980	65 000	≈20
<b>Boeing 737-700</b>	68 000	148	828	-	70 000	≈19
<b>Проектований літак</b>	64 230	150	880	3000	80 000	17,4

Виходячи з представлених даних, основною перевагою літака, що проектується, є високий ресурс, що досягає 80 000 льотних годин, а також мала питома витрата палива на одиницю пасажиро-кілометра. Очікується, що ці показники істотно підвищать економічну ефективність літака, що проектується, в порівнянні з іншими літаками-аналогами, що підтверджує обґрунтованість проектування даного ЛА.

## 2.2 Дослідження впливу характеристик літака, що проектується, на економічні показники

Проведемо розрахунок та порівняльну характеристику економічних показників проектного літака з урахуванням ресурсу.

Приблизно визначимо середню тривалість польоту:

1. Для літака, що проектується:

$$t_{cp}^{полета} = \frac{L}{V_{кр}} = \frac{3000}{880} = 3,41 \text{ години.}$$

2. Для літака MD-90-30 :

$$t_{cp}^{полета} = \frac{L}{V_{кр}} = \frac{4400}{810} = 5,43 \text{ години.}$$

Внаслідок поліпшення технології виробництва літаків, а також застосування високоресурсного кріплення та зниженням діючих напруг, що допускаються в регулярній зоні конструкції, пропонується збільшити ресурс літака, виходячи з цих міркувань, проведемо аналіз впливу величини ресурсу на величину сумарного прибутку авіакомпанії за весь час експлуатації літака.

Порівняємо показники проектного літака та літака-аналогу ( MD -90-30) та визначимо середню кількість рейсів, виходячи із заданого ресурсу та середньої тривалості польоту:

1) Ресурс 80 000 льотних годин:

$$n_{рейс} = \frac{T}{t_{cp}^{полета}} = \frac{80000}{3,41} = 23460 \text{ рейсів.}$$

2) Ресурс 60 000 льотних годин:

$$n_{рейс} = \frac{T}{t_{cp}^{полета}} = \frac{60000}{5,43} = 11049 \text{ рейсів.}$$

Грунтуючись на вартості квитка (економ клас), прямим рейсом з тривалістю польоту приблизно рівною тривалості польоту літака, що проектується, маршрутом: Київ-Париж (рисунок 2.1), визначимо сумарний середній виторг авіакомпанії при

використанні двох літаків, без урахування витрат на паливо, обслуговування та обслуговуючий Персонал.

$$P_{MD90-30} = tc \cdot n_{\text{пасс}} \cdot n_{\text{рейс}} = 11240 \cdot 172 \cdot 11049 = 21\,360\,810\,720 \text{ грн};$$

$$P_{\text{проектир.сам.}} = tc \cdot n_{\text{пасс}} \cdot n_{\text{рейс}} = 11240 \cdot 150 \cdot 23460 = 39\,553\,560\,000 \text{ грн},$$

Де  $tc = 281 \cdot 40 = 11240$  грн – середня вартість квитка (за курсом 40 грн / USD).

Визначимо коефіцієнт підвищення економічної ефективності:

$$K = \frac{P_{\text{проектир.сам.}}}{P_{MD90-30}} = \frac{39\,553\,560\,000}{21\,360\,810\,720} = 1,851.$$

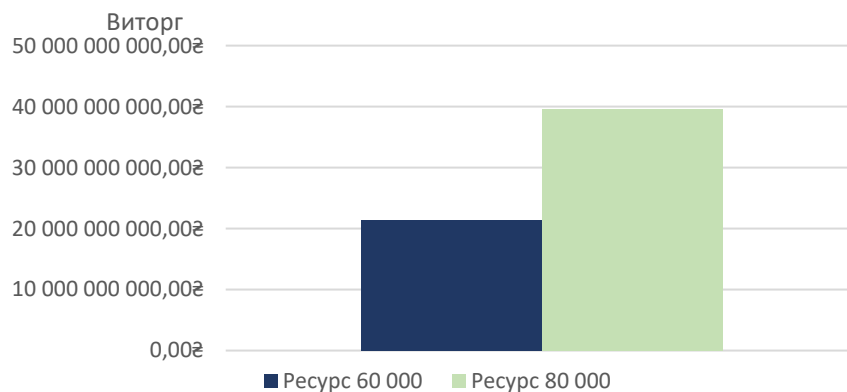


Рисунок 2.2 – Гістограма величин сумарного виторгу залежно від ресурсу літака

Коефіцієнт підвищення економічної ефективності показує, у скільки разів зміниться виручка авіакомпанії при використанні проектованого літака з ресурсом 80 000 льотних годин, в порівнянні з літаком-аналогом MD 90-30 з ресурсом 60 000 льотних годин.

### **2.3 Прогноз розвитку ринку поставок середньомагістрального пасажирського літака, що розробляється**

У довгостроковій перспективі, тобто на наступні 20 років, згідно з прогнозами більшості компаній авіавиробників: Boeing, Airbus, CFMI, парк літаків місткістю понад 120 місць збільшиться вдвічі і складе близько 30 тис. ПС, потреба ринку становитиме близько 15 тис. ПС. Необхідність заміни застарілого парку частково

пов'язана із прагненням до скорочення витрат, оскільки нові літаки повинні бути економічнішими та екологічнішими.

Сімейства середньомагістральних літаків продовжують мати стійкий попит з боку авіаперевізників. При цьому очікується, що в наступні двадцять років частка цих ПС на 120 і більше місць у структурі поставок середньомагістральних літаків становитиме 83%.

Виробництво середньомагістрального пасажирського літака, що проектується, на 150 осіб, в Україні буде затребуваним, так як на її території не виробляються літаки даного типу, а їхня потреба зростає з кожним роком. Літак цього типу зможе створити конкуренцію на світовому ринку, т.к. на літаку застосовуються нові КМ, більш покращене пілотажно-навігаційне обладнання, застосування двигунів з більш економічною витратою палива, ніж у літаках зарубіжного виробництва. Виробництво таких літаків дасть можливість здійснювати перевезення до країн світу, т.к. літак, що розробляється, має дальність польоту при максимальному завантаженні пасажирами до 5000 км, що дає можливість перельоту на великі відстані, без дозаправки літака. Економічність літака зростає зі збільшенням числа пасажирів, які розміщуються на його борту. Також даний ЛА вигідний тим, що може прийняти майже будь-який аеропорт, як Європи, і інших країн, т.к. Переважна більшість пасажирських аеропортів має 7 клас, до якого і належить проєктований ЛА.

Для задоволення поставлених завдань необхідно створення літака, який повинен володіти високими льотними характеристиками (ЛХ), прийнятною складністю конструкції та відносно невеликою вартістю виготовлення та експлуатації, чому відповідає проєктований ЛА.

Величина замовлень на вузькофюзеляжні літаки з пасажиромісткістю 100-200 осіб на світовому ринку майже 50% від загальної кількості та становить 17500 літаків. З вище сказаного, проглядається тенденція зниження попиту літаків з пасажиромісткістю 61-120 людина, тобто. зростає тенденція продажів літаків з пасажиромісткістю понад 120 осіб.

Можливими споживачами ЛА, що розробляється до 2020 року, можуть стати наступні авіакомпанії країн:

- American Airlines (100 одиниць)
- Delta Airlines (100 одиниць)
- Ryanair (100 одиниць)
- Lufthansa (100 одиниць)
- China Southern Airlines (100 одиниць)

Передбачуваний обсяг продажів запропонованого у проекті літака, і навіть його модифікацій, протягом період виробництва, задоволення ринку збуту, становитиме 500 літаків.

## **2.4 Вихідні дані до розрахунку техніко-економічних показників ефективності створення середньомагістрального пасажирського літака**

### **2.4.1 Дані для розрахунку витрат у дослідно-конструкторському бюро**

Для розрахунку витрат у дослідно-конструкторському бюро знадобляться масові характеристики конструкції та обладнання літака, швидкісні характеристики, а саме максимальна кількість  $M$  польоту та максимальна швидкість польоту в км/год.

Масові характеристики:

- $m_{до} = 19257$  кг - маса конструкції;
- $m_{про} = 5575$  кг – маса устаткування.

Швидкісні характеристики:

- $M_{max} = 0,88$  - максимальна швидкість проектованого літака за кількістю Маха;
- $V_{Крейс} = 880$  км/год – крейсерська швидкість проектованого літака;
- $V_{max} = 920$  км/год – максимальна швидкість літака, що проектується.

## 2.4.2 Дані розрахунку витрат на серійне виробництво середньомагістрального пасажирського літака

Для розрахунку витрат на серійні виробництва знадобляться маси конструкції частин літака, маса екіпажу, маса силової установки, маса планера літака, річний обсяг випуску літаків.

Масові характеристики:

- $m_{кр} = 7140$  кг – маса крила;
- $m_{ф} = 7112$  кг – маса фюзеляжу;
- $m_{оп} = 1435$  кг – маса оперення;
- $m_{ш} = 3570$  кг – маса шасі;
- $m_{про} = 5575$  кг – маса устаткування;
- $m_{сy} = 7475$  кг – маса силової установки;
- $m_{ек} = 560$  кг – маса екіпажу;
- $m_{пл} = 19\ 257$  кг - маса планера ( $m_{кр} + m_{ф} + m_{оп} + m_{ш}$ );
- $m_{пс} = 32\ 307$  кг - маса порожнього літака (без урахування маси палива, пасажирів та екіпажу).

Згідно зі статистикою та зростаючим попитом на даний тип літака, приймемо річний обсяг випуску літаків -  $N = 25$ .

## 2.5 Розрахунок основних техніко-економічних показників проектування та виробництва літака

### 2.5.1 Розрахунок витрат дослідно-конструкторського бюро

Витрати на етапі передачі документації на серійний завод можна знехтувати.

Отже, розрахунок витрат ведеться окремо за етапами:

- Проектування;
- Виготовлення дослідних зразків;
- Випробування та доведення.

Сумарні витрати на проектування визначаються за такою формулою:

$$MO\{C_{пр}\} = 1,5 \cdot K_{нво} \cdot m_{пл}^{0,1} \cdot \frac{\Gamma \cdot (M+1)}{a^{M+1}},$$

де  $C_{\text{пр}}$  - Витрати на проектування, USD;

$K_{\text{нво}}$  - Коефіцієнт, що враховує у витратах на проектування податки, обов'язкові внески, відрахування,  $K_{\text{нво}} = 1,61$ ;

$m_{\text{пл}}$  - маса планера літака з обладнанням, включаючи масу службового навантаження та екіпажу без маси силових установок,  $m_{\text{пл}} = 19257$  кг;

$\Gamma$  - гама-функція,  $\Gamma = 0,96177$ ;

$M$  - максимальне число  $M$  польоту,  $M = 0,88$ ;

$a$  - параметр, що характеризує ймовірне відхилення випадкової величини від числа  $Ma = 0,0186$ ;

$$MO\{C_{\text{пр}}\} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 19,257^{0,1} \cdot \frac{0,96177 \cdot (0,88+1)}{0,0186^{(0,88+1)}} = 10520 \text{ тис. USD},$$

Витрати виготовлення кожного з дослідних зразків визначаються по рівнянню:

$$C_{N_{\text{изг}}} = 1,5 \cdot K_{\text{нво}} \cdot m_{\text{пл}}^{1,237} \cdot V_{\text{max}}^{0,699-0,2}$$

де  $V_{\text{max}}$  - максимальна швидкість польоту літака  $V_{\text{max}} = 920$  км/год;

$N$  - порядковий номер дослідного зразка,

$$C_{1_{\text{изг}}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 19,257^{1,237} \cdot 920^{0,699} \cdot 1^{-0,2} = 11060 \text{ тис. USD};$$

$$C_{2_{\text{изг}}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 19,257^{1,237} \cdot 920^{0,699} \cdot 2^{-0,2} = 9626 \text{ тис. USD}$$

Сума витрат на виготовлення двох дослідних зразків:

$$C_{\text{изг}} = C_{1_{\text{изг}}} + C_{2_{\text{изг}}},$$

$$C_{\text{изг}} = 11060 + 9626 = 20686 \text{ тис. USD}$$

Витрати на доведення та випробування дослідних зразків визначаються за формулою:

$$C_{\text{исп.д.}} = 1,5 \cdot K_{\text{нво}} \cdot 10^4 \cdot n_{\text{ло}}^{-0,9} \cdot (1 + 0,01 \cdot (n_{\text{ло}} - 1)) \cdot K,$$

де  $K = 1700^{-0,03} = 0,8$ ;  $n_{\text{ло}} = 1$  - число льотних зразків,

$$C_{\text{исп.д.}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 10^4 \cdot 1^{-0,9} \cdot (1 + 0,01 \cdot (1 - 1)) \cdot 0,8 = 19320 \text{ тис. USD}$$

Загальні витрати ОКБ визначаються за такою формулою:

$$C_{\text{окб}} = MO\{C_{\text{пр}}\} + C_{\text{изг}} + C_{\text{исп.д.}}$$



$$C_{\text{окб}} = 10520 + 20686 + 19320 = 50526 \text{ тис. USD}$$

Вартість проекту (без урахування вартості двигунів):

$$Ц_{\text{окб}} = 1,25 \cdot C_{\text{окб}} = 1,25 \cdot 50526 = 63157,5 \text{ тис. USD}$$

### 2.5.2 Розрахунок витрат на серійне виробництво

Заводська середня собівартість одного літака з річного обсягу  $N$  штук без собівартості двигунів визначається за формулою:

$$C_3 = M_0 + \text{ПИ} + CO_C + \text{ПР} + \text{СР} + Z_0 + \text{КР}_Ц + \text{КР}_3 + \text{ОВЗ} + \text{Н}_{\text{КОМ}} + \text{ВН}_{\text{ОБЩ}} + \text{ПКС} + O_{\text{ДОР}},$$

де  $M_0$  – вартість основних матеріалів, сировини та готових виробів загальнопромислового призначення та вартість покупних напівфабрикатів;

$$M_0 = 1,95 \cdot 10^4 \cdot m_{\text{к}}^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \cdot \lg N},$$

де  $m_{\text{до}}$  – Маса конструкції літака,  $m_{\text{до}} = 19257$  кг,

$N$  – річний обсяг випуску літаків, прим.,  $N = 25$ .

$$M_0 = 1,95 \cdot 10^4 \cdot 19,257^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \cdot \lg 25} = 187200 \text{ USD}$$

ПІ - вартість покупних виробів;

$$\text{ПИ} = 1,95(2,37 \cdot V m_{\text{пс}}^{-0,09} m_{\text{пс}})_{\text{max}}$$

де  $V_{\text{max}}$  – максимальна швидкість літака,  $V_{\text{max}} = 920$  км/год;

$m_{\text{пс}}$  - Маса порожнього літака,  $m_{\text{пс}} = 32\,307$  кг .

$$\text{ПИ} = 1,95 \cdot (2,37 \cdot 920 + 14,15 \cdot 32,307 - 1280) \cdot 25^{-0,09} = 1981 \text{ тис. USD}$$

$CO_C$  – витрати на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення, що списується на програму перших двох років серійного випуску літака.

Витрати праці на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення визначаються при  $m_{\text{пс}} > 3$  т і  $M \leq 2,5$ :

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

де  $n$  – кількість двигунів,  $n = 2$  прим.;

$$T_{\text{к}} = (2,943 + 0,0775 \cdot 32,307 - 2,58 \cdot 10^{-4} \cdot 32,307^2) \cdot 1,05^2 = 5,708 \text{ млн. нормо-}$$

годин.

Загальні витрати на виготовлення, ремонт, відновлення спеціальної технологічної оснастки становлять:

$$T_{\text{осн}} = T_{\text{к}} K_1 K_2 K_3 K_4 K_5,$$

де  $K_1$  - враховує весь обсяг випуску;

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

$$K_1 = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot 25 + 0,64 = 0,697;$$

До  $2$  – враховує рівень застосування нормалізованого оснащення,

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

де  $\chi$  – рівень застосування нормалізованого оснащення у %,  $\chi = 25\%$ ;

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

До  $3$  – враховує рівень наступності створюваної конструкції,

$$K_3 = 10^{-2} \cdot (220 - \sqrt{250,6^2 - (X - 220)^2}),$$

де  $X$  - відсоток деталей, що перейшли з попередньої конструкції, що виготовляється на цьому заводі,  $X = 0,1$ ;

$$K_3 = 10^{-2} \cdot [220 - \sqrt{250,6^2 - (0,1 - 220)^2}] = 0,998,$$

До  $4$  - враховує виготовлення дублерів оснащення, її ремонт та відновлення, До  $4 = 1,54$ ;

$K_5$  - Коефіцієнт, що враховує за допомогою чого, створюється тяга,  $K_5 = 1,12$ .

Підставляємо отримані коефіцієнти у формулу:

$$T_{\text{осн}} = 5,708 \cdot 0,697 \cdot 1,075 \cdot 0,998 \cdot 1,54 \cdot 1,12 = 7,36 \text{млн. нормо-годин.}$$

Розмір витрат за виготовлення спец. оснащення:

$$CO = T_{\text{осн}} \cdot \bar{c},$$

де  $\bar{c}$  – вартість виробництва однієї нормо-години спеціального технологічного оснащення, що дорівнює 2,5-2,7 долара, приймаємо  $\bar{c} = 2,5$ :

$$CO = 7,36 \cdot 2,5 = 18,4 \text{млн. USD,}$$

Тоді:

$$CO_c = \frac{CO}{N_1 + N_2},$$

де  $N_1, N_2$  - кількість літаків, запланованих до випуску в перший і другий роки серійного виробництва,  $N_1 = 25, N_2 = 25$ ,

$$CO_C = \frac{18,4}{25+25} = 0,368 \text{ тис. USD};$$

ПР – постановочні витрати, спричинені освоєнням у серійному виробництві нового літака та розробкою процесу його виготовлення;

СР – спец. витрати (витрати проведення випробувань серійних літаків).

Постановочні витрати та спец. витрати:

$$ПР = 0,44 \cdot CO_C,$$

$$ПР = 0,44 \cdot 0,368 = 0,16192 \text{ тис. USD},$$

$$СР = 0,33 \cdot CO_C$$

$$СР = 0,33 \cdot CO_C = 0,12144 \text{ тис. USD},$$

$Z_0$  – витрати на основну та додаткову заробітну плату виробничих робітників;

$$Z_0 = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 10^4 \cdot m_K^{0,903} \cdot M^{0,42} \cdot N^{-0,32} \cdot K_{пр},$$

де  $Do_{пр}$  - Коефіцієнт, що враховує підвищення продуктивності праці робітника за час від розробки ескізного проекту, коли ведеться попередній розрахунок ціни літака, до початку серійного виробництва,  $K_{пр} = 0,5835$  - для важких літаків,

$$Z_0 = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 10^4 \cdot 19,257^{0,903} \cdot 0,88^{0,42} \cdot 25^{-0,32} \cdot 0,5835 = 129,0 \text{ тис. USD},$$

Непрямі цехові та загальнозаводські витрати рівні:

$$KР_{ц} = 1,92 \cdot 3,04 \cdot Z_0 \cdot N^{-0,129},$$

$$KР_{ц} = 1,92 \cdot 3,04 \cdot 129,0 \cdot 25^{-0,129} = 497,085 \text{ тис. USD},$$

$$KР_3 = 1,92 \cdot 3,701 \cdot Z_0 \cdot 25^{-0,359},$$

$$KР_3 = 1,92 \cdot 3,701 \cdot 129,0 \cdot 25^{-0,359} = 288,635 \text{ тис. USD}$$

Розрахункова величина обов'язкових внесків на річну програму випуску літаків визначається так:

$$OBЗ = \frac{(l_{OBЗ} + l_{PB}) \cdot Z_{ППП} \cdot N}{100} = \frac{(37+1) \cdot 215,11 \cdot 25}{100} = 2043,545 \text{ тис. USD},$$

де  $l_{OBЗ}$  – сумарна ставка обов'язкових внесків від витрат за оплату праці всіх категорій працюючих,  $l_{OBЗ} = 37\%$ ;

$l_{PB}$  - Ставка відрахувань від витрат праці працівників усіх категорій промислово-виробничого персоналу в розмірі 1% від заробітної плати кожного працівника;

$Z_{ППП}$  – витрати на основну та додаткову заробітну плату працівників усіх категорій промислово-виробничого персоналу, що включаються до заводської середньої собівартості одного літака,

$$Z_{ППП} = K_{Z_{ППП}} \cdot (CO_C + PR + CP + Z_0 + KP_{II} + KP_3),$$

де  $K_{Z_{ППП}} = 0,235$  – частка витрат на оплату праці працівників усіх категорій промислово-виробничого персоналу у сумарних витратах на спеціальне оснащення, постановочні витрати, витрати на проведення випробувань, на основну та додаткову заробітну плату виробничих робітників, на непрямі витрати цехів основного виробництва та непрямі загальнозаводські витрати.

$$Z_{ППП} = 0,235 \cdot (0,368 + 0,16192 + 0,1144 + 129 + 497,085 + 288,635) = 215,11 \text{ тис. USD ;}$$

$VH_{Загальн}$  – загальна сума обов'язкових внесків та податку на додану вартість;

$$VH_{Общ} = \frac{l_{Общ} \cdot Z_{ППП} \cdot N}{100},$$

де  $l_{Общ}$  - Узагальнена ставка від витрат на оплату праці - 58%.

$$VH_{Общ} = \frac{58 \cdot 215,11 \cdot 25}{100} = 3119,1 \text{ тис. USD}$$

Комунальний податок, що включається до собівартості і-тої річної програми випуску, визначається:

$$H_{КОМ} = \frac{l_{КОМ} \cdot Z_{ППП} \cdot N}{Z_{ППП_1}},$$

де  $l_{КОМ}$  - Ставка комунального податку, рівна 2 USD / чол;

$Z_{ППП_1}$  - Середньомісячна заробітна плата одного робітника (600 USD ).

$$H_{КОМ} = \frac{0,002 \cdot 215,11 \cdot 25}{0,6} = 17,926 \text{ тис. USD}$$

Собівартість літака без відрахувань на утримання доріг, ПДВ та акцизу:

$$\begin{aligned}
 C &= M_0 + \text{ПИ} + C_{OC} + \text{ПР} + \text{СР} + Z_0 + K_{P_{\text{Ц}}} + K_{P_3} + \text{ОВЗ} + H_{\text{КОМ}} + \text{ПКС} = \\
 &= 0,1872 + 1981 + 0,368 + 0,16192 + 0,12144 + 129 + 497,085 + 288,635 + \\
 &\quad + 2043,545 + 17,926 + 0 = 4958,03 \text{ тыс. у.е. , ,}
 \end{aligned}$$

Так як підприємство має автотранспорт на власному балансі, тоді відрахування на утримання доріг:

$$O_{\text{дор}} = 0,01523 \cdot C = 0,01523 \cdot 4958,03 = 75,51 \text{ тис. USD}$$

Заводська собівартість одного літака з річного обсягу випуску 25 штук без собівартості двигунів:

$$C_3 = C + O_{\text{дор}} + \text{ВН}_{\text{ОБЩ}} = 4958,03 + 75,51 + 3119,1 = 8152,64 \text{ тис. USD}$$

Підсумувавши витрати за всіма статтями, отримуємо величину повної собівартості літака:

$$C_{\text{П}} = 1,01 \cdot C_3 = 1,01 \cdot 8152,64 = 8234,17 \text{ тис. USD}$$

Собівартість одного літака з двигуном складе:

$$C_{\text{П+ДВ}} = 8234,17 + 2 \cdot 2400 = 13034,17 \text{ тис. USD}$$

Запланований прибуток серійного заводу від реалізації одного літака без вартості двигуна визначається так:

$$\text{П} = \frac{P \cdot C_{\text{П}}}{100} = \frac{25 \cdot 8234,17}{100} = 2058,543 \text{ тис. USD,}$$

де  $P$  – запланована рентабельність від одного літака серійним заводом,  $P = 25\%$ ,

З урахуванням податку на прибуток, що становить 30% до її величини, у розпорядженні заводу залишається чистий прибуток, що дорівнює:

$$\text{П}_\text{ч} = 0,7 \cdot \text{П} = 0,7 \cdot 2058,543 = 1440,98 \text{ тис. USD}$$

Розрахункова ціна літака без двигунів визначається з виразу:

$$\text{Ц}_\text{С} = C_{\text{П}} + \text{П} = 8234,17 + 2058,543 = 10292,713 \text{ тис. USD}$$

Розрахункова ціна літака з двигуном, при ціні двигуна  $\text{Ц}_{\text{ДВ}} = 2400$  тис. USD визначається з виразу:

$$C_{C+ДВ} = C_C + C_{ДВ} = 10292,713 + 2 \cdot 2400 = 15092,713 \text{ тис. USD}$$

Визначимо прибуток від продажів літака, що проектується:

$$\Pi = C_C - C_{\Pi} = 10292,713 - 8234,17 = 2058,543 \text{ тис. USD}$$

## **2.6 Оцінка ефективності виробництва літака залежно від обсягів реалізації на ринках збуту.**

### **2.6.1 Визначення точки беззбитковості**

Точкою беззбитковості називається той обсяг  $Q_{ГП}$  вироблених і реалізованих на ринку збуту ЛА, при якому досягається повне погашення інвестиційних витрат, і надалі весь прибуток від продажів залишається в розпорядженні підприємства.

Формула розрахунку точки беззбитковості у натуральному обчисленні (у штуках):

$$Q_{ГП} = \frac{З_{ПОСТ}}{(C_{ГП} - З_{ПЕР})} = \frac{63157,5}{(15092,713 - 8234,17)} = 9,2 \approx 10,$$

де  $З_{ПОСТ} = 63157,5$  тис. у. - Сумарні постійні витрати;

$C_{ГП} = 15092,713$  тис. USD - Розрахункова ціна літака;

$З_{ПЕР} = 8234,17$  тис. USD - Змінні витрати, пов'язані з виробництвом одного літака.

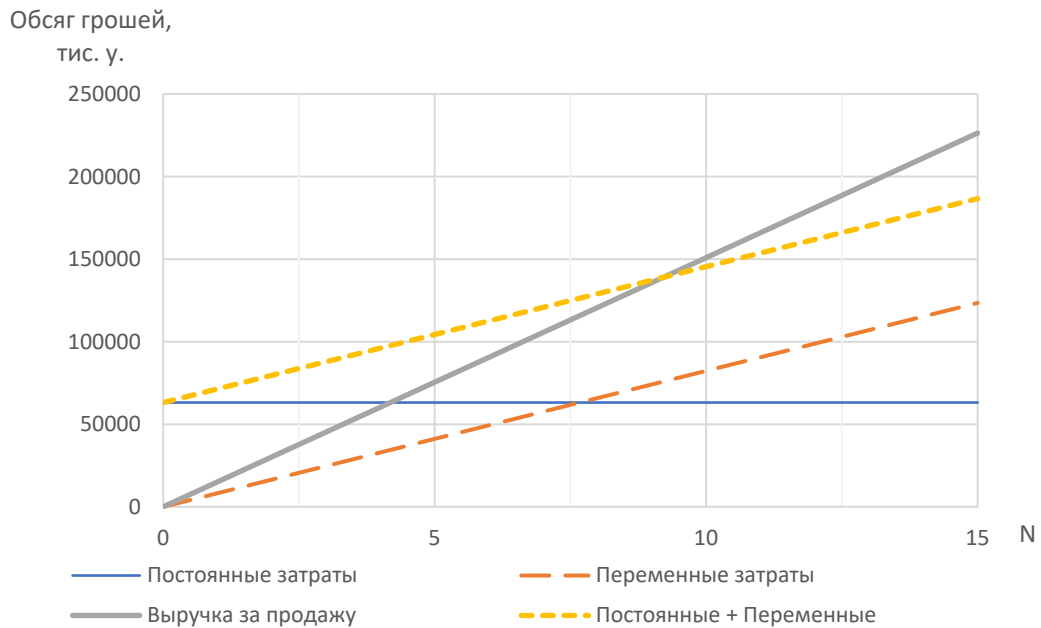


Рисунок 2.3 – Залежність сумарних витрат виробництва та прибутку від програми випуску літаків

## 2.6.2 Висновки

Економічна ефективність проектування даного літака складатиме наступні величини: чистий прибуток від продажу одного літака становить 2058,54 тис. USD, дохід підприємства перевищуватиме витрати на виробництво за програми випуску 9 літаків. Витрати виробництва до точки беззбитковості становлять 642 525,03 тис. USD. Загальні витрати ОКБ проектування літака становлять 63 157,5 тис. USD. Загальні витрати на виробництво одного літака на рік становлять 8152,64 тис. USD. Ціна одного літака за прибутку 25% на рік без двигунів становить 10,3 млн. USD, з двигунами – 15,1 млн. USD





# **3. ОХОРОНА ПРАЦІ І БЕЗПЕКА У НАДЗВИЧАЙНИХ СИТУАЦІЯХ**

### 3.1 Охорона праці

#### 3.1.1 Виявлення та аналіз небезпечних та шкідливих експлуатаційних факторів, що діють у робочій зоні проектного виробу

Проектований виріб є пасажирським середньомагістральним літаком, пасажиромісткістю – 150 осіб.

У процесі експлуатації літака на екіпаж, обслуговуючий персонал та пасажирів діє низка шкідливих та небезпечних факторів.

Шкідливий виробничий фактор - виробничий фактор, вплив якого на працюючого в певних умовах призводить до захворювання або зниження працездатності.

Небезпечний виробничий фактор - виробничий фактор, вплив якого на працюючого в певних умовах призводить до травми або іншого раптового погіршення здоров'я.

Відповідно до ГОСТ 12.0.003-74 шкідливі та небезпечні виробничі фактори поділяються за природою на фізичні, хімічні, біологічні, психофізіологічні.

Виділимо основні шкідливі та небезпечні фактори, що діють на людей у процесі експлуатації літака:

1) Екіпаж літака:

- a) підвищений рівень шуму;
- b) підвищений рівень вібрацій;
- c) фізичні навантаження;
- d) перенапруга внаслідок великої кількості інформації.

2) Обслуговуючий персонал:

- a) підвищений рівень шуму;
- b) фізичні навантаження;
- c) хімічні (отруєння парами палива та іншими речовинами);
- d) про гострі кромки, задирки, шорсткість па поверхнях інструментів та обладнання;

- e) небезпечні умови праці поблизу двигунів;
- f) ураження електричним струмом.

3) Пасажири:

- a) підвищений рівень шуму;
- b) підвищений рівень вібрацій;
- c) фізичні навантаження.

Також загальним є виникнення пожежі на літаку.

Визначимо джерела небезпечних та шкідливих експлуатаційних факторів:

1. Працюючий двигун та ЗСУ літака – вібрації, шум та можливе займання.
2. Велика кількість приладів у кабіні пілотів – перенапруга, через необхідність сприйняття пілотами великої кількості інформації.
3. Виконання маневрів та політ у турбулентній атмосфері – фізичні навантаження.
4. Обслуговування літака землі – робота з хімічними речовинами (паливо тощо), механічні ушкодження, шум.

### **3.1.2 Розробка заходів щодо запобігання або ослаблення можливого впливу небезпечних та шкідливих експлуатаційних факторів на працюючих**

Для запобігання та ослаблення можливої дії шкідливих та небезпечних виробничих та експлуатаційних факторів необхідно застосовувати такі заходи:

1. Установка звукоізоляції кабіни та пасажирського салону літака.
2. Використання демпфуючих пристроїв для зниження впливу вібрацій.
3. Використання системи вентиляції та кондиціонування повітря.
4. Основні індикатори приладів повинні бути освітлені та мати звукове повідомлення.
5. Розташування важелів управління та індикаторів повинно мати максимальну ергономічність.
6. Двигун має бути оснащений протипожежною системою.
7. Поліпшення умов праці землі під час обслуговування літака.

Під час експлуатації літака одним із небезпечних експлуатаційних факторів є виникнення льоду на поверхні літака, що спричиняє погіршення аеродинамічних характеристик та обтяження літального апарату. Для усунення даного фактору застосовують систему антиобледеніння.

### **3.1.3 Система антиобледеніння середньомагістрального пасажирського літака**

3.1.3. Система антиобледеніння (CAO) призначена для захисту літака від зледеніння.

CAO Включає:

- CAO планера (CAO крила та оперення);
- CAO повітрозабірників двигунів;
- CAO переднього скла кабіни екіпажу;
- сигналізатори обледеніння.

CAO планера – повітряно-теплова, призначена для запобігання утворенню або видаленню льоду з відхилюваних шкарпеток крила, передкрилок та шкарпеток стабілізатора.

CAO повітрозабірників двигунів – повітряно-теплова, призначена для запобігання утворенню або видаленню льоду зі шкарпеток повітрозабірників двигунів.

CAO переднього скла – призначена для запобігання утворенню льоду на поверхні переднього скла кабіни екіпажу.

Сигналізатори обледеніння EW 164 призначені для сигналізації наявності зледеніння та видачі команд на автоматичне включення підсистем CAO.

Відбір повітря для CAO планера проводиться від СПВ.

Кількість повітря, що подається на обігрів повітрозабірників двигунів, крила та оперення регулюється кранами-регуляторами. Управління кранами-регуляторами, а також краном кільцювання СПВ провадиться приладами за заданим алгоритмом управління.

У штатній ситуації ПОС планера управляється УУКП №1 (3 канали управління), ПОС повітрязабірників двигунів – УУКП №2 (2 канали управління). Керування кожним каналом незалежно від роботи інших каналів.

Кожен канал має два контури керування. У штатній ситуації тиск повітря, що надходить у систему, регулюється контуром № 1 функції від температури обігривається поверхні, а контур № 2 обмежує регулювання тиску в заданому діапазоні. У разі відмови контуру №1 управління системою забезпечує контур №2 відповідно до заданого алгоритму.

Під час обігріву консолей крила витримується симетрія температурних режимів. У разі відмови або вимкнення обігріву однієї консолі, друга відключається автоматично. У разі відмови основного контуру та переходу на резервний контур каналу керування однієї консолі крила канал керування другою консоллю також переходить на резервний контур керування.

УУКП забезпечує три режими роботи: автоматичний, ручний та режим контролю.

Автоматичне включення ПД відбувається за сигналом від сигналізаторів зледеніння. До кожного УУКП підключено два сигналізатори зледеніння. При цьому один сигналізатор є основним, другий – дублюючим.

Ручне включення здійснюється натисканням кнопки-табло ручного включення ПБ. При цьому кнопки-табло підготовки підсистем до автоматичного увімкнення повинні бути натиснуті.

На літаку встановлені електротеплова ПОС (ЕТ ПОС) переднього скла циклічної дії та система підігріву повітря для обдування переднього та бічного скла.

Системи керування обігрівом переднього скла та підігрівом повітря для обдування скла – автономні для лівого та правого скла.

Монтаж САО повітрязабірника на двигуні показаний малюнку 2.1.

САО повітрязабірника двигуна - автономна для кожного двигуна, розміщується в правій частині гондоли і в носінні повітрязабірника двигуна.

САО повітрязабірника двигуна складається з трубопроводів, з'єднаних між собою хомутами. Кріплення трубопроводів до конструкції двигуна за допомогою хомутів та кронштейнів. Трубопроводи покриті теплоізоляцією.

До складу САО повітрязабірника кожного двигуна входять кран-регулятор, два датчики тиску, датчик температури повітря в системі та датчик температури поверхні.

САО стекол кабіни екіпажу складається з електротеплової САО (ЕТ САО) передніх стекол циклічної дії та системи підігріву повітря для обдування передніх і бічних стекол.

Нагрівальні елементи розташовані в лівому та правому передньому склі.

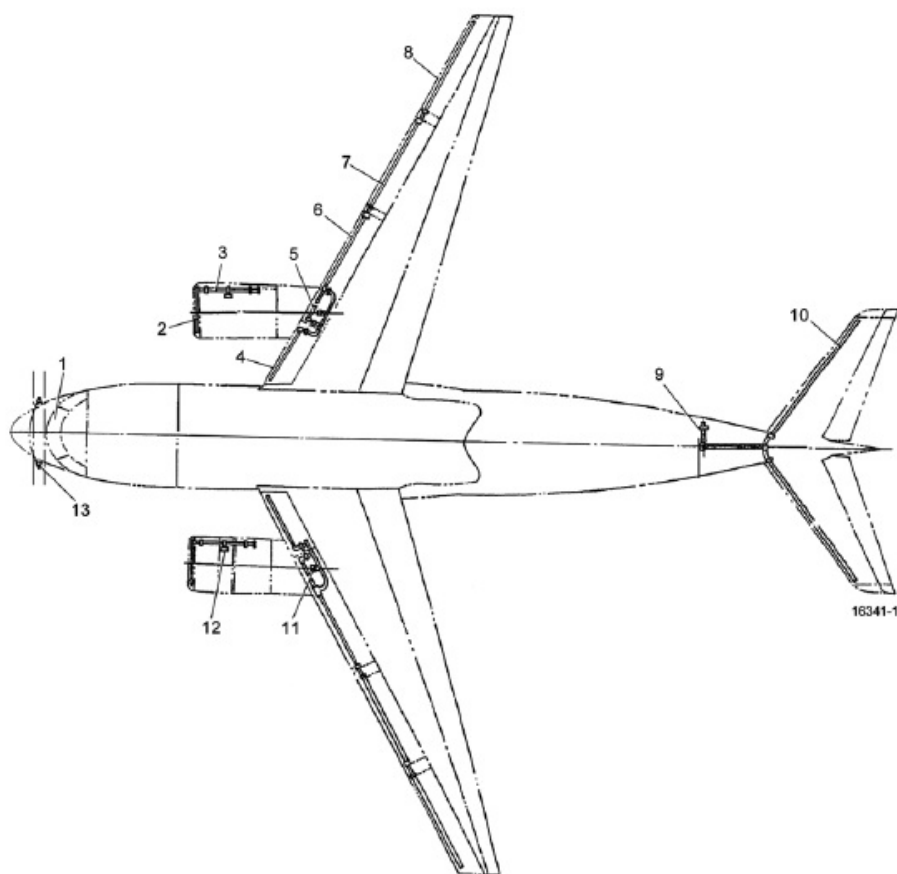


Рисунок 3.1 – Монтажна система САО

Монтажна система (рисунок 3.1 ) складається з: 1 – нагрівальних елементів переднього скла; 2 – САО у носінні повітрязабірника двигуна; 3 – трубопроводи САО на двигуні; 4 – розподільна труба обігріву носка, що

відхиляється; 5 - розподільна труба обігріву носки, що не відхиляється; 6 – розподільна труба обігріву 1-ї секції передкрилка; 7 – розподільна труба обігріву 2-ї секції передкрилка; 8 – розподільна труба обігріву 3-ї секції передкрилка; 9 – кран-регулятор САО горизонтального стабілізатора; 10 - розподільна труба обігріву шкарпетки стабілізатора; 11 - кран-регулятор САО крила; 12 – кран-регулятор повітрозабірника двигуна; 13 - сигналізатор зледеніння.

САО планера призначена для запобігання утворенню або видалення льоду з відхилюваних і невідхильних шкарпеток крила, передкрилок і шкарпеток стабілізатора.

САО планера складається з трубопроводів, що розміщуються в шкарпетках крила, передкрилках, кілі та шкарпетках стабілізатора. Відбір повітря проводиться від трубопроводу СПВ у залізі пілону.

### **3.1.4 Забезпечення екологічної безпеки функціонування проектного об'єкта при впливі небезпечних та шкідливих експлуатаційних факторів**

Останні десятиліття у зв'язку з швидким розвитком автотранспорту та авіації істотно збільшилася частка викидів, що надходять в атмосферу від рухливих джерел. Хоча сумарний викид забруднюючих речовин двигунами літаків порівняно невеликий (для міста, країни), в районі аеропорту ці викиди роблять визначальний внесок у забруднення середовища. До того ж, турбореактивні двигуни при посадці та зльоті викидають добре помітний оком шлейф диму. Значна частина палива витрачається на вирулювання літака до злітно-посадкової смуги (ЗПС) перед зльотом і зарулювання з ЗПС Після посадки. При цьому частка незгорілого і викинутого в атмосферу палива при рулюванні набагато більша, ніж у польоті.

Істотного зменшення викидів можна досягти, крім поліпшення роботи двигунів (розпилення палива, збагачення суміші в зоні горіння, використання присадок до палива, упорскування води та ін.), шляхом скорочення часу роботи двигунів на землі та числа працюючих двигунів при рулюванні (тільки за рахунок останнього досягається зниження викидів у 3-8 -разів). Більшість двигунів літаків вітчизняного

виробництва, які продовжують широко використовуватися в експлуатації, не підпадає під дію стандарту з викидів забруднюючих речовин і не підлягає сертифікації, а їх доопрацювання в експлуатації зазвичай утруднене або пов'язане зі значними витратами. Доробки, що вимагають зміни конструкції двигуна, на вже існуючому парку двигунів за значної вартості таких робіт вимагають значних витрат часу та коштів на їх проведення, що в умовах постійного оновлення парку літаків роблять проведення таких робіт економічно недоцільним. Що ж до інших видів альтернативних палив, їх впровадження у практику також пов'язані з великими капіталовкладеннями для розробки і промислове освоєння нових технологій.

### **3.2 Безпека у надзвичайних ситуаціях**

#### **3.2.1 Аналіз можливих надзвичайних ситуацій при або експлуатації виробу, що проектується**

Перелік можливих надзвичайних ситуацій, які можуть виникнути на території аеропорту:

1. НС техногенного характеру на стоянці автомобілів-заправників:
  - а) Транспортні аварії та катастрофи (10100);
  - б) Пожежі та неспровоковані вибухи (10200);
  - в) Раптове руйнування будівель та споруд (10600).
2. НС техногенного характеру на стоянці літаків:
  - а) Транспортні аварії та катастрофи (10100);
  - б) Пожежі та неспровоковані вибухи (10200).
3. НС техногенного характеру в котельні:
  - а) Пожежі та неспровоковані вибухи (10200);
  - б) Раптове руйнування будівель та споруд (10600);
  - в) Аварії на системах життєзабезпечення (10 800).
4. НС техногенного характеру на трансформаторній підстанції:
  - а) Пожежі та неспровоковані вибухи (10200);



- б) Аварії на електроенергетичних системах (10 700).
- 5. НС техногенного характеру на складі вибухівки:
  - а) Пожежі та неспровоковані вибухи (10200);
  - б) Раптове руйнування будівель та споруд (10600).
- 6. НС техногенного характеру на автозаправній станції транспортного цеху:
  - а) Транспортні аварії та катастрофи (10100);
  - б) Пожежі та неспровоковані вибухи (10200);
  - в) Раптове руйнування будівель та споруд (10600).
- 7. НС природного характеру:
  - а) Небезпечні геологічні явища (20100);
  - б) Небезпечні метеорологічні явища (20 200);
  - в) Небезпечні гідрологічні прісноводні явища (20 400);
  - г) Інфекційне захворювання людей (20 600).
- 8. НС соціально-політичного характеру:
  - а) Замах на керівництво (30 200);
  - б) Викрадення повітряного судна, захоплення заручників (30 300);
  - в) Встановлення вибухівки (30400).

### **3.2.2 Розробка заходів щодо зменшення ймовірності виникнення надзвичайних ситуацій при експлуатації виробу, що проектується**

Розглянемо нагоду займання авіаційного палива на території аеропорту. Передбачається, що спалах стався внаслідок порушення техніки безпеки під час заправки літака.

Враховується, що у літаку знаходився весь льотний потяг. Внаслідок НС у зону пожеж потрапили лише стоянкові ангари і власне сам заправник із обслуговуючим персоналом у 2 особи.

1. Розрахунок зони первинної пожежі:

$$r = \left( \frac{Q_{\text{общ}}}{\pi \rho 0,05} \right)^{0,5} = \left( \frac{18000}{3,14 \cdot 800 \cdot 0,05} \right)^{0,5} \approx 12\text{м};$$

де  $Q_{\text{общ}}$  - загальна маса паливної речовини, кг ( $Q_{\text{общ}} = 18000$  кг);

$\rho$  - Щільність паливної речовини, кг/м<sup>3</sup> ( $\rho = 800$ кг/м<sup>3</sup>).

2. Розрахунок часу вигорання авіаційного палива  $T_{\text{сг}}$ :

$$T_{\text{сг}} = \frac{H_{\text{главт}}}{V_{\text{лин}}} = \frac{50}{0,06 \cdot 60} = 13,89 \text{ мин};$$

де:  $H_{\text{главт}} = 50$ мм - Глибина поверхні авіаційного палива;

$V_{\text{лин}}$  - Лінійна швидкість вигорання авіаційного палива, ( $V_{\text{лин}} = 0,06$ мм/с).

3. Розрахунок зони можливих суцільних вторинних пожеж  $R_{\text{сплош}}$  та зони можливих окремих вторинних пожеж  $R_{\text{отд}}$ :

$$R_{\text{сплош}} = \left( \frac{0,5 \cdot Q_{\text{общ}} \cdot H_{\text{т.ав.т}}}{2\pi \cdot 30 \cdot 10^3 T_{\text{сг}}} \right)^{0,5} = \left( \frac{0,5 \cdot 18000 \cdot 50 \cdot 10^6}{2 \cdot 3,14 \cdot 30 \cdot 10^3 \cdot 833} \right)^{0,5} = 54 \text{ м};$$

$$R_{\text{отд}} = \left( \frac{0,5 \cdot Q_{\text{общ}} \cdot H_{\text{т.ав.т}}}{2\pi \cdot 10 \cdot 10^3 T_{\text{сг}}} \right)^{0,5} = \left( \frac{0,5 \cdot 18000 \cdot 50 \cdot 10^6}{2 \cdot 3,14 \cdot 10 \cdot 10^3 \cdot 833} \right)^{0,5} = 93 \text{ м};$$

де  $H_{\text{т.ав.т}} = 50 \cdot 10^6$  Дж/кг – теплотворна спроможність авіаційного палива.

Можливу величину втрат основних фондів визначають за співвідношенням:

$$\text{ПОФ} = \frac{0,7 \sum \text{ПОФ.пож}}{\text{МЗП}};$$

де  $\sum \text{ПОФ.пож}$  – сумарна вартість основних фондів, де можуть виникнути первинні та вторинні пожежі, тис. грн. ;

МЗП – мінімальна заробітна плата, тис. грн.

Аналізуючи зони пожеж, прихід їм до висновку, що до радіусу потрапив дозправник, вартістю 700 тис.грн , а також літак загальною вартістю 377 300 тис.грн :

$$\text{ПОФ} = \frac{0,7 \sum \text{Поф}}{0,869} = \frac{0,7 \cdot (700 + 377300)}{0,869} = 304488 \text{ МЗП.}$$

Можливу величину загальних  $M_{\text{общ}}$  та санітарних втрат  $M_{\text{сан}}$  виробничого персоналу обчислюють за співвідношенням:

$$M_{\text{общ}} = \sum N_{\text{общ}} + \sum N_{\text{вт.пож}} = 7 \text{ чел};$$

$$M_{\text{сан}} = 0,95 \cdot M_{\text{общ}} = 0,95 \cdot 7 \approx 6 \text{ чел.}$$

Можливу величину втрат (П) внаслідок пожежі визначають так:

$$П = ПОФ + 18 \cdot M_{\text{сан}} + 288 \cdot (M_{\text{общ}} - M_{\text{сан}}) = 304488 + 18 \cdot 6 + 288 \cdot 1 = 304884 \text{ МЗП.}$$

У цьому розділі визначено можливу величину втрат у разі виникнення очікуваної надзвичайної ситуації типу «пожежа» на території аеропорту (рис. 2.2). У розглянутому випадку загальні втрати персоналу склали 7 осіб, за можливої величини втрат 304 884 МЗП.

Перелік невідкладних робіт у зоні НС із позначенням обсягів кожної з них повинен включати:

- розвідку ділянок робіт рятувальників та маршрутів руху рятувальників
- локалізацію та гасіння пожеж;
- локалізацію аварій на газових, електроенергетичних та технологічних мережах;
- пошук уражених та матеріальних цінностей, отримання їх з-під завалів, із пошкоджених та палаючих будівель (споруд), із задимлених та загазованих приміщень;
- надання негайної медичної допомоги ураженим та евакуація їх до лікувальних закладів;
- висновок не постраждали персоналу у безпечні зміцнення (або обвалення) конструкцій, що загрожують обвалом;
- визначення та відображення переліку невідкладних робіт у зоні НС з позначенням обсягів кожної з цих робіт;
- ремонт та відновлення пошкоджених ліній зв'язку, комунально-енергетичних та виробничих мереж та захисних споруд;
- виявлення та знешкодження вибухонебезпечних предметів.

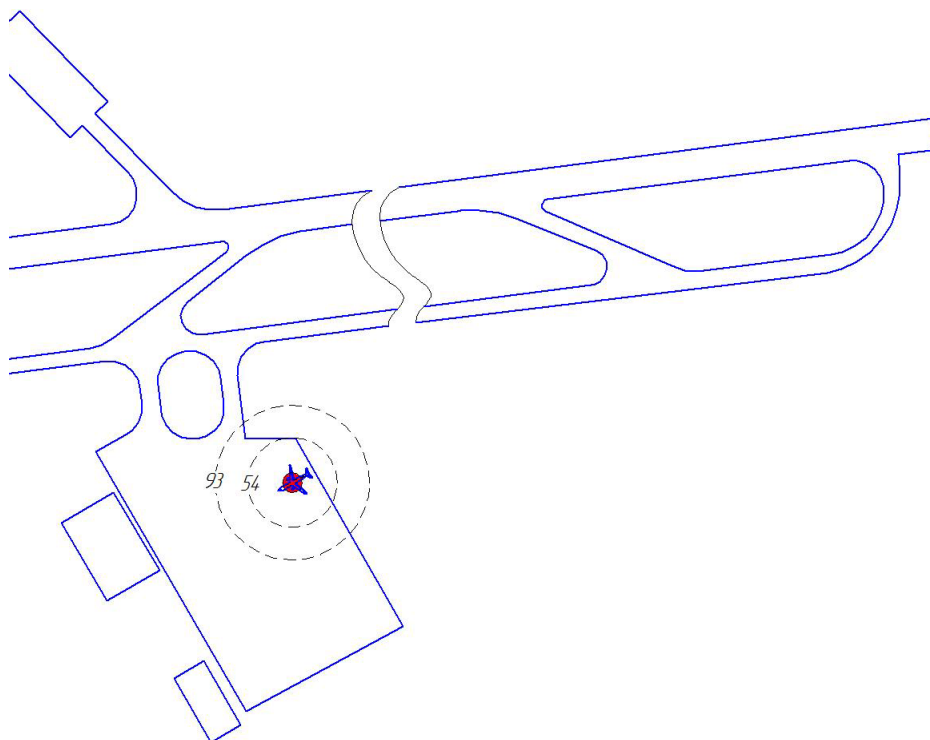


Рисунок 3.2 – Очікувана пожежна ситуація

### 3.2.3 Висновки

У цьому розділі було виявлено та проаналізовано небезпечні та шкідливі експлуатаційні фактори, що діють на людину при експлуатації літака, а також були розроблені методи боротьби з ними. Розглянуто систему антиобледеніння (САО) літака, яка запобігає виникненню одного з небезпечних експлуатаційних факторів. Розраховано радіуси зон горіння у разі виникнення загоряння палива під час стоянки літака.

## **4. СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА**

## 4.1 Визначення загальної напружено-деформованої поведінки структури крила спроектованого літака

### 4.1.1 Створення та підготовка моделі до аналізу

На основі визначених геометричних властивостей у частині 1.1.7 реалізується модель майстер-геометрія крила.

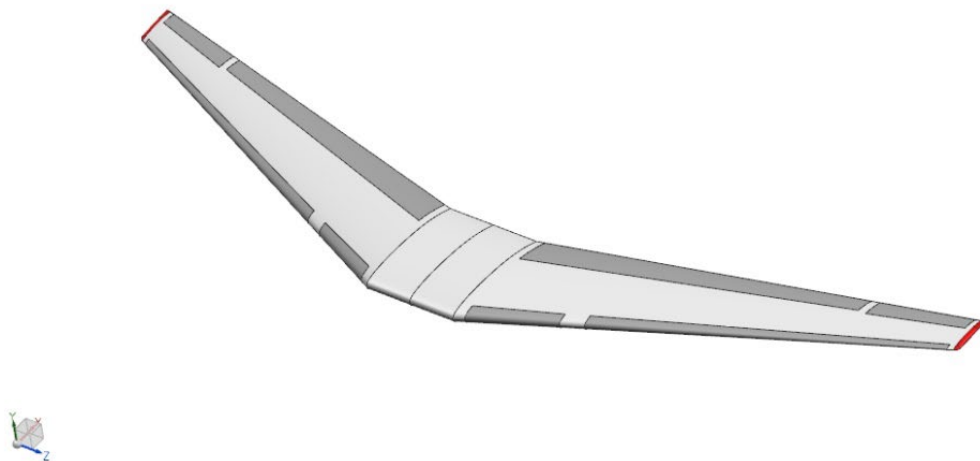


Рисунок 4.1 – Майстер-геометрія крила

Після моделювання майстер-геометрії крила (рисунок 4.1), виконуємо моделювання фрагмента моделі простору крила. Ця модель включає в себе фрагмент основної структури елементів (рисунок 4.2).

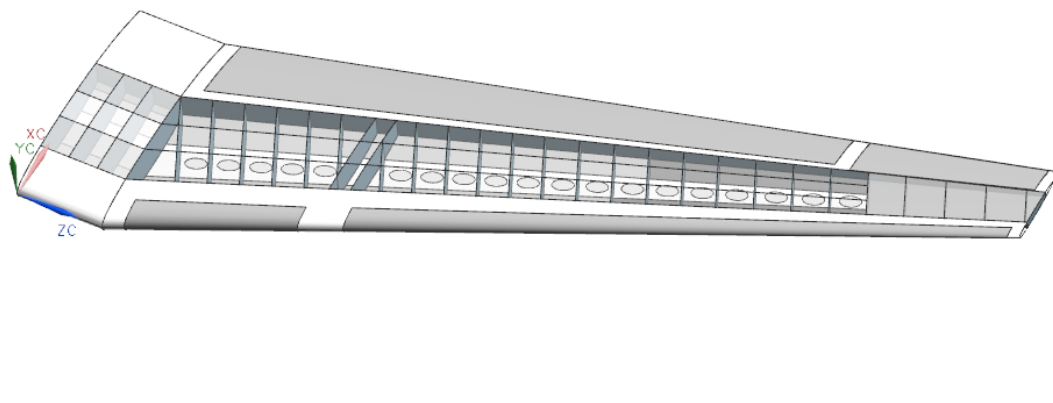


Рисунок 4.2.

Ця модель згодом задіяна для аеродинамічного і напружено-деформованого аналізу крила з використанням методу скінченних елементів (МСЕ).

Перш за все, ми робимо моделювання об'єму (рисунок 4.3) для визначення аеродинамічних характеристик сонця.

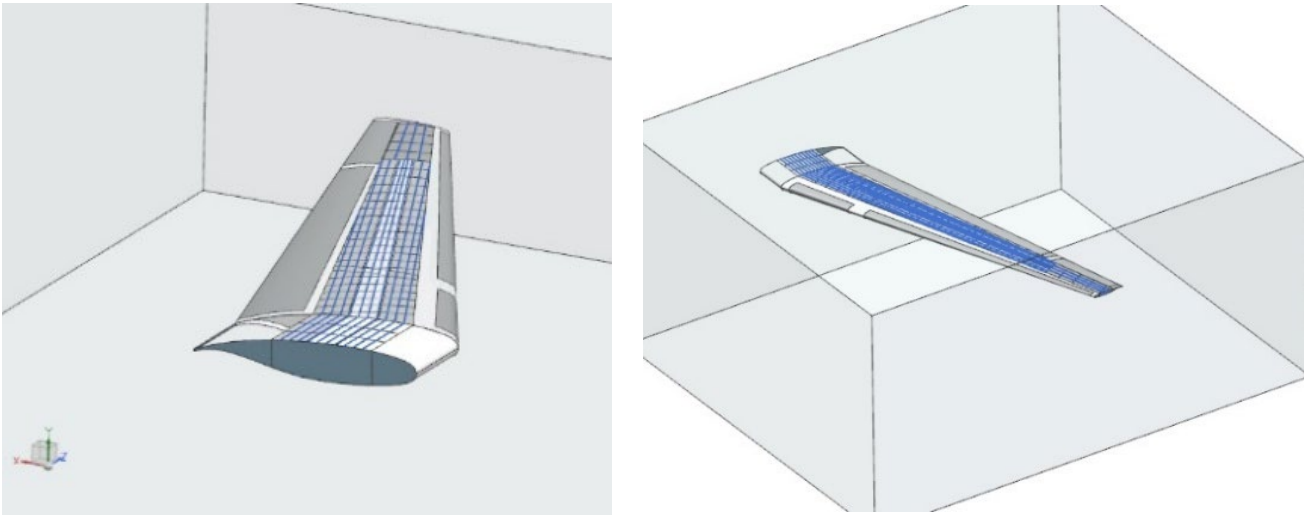


Рисунок 4.3 – Об'єм для аеродинамічного аналізу

#### 4.1.2 Створення скінченноелементної сітки моделі

У цій фазі виконано створення повноцінного елемента місії для аеродинамічного і надмірного напружено-деформаційного аналізу крила.

Рівень елементів хімічної суміші для аеродинамічної аналітики має бути вибраними на основі початкових даних і конвергенцій.

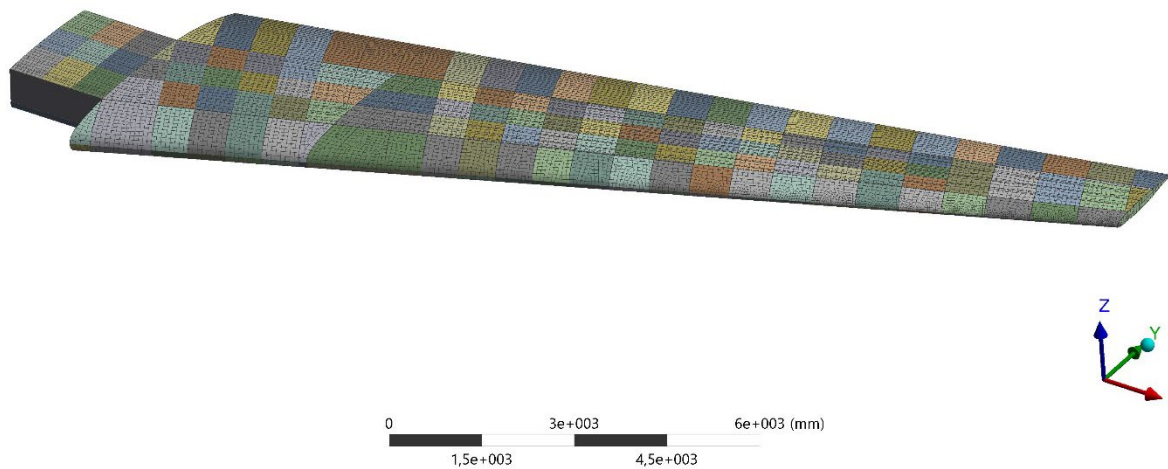
Розмір осередків:

1. Для аналізу загальної напруженої поведінки:  $\delta = 50mm$ .
2. Для аеродинамічного аналізу:  $\delta = 100...500$  мм; кількість шарів наповнювача -  $n = 15$ ; товщина першого шару –  $\delta_1 = 54$  мм; коефіцієнт збільшення товщини шару –  $\eta = 1,2$ . Досвідчений елемент для аналітичного аналізу надмірного напружено-деформованого стану та аеродинамічного аналізу представлений

на

рисунок

4.4-4.5.



Фіг.

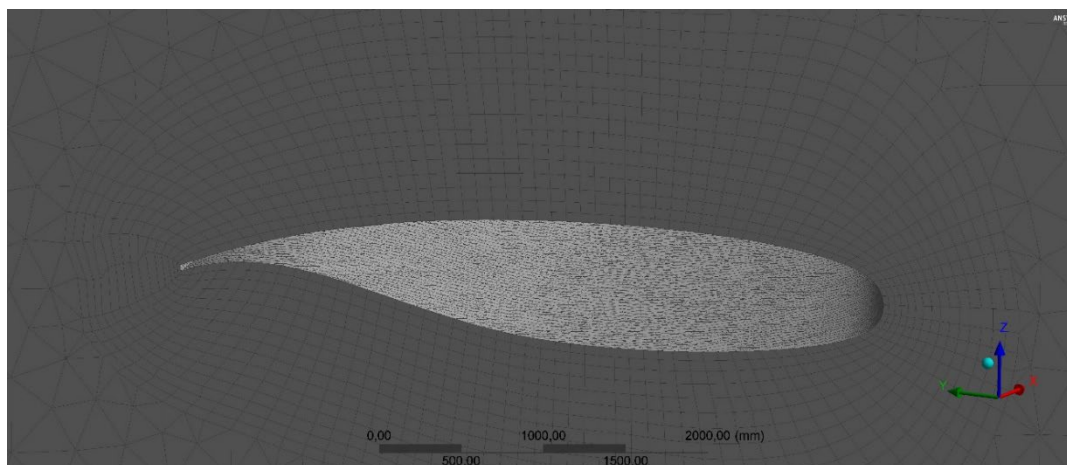


Рисунок 4.5 – Кінцево-елементна модель для аеродинамічного аналізу

### 4.1.3 Аеродинамічний аналіз

Початкові дані для аналізу:

висота -  $H = 10$  км;

тиск -  $p = 26,4$  кПа;

щільність -  $\rho = 0,41$  кг/м<sup>3</sup>;

температура –  $t = -50$  °С;

швидкість вхідного потоку –  $V = 244$  м/с.

Результати аеродинамічного аналізу представлені на рисунках 4.6-4.7.



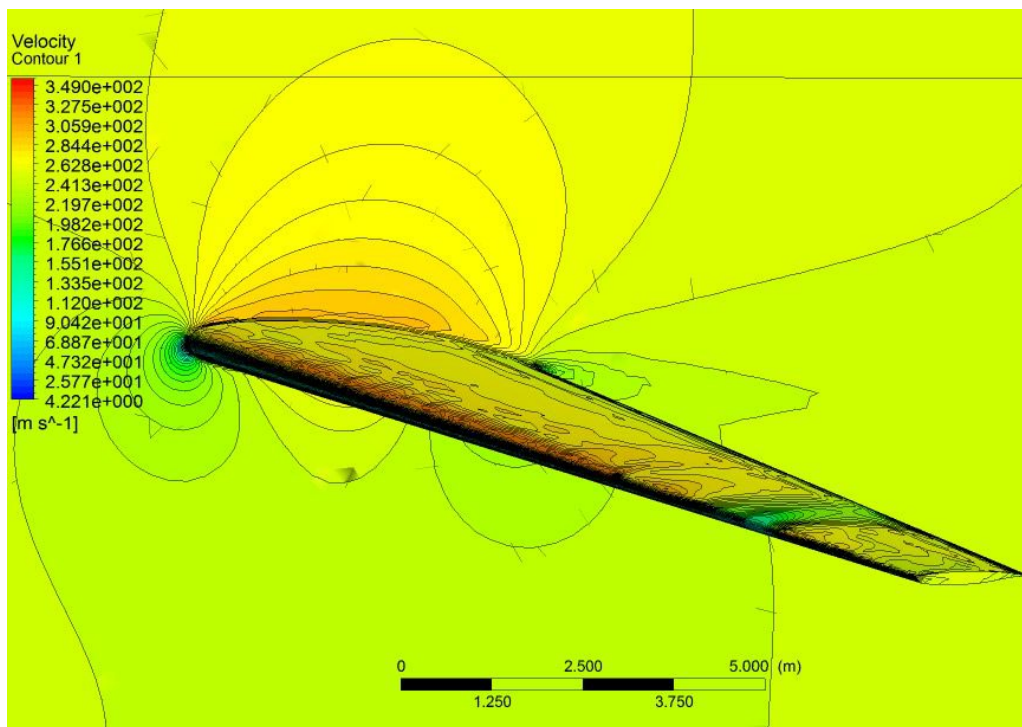


Рисунок 4.6 – Розподіл швидкості

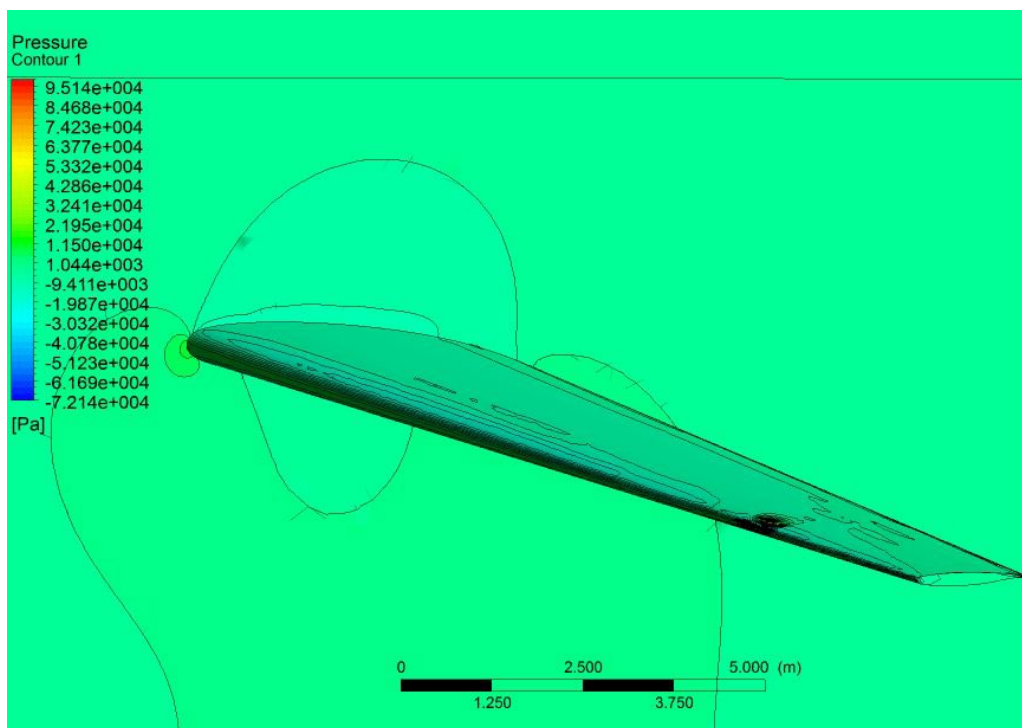


Рисунок 4.7 – Розподіл тиску

#### 4.1.4 Аналіз напружено-деформованого стану конструкції крила

На основі визначених навантажень у аеродинамічному аналізі проводиться загальний аналіз напружено-деформованого стану крила.

Визначене навантаження передається на поверхню крила, застосовані граничні умови (рисунок 4.8) – такі як точка маси двигуна, тяга та розподілена маса палива.

Після загального аналізу напружено-деформованого стану ми отримали загальне зміщення (рисунок 4.9) і напруження (рисунок 4.10-4.13).

Деформації обчислюються за формулою:

$$U = \sqrt{(U_x^2 + U_y^2 + U_z^2)},$$

де  $U_x$  – компонент деформації в напрямку X;

$U_y$  – компонент деформації в напрямку Y;

$U_z$  – компонент деформації в напрямку Z;

Еквівалентне напруження (також відоме як напруження фон Мізеса) часто використовується в проектній роботі, оскільки воно дозволяє представити будь-який довільний тривимірний стан напружень як одне позитивне значення напруження. Еквівалентне напруження є частиною теорії максимального еквівалентного напруження, яка використовується для передбачення пластичності в деформованих матеріалах.

Еквівалентне напруження пов'язане з головними напруженнями за допомогою рівняння:

$$\sigma_e = [((\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2) / 2]^{(1/2)},$$

де  $\sigma_1$  – максимальні головні напруження;

$\sigma_2$  – середні головні напруження;

$\sigma_3$  – мінімальні головні напруження;



Рисунок 4.8 – Розташування відповідних граничних умов

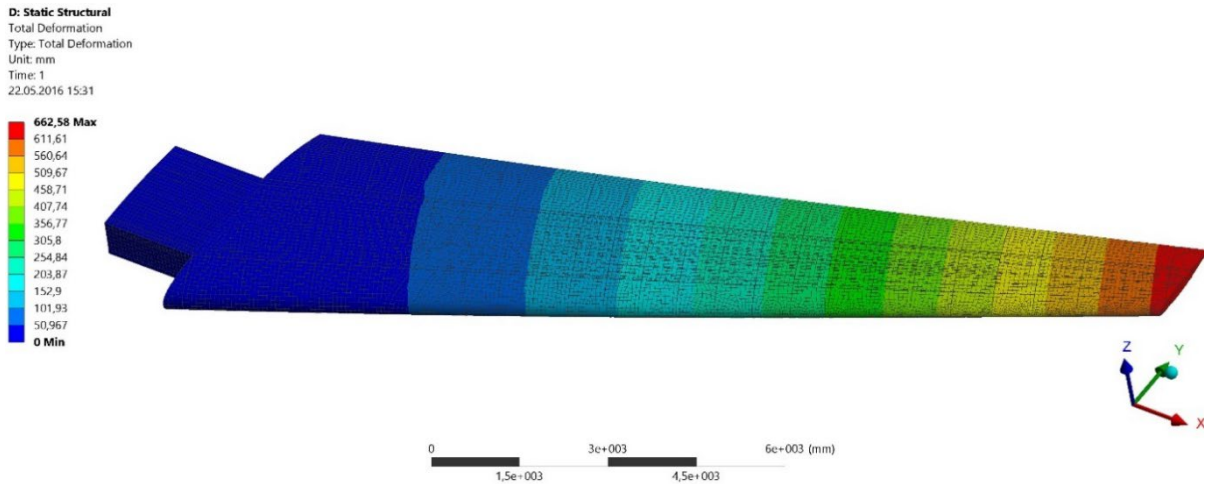


Рисунок 4.9 – Загальна деформація крила

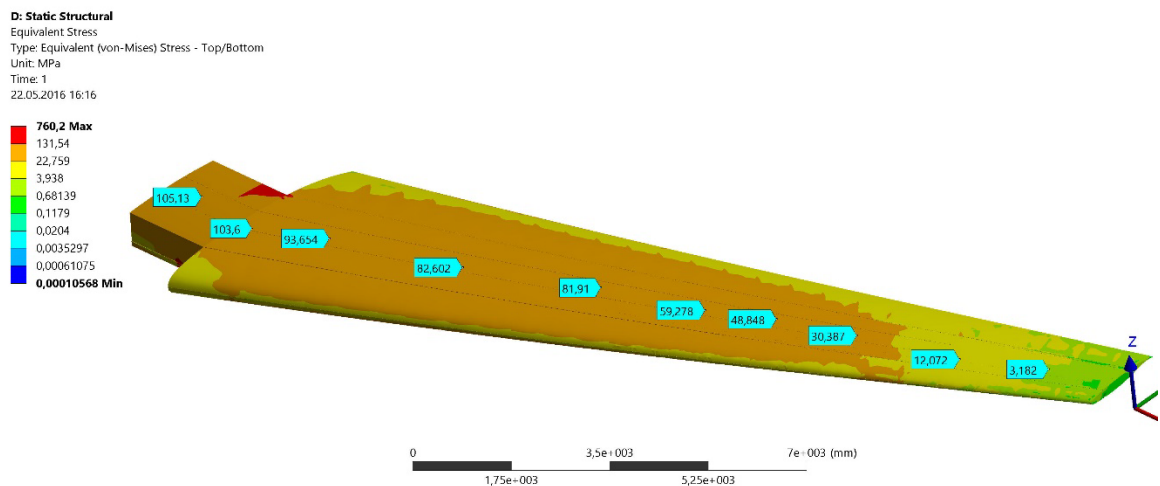
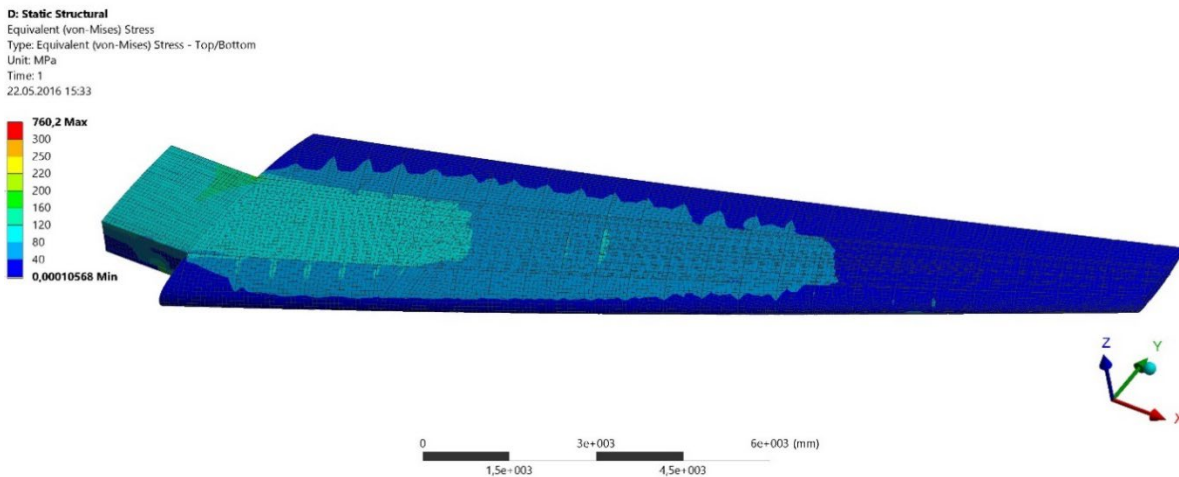


Рисунок 4.10 – Еквівалентне напруження на верхній поверхні крила

На результатах ми можемо побачити, що в регулярних зонах відсутні напруження в межах  $\sigma_e = 80 \dots 120$  МПа, що не перевищують межу текучості  $\sigma = 340$  МПа (матеріал: алюмінієві сплави 1163Т та 7075).

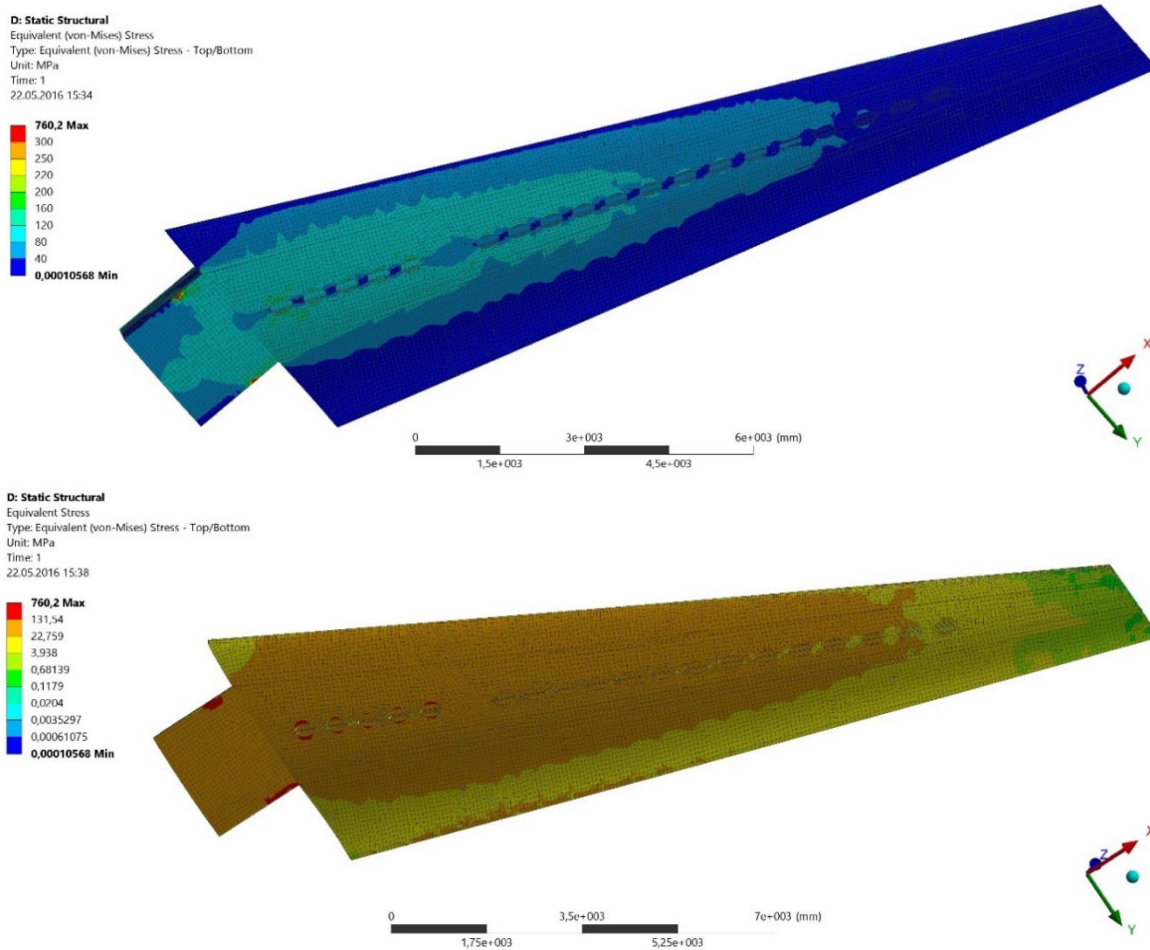


Рисунок 4.11 – Еквівалентне напруження на нижній поверхні крила

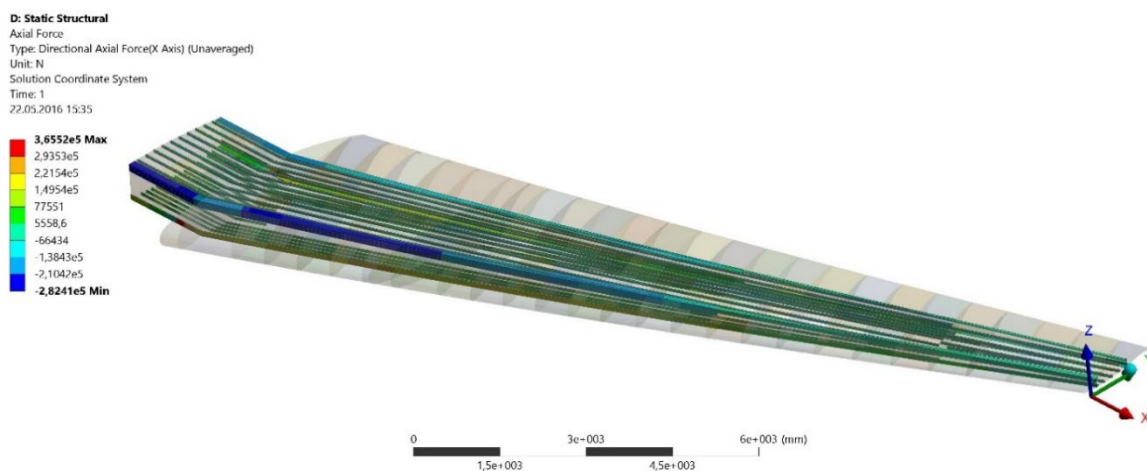


Рисунок 4.12 – Осьова сила елементів балки

У розділі 4.11 ми вважаємо, що максимальне напруження намірено навколо заданих граничних умов (зміщень). Цей пункт зміщення є ідеалізованим і викликає схему проектування, оскільки на практиці ми можемо користуватися роботою в цьому пункті.



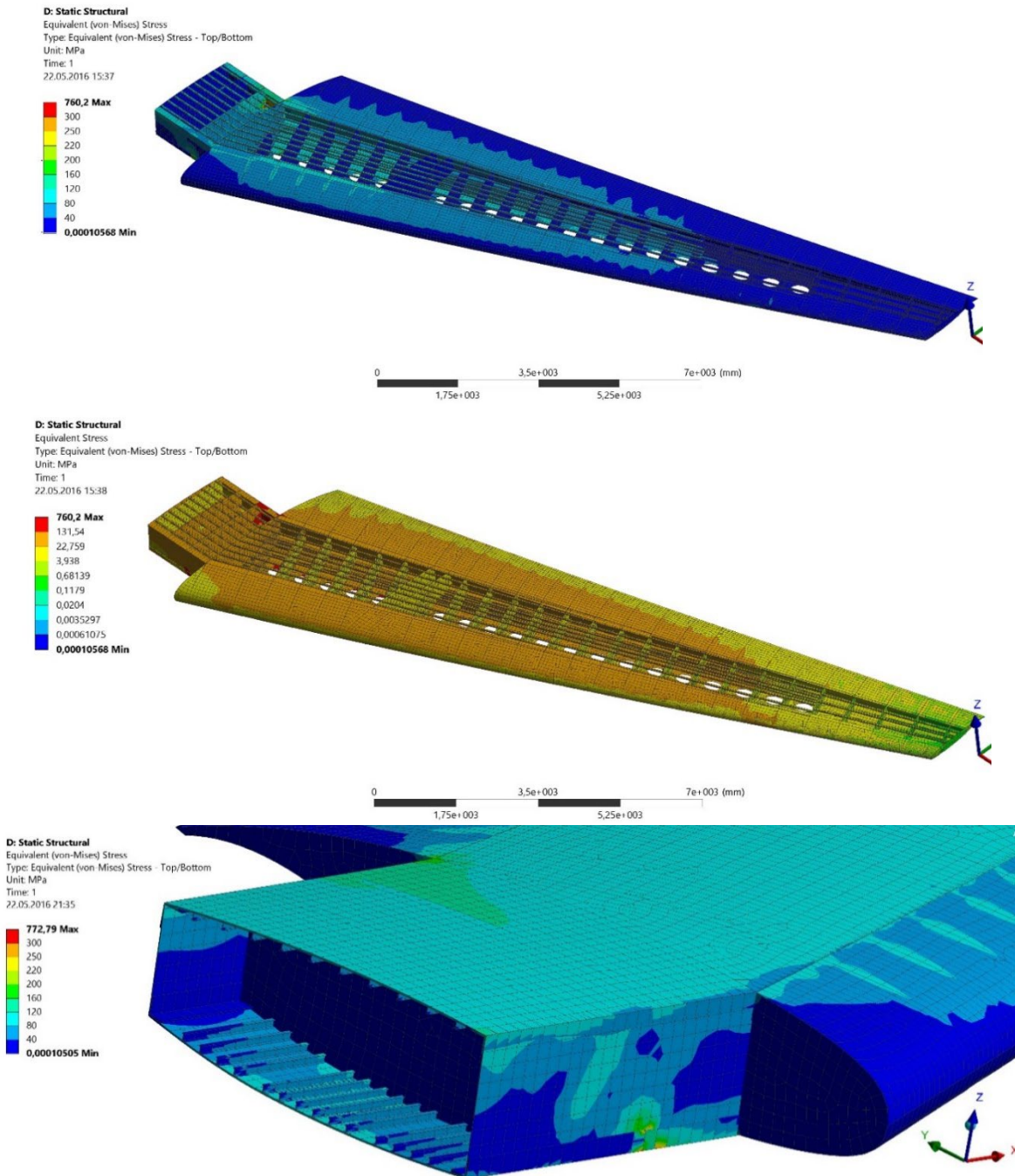


Рисунок 4.13 – Еквівалентне напруження всередині структури крила

#### 4.1.5 Висновок

Після загального аналізу напружено-деформованого стану ми отримали наступне:

Загальна деформація:  $U \approx 663$  мм;

Максимальне еквівалентне напруження в регулярній зоні не перевищує:  
 $\sigma_e = 120$  МПа.



# Список використаної літератури

1. Наукові засади інтегрованого проектування літаків транспортної категорії [Текст]: моногр . / Д.С. Ківа , А.Г. Гребеніков . - Х.: Нац. аерокосм . ун-т ім. Н.Є. Жуковського « Харк . авіац. ін-т», 2014. – Ч. 3. – 376 с.
2. Наукові засади інтегрованого проектування літаків транспортної категорії [Текст]: моногр . / Д.С. Ківа , А.Г. Гребеніков . - Х.: Нац. аерокосм . ун-т ім. Н.Є. Жуковського « Харк . авіац. ін-т», 2014. – Ч. 2. – 326 с.
3. Наукові засади інтегрованого проектування літаків транспортної категорії [Текст]: моногр . / Д.С. Ківа , А.Г. Гребеніков . - Х.: Нац. аерокосм . ун-т ім. Н.Є. Жуковського « Харк . авіац. ін-т», 2014. – Ч. 1. – 439 с.
4. Машинобудування. Енциклопедія/Ред. порада: К.В. Фролов (попер.) та ін. - М.: Машинобудування . Літаки та гелікоптери. Т. IV -21. Проектування, конструкції системи літаків та вертольотів. Кн. 2/А.М. Матвєєнко, А.І. Акімов, М.Г. Акопов та ін; під. заг. ред. А.М. Матвїєнко. - 752 с.
5. Норми льотної придатності літаків транспортної категорії (АП25). - М.: МАК, 1994. - 322 с.
6. Основи загального проектування літаків із газотурбінними двигунами: навч. посібник: о 2 год. / П.В. Балабуєв , С.А. Бичков, А.Г. Гребеников та інших. – Х.: Нац. аерокосм . ун-т "ХАІ", 2003. - Ч.1. - 454 с.
7. Основи загального проектування літаків із газотурбінними двигунами: навч. посібник: о 2 год. / П.В. Балабуєв , С.А. Бичков, А.Г. Гребеников та інших. – Х.: Нац. аерокосм . ун-т "ХАІ", 2003. - Ч.2. - 390 с.
8. Проектування літаків/А.Г. Гребеніков, А.А. Кобилянський, В.М. Король та ін: лаб. практ . - Х.: Нац. аерокосм . ун-т « Харк . авіац. ін-т», 2002. - 176 с.
9. Розробка аванпроекту літака [Текст]: навч. посібник/А.К. М'ялиця , Л.А. Малашенко, О.Г. Гребеніков та інших. – Х.: Нац. аерокосм . ун-т. « Харк . авіац. ін-т», 2010. - 233 с.
10. Конструкція та міцність літаків. Вид. 2-ге. Зайцев В. Н., Рудаков В. Л. Київ, видавниче об'єднання « Вища школа», Головне вид-во, 1978, 488 с.

- 11.Є.Т. Василевський В.А. Гребеніков. Методика призначення напруг, що допускаються для забезпечення заданого ресурсу крила // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології.
- 12.Посібник з технічної експлуатації Ан-148. Розділ 28.
- 13.Гребеніков А. Г. Методологія інтегрованого проектування та моделювання збірних літакових конструкцій /А. Г. Гребенніков. - Харків: Нац. аерокосм . Ун-т "ХАІ", 2006. - 532 с.
- 14.Аванпроект магістрального пасажирського літака ХАІ-150 / А. Г. Гребеніков, С. В. Журавель, А. Ю. Бочко // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології. - 2014. - Вип . 65. – С. 5-22.
- 15.Основи загального проектування літаків з газотурбінними двигунами / Балабуєв П.В., Бичков С.А., Гребенников А.Г., Желдоченко В.М., Кобилянський А.А., М'ялиця А.К., Рябков В.І., Цепляєва Т.П.: Навч. посібник.: О 2 год. – Х.: Нац. аерокосм . ун-т "ХАІ". - 2003. - Ч.2. - 390 с.
- 16.Аналіз напружено-деформованого стану авіаційних конструкцій за допомогою системи ANSYS/А.Г. Гребеніков , С.П. Світличний, В.М. Король, В.М. Анпілов: Навч. допомога. Ч.1. - Х.: Нац. аерокосм . ун-т "ХАІ", САД / САМ / САЕ, АНТО "КНК", 2002. - 320 с.
- 17.Офіційний сайт виробника двигунів CFM. [<https://www.cfmaeroengines.com/>]



# Додаток А

