

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 фюзеляжу  
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: Багровський А.М.

(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., доцент Сергій ТРУБАЄВ  
 «    »                      2024 року

**ЗАВДАННЯ  
 НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ СТУДЕНТУ**

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

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

Керівник кваліфікаційної роботи Капітанова Людмила Валеріївна – д.т.н.  
 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  $M_{крейс} = 0,815$ ;  $M_{тах} = 0,9$ ;  $H_{крейс} = 11000$  м;  $n_{пасс} = 150$ ;  $n_{ек} = 2$ ;  
 $L = 3000$  км;  $L_p = 1200$  м;  $V_{посад} = 250$  км/год;  $T_{л.год} = 80\ 000$ ;  $K = 16$ .

1. Конструкторський розділ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

1.1.1 Розробка концепції створення літака, що проектується, та науково-технічної програми досягнення його характеристик

1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами під час проектування літака

- 1.1.3 Збір, обробка та аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака
- 1.1.4 Вибір та обґрунтування схеми літака, типу його силової установки
- 1.1.5 Розрахунок маси літака на три наближення
- 1.1.6 Підбір двигунів та перевірка довжини розбігу
- 1.1.7 Визначення та оптимізація проектних параметрів літака та його агрегатів
- 29
- 1.1.8 Розробка аеродинамічної, об'ємно-вагової, конструктивно-силової компоновки. Розрахунок центрування та моментів інерції літака
- 1.1.9 Стандартна специфікація проектного літака
- 1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака за 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 Вплив проектних параметрів літака на його аеродинамічні та масові характеристики
- 1.2.5 Розрахунок моментних характеристик, статичної стійкості та керованості літака
- 1.2.6 Розрахунок діаграми «вантаж-дальність» літака, що проектується
- 1.3 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання фюзеляжу проектного літака
- 1.3.1 Розробка майстер-геометрії фюзеляжу
- 1.3.2 Визначення навантажень, які діють на фюзеляж
- 1.3.3 Вибір матеріалів для елементів конструкції фюзеляжу
- 1.3.4 Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силових елементів фюзеляжу у регулярних та нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу
- 1.3.5 Дослідження впливу параметрів фюзеляжу з його масу
- 1.3.6 Проектувальний розрахунок сполук та стиків фюзеляжу
- 1.3.7 Прогнозування ресурсу фюзеляжу в регулярних та нерегулярних зонах
- 1.3.8 Посібник з технічної експлуатації фюзеляжу
- 1.4 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання паливної системи літака

1.4.1 Загальні відомості та вимоги до паливної системи

1.4.2 Вибір розташування паливних баків, визначення їх конфігурації та обсягу

1.4.3 Система подачі палива до двигунів

1.4.4 Система дренажу паливних баків

1.4.5 Система заправки палива

1.4.6 Система аварійного зливу палива

1.4.7 Розрахунок паливної системи на висотність

1.4.8 Протипожежна система

1.4.9 Система нейтрального газу

1.4.10 Посібник з технічної експлуатації паливної системи

2. Дослідження економічної ефективності проектного літака з погляду вартості життєвого циклу ЛА155

2.1 Введення та постановка задачі

2.2 Розрахунок економічної ефективності проектного літака та літаків аналогів

3. Охорона праці та 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 об'єкта

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

3.1.3 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 під час експлуатації проектного об'єкта

3.2.2 Розробка заходів щодо зменшення ймовірності виникнення надзвичайних ситуацій під час експлуатації проектного об'єкта

3.2.3 Розробка очікуваної інженерної обстановки при вибуху літака, що проектується, на стоянці

4. Спеціальна частина

4.1 Визначення загальної напружено-деформованої поведінки секції фюзеляжу



4.1.1 Постановка задачі та підготовка скінченно-елементної моделі для розрахунку

4.2 Визначення загальної ССБ секції фюзеляжу при завантаженні за  $Q_z$  і  $M_y$

Список використаної літератури

Додатки

### 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.

Кваліфікаційна робота магістра містить: сторінок – 212, рисунків– 97, таблиць – 77, літературних джерел – 39, додатків 5.

**Об'єкт дослідження:** Метод інтегрованого проектування та параметричного моделювання фюзеляжу пасажирського літака

**Мета роботи:** розробка в обсязі ескізного проекту фюзеляжу середньомагістрального пасажирського літака для задоволення вихідних даних.

**Методи дослідження:** метод автоматизованого проектування, метод інтегрованого проектування та параметричного моделювання, методи розрахунку аеродинамічних характеристик, методи будівельної механіки, методи розрахунку літака на міцність.

### Результати випускної роботи магістра та її новизна:

1. Визначено масу літака у трьох наближеннях і дорівнює  $m_0 = 67152$  кг;
2. Розроблено загальний вигляд літака, габаритні розміри якого  $L_{кр} = 33740$  мм,  $L_{сам} = 44500$  мм;
3. Досягнуто аеродинамічну якість на крейсерському режимі польоту  $K = 15$  ;
4. Визначено оптимальні значення питомого навантаження на крило та звуження крила  $p_{opt} = 550 \frac{\text{Дан}}{\text{м}^2}$ ,  $\eta_{opt} = 4$ ;
5. Побудовано діаграму «вантаж-дальність», згідно з якою при максимальному завантаженні  $n_{нас} = 150$  чел дальність польоту складає  $L = 3120$  км;
6. Визначено геометричні характеристики обшивки, стрингерів та рядових шпангоутів фюзеляжу;
7. Розрахована вартість життєвого циклу проектованого літака, що дорівнює 1055 млн. у.о.;

8. Розроблено картку інженерної обстановки під час вибуху літака на стоянці аеропорту.

9. Розрахунок загального ПДВ відсіку фюзеляжу показав, що напруги у регулярних зонах знаходиться в межах 120...150 МПа.

СЕРЕДНЬОМАГІСТРАЛЬНИЙ ЛІТАК, ІНТЕГРОВАНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ФЮЗЕЛЯЖУ, МАЙСТЕР-ГЕОМЕТРІЯ І МОДЕЛЬ РОЗПОДІЛУ ПРОСТОРУ ФЮЗЕЛЯЖУ, ПАЛИВНА СИСТЕМА ЛІТАКА, КСС ФЮЗЕЛЯЖУ

**Умови отримання роботи:** за письмовим дозволом проректора з навчально-виховної роботи у бібліотеці Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського "ХАІ".

## Зміст

1. Конструкторський розділ .....	11
1.1 Автоматизоване формування вигляду літака .....	12
1.1.1 Розробка концепції створення літака, що проектується, та науково-технічної програми досягнення його характеристик.....	12
1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами під час проектування літака .....	13
1.1.3 Збір, обробка та аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака .....	14
1.1.4 Вибір та обґрунтування схеми літака, типу його силової установки .....	20
1.1.5 Розрахунок маси літака на три наближення .....	21
1.1.6 Підбір двигунів та перевірка довжини розбігу .....	30
1.1.7 Визначення та оптимізація проектних параметрів літака та його агрегатів .....	32
1.1.8 Розробка аеродинамічної, об'ємно-вагової, конструктивно-силової компоновки. Розрахунок центрування та моментів інерції літака.....	36
1.1.9 Стандартна специфікація проектованого літака .....	47
1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака за їх оптимізації на аеродинамічні та масові характеристики літака .....	59
1.2.1 Визначення лобового опору літака, що проектується.....	59
1.2.2 Підйомна сила, індуктивний опір, поляра літака, аеродинамічна якість літака.....	66
1.2.3 Поздовжній момент та розташування аеродинамічного фокусу літака .....	71
1.2.4 Вплив проектних параметрів літака на його аеродинамічні та масові характеристики .....	77
1.2.5 Розрахунок моментних характеристик, статичної стійкості та керованості літака.....	97
1.2.6 Розрахунок діаграми «вантаж-дальність» літака, що проектується .....	104
1.3 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання фюзеляжу проектованого літака.....	105
1.3.1 Розробка майстер-геометрії фюзеляжу .....	105
1.3.2 Визначення навантажень, які діють на фюзеляж.....	106
1.3.3 Вибір матеріалів для елементів конструкції фюзеляжу .....	112

1.3.4	Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силових елементів фюзеляжу у регулярних та нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу.....	114
1.3.5	Дослідження впливу параметрів фюзеляжу з його масу.....	128
1.3.6	Проектувальний розрахунок сполук та стиків фюзеляжу .....	129
1.3.7	Прогнозування ресурсу фюзеляжу в регулярних та нерегулярних зонах	134
1.3.8	Посібник з технічної експлуатації фюзеляжу .....	137
1.4	Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання паливної системи літака.....	141
1.4.1	Загальні відомості та вимоги до паливної системи .....	141
1.4.2	Вибір розташування паливних баків, визначення їх конфігурації та обсягу .....	142
1.4.3	Система подачі палива до двигунів.....	143
1.4.4	Система дренажу паливних баків.....	144
1.4.5	Система заправки палива.....	146
1.4.6	Система аварійного зливу палива.....	147
1.4.7	Розрахунок паливної системи на висотність .....	149
1.4.8	Протипожежна система .....	152
1.4.9	Система нейтрального газу .....	153
1.4.10	Посібник з технічної експлуатації паливної системи.....	154
2.	Дослідження економічної ефективності проектного літака з погляду вартості життєвого циклу ЛА.....	157
2.1	Введення та постановка задачі.....	158
2.2	Розрахунок економічної ефективності проектного літака та літаків аналогів .....	161
3.	Охорона праці та безпека у надзвичайних ситуаціях .....	167
3.1	Охорона праці .....	168
3.1.1	Виявлення та аналіз небезпечних та шкідливих експлуатаційних факторів, що діють у робочій зоні проектного об'єкта.....	168
3.1.2	Розробка заходів щодо запобігання або ослаблення можливого впливу небезпечних та шкідливих експлуатаційних факторів на працюючих .....	169
3.1.3	Забезпечення екологічної безпеки функціонування проектного об'єкта при впливі небезпечних та шкідливих експлуатаційних факторів .....	178
3.2	Безпека у надзвичайних ситуаціях .....	179

3.2.1 Аналіз можливих надзвичайних ситуацій під час експлуатації проєктованого об'єкта .....	179
3.2.2 Розробка заходів щодо зменшення ймовірності виникнення надзвичайних ситуацій під час експлуатації проєктованого об'єкта.....	180
3.2.3 Розробка очікуваної інженерної обстановки при вибуху літака, що проєктується, на стоянці.....	184
4. Спеціальна частина .....	188
4.1 Визначення загальної напружено-деформованої поведінки секції фюзеляжу.....	189
4.1.1 Постановка задачі та підготовка скінченно-елементної моделі для розрахунку.....	189
4.2 Визначення загальної ССБ секції фюзеляжу при завантаженні за $Q_z$ і $M_y$ ....	194
<b>Список використаної літератури .....</b>	<b>198</b>
<b>Додаток А .....</b>	<b>201</b>

# **1. Конструкторський розділ**

## **1.1 Автоматизоване формування вигляду літака**

### **1.1.1 Розробка концепції створення літака, що проектується, та науково-технічної програми досягнення його характеристик**

Продукція вітчизняного виробника авіаційної техніки (в основному в особі ДП «Антонов» та його підрозділів) здебільшого спрямована на задоволення потреб у транспортній авіації, а наявний парк пасажирських літаків підпадає під категорію близько магістральних літаків із пасажиромісткістю до 100 осіб. У зв'язку з цим пропонується розробити пасажирський літак (з можливістю конвертації в транспортну комплектацію), який займатиме місце у категорії середньомагістральних літаків (2500...5500 км) із пасажиромісткістю 100...200 осіб.

У разі сучасної жорсткої конкуренції створюваний літак має перевершувати аналоги з низки техніко-економічних і експлуатаційних характеристик. Досягнення поставленої мети можливе за умови впровадження нових конструктивно-технологічних рішень та концепцій[14].

**За аеродинамікою:** досягти аеродинамічної якості літака на крейсерському режимі до 16 одиниць, скоротити дистанції зльоту і посадки за рахунок застосування закрилків і передкрилок, що займають близько 80% розмаху крила, застосування шкарпеток крила, що відхиляються в зоні бортової нервюри - все це дозволить адаптувати крило під дані умови; розробити аеродинамічну схему літака, що дозволяє знизити опір інтерференції, лобовий опір літака, досягти зниження ймовірності звалювання на критичних кутах атаки, або якщо звалювання сталося - забезпечити самостійний вихід літака з нього без участі пілота; для досягнення високих крейсерських швидкостей польоту і, відповідно, конкурентоспроможності літаком необхідно застосувати сучасні суперкритичні профілі крила, які забезпечують політ на числах Маха близьких до одиниці, але без зриву потоку.

**За конструкцією:** виконати конструкцію планера таким чином, щоб її маса становила не більше 27% злітної маси літака, а коефіцієнт вагової віддачі досягав 30%. Це завдання реалізується застосуванням сучасних методів розрахунку на міцність, при проектуванні враховувати характер та напрямок навантажень, що діють на конструкцію, що дозволить максимально використати можливості матеріалу, а також широке застосування сучасних композиційних матеріалів; для значного зниження ваги фюзеляжу. Також конструкція планера повинна забезпечувати ресурс не менше 80000 льотних годин.

**За системою управління:** система управління повинна забезпечувати стійкість та керованість літака на всіх передбачених режимах польоту і при цьому мати мінімальну масу та максимально можливу надійність та безвідмовність. Забезпечення стійкості та керованості реалізується застосуванням великої кількості кермових поверхонь та механізації передньої та задньої кромки крила; мінімальну масу та високу надійність забезпечує застосування чотири рази резервованої електродистанційної системи управління.



**По устаткуванню:** на літаку застосовується сучасне цифрове обладнання, що має меншу масу, ніж аналогове, і що підвищує зручність зчитування інформації екіпажем, за рахунок виведення даних на РК-дисплеї з високою якістю зображення.

**По експлуатації:** літак повинен мати конструкцію, що дозволяє здійснити зручну посадку пасажирів, їх швидко евакуацію під час аварійної ситуації (не більше 2 хв), можливість швидко підготувати літак до наступного вильоту, забезпечити проведення регламентних робіт та ремонту в короткі терміни (підготовка до вильоту – не більше 2 годин) , заміна несправного обладнання – не більше 30 хвилин).

### **1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами під час проектування літака**

Основне призначення літака, що проектується, – це перевезення пасажирів до 150 осіб на регіональних авіалініях до 3000 км. На основі цих вихідних даних сформовано тактико-технічні вимоги до літака, подані у таблиці 1.1.

Таблиця 1.1 - Тактико-технічні вимоги до літака, що проектується

Mmax	Mкрейс	Nкрейс, м	npac, чол	ек, чол	L, км	Lp, м	Vпіс, км/год
0,9	0,815	11000	150	7	3000	1200	250

Крім того, літак, що проектується, повинен забезпечити виконання таких вимог як[17]:

- забезпечення максимальної надійності літака та безпеку перевезення пасажирів;
- висока економічність перевезень (паливна ефективність);
- забезпечення прийнятних життєвих умов для пасажирів під час польоту та комфорту;
- мінімальний вплив на довкілля;
- можливість перельотів у складних метеорологічних умовах для забезпечення високої регулярності польотів (проте не на шкоду вимогам забезпечення безпеки).

Літак, його силова установка, обладнання та системи повинні відповідати вимогам норм льотної придатності AP-25, FAR-25, JAR-25. Двигуни також повинні задовольняти вимоги AP-33, AP-34, вимоги додатка 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію (за емісією) та вимоги AP-36 (за шумом)[29].

Проектований літак передбачається експлуатувати в умовах помірною, субтропічного та тропічного кліматів з відповідними параметрами (тиск,

температура, вологість і т.д.) згідно з ГОСТ 4401-81. У зв'язку з цим у конструкції літака слід передбачити захист за умов тропічного клімату. Високі показники придатності забезпечуються системою об'єктивного контролю, що дозволяє своєчасно визначити несправності та знизити кількість робіт у рамках регламентного технічного обслуговування.

### **1.1.3 Збір, обробка та аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака**

На етапі складання статистичних даних необхідно користуватися достовірними джерелами інформації та підбирати літаки з близькими льотно-технічними характеристиками та умовами експлуатації[23].

На основі заданих тактико-технічних вимог підібрано літаки-аналоги, які є лідерами в даному класі літаків: Bombardier SC 300 (рис.1.1), McDonnell 90-30 (рис.1.2), Embraer RJ-195 (рис.1.3), Airbus 320-230 (рис.1.4), Ту-204-300 (рис.1.5), Boeing 737-700 (рис.1.6), Ан-158 (рис.1.7). Результати збору та обробки статистичних даних представлені в табл. 1.2.



Рисунок 1.1 – Схема літака Bombardier SC 300

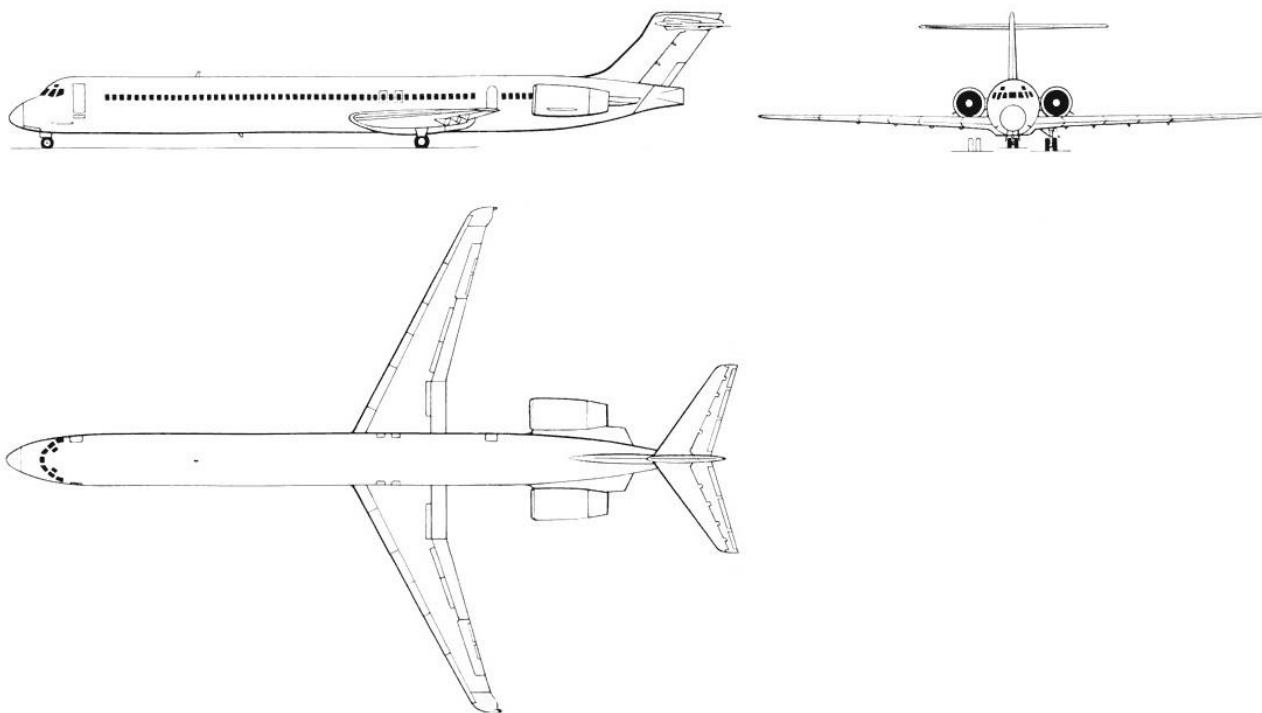


Рисунок 1.2 – Схема літака MD 90-30



Рисунок 1.3 – Схема літака ERJ-195

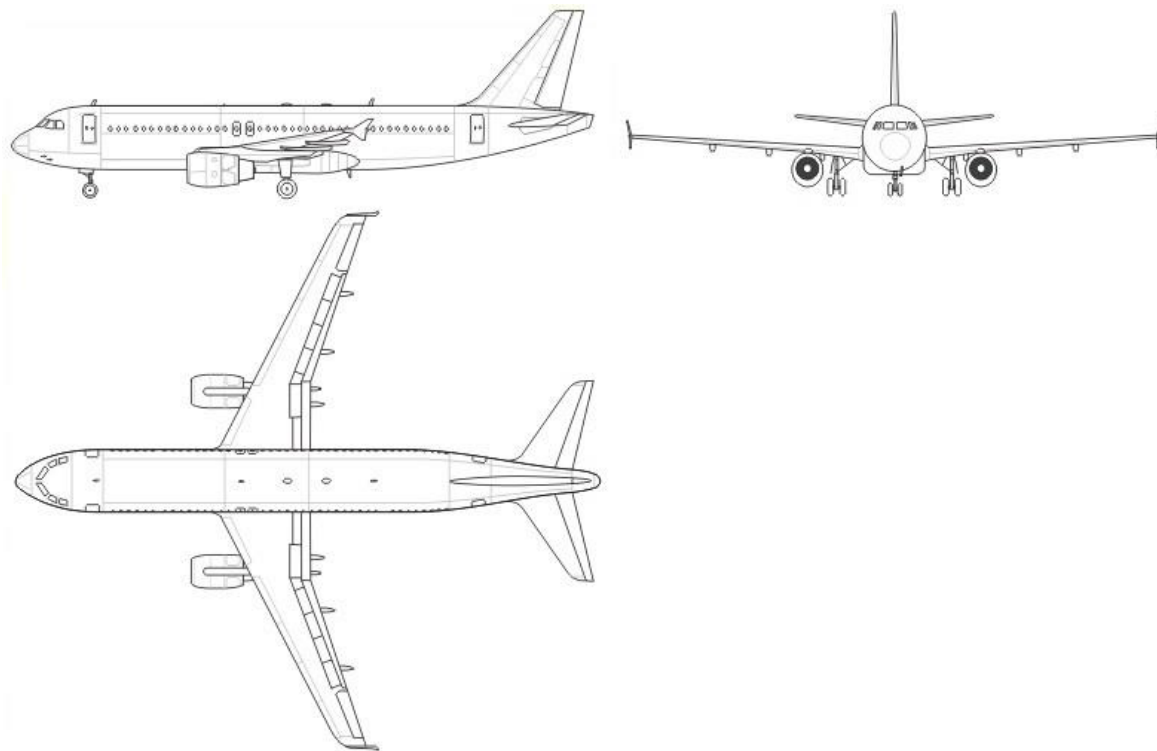


Рисунок 1.4 – Схема літака А320-230

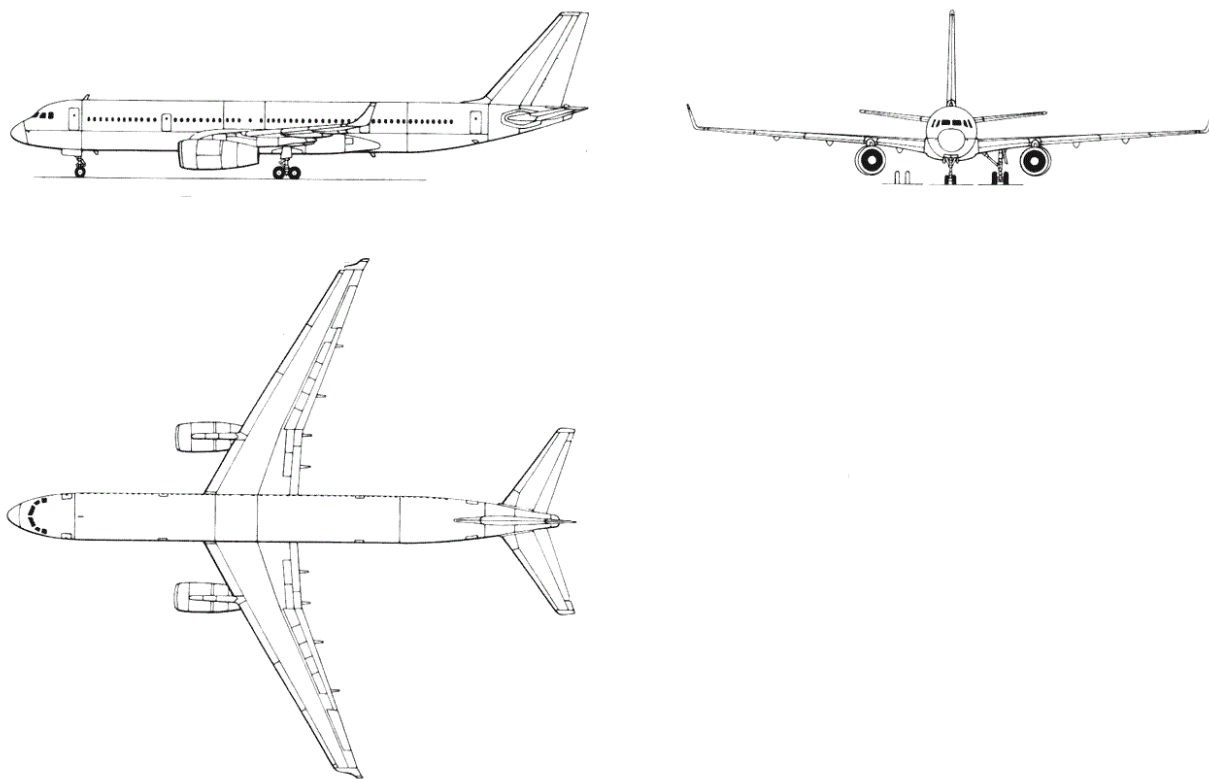


Рисунок 1.5 – Схема літака Ту-204-300

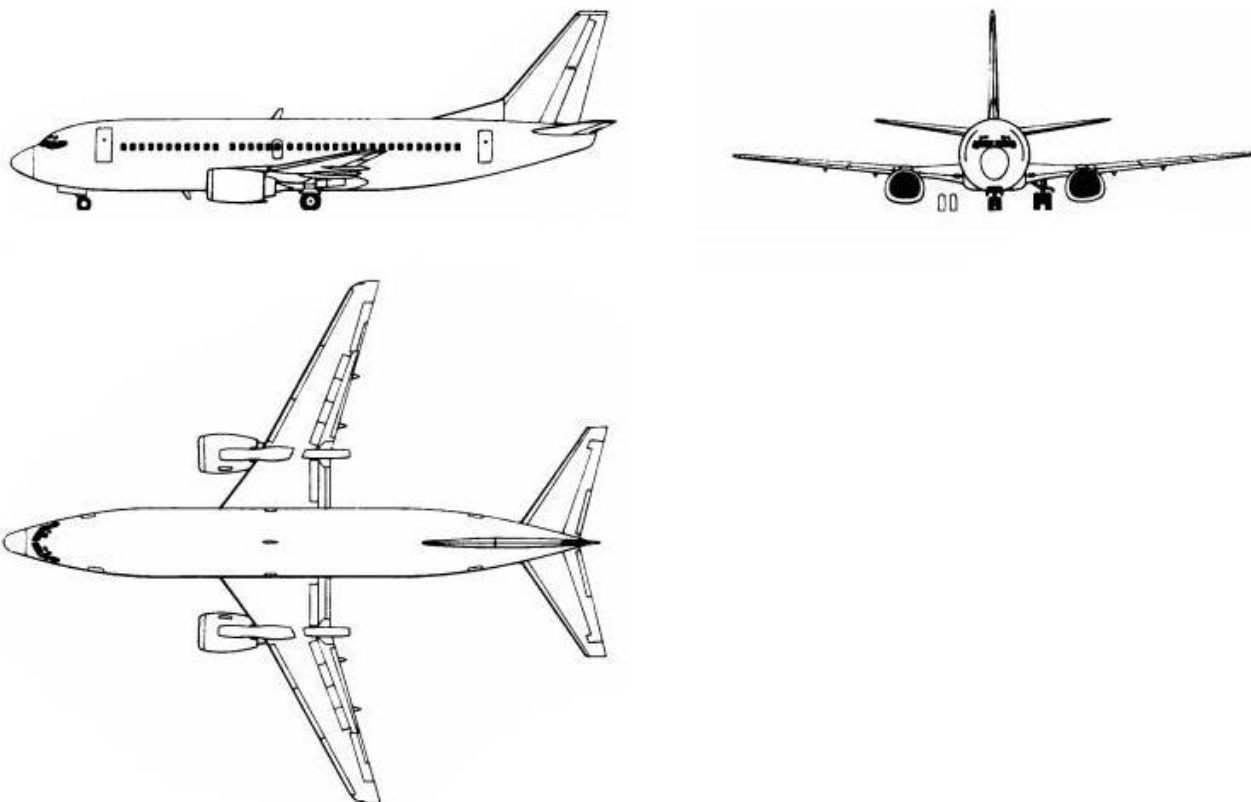


Рисунок 1.6 – Схема літака Boeing 737-70

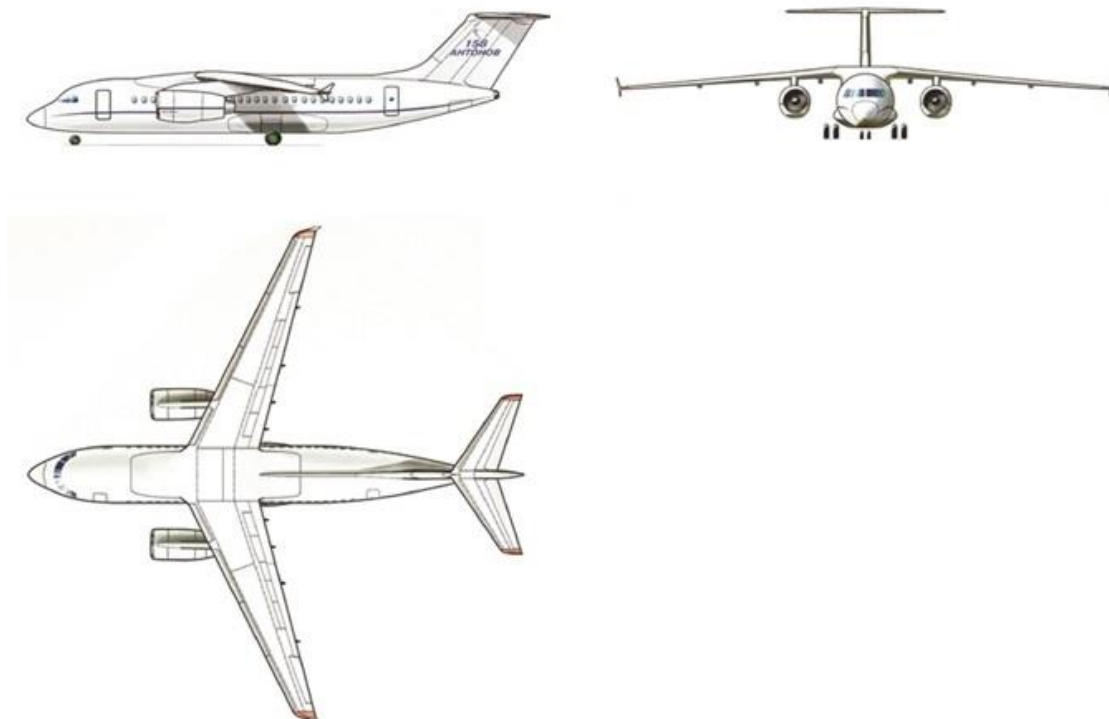


Рисунок 1.7 – Схема літака АН-158

Таблиця 1.2 - Статистичні дані літаків-аналогів

Назва літака, країна-виробник, рік випуску		<b>CS300</b> Канада 2013	<b>MD-90-30</b> США 1993	<b>ERJ-195</b> Бразилія 2004	<b>A320-230</b> Франція 1988	<b>Ту-204-300</b> Росія 2005	<b>Boeing 737-700</b> США 1997	<b>Ан-158</b> Україна 2010	<b>Проектований літак</b>
Літні дані	Vкрейс, км/год	870	810	870	900	830	828	820	880
	Vтах, км/год	900	875	890	930	850	876	870	920
	Hкрейс, м	12000	10670	11000	11275	11100	11000	11000	11000
	Hтах, м	13300	12100	12000	12700	12500	12200	12500	12500
	Vітр, км/год	270	290	260	280	290	260	270	240
	Vпіс, км/год	280	300	280	300	320	275	290	250
	Hпот, м	12500	11300	12000	12000	12100	12500	12500	12500
	L(mT тах), км	5460	4400	4074	5370	7370	6230	6000	7000
	L(mгртах), км	—	3060	2650	3980	5920	—	2500	3000
	Lрозб, м	1220	1550	1300	1400	1600	1300	1100	1200
	Lпроб, м	900	1000	1100	1000	1100	1000	800	900
Масові дані	m0(мвзл), кг	65317	70760	50790	77000	107500	68000	43700	64231
	m вантаж, кг	18552	17800	13650	20300	18000	16500	9800	18000
	mпас	130	172	122	150	164	148	99	150
	mпос, кг	55340	64410	45000	70000	88000	60781	41000	50870
	m порожній, кг	35800	39990	28970	41800	54000	38140	23000	30400
	mк, кг	18290	19815	14475	21715	30100	19050	12240	19257
	m т, кг	17000	18370		23860	36000	20900	11500	13364
	m про, кг	6530	7070	5080	7700	10750	6800	4370	5505
Дані СУ	P0, кН	103,6	111,3	82,3	111,3	157	117	68	100,8
	mдв, кг	2400	2484	1700	2327	2950	2370	1500	2370
	Число та тип двигунів	2 ТРДД Pr&Wh 1500G	2 ТРДД IAE V2525-D5	2 ТРДД GenE1 CF34-10E	2 ТРДД IAE V2500-A5	2 ТРДД ПС90А	2 ТРДД CFM56-7B20	2 ТРДД Д-436-148	2 ТРДД
	Ср, кг/кгс*год	0,45	0,53	0,45	0,52	0,595	0,55	0,58	0,572
	у, ступінь двоконтурності	12	4,8	5,2	5,4	4,5	5,1	4,9	5,1

Назва літака, країна-виробник, рік випуску	<b>CS300</b> Канада 2013	<b>MD-90-30</b> США 1993	<b>ERJ-195</b> Бразилія 2004	<b>A320-230</b> Франція 1988	<b>Ту-204-300</b> Росія 2005	<b>Boeing 737-700</b> США 1997	<b>Ан-158</b> Україна 2010	Проектований літак	
Похідні величини	$\bar{S}_{во}$	0,242	0,227	0,18	0,22	0,232	0,262	0,228	0,22
	$\bar{S}_{го}$	0,241	0,324	0,26	0,247	0,234	0,346	0,216	0,24
	$k_{мід} = m_0 / \Sigma S_{мід}$ д, ДаН/м <sup>2</sup>	3890	4580	3710	4426	6287	3867	3000	
	$k_{отд} = m_{груз} / m_0$	0,284	0,252	0,269	0,264	0,168	0,243	0,224	
	$\gamma_{дв} = m_{двг} / P_0$	0,227	0,219	0,203	0,206	0,184	0,199	0,216	
	$t_0 = 10P_0 / m_0 g$	0,323	0,321	0,334	0,294	0,287	0,338	0,368	
	$p = m_0 g / 10S$ ДаН/м <sup>2</sup>	570	618	540	616	573	534	425	
Геометричні дані	$\Sigma S_{МІД}$ , м <sup>2</sup>	16,8	15,46	13,7	17,4	17,1	17,6	14,7	15,0
	$S_{ел}$ , м <sup>2</sup>	6,446	6,446	6,446	6,446	6,446	6,446	6,446	6,446
	$\lambda_{\phi}$	10	12	12	10	12	9	8	11
	$d_{\phi}$	3,7	3,42	3,2	3,8	3,6	3,8	3,5	3,7
	$L_{\phi}$ , м	38,7	43,65	38,65	37,57	43,5	37,5	27	34,2
	$\Pi$	2,53	3,13	3	3	3,2	3,5	4,05	4
	$\bar{C}_0$	0,135	0,139	0,14	0,13	0,14	0,13	0,13	0,13
	$\lambda$	10,97	9,62	9	9,5	9,5	9,41	9,58	9,5
	$\chi_{опк}$	29	28	22	27	29	25	27	27
	$L_{кр}$ , м	35,1	32,87	28,72	34,09	41,8	34,3	28,91	34,01
	$S$ , м <sup>2</sup>	112,3	112,3	92,5	122,6	184,2	125	87,32	115,7

На основі обробки статистичних даних літаків-аналогів вибираємо основні відносні геометричні параметри літака, що проектується (табл. 1.3)

Таблиця 1.3 - Основні геометричні параметри агрегатів літака

$\lambda$	$\chi_{ПК}$	$\eta$	$\bar{c}$	bз	$\delta з$	Сел	$\lambda\phi$	Dф, м
9,5	27	4	0,13	0,3	25/50	0,04	11	3,7

$\bar{S}_{ГО}$	$\bar{S}_{ВО}$	$\lambda_{ГО}$	$\lambda_{ВО}$	$\chi_{0,25}^{ГО}$	$\chi_{0,25}^{ВО}$	$\bar{C}_{ГО}$	$\bar{C}_{ВО}$	$\eta_{ГО}$	$\eta_{ВО}$
0,24	0,22	4,5	1	35	45	0,1	0,1	2,5	1,5

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

У цій кваліфікаційній роботі магістра розробляється середньомагістральний пасажирський літак, нормальної аеродинамічної схеми з високо розташованим крилом (рис. 1.8).

Основні переваги такої схеми[31]:

- крило знаходиться у чистому незбуреному повітряному потоці;
- найменший опір інтерференції порівняно з низькопланом та середньопланом;
- покращений огляд екіпажу;
- спрощено компонування пасажирського салону та вантажного відсіку;
- верхня поверхня крила вільна, завдяки чому створює додаткову підйомну силу;
- спрощено вантажно-розвантажувальні роботи транспортних літаків;
- мала висота шасі.

До недоліків схеми можна віднести[31]:

- горизонтальне оперення знаходиться в скошеному та обуреному крилом потоці, що знижує його ефективність;
- для забезпечення стійкості польоту літака ГО повинне створювати негативну підйомну силу, що знижує підйомну силу.

Горизонтальне оперення виконано за Т-подібною схемою, переваги якого такі[23]:

- обтікання незбуреним потоком;
- вилучення попадання вихлопних газів від двигунів;
- зниження вібрації та шуму всередині літака.



Шасі є найчастіше використовувану схему – трьох опорну схему з носовою стійкою, основні її переваги це[21]:

- низький шанс капотування літака під час посадки;
- краща стійкість під час руху землі;
- простота збирання.

Силова установка складається із двох турбореактивних двоконтурних двигунів. Двигуни розташовані на пілонах під крилом, що сприяє зменшенню діючих навантажень на крило, і навіть виступають як протифлаттерний вантаж з допомогою виносу вперед[21].

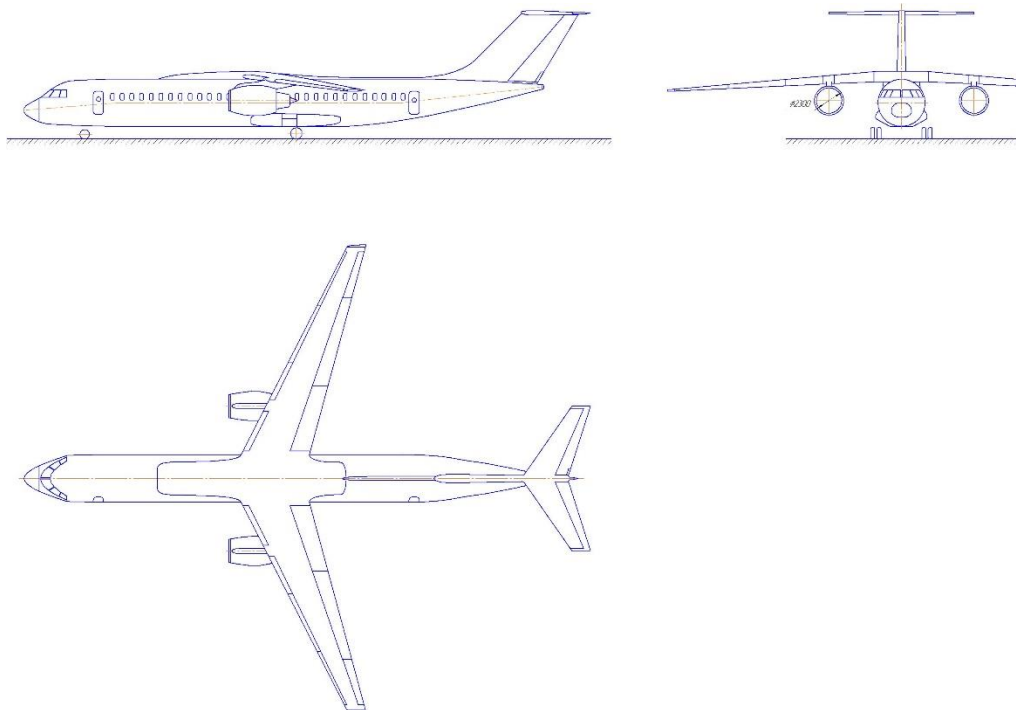


Рисунок 1.8 – Схема літака, що проектується

### 1.1.5 Розрахунок маси літака на три наближення

#### *Визначення злітної маси літака у нульовому наближенні*

Злітна маса літака в нульовому наближенні визначається з рівняння існування літака[21]:

$$m_0^0 = \frac{m_{нас} + m_{сн}}{1 - (m_T + m_k + m_{cy} + m_{об})}$$

де  $m_{нас} = n_{нас} \cdot 120 = 150 \cdot 120 = 18000$  кг - Маса пасажирів;

$m_{сн} = n_{эк} \cdot 80 + m_{вода} + m_{пицца} = 7 \cdot 80 + 94,5 + 225 = 879,5$  кг -  
навантаження.

Маса службового

Відносні маси палива  $\overline{m_T}$ , конструкції  $\overline{m_K}$ , силової установки  $\overline{m_{cy}}$  та обладнання  $\overline{m_{об}}$  у нульовому наближенні підбираються на основі аналізу статистичних даних та рекомендацій навчальних посібників з проектування літаків даного класу та мають такі значення [21]:

$$\overline{m_T} = 0,255; \overline{m_K} = 0,28; \overline{m_{cy}} = 0,1; \overline{m_{об}} = 0,1.$$

Відповідно отримаємо злітну масу в нульовому наближенні рівну:

$$m_0^0 = \frac{m_{нас} + m_{сн}}{1 - (\overline{m_T} + \overline{m_K} + \overline{m_{cy}} + \overline{m_{об}})} = \frac{18000 + 879,5}{1 - (0,255 + 0,28 + 0,1 + 0,1)} = 70037,7 \text{ кг.}$$

Маса літака в нульовому наближенні є відправною точкою подальших розрахунках параметрів і характеристик літака.

### ***Розрахунок маси літака у першому наближенні***

Для розрахунку маси літака у першому наближенні використовується формула, отримана на основі рівняння балансу мас[21]:

$$m_0^I = \frac{m_{ком} + m_{об.упр.} + m_{сл}}{1 - (\overline{m_K} + \overline{m_{cy}} + \overline{m_T})},$$

–  $m_{ком}$  - Маса комерційного навантаження, задана в технічному завданні, кг;

–  $m_{об.упр.} + m_{сл}$  - Маса екіпажу, обладнання та службового навантаження, кг;

–  $\overline{m_K}; \overline{m_{cy}}; \overline{m_T}$  – відносні маси конструкції, силової установки та палива, які підлягають визначенню залежно від основних енергетичних, вагових та геометричних параметрів літака та заданих у ТЗ висоти, швидкості, дальності польоту, довжини розбігу перед зльотом тощо.

У межах розрахунку маси у першому наближенні слід провести аналіз впливу параметрів літака на його масу (подовження крила, звуження крила, питома навантаження на крило і т.д.). Структурою дипломного проекту розділ для проведення аналізу впливу проектних параметрів передбачено у пункті 1.2.4, тому тут представимо основні розрахункові залежності та кінцевий результат розрахунку, а безпосередні розрахунки, вибір оптимальних параметрів та аналіз графічних залежностей представимо у пункті 1.2.4.

Відносна маса силової установки визначається за формулою[31]:

$$\overline{m_{cy}} = R \cdot \gamma_{\delta e} \cdot t_{0max},$$

де  $\gamma_{\delta e}$  - Питома вага двигуна;

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

$t_{0max}$  – максимальна стартова тягоозброєність.

Відносна маса палива є сумою[21]:

$$\bar{m}_T = \bar{m}_{m.n.в} + \bar{m}_{m.крейс} + \bar{m}_{m.n.з} + \bar{m}_{m.нр} + \bar{m}_{m.сн.л},$$

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

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

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

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

$\bar{m}_{m.нр} = 0,006$  - відносна маса неуточнених витрат палива (залишок палива, що не виробляється);

$$\bar{m}_{m.n.в} = \frac{0,0035 \cdot H_{нач} \cdot (1 - 0,03 \cdot y)}{1 - 0,004 \cdot H_{нач}},$$

$$\bar{m}_{m.сн.л} = 0,002 \cdot H_{кон} \cdot (1 - 0,03 \cdot y) \cdot (1 - 0,023 \cdot H_{кон}),$$

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

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

Відносна маса палива для крейсерського польоту та навігаційного запасу визначають за формулою[21]:

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

де  $L$  - Дальність польоту, км;

$H_{ср} = \frac{H_{нач} + H_{кон}}{2}$  - Середня висота крейсерського польоту;

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

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

$W_в$  - Швидкість зустрічного вітру, км / год;

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

Вираз  $\frac{k_2 \cdot (1 + \overline{S_\phi})}{k_1 \cdot \lambda}$  являє собою коефіцієнт відвалу поляри, де  $k_1$  враховує вплив

стріловидності, а  $k_2$  - Вплив подовження крила:

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

$$k_2 = \frac{2,7}{\lambda} + 0,095 \cdot \lambda \quad \text{для } \lambda \leq 4,5,$$

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

Питома витрата палива для висоти визначається за формулою:

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

Відносна маса крила визначається за формулою Бадягіна:

$$\overline{m_{кр}} = \frac{7,2 \cdot k_1 \cdot n_A^P \cdot m_0^{0,5} \cdot \varphi \cdot \lambda}{10^4 \cdot p \cdot c_0^{-0,75} \cdot \cos^{1,5} \chi_{0,25}} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} + \frac{4,5 \cdot k_2 \cdot k_3}{p} + 0,015,$$

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;

$\varphi$  - Коефіцієнт розвантаження крила паливом і двигунами.

Відносна маса фюзеляжу визначається формулою Шейніна[21]:

$$\overline{m_{\phi}} = k_1 \cdot \lambda_{\phi} \cdot d_{\phi}^2 \cdot \left( \frac{m_{\text{ком}}}{K_{\text{омд}}} \right)^i + k_2 + k_3 + k_4,$$

де  $k_1$  - Коефіцієнт, що враховує розташування двигунів;

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

$k_2$  - 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.

Відносна маса оперення визначається за статистичною формулою[21]:

$$\overline{m_{on}} = 0,85 \cdot k_n \cdot k_{on}^{cx} \cdot p^{-0,56} \cdot \overline{S_{on}}^{1,16} \cdot \left( \frac{m_{\text{ком}}}{K_{\text{омд}}} \right)^{0,16},$$

де  $k_n$  - Коефіцієнт, що враховує питоме навантаження на крило;

$\overline{S_{on}}$  - Коефіцієнт оперення;

$k_{on}^{cx}$  - Коефіцієнт, що враховує схему оперення.

Відносна маса шасі визначається формулою Фадєєва[21]:

$$\overline{m_{ш}} = k_{ш} \cdot k_{ф\delta} \cdot \frac{\frac{m_{ком}}{K_{ом\delta}} + 204000}{\frac{m_{ком}}{K_{ом\delta}} + 79000},$$

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

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

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

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

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:

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

Технічна дальність, км:

$$L_{\text{тех}} = L + 700.$$

Маса комерційного навантаження, кг:

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

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

$$m_{\text{ком}} + m_{\text{об.упр.}} + m_{\text{сл}} = 18000 + 12041,25 + 879,5 = 30920,75 \text{ кг.}$$

Кінцева злітна маса літака залежить від питомого навантаження на крило тазвуження крила (вибрані проектні параметри літака). Їхні оптимальні значення визначаються в ході дослідження. У нашому випадку найменша злітна маса досягається при  $p_{\text{онт}} = 550 \text{ даН} / \text{м}^2$ ,  $\eta = 4,1$  дорівнює:

$$m_0^I = 71000 \text{ кг.}$$

### ***Розрахунок маси літака у другому наближенні***

Розрахунок маси літака у другому наближенні полягає в уточненні маси конструкції планера як функції проектних параметрів, вплив яких піддавалося дослідженню (див. пункт 1.2.4)[21]. Прийнятим оптимальним значенням питомого навантаження на крило та подовження крила відповідають значення відносних мас

агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Тоді сумарна відносна маса конструкції літака дорівнює:

$$\bar{m}_k = \bar{m}_{кр} + \bar{m}_ф + \bar{m}_{оп} + \bar{m}_{ш} = 0,094 + 0,1061 + 0,0205 + 0,051 = 0,2716,$$

де  $\bar{m}_{кр} = 0,094$  - Відносна маса крила;

$\bar{m}_ф = 0,1061$  - Відносна маса фюзеляжу;

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

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

Відповідно маса конструкції дорівнює:

$$m_k = \bar{m}_k \cdot m_0^I = 0,2716 \cdot 71000 = 19284 \text{ кг.}$$

Тоді злітна маса літака у другому наближенні дорівнює:

$$m_0^{II} = \frac{m_{ком} + m_{об.упр.} + m_{сл} + m_k}{1 - (\bar{m}_T + \bar{m}_{cy})} = \frac{30920,75 + 19284}{1 - (0,192 + 0,101)} = 70559 \text{ кг,}$$

де  $\bar{m}_T = 0,192$  – відносна маса палива, отримана під час розрахунку маси у першому наближенні;

$\bar{m}_{cy} = 0,101$  - Відносна маса силової установки, отримана в ході розрахунку маси в першому наближенні.

### ***Розрахунок маси літака у третьому наближенні***

Суть визначення злітної маси літака у третьому наближенні полягає в уточненні маси обладнання, силової установки та маси палива.[21].

### ***Уточнення маси силової установки***

Для визначення маси силової встановки використовується наступна формула [21]:

$$m_{cy}^{III} = R' \cdot m_{дв} \cdot n_{дв},$$

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

$m_{дв}$  - Маса двигуна згідно з паспортом характеристик, кг;

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

Для літаків з ТРД та ТРДД[21]:

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

де  $k_1$  - Коефіцієнт, що враховує кількість двигунів і місце встановлення їх на літаку;  
 $k_{p.ш.} = 0,15$  - Коефіцієнт, що враховує шумоізоляцію двигунів;  
 $k_\phi$  - Коефіцієнт, що враховує наявність або відсутність форсажних камер в двигунах;  
 $k_{\phi 3}$  - Коефіцієнт, що враховує тип повітрязбірника та сопла двигуна;  
 $\gamma_{\partial в}$  - Паспортна питома вага двигуна;  
 $y$  - Паспортний ступінь двоконтурності двигуна.

Тоді

$$R' = 0,95 \cdot \left(1 + 0,15 \cdot \frac{2}{2}\right) \cdot \left[1 + \frac{0,0236}{0,151} \cdot \left(1,2 + 0,275 \cdot 4,7^{0,75}\right)^2\right] = 1,83,$$

тоді маса силової установки дорівнює

$$m_{cy}^{III} = 1,83 \cdot 2600 \cdot 2 = 9516 \text{ кг.}$$

### **Уточнення маси палива**

Маса палива визначається за такою формулою:

$$m_T^{III} = m_T^{-III} \cdot m_0^{II}.$$

Відносна маса палива для набору висоти дорівнює[21]:

$$\bar{m}_{m.n.v.} = \frac{0,0035 \cdot H_{нач} \cdot (1 - 0,03 \cdot y)}{1 - 0,004 \cdot H_{нач}} = \frac{0,0035 \cdot 11 \cdot (1 - 0,03 \cdot 4,7)}{1 - 0,004 \cdot 11} = 0,0346.$$

Відносна маса палива, яка витрачається на зниження та посадку[21]:

$$\bar{m}_{m.сн.п} = 0,002 \cdot H_{кон} \cdot (1 - 0,03 \cdot y) \cdot (1 - 0,023 \cdot H_{кон}) = 0,002 \cdot 11 \cdot (1 - 0,03 \cdot 4,7) \cdot (1 - 0,023 \cdot 11) = 0,0023.$$

Відносна маса палива, що витрачається на крейсерський політ та навігаційний запас[21]:

$$\bar{m}_{m.крейс} + \bar{m}_{m.n.з} = 0,052 + \left( \frac{0,2 \cdot (L - 40 \cdot H_{cp})}{a_h \cdot M_{крейс} - 0,28 \cdot W_g} + 1 \right) \cdot C_{p \text{ крейс}} \cdot \sqrt{\frac{k_2 \cdot (1 + \bar{S}_\phi)}{k_1 \cdot \lambda}} \cdot (F_1 + F_2 \cdot p),$$

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

$k_2 = 1,02$  ДЛЯ  $\lambda > 4,5,$

$$\bar{S}_\phi = \frac{d\phi}{S^I} \cdot \left( \frac{2\eta}{\eta+1} \cdot \sqrt{\frac{S^I}{\lambda}} - \frac{d\phi}{\lambda} \cdot \frac{\eta-1}{\eta+1} \right) = \frac{3,7}{126,6} \cdot \left( \frac{2 \cdot 4}{4+1} \cdot \sqrt{\frac{126,6}{9,5}} - \frac{3,7}{9,5} \cdot \frac{4-1}{4+1} \right) = 0,164.$$

Коефіцієнт  $F_1$  визначається за формулою:

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

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

$$Re_{кр} = f(H) \cdot M_{крейс} \cdot \sqrt{\frac{S}{\lambda}} = 7,211 \cdot 10^6 \cdot 0,815 \cdot \sqrt{\frac{126,6}{9,5}} = 2,145 \cdot 10^7;$$

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

$$= \frac{0,174 \cdot \left(1 + 2 \cdot 0,13 + 9 \cdot 0,13^2\right) \cdot \left(1 + 2 \cdot 0,13 \cdot 0,815\right)}{\left(\lg 2,145 \cdot 10^7 - 1,6\right)^2 \cdot \sqrt{1 + 0,2 \cdot 0,815^2}} \cdot \left(1 - 1 \cdot 0,164\right) = 0,0102;$$

$$M_{крит} = 1 - \frac{k \cdot \lambda^2 \cdot \sqrt{c}}{\lambda^2 + 0,2} \cdot \cos \chi_{0,5} = 1 - \frac{0,5 \cdot 9,5^2 \cdot \sqrt{0,13}}{9,5^2 + 0,2} \cdot \cos 21^\circ = 0,832.$$

Оскільки критичне число Маха більше за крейсерське число Маха складової хвильового опору не буде. Остаточного отримаємо:

$$F_1 = 1,46 \cdot 0,0102 = 0,0149.$$

Коефіцієнт лобового опору фюзеляжу тамотогондол обчислюють з виразу:

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

де

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

$$= 3,1 \cdot 11 \cdot \left(1 + 0,1 \cdot 0,815^2\right)^{-0,67} \cdot \left(\frac{0,455}{(\lg 2,392 \cdot 10^8)^{2,58}} - \frac{1700}{2,392 \cdot 10^8}\right) = 0,0636;$$

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

$$M_{крит.ф} = 1 - \frac{1}{\lambda_\phi + 2 \cdot \lambda_{нос}} = 1 - \frac{1}{11 + 2 \cdot 2} = 0,933.$$

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

$$F_2 = \frac{0,0636}{5272} = 1,2 \cdot 10^{-5}.$$

Визначимо питому витрату палива на крейсерському режимі польоту [20]:



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

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

Тоді остаточно отримаємо:

$$\bar{m}_{m.\text{крейс}} + \bar{m}_{m.\text{н.з.}} = 0,052 + \left[ \frac{0,2 \cdot (3000 - 40 \cdot 11)}{299 \cdot 0,815 - 0,28 \cdot 70} + 1 \right] \cdot 0,572 \cdot$$

$$\sqrt{\frac{1,02(1 + 0,164)}{0,968 \cdot 9,5}} \cdot (0,0149 + 1,2 \cdot 10^{-5} \cdot 550) = 0,151.$$

Отже, повне значення відносної маси палива дорівнює:

$$\frac{m_{\text{Т}}^{\text{III}}}{m_{\text{Т}}} = 0,0346 + 0,0023 + 0,151 + 0,006 = 0,194.$$

Знаючи значення відносної маси палива, можна знайти повну масу:

$$m_{\text{Т}}^{\text{III}} = 0,194 \cdot 70559 = 13688 \text{ кг.}$$

### Уточнення маси обладнання

Маса обладнання, визначаємою за формулою Бадягіна дорівнює [21]:

$$m_{\text{об.сн}} = k_c \cdot k_{\text{об}}^{\text{сх}} \cdot \left( 500 + 0,12 \cdot m_0^{\text{II}} + 0,04 \cdot m_0^{\text{II}} \cdot \sqrt{\frac{n_{\text{насс}} + n_{\text{эк}}}{100}} - 0,0011 \cdot (m_0^{\text{II}})^{1,333} \right) =$$

$$= 0,625 \cdot 1 \cdot \left( 500 + 0,12 \cdot 70559 + 0,04 \cdot 70559 \cdot \sqrt{\frac{150 + 7}{100}} - 0,0011 \cdot (70559)^{1,333} \right) = 5818 \text{ кг,}$$

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

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

$k_{\text{об}}^{\text{сх}} = 1,0$  - для літаків із двигунами, розміщеними на крилі;

$n_{\text{насс}}$  - кількість пасажирів;

$n_{\text{эк}}$  - Кількість членів екіпажу.

Формула Хухорева: прийнята для пасажирських літаків із злітною масою  $m_0 > 50000$  кг та кількістю пасажирів  $n_{\text{насс}} \geq 100$  [21]:

$$m_{\text{об.сн}} = k_c \cdot \left( k_{\text{об}}^{\text{сх}} \cdot m_{\text{с.об}} + m_{\text{н.об}} \right),$$

де  $m_{\text{с.об}}$  - Маса власного обладнання літака

$m_{\text{н.об}}$  - Маса пасажирського обладнання.

Маса власного обладнання дорівнює:

$$m_{c.об} = 900 + 2,7 \cdot \sqrt{m_0^{II}} + 0,04338 \cdot m_0^{II} = 900 + 2,7 \cdot \sqrt{70559} + 0,0438 \cdot 70559 = 4707 \text{ кг},$$

а маса пасажирського обладнання

$$m_{n.об} = (n_{пас} + n_{эк}) \cdot \left( (4,763 + 1,323 \cdot 10^{-5} \cdot m_0^{II}) + (0,318 + 0,882 \cdot 10^{-6} \cdot m_0^{II}) \cdot \sqrt[3]{m_0^{II}} \right) + 141,37 \cdot \sqrt{\frac{m_0^{II}}{n_{пас} + n_{эк}}} - (2,646 + 7,35 \cdot 10^{-6} \cdot m_0^{II}) \cdot \sqrt{m_0^{II}} = 5517 \text{ кг},$$

тоді

$$m_{об.сн} = k_c \cdot (k_{об}^{cx} \cdot m_{c.об} + m_{n.об}) = 0,625 \cdot (1 \cdot 4707 + 5517) = 6390 \text{ кг}.$$

За рекомендаціями В.М. Шейнина масу обладнання ЛА слід знаходити як середнє арифметичне мас обладнання визначених вище [21]:

$$m_{об.сн} = \frac{5818 + 6390}{2} = 6104 \text{ кг}.$$

Таким чином, злітна маса літака в третьому наближенні дорівнює:

$$m_0^{III} = m_T + m_k + m_{cy} + m_{об} + m_{ком.н.} + m_{эк} = 13688 + 19284 + 9516 + 6104 + 18000 + 560 = 67152 \text{ кг}.$$

Певна маса літака одна із важливих параметрів подальшого розрахунку геометричних характеристик літака.

### 1.1.6 Підбір двигунів та перевірка довжини розбігу

Потрібну тягу силової установки визначимо через значення тягоозброєності. Оптимальну тягоозброєність визначимо із залежності потрібних тягоозброєностей від питомого навантаження на крило  $t_{0max} = f(p)$  (Див. рис. 1.26). Відповідно до цієї залежності  $t_{0opt} = 0,323$ . Тоді потрібна тяга двигуна дорівнює [23]:

$$P_{0потр} = \frac{g \cdot m_0^{III} \cdot t_{0opt}}{n_{дв}} = \frac{9,81 \cdot 67152 \cdot 0,323}{2} = 106,4 \text{ кН}.$$

Розрахованій потрібній тязі задовольняють такі двигуни: CFM56-7B26 і ПС-90А(Е)-76 (табл. 1.4).

Таблиця 1.4 - 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

ПС-90А(Е)-76	14500	4,5	0,595	2950	4964	1900
--------------	-------	-----	-------	------	------	------

Довжина розбігу розраховується за наступною залежністю[21]:

$$L_{разб} = \frac{0,832 \cdot p_{opt}}{C_{y_{opt}} \cdot \left[ \varepsilon_{взл} \cdot \frac{\Sigma P_{0\ расн}}{G_{0min}} - \frac{1}{3} \cdot \left( \frac{1}{K_{opt}} + 2 \cdot f \right) \right]}$$

де  $p_{opt}$  – прийняте оптимальне значення питомого навантаження на крило;

$C_{y_{opt}}$  - Коефіцієнт підйомної сили при зльоті ЛА;

$\Sigma P_{0\ расн}$  - Сумарна тяга від всіх двигунів;

$G_{0min}$  - Вага літака;

$K_{opt}$  - аеродинамічна якість ЛА під час зльоту;

$f = 0,02$  - Коефіцієнт тертя коліс про поверхню ВВП при зльоті;

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

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

Довжина розбігу з двигунами CFM56-7B26 дорівнює:

$$L_{разб}^{CFM} = \frac{0,832 \cdot 550}{1,95 \cdot \left[ 0,736 \cdot \frac{117 \cdot 10^3 \cdot 2}{67152 \cdot 9,81} - \frac{1}{3} \cdot \left( \frac{1}{11,78} + 2 \cdot 0,02 \right) \right]} = 1068 \text{ м.}$$

Довжина розбігу з двигунами ПС-90А(Е)-76 дорівнює:

$$L_{разб}^{ПС} = \frac{0,832 \cdot 550}{1,95 \cdot \left[ 0,736 \cdot \frac{142,2 \cdot 10^3 \cdot 2}{67152 \cdot 9,81} - \frac{1}{3} \cdot \left( \frac{1}{11,78} + 2 \cdot 0,02 \right) \right]} = 850 \text{ м.}$$

Обидва двигуни задовольняють вимогу розбігу, алеяк основне вибираємо двигун CFM56-7B26, а двигун ПС-90А(Е)-76 можна використовувати як альтернативний варіант.

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

### *Визначення параметрів крила*

Площа крила:

$$S = \frac{m_0^{III} \cdot g}{10 \cdot p_{opt}} = \frac{67152 \cdot 9,81}{10 \cdot 550} = 119,8 \text{ м}^2.$$

Розмах крила:

$$l = \sqrt{\lambda \cdot S} = \sqrt{9,5 \cdot 119,8} = 33,74 \text{ м}.$$

Кінцева хорда:

$$b_k = \frac{2 \cdot S}{l \cdot (\eta + 1)} = \frac{2 \cdot 119,8}{33,74 \cdot (4 + 1)} = 1,42 \text{ м}.$$

Коренева хорда:

$$b_0 = b_k \cdot \eta = 1,42 \cdot 4 = 5,68 \text{ м}.$$

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

$$X_{н.к.х.} = \frac{l}{2} \cdot \text{tg} \chi_{нк} = \frac{33,74}{2} \cdot \text{tg} 27^\circ = 8,6 \text{ м}.$$

Середня аеродинамічна хорда крила:

$$b_a = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta \cdot (\eta + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 5,68 \cdot \frac{4^2 + 4 + 1}{4 \cdot (4 + 1)} = 3,976 \text{ м}.$$

Координата САХ за розмахом крила:

$$Z_a = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{33,74}{6} \cdot \frac{4 + 2}{4 + 1} = 6,748 \text{ м}.$$

Товщина крила по кореневій нервюрі:

$$C_{корн} = b_0 \cdot \bar{c} = 5,68 \cdot 0,15 = 0,852 \text{ м}.$$

Товщина крила по кінцевій нервюрі:

$$C_{конц} = b_k \cdot \bar{c} = 1,42 \cdot 0,11 = 0,156 \text{ м}.$$

### *Визначення геометричних параметрів закрилка*

Розмах закрилка:

$$l_3 = \frac{l - d_\phi - 2 \cdot \Delta_{3\delta}}{2} \cdot \bar{l}_3 = \frac{33,74 - 3,7 - 2 \cdot 0,3}{2} \cdot 0,75 = 11,04 \text{ м.}$$

Коренева хорда закрилка:

$$b_{0_3} = \bar{b}_3 \cdot b_0 \cdot \left( 1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{d_\phi + 2 \cdot \Delta_{3\delta}}{l} \right) = 0,3 \cdot 5,68 \cdot \left( 1 - \frac{4 - 1}{4} \cdot \frac{3,7 + 2 \cdot 0,3}{33,74} \right) = 1,54 \text{ м.}$$

Кінцева хорда закрилка:

$$b_{к_3} = \bar{b}_3 \cdot b_0 \cdot \left( 1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{d_\phi + 2 \cdot \Delta_{3\delta} + 2 \cdot l_3}{l} \right) = 0,3 \cdot 5,68 \cdot \left( 1 - \frac{4 - 1}{4} \cdot \frac{3,7 + 2 \cdot 0,3 + 2 \cdot 11,04}{33,74} \right) = 0,705 \text{ м.}$$

### ***Визначення геометричних параметрів елерону***

Розмах елерону:

$$l_{\text{эл}} = \frac{l - d_\phi}{2} - l_3 - \Delta_{3\delta} - \Delta_{3\varepsilon} - \Delta_{3\kappa} = \frac{33,74 - 3,7}{2} - 11,04 - 0,3 - 0,2 - 0,2 = 3,28 \text{ м.}$$

Коренева хорда елерону:

$$\begin{aligned} b_{0\varepsilon} &= b_{\text{эл}} \cdot b_0 \cdot \left( 1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{d_\phi + 2 \cdot (l_3 + \Delta_{3\delta} + \Delta_{3\varepsilon})}{l} \right) = \\ &= 0,3 \cdot 5,68 \cdot \left( 1 - \frac{4 - 1}{4} \cdot \frac{3,7 + 2 \cdot (11,04 + 0,3 + 0,2)}{33,74} \right) = 0,69 \text{ м.} \end{aligned}$$

Кінцева хорда елерону:

$$\begin{aligned} b_{к\varepsilon} &= \bar{b}_{\text{эл}} \cdot b_0 \cdot \left( 1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{d_\phi + 2 \cdot (l_3 + l_{\text{эл}} + \Delta_{3\delta} + \Delta_{3\varepsilon})}{l} \right) = \\ &= 0,3 \cdot 5,68 \cdot \left( 1 - \frac{4 - 1}{4} \cdot \frac{3,7 + 2 \cdot (11,04 + 3,28 + 0,3 + 0,2)}{33,74} \right) = 0,441 \text{ м.} \end{aligned}$$

### ***Визначення геометричних параметрів горизонтального оперення***

Площа горизонтального оперення:

$$S_{20} = S \cdot \bar{S}_{20} = 119,8 \cdot 0,24 = 28,75 \text{ м}^2.$$

Розмах горизонтального оперення:

$$l_{20} = \sqrt{\lambda_{20} \cdot S_{20}} = \sqrt{4,5 \cdot 28,75} = 11,4 \text{ м.}$$

Коренева хорда горизонтального оперення:

$$b_{020} = \frac{2 \cdot S_{20}}{l_{20}} \cdot \frac{\eta_{20}}{\eta_{20} + 1} = \frac{2 \cdot 28,75}{11,4} \cdot \frac{2,5}{2,5 + 1} = 3,6 \text{ м.}$$

Кінцева хорда горизонтального оперення:

$$b_{к20} = \frac{b_{020}}{\eta_{20}} = \frac{3,6}{2,5} = 1,44 \text{ м.}$$

Середня аеродинамічна хорда горизонтального оперення:

$$b_{a20} = \frac{2 \cdot b_{020} \cdot (1 + \eta_{20} + \eta_{20}^2)}{3 \cdot \eta_{20} \cdot (1 + \eta_{20})} = \frac{2 \cdot 3,6 \cdot (1 + 2,5 + 2,5^2)}{3 \cdot 2,5 \cdot (1 + 2,5)} = 2,67 \text{ м.}$$

Координата середньої аеродинамічної хорди горизонтального оперення:

$$Z_{a20} = \frac{l_{20}}{6} \cdot \frac{\eta_{20} + 2}{\eta_{20} + 1} = \frac{11,4}{6} \cdot \frac{2,5 + 2}{2,5 + 1} = 2,44 \text{ м.}$$

Координата носка кінцевої хорди горизонтального оперення, м:

$$X_{н.к.20} = \frac{l_{20}}{2} \cdot \text{tg} \chi_{20} = \frac{11,4}{2} \cdot \text{tg} 35^\circ = 3,99 \text{ м.}$$

Розмах керма висоти:

$$l_{pв} = \frac{l_{20}}{2} - \Delta_{кор} - \Delta_{кон} = \frac{11,4}{2} - 0,3 - 0,2 = 5,2 \text{ м.}$$

Коренева хорда керма висоти:

$$b_{0pв} = \bar{b}_{pв} \cdot b_{020} \cdot \left( 1 - \frac{\eta_{20} - 1}{\eta_{20}} \cdot \frac{2 \cdot \Delta_{кор}}{l_{20}} \right) = 0,3 \cdot 3,6 \cdot \left( 1 - \frac{2,5 - 1}{2,5} \cdot \frac{2 \cdot 0,3}{11,4} \right) = 1,05 \text{ м.}$$

Кінцева хорда керма висоти:

$$b_{к.pв} = \bar{b}_{pв} \cdot b_{020} \cdot \left( 1 - \frac{\eta_{20} - 1}{\eta_{20}} \cdot \frac{l_{20} - 2 \cdot \Delta_{кон}}{l_{20}} \right) = 0,3 \cdot 3,6 \cdot \left( 1 - \frac{2,5 - 1}{2,5} \cdot \frac{11,4 - 2 \cdot 0,2}{11,4} \right) = 0,455 \text{ м.}$$

Товщина горизонтального оперення по кореневій хорді:

$$C_{корн.20} = b_{020} \cdot \bar{c} = 3,6 \cdot 0,1 = 0,36 \text{ м.}$$

Товщина горизонтального оперення по кінцевій хорді:

$$C_{корн.20} = b_{020} \cdot \bar{c} = 1,44 \cdot 0,1 = 0,144 \text{ м.}$$

### **Визначення геометричних параметрів вертикального оперення**

Площа вертикального оперення:

$$S_{BO} = \bar{S}_{во} \cdot S = 0,22 \cdot 119,8 = 26,36 \text{ м}^2.$$

Розмах вертикального оперення:

$$l_{во} = \sqrt{\lambda_{во} \cdot S_{во}} = \sqrt{1 \cdot 26,36} = 5,13 \text{ м.}$$

Коренева хорда вертикального оперення:

$$b_{0во} = \frac{2 \cdot S_{во}}{l_{во}} \cdot \frac{\eta_{во}}{\eta_{во} + 1} = \frac{2 \cdot 26,36}{5,13} \cdot \frac{1,5}{1,5 + 1} = 6,17 \text{ м.}$$

Кінцева хорда вертикального оперення:

$$b_{к.во} = \frac{b_{0во}}{\eta_{во}} = \frac{6,17}{1,5} = 4,11 \text{ м.}$$

Середня аеродинамічна хорда вертикального оперення:

$$b_{aво} = \frac{2 \cdot b_{0во} \cdot (1 + \eta_{во} + \eta_{во}^2)}{3 \cdot \eta_{во} \cdot (1 + \eta_{во})} = \frac{2 \cdot 6,17 \cdot (1 + 1,5 + 1,5^2)}{3 \cdot 1,5 \cdot (1 + 1,5)} = 5,21 \text{ м.}$$

Координата носка кінцевої хорди вертикального визначення:

$$x_{нкхво} = l_{во} \cdot \text{tg} \chi_{нкво} = 5,13 \cdot \text{tg} 45^\circ = 5,13 \text{ м.}$$

Координата САХ вертикального оперення:

$$Z_a = \frac{l_{во}}{3} \cdot \frac{\eta_{во} + 2}{\eta_{во} + 1} = \frac{5,13}{3} \cdot \frac{1,5 + 2}{1,5 + 1} = 2,39 \text{ м.}$$

Розмах керма напрямку:

$$l_{рн} = l_{во} - \Delta_{рн} - \Delta_{зкво} = 5,13 - 0,2 - 0,15 = 4,78 \text{ м.}$$

Коренева хорда керма напрямку:

$$b_{0рн} = \bar{b}_{рн} \cdot b_{0во} \cdot \left( 1 - \frac{\eta_{во} - 1}{\eta_{во}} \cdot \frac{\Delta_{рн}}{l_{во}} \right) = 0,35 \cdot 6,17 \cdot \left( 1 - \frac{1,5 - 1}{1,5} \cdot \frac{0,2}{5,13} \right) = 2,13 \text{ м.}$$

Кінцева хорда керма напрямку:

$$b_{к.рн} = \bar{b}_{рн} \cdot b_{0во} \cdot \left( 1 - \frac{\eta_{во} - 1}{\eta_{во}} \cdot \frac{l_{во} - \Delta_{зкво}}{l_{во}} \right) = 0,35 \cdot 6,17 \cdot \left( 1 - \frac{1,5 - 1}{1,5} \cdot \frac{5,13 - 0,15}{5,13} \right) = 1,46 \text{ м.}$$

Товщина профілю по кореневій хорді:

$$c_{корн.во} = b_{0во} \cdot \bar{c} = 6,17 \cdot 0,1 = 0,617 \text{ м.}$$

Товщина профілю по кінцевій хорді:

$$c_{корн.во} = b_{кво} \cdot \bar{c} = 4,11 \cdot 0,1 = 0,411 \text{ м.}$$

### **Визначення геометричних параметрів фюзеляжу**

Довжина фюзеляжу:

$$l_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot d_{\phi} = 11 \cdot 3,7 = 40,7 \text{ м.}$$

Довжина носової частини фюзеляжу:

$$l_{нф} = \lambda_{нф} \cdot d_{\phi} = 2 \cdot 3,7 = 7,4 \text{ м.}$$

Довжина кормової частини фюзеляжу:

$$l_{кф} = \lambda_{кф} \cdot d_{ф} = 3 \cdot 3,7 = 11,1 \text{ м.}$$

### ***Ув'язування крила з оперенням***

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

$$L_{20} = 4,4 \cdot b_a = 4,4 \cdot 3,976 = 17,49 \text{ м.}$$

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

### ***Вибір параметрів шасі***

Винос основних стійок шасі:

$$e = 0,2 \cdot \left( \frac{d_{ф}}{2} + h_H \right) = 0,2 \cdot \left( \frac{3,7}{2} + 1 \right) = 0,57 \text{ м};$$

$$\gamma = \varphi + (1 \dots 3) = 10 + 3 = 13^\circ.$$

База шасі:

$$B_{ш} = 0,407 \cdot l_{ф} = 0,407 \cdot 40,7 = 16,575 \text{ м.}$$

Колія шасі:

$$K_{ш} \geq 2H = 2 \cdot 2,85 = 5,7 \text{ м.}$$

В результаті проведення розрахунків розробляється загальний вигляд літака, що проектується (Додаток А).

### **1.1.8 Розробка аеродинамічної, об'ємно-вагової, конструктивно-силової компоновки. Розрахунок центрування та моментів інерції літака**

На основі проведених вище розрахунків геометричних характеристик літака розробляється аеродинамічна компоновка літака (рис.1.9) та майстер-геометрія поверхні літака (рис.1.10). Креслення загального виду літака наведено у Додатку А.

Креслення загального вигляду та майстер-геометрія поверхні літака розроблялися за допомогою комп'ютерних CAD систем Компас-3D та Siemens NX відповідно.

Розробка об'ємно-вагового компоновання полягає у визначенні та розподілі обсягів та мас пасажирського салону (включаючи буфети, кухні, туалети, гардероби тощо), багажного відділення, палива, шасі, обладнання та інших значущих елементів[21].



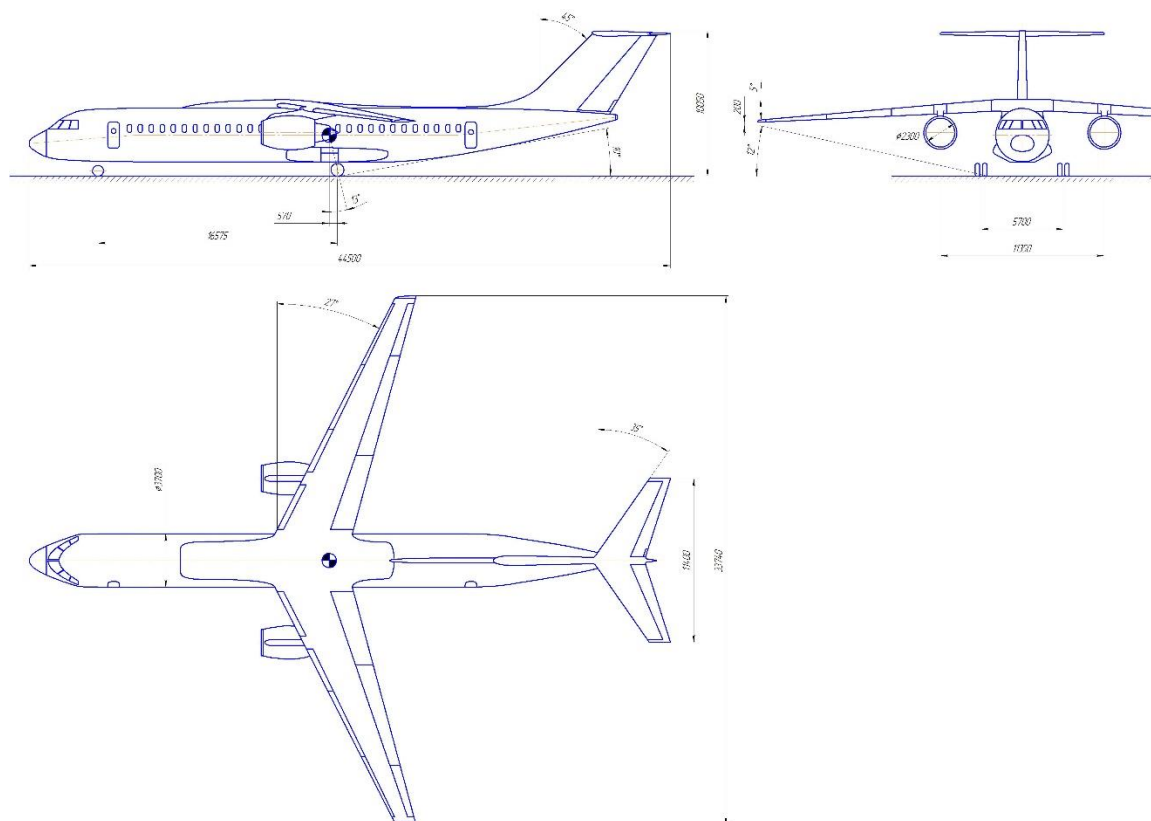


Рисунок 1.9 – Загальний вигляд літака

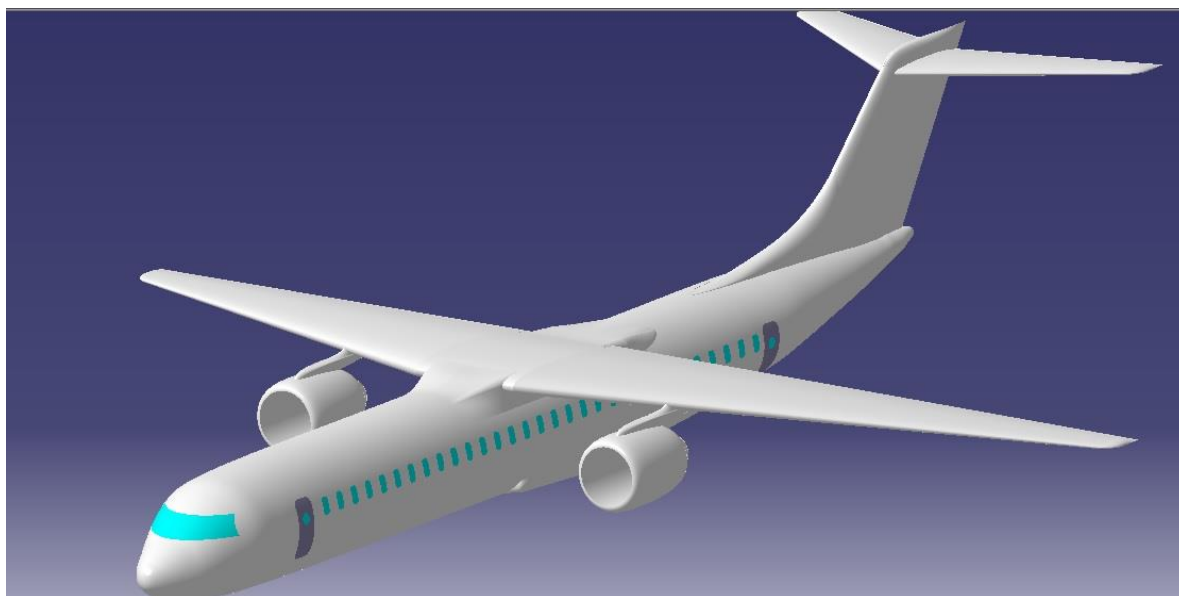


Рисунок 1.10 – Майстер-геометрія поверхні літака

У дипломному проєкті розглянемо компоунання монокласового пасажирського салону, сидіння для якого скомпоновані у тримісному та двомісному блоках (табл. 1.5).

Таблиця 1.5 - Розміри пасажирських сидінь

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>3</sub> , мм
440	50	470	445	1120	36	1520

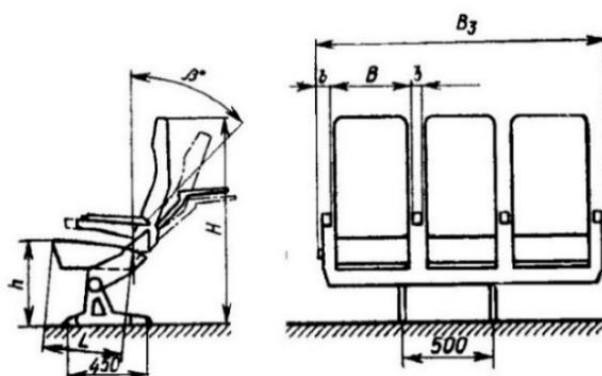


Рисунок 1.11 – Розміри пасажирського сидіння (табл. 1.5)

Визначимо мінімальну потрібну ширину фюзеляжу на рівні 650 мм вище за підлогу пасажирської кабіни [21]:

$$B_{\phi} = B_3 + B_2 + c_n \cdot n_n + 2 \cdot \delta_1 + 2 \cdot \delta_2,$$

де  $c_n$  і  $n_n$  – ширина та кількість проходів;

$B_3, B_2$  – ширина три- та двомісного блоку сидінь, мм;

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

$\delta_2$  – Товщина стінки кабіни, мм.

$$B_{\phi} = 1520 + 1030 + 550 + 2 \cdot 30 + 2 \cdot 120 = 3400 \text{ мм.}$$

Визначимо потрібну довжину пасажирської кабіни [21]:

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

де  $l_1$  – Відстань від площини передньої перегородки кабіни до першого ряду сидінь (див. рис. ), мм;

$i_{ряд}$  – Кількість рядів сидінь;

$t$  – Відстань між рядами сидінь (крок), мм;

$l_2$  – Відстань від площини задньої перегородки кабіни до переднього кріплення останнього ряду сидінь, мм.

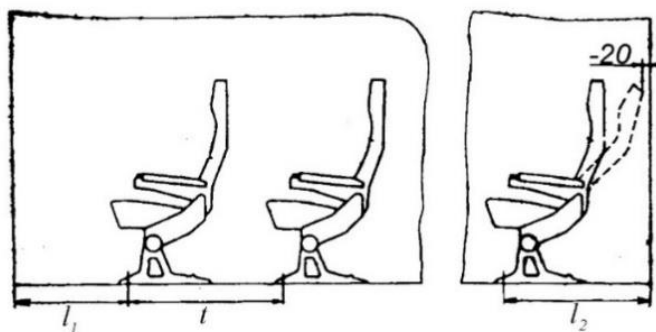


Рисунок 1.12 – Схема встановлення пасажирських сидінь щодо передньої та задньої перегородок кабіни (до розрахунку довжини пасажирської кабіни)

$$L_{к.номр} = 585 + (30 - 1) \cdot 762 + 762 = 23445 \text{ мм.}$$

Для розміщення багажу пасажирів та вантажу у пасажирському літаку мають бути багажно-вантажні приміщення. При безконтейнерному завантаженні багажу та вантажів потрібні обсяг багажно-вантажних приміщень визначається[21]:

$$V_{\sigma} = \frac{15 \cdot n_{нас.мах}}{120} + \frac{m_{ком} - 90 \cdot n_{нас.мах}}{290},$$

де  $m_{ком}$  - Задана величина комерційного навантаження, кг;

$n_{нас.мах}$  - Максимальна кількість пасажирів, чол.

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

Багажно-вантажні приміщення розташовуються під підлогою пасажирського салону та діляться на відсіки для того, щоб при завантаженні цих відсіків можна було регулювати положення центру тяжкості літака.

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

Загальний об'єм кухонь дорівнює[21]:

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

Плліжку підлоги кухні визначається [21]:

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

де  $n_{нас}$  - кількість пасажирів.

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

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

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

$$S_{туал} = 1,5 \text{ м}^2,$$

потрібна кількість води, дм<sup>3</sup>[21]:

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

де  $T_{полета}$  - Час польоту, год;

$n_{пас}, n_{ек}, n_{бп}$  - Число пасажирів, екіпажу і бортпроводників, чол.

$$V_{води} = 0,3 + 0,15 \cdot 4 \cdot (150 + 2 + 5) = 94,5 \text{ дм}^3.$$

Площа підлоги для гардеробу дорівнює[21]:

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

а обсяг цього приміщення повинен становити[21]:

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

Проведені розрахунки дозволяють розробити компоновання пасажирського салону (рис.1.13).

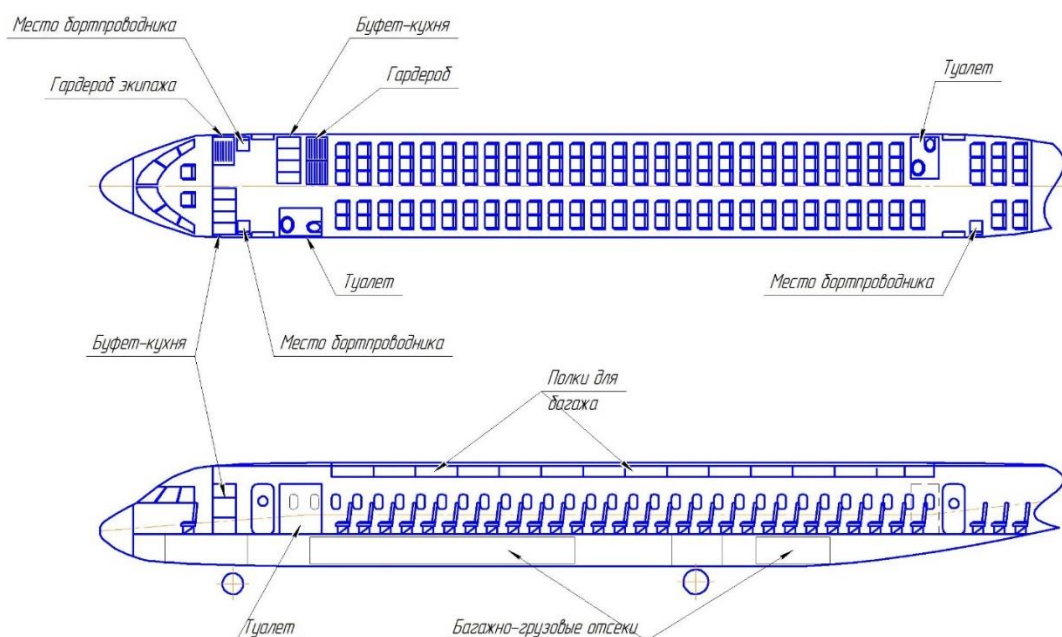


Рисунок 1.13 – Компоновання пасажирського салону

При виборі конструктивно-силових схем агрегатів літака необхідно враховувати такі умови [20]:

1) маса конструкції планера літака для заданих умов має бути найменшою, що досягається раціональною передачею сил по елементах конструкції при потрібній жорсткості;

2) конструкція має бути технологічною, тобто. такий, щоб для її виготовлення могла бути застосована найпростіша та раціональніша технологія;

3) конструкція повинна забезпечувати найбільші зручності в експлуатації літака завдяки раціональному розміщенню люків та експлуатаційних роз'ємів агрегатів для підходу до силової установки, обладнання і т.д.

Для наближеного вибору конструктивно-силової схеми крила використовується поняття умовного лонжерону, ширина пояса якого становить 60% хорди крила у розрахунковому перерізі. Товщина умовного лонжерону дорівнюватиме[23]:

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

де  $n^p = 3,75$  - Коефіцієнт розрахункового навантаження [17];

$\sigma_p$  - руйнівні напруги матеріалу, для В95Т1  $\sigma_p = 580$  МПа [28];

$$\delta_y = \frac{(5500 \cdot 119,8 \cdot 6,748 - 2 \cdot (2370 \cdot 9,81 \cdot 5,675 + 6844 \cdot 9,81 \cdot 7,24) - 6312 \cdot 9,81 \cdot 6,748) \cdot 3,75}{0,96 \cdot 0,13 \cdot 5,68^2 \cdot 580 \cdot 10^6} = 4,35 \text{ мм.}$$

Для цієї схеми крила доцільно застосовувати крило з двома лонжеронами. Оскільки значення  $\delta_y > 3$  мм, то вигіднішою у ваговому відношенні є кесонна КСС крила. У кесоні крилі найбільш раціонально використовується матеріал, маса крила мінімальна. Внутрішній об'єм крила вільніший від конструктивних елементів. Також кесонна схема доцільна отримання більшої жорсткості крила на кручення[23].

Кесонне крило складається з центроплану та двох консолей. Кесон утворений двома лонжеронами, нервюрами та панелями. До нього кріпляться знімні носові та хвостові частини крила, закрилки, елерони. Стикування центроплану та консолей здійснюється за допомогою фітингів.

Поздовжній силовий набір складається з 2-х лонжеронів, розташованих на 25% і 65% хорд та 10 стрінгерів. Відстань між стрінгерами приймається рівна 200 мм. Поперечний набір консолі крила складається з 36 нервюр. Нервюри розташовані перпендикулярно задньому лонжерону. У крилі 11 посиленних нервюр. Нервюри розташовані із кроком 500мм.

У процесі проектування літака як КСС фюзеляжу було обрано балочно-стрінгерну схему. Така схема забезпечує достатню міцність та жорсткість конструкції фюзеляжу при найменших витратах маси. Конструкція балкових фюзеляжів дозволяє надавати їм найвигідніші аеродинамічні форми, забезпечувати отримання гладкої поверхні; отримувати найкращі умови більш повного використання внутрішніх обсягів фюзеляжу; розміщувати в них герметизовані кабіни та ін.

Поперечний силовий набір складається з 53 шпангоутів, їх 11 посилених. Шпангоут №1 є передньою стінкою герметичної частини фюзеляжу. Між шпангоутами №2 та №6 знаходиться ніша передньої стійки шасі. До шпангоутів №22, №25 кріпиться центроплан крила. До шпангоутів №45, №49, лонжеронами кріпиться оперення. До шпангоуту №25, №28 кріпиться основна стійка шасі. Обшивка фюзеляжу підкріплюється стрінгерним набором (40 стрінгерів) з кутовим кроком 90 (довжина дуги 290 мм).

Горизонтальне оперення виконано дволонжеронним кесонним типом: передній лонжерон розташовується на 20% від хорди ГО, а задній на 60% від хорди ГО. Поперечний силовий набір представлений 16 нервюрами (перпендикулярні до заднього лонжерона), з яких 5 – силові. Крок нервюр – 500 мм. Поздовжній силовий набір представлений 9 стрінгерів з кроком 150 мм.

КСС кіля – дволонжеронна. Передній лонжерон проходить з відривом 20 хорд від носка профілю, другий – 60%. Нервюри розташовані перпендикулярно до осі заднього лонжерону. Крок стрінгера набору 160 мм. Кількість нервюр – 18 штук, "5", "10", "16" посилені у зв'язку з кріпленням ними керма напрями. Відстань між нервюрами становить 500 та 375 мм. До фюзеляжу кріпиться за допомогою вузлів кріплення на лонжеронах та посилених шпангоутів фюзеляжу «45», «49».

Схема шасі – трипірна з передньою опорою. Трьохпорне шасі з передньою стійкою найбільш вдало вирішує питання безпеки при посадці літака. Рух літака з шасі такої схеми є досить стійким як у поздовжньому, так і в колійному відношенні[21].

Конструктивно-силова схема шасі та схема його збирання повинні забезпечувати найменшу масу шасі (з урахуванням посилення вирізів під шасі у конструкції планера); найменший обсяг шасі у прибраному положенні; простоту кінематичної схеми механізмів випуску та прибирання шасі.

Передня стійка має балочну КСС, яка раціональна при невеликій висоті стійок і при інших одержуваних при цьому перевагах, наприклад, простоті кінематики прибирання і компонування опори у випущеному і прибраному положеннях. Забирається передня опора вгору – вперед носову частину фюзеляжу.

Схема основної опори балочна шасі з підкосом. Забирається основна опора в гондоли, розташовані на бічній поверхні фюзеляжу.

На основі об'ємно-вагової та конструктивно-силової схем розробимо модель розподілу простору літака (рис. 1.15).

Розрахунок центрування полягає у визначенні положення центру мас літака по поздовжній та вертикальній осі. Положення центру мас визначається за двома осями  $Ox$  і  $Oy$ , проте в даному дипломному проекті 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 (табл. 1.6). До неї включають маси всіх основних елементів, що становлять літак, їх координати та величини статичних елементів початку координат (рис. 1.16).

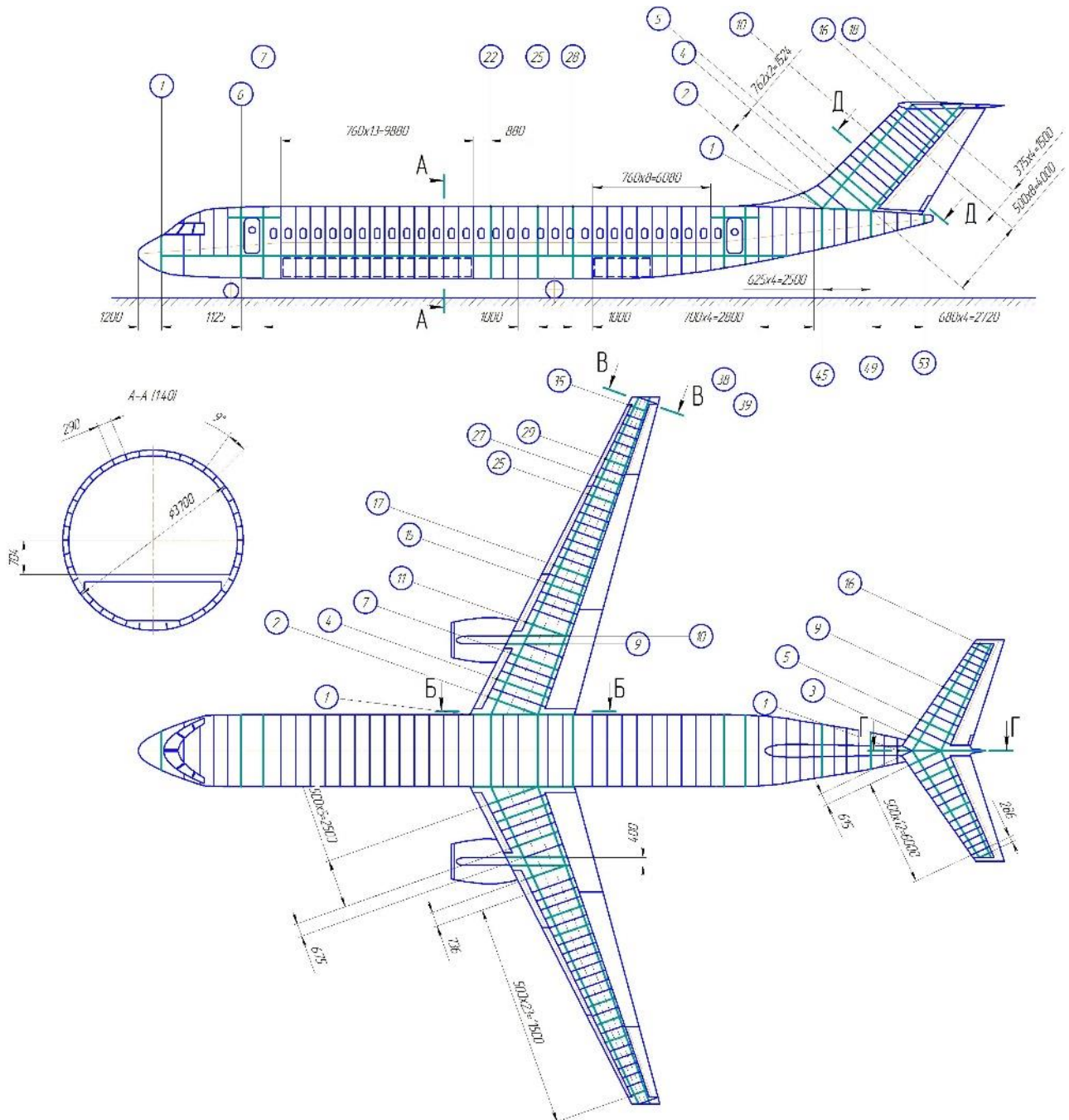


Рисунок 1.14 – Конструктивно силова схема літака, що проектується



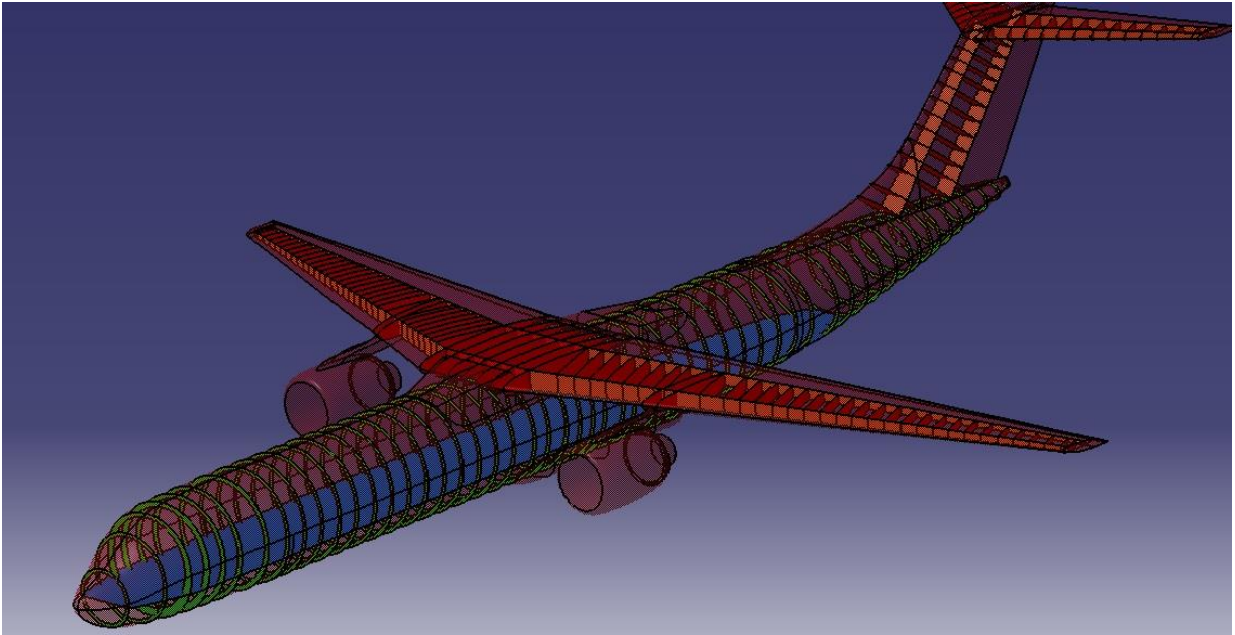


Рисунок 1.15 – Модель розподілу простору літака, що проектується

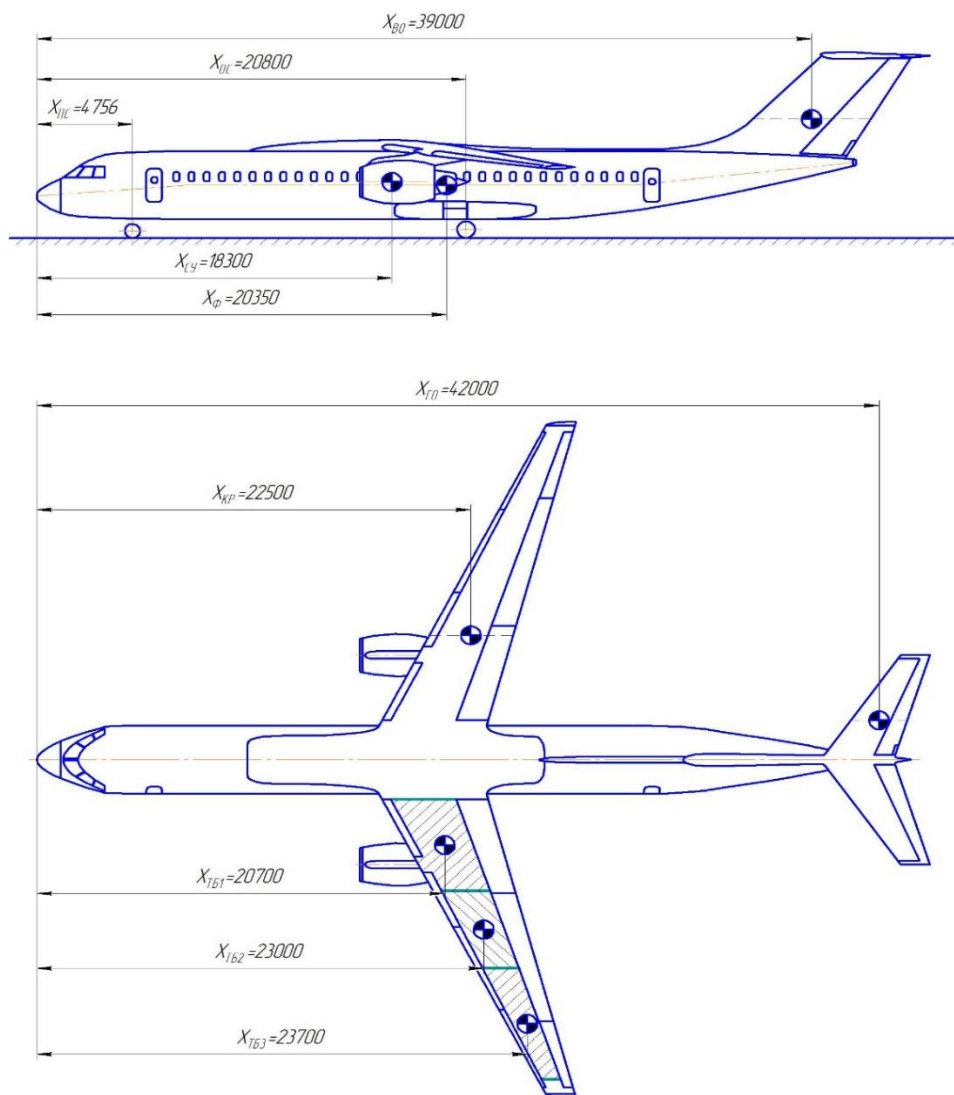


Рисунок 1.16 – Схема розташування центрів вантажів



Таблиця 1.6 - Центрувальна відомість літака, що проектується

Найменування агрегату (вантажу)	$m_i \cdot g$ , Н	$x_i$ , м	$m_i \cdot g \cdot x_i$ , Нм	
Конструкція				
Крило	61924	22,5	1393280	
Фюзеляж	69895	20,35	1422354	
Горизонтальне оперення	7428	42	311956	
Вертикальне оперення	6077	39	237006	
Передня стійка шасі	випущена	5040	4,756	23968
	прибрана	5040	5,24	26407
Основні стійки	випущені	28557	20,8	593992
	прибрані	28557	20,8	593992
Силова установка				
Двигуни	93352	18,3	1708342	
Паливо				
1 група баків	67140	20,7	1389790	
2 група баків	40284	23	926527	
3 група баків	26856	23,7	636484	
Обладнання та управління	59880	31	1856287	
Екіпаж	5494	5,135	28212	
Комерційне навантаження				
Пасажири	176580	23,2	4096656	
$\Sigma$	648507		15245253	

Координату центру мас літака визначають за формулою[23]:

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

Положення центру мас щодо носіння САХ розраховують за формулою[23]:

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

де  $x_k$  - Відстань від носка фюзеляжу до носка кореневої хорди крила;

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

При даній компонованні літака центр ваги повинен лежати в межах:

$$\bar{X}_T = 0,2...0,26.$$

Причому цей діапазон повинен виконуватися при кількох розрахункових випадках: максимально допустима злітна маса літака, перегонний випадок, граничний випадок посадки, порожній літак без палива та корисного навантаження.[23].

Для різних вагових випадків становище центру мас таке:

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

$$\bar{X}_T = 0,231;$$

2) Максимально допустима злітна маса літака з повним заправленням паливом і зменшеним корисним навантаженням:

$$\bar{X}_T = 0,223;$$

3) Літак з повним заправленням паливом без корисного навантаження (перегоночний варіант):

$$\bar{X}_T = 0,214;$$

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

$$\bar{X}_T = 0,26;$$

5) Порожній літак без корисного навантаження та палива:

$$\bar{X}_T = 0,247.$$

Розрахунок моментів інерції ведеться з використанням центрувальних відомостей. У випадку момент інерції дорівнює (наприклад щодо осі  $Oz$ ) [21]:

$$I_z = \sum_i m_i \cdot x_i^2,$$

де  $m_i$ ,  $x_i$  - Маса та відстань від центру мас ЛА його  $i$ -го елемента.

У першому наближенні моменти інерції щодо ортогональних осей визначаються за такими залежностями[21]:

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

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

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

де  $m_0$  - Злітна маса літака, кг;

$l, l_{\phi}$  - Розмах крила та довжина фюзеляжу, м;

$\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$  - Статистичні коефіцієнти, що залежать від маси літака.

Тоді для проектованого літака моменти інерції дорівнюватимуть:

$$I_x = \frac{m_0 \cdot l^2}{12} \cdot \varphi_x = \frac{67152 \cdot 33,74^2}{12} \cdot 0,28 = 178,4 \cdot 10^4 \text{ кг} \cdot \text{м}^2;$$

$$I_y = \frac{m_0 \cdot (l^2 + l_{\phi}^2)}{12} \cdot \varphi_y = \frac{67152 \cdot (33,74^2 + 40,7^2)}{12} \cdot 0,45 = 703,8 \cdot 10^4 \text{ кг} \cdot \text{м}^2;$$

$$I_z = \frac{m_0 \cdot l_{\phi}^2}{12} \cdot \varphi_z = \frac{67152 \cdot 40,7^2}{12} \cdot 0,45 = 417,1 \cdot 10^4 \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$$

Проведені вище розрахунки та прийняті конструкторські рішення дозволили сформулювати вигляд літака та визначити його основні характеристики. Розроблені креслення загального вигляду та конструктивно-силової схеми наведено у Додатку А та Б відповідно.

### 1.1.9 Стандартна специфікація проектованого літака

Стандартна специфікація визначає основні вимоги до літака та є додатком до договору на поставку та основним документом для здачі-приймання літака[29].

Інформація, викладена в цій стандартній специфікації, визначає особу літака для прийняття покупцем рішення про його закупівлю та визначення своїх потреб та можливостей, пов'язаних з майбутньою експлуатацією літака. Ця інформація може бути уточнена на момент підписання контракту з огляду на результати сертифікації літака.

Цей документ містить загальні відомості, льотно-технічні дані та короткі характеристики літака та його систем, переліки наземного обладнання, основних комплектуючих виробів та запасних частин, призначені для забезпечення безаварійної роботи та безперервної експлуатації літака.

Оскільки стандартна специфікація є досить об'ємною документом, у межах дипломного проекту обмежимося поверхневим відображенням суті цього документа.

## 1. ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО ЛІТАК

Літак ХАІ-150 являє собою середньомагістральний літак, призначений для перевезення до 150 пасажирів, багажу та пошти на внутрішніх та міжнародних авіалініях з можливістю експлуатації на аеродромах зі штучним покриттям та

підготовлених ґрунтових ЗПС, розташованих на висотах до 3000 м над рівнем моря(Рис. 1.17).

Сучасне пілотажно-навігаційне та радіозв'язкове обладнання, застосування багатофункціональних індикаторів, Електродистанційні системи управління польотом дозволяють використовувати ХАІ-150 на будь-яких повітряних трасах, в простих і складних метеоумовах, вдень і вночі, в тому числі і на маршрутах з високою інтенсивністю польотів при високому рівні комфорту для екіпажу.

Комфорт пасажирам забезпечується на рівні середньостатистичного комфорту на магістральних літаках та досягнуто раціональним компонованням та складом сервісних приміщень, глибокою ергономічною оптимізацією загального та індивідуального простору пасажирського салону, застосуванням сучасних крісел, дизайну та матеріалів інтер'єру, а також створенням комфортних кліматичних умов та низького рівня шуму. Раціонально обрана довжина пасажирського салону та розміщення пасажирів у ряду за схемою 2+3 дозволяють силами експлуатанта отримати різні однокласні та змішані компоновання з пасажиромісткістю до 150 осіб.

Літак ХАІ-150 являє собою вільнонесучий моноплан з високорозташованим стрілоподібним крилом, однокільовим Т-подібним оперенням з двоматурбореактивними двоконтурними двигунами CFM56-7B26, розміщеними в гондолах на пілонах під стрілоподібним крилом, однією допоміжною силовою установкою АІ-450-МС, встановленою в хвостовій частині фюзеляжу, і три-опорним одностійковим шасі з передньою та двома основними опорами. Ніші передньої та основних опор шасі закриваються стулками. Загальний вигляд літака наведено у додатку.

Кабіна екіпажу та пасажирський салон – герметичні. На лівому борту розміщені передні входні двері та задні входні двері, на правому борту – передні та задні службові двері, два люки підпільних багажно-вантажних відсіків та двері заднього багажно-вантажного відсіку. Всі входні та службові двері, а також кватирки в кабіні екіпажу є аварійними виходами.

Оперення – однокільове, Т-подібне, з нерухомим стабілізатором, встановленим на кілі. Рулі напрямки та висоти – одноланкові, з аеродинамічної компенсації.

Габаритні характеристики:

довжина літака	44,5 м
розмах крила (проекційний)	33,74 м
висота на стоянці (порожній літак)	10,05 м

Мінімальний склад екіпажу літака:

командир повітряного судна	1
другий пілот	1
бортпровідники	5

Максимальна кількість пасажирів 150 чол.

Уоднокласне компонування на 150 місць крок крісел складає 762 мм (30"). Вага пасажирів приймається рівним 95 кг.

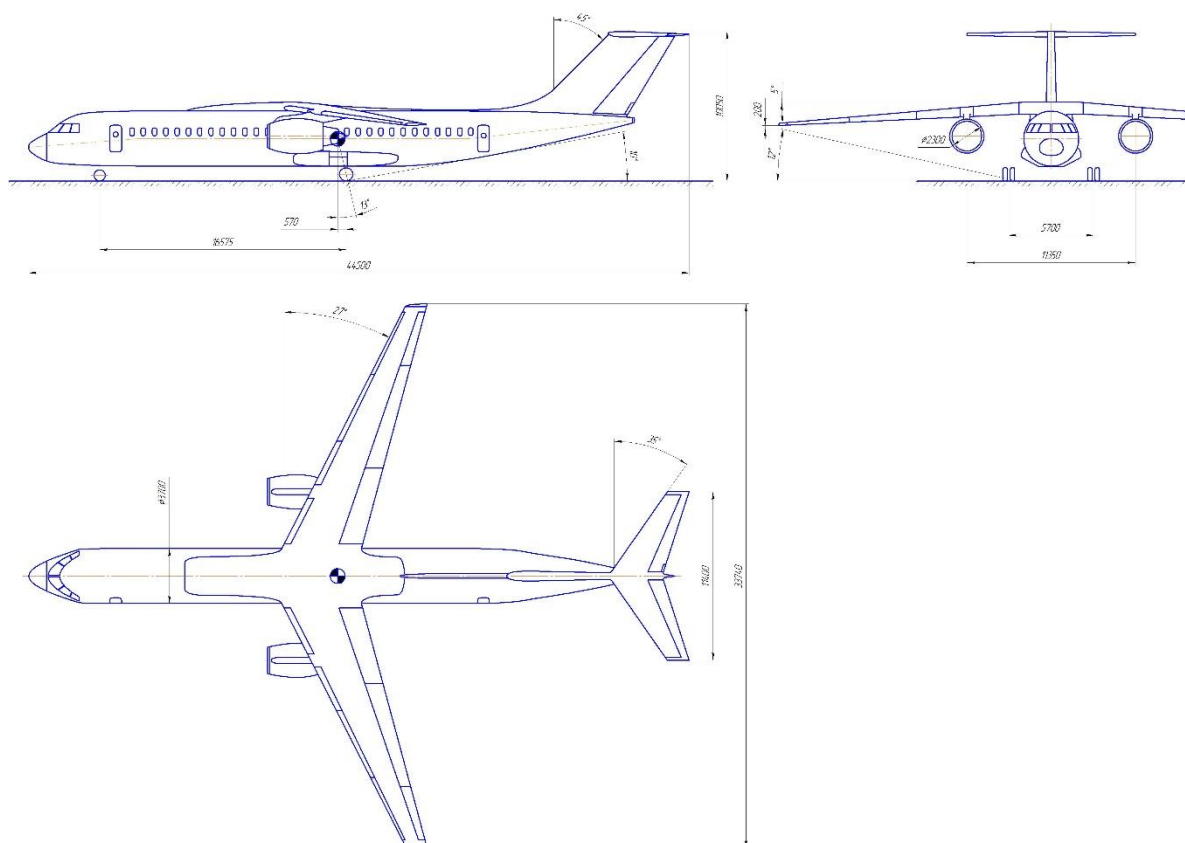


Рисунок 1.17 – Загальний вигляд літака

## 2. ЗАГАЛЬНІ ВИМОГИ

### Якість роботи, матеріали та технологія виготовлення

При виготовленні літака якість роботи, матеріали та технологія виготовлення повинні відповідати вимогам чинних стандартів та нормативів та засвідчуватися паспортами-сертифікатами Постачальника.

### Методи контролю та випробувань

Постачальник здійснює суворий і всеосяжний контроль за матеріалами, технологією виготовлення, випробуваннями систем і льотними випробуваннями

літака. Контроль та випробування проводяться відповідно до вимог чинних стандартів та нормативів.

#### Захисне оброблення

Вимоги щодо захисної обробки зовнішньої та внутрішньої поверхонь літака виконуються стосовно всекліматичного виконання.

#### Куріння

Конструкція, системи, обладнання та матеріали, що використовуються у базовому літаку ХАІ-150, не перешкоджають експлуатації літака покупцем із дозволом куріння на борту.

#### Вимоги до льотної придатності

Норми льотної придатності літаків транспортної категорії - Частина 25 Авіаційних правил Міждержавного авіаційного комітету (АП-25) з поправками по 25-5 включно.

Норми льотної придатності великих літаків Європейського Союзу CS-25 (JAR-25, Поправка 16).

#### Вимоги щодо шуму на місцевості

Правила сертифікації повітряних суден з шуму біля, Частина 36 Авіаційних правил Міждержавного авіаційного комітету (АП-36), з поправкою 36-1, Ступень 4.

Додаток 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію "Охорона навколишнього середовища", тому I "Авіаційний шум", з поправками по 7 включно, Глава 4.

#### Вимоги щодо емісії

Емісія авіаційних двигунів Частина 34 Авіаційних правил Міждержавного авіаційного комітету (АП-34).

Додаток 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію "Охорона навколишнього середовища", тому II "Емісія авіаційних двигунів" з поправками по 4 включно, Частина II "Викид палива".

#### Вимоги щодо авіаційної безпеки

Додаток 6 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію "Експлуатація повітряних суден", Частина I "Міжнародний комерційний повітряний транспорт. Літаки з поправками по 27 включно, Глава 13 "Безпека".

Додаток 8 до Конвенції про міжнародну авіацію "Літна придатність повітряних суден" з поправками по 98 включно, Частина III, Розділ К "Авіаційна безпека".

### 3. ОСНОВНІ ЛІТНО-ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

### Основні льотно-технічні характеристики

Максимальна крейсерська швидкість 880 км/год

Крейсерська висота польоту 11000 м

Очікувані умови експлуатації

Температура зовнішнього повітря біля землі:

мінімальна  $-55$

максимальна  $t_{CA} +30^{\circ} C$

(На рівні моря  $45^{\circ} C$ )

Відносна вологість зовнішнього повітря при  $t=(35\pm 5)^{\circ}C$  – 98 %

Напрямок та допустима швидкість вітру:

а) на зльоті та при посадці:

- зустрічна складова 25 м/с;

- попутна складова 5 м/с;

- бічна складова (під кутом  $90^{\circ}$  до ЗПС при  $\mu \geq 0,6$ ) 15 м/с;

б) при рулюванні (з усіх напрямків) 20 м/с.

Параметри зледеніння – відповідно до вимог сертифікаційного базису при температурі зовнішнього повітря не нижче  $-30^{\circ}C$ .

Максимальна тривалість польоту до запасного аеродрому ..... 90 хв

#### Експлуатаційні фактори

Аеродроми – класів "А", "Б", "В" за класифікацією цивільної авіації зі штучним ЗПС завдовжки не менше 1800 м

Висота аеродрому над рівнем моря ..... від  $-300$  до 3000 м

Мінімальні класифікаційні числа PCN для:

а) жорстких покриттів ЗПС:

- для ХАІ-150 21,6 R/V/X/T

б) нежорстких покриттів ЗПС:

- ХАІ-150 18,8 R/V/X/T

Міцність ґрунту для підготовлених ґрунтових ЗПС не менше  $9 \text{ кгс/см}^2$  (згідно з Настановою аеродромної служби цивільних аеродромів НАС ГА-86 та Посібником з експлуатації цивільних аеродромів РЕГА РФ-94)

Допустимі стани ЗПС:

суха;

мокра із ділянками води;

засніжена при коефіцієнті зчеплення  $\mu \geq 0,3$

#### Обмеження

Кути крену:

- |              |                |
|--------------|----------------|
| - біля землі | $\pm 15^\circ$ |
| - на висоті  | $\pm 30^\circ$ |

Максимальні експлуатаційні навантаження:

- |   |     |
|---|-----|
| - у польотній конфігурації              | 2,5 |
| - у злітній та посадковій конфігураціях | 2,0 |

Мінімальні експлуатаційні навантаження:

- |   |       |
|---|-------|
| - у польотній конфігурації              | - 1,0 |
| - у злітній та посадковій конфігураціях | 0     |

## 4. ШУМ І ВІБРАЦІЯ

### Шум на місцевості

Рівні шуму, створювані літаком біля, відповідають вимогам глави 4 тома 1 Додатка 16 до Конвенції про міжнародної ГА.

### Шум усередині літака

#### Кабіна екіпажу

Рівні шуму в кабіні екіпажу відповідають вимогам АП-25, JAR-25 та ГОСТ 20296-81. Рівень звуку в кабіні екіпажу не перевищує 80 дБА, що відповідає граничному спектру ПС-75 ГОСТ 20296-81.

#### Пасажирський салон

Рівні шуму в пасажирському салоні відповідають граничному спектру ПС-80 ГОСТ 20296-81 та рівні звуку в салоні літака не перевищують 85 дБА.

### Звукоізоляція

На літаку використовується двостінна звукоізоляція. З метою зниження шуму в салоні каркас навішування панелей інтер'єру встановлений на спеціальних амортизаторах. Застосовується демпфування вібрацій обшивки в кабіні екіпажу та в зоні підвищених акустичних навантажень.

Звукоізоляція виконана із звукоізолюючого матеріалу АТМ-1МФ-СС.

### Вібрація в кабіні екіпажу



На літаку відсутні будь-які вібрація та бафтинг, які б перешкождали тривалому безпечному польоту в будь-яких можливих експлуатаційних умовах. Невелика, з навантаженням менше 0.05, тряска при ненавмисному виході на межу бафтинга попереджає екіпаж про наближення звалювання.

Вібрація в кабіні екіпажу не заважає виконанню членами екіпажу своїх функцій з пілотування літака, передбачених РЛЕ.

Вібрація, що діє на екіпаж літака, не перевищує допустимих за ГОСТ 23718-93 значень, а також норм міжнародного стандарту ISO-2631 для тривалості дії щонайменше 8 годин. Вібрація на робочих місцях членів екіпажу принаймні в 2-3 рази нижча від прийнятої в ISO-2631 межі зниження продуктивності праці від втоми.

#### Вібрація у пасажирському салоні

Вібрація, що діє на пасажирів літака, не перевищує допустимих за ГОСТ 23718-93 значень середніх магістральних літаків, а також норм міжнародного стандарту ISO-2631 для тривалості впливу не менше 4 годин. Вібрація на кріслах і на підлозі біля ніг пасажирів літака менша за прийнятий в ISO-2631 поріг зниження комфорту.

#### Вібрація обладнання та систем літака

Амплітуди синусоїдальної вібрації та удару, що діють у місцях встановлення обладнання та систем літака, у межах встановлених експлуатаційних обмежень, зазначених у РЛЕ, не перевищують вимог П.8.1 НЛГС-3 до бортового обладнання із зовнішніх впливів, а також аналогічних вимог американського RTCA DO-160 та європейського EUROCAE ED-14 стандартів.

### 5. РЕСУРСИ І ТЕРМІНИ СЛУЖБИ

Проектні ресурси та терміни служби літаків ХАІ-150 становлять 80000 льотних годин, 30 років експлуатації.

Вказані ресурс та термін служби досягаються шляхом зняття обмежень за ресурсом (терміном служби), які зазначаються у розділі "Обмеження льотної придатності". Розробник забезпечує випереджальне зняття згаданих обмежень шляхом підготовки необхідних доказових документів відповідно до вимог АП та подання їх уповноваженому органу із сертифікації цивільних ЗС.

Літна придатність щодо забезпечення ресурсу (терміну служби) забезпечується за умови виконання експлуатантом:

- вимог ЕД;
- робіт з індивідуальних програм контролю старіння на трудомістких формах ТО кожні 3 роки, 7500 л.год., 3750 польотів для літаків, що досягли 10 років, 30 000 л.год., 15 000 польотів;

- передачі виробнику відомостей про параметри польотів та записів бортових самописців (БРПП) не рідше ніж 1 раз на рік.

Прозвідник забезпечує безпечну експлуатацію літаків у межах зазначеного ресурсу (терміну служби) шляхом:

- внесення уточнень ЕД;
- випуску бюлетенів, переліків замін деталей (одиниць обладнання), що мають обмежений ресурс (термін служби), технічної документації (ТД) на ремонти та доопрацювання (за потреби);
- видачі рекомендацій з технічної експлуатації літака при виявленні дефектів, що виходять за рамки ЕД;
- розробки індивідуальних програм контролю старіння кожного примірника літака;
- інформаційну підтримку експлуатації літаків.

Призначений ресурс двигуна при експлуатації за технічним станом:

. годин	40000
. циклів	20000

### Технічне обслуговування

Технічне обслуговування включає планове та позапланове ТО.

Планове технічне обслуговування літака складається з:

- оперативного ТО;
- періодичного ТО.

Оперативне технічне обслуговування включає роботи:

- з огляду та обслуговування (форми Т, Е, W);
- по зустрічі літака;
- щодо забезпечення стоянки літака;
- із забезпечення вильоту.

Технічне обслуговування за формою Т призначене для забезпечення безперервної працездатності літака. Ця форма виконується на проміжних аеродромах і здебільшого складається з робіт типу «огляд за маршрутом». Виконується:

- перед кожним польотом, якщо не потрібно виконання складнішої форми ТО;
- перед польотом після виконання періодичного ТО;
- при навчально-тренувальних польотах при черговому заправленні паливом;

- перед вильотом, якщо тривалість стоянки літака після виконання ТО формами Т, Е, W становить від 12 годин до 5 діб.

Технічне обслуговування формою Е виконується:

- у базовому або кінцевому аеропорту не рідше ніж один раз на дві доби (48 годин), якщо не потрібно виконання складнішої форми ТО;
- у базовому чи кінцевому аеропорту після закінчення запланованих на поточні
- добу польотів при нальоті не менше ніж 5 годин з моменту виконання попередньої форми Е або W;
- при підготовці літака до польоту після простою понад 5 діб, якщо літак не ставився для зберігання;
- перед польотом після виконання спеціального ТО;
- після контрольного обльоту літака.

Технічне обслуговування за формою W виконується у базовому або кінцевому аеропорту:

- один раз на 15+5 діб регулярної експлуатації (при виконанні хоча б одного польоту на добу), якщо не потрібно виконувати чергове періодичне ТО. Вказаний термін може бути збільшений на кількість нельотної доби, але не повинен перевищувати 30 діб;
- перед польотом після зберігання;
- перед початком експлуатації літака після надходження його із заводу-виробника.

Технічне обслуговування зустрічі (ВС) виконується безпосередньо після кожної посадки літака.

Технічне обслуговування із забезпечення стоянки (ОС) виконується:

- під час передачі літака в цех періодичного ТО чи зберігання;
- після переміщення літака в іншу стоянку;
- при тривалості стоянки до чергового вильоту понад 2 години.

Технічне обслуговування із забезпечення вильоту (ОВ) виконується безпосередньо перед кожним вильотом літака.

#### Періодичне технічне обслуговування

Періодичне технічне обслуговування складається з базових форм А, С, D (і кратних форм) і виконується:

- по нальоту літака у льотному годиннику;
- за календарним терміном експлуатації у місяцях.

Технічне обслуговування формою А виконується через кожні 750-50 льотних годин.

Технічне обслуговування формою З виконується через кожні  $36 \pm 3$  місяців.

Технічне обслуговування формою D виконується через кожні  $10 \pm 0,5$  років.

Спеціальне ТО призначається після:

- перевищення обмежень льотної придатності по вертикальному перевантаженню на наземних режимах польоту (руління, розбіг, посадка, пробіг);
- перевищення обмежень льотної придатності по вертикальному перевантаженню на повітряних режимах польоту (політ у зоні інтенсивної турбулентності атмосфери, маневр);
- помпажа двигуна CFM56-7B26; безперервної роботи двигуна на злітному режимі понад 5 хвилин; застосування максимального реверсу тяги більше 30 с до повної зупинки літака при перерваному зльоті або посадці;
- помпажу двигуна AI-450-МС;
- посадки до ЗПС або викочування за межі ЗПС;
- посадки з вагою літака, що перевищує максимальний посадковий;
- перерваного зльоту;
- влучення літака в грозу;
- зіткнення з птахами (стороннім предметом);
- попадання літака у град;
- попадання літака в зливи;
- попадання літака в снігову чи запилену бурі;
- знаходження в умовах зледеніння (у польоті або на землі).

Спеціальне ТО виконується як за результатами розшифровки даних бортового пристрою реєстрації параметрів польоту, так і за письмовою заявою екіпажу про попадання літака в польоті в особливі умови, або за письмовою заявою наземного персоналу.

ТО при зберіганні виконується залежно від календарних термінів зберігання літака та складається з наступних робіт:

- з підготовки літака до зберігання;
- обслуговування літака через  $30+/-63$ ,  $90+/-189$  та  $180+/-1836$  діб зберігання;
- з підготовки літака до польотів після зберігання.

#### Технологічність

На літаку передбачено процедури для більш раннього виявлення дефектів та відмов. Деталі та агрегати, що підлягають заміні, виконані легкознімними для їх заміни чи ремонту.

Забезпечено максимальне використання швидкороз'ємних з'єднань. Панелі та агрегати, які часто знімаються при обслуговуванні, мають швидкороз'ємні замки з візуальною індикацією закритого положення замків.

## 6. РОЗМІРИ І ПЛОЩІ

## Розміри та площі

## Фюзеляж:

-довжина	40,7 м
-діаметр максимальний	3,7 м
-подовження	11

## Крило:

-Площа	119,8 м <sup>2</sup>
-подовження	9,5
-звуження	4,0
-САХ	3,976 м
-Стріловидність (по передній кромці)	27°
-кут поперечного V	- 5°
-кут установки	+ 3°
-відносна товщина:	
-бортовий переріз	15%
-Кінцевий переріз	11%

## Горизонтальне оперення:

-Розмах	11,4 м
-Площа	28,75 м <sup>2</sup>
-подовження	4,5
-звуження	2,5
-Стріловидність (по передній кромці)	35°
-кут установки	0°
-відносна товщина:	

-коренева	10%
-Кінцева	10%
Вертикальне оперення:	
-висота (теоретична)	5,13 м
-Площа	26,36 м <sup>2</sup>
-подовження	1
-звуження	1,5
-Стріловидність (по передній кромці)	45°
-відносна товщина:	
-коренева	10%
-Кінцева	10%
Шасі:	
-колія шасі	4000 мм
-база шасі	16575 мм

## 7. ОБСЛУГОВУВАННЯ ЛІТАКА

Конструкція літака дозволяє здійснювати доступ до більшості точок обслуговування із землі.

Марки палива:

- основне - ТС-1 ГОСТ 10227, ДСТУ 320.149943.011
- дублююче - РТ ГОСТ 10227; ДСТУ 320.149943.007

У зв'язку з випуском за кордоном нових редакцій специфікацій на ПММ допускається застосування палив за специфікацією DEF STAN 91-91 (замість DERD 2494).

Допускається змішування палива у будь-якій пропорції.

Допускається добавка до палива присадок:

- противодокристалізаційних (рідина «І», етилцеллозолів вищого та першого сорту ГОСТ 8313, рідина «І-М» ОСТ 54-3-175), у кількості не більше 0,3% від ваги палива;
- антистатичних (сигбол ТУ 38.101741), у кількості не більше 0,0005% від ваги палива.

Марки застосовуваних масел:

- основне - ІПМ-10 ТУ 38.101.1299;
- дублююче - ВНДІ НП 50-1-4ф ГОСТ 13076; ВНДІ НП 50-1-4у ТУ 38.401-58-12.

Змішування масел не допускається, крім змішування між собою у будь-яких співвідношеннях:

- ВНДІ НП 50-1-4ф з ВНДІ НП 50-1-4у;
- ІПМ-10 з Turbonucoil 210А.

Для консервації масляної системи використовуються робочі олії.

Для консервації паливної системи використовуються такі марки олій:

- МК-8 ГОСТ 6457;
- МС-8п ОСТ 38.01163;
- МС-8РК ТУ 38.101 1181.

При складанні двигуна застосовуються мастила, зміна та поповнення яких у процесі експлуатації не проводиться:

- ЕРА (ТУ 38101950);
- ВНДІ НП-232 (ГОСТ 14068);
- ПФМС-4С (ТУ-6-02-917).

Положення стандартної специфікації щодо агрегатів і систем літака не наводимо, тому що в даному проекті розроблені тільки фіюзеляж і система кондиціонування повітря, інформація про які знаходиться у відповідних підрозділах.

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

У процесі аналізу впливу проектних параметрів літака використано програмне забезпечення, розроблене на кафедрах аерогідродинаміки та проектування літаків та вертольотів.

### **1.2.1 Визначення лобового опору літака, що проектується**

Лобове опір літака виникає в результаті на кожен елемент обтічної поверхні аеродинамічних сил, причому дотичні складові аеродинамічних сил визначають опір тертя, а нормальні - опір тиску [1].

Складовими частинами лобового опору є:

- профільний опір, що визначається зміною картини тиску на тілі, викликане в'язкістю повітря та опором тертя;
- хвильовий опір, що визначається наявністю стрибків ущільнення на поверхні обтічного тіла і в потоці, що також змінюють картину тиску;
- індуктивний опір, що визначається наявністю підйомної сили та утворенням за тілом просторової вихрової течії.

При дозвукових швидкостях польоту та малих кутах атаки значна частина лобового опору посідає профільний опір. Для розрахунку профільного опору використовується теорія прикордонного шару, експериментальні дані та напівемпіричні залежності [2].

Згідно з експериментальними даними, профільний опір при безвідривному обтіканні літака, а також хвильовий опір, опір інтерференції та опір місцевих джерел практично не залежить від кута атаки [2].

Абсолютне значення лобового опору визначається за наступною залежністю[1]:

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

де  $C_{x_a}$  - Коефіцієнт лобового опору;

$S$  - Площа крила, м<sup>2</sup>;

$\rho$  - Щільність повітря на розрахунковій висоті, кг/м<sup>3</sup>;

$V$  - Розрахункова швидкість набігаючого потоку (вона ж - швидкість польоту), км / год.

Фактично розрахунок лобового опору зводиться до визначення коефіцієнта лобового опору  $C_{x_a}$ , т.к. решта параметрів відомі або задаються безпосередньо проектувальником. Коефіцієнт лобового опору визначається за наступною залежністю [1]:

$$C_{x_a} = C_{x_0} + C_{x_i},$$

де  $C_{x_i}$  - Коефіцієнт індуктивного опору;

$C_{x_0}$  - Коефіцієнт лобового опору при нульовій підйомній силі, який визначається як сума:

$$C_{x_0} = C_{x_p} + C_{x_e} + \sum \Delta C_x,$$

де  $C_{x_p}$  и  $C_{x_e}$  - Коефіцієнти профільного та хвильового опору відповідно;

$\sum \Delta C_x$  - Сумарний коефіцієнт опору від місцевих джерел.



Даний підрозділ присвячений саме визначенню лобового опору літака за нульової підйомної сили  $C_{x_0}$  а повне лобове опір визначається в процесі побудови поляра літака та визначення його якості (див. п. 1.2.2).

Профільний опір літака визначають як суму опорів ізольованих частин з урахуванням інтерференції між ними [1]:

$$C_{x_p} = C_{x_{p\phi}} \bar{S}_\phi + k_m^* C_{x_{pk}} \bar{S}_\kappa + k_m C_{x_{pzo}} \bar{S}_{zo} + C_{x_{p\phi o}} \bar{S}_{\phi o} + \\ + nk_{z\phi} C_{x_{pzd}} \bar{S}_{zd} + k_m^* \Delta C_{x_{pk(\phi)}} \bar{S}_\phi + k_m \Delta C_{x_{pzd(\phi)}} \bar{S}_\phi,$$

де  $C_{x_{p\phi}}, C_{x_{pk}}, C_{x_{pzo}}, C_{x_{p\phi o}}, C_{x_{pzd}}$  - Коефіцієнти профільного опору ізольованих фюзеляжу, крила, горизонтального оперення, вертикального оперення і гондол двигуна відповідно;

$\Delta C_{x_{pk(\phi)}}, \Delta C_{x_{pzd(\phi)}}$  - коефіцієнти додаткового профільного опору, обумовленого інтерференцією крила та фюзеляжу, горизонтального оперення та фюзеляжу;

$k_{zo}$  - Коефіцієнт інтерференції гондолої двигуна з фюзеляжем або крилом;  $k_m^*, k_m$  - Коефіцієнти гальмування потоку перед крилом і горизонтальним оперенням відповідно;

$\bar{S}_\phi, \bar{S}_\kappa, \bar{S}_{zo}, \bar{S}_{\phi o}, \bar{S}_{zd}$  - Відношення відповідно площ міделю фюзеляжу, ізольованого крила, горизонтального оперення, вертикального оперення, міделя гондол двигуна до характерної площі  $S$ .

Коефіцієнти гальмування потоку враховують відмінність швидкості повітряного потоку, що обтікає крило і оперення в системі літака, від швидкості потоку, що набігає, на нескінченності. Коефіцієнт гальмування потоку дорівнює відношенню посереднього швидкісного натиску перед аналізованим агрегатом до швидкісного натиску незбуреної течії.

Коефіцієнт гальмування потоку визначають наступним чином:

– для крила

$$k_m^* = q_\kappa / q_\infty,$$

у дозвуковому потоці для крила літака нормальної аеродинамічної схеми  $k_m^* = 1$ ;

– для горизонтального оперення у дозвуковому потоці

$$k_m = 1.$$

Загалом, баланс опору слід також врахувати опір від місцевих джерел: зварювальних та заклепувальних швів, щілин, антен, трубок ПВД, вузлів підвіски, кронштейнів, дрібних конструктивних елементів, що виступають у потік. Сума місцевих опорів може сягати 20 % від вихідної величини.

Для виключення помилок, пов'язаних з визначенням площ окремих дрібних елементів, дані щодо їх опору подають у вигляді твору  $\Delta(C_x S)$ . Необхідні значення коефіцієнтів опору набувають розподілом твору на характерну площу:

$$\Delta C_x = \Delta(C_x S) / S.$$

При швидкостях польоту з числами Маха, більшими критичного, тобто.  $M_\infty > M_*$

на поверхні літака та в потоці виникають стрибки ущільнення, що призводять до появи хвильового опору. Верхню межу дозвуків швидкостей польоту та появи хвильового опору визначає критичне число Маха.

Для оцінки величини критичного числа Маха крила, горизонтального оперення, вертикального оперення можна користуватися формулою [2]:

$$M_* = 1 - \frac{m \lambda^2 \sqrt{c}}{\lambda^2 + 0,1} \cos \chi_c,$$

де  $m$  – коефіцієнт, що визначається формою профілю;

$\chi_c$  - стріловидність по лінії максимальних товщин.

Для оцінки величини критичного числа Маха фюзеляжу можна скористатися формулою [1]:

$$M_{*\phi} = 1 - \frac{1}{\lambda_\phi + 2\lambda_{noc}}.$$

За величину критичного числа Маха літака загалом приймають:

$$M^* = 0.95 \min \{ M_{*\phi}, M_{*к}, M_{*зо}, \dots \}.$$

Критичне число Маха ізольованих поверхонь за результатами розрахунку на ЕОМ становило:

- для фюзеляжу  $M^* = 0,933$ ;
- для крила  $M^* = 0,861$ ;
- для горизонтального оперення  $M^* = 0,805$ ;
- для вертикального оперення  $M^* = 0,844$ ;
- для мотогондол  $M^* = 0,343$ ;
- для літака загалом  $M^* = 0,765$ .

Результати розрахунків на ЕОМ подаємо у вигляді таблиць(див. табл. 1.7-1.9) та графіків (див. рис. 1.16).

Таблиця 1.7 - Коефіцієнти профільного опору частин літака

	M = 0,2	M = 0,3	M = 0,4	M = 0,5	M = 0,6	M = 0,7	M = 0,8	M = 1,2
Профільний опір фюзеляжу								
H=0 км	0,01099	0,01076	0,01062	0,01051	0,01043	0,01035	0,01028	0,01407
H=11 км	0,01194	0,01166	0,01148	0,01134	0,01123	0,01113	0,01104	0,01452
Профільний опір крила								
H=0 км	0,00466	0,00441	0,00423	0,00409	0,00396	0,00385	0,00375	0,00339
H=11 км	0,00545	0,00517	0,00498	0,00482	0,00468	0,00455	0,00444	0,00401
Профільний опір горизонтального оперення								
H=0 км	0,00138	0,00131	0,00125	0,00121	0,00117	0,00113	0,00110	0,00109
H=11 км	0,00163	0,00154	0,00147	0,00142	0,00138	0,00134	0,00130	0,00130
Профільний опір вертикального оперення								
H=0 км	0,00124	0,00117	0,00112	0,00108	0,00104	0,00101	0,00098	0,00098
H=11 км	0,00148	0,00139	0,00133	0,00128	0,00123	0,00120	0,00116	0,00115
Профільний опір мотогондол								
H=0 км	0,00297	0,00299	0,00304	0,00311	0,00318	0,00325	0,00331	0,00353
H=11 км	0,00353	0,00353	0,00358	0,00365	0,00373	0,00380	0,00387	0,00411

Таблиця 1.8 - Коефіцієнти опору від місцевих джерел

Джерело	$M < 1$	$M > 1$
Антени	0,0000125	0,0000501
Обтічники вузлів підвіски органів управління	0,0000008	0,0000025
Вузли тримача зовнішньої підвіски	0,0000033	0,0000067
Трубка ПВД	0,0000067	0,0000067
Датчик системи протиобмерзання	0,0000100	0,0000275
Аеронавігаційні вогні	0,0000134	0,0000134
Розрядник статичної електрики	0,0000033	0,0000033
Всмоктувальні та вихлопні патрубки	0,0000175	0,0000534
Датчик температури	0,0000092	0,0000401
Склоочисник	0,0000067	0,0000067
Потайна клепка, з'єднання листів обшивки встик	0,0009005	0,0009005
Сумарний опір місцевих джерел	0,0009840	0,0011109

Таблиця 1.9 - Коефіцієнт лобового опору літака за нульової підйомної сили з урахуванням хвильового опору ( $M^*=0,765$ )

	$M = 0,2$	$M = 0,3$	$M = 0,4$	$M = 0,5$	$M = 0,6$	$M = 0,7$	$M = 0,8$	$M = 0,9$	$M = 1,0$	$M = 1,1$	$M = 1,2$
$H=0$ км	0,02223	0,02162	0,02124	0,02097	0,02076	0,02058	0,02178	0,04466	0,11538	0,21407	0,27119
$H=11$ км	0,02501	0,02427	0,02382	0,02349	0,02323	0,02300	0,02412	0,04693	0,11757	0,21619	0,27322

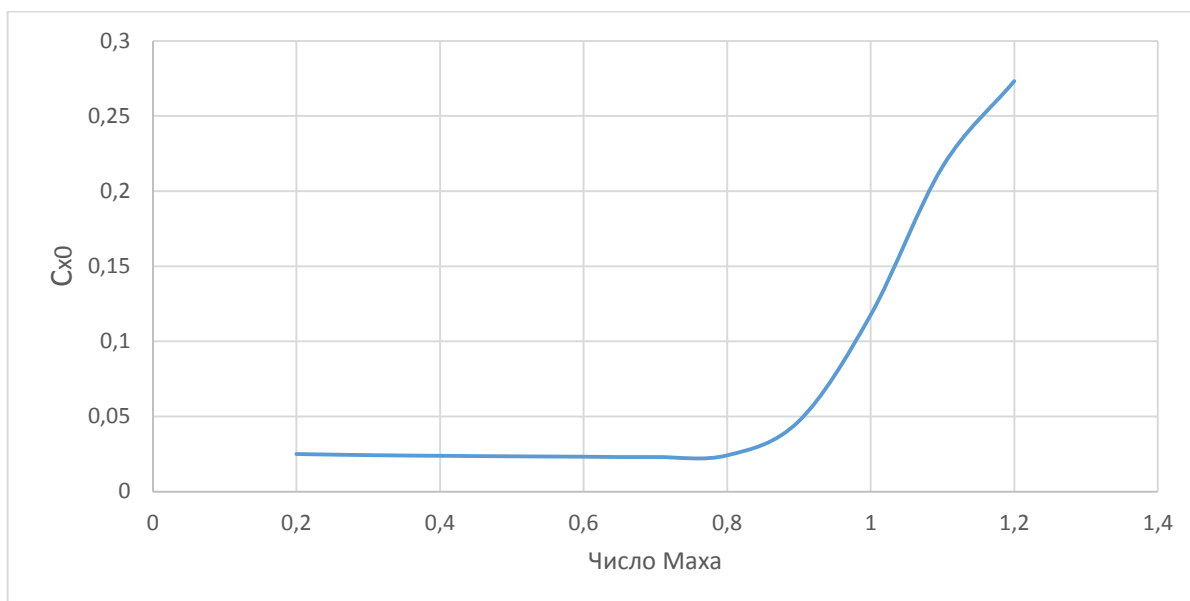


Рисунок 1.18 – Залежність коефіцієнта лобового опору при  $S_{уа}=0$  від Маха на крейсерській висоті польоту  $H=11$  км

Чисельні значення лобового опору літака при  $S_{уа}=0$  представлені таблиці 1.10.

Таблиця 1.10 - Лобовий опір літака при  $S_{уа}=0$

	M	a, м/с	V, км/год	$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	Скр, м <sup>2</sup>	Cx0	X0, кН
H=0 км	0,2	340,29	245	1,224999	119,8	0,02223	97,92
	0,3		367,5			0,02162	214,27
	0,4		490			0,02124	374,2
	0,5		612,5			0,02097	577,3
	0,6		735			0,02076	823
	0,7		857,5			0,02058	1110,5
	0,8		980			0,02178	1535
	0,9		1102			0,04466	3983,5
	1,0		1225			0,11538	12705,6
	1,1		1347,5			0,21407	28523,8
	1,2		1470			0,27119	43003
H=11 км	0,2	295,15	212,5	0,3648	119,8	0,02501	24,68
	0,3		318,76			0,02427	53,9
	0,4		425			0,02382	94
	0,5		531,3			0,02349	144,9
	0,6		637,5			0,02323	206,3
	0,7		743,8			0,02300	278
	0,8		850			0,02412	380,8
	0,9		956,3			0,04693	937,8
	1,0		1062,5			0,11757	2900,5
	1,1		1168,8			0,21619	6453,5
	1,2		1275			0,27322	9706,2

Як видно з графіків та таблиць, після подолання критичного числа Маха  $M^*=0,765$  лобовий опір різко зростає, що спричинено наявністю складової хвильового опору.

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

Як та інші аеродинамічні характеристики, підйомна сила літака визначається сумою підйомних сил ізольованих частин з урахуванням їхнього взаємовпливу. При цьому доцільно підйомну силу горизонтального оперення виділяти окремим доданком.

Чисельне значення підйомної сили літака визначається за формулою[11]:

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

де  $C_{y_a}$  - Коефіцієнт підйомної сили;

$S$  - Площа крила, м<sup>2</sup>;

$\rho$  - Щільність повітря на розрахунковій висоті, кг/м<sup>3</sup>;

$V$  - Розрахункова швидкість набігаючого потоку (вона ж - швидкість польоту), км / год.

У діапазоні льотних кутів атаки коефіцієнт підйомної сили літака можна уявити за наступною залежністю [1]:

$$C_{y_a} = C_{y_{a\bar{z}o}} + C_{y_{a\alpha o}} = C_{y_a}^\alpha (\alpha - \alpha_o) + \Delta C_{y_a},$$

де  $C_{y_{a\bar{z}o}}$  - Коефіцієнт підйомної сили літака без горизонтального оперення;

$C_{y_{a\alpha o}}$  - Коефіцієнт підйомної сили горизонтального оперення;

$\alpha_o$  - Кут нульової підйомної сили, град;

$\Delta C_{y_a}$  - Нелінійна добавка (для літака з подовженням крила  $>3,5$  дорівнює 0).

Вважаючи, що підйомна сила літака створюється крилом, фюзеляжем, мотогондолами та горизонтальним оперенням, можна записати[1]:

$$C_{y_a}^\alpha = C_{y_{a\bar{z}o}}^\alpha + C_{y_{a\alpha o}}^\alpha \bar{S}_{z\bar{o}};$$

$$C_{y_{a\bar{z}o}}^\alpha = C_{y_{a\bar{z}o}}^\alpha \bar{S}_\phi + C_{y_{a\bar{z}o}}^\alpha \bar{S}_\kappa + n C_{y_{a\bar{z}o}}^\alpha \bar{S}_{z\bar{d}},$$

де  $C_{y_{a\bar{z}o}}^\alpha, C_{y_{a\alpha o}}^\alpha, C_{y_{a\bar{z}o}}^\alpha, C_{y_{a\bar{z}o}}^\alpha$  - Похідні коефіцієнтів підйомної сили по куту атаки крила, горизонтального оперення, фюзеляжу та мотогондол відповідно.

Результати розрахунків похідних коефіцієнтів підйомної сили за кутом атаки літака загалом та її частин представлені у таблиці 1.11.

Таблиця 1.11 - Похідна коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки

	M = 0,2	M = 0,3	M = 0,4	M = 0,5	M = 0,6	M = 0,7	M = 0,8	M = 1,2
Крило								
$C_{y_a}^\alpha$	4,11534	4,19416	4,31316	4,48352	4,72484	5,0736	5,60653	5,29688
$\alpha_o$	-4,830	-4,830	-4,830	-4,830	-4,830	-4,830	-4,830	-4,830
Горизонтальне оперення								
$C_{y_a}^\alpha$	0,74450	0,75502	0,77067	0,7926	0,8227	0,864427	0,92359	0,90933
$\alpha_o$	-2,200	-2,200	-2,200	-2,200	-2,200	-2,200	-2,200	-2,200
Фюзеляж								
$C_{y_a}^\alpha$	0,14360	0,1436	0,1436	0,1436	0,1436	0,1436	0,1436	0,16591
$\alpha_o$	1,900	1,900	1,900	1,900	1,900	1,900	1,900	1,900
Мотогондולי						$C_{y_a}^\alpha = 0,01169$		
Літак з горизонтальним оперенням								
$C_{y_a}^\alpha$	5,01512	5,10447	5,23912	5,43141	5,70283	6,09316	6,68541	6,3838
$\alpha_o$	-4,03 °	-4,03 °	-4,04 °	-4,05 °	-4,06 °	-4,08 °	-4,11 °	-4,07 °

На основі отриманих даних з'являється можливість розрахувати коефіцієнт підйомної сили літака  $C_{y_a}$ , причому найбільший інтерес становлять максимальний коефіцієнт підйомної сили  $C_{y_a \max}$ , що відповідає критичному куту атаки, і найвигідніший коефіцієнт підйомної сили  $C_{y_a \text{нв}}$ , що відповідає найвигіднішому кутку атаки (див. табл. 1.12).

Таблиця 1.12 - Коефіцієнт підйомної сили літака на висоті польоту  $H=11$  км

	$M = 0,2$	$M = 0,3$	$M = 0,4$	$M = 0,5$	$M = 0,6$	$M = 0,7$	$M = 0,8$	$M = 1,2$
Максимальний коефіцієнт підйомної сили $C_{y_a \max}$								
$C_{y_a \max}$	1,20546	1,16795	1,12895	1,08847	1,0465	1,00304	0,95811	—
$\alpha_{кр}$	11,25 °	10,580	9,810	8,930	7,950	6,850	5,60	—
Найвигідніший коефіцієнт підйомної сили $C_{y_a \text{нв}}$								
$C_{y_a \text{нв}}$	0,70215	0,68647	0,67338	0,66085	0,64799	0,63420	0,61912	1,32122
$\alpha_{\text{нв}}$	4,00°	3,67 °	3,32°	2,92°	2,45 °	1,88 °	1,19 °	7,79°

У таблиці 1.13 представлені значення підйомної сили літака відповідні максимальному та найвигіднішому коефіцієнтам підйомної сили на крейсерській висоті польоту  $H = 11$  км.

Таблиця 1.13 - Підйомна сила літака на висоті польоту  $H=11$  км

	$M = 0,2$	$M = 0,3$	$M = 0,4$	$M = 0,5$	$M = 0,6$	$M = 0,7$	$M = 0,8$
$Y_{a \max}, \text{кН}$	1189,6	2593,2	4456,2	6713,2	9294,2	12125	15127,5
$Y_{a \text{нв}}, \text{кН}$	692,9	1524,2	2658	4075,8	5755	7666,5	9775,2

Виникнення індуктивного опору пов'язане з утворенням вихрової завіси за літаком за наявності підйомної сили. Загальний вираз для коефіцієнта індуктивного опору літака має такий вигляд [1]:

$$C_{x_i} = AC_{y_a}^2 + BC_{y_a} + C_{x_{i0}},$$

де  $AC_{y_a}^2$  - доданок відноситься до літака, основні елементи якого, що створюють підйомну силу, мають горизонтальні площини симетрії і поверхні, що несуть під нульовим кутом до осі фюзеляжу;

$BC_{y_a}, C_{x_{i0}}$  - доданки, які зазвичай не враховують на початкових етапах проектування, як незначні для літака в польотній конфігурації.

Тоді вираз визначення коефіцієнта індуктивного опору матиме вигляд[1]:

$$C_{x_i} = AC_{y_a}^2,$$

де  $A$  - Коефіцієнт відвалу поляри, який обчислюється як

$$A = \frac{1}{\pi \cdot \lambda_{\text{эф}}},$$

тут  $\lambda_{\text{эф}}$  - ефективне подовження крила, що визначається за наступною формулою



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

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

Тобто залежність визначення коефіцієнта відвалу поляри змінює вигляд наступного:

$$A = \frac{1 + \delta}{\pi \cdot \lambda}.$$

Параметр  $\delta$  визначається за такою формулою [2]:

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

де  $\chi$  - Кут стріловидності крила по передній кромці, град;

$\eta$  - звуження крила;

$\lambda$  - Подовження крила.

Проведемо розрахунок коефіцієнта індуктивного опору  $C_{x_i}$  для найвигіднішого коефіцієнта підйомної сили  $C_{y_a \text{ нв}}$  (Див. табл. 1.12), результати якого представлені в таблиці 1.14.

Таблиця 1.14 - Коефіцієнт індуктивного опору літака

	M = 0,2	M = 0,3	M = 0,4	M = 0,5	M = 0,6	M = 0,7	M = 0,8	M = 1,2
A	0,04088	0,04087	0,04085	0,04082	0,04078	0,04072	0,04063	0,15652
$C_{x_i}$	0,020154	0,01926	0,018523	0,017827	0,017123	0,016378	0,015574	0,273225

Залежність між коефіцієнтами аеродинамічної підйомної сили  $C_{y_a}$  та лобового опору  $C_{x_a}$  за різних кутах атаки називається полярою першого роду. Вираз для поляри літака має вигляд [11]:

$$C_{x_a} = C_{x_o} + A C_{y_a}^2 + \sum_{\Delta} C_{x_i},$$

де  $\sum_{\Delta} C_{x_i}$  – сума додаткового індуктивного опору від місцевих джерел, облік яких призводить до характерного розгалуження полярів, побудованих для різних чисел Маху польоту.

Результати розрахунку, необхідні побудови поляри представлені у таблиці 1.15.

Таблиця 1.15 - Поляр літака (з урахуванням додаткового індуктивного опору)  
для висоти польоту  $H=11$  км

	$M = 0,2$	$M = 0,3$	$M = 0,4$	$M = 0,5$	$M = 0,6$	$M = 0,7$	$M = 0,8$	$M = 1,2$
$C_{y_a} = 0$	0,02501	0,02427	0,02382	0,02349	0,02323	0,02300	0,02279	0,27322
$C_{y_a} = 0,2$	0,02669	0,02596	0,02551	0,02519	0,02493	0,02471	0,02451	0,27948
$C_{y_a} = 0,4$	0,03192	0,03122	0,03081	0,03053	0,03032	0,03017	0,03004	0,29827
$C_{y_a} = 0,6$	0,04102	0,04042	0,04012	0,03998	0,03994	0,04000	0,04014	0,32957
$C_{y_a} = 0,8$	0,05448	0,05413	0,05413	0,05437	0,05483	0,05555	0,05663	0,37340
$C_{y_a} = 1,0$	0,07352	0,07390	0,07494	0,07678	0,08010	0,09137		0,42974
$C_{y_a} = 1,2$	0,11024							0,49861
$C_{y_a \max}$	0,12442	0,12003	0,11588	0,10789	0,10397	0,11202		

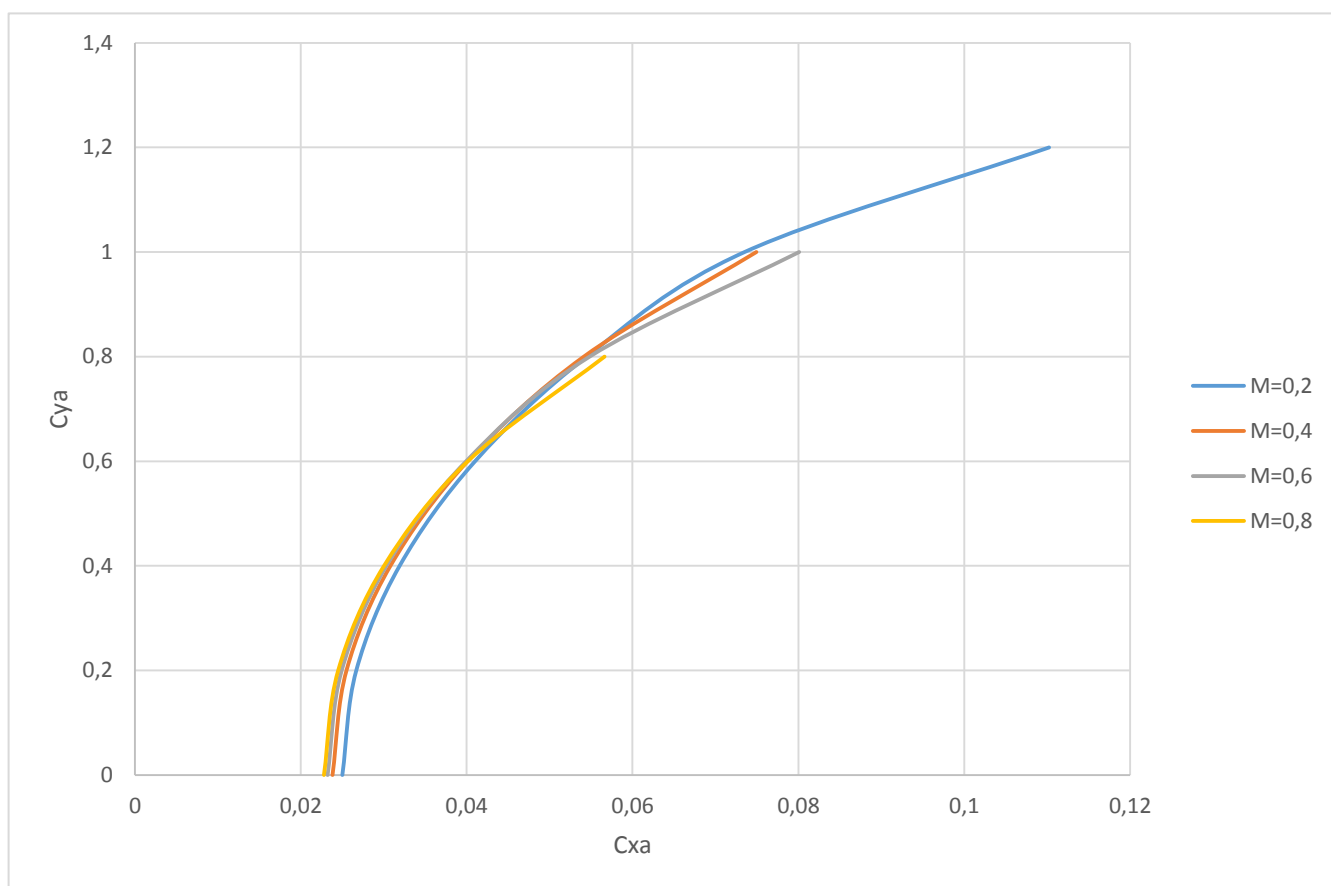


Рисунок 1.19 – Поляр літака для висоти польоту  $H=11$  км

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(Див. табл. 1.16 та рис. 1.20).

Таблиця 1.16 - Аеродинамічна якість літака

	M = 0,2	M = 0,3	M = 0,4	M = 0,5	M = 0,6	M = 0,7	M = 0,8
$K_{max}$	14,843	15,008	15,079	15,097	15,080	15,033	14,958

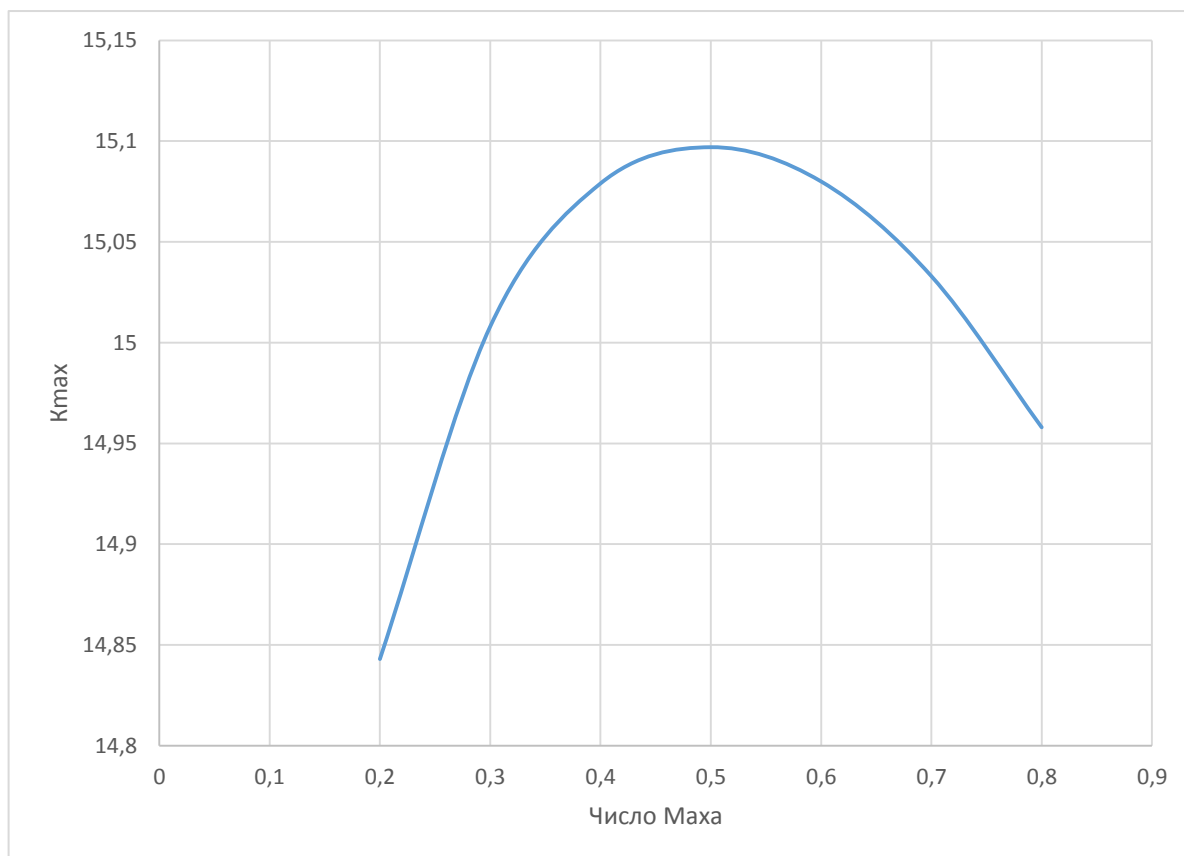


Рисунок 1.20 – Залежність максимальної аеродинамічної якості від числа Маха (H=11 км)

### 1.2.3 Поздовжній момент та розташування аеродинамічного фокусу літака

Поздовжній момент, як і інші аеродинамічні характеристики, визначається сумою моментів окремих агрегатів літака [1]:

$$M_{zЛА} = M_{zкр} + M_{zф} + M_{zго} + M_{z,мгд} + M_{zP},$$

де  $M_{zкр}$  - Поздовжній момент, створюваний крилом;

$M_{zф}$  - Поздовжній момент, створюваний фюзеляжем;

$M_{zго}$  - Поздовжній момент, створюваний горизонтальним оперенням;

$M_{z,мгд}$  - Поздовжній момент, створюваний мотогондолами;

$M_{zP}$  - Поздовжній момент, створюваний тягою двигунів.

У проектних розрахунках поздовжній момент літака умовно поділяють на поздовжній момент літака без горизонтального оперення та поздовжній момент від горизонтального оперення [1]:

$$M_{zЛА} = M_{zГО} + M_{zБГО}.$$

Величина моменту залежить від положення поздовжньої осі, щодо якої він обчислюється - у розрахунках прийнято, що вісь проходить у будівельній площині фюзеляжу. Прийняті припущення:

– момент створюється не повної аеродинамічної силою, лише підйомної силою;

– підйомна сила несучих поверхонь у системі літака та додаткова підйомна сила, що на фюзеляжі виникає від впливу несучої поверхні, розташовані у фокусі ізольованого крила або ізольованого оперення.

Похибки, які вносяться цими припущеннями, у дозвуковому потоці незначні.

При аналізі аеродинамічних характеристик літака найчастіше оперують не абсолютним значенням поздовжнього моменту  $M_z$ , а його відносною характеристикою – коефіцієнтом поздовжнього моменту  $m_z$ , Який визначається за наступною залежністю [11]:

$$m_z = m_{z0} + \left( \frac{m_z^\alpha}{C_{ya}^\alpha} \right) \cdot C_{ya},$$

де  $m_{z0}$  - Коефіцієнт поздовжнього моменту при  $C_{ya} = 0$ ;

$m_z^\alpha$  - Похідна коефіцієнта поздовжнього моменту по куту атаки.

Похідну коефіцієнта поздовжнього моменту за кутом атаки зазвичай подають у вигляді суми [11]:

$$m_z^\alpha = m_{zБГО}^\alpha + m_{zГО}^\alpha,$$

де  $m_{zБГО}^\alpha$  - Похідна коефіцієнта поздовжнього моменту по куту атаки літака без горизонтального оперення;

$m_{z_{ГО}}^{\alpha}$  - Похідна коефіцієнта поздовжнього моменту по куту атаки горизонтально оперення.

Похідні коефіцієнтів поздовжнього моменту за кутом атаки визначають за такими залежностями[1]:

$$m_{z_{\phi}}^{\alpha} = m_{z_{\phi}}^{\alpha} \bar{S}_{\phi} + m_{z_k}^{\alpha} \bar{S}_k + m_{z_{\phi}}^{\alpha} \bar{S}_{\phi} - \left[ C_{y_{a\phi}}^{\alpha} \bar{x}_{F_{\phi}} \bar{S}_{\phi} + C_{y_{ak}}^{\alpha} (\bar{x}_k + \bar{x}_{F_k}) \bar{S}_k + C_{y_{a\phi}}^{\alpha} \bar{x}_{\phi} \bar{S}_{\phi} \right];$$

$$m_{z_{\phi}}^{\alpha} = -C_{y_{a\phi}}^{\alpha} (\bar{x}_{\phi} + \bar{x}_{F_{\phi}}) \bar{S}_{\phi},$$

де  $\bar{x}_k, \bar{x}_{\phi}$  - відстань від носіння фюзеляжу до передньої кромки бортової хорди крила та горизонтального оперення;

$\bar{x}_{F_k}, \bar{x}_{F_{\phi}}$  - положення фокусу ізольованих несучих поверхонь щодо носіння бортової хорди;

$\bar{x}_{F_{\phi}}$  - Положення фокусу ізольованого фюзеляжу;

$\bar{x}_{\phi}$  - плече моменту підйомної сили мотогондолі, що прикладена на зрізі вхідного перерізу повітрязабірника.

Коефіцієнт моменту при нульовій підйомній силі  $m_{z_0}$  визначають за такою формулою [2]:

$$m_{z_0} = m'_{z_0} + m_{z_0\phi} + m_{z_0k} + m_{z_0\phi} + m_{z_0\phi},$$

де  $m_{z_0\phi}, m_{z_0k}, m_{z_0\phi}, m_{z_0\phi}$  - Коефіцієнт поздовжнього моменту при  $C_{y_a} = 0$  для фюзеляжу, крила, мотогондолі та горизонтального оперення відповідно;

$m'_{z_0}$  - Збільшення поздовжнього моменту при нульовій підйомній силі підфюзеляжної частини крила.

У процесі визначення коефіцієнтів поздовжнього моменту виявляється така характеристика як фокус літака. Фокусом літака (крила, оперення, фюзеляжу) називається така точка щодо якої поздовжній момент при зміні підйомної сили залишається постійним. Також фокусом називають точку програми збільшення підйомної сили. Положення фокусу літака загалом, у частках довжини фюзеляжу, визначається за такою формулою[1]:

$$\bar{X}_F = -\frac{m_z^{\alpha}}{C_{y_a}^{\alpha}}.$$

Положення фокусу літака віднесеного до середньої аеродинамічної хорди визначається за формулою[1]:

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

Положення фокусу літака загалом визначається як сума фокусів окремих частин літака. Результати розрахунків положення фокусу літака та величини коефіцієнта поздовжнього моменту представимо у вигляді таблиць (див. табл.1.17, 1.18).

Таблиця 1.17 - Характеристики поздовжнього моменту та фокусу літака

	M = 0,2	M = 0,3	M = 0,4	M = 0,5	M = 0,6	M = 0,7	M = 0,8	M = 1,2
Похідна $m_z^\alpha$ та положення фокусу $\bar{X}_F$ літака з ГО								
$m_z^\alpha$	-2,8244	-2,8753	-2,9519	-3,0611	-3,2148	-3,4351	-3,7675	-3,7473
$\bar{X}_F$	0,5632	0,5633	0,5634	0,5636	0,5637	0,5638	0,5635	0,5870
Фокус літака з горизонтальним оперенням щодо носіння САХ								
$\bar{X}_{Fa}$	0,7502	0,7514	0,7528	0,7545	0,7558	0,7562	0,7540	0,9941
Коефіцієнт моменту $m_{z_0}$ з горизонтальним оперенням (віднесено до САХ крила)								
$m_{z_0}$	0,1204	0,1231	0,1272	0,1329	0,1409	0,1521	0,1684	0,1430

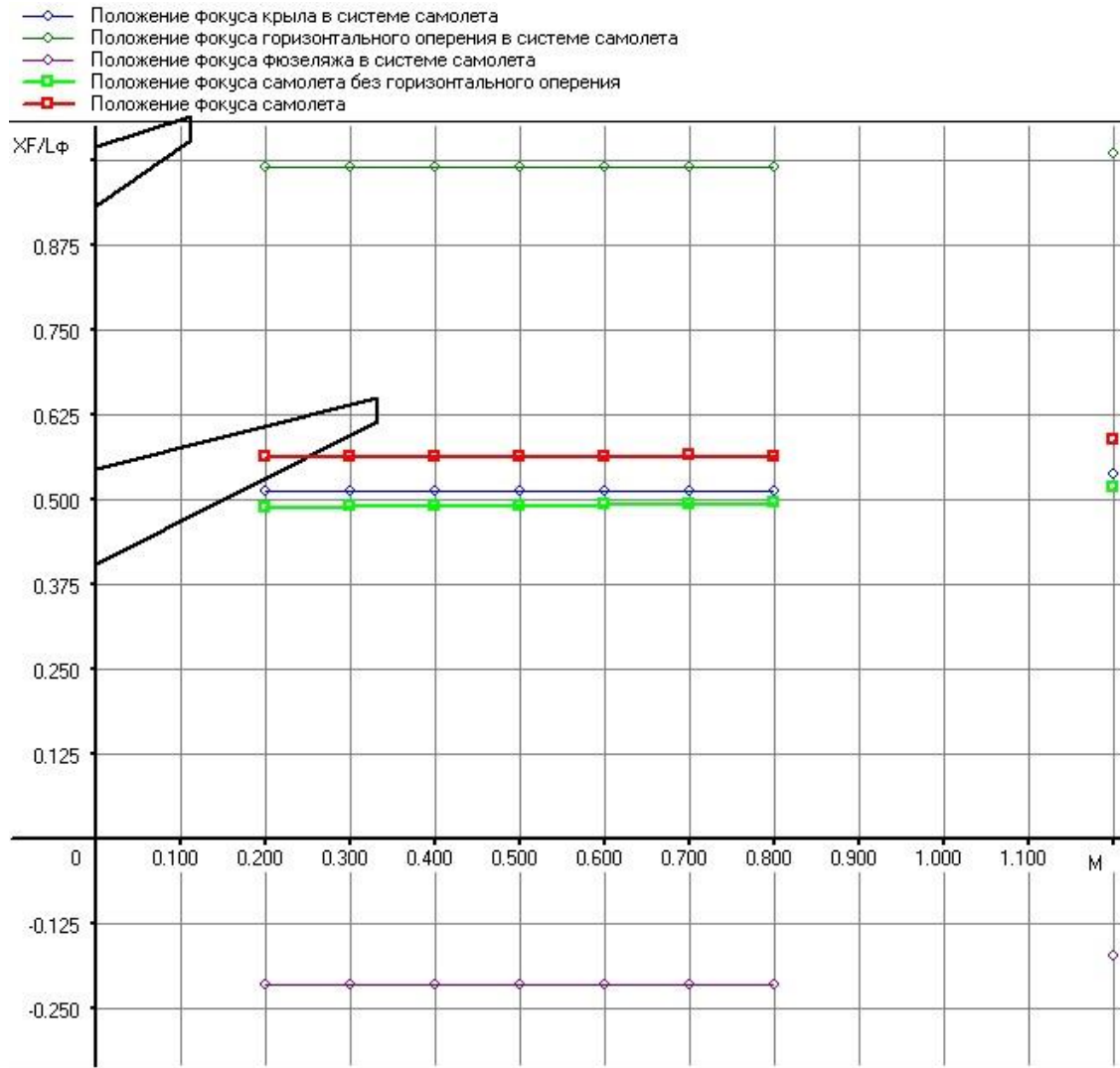


Рисунок 1.21 – Положення фокусу літака та його частин щодо довжини фюзеляжу





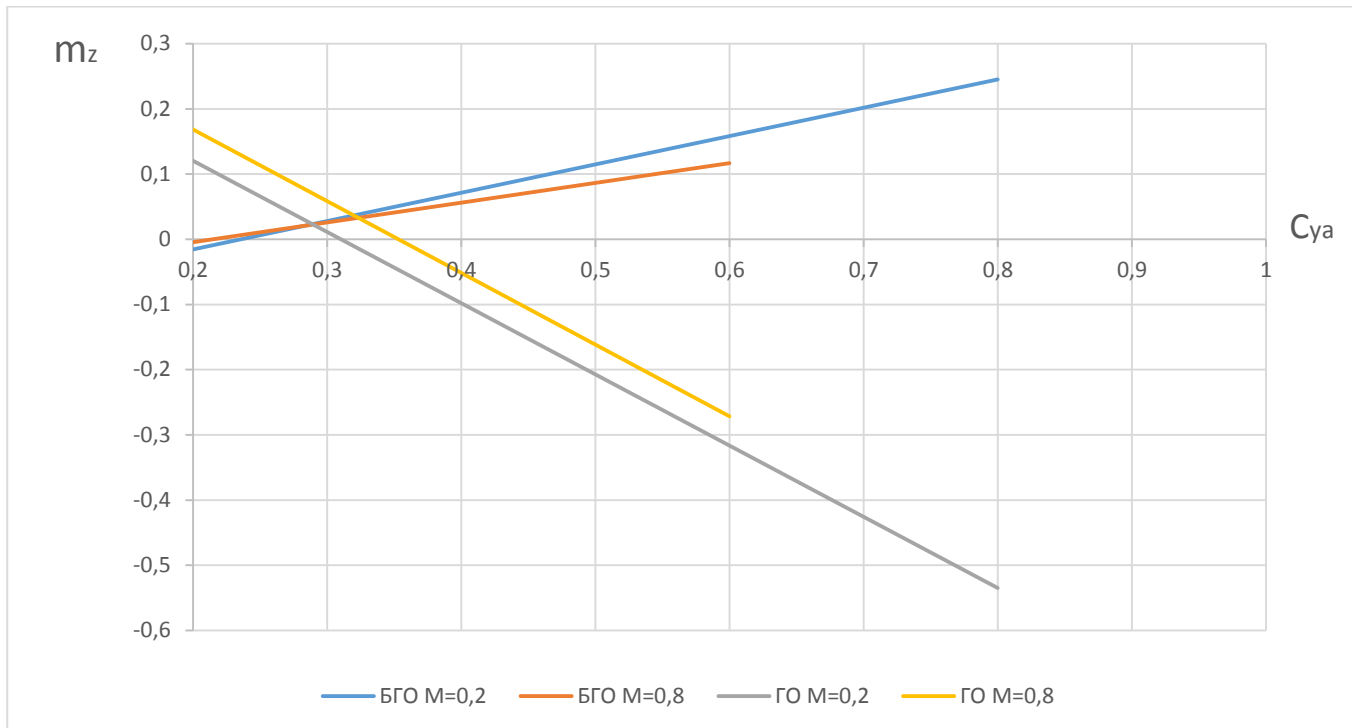


Рисунок 1.22 – Залежність  $m_z(C_{ya})$  літака з ГО та без ГО (H=11 км)

Ступінь поздовжньої статичної стійкості літального апарату залежить від положення центру ваги літального апарату. При переміщенні центру мас назад ступінь поздовжньої статичної стійкості  $m_z^{C_{ya}}$  зменшується, а при переміщенні центру мас уперед – збільшується [1]:

$$m_z^{C_{ya}} = -(\bar{x}_F - \bar{x}_T)$$

З погляду статичної стійкості найбільш сприятлива ситуація, коли вираз  $(\bar{x}_F - \bar{x}_T)$  є постійною величиною у всьому діапазоні чисел Маха. Цього можна досягти, задаючи певний закон вироблення палива [1].

#### 1.2.4 Вплив проектних параметрів літака на його аеродинамічні та масові характеристики

У цій роботі проектними параметрами обрані питома навантаження на крило і звуження крила, як одних з найважливіших параметрів які впливають на характеристики літака та її образ загалом. Дослідницькі розрахунки проводитимемо за допомогою програмного забезпечення, розробленого на кафедрі проектування літаків та гелікоптерів.

#### *Дослідження впливу параметрів крила та механізації на величини $C_{y_{отр}}$ , $K_{отр}$*

Основна розрахункова залежність визначення коефіцієнта підйомної сили під час зльоту виглядає так:

$$C_{y_{отр}} = C_{y_{кр}}^{отр} \cdot \left( 1 + \Delta C_y \cdot \frac{\delta_{з.взл} \cdot \bar{b}_z}{\delta_{з.табл} \cdot \bar{b}_{з.табл}} \cdot \bar{S}_{мех}^{отр} \cdot \cos^2 \cdot \chi_{0,75} \right) + \Delta C_{y_{зем}} + \Delta C_{y_{обд}},$$

де  $C_{y_{кр}}^{omp}$  - Коефіцієнт підйомної сили крила при відриві без використання механізації;

$\overline{\Delta C}_y$  - Приріст коефіцієнта підйомної сили за рахунок використання механізації;

$\delta_{з.взл}$  - Кут відхилення закрилка при зльоті, град;

$\overline{b}_3$  - Відносна хорда закрилка;

$\overline{S}_{мех}^{omp}$  - Відносна площа консолі крила, що обслуговується механізацією;

$\Delta C_{y_{зем}}$  - Приріст коефіцієнта підйомної сили за рахунок впливу близькості землі;

$\Delta C_{y_{обд}}$  - Приріст коефіцієнта підйомної сили за рахунок обдування крила гвинтами.

Тут коефіцієнт підйомної сили крила при відриві без використання механізації дорівнює:

$$C_{y_{кр}}^{omp} = C_y^\alpha \cdot \alpha_{omp},$$

де  $\alpha_{omp}$  - Кут атаки при відриві, град;

$C_y^\alpha$  - Похідна коефіцієнта підйомної сили по куту атаки, 1/град:

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

Приріст коефіцієнта підйомної сили рахунок близькості землі дорівнює:

$$\Delta C_{y_{зем}} = 0,313 - 0,237 \cdot \overline{h} + 0,0572 \cdot \overline{h}^2,$$

де  $\overline{h} = \frac{h}{b_{сах}}$  - Відносна висота розташування крила.

$$\overline{S}_{мех}^{omp} = \left[ \frac{2 \cdot \eta - \overline{l}_3 \cdot (\eta - 1)}{\eta + 1} + k_3 \right] \cdot \overline{l}_3 + k_{np} \cdot \overline{l}_{np},$$

де  $\eta$  - звуження крила;

$\overline{l}_3, \overline{l}_{np}$  - відносний розмах закрилка та передкрилка відповідно;

$k_3, k_{np}$  - аеродинамічна якість закрилка та передкрилка відповідно.

Аеродинамічна якість літака при відриві визначається за формулою [11]:

$$K = \frac{C_{y_{omp}}}{C_{x_{omp}}},$$

де  $C_{y_{omp}}$  - Коефіцієнт підйомної сили літака при відриві;

$C_{x_{отр}}$  - Коефіцієнт лобового опору літака при відриві, що визначаються наступним чином

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

де  $C_{x0_{отр}}$  - Коефіцієнт лобового опору літака при нульовій підйомній сили під час зльоту;

$\Delta C_{x_{ш}}$  - Приріст коефіцієнта лобового опору за рахунок випущеного шасі;

$\Delta C_{x_{закр}}$  - Приріст коефіцієнта лобового опору за рахунок випущених закрилків (щитків);

$A_{зем}$  - Коефіцієнт відвалу поляри з урахуванням впливу близькості землі.

Таблиця 1.19 - Вихідні дані щодо розрахунку

Параметр	Одиниця виміру	Значення
Відносна товщина профілю крила	%	13
Подовження крила		9,5
Звуження крила		4
Стріловидність крила по передній кромці	Град	27
Відносний розмах закрилка		0,75
Відносна хорда закрилка		0,3
Кут відхилення закрилка під час зльоту	Град	20
Коефіцієнт якості закрилка		0,2
Відносний розмах передкрилка		0,8
Коефіцієнт якості передкрилка		0,15
Приріст $C_u$ від механізації		2,1
Кут атаки під час зльоту	Град	10
Число $M$ відриву		0,2
Діаметр фюзеляжу	м	3,7
Подовження фюзеляжу		11
Навантаження на мідель	даН/м <sup>2</sup>	5272
Коефіцієнт інтерференції		1
Коефіцієнт оперення		1,46
Число пасажирів	чол	150
Коефіцієнт корисної віддачі		0,29

Відносна висота всах		1,2
Відносний розмах крила		7,53

Таблиця 1.20 - Результати розрахунку впливу звуження крила на коефіцієнт підйомної сили та якість при відриві

$\eta$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
$C_y$	1,69	1,83	1,90	1,95	1,97	1,99	2,01	2,02	2,03	2,04	2,04
$P$ , [Дан/м2]	$K_{omp}$										
100	13,63	13,32	13,15	13,04	12,97	12,91	12,87	12,84	12,82	12,80	12,78
200	13,28	12,96	12,78	12,67	12,59	12,54	12,50	12,46	12,44	12,42	12,40
300	12,99	12,66	12,48	12,37	12,30	12,24	12,20	12,17	12,14	12,12	12,10
400	12,72	12,41	12,23	12,12	12,04	11,99	11,94	11,91	11,89	11,87	11,85
500	12,49	12,17	12,00	11,89	11,81	11,76	11,72	11,68	11,66	11,64	11,62
600	12,26	11,96	11,79	11,68	11,60	11,55	11,51	11,48	11,45	11,43	11,41
700	12,05	11,76	11,59	11,48	11,41	11,36	11,32	11,28	11,26	11,24	11,22
800	11,86	11,57	11,40	11,30	11,23	11,17	11,14	11,10	11,08	11,06	11,04
900	11,67	11,39	11,23	11,13	11,06	11,00	10,97	10,93	10,91	10,89	10,87

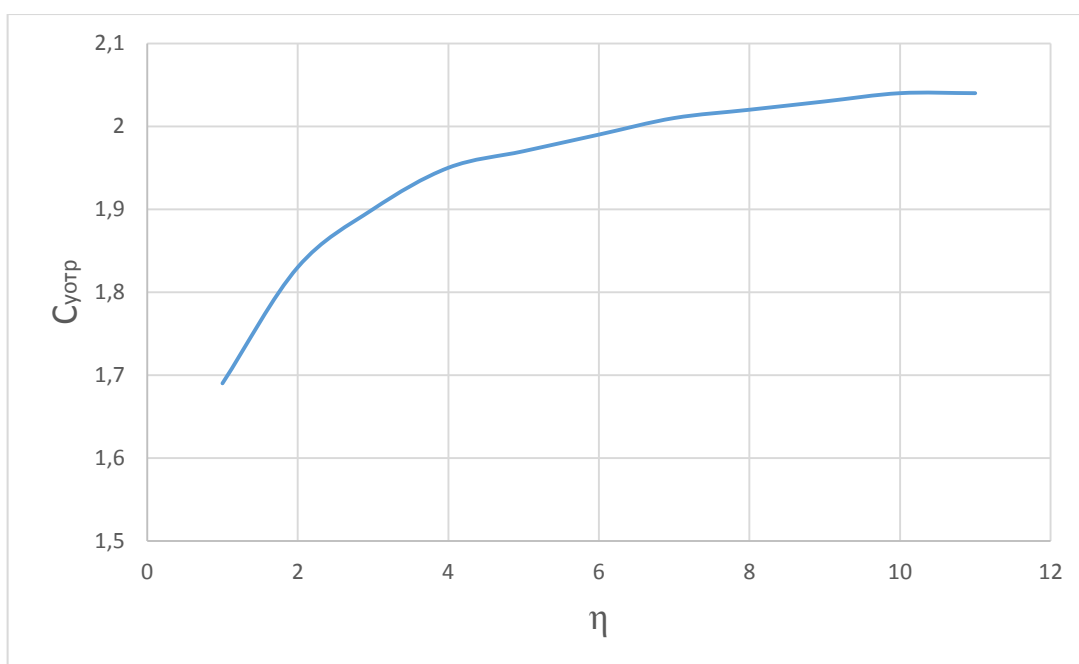


Рисунок 1.23 – Залежність коефіцієнта підйомної сили від звуження крила

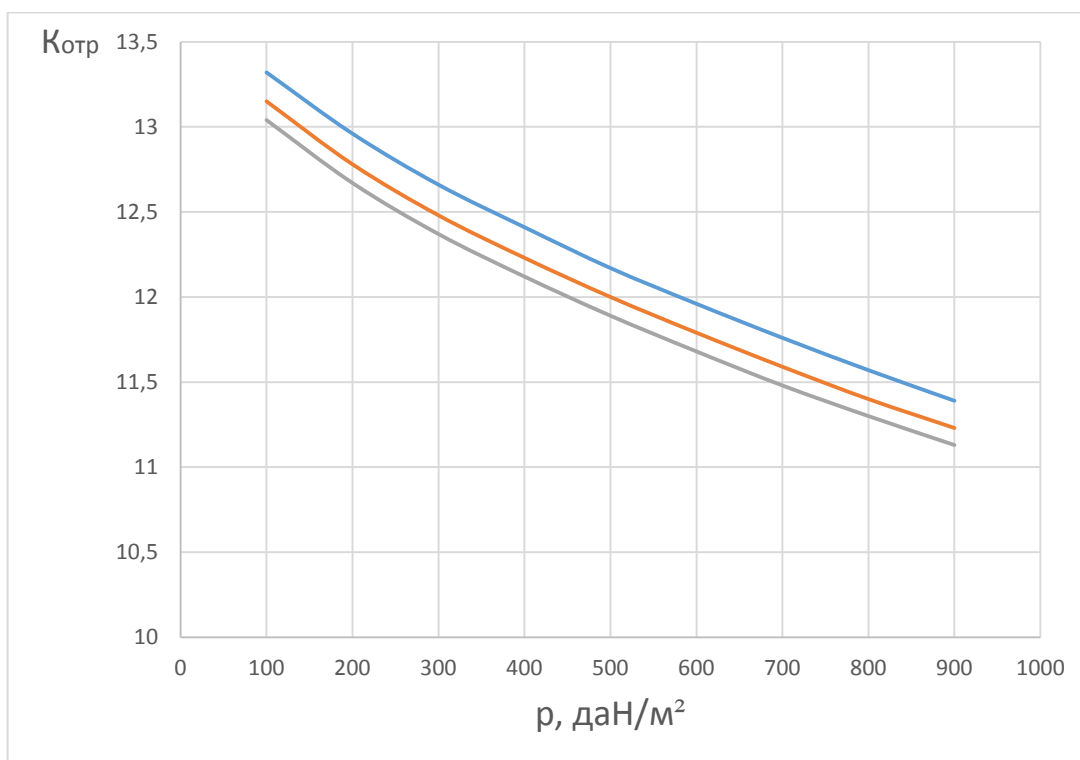


Рисунок 1.24 – Залежність аеродинамічної якості при відриві від звуження крила (1 – η=2; 2 – η=3; 3 – η=4)

Зі збільшенням звуження коефіцієнт підйомної сили при відриві збільшується, проте аеродинамічна якість – зменшується через збільшення коефіцієнта лобового опору, а саме за рахунок приросту коефіцієнта лобового опору від механізації, оскільки зі зростанням звуження збільшується відносна площа механізації.

### ***Дослідження впливу параметрів літака на величину необхідних стартових тягоозброєностей дозвукового пасажирського літака з ТРДД***

Для визначення можливих значень стартових тягоозброєностей проектного літака визначається стартова тягоозброєність, що визначається крейсерською швидкістю польоту, довжиною розбігу та безпекою зльоту. Поєднання цих трьох залежностей дозволяється визначити зону можливих значень тягоозброєності (рис. 1.25).

$$t_{0_{\text{крейс}}} = \frac{0,933 \cdot \rho_H \cdot M_{\text{крейс}}^2}{\xi_{\text{крейс}}} \cdot \left( \frac{F_1}{P} + F_2 \right),$$

$$t_{0_{\text{взл}}} = \frac{1}{\xi_{\text{взл}}} \cdot \left( \frac{0,832}{C_{y_{\text{опр}}} \cdot L_{\text{разб}}} + \frac{1}{3} \cdot \left( \frac{1}{K_{\text{опр}}} + 2 \cdot f \right) \right),$$

$$t_{0_{\text{без}}} = \frac{n_{\text{дв}}}{\xi_{\text{взл}} \cdot (n_{\text{дв}} - 1)} \cdot \left( \frac{1}{K_{\text{опр}}} + \text{tg} \theta_3 \right),$$

де  $\xi_{крейс}$ ,  $\xi_{взл}$  - Коефіцієнти, що враховують зміну тяги двигуна в залежності від режиму польоту;

$p_H$  - Атмосферний тиск на висоті крейсерського польоту;

$M_{крейс}$  - 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;

$C_{y_{отр}}$  - Коефіцієнт підйомної сили літака при відриві;

$L_{разб}$  - Довжина розбігу;

$K_{отр}$  - аеродинамічна якість літака при відриві;

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

$n_{дв}$  - кількість двигунів літаком;

$tg \theta_3$  - Значення, що задається за рекомендаціями НЛГ.

Вихідні дані щодо розрахунку повторюють дані попереднього дослідження (табл. 1.19) із додаванням додаткових вихідних даних (табл. 1.21).

Таблиця 1.21 - Вихідні дані щодо розрахунку

Параметр	Одиниця виміру	Значення
Число двигунів		2
Коефіцієнт повітрозабірників		0,99
Коефіцієнт дроселювання на зльоті		0,9
Коефіцієнт дроселювання у польоті		0,75
Ступінь двоконтурності		5
Розрахункова кількість Маха		0,76
Початкова висота польоту	км	11
Кінцева висота польоту	км	11

Коефіцієнт тертя пневматиків		0,02
Довжина розбігу	м	1200

Таблиця 1.22 - Стартова тягоозброєність, що визначається довжиною розбігу

$\eta$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Р, [Дан/м2]	$t_{0w}$										
100	0,107	0,103	0,102	0,101	0,101	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,099
200	0,163	0,156	0,152	0,150	0,149	0,148	0,148	0,147	0,147	0,147	0,147
300	0,220	0,208	0,202	0,2	0,198	0,196	0,196	0,195	0,194	0,194	0,193
400	0,276	0,260	0,253	0,249	0,246	0,244	0,243	0,242	0,241	0,241	0,240
500	0,332	0,312	0,303	0,298	0,294	0,292	0,291	0,289	0,288	0,288	0,287
600	0,388	0,364	0,353	0,347	0,343	0,340	0,338	0,337	0,336	0,335	0,334
700	0,444	0,416	0,403	0,396	0,391	0,388	0,386	0,384	0,383	0,381	0,381
800	0,501	0,467	0,453	0,445	0,439	0,436	0,433	0,431	0,429	0,428	0,427
900	0,557	0,519	0,503	0,493	0,488	0,483	0,480	0,478	0,476	0,475	0,474

Таблиця 1.23 - Стартова тягоозброєність, що визначається безпекою зльоту

$\eta$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Р, [Дан/м2]	$t_{0e}$										
100	0,264	0,269	0,271	0,273	0,274	0,275	0,276	0,276	0,277	0,277	0,277
200	0,269	0,274	0,277	0,279	0,281	0,281	0,282	0,283	0,283	0,284	0,284
300	0,274	0,279	0,282	0,284	0,286	0,287	0,287	0,288	0,289	0,289	0,289
400	0,278	0,284	0,287	0,289	0,290	0,291	0,292	0,293	0,293	0,294	0,294
500	0,282	0,288	0,291	0,293	0,295	0,296	0,297	0,297	0,298	0,298	0,299
600	0,286	0,292	0,295	0,297	0,299	0,300	0,301	0,301	0,302	0,302	0,303

700	0,290	0,296	0,299	0,301	0,303	0,304	0,305	0,305	0,306	0,306	0,307
800	0,294	0,300	0,030	0,305	0,307	0,308	0,309	0,309	0,310	0,310	0,311
900	0,298	0,303	0,307	0,309	0,310	0,312	0,312	0,313	0,314	0,314	0,315

Таблиця 1.24 - Стартова тягоозброєність, що визначається крейсерською швидкістю польоту

$\eta$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
$P$ , [Дан/м <sup>2</sup> ]	$t_{0к}$										
100	0,569	0,562	0,558	0,556	0,555	0,554	0,553	0,552	0,552	0,551	0,551
200	0,322	0,316	0,314	0,312	0,311	0,310	0,310	0,309	0,309	0,309	0,308
300	0,237	0,232	0,230	0,229	0,228	0,227	0,227	0,226	0,226	0,226	0,226
400	0,193	0,190	0,188	0,187	0,186	0,185	0,185	0,185	0,184	0,184	0,184
500	0,167	0,164	0,162	0,161	0,160	0,160	0,160	0,159	0,159	0,159	0,159
600	0,150	0,147	0,145	0,144	0,143	0,143	0,143	0,142	0,142	0,142	0,142
700	0,137	0,134	0,133	0,132	0,131	0,131	0,130	0,130	0,130	0,130	0,130
800	0,127	0,125	0,123	0,123	0,122	0,122	0,121	0,121	0,121	0,121	0,121
900	0,120	0,117	0,116	0,115	0,115	0,114	0,114	0,114	0,114	0,114	0,114



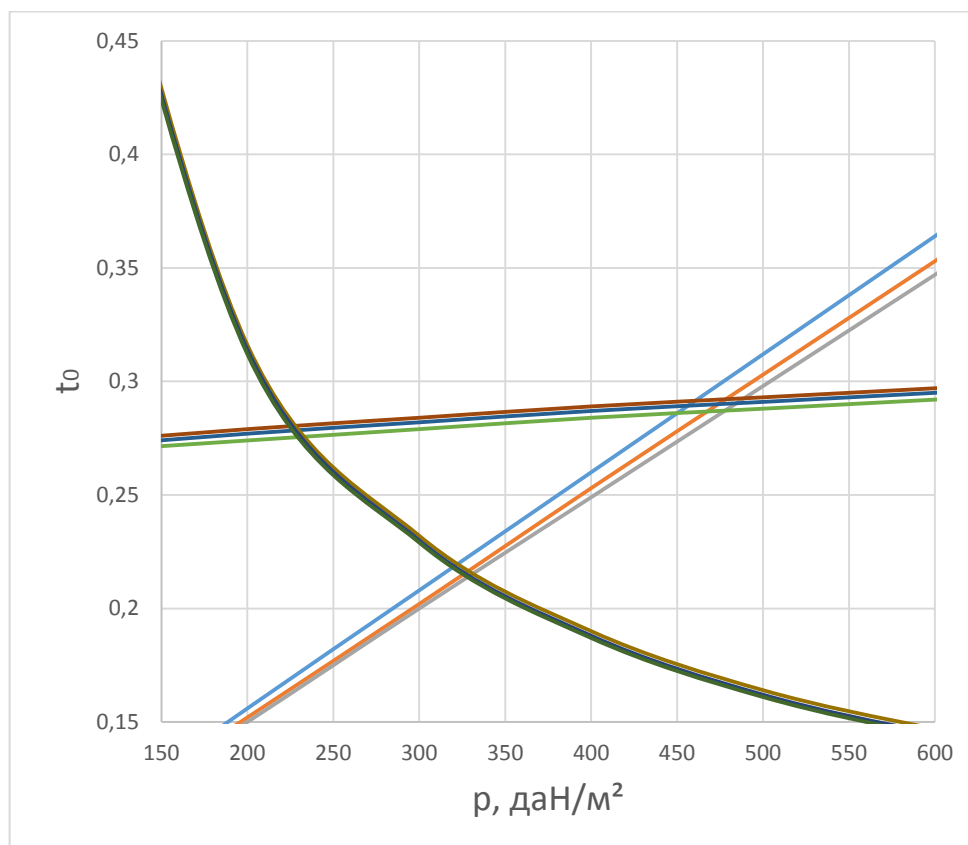


Рисунок 1.25 – Залежність потрібних тягоозброєності від величини питомого навантаження на крило та звуження крила

1 -  $\eta = 2$ ; 2 -  $\eta = 3$ ; 3 -  $\eta = 4$ ; – при стартовій тягоозброєності, яка визначається довжиною розбігу; 4 -  $\eta = 2$ ; 5 -  $\eta = 3$ ; 6 -  $\eta = 4$ ; - при стартовій тягоозброєності, що визначається безпекою зльоту; 7 -  $\eta = 2$ ; 8 -  $\eta = 3$ ; 9 -  $\eta = 4$  – при стартовій тягоозброєності, яка визначається крейсерською швидкістю польоту.

При збільшенні звуження крила потрібна тягоозброєність, що визначається довжиною розбігу, зменшується; зі збільшенням звуження крила зростає потрібна тягоозброєність, яка визначається безпекою зльоту; зі збільшенням звуження крила знижується потрібна тягоозброєність, що визначається крейсерською швидкістю польоту; а також визначена зона можливих тяговооруженностей, за якою можна визначити мінімальне потрібне значення тягоозброєності.

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

Для визначення маси силової установки використовується така формула:

$$m_{cy} = R' \cdot m_{дв} \cdot n_{дв},$$

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

$m_{дв}$  - Маса двигуна згідно з паспортом характеристик, кг;

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

Для літаків з ТРД та ТРДД:

$$R' = k_1 \cdot \left( 1 + 0,1 \cdot \frac{n_{\text{дв.рев}}}{n_{\text{дв}}} \right) \cdot \left[ 1 + \frac{0,236}{\gamma_{\text{дв}}} \cdot \left( 1,5 + 0,275 \cdot y^{0,75} \right)^2 \right],$$

де  $k_1$  - Коефіцієнт, що враховує число і розташування двигунів на літаку;

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

$n_{\text{дв.рев}}$  - Число двигунів з реверсом тяги;

$\gamma_{\text{дв}}$  - Питома вага двигуна;

$y$  - Ступінь двоконтурності двигуна.

Вихідні дані аналогічні даним з попереднього розрахунку (табл.1.21).

Таблиця 1.25 - Стартова тягозброєність дозвукового пасажирського літака з ТРДД

$\eta$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
$P$ , [Дан/м <sup>2</sup> ]	$t_0$										
100	0,569	0,562	0,558	0,556	0,555	0,554	0,553	0,552	0,552	0,551	0,551
200	0,322	0,316	0,314	0,312	0,311	0,310	0,310	0,309	0,309	0,309	0,308
300	0,274	0,279	0,282	0,284	0,286	0,287	0,287	0,288	0,289	0,289	0,289
400	0,278	0,284	0,287	0,289	0,290	0,291	0,292	0,293	0,293	0,294	0,294
500	0,332	0,312	0,303	0,298	0,295	0,296	0,297	0,297	0,298	0,298	0,299
600	0,388	0,364	0,353	0,347	0,343	0,340	0,338	0,337	0,336	0,335	0,334
700	0,444	0,416	0,403	0,396	0,391	0,388	0,386	0,384	0,383	0,381	0,381
800	0,501	0,467	0,453	0,445	0,439	0,436	0,433	0,431	0,439	0,428	0,427
900	0,557	0,519	0,503	0,493	0,488	0,483	0,480	0,478	0,476	0,475	0,474

Таблиця 1.26 - Відносна маса СУ дозвукового пасажирського літака з ТРДД

$\eta$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
$P$ , [Дан/м <sup>2</sup> ]	$\bar{m}_{\text{cy}}$										
100	0,179	0,176	0,175	0,174	0,174	0,174	0,173	0,173	0,173	0,173	0,173
200	0,101	0,099	0,098	0,098	0,098	0,097	0,097	0,097	0,097	0,097	0,097
300	0,086	0,088	0,089	0,089	0,09	0,09	0,09	0,09	0,091	0,091	0,091
400	0,087	0,089	0,09	0,091	0,091	0,091	0,092	0,092	0,092	0,092	0,092
500	0,104	0,098	0,095	0,093	0,092	0,093	0,093	0,093	0,093	0,094	0,094
600	0,122	0,114	0,111	0,109	0,108	0,107	0,106	0,106	0,105	0,105	0,105

700	0,139	0,130	0,126	0,124	0,123	0,122	0,121	0,120	0,120	0,120	0,119
800	0,157	0,147	0,142	0,139	0,138	0,137	0,136	0,135	0,135	0,134	0,134
900	0,175	0,163	0,158	0,155	0,153	0,152	0,151	0,150	0,149	0,149	0,149

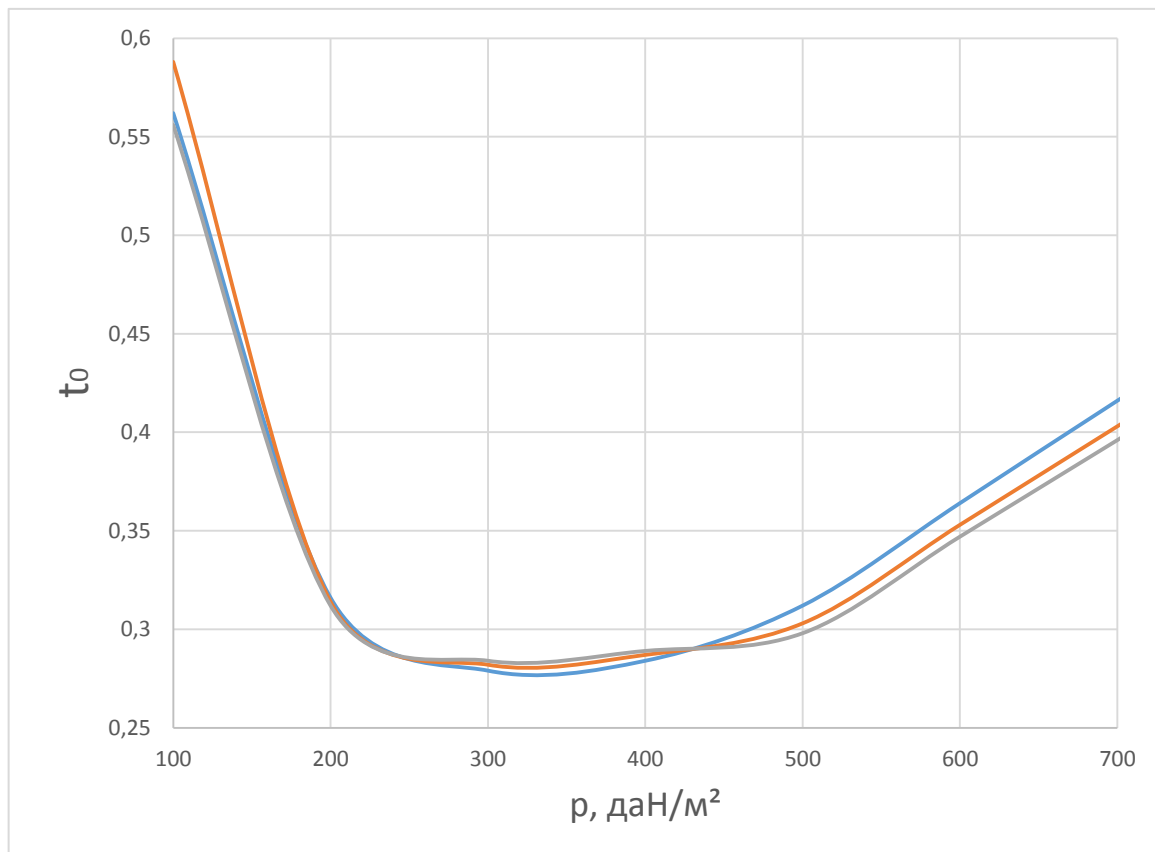


Рисунок 1.26 – Залежність найбільших тягоозброєності від величини питомого навантаження на крило та звуження крила: 1 –  $\eta=2$ ; 2 -  $\eta = 3$ ; 3 –  $\eta =4$

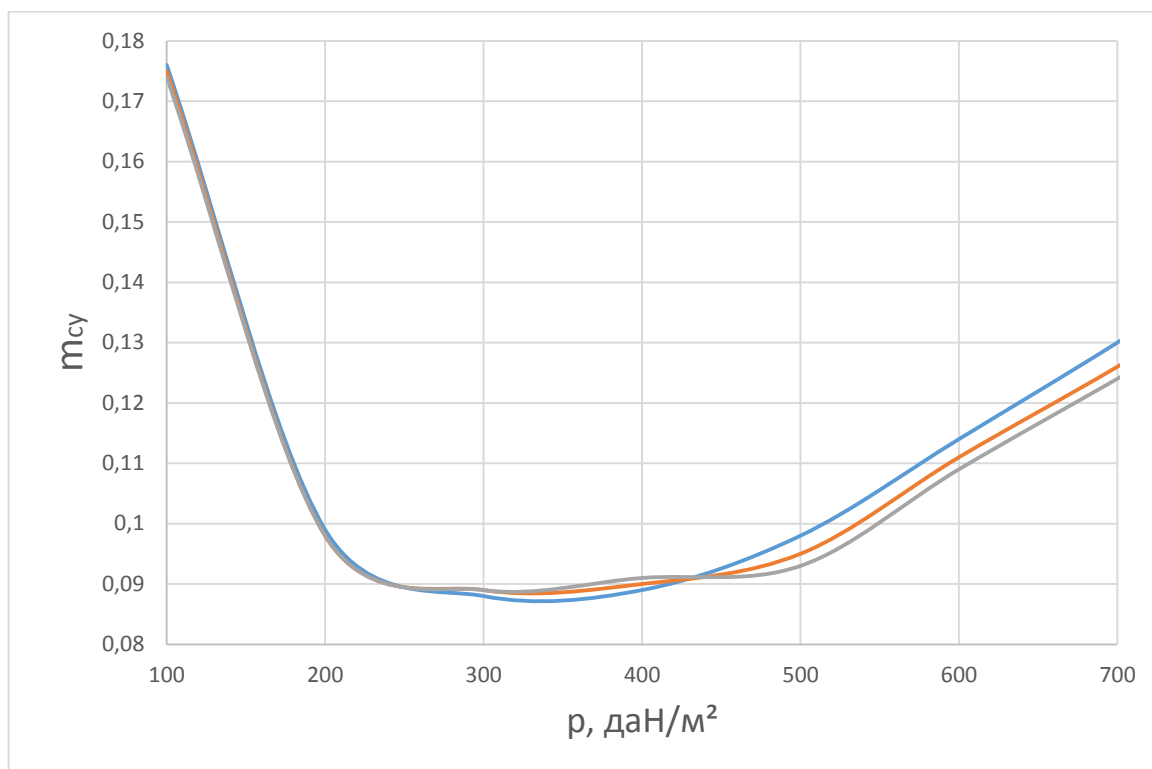


Рисунок 1.27 – Залежність відносної маси силової установки від величини питомого навантаження на крило та звуження крила: 1 –  $\eta=2$ ; 2 –  $\eta = 3$ ; 3 –  $\eta = 4$

У виконання даної роботи дозволило визначити оптимальне значення питомого навантаження на крило з точки зору мінімальної відносної маси силової установки, оскільки залежність (рис. 1.25) має яскраво виражений мінімум.

### ***Вплив параметрів літака на відносну масу палива пасажирського літака дозвукового з ТРДД***

Відносна маса палива є сумою[21]:

$$\bar{m}_T = \bar{m}_{m.n.v} + \bar{m}_{m.крейс} + \bar{m}_{m.n.z} + \bar{m}_{m.n.p} + \bar{m}_{m.сн.п},$$

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

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

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

$\bar{m}_{m.n.z}$  - Відносна маса навігаційного запасу палива;

$\bar{m}_{m.n.p} = 0,006$  - відносна маса неуточнених витрат палива (залишок палива, що не виробляється);

$$\bar{m}_{m.n.v} = \frac{0,0035 \cdot H_{нач} \cdot (1 - 0,03 \cdot y)}{1 - 0,004 \cdot H_{нач}},$$

$$\bar{m}_{m.сн.п} = 0,002 \cdot H_{кон} \cdot (1 - 0,03 \cdot y) \cdot (1 - 0,023 \cdot H_{кон}),$$

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

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

Відносна маса палива для крейсерського польоту та навігаційного запасу визначають за формулою[21]:

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

де  $L$  - Дальність польоту, км;

$H_{cp} = \frac{H_{нач} + H_{кон}}{2}$  - Середня висота крейсерського польоту;

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

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

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

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

Вираз  $\frac{k_2 \cdot (1 + S_{\phi})}{k_1 \cdot \lambda}$  являє собою коефіцієнт відвалу поляри, де  $k_1$  враховує вплив стріловидності, а  $k_2$  - Вплив подовження крила:

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

$$k_2 = \frac{2,7}{\lambda} + 0,095 \cdot \lambda \quad \text{для } \lambda \leq 4,5,$$

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

Питома витрата палива для висоти визначається за формулою[20]:

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

Таблиця 1.27 - Вихідні дані для розрахунку

Параметр	Одиниця виміру	Значення
Відносна товщина профілю крила	%	13
Подовження крила		9,5
Звуження крила		4
Стріловидність крила по передній кромці	Град	27
Діаметр фюзеляжу	м	3,7
Подовження фюзеляжу		11
Навантаження на мідель	даН/м <sup>2</sup>	5272
Коефіцієнт інтерференції		1
Коефіцієнт оперення		1,46

Число пасажирів	чол	150
-----------------	-----	-----

Таблиця 1.27

Коефіцієнт корисної віддачі		0,29
Ступінь двоконтурності		5
Розрахункова кількість Маха		0,76
Крейсерська висота польоту	км	11
Дальність польоту	км	3000

Таблиця 1.28 - Вплив звуження крила на відносну масу палива

$\eta$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
$P$ , [Дан/м <sup>2</sup> ]	$\bar{m}_T$										
100	0,172	0,172	0,172	0,172	0,172	0,172	0,172	0,172	0,172	0,172	0,172
200	0,177	0,177	0,177	0,177	0,177	0,177	0,177	0,177	0,177	0,177	0,177
300	0,182	0,182	0,182	0,182	0,182	0,182	0,182	0,182	0,182	0,182	0,182
400	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186	0,186
500	0,190	0,190	0,190	0,190	0,190	0,190	0,190	0,190	0,190	0,190	0,190
600	0,194	0,194	0,194	0,194	0,194	0,194	0,194	0,194	0,194	0,194	0,194
700	0,197	0,197	0,197	0,197	0,197	0,197	0,198	0,198	0,198	0,198	0,198
800	0,200	0,201	0,201	0,201	0,201	0,201	0,201	0,201	0,201	0,201	0,201
900	0,204	0,204	0,204	0,204	0,204	0,204	0,205	0,205	0,205	0,205	0,205

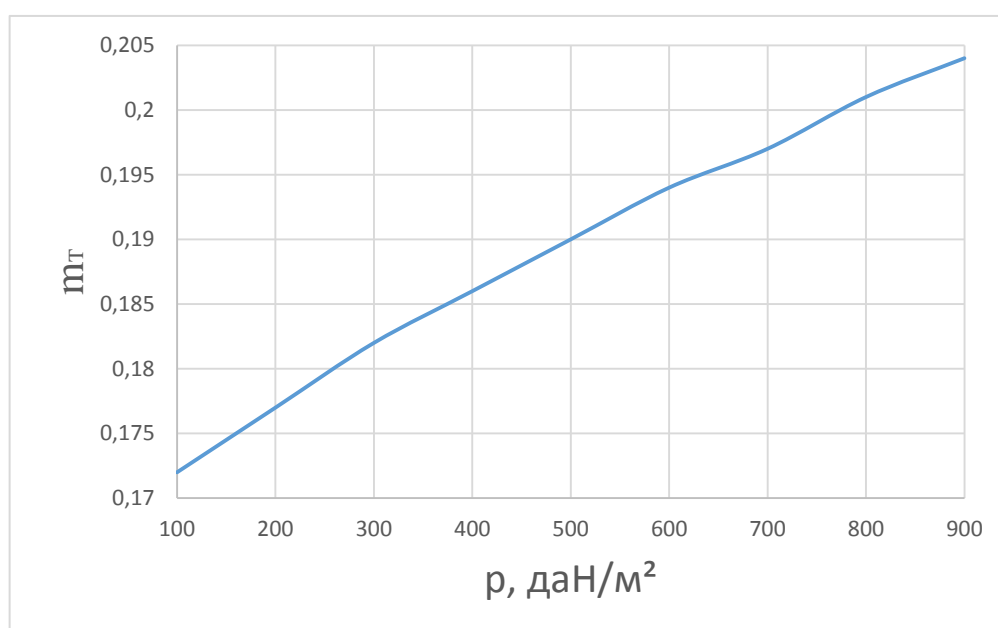


Рисунок 1.28 – Залежність відносної маси палива від питомого навантаження на крило

Відносна маса палива не залежить від змін звуження крила (при даній методиці розрахунку), але залежить від питомого навантаження на крило: зі збільшенням його відносна маса палива також збільшується.

**Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу конструкції пасажирського літака дозвукового з ТРДД**

Відносна маса крила визначається за формулою Бадягіна[21]:

$$\overline{m_{кр}} = \frac{7,2 \cdot k_1 \cdot n_A^p \cdot m_0^{0,5} \cdot \varphi \cdot \lambda}{10^4 \cdot p \cdot c_0^{-0,75} \cdot \cos^{1,5} \chi_{0,25}} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} + \frac{4,5 \cdot k_2 \cdot k_3}{p} + 0,015,$$

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;

$\varphi$  - Коефіцієнт розвантаження крила паливом і двигунами.

Відносна маса фюзеляжу визначається формулою Шейніна[21]:

$$\overline{m_{\phi}} = k_1 \cdot \lambda_{\phi} \cdot d_{\phi}^2 \cdot \left( \frac{m_{ком}}{K_{ом\delta}} \right)^i + k_2 + k_3 + k_4,$$

де  $k_1$  - Коефіцієнт, що враховує розташування двигунів;

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

$k_2$  - 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.

Відносна маса оперення визначається за статистичною формулою[21]:

$$\overline{m_{он}} = 0,85 \cdot k_n \cdot k_{он}^{cx} \cdot p^{-0,56} \cdot \overline{S_{он}}^{1,16} \cdot \left( \frac{m_{ком}}{K_{ом\delta}} \right)^{0,16},$$

де  $k_n$  - Коефіцієнт, що враховує питоме навантаження на крило;

$\overline{S_{он}}$  - Коефіцієнт оперення;

$k_{он}^{cx}$  - Коефіцієнт, що враховує схему оперення.

Відносна маса шасі визначається формулою Фадєєва[21]:

$$\overline{m_{ш}} = k_{ш} \cdot k_{ф\delta} \cdot \frac{\frac{m_{ком}}{K_{ом\delta}} + 204000}{\frac{m_{ком}}{K_{ом\delta}} + 79000},$$

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

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

Вихідні дані для розрахунків повторюють вихідні дані попередніх розрахунків

Відносна маса шасі за заданих умов та методики розрахунку дорівнює[21]:

$$\overline{m_{ш}} = 0,051.$$

Таблиця 1.29 - Вплив звуження крила на відносну масу крила літака

$\eta$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
P, [Дан/м2]	$\overline{m_{кр}}$										
100	1,435	1,144	1,003	0,919	0,865	0,826	0,797	0,774	0,756	0,741	0,729
200	0,528	0,425	0,375	0,346	0,326	0,313	0,302	0,294	0,288	0,283	0,279
300	0,299	0,243	0,216	0,200	0,189	0,182	0,176	0,172	0,168	0,165	0,163
400	0,202	0,166	0,148	0,138	0,131	0,126	0,122	0,119	0,117	0,115	0,114
500	0,150	0,124	0,112	0,104	0,099	0,096	0,093	0,091	0,090	0,088	0,087
600	0,119	0,099	0,090	0,084	0,080	0,078	0,076	0,074	0,073	0,072	0,071
700	0,098	0,083	0,075	0,071	0,068	0,065	0,064	0,063	0,062	0,061	0,060
800	0,084	0,071	0,065	0,061	0,059	0,057	0,056	0,055	0,054	0,053	0,053
900	0,073	0,062	0,057	0,054	0,052	0,051	0,050	0,049	0,048	0,048	0,047



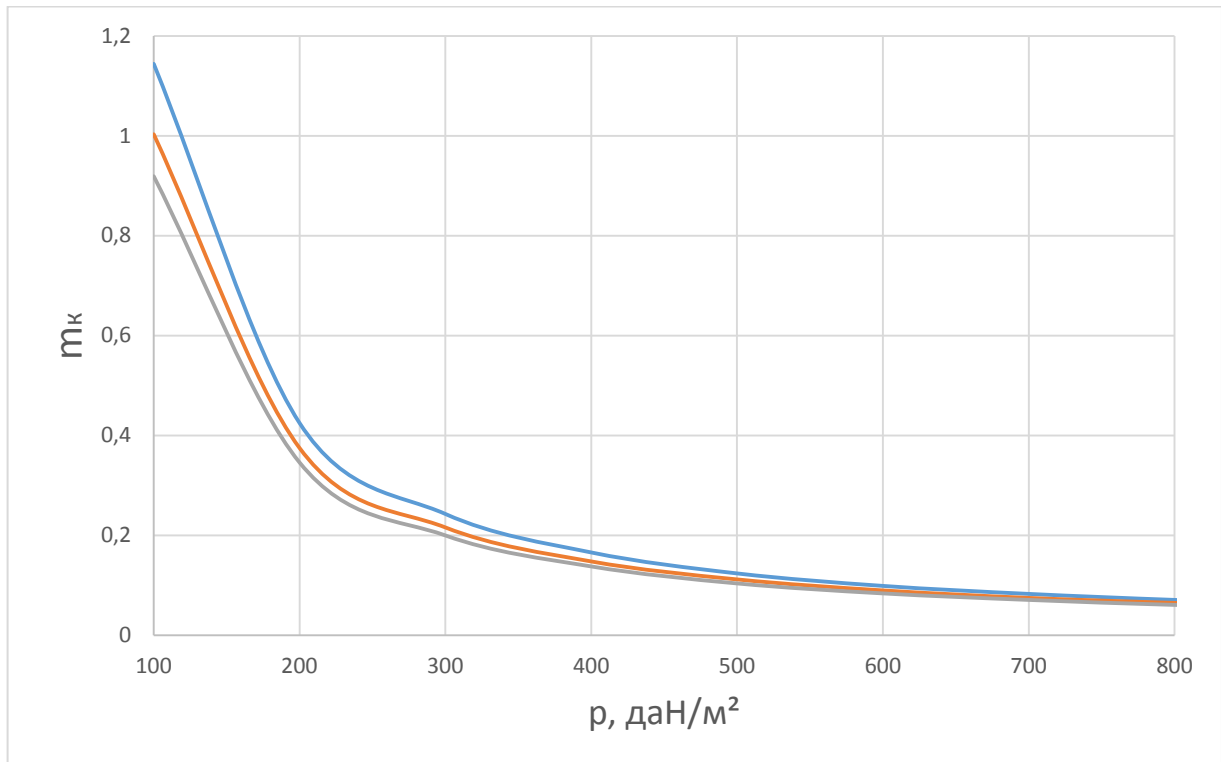


Рисунок 1.29 – Залежність відносної маси крила від звуження та питомого навантаження на крило (1 -  $\eta = 2$ ; 2 -  $\eta = 3$ ; 3 -  $\eta = 4$ )

Таблиця 1.30 - Вплив подовження та діаметру фюзеляжу на масу фюзеляжу

$D_f, м$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
$\lambda_f$	$\bar{m}_f$										
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	0,494

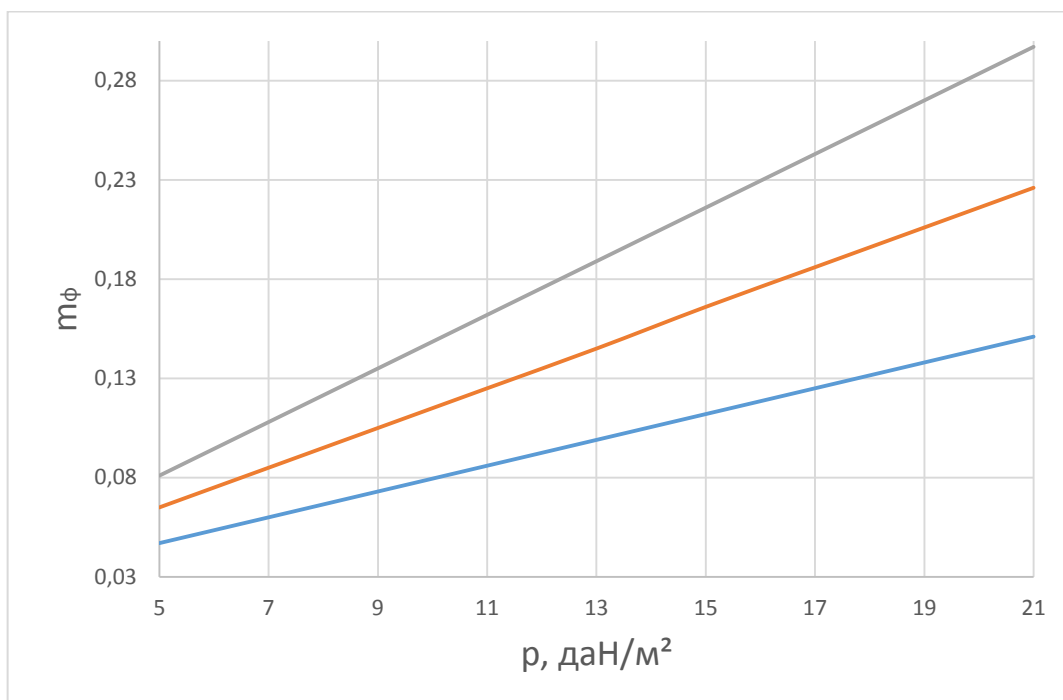


Рисунок 1.30 – Залежність відносної маси фюзеляжу від його діаметра та подовження (1 –  $d\phi=3$ ; 2 –  $d\phi=4$ ; 3 –  $d\phi=5$ )

Таблиця 1.31 - Вплив питомого навантаження на масу оперення

Р, [Дан/м2]	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

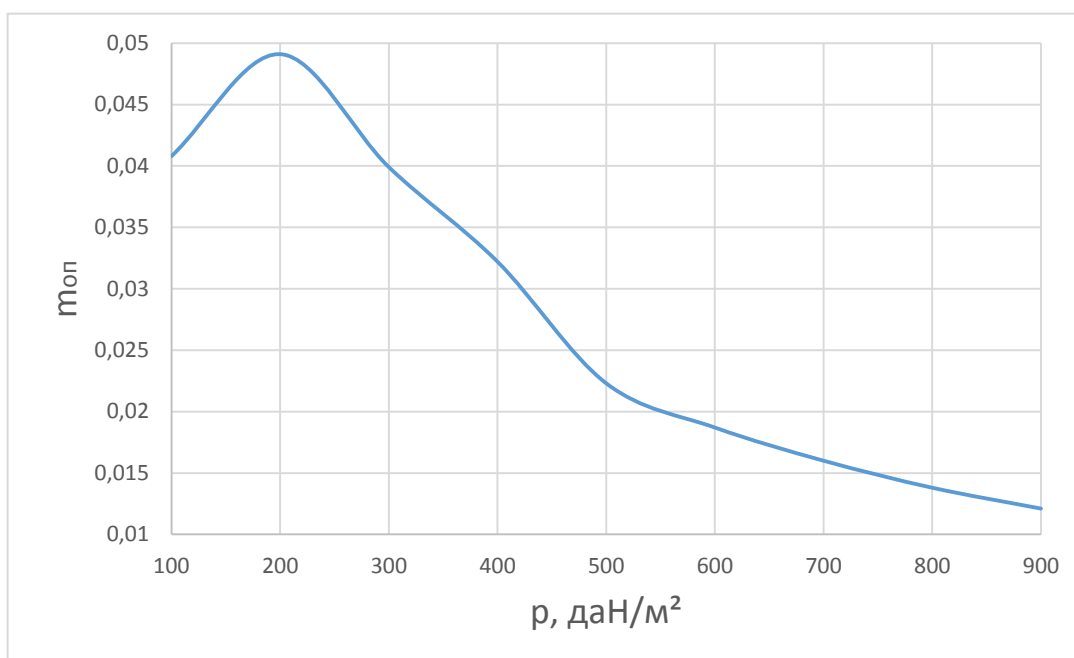


Рисунок 1.31 – Залежність відносної маси оперення від питомого навантаження на крило

Відносна маса крила зменшується зі збільшенням питомого навантаження на крило, а також зі збільшенням звуження, причому вплив звуження найбільш відчутний при питомих навантаженнях  $p=100\dots 500$  даН/м<sup>2</sup>; відносна маса фюзеляжу збільшується як зі збільшенням його подовження, і зі збільшенням його діаметра; відносна маса оперення спочатку зростає до значення питомої навантаження  $p=200$  даН/м<sup>2</sup>, та був – падає.

### *Дослідження впливу параметрів на злітну масу пасажирського літака з ТРДД*

Злітна маса в першому наближенні визначається за наступною залежністю[21]:

$$m_0 = \frac{m_{сн} + m_{об.у} + m_{ком}}{1 - (\overline{m}_к + \overline{m}_{cy} + \overline{m}_m)}$$

Дане дослідження є завершальним, в результаті якого визначиться мінімальна злітна маса при оптимальних значеннях звуження крила та питомого навантаження на крило. Вихідними даними є всі дані використані в попередніх розрахунках та результати, отримані в ході досліджень.

Таблиця 1.32 - Вплив звуження крила на злітну масу пасажирського літака з ТРДД

Р, [Дан/м <sup>2</sup> ]	100	200	300	400	500	600	700	800	900
$\eta$	$m_0, T$								
1	-	-	132,84	92,63	82,37	79,44	78,97	79,87	81,69
2	-	359,16	107,26	83,76	75,72	74,13	74,23	75,32	77,11
3	-	224,41	98,17	80,08	72,91	71,85	72,19	73,37	75,15
4	-	183,74	93,51	78,07	71,37	70,59	71,06	72,29	74,06
5	-	164,11	90,67	76,80	70,41	69,79	70,34	71,60	73,38
6	-	152,55	88,77	75,93	69,90	69,24	69,85	71,13	72,91
7	-	144,94	87,40	75,29	69,52	68,84	69,48	70,78	72,56
8	-	139,54	86,36	74,80	69,24	68,53	69,21	70,52	72,30
9	-	135,51	85,56	74,42	69,01	68,28	68,99	70,31	72,10

З умов експлуатації пасажирських літаків необхідно ввести обмеження щодо питомого навантаження на крило за посадковою швидкістю та за величиною нормального перевантаження при польоті в турбулентній атмосфері. Гранично допустиме навантаження на крило за посадковою швидкістю дорівнює [21]:

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

де  $V_{noc}$  - Посадкова швидкість, м / с;

$C_{y\text{отр}}$  - Коефіцієнт підйомної сили при зльоті.

Таблиця 1.33 - Граничні значення питомого навантаження на крило за посадковою швидкістю залежно від звуження крила

$\eta$	2	3	4
$C_{y\text{отр}}$	1,83	1,9	1,95
рпред даН/м2	832	864	887

Граничне навантаження на крило по нормальному навантаженню в турбулентній атмосфері визначається наступною залежністю[21]:

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

де  $C_y^\alpha$  - Похідна коефіцієнта підйомної сили по куту атаки;

$v$  - Швидкість польоту поблизу землі (приймається в межах 300 ... 400 км / год);

$W$  - Швидкість висхідного потоку ( $W = 15$  м/с

Оскільки похідна коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки залежить від звуження крила, то значення граничної питомої навантаження на крило буде одне:

$$P_{пред}^{ny} = 3,6 \cdot C_y^\alpha \cdot v \cdot W = 3,6 \cdot 0,072 \cdot 97,2 \cdot 15 = 378 \text{ Дан/м}^2.$$

При обмеженнях вибираємо оптимальне значення питомої навантаження на крило. Оптимальне значення питомого навантаження на крило відповідає оптимальне значення звуження крила.

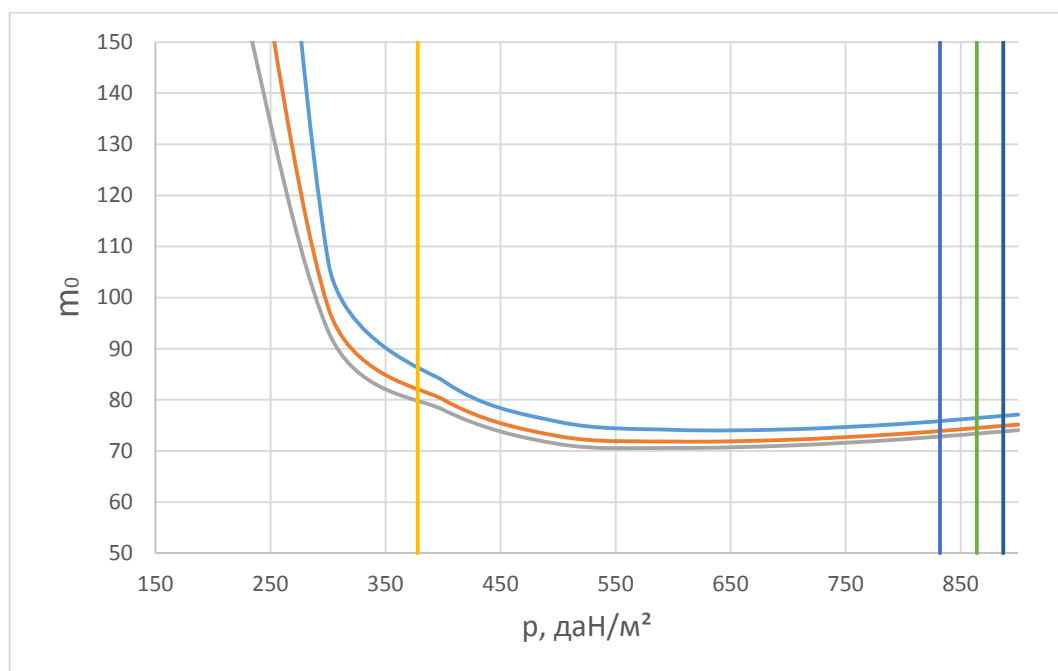


Рисунок 1.32 – Залежність маси літака від питомого навантаження на крило для різних значень звуження крила (1 – $\eta=2$ ; 2 – $\eta=3$ ; 3 – $\eta=4$ ; 4 – Обмеження з перевантаження; Обмеження за посадковою швидкістю: 5 – $\eta=2$ ; 6 – $\eta=3$ ; 7 – $\eta=4$ )

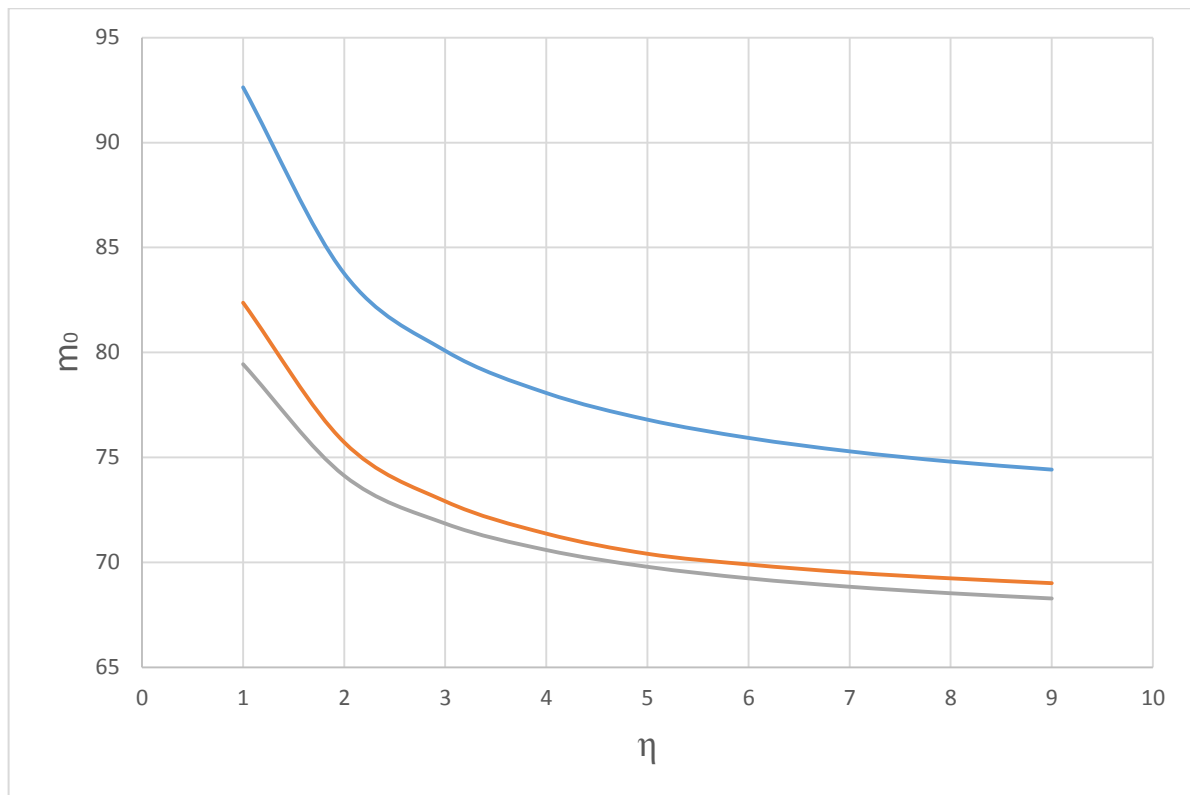


Рисунок 1.33 – Залежність маси літака від звуження крила для різних значень питомого навантаження на крило (1 –  $p=400$  даН/м<sup>2</sup>; 2 –  $p=500$  даН/м<sup>2</sup>; 3 –  $p=600$  даН/м<sup>2</sup>)

Аналізуючи отримані результати, отримуємо, що оптимальне питома навантаження на крило  $p=550$  даН/м<sup>2</sup>, якій відповідає оптимальне звуження  $\eta=4$  та мінімальна злітна маса літака  $m_0=71$  т.

### 1.2.5 Розрахунок моментних характеристик, статичної стійкості та керованості літака

Для проведення розрахунків необхідні такі вихідні дані[11]:

- $\bar{X}_{FLA}$ - Положення фокусу ЛА щодо носка САХ крила в частинах САХ як функція числа М польоту;
- $k_{ГО} = f(M)$ - Коефіцієнт гальмування потоку в області ГО;
- $C_{ya\ go}^{\alpha} = f(M)$ - Похідна коефіцієнта підйомної сили ГО по куту атаки, з урахуванням інтерференції з фюзеляжем;
- $\bar{X}_T$  – положення центру мас ЛА щодо носіння САХ у частинах САХ;

- $m_{z0_{ЛА}} = f(M)$ - Коефіцієнт поздовжнього моменту ЛА при нульовій підйомній силі;
- $\varepsilon_{\kappa+\phi}^{\alpha}$  - Похідна скоса потоку за системою крило + фюзеляж по кутку атаки;
- $\varphi_{cm}$  - Кут установки стабілізатора;
- $\alpha_0 = f(M)$ ,  $\varepsilon_0 = f(M)$ – кути атаки та скосу потоку при нульовій підйомній силі;
- $S_{ГО}$  - Площа ГО;
- $L_{ГО}$  - плече ГО;
- $S, b_a$ – площа та середня аеродинамічна хорда крила з урахуванням підфюзеляжної частини;
- $S_b$  - Площа керма висоти;
- $S'_{ГО}$ – площа ГО, яка обслуговується кермом висоти разом із площею керма.

Для визначення моментних характеристик, статичної стійкості та керованості ЛА розраховують такі показники (табл. 1.34)[11]:

1. Відносний статичний момент площі МВ

$$A_{ГО} = \frac{S_{ГО} \cdot L_{ГО}}{S \cdot b_a};$$

2. Похідну  $m_{z\ 20}^{\varphi} = f(M)$

$$m_{z\ 20}^{\varphi} = -k_{ГО} \cdot A_{ГО} \cdot C_{ya\ 20}^{\alpha};$$

3. Похідну  $m_z^{\delta b} = f(M)$

$$m_z^{\delta b} = m_{z\ 20}^{\varphi} \cdot n_b = -k_{ГО} \cdot A_{ГО} \cdot C_{ya\ 20}^{\alpha} \cdot n_b,$$

де  $n_b$  - Коефіцієнт ефективності керма, який для  $M < 1$  визначається як

$$n_b \approx \sqrt{\frac{S_b}{S'_{ГО}}}.$$

Таблиця 1.34 - Моментний показник (H=11 км)

	M = 0,2	M = 0,3	M = 0,4	M = 0,5	M = 0,6	M = 0,7	M = 0,8	M = 1,2
$m_{z_{z0}}^{\varphi}$	-0,78594	-0,79705	-0,81357	-0,83672	-0,86849	-0,91238	-0,975	-0,88562
$m_{z_{z}}^{\delta b}$	-0,28378	-0,28779	-0,29375	-0,30211	-0,31358	-0,32943	-0,35204	-0,11546
$A_{ГО} = 1,055661$	$n_b(M \leq 1) = 0,361067$			$n_b(M \geq 1) = 0,130369$				

Моментна діаграма рівноважних режимів польоту є залежністю коефіцієнта поздовжнього моменту від коефіцієнта підйомної сили для горизонтального прямолінійного польоту при нульовому значенні кута відхилення керма висоти, тобто

$$m_{z_{ла}} = f(C_{ya_{Гi}})$$

Для побудови даної діаграми (при фіксованій висоті польоту та масі ЛА) визначають такі показники (Табл. 1.35) [11]:

1. Коефіцієнта підйомної сили, необхідної для забезпечення горизонтального польоту на заданому режимі

$$C_{ya_{Гi}} = \frac{m \cdot g}{0,7 \cdot \rho_H \cdot M_i^2 \cdot S};$$

2. Коефіцієнт лобового опору

$$C_{xa_{Гi}} = C_{x0}(M_i) + A(M_i) \cdot C_{ya_{Гi}}^2;$$

3. Коефіцієнт поздовжнього моменту від тяги двигуна

$$m_{z_{р}} = -\frac{C_{xa_{Гi}} \cdot y_p}{b_a},$$

де  $y_p$  - плече тяги двигуна щодо центру мас;

4. Коефіцієнт поздовжнього моменту

$$m_{z_{ла}} = m_{z0_{ла}}(M_i) + (\bar{x}_Г - \bar{x}_{F_{ла}}(M_i)) \cdot C_{ya_{Гi}} + m_{z_{р}}(M_i).$$

Далі на основі розрахованих даних будується залежність  $m_{z_{ла}} = f(C_{ya_{Гi}})$  (Рис. 1.35).

Таблиця 1.35 - Розрахунок діаграми рівноважних режимів польоту (H=11 км)

	M = 0,2	M = 0,3	M = 0,4	M = 0,5	M = 0,6	M = 0,7	M = 0,8	M = 1,2
$C_{ya\Gamma}$	—	—	1,94242	1,24314	0,86329	0,63426	0,48560	0,21582
$C_{xa\Gamma}$	0,02501	0,02427	0,177947	0,086574	0,053623	0,039381	0,033701	0,28051
$m_{z\pi}$	-0,00107	-0,00104	-0,00761	-0,0037	-0,00229	-0,00168	-0,00144	-0,01199
$m_{z\text{ ла}}$	0,119331	0,12206	-1,12123	-0,667704	-0,41546	-0,25694	-0,14383	-0,05894

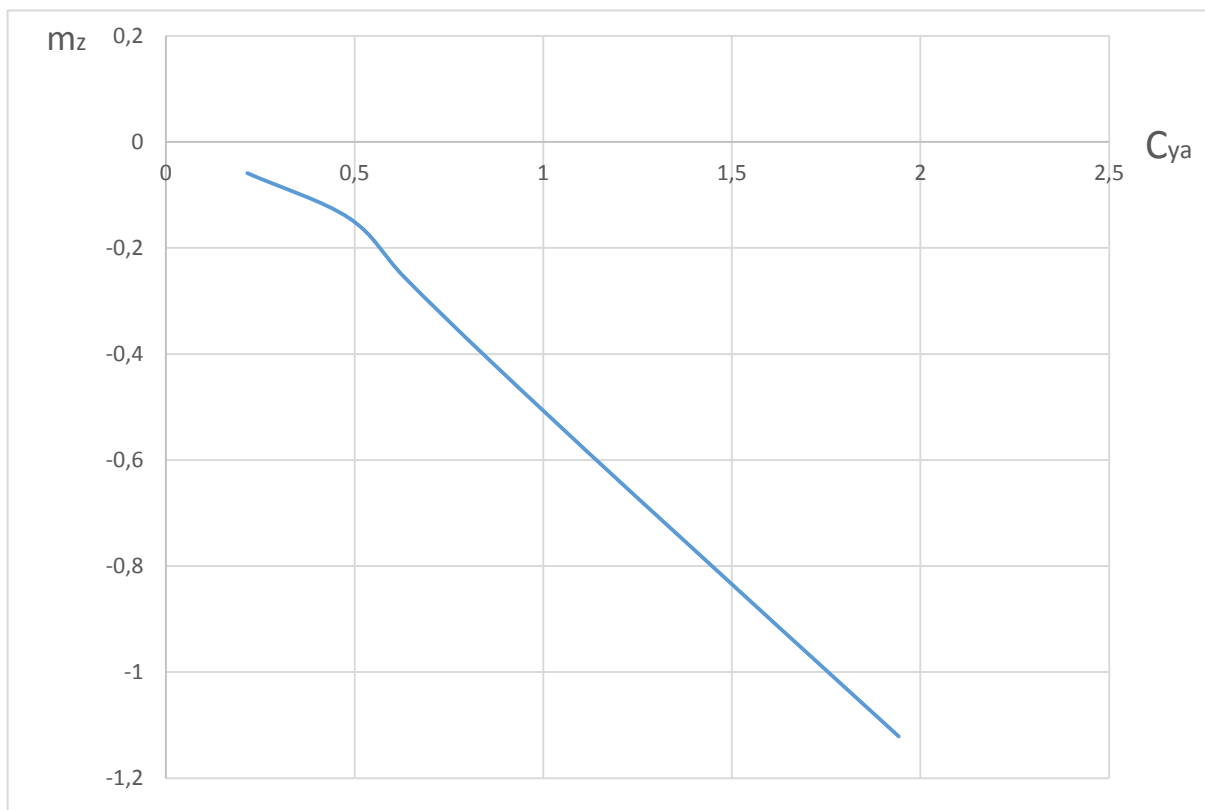


Рисунок 1.35 – Моментна діаграма рівноважних режимів польоту (H=11 км)

Балансувальна діаграма відхилення кермів висоти – це залежність балансувального відхилення кермі в висоти  $\delta_{b\text{бал}}$  (для котрого  $m_{z\text{ ла}} = 0$ ) від кінематичних параметрів руху (швидкість, число Маха) або від параметрів  $C_{ya\Gamma}$ ,  $\alpha$  [33]. У цій роботі розглянемо балансувальну діаграму типу  $\delta_{b\text{бал}} = f(M)$ . Діаграму будують для фіксованих значень маси ЛА, висоти польоту та центрування. Умова балансування виглядає так (за умови, що кут установки стабілізатора дорівнює нулю)[11]:



$$m_{z\text{ ла}} = m_{z0\text{ ла}}(M_i) + (\bar{x}_T - \bar{x}_{F\text{ ла}}(M_i)) \cdot C_{ya\Gamma_i} + m_{zp}(M_i) + m_z^{\delta_b} \cdot \delta_b = 0,$$

звідки обчислимо кут балансувального відхилення

$$\delta_{b\text{ бал}} = \frac{m_{z0\text{ ла}}(M_i) + (\bar{x}_T - \bar{x}_{F\text{ ла}}(M_i)) \cdot C_{ya\Gamma_i} + m_{zp}(M_i)}{m_z^{\delta_b}}.$$

Таблиця 1.36 - Балансувальні кути відхилення керма висоти (H=11 км)

	M = 0,2	M = 0,3	M = 0,4	M = 0,5	M = 0,6	M = 0,7	M = 0,8	M = 1,2
$\delta_{b\text{ бал}}$	-0,42051	-0,42414	3,8169	2,208	1,325	0,7798	0,4086	0,5105

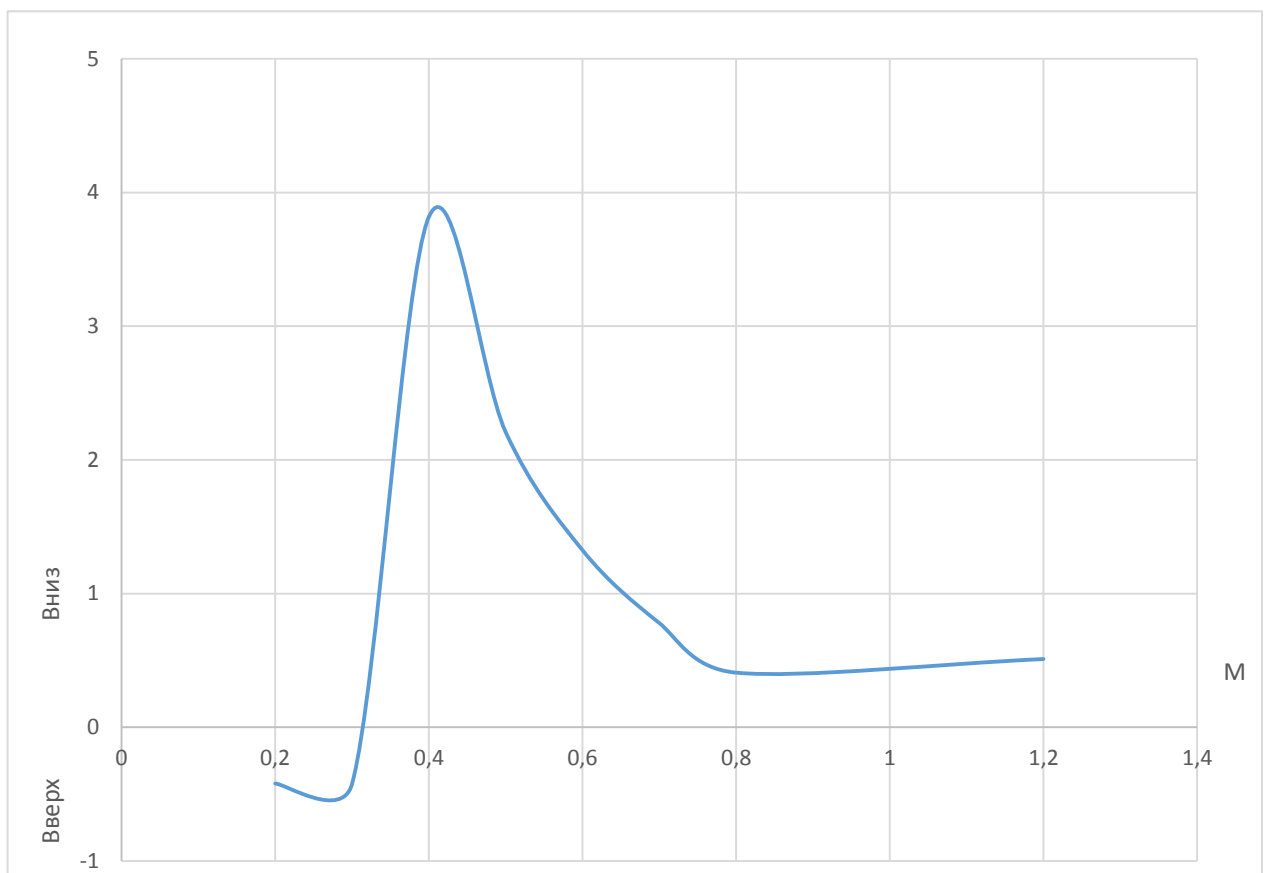


Рисунок 1.36 – Балансувальна діаграма відхилення кермів висоти (H=11 км)

Для характеристики здатності ЛА зберігати навантаження та швидкість польоту при їх зміні від зовнішніх випадкових збурень використовують чисельні показники – міру поздовжньої статичної стійкості по навантаженні  $\sigma_n$  і за швидкістю  $\sigma_V$ , які визначаються за такими залежностями[11]:

$$\sigma_n = m_z^{C_{ya}} + \frac{m_z^{\bar{\omega}_z}}{\mu};$$

$$\sigma_V = m_z^{C_{ya}} - m_z^M \frac{M}{2 \cdot C_{ya}},$$

де  $m_z^{C_{ya}} = \bar{x}_T - \bar{x}_F$  - Характеристика статичної стійкості ЛА;

$\frac{\bar{\omega}_z}{\mu}$  – складова, що враховує вплив на поздовжню статичну стійкість ЛА його властивостей, що демпфують, які виявляються за наявності кутової швидкості обертання ЛА  $\omega_z$ ; дана величина досить мала, тому нею нехтуємо;

$m_z^M$  – похідна коефіцієнта поздовжнього моменту за кількістю Маха (визначається як тангенс кута нахилу дотичної у відповідній точці на графіку  $m_z = f(M)$ ).

Умовою статичної стійкості є негативні значення  $\sigma_n$  і  $\sigma_V$ , тобто  $\sigma_n < 0$ ,  $\sigma_V < 0$  [11].

Таблиця 1.37 - Характеристики поздовжньої статичної стійкості ЛА (Н=11 км)

	M = 0,2	M = 0,3	M = 0,4	M = 0,5	M = 0,6	M = 0,7	M = 0,8	M = 1,2
$\sigma_n$	-0,0532	-0,0533	-0,0534	-0,0536	-0,0537	-0,0538	-0,0535	-0,077
$\sigma_V$	-0,0532	-0,0757	-0,10815	-0,16053	-0,23847	-0,34721	-0,49147	-1,55515

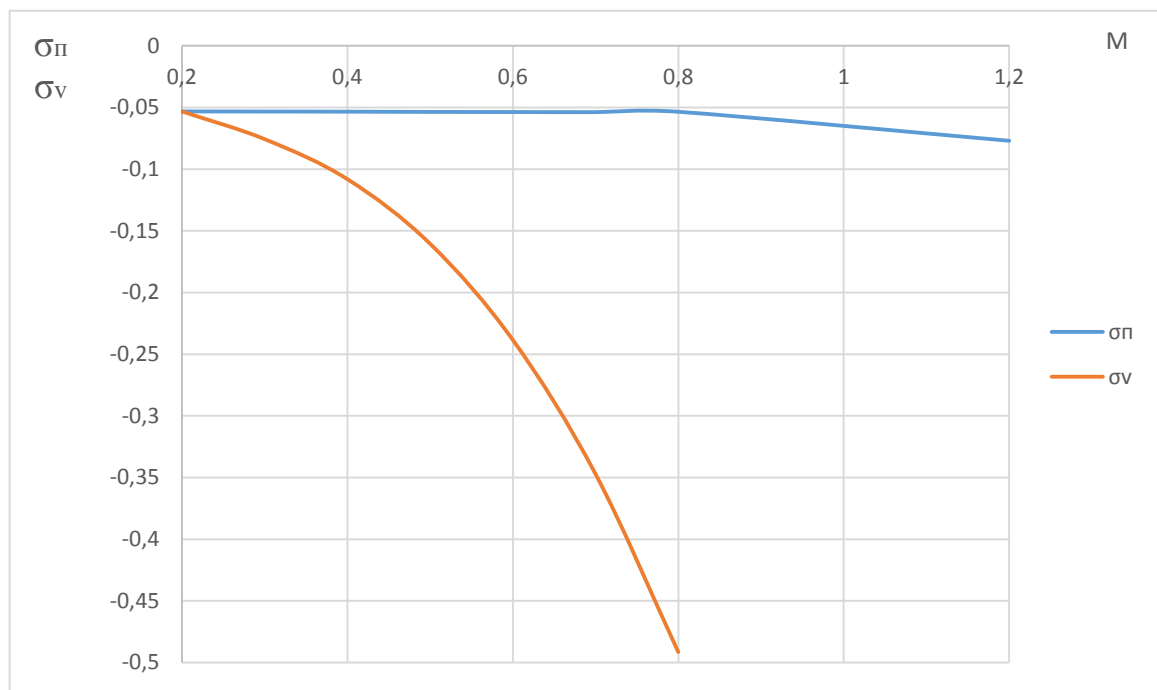


Рисунок 1.37 – Міра поздовжньої стійкості ЛА з перевантаження та швидкості (Н=11 км)

Умови статичної стійкості задоволені оскільки  $\sigma_n < 0$ ,  $\sigma_V < 0$  у всьому діапазоні чисел Маха.

Зусилля, яке прикладає льотчик до штурвала управління кермом висоти, визначається за такою формулою[11]:

$$P_b = -k_{uu} \cdot M_{uu},$$

де  $k_{uu}$  - Коефіцієнт передачі зусилля від штурвала до керма висоти, його значення лежить в межах 1,5 ... 2,0;

$M_{uu}$  – шарнірний момент керма висоти, величина якого визначається як

$$M_{uu} = m_{uu} \cdot S_b \cdot b_b \cdot k_{ГО} \cdot q,$$

тут  $m_{uu}$  - Коефіцієнт шарнірного моменту керма висоти;

$S_b, b_b$  – площа та САХ керма висоти;

$k_{ГО}$  - Коефіцієнт гальмування потоку перед ГО;

$q$  - Швидкісний натиск.

Коефіцієнт шарнірного моменту визначається за такою формулою:

$$m_{uu} = m_{uu}^{\alpha_{zo}} \cdot \alpha_{zo} + m_{uu}^{\delta_b} \cdot \delta_b,$$

де похідні  $m_{uu}^{\alpha_{zo}}, m_{uu}^{\delta_b}$  можна оцінити за такими залежностями

$$m_{uu}^{\alpha_{zo}} = -0,12 \cdot \frac{S_b}{S_{zo}} \cdot \left( 1 - 3,6 \frac{S_{ок}}{S_b} \right) \cdot C_{ya \alpha_{zo}},$$

$$m_{uu}^{\delta_b} = -0,14 \cdot \left[ 1 - 6,5 \cdot \left( \frac{S_{ок}}{S_b} \right)^{3,2} \right] \cdot C_{ya \alpha_{zo}},$$

де  $\frac{S_{ок}}{S_b} = 0,25 \dots 0,28$ , а за  $M > 1$

$$m_{uu}^{\alpha_{zo}} = m_{uu}^{\delta_b} = -\frac{2}{\sqrt{M^2 - 1}} \cdot \left( 1 - 2 \cdot \frac{S_{ок}}{S_b} \right).$$

Кути в наведених залежностях  $\alpha_{zo}, \delta_b$  необхідно брати у радіанах. Також необхідно враховувати зміну кута атаки ГО за рахунок скосу потоку.

Таблиця 1.38 - Балансувальне зусилля на штурвалі

	M = 0,4	M = 0,5	M = 0,6	M = 0,7	M = 0,8
$M_{ш}, Нм$	-52,2	-48,56	-43,6	-36,8	-27,04
$P_b, Н$	104,4	97,12	87,22	73,6	54,07

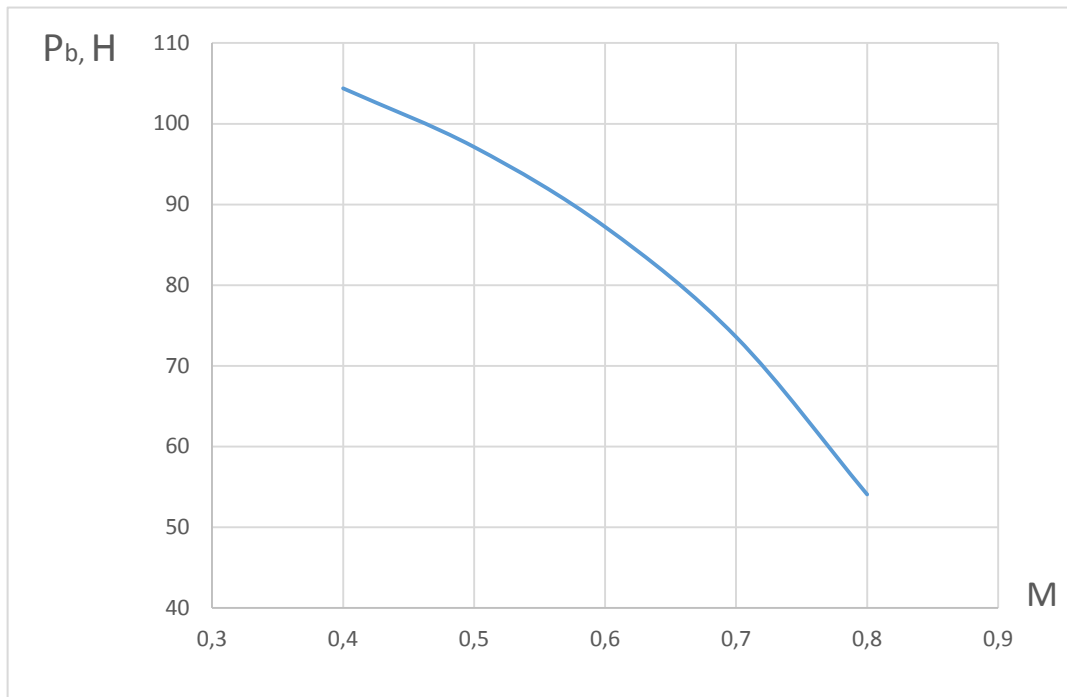


Рисунок 1.38 – Залежність зусилля на штурвалі від числа Маха (H=11 км)

Відповідно до норм льотної придатності балансувальні зусилля на штурвалі не повинні перевищувати 60 кгс ( $\approx 590$  Н), тобто розрахункові зусилля задовольняють умов норм льотної придатності[17].

### 1.2.6 Розрахунок діаграми «вантаж-дальність» літака, що проектується

Діаграма «вантаж-дальність» відображає залежність дальності польоту від маси вантажу, що перевозиться (пасажирів). Основною розрахунковою залежністю необхідною для побудови діаграми «вантаж-дальність» є формула Бреге[21]:

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

де  $K$  - аеродинамічна якість на даному режимі польоту;

$V$  - Швидкість польоту, км / год;

$C_p$  - Питома витрата палива, кг/кгс/год;

$m_0$  - Маса літака на початку польоту, кг;

$m_1 = m_0 - m_T$  - Маса літака в кінці польоту, кг.

Розрахуємо дальність польоту для чотирьох характерних точок, коли  $n_{пас} = 150$ ,  $n_{пас} = 100$ ,  $n_{пас} = 50$  чоловік і випадок перегонної дальності польоту без пасажирів. Дальності польоту відповідно дорівнюють:

$$L_{150} = 3120 \text{ км},$$

$$L_{100} = 5300 \text{ км},$$

$$L_{50} = 6715 \text{ км},$$

$$L_{max} = 7530 \text{ км}.$$

Отримані значення наносяться на діаграму та з'єднуються прямими лініями (рис.1.39)

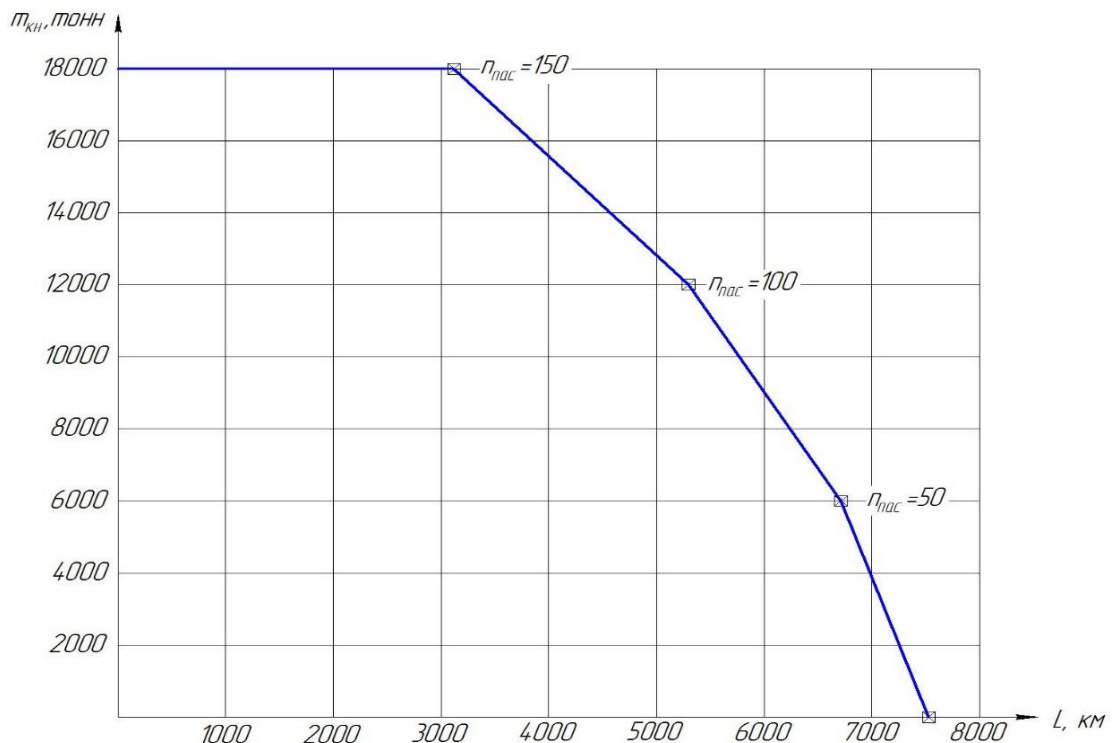


Рисунок 1.39 – Діаграма «вантаж-дальність» літака, що проектується.

Діаграма вантаж-дальність є одним з основних показників економічної ефективності літального апарату, що проектується, який цікавий в першу чергу замовнику[21].

### 1.3 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання фюзеляжу проектного літака

#### 1.3.1 Розробка майстер-геометрії фюзеляжу

Вихідними даними розробки майстер-геометрії фюзеляжу проектного літака є інформація взята з теоретичного креслення фюзеляжу (див. Додаток). Теоретичне креслення є графічне зображення теоретичної поверхні фюзеляжу, якою приймається зовнішня поверхня обшивки. Він утворюється шляхом проектування різних перерізів фюзеляжу на три головні взаємно перпендикулярні

площини: фронтальну, горизонтальну та профільну. У теоретичному кресленні містяться всі геометричні параметри фюзеляжу (параметри утворюючих та напрямних кривих, положення шпангоутів та їх геометричні характеристики)[7].

Майстер-геометрія фюзеляжу (рис.1.40) розроблялася серед програмного забезпечення CAD/CAM/CAE Catia V5 R21.

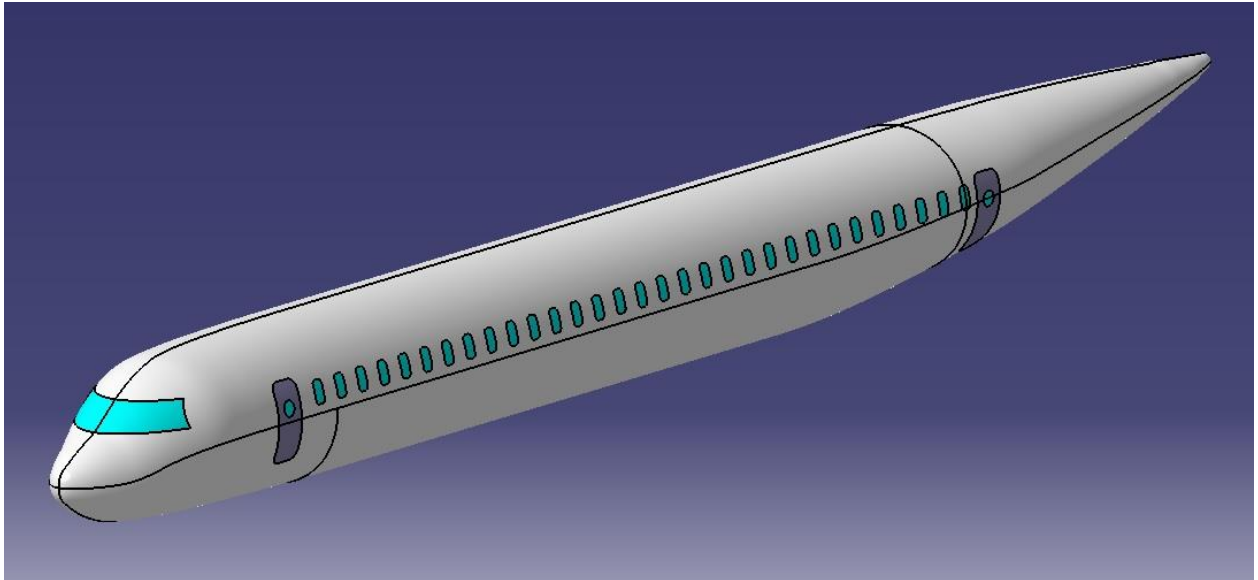


Рисунок 1.40 – Майстер-геометрія фюзеляжу

Майстер-геометрія фюзеляжу є еталоном поверхні, якому необхідно прагне відповідати під час виробництва проектованого літака. Дотримання зразка поверхні дозволить отримати високі аеродинамічні характеристики агрегату та літака загалом[14].

### 1.3.2 Визначення навантажень, які діють на фюзеляж

Основними навантаженнями, що діють на фюзеляж є[24]:

- сили, що передаються на фюзеляж від прикріплених до нього частин літака: крила, оперення, силової установки, шасі;
- сили мас вантажів та агрегатів, розташованих у фюзеляжі, а також від мас конструкції фюзеляжу;
- аеродинамічні сили розрідження або тиску, розподілені поверхнею фюзеляжу;
- сили надлишкового тиску в кабіні, спеціальних відсіках і повітряних каналах двигуна.

Від зовнішніх сил фюзеляж працює як балка на вигин у двох площинах та на кручення. Фюзеляж може навантажуватися також осьовими силами, але останні, зазвичай, невеликі. Отже, вихідними даними для розрахунку фюзеляжу на міцність є епюри поперечних сил, згинальних та крутних моментів.

Розрахунок фюзеляжу на міцність проводиться для розрахункового випадку. При його роботі на вигин та випадок В – при роботі на вигин. Випадок А' є криволінійний політ літака на малих позитивних кутах атаки 4 ... 60, для якого характерні наступні вихідні дані [17]:

$$n_{A'}^{\mathcal{E}} = n_{max}^{\mathcal{E}} = 2,1 + \frac{10890}{G + 4540}, \text{ при } 2,5 \leq n_{max}^{\mathcal{E}} \leq 3,8;$$

$$q_{A'} = q_{maxmax}, f = 1,5.$$

Розрахунковий випадок являє собою криволінійний політ літака на дуже малих позитивних кутах атаки 1,5 ... 3,00 з різким відхиленням елеронів, або вихід з пікірування на малі кути атаки з максимально можливою швидкістю, для якого характерні такі дані[17]:

$$n_B^{\mathcal{E}} = 0,67n_{A'}^{\mathcal{E}}, q_B = q_{maxmax}, f = 2,0.$$

У цьому слід зазначити, що з різних частин фюзеляжу коефіцієнти безпеки лежать у межах (1,5...8), як і коефіцієнти навантаження (2,5...12). Це з специфікою роботи різних вузлів фюзеляжу. У роботі будемо користуватися загальними рекомендаціями норм льотної придатності без урахування спеціальних коефіцієнтів безпеки і перевантаження.

Тоді для розрахункових випадків відповідно отримаємо:

$$n_{A'}^{\mathcal{E}} = 2,1 + \frac{10890}{G + 4540} = 2,25 \rightarrow n_{A'}^{\mathcal{E}} = 2,5, f = 1,5 \rightarrow n_{A'}^P = 2,5 \cdot 1,5 = 3,75;$$

$$n_B^{\mathcal{E}} = 0,67n_{A'}^{\mathcal{E}} = 0,67 \cdot 2,5 = 1,675, f = 2,0 \rightarrow n_B^P = 1,675 \cdot 2 = 3,35;$$

$$q_{A'} = q_B = q_{maxmax} = \frac{\rho_H \cdot V_{max}^2}{2} = \frac{0,365 \cdot 255,56^2}{2} = 11,912 \text{ кПа}.$$

Розподілене навантаження від ваги елементів фюзеляжу приблизно визначається за наступною залежністю[8]:

$$q_{\phi} = \frac{m_{\phi} \cdot g \cdot n_{A'}^P}{S_{\phi\phi}} \cdot H_{\phi},$$

де  $S_{\phi\phi}$  - Площа бічної проекції фюзеляжу, м<sup>2</sup>;

$H_{\phi}$  - Висота фюзеляжу в аналізованому перерізі, м;

$m_{\phi}$  - Маса конструкції фюзеляжу, кг.

Серед зосереджених зусиль виділяються навантаження від мас носової стійки шасі, основних стійок шасі, радіоелектронного обладнання, допоміжної силової установки, а також підйомна сила крила та горизонтального оперення, значення яких рівні[24]:

$$Y_{кр}^P = m_0 \cdot g \cdot n_{A'}^P = 67152 \cdot 9,81 \cdot 3,75 = 2470,35 \text{ кН};$$

$$Y_{z0}^P = m_{z6z0} \cdot q \cdot S_{кр} \cdot \frac{b_a}{L_{z0}} \cdot n_{A'}^P = 0,10155 \cdot 11,912 \cdot 10^3 \cdot 119,8 \cdot \frac{3,976}{17,49} \cdot 3,75 = 123,54 \text{ кН};$$

$$P_{нс}^P = m_{нс} \cdot g \cdot n_{A'}^P = 513,8 \cdot 9,81 \cdot 3,75 = 18,9 \text{ кН};$$

$$P_{ос}^P = m_{ос} \cdot g \cdot n_{A'}^P = 2911 \cdot 9,81 \cdot 3,75 = 107,1 \text{ кН};$$

$$P_{BCY}^P = m_{BCY} \cdot g \cdot n_{A'}^P = 150 \cdot 9,81 \cdot 3,75 = 5,52 \text{ кН};$$

$$P_{PЭO}^P = m_{PЭO} \cdot g \cdot n_{A'}^P = 960 \cdot 9,81 \cdot 3,75 = 35,32 \text{ кН}.$$

На основі отриманих навантажень побудуємо епюри поперечних сил і згинальних моментів у площині симетрії фюзеляжу (табл.1.39, рис.1.41)

Таблиця 1.39 - Визначення навантажень, що діють у площині симетрії фюзеляжу

№	$\Delta x$ , м	qф, кН/м	$\Delta qф$ , кН	Q, кН	Mz, кНм
1	0,95	2,775	2,64	37,96	14
2	3,85	7,56	29,1	48	136
3	13,267	7,77	103,1	1637,5	855
4	2,4	7,77	18,65	1656,15	2775
5	0,85	7,77	6,6	362,2	2775
6	13,72	7,77	106,6	355,6	2575
7	2,5	4,32	10,8	141,9	804,3
8	2,662	2,84	7,56	317,9	14,7
9	0,5	1,05	0,525	6,045	2,32



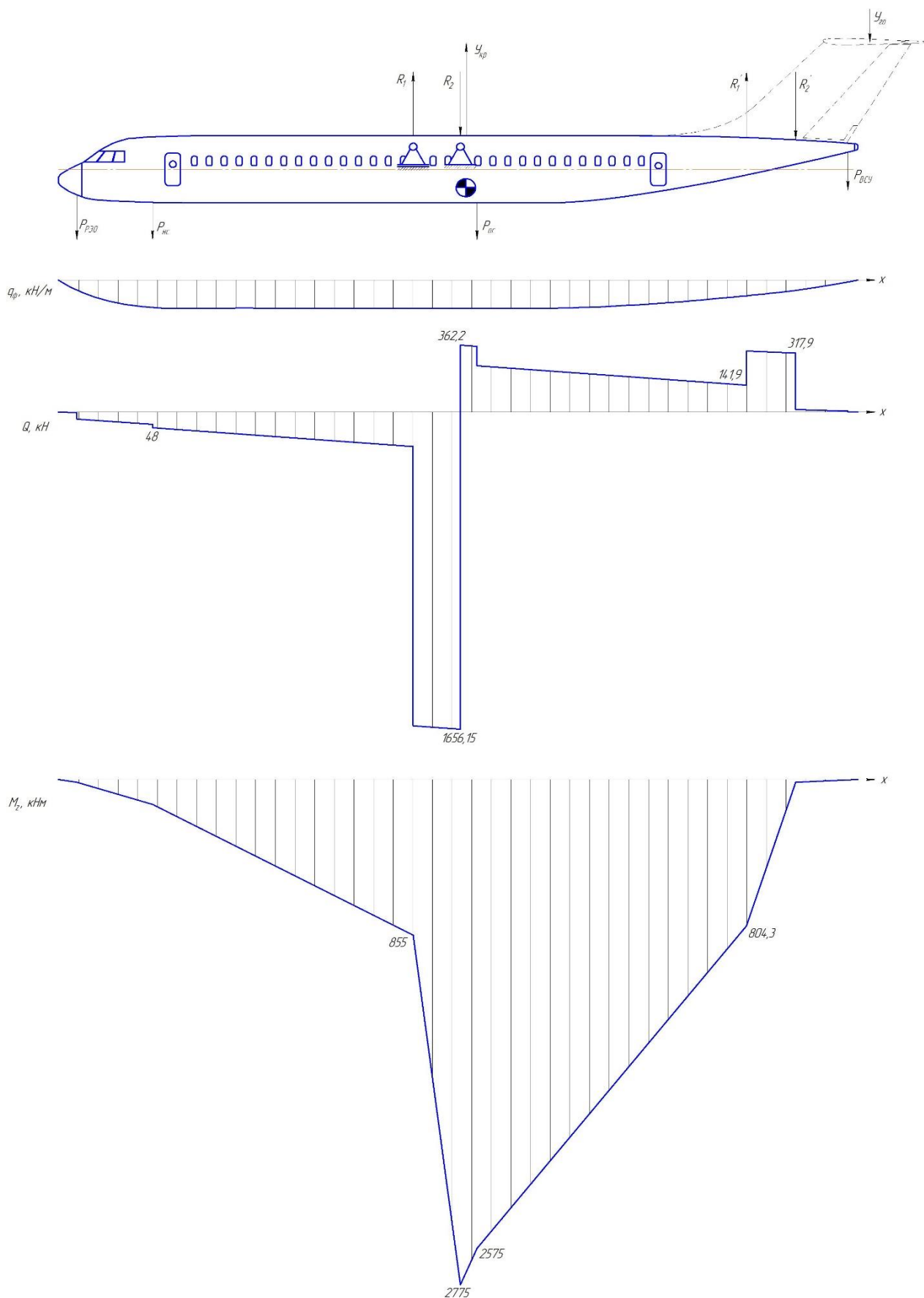


Рисунок 1.41 – Епюри поперечних сил  $Q_y$  та згинальних моментів  $M_z$

У площині перпендикулярній площині симетрії фюзеляжу діють сила вертикального оперення (маневрене навантаження при ковзанні) та аеродинамічна навантаження носової частини фюзеляжу (рис.1.42).

Маневрене навантаження на вертикальному оперенні приблизно визначається за наступною залежністю[8]:

$$P_{\text{во}}^P = (1,5...2) \cdot \frac{M_y}{L_{\text{во}}} \cdot n_{A'}^P,$$

де  $M_y = P_0 \cdot a$  - Розвертаючий момент, що виникає при відмові одного двигуна, Нм;

$L_{\text{во}}$  - плече вертикального оперення, м.

Тоді зусилля на вертикальному оперенні чисельно одно:

$$P_{\text{во}}^P = (1,5...2) \cdot \frac{M_y}{L_{\text{во}}} = 2 \cdot \frac{117 \cdot 10^3 \cdot 5,675}{17,49} \cdot 3,75 = 284,7 \text{ кН}.$$

Аеродинамічний зусилля в носовій частині фюзеляжу визначається за формулою[8]:

$$P_{\text{нос}}^P = P_{\text{во}}^P \cdot \frac{L_{\text{во}}}{L_{\text{нос}}},$$

де  $L_{\text{нос}}$  - Відстань від аеродинамічної сили до центру мас літака, м.

$$P_{\text{нос}}^P = 284,7 \cdot \frac{17,49}{19,55} = 254,7 \text{ кН}.$$

Знаючи розраховані навантаження збудуємо епюри поперечних сил  $Q_z$  та згинальних моментів  $M_y$  (рис. 1.42).

Для побудови епюр крутних моментів необхідно визначити зусилля елерону[24]:

$$P_{\text{э}}^P = k \cdot S_{\text{э}} \cdot q \cdot n_B^P,$$

де  $k = 1,3$  - Коефіцієнт задається нормами льотної придатності;

$S_{\text{э}}$  - Площа елерону, м<sup>2</sup>;

$q$  - Швидкісний натиск, що відповідає розрахунковому випадку, Па.

Тоді зусилля елерону та момент, створюваний ним відповідно дорівнюють:

$$P_{\text{э}}^P = 1,3 \cdot 1,85 \cdot 11,912 \cdot 10^3 \cdot 3,35 = 96 \text{ кН},$$

$$M_{\text{кр э}} = P_{\text{э}}^P \cdot l_{\text{э}} = 96 \cdot 15,7 = 1507,2 \text{ кНм}.$$

Крутний момент, створюваний вертикальним оперенням дорівнюватиме:

$$M_{\text{кр во}} = P_{\text{во}}^P \cdot l_{\text{во}} = 284,7 \cdot 4,5 = 1281,15 \text{ кНм}.$$

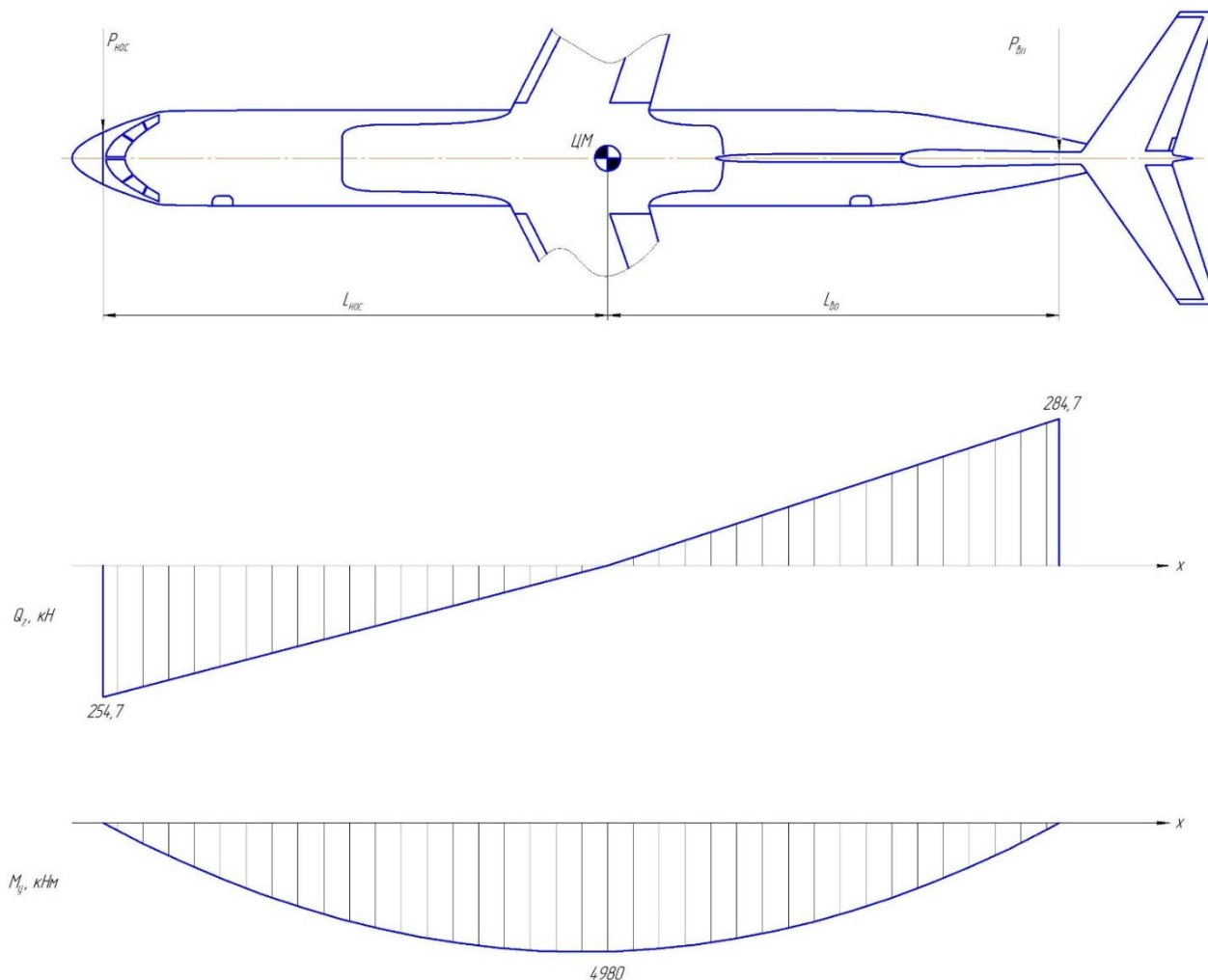


Рисунок 1.42 – Епюри поперечних сил  $Q_z$  та згинальних моментів  $M_y$

Крім того у вузлі кріплення вертикального оперення до фюзеляжу по передньому лонжерону виникне реактивний момент, що дорівнює[8]:

$$T_1 = P_1 \cdot R_1 = P_{60}^P \cdot \frac{d}{a} \cdot R_1 = 284,7 \cdot \frac{0,702}{2,504} \cdot 1,14 = 91 \text{ кНм},$$

де  $d$  – відстань по вертикалі між зусиллям вертикального оперення та точкою стикування заднього лонжерону з фюзеляжем;

$a$  – відстань між переднім та заднім лонжеронами вертикального оперення.

Маючи дані навантаження побудуємо епюру крутних моментів (рис.1.43)

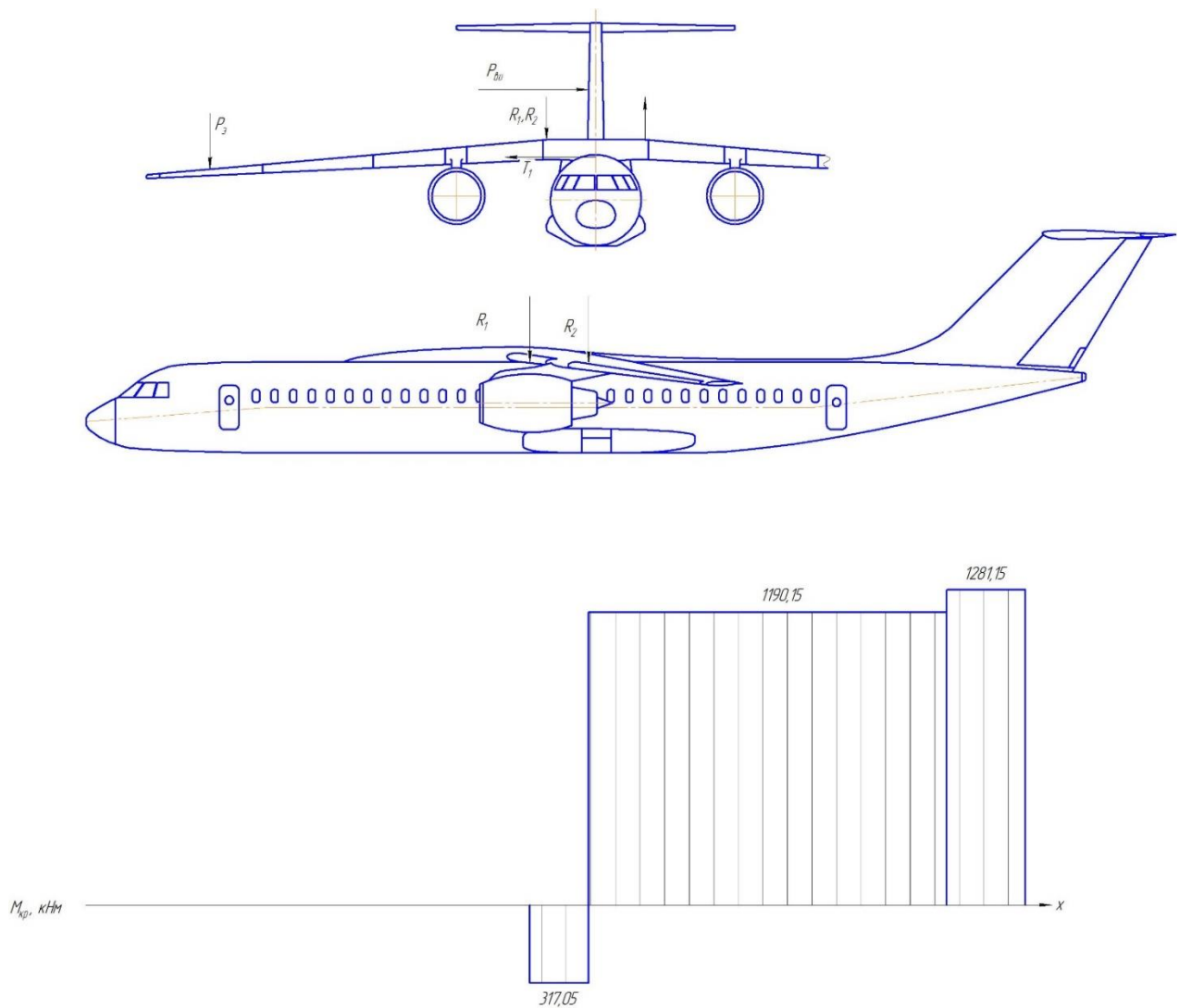


Рисунок 1.43 – Епюра моментів, що крутять

Розраховані навантаження дозволяють провести проектувальний розрахунок конструктивних елементів фюзеляжу (обшивка, стрінгери, шпангоути).

### 1.3.3 Вибір матеріалів для елементів конструкції фюзеляжу

У конструкціях літальних апаратів застосовується широкий спектр матеріалів (насамперед металів): алюмінієві та магнієві сплави, легovanі сталі (хромонікелева, хромансиль, корозійно-стійка та ін.), сплави титану, пластичні матеріали та композиційні матеріали. При такій великій кількості конструкційних матеріалів правильний вибір матеріалу є важливим і складним завданням. При виборі матеріалу слід прагнути отримання найменшої маси конструкції за необхідної статичної і втомної міцності[28].

Конструкція літака схильна до дії навантажень змінних за знаком і величиною, що змінюються циклічно. Внаслідок цього у конструкції виникають тріщини, що зростають з певною швидкістю і призводять до руйнування конструкції. Відповідно при виборі матеріалів не можна не враховувати здібностей конкретного матеріалу,

що стосуються швидкості поширення тріщин та кількості циклів навантаження до утворення тріщини[28].

Найбільш широко в авіабудуванні поширені алюмінієві сплави, через свою досить високу міцність і низьку щільність. Тому при виборі матеріалів фюзеляжу спиратимемося в першу чергу на сплави алюмінію і, по можливості, уникати важких (сталі) і дорогих (сплави титану) матеріалів.

Для рядових шпангоутів, стрингерів та обшивки використовуємо алюмінієві сплави Д16Т, Д16АТ або 1163Т. Форма постачання для шпангоутів та стрингерів – стандартні відкриті профілі, для обшивки – лист.

Для силових шпангоутів застосовуються високоміцні алюмінієві сплави В95, В96. Форма постачання може бути як у вигляді стандартних профілів, так і у вигляді поковок для подальшого фрезерування.

Балки силової підлоги та бімси виготовляються з дюралюмінієвих сплавів Д16Т, Д16АТ або 1163Т або для сильно навантажених елементів – В95, В96. Балки та бімси поставляються у вигляді стандартних профілів (двотаври, куточки).

Для заклепок мало навантажених деталей фюзеляжу застосовуються алюмінієві сплави АМц, АМг5П, Д18П або міцніше. Для клепки відповідальних та високонавантажених деталей застосовуються заклепки високої міцності зі сплавів В65 та В94.

Для інших мало навантажених деталей (кронштейни, патрубки, фланці та ін.) застосовуються пластичні алюмінієві сплави АМг, АМц.

Хвостовий та носовий обтічники фюзеляжу виготовляються та композиційних матеріалів. Носовий обтічник виготовляють із склопластику для забезпечення радіопрозорості.

Таблиця 1.40 - Механічні властивості матеріалів, що застосовуються

Марка	Стан матеріалу	Механічні властивості				
		$\sigma_B$ , МПа	$\delta$ , %	НВ, кг/мм <sup>2</sup>	$\sigma_T$ , МПа	E, 10 <sup>5</sup> МПа
АМц	Напівнагартований (АМЦП)	170	10	40	145	0,69
	Нагартований (АМцН)	220	5	55	185	0,69
АМг	Відпалений (АМГМ)	190	23	45	150	0,69
	Напівнагартований (АМГП)	250	6	60	205	0,69
Д16	Загартований і природно зістарений (Д16АТ)	430	10	105	320	0,73
В95	Загартований та штучно зістарений (В95Т1)	490-580	6-7	150	380-440	0,74
В96	Загартований та штучно зістарений (В96Т1)	700-720	7-8	190	630	0,74

### 1.3.4 Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силових елементів фюзеляжу у регулярних та нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу

#### *Визначення товщини обшивки*

Товщину обшивки фюзеляжу визначимо виходячи з умов її роботи на надлишковий тиск, на згин і зсув. Забезпечення міцності обшивки від впливу внутрішнього тиску визначається залежністю[8]:

$$\delta_{обш} \geq \frac{P_{изб} \cdot R_{\phi}}{[\tau]},$$

де  $P_{изб} = 1,2 \cdot P_0 \cdot f$  - надлишковий тиск у фюзеляжі,  $P_0 = 0,07 \text{ МПа}$ ;

$f = 1,5$  - Коефіцієнт запасу;

$R_{\phi}$  – радіус фюзеляжу,

$[\tau] = 0,6 \cdot \sigma_{\epsilon}$  - Допустима напруга.

Тоді мінімально потрібна товщина обшивки дорівнює:

$$\delta_{обш} = \frac{1,2 \cdot 0,07 \cdot 10^6 \cdot 1,5 \cdot 1,85}{0,6 \cdot 430 \cdot 10^6} = 0,0009 \text{ м} = 0,9 \text{ мм.}$$

Для проведення розрахунку забезпечення міцності від вигину скористаємося поняттям еквівалентної товщини обшивки[24]:

$$\delta_{экв} = \frac{f_{стр} + 2c \cdot \delta_{обш}}{b},$$

де  $f_{стр}$  - Площа стрінгера;

$2c$  - Наведена ширина обшивки;

$b$  - Крок стрінгерів.

З іншого боку еквівалентна товщина визначається через заданий згинальний момент і обраними критичними напругами стрінгерів[24]:

$$\delta_{экв} = \frac{M_{изг}}{\pi \cdot R_{\phi}^2 \cdot \sigma_{кр.стр}},$$

де  $M_{изг} = 4980 \text{ кНм}$ - Найбільший згинальний момент, взятий з епюру (рис.1.39);

$\sigma_{кр.стр} = 250 \text{ МПа}$  – прийняте значення критичної напруги стрінгера, яке достовірно забезпечить роботу стрінгера з напругою до межі пропорційності.

$$\delta_{экв} = \frac{4980 \cdot 10^3}{\pi \cdot 1,85^2 \cdot 250 \cdot 10^6} = 1,854 \text{ мм.}$$

На підставі результатів досліджень та статистичної обробки параметрів раціональних конструкцій, товщина обшивки фюзеляжу дорівнюватиме:

$$\delta_{обш} \approx 0,5 \cdot \delta_{экв} = 0,5 \cdot 1,854 = 0,927 \text{ мм.}$$

Для визначення товщини обшивки з умови роботи на зсув визначимо сумарну величину дотичних зусиль від крутного моменту та сили, що перерізує.[8]:

$$q_{\Sigma} = q_{M_{кр}} + q_Q = \frac{M_{кр}}{\Omega} + \frac{Q}{\pi \cdot R_{\phi}},$$

де  $M_{кр} = 1190,15 \text{ кНм}$  – крутний момент у аналізованому перерізі;

$\Omega = 2\pi R_{\phi}^2$  – подвоєна площа аналізованого перерізу, м<sup>2</sup>;

$Q = 2018,35 \text{ кН}$  - Перерізувальна сила в розрізі.

$$q_{\Sigma} = \frac{1190,15}{2 \cdot \pi \cdot 1,85^2} + \frac{2018,35}{\pi \cdot 1,85} = 402,83 \text{ кН/м},$$

тоді товщина обшивки дорівнюватиме:

$$\delta_{обш} = \frac{q_{\Sigma}}{[\tau]} = \frac{402,83 \cdot 10^3}{80 \cdot 10^6} = 5,035 \text{ мм.}$$

На основі розрахункових значень та статистичних даних приймаємо товщину обшивки рівну:

$$\delta_{обш} = 3 \text{ мм.}$$

### **Проектування стрінгерів**

На відміну від стрінгерів в крилі літака, для стрінгерів фюзеляжу немає суворої диференціації роботи на розтягування чи стиск, тобто. той самий стрінгер необхідно перевірити як у стиск, і на розтяг.

Визначимо потрібний крок стрінгерів із умови недопущення хвилястості обшивки. Величина  $\frac{\delta_{обш}}{t_{стр}}$  має задовольняти умові[24]:

$$\frac{\delta_{обш}}{t_{стр}} \geq 3 \sqrt{\frac{(1 - \mu^2) \cdot p_0}{32 \cdot E \cdot \bar{y}}},$$

де  $\mu = 0,3$ -Коефіцієнт Пуассона для прийнятого матеріалу;

$E = 0,73 \cdot 10^5 \text{ МПа}$  – модуль пружності першого роду прийнятого матеріалу;

$\bar{y} = 0,002$  - Відносна величина прогину обшивки;

$p_0$  - Тиск на поверхню фюзеляжу, яке в першому наближенні можна прийняти рівним [24]

$$p_0 = \frac{G_0}{S_{\text{вф}}} = \frac{67152 \cdot 9,81}{132,9} = 4957 \text{ Па},$$

тут  $S_{\text{вф}}$  - Площа верхньої проекції фюзеляжу, м<sup>2</sup>.

Тоді потрібний крок стрінгерів дорівнює:

$$t_{\text{стр}} = \frac{\delta_{\text{обш}}}{\sqrt[3]{\frac{(1-\mu^2) \cdot p_0}{32 \cdot E \cdot \bar{y}}}} = \frac{0,003}{\sqrt[3]{\frac{(1-0,3^2) \cdot 4957}{32 \cdot 0,73 \cdot 10^{11} \cdot 0,002}}} = 0,304 \text{ м}.$$

Крок стрінгерів директивно приймаємо рівним  $t_{\text{стр}} = 290 \text{ мм}$ , Тоді кількість стрінгерів в циліндричній частині фюзеляжу буде рівна  $n_{\text{стр}} = 40$ .

Потрібна площа стрінгера з умови роботи на розтягування визначається з наступної залежності[8]:

$$P_{\text{рас}} = n_{\text{стр}} \cdot \sigma_{\text{стр}}^{\text{рас}} \cdot (k_2 \cdot F_{\text{стр}} + k_3 \cdot \varphi_p \cdot \delta_{\text{обш}} \cdot t_{\text{стр}}),$$

де  $F_{\text{стр}}$  - Шукана площа стрінгера;

$n_{\text{стр}}$  - кількість стрінгерів, у першому наближенні кількість стрінгерів було прийнято рівну;

$\sigma_{\text{стр}}^{\text{рас}} = k_1 \cdot \sigma_{\text{с}}$  - руйнівна напруга стрінгера;

$k_1 = 0,85$  - Коефіцієнт, що враховує вплив концентрації напруг у силових елементах за наявності отворів, стрибків жорсткості;

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

$k_3 = 0,7$  - Коефіцієнт, що враховує ослаблення обшивки отворами під заклепки в місцях стику обшивок та в місцях кріплення до обшивки нервюр і стрінгерів та відмінності в коефіцієнтах пружності листів та профілів через недосконалість натягу обшивки при клепці

$\varphi_p$  - редуційний коефіцієнт, що дорівнює одиниці, оскільки матеріал обшивки та стрінгера однаковий.

Строго кажучи, зусилля стиснення дорівнюватиме зусилля на розтягування:

$$P_{\text{сж}} = P_{\text{рас}} = \frac{M_{\text{изг}}}{R_{\text{ф}}},$$

де  $M_{\text{изг}} = 4980 \text{ кНм}$  - Розрахунковий згинальний момент;

$R_{\text{ф}} = 1,85 \text{ м}$  - Радіус циліндричної частини фюзеляжу.



$$P_{сж} = P_{рас} = \frac{4980}{1,85} = 2692 \text{ кН.}$$

Тоді потрібна площа стрінгера дорівнює:

$$F_{стр} = \frac{\frac{P_{рас}}{n_{стр} \cdot \sigma_{стр}} - k_3 \cdot \varphi_p \cdot \delta_{обш} \cdot t_{стр}}{k_2}} = \frac{\frac{2692 \cdot 10^3}{40 \cdot 0,85 \cdot 430 \cdot 10^6} - 0,7 \cdot 1 \cdot 0,003 \cdot 0,29}{0,9}} = 4,72 \text{ см}^2.$$

Під розрахункову площу стрінгера підходить пресований бульбоподібний профіль кутового перерізу 710046 (ПК 0621, ПР 102-13) з площею поперечного перерізу, що дорівнює  $f = 5,687 \text{ см}^2$  ГОСТ 13617-97 (рис. 1.44).

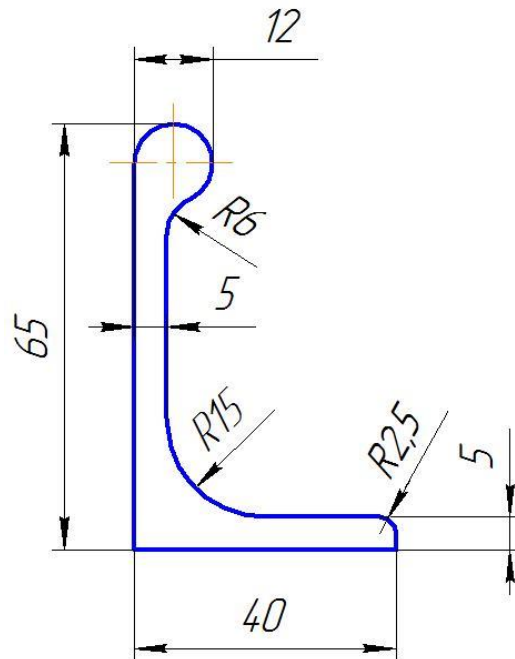


Рисунок 1.44 – Параметри перерізу підбраного стрінгера

Визначимо критичну напругу втрати стійкості для вибраного профілю[24]:

$$\sigma_{кр}^{стр} = \sigma_{\epsilon}^{стр} \cdot \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2},$$

тут параметр  $\nu$  визначається за такою формулою

$$\nu = \frac{\sigma_{\epsilon}^{стр}}{\sigma_{\epsilon}},$$

де  $\sigma_{\epsilon}$  - Ейлерова критична напруга,

$$\sigma_{\epsilon} = \frac{k \cdot E}{\left(\frac{H}{S}\right)^2} = \frac{4 \cdot 0,73 \cdot 10^{11}}{\left(\frac{65}{5}\right)^2} = 1728 \text{ МПа,}$$

тут  $H$  і  $S$  - Висота і товщина стінки стрінгера, мм;

$k = 4$  - Коефіцієнт, що враховує закріплення граней стінки.

Таким чином параметр  $\nu$  дорівнює:

$$\nu = \frac{430}{1728} = 0,249,$$

а критичне напруження одно

$$\sigma_{кр}^{стр} = 430 \cdot \frac{1 + 0,249}{1 + 0,249 + 0,249^2} = 409,7 \text{ МПа.}$$

Потрібна площа стрингера за умови забезпечення міцності на стиск визначається виходячи з наступної залежності[24]:

$$P_{сж} = n_{стр} \cdot \sigma_{кр}^{стр} \cdot (F_{стр} + 2c \cdot \delta_{обш}),$$

де  $F_{стр}$  - Шукана площа стрингера;

$2c = 30\delta_{обш}$  - Ширина приєднаної обшивки, що працює з напругою стрингера.

Таким чином, потрібна площа стрингера дорівнює:

$$F_{стр} = \frac{P_{сж}}{n_{стр} \cdot \sigma_{кр}^{стр}} - 2c \cdot \delta_{обш} = \frac{2692 \cdot 10^3}{40 \cdot 409,7 \cdot 10^6} - 30 \cdot 0,003^2 = 1,05 \text{ см}^2.$$

Потрібна площа стрингера з умови роботи на стиск значно менша від цієї для розтягування, тому обраний раніше профіль (див. рис. 1.44) залишається незмінним.

### **Проектування рядового шпангоуту**

На нормальний шпангоут основну силову дію надає погонне осьове навантаження, викликане дією згинального моменту, при цьому місцеві аеродинамічні навантаження можна не враховувати, оскільки вони слабо навантажують шпангоут (рис. 1.45). Погонне осьове навантаження визначається за формулою[24]:

$$q_{ш} = \frac{\delta_{экв} \cdot a_{ш} \cdot M_{изг}^2}{E \cdot J_{ш}^2},$$

де  $\delta_{экв}$  - Товщина еквівалентної обшивки, м;

$a_{ш}$  - Крок шпангоутів, м;

$J_{ш}$  - Момент інерції шпангоуту в даному перерізі, м<sup>4</sup>.

Товщина еквівалентної обшивки з урахуванням розрахованих параметрів обшивки та стрингерів дорівнює:

$$\delta_{экв} = \frac{f_{стр} + 2c \cdot \delta_{обш}}{b} = \frac{0,0005687 + 30 \cdot 0,003^2}{0,29} = 2,9 \text{ мм.}$$

Момент інерції шпангоуту у цьому перерізі приблизно дорівнює[8]:

$$J_{ш} = \pi \cdot R_{\phi}^3 \cdot \delta_{\text{экв}} = \pi \cdot 1,85^3 \cdot 0,0029 = 0,0577 \text{ м}^4.$$

Тоді погонне осьове навантаження дорівнюватиме:

$$q_{ш} = \frac{0,0029 \cdot 0,76 \cdot (4980 \cdot 10^3)^2}{0,73 \cdot 10^{11} \cdot 0,0577^2} = 216,85 \text{ Н/м}.$$

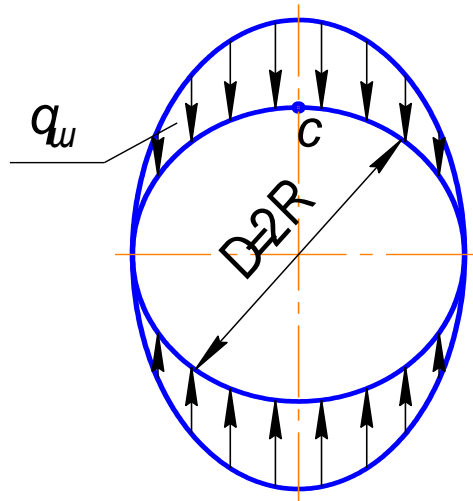


Рисунок 1.45 - Розрахункова схема рядового шпангоуту

Функція моменту для такого навантаження має вигляд:

$$M(\alpha) = -\frac{q_{ш} \cdot R^2}{2} \cdot \sin \alpha.$$

Варіюючи значенням кутової координати  $\alpha$  побудуємо епюру згинальних моментів (рис. 1.46):

$$\begin{aligned} M(0^\circ) &= 0 \text{ Нм}; & M(15^\circ) &= 24,86 \text{ Нм}; & M(30^\circ) &= 92,78 \text{ Нм}; \\ M(45^\circ) &= 185,55 \text{ Нм}; & M(60^\circ) &= 278,33 \text{ Нм}; & M(75^\circ) &= 346,24 \text{ Нм}; & M(90^\circ) &= 371,1 \text{ Нм}. \end{aligned}$$

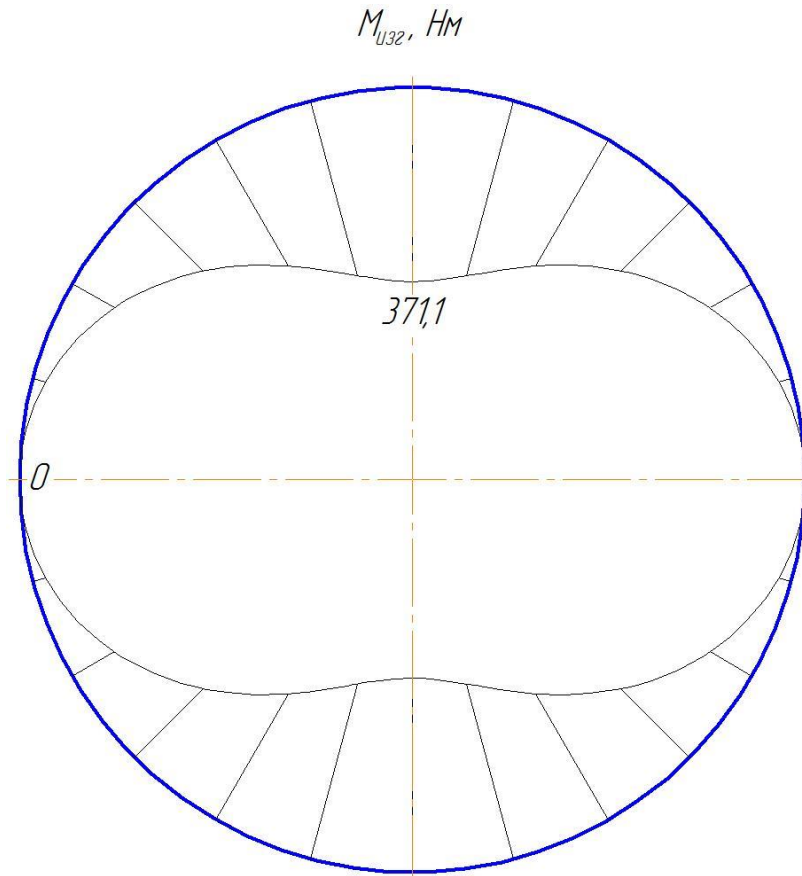


Рисунок 1.46 – Епюра згинальних моментів рядового шпангоуту

Від дії згинального моменту, що повністю сприймається шпангоутом, у поясах шпангоуту виникають осьові зусилля  $N$ , величина яких обчислюється за співвідношенням [8]:

$$N = \frac{M_{uz2}}{k \cdot H},$$

де  $H$  - Будівельна висота полиць шпангоуту, м;

$k = 0,95 \dots 0,98$  - Коефіцієнт використання будівельної висоти полиць.

$$N = \frac{371,1}{0,95 \cdot 0,12} = 4883 \text{ Н.}$$

Площа поперечного перерізу пояса визначається за такою формулою:

$$F_{\text{пояс}} = \frac{N}{\sigma_{\text{разр}}},$$

де  $\sigma_{\text{разр}}$  - руйнівні напруження пояса.

Для розтягнутого поясу руйнівна напруга дорівнює:

$$\sigma_{\text{разр}} = 0,8\sigma_{\sigma}^{\text{III}} = 0,8 \cdot 430 = 344 \text{ МПа.}$$

Тоді площа розтягнутого пояса дорівнює:

$$F_{\text{пояс}}^{\text{рас}} = \frac{4883}{344 \cdot 10^6} = 1,42 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2.$$

Як видно площа пояса досить мала, навіть з урахуванням площі стисненого пояса та стінки площа перерізу буде мала - близько 1,0 ... 1,5 см<sup>2</sup>. Сортамент не може надати профілі з такою площею перерізу та достатньою будівельною висотою. Тому профіль рядового шпангоуту вибираємо директивно. Для рядових шпангоутів підберемо гнуті профілі зетового перерізу з площею поперечного перерізу  $f = 4,48 \text{ см}^2$  згідно з ГОСТ 13229-78 (рис. 1.47)

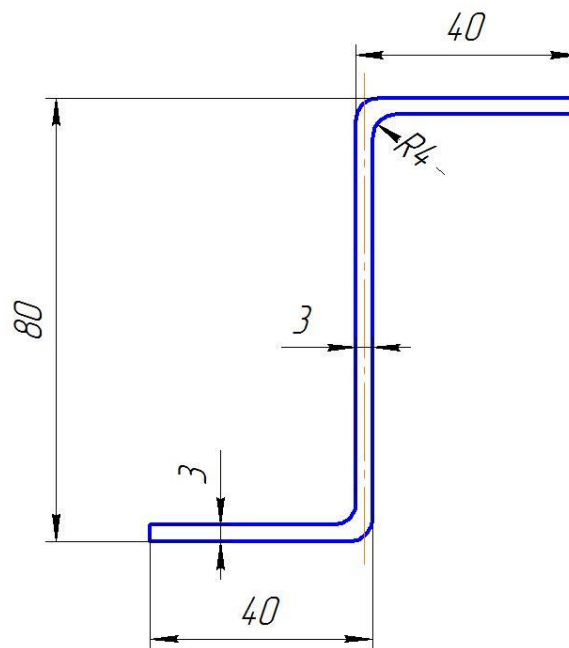


Рисунок 1.47 – Параметри перерізу підбраного профілю для рядового шпангоуту

### ***Проектування силового шпангоуту***

Визначимо геометричні параметри силового шпангоуту в зоні передачі навантаження з вертикального оперення через передній лонжерон кіля до шпангоуту №45. Параметри рамного шпангоуту включають: форму поперечного перерізу, і розміри поясів  $b$  і  $\delta_{\text{пояс}}$ , товщину стінки  $\delta_{\text{ст}}$ , крок стійок, їх форму та площу поперечного перерізу.

Для визначення навантажень, що діють на шпангоут, скористаємося методами будівельної механіки[24].

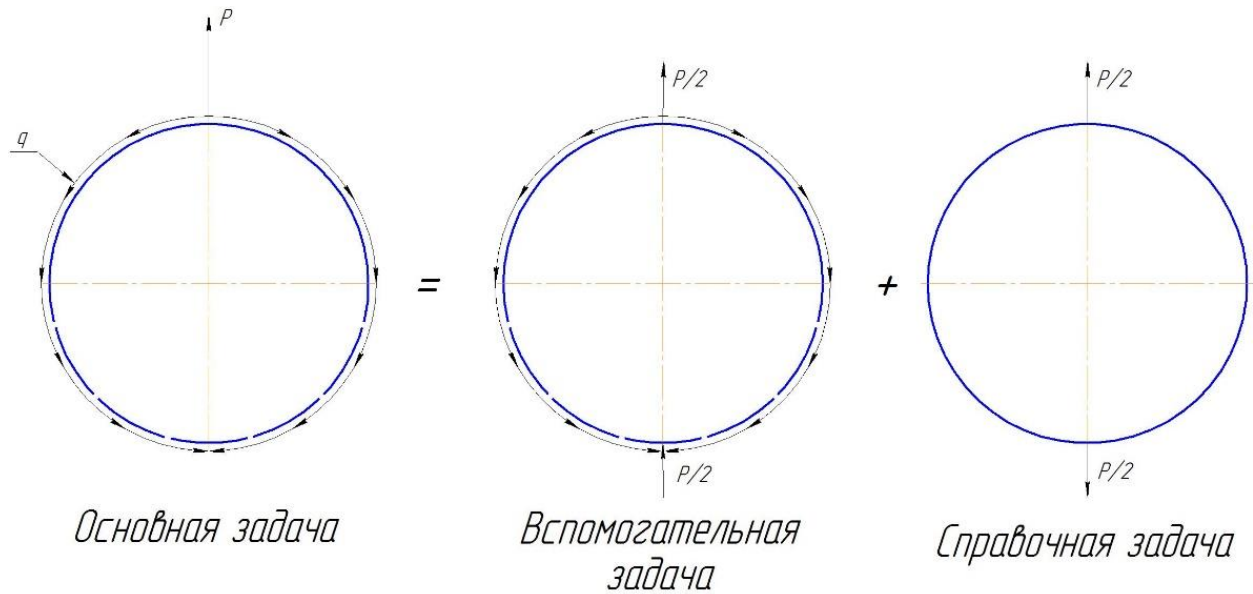


Рисунок 1.48 – Розрахункова схема силового шпангоуту

Розглянемо вантажний стан допоміжного завдання та визначимо невідомі реакції (див. рис.1.49).

Врівноважує погонне дотичне навантаження розподілено за законом синуса:

$$q = \frac{2P}{\pi R} \cdot \sin \alpha.$$

Виходячи з рівняння моментів щодо точки O, реакція X дорівнюватиме:

$$X = \frac{\int_0^{\pi} \frac{2PR}{\pi} \cdot \sin \alpha \cdot d\alpha}{2R} = \frac{2 \cdot 186,8 \cdot 0,7 \cdot 2}{3,14 \cdot 2 \cdot 0,7} = 119 \text{ кН},$$

а реакція  $X_A$  дорівнюватиме

$$X_A = X - \frac{2P}{\pi} \int_0^{\pi/2} \sin^2 \alpha \cdot d\alpha = 119 - \frac{2 \cdot 186,8}{\pi} \cdot \frac{\pi}{4} = 25,6 \text{ кН}.$$

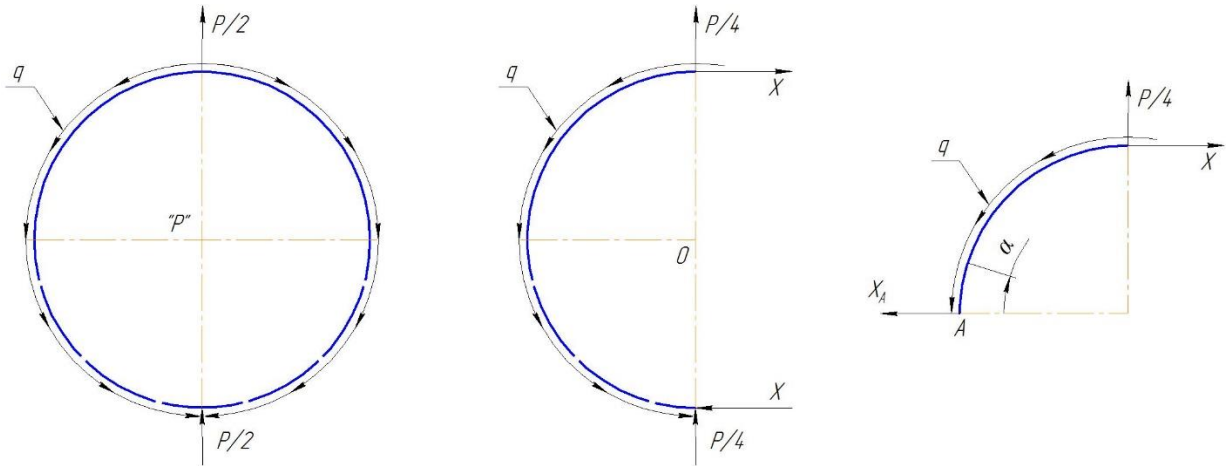


Рисунок 1.49 – До розрахунку вантажного стану допоміжного завдання

Розглянемо одиничний стан у допоміжного завдання (рис.1.50). Невідома реакція  $\bar{X}$  з рівняння моментів щодо точки  $O$  буде дорівнювати:

$$\bar{X} = \frac{2\bar{M}}{2R} = \frac{1}{R}.$$

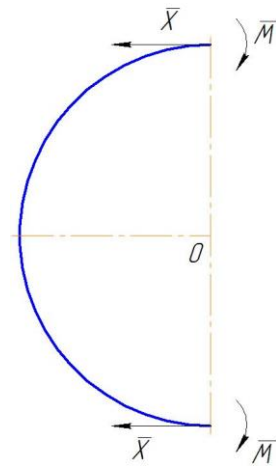


Рисунок 1.50 – Одиничний стан допоміжного завдання

Невідомі коефіцієнти канонічного рівняння мають такі значення:

$$\delta_{11} = \frac{1}{EJ} \int_0^{\pi/2} \sin^2 \alpha \cdot d\alpha = \frac{0,7854}{EJ},$$

$$\Delta_{1p} = \frac{1}{EJ} \int_0^{\pi/2} \left( -X_A \cdot R \cdot \sin \alpha + \frac{2PR}{\pi} \cdot \left( 1 - \cos \alpha - \frac{\alpha \cdot \sin \alpha}{2} \right) \right) \cdot \sin \alpha \cdot d\alpha = \frac{-8,53}{EJ}.$$

Тоді рішення канонічного рівняння одно:

$$X_1 = -\frac{\Delta_{1p}}{\delta_{11}} = -\frac{-8,53}{0,7854} = 10,86 \text{ кН}.$$

Функція згинального моменту має вигляд:

$$M(\alpha) = -X_A \cdot R \cdot \sin \alpha + \frac{2PR}{\pi} \cdot \left( 1 - \cos \alpha - \frac{\alpha \cdot \sin \alpha}{2} \right) + X_1 \cdot \sin \alpha,$$

а її чисельні значення матимуть такі значення

$$\begin{aligned} M(0^\circ) &= 0 \text{ кНм}; & M(15^\circ) &= -1,81 \text{ кНм}; & M(30^\circ) &= -3,27 \text{ кНм}; & M(45^\circ) &= -3,73 \text{ кНм}; \\ M(60^\circ) &= -2,24 \text{ кНм}; & M(75^\circ) &= 2,26 \text{ кНм}; & M(90^\circ) &= 10,82 \text{ кНм}. \end{aligned}$$

Тепер вирішимо довідкове завдання (Рис. 1.48). Функція згинального моменту матиме вигляд:

$$M(\alpha) = -\frac{P}{2} R \cdot \left( \frac{\sin \alpha}{2} - 0,318 \right),$$

а її чисельні значення для відповідних кутів дорівнюватимуть

$$\begin{aligned} M(0^\circ) &= 0 \text{ кНм}; & M(15^\circ) &= -1,81 \text{ кНм}; & M(30^\circ) &= -3,27 \text{ кНм}; & M(45^\circ) &= -3,73 \text{ кНм}; \\ M(60^\circ) &= -2,24 \text{ кНм}; & M(75^\circ) &= 2,26 \text{ кНм}; & M(90^\circ) &= 10,82 \text{ кНм}. \end{aligned}$$

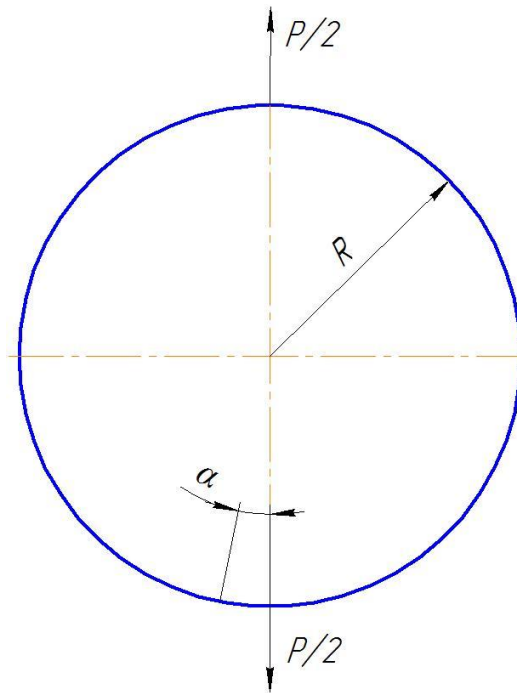


Рисунок 1.51 – Довідкова задача

Для отримання сумарної епюри згинальних моментів необхідно скласти епюру допоміжного та довідкової завдань (рис.1.52-1.54)



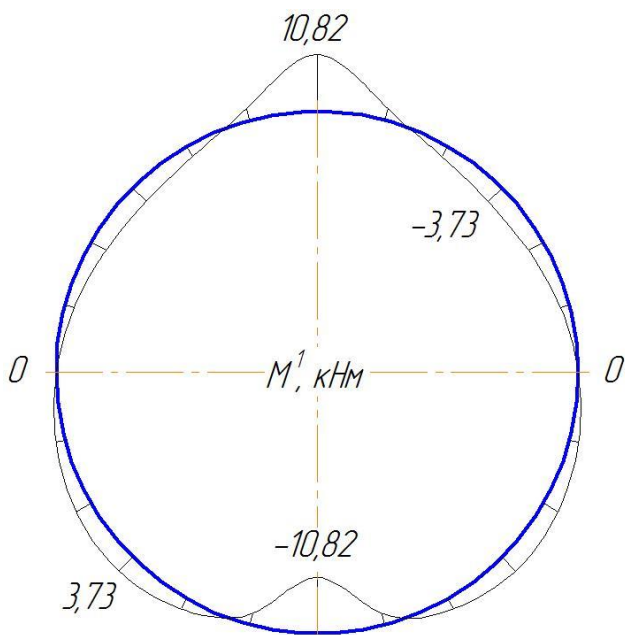


Рисунок 1.52 – Епюра допоміжного завдання

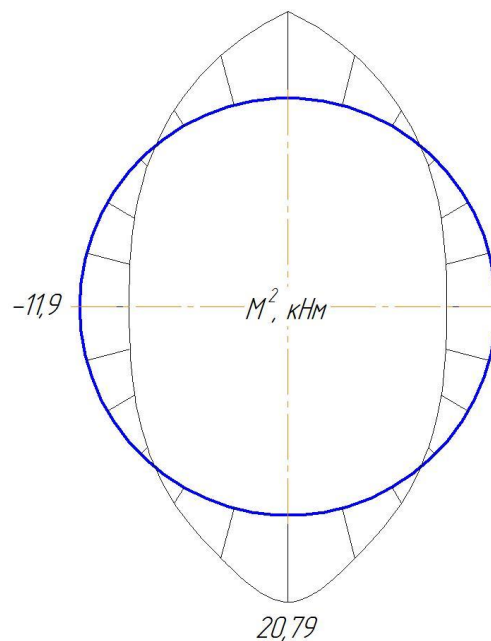


Рисунок 1.53 – Епюра довідкового завдання

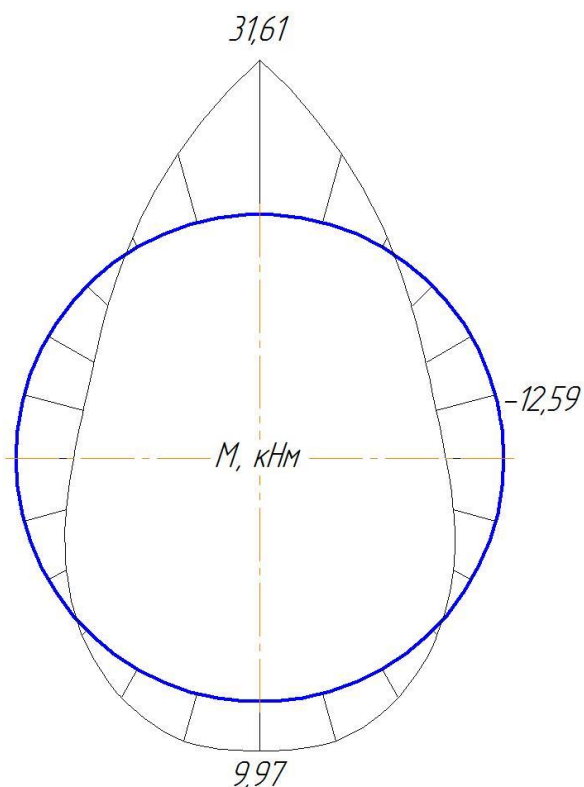


Рисунок 1.54 – Сумарна епюра згинальних моментів

Площа перерізу силового шпангоуту може бути визначена, як сума площ поясів та стінки[7]:

$$F = F_{\text{пояс}}^H + F_{\text{пояс}}^{BH} + F_{\text{ст}},$$

де  $F_{пояс}^H$ ,  $F_{пояс}^{6H}$  – площі перерізів зовнішнього та внутрішнього поясів відповідно.

Наближено вважатимуться, що площі зовнішнього і внутрішнього поясів однакові, тоді маємо таке:

$$F_{пояс}^H \approx F_{пояс}^{6H} = F_{пояс} \rightarrow F = 2 \cdot F_{пояс} + F_{см}.$$

Площу пояса визначимо з умови його роботи на вигин[8]:

$$F_{пояс} = \frac{M_{ун}}{k \cdot H \cdot \sigma_p},$$

де  $M_{ун} = 31,61 \text{ кНм}$ - максимальний згинальний момент на шпангоуті;

$H = 100 \text{ мм}$ - Будівельна висота поясів шпангоуту;

$k = 0,95 \dots 0,98$ - Коефіцієнт використання будівельної висоти поясів шпангоуту;

$\sigma_p$  - руйнівна напруга в поясі шпангоуту.

Руйнівна напруга в поясі визначається за наступною залежності[24]:

$$\sigma_p = \sqrt[3]{\left(\frac{M_{ун}}{b^2 \cdot k \cdot H}\right)^2 \cdot \sqrt[3]{0,9 \cdot k_1 \cdot E}},$$

де  $E$  – модуль пружності першого роду для матеріалу силового шпангоуту;

$k_1 = 0,45$ - Коефіцієнт зниження характеристик матеріалу за рахунок отворів під клепку, конструктивних нерегулярностей тощо;

$b$  – у першому наближенні для однорядного шва з'єднання шпангоуту з обшивкою  $b = 18 \dots 22 \text{ мм}$ , для дворядного шва  $b = 30 \dots 40 \text{ мм}$ .

Руйнівні напруги чисельно рівні:

$$\sigma_p = \sqrt[3]{\left(\frac{31,61 \cdot 10^3}{0,02^2 \cdot 0,95 \cdot 0,1}\right)^2 \cdot \sqrt[3]{0,9 \cdot 0,45 \cdot 0,74 \cdot 10^{11}}} = 2747 \text{ МПа}.$$

Площа пояса дорівнюватиме:

$$F_{пояс} = \frac{M_{ун}}{k \cdot H \cdot \sigma_p} = \frac{31,61 \cdot 10^3}{0,95 \cdot 0,1 \cdot 2747 \cdot 10^6} = 1,21 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2.$$

Для визначення площі стінки скористаємося методикою проектування стінки лонжерону, що не втрачає стійкості. Площа стінки буде визначатися за такою формулою [24]:

$$F_{см} = \frac{Q_{ун}}{\tau_p},$$

де  $Q_{ун} = 141,9 \text{ кН}$  – сила, що перерізує, в перерізі фюзеляжу;

$\tau_p$  - руйнівні дотичні напруги.

Руйнівні дотичні напруги  $\tau_p$  визначаються за діаграмою (рис. 1.55), на основі відношення  $\frac{Q_{um}}{H^2}$ .

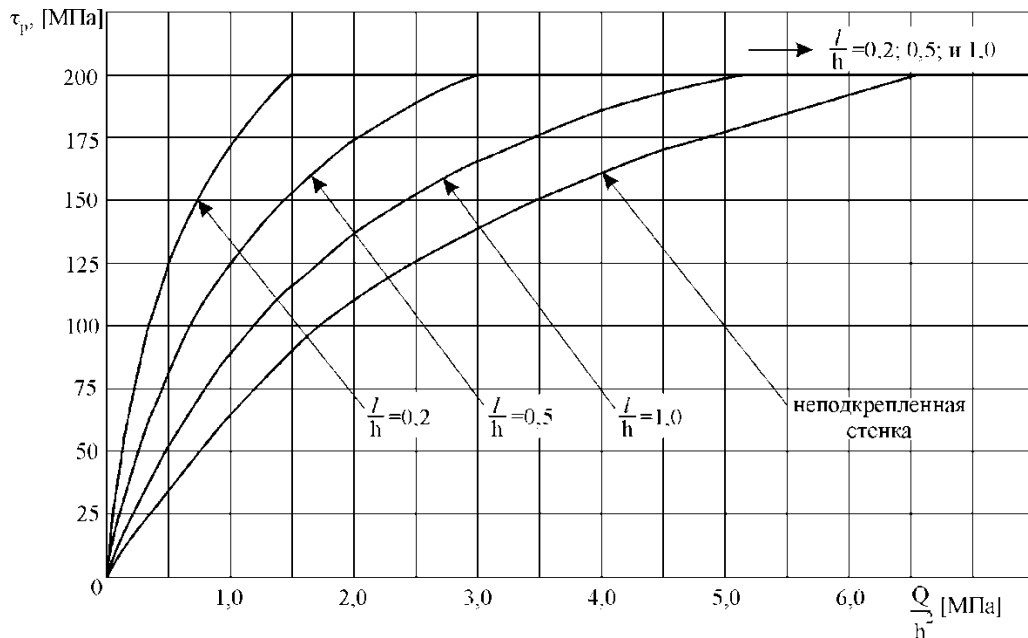


Рисунок 1.55 – Діаграма визначення руйнівних дотичних напруг

Руйнівні напруги  $\tau_p$  визначатимемо для неподкріпленої стінки:

$$\frac{Q_{um}}{H^2} = \frac{141,9 \cdot 10^3}{0,1^2} = 14,19 \text{ МПа} \rightarrow \tau_p = 200 \text{ МПа}.$$

Тоді площа перерізу стінки дорівнює:

$$F_{cm} = \frac{141,9 \cdot 10^3}{200 \cdot 10^6} = 7,1 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2.$$

Сумарна потрібна площа перерізу силового шпангоуту дорівнюватиме:

$$F = 2 \cdot F_{нояс} + F_{cm} = 2 \cdot 1,21 \cdot 10^{-4} + 7,1 \cdot 10^{-4} = 9,52 \cdot 10^{-4}.$$

Відповідно до сортаменту стандартних профілів ГОСТ 8239-89 вибираємо двотавровий переріз №10, з площею поперечного перерізу  $f = 12,0 \text{ см}^2$  (Рис. 1.56).

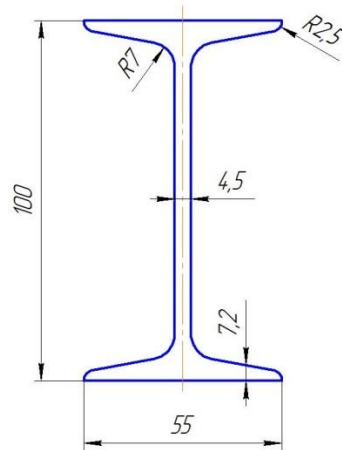


Рисунок 1.56 – Геометричні характеристики перерізу силового шпангоуту

У зонах стикування частин фюзеляжу (носової частини з центральною, центральною з хвостовою) або в інших місцях, що вимагають того, замість двотаврового перерізу рекомендується застосовувати силові шпангоути зі швелерним перетином площею не менш розрахунковою і будівельною висотою в межах 80...120 мм.

### 1.3.5 Дослідження впливу параметрів фюзеляжу з його масу

Погонна маса фюзеляжу з балочно-стрінгernoю конструктивно-силовою схемою визначається за наступною залежністю[8]:

$$m_{\text{ног}}^{\phi} = 2\pi R \cdot \delta_{\text{обш}} \cdot \rho_{Al} + \frac{2\pi R}{b} \cdot f_{\text{стр}} \cdot \rho_{Al},$$

де  $\rho_{Al} = 2780 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$  - Щільність конструкційного алюмінієвого сплаву Д16АТ.

Винісши за дужки однорідні доданки, отримаємо наступну залежність:

$$m_{\text{ног}}^{\phi} = 2\pi R \cdot \rho_{Al} \cdot \left( \delta_{\text{обш}} + \frac{f_{\text{стр}}}{b} \right).$$

Як видно із залежності, погонна маса фюзеляжу прямо пропорційно залежить від товщини обшивки.  $\delta_{\text{обш}}$  та площі стрінгера  $f_{\text{стр}}$  і назад пропорційна кроку стрінгерів  $b$ .

З іншого боку товщина обшивки, площа стрінгера та їх крок пов'язані співвідношенням визначення еквівалентної товщини обшивки, величина якої строго кажучи повинна бути постійна. Таким чином формуємо систему рівнянь впливу параметрів фюзеляжу з його масу:

$$\begin{cases} m_{\text{ног}}^{\phi} = 2\pi R \cdot \rho_{Al} \cdot \left( \delta_{\text{обш}} + \frac{f_{\text{стр}}}{b} \right), \\ \delta_{\text{экв}} = \frac{f_{\text{стр}} + 2c \cdot \delta_{\text{обш}}}{b}. \end{cases}$$

На основі даної системи рівнянь побудуємо графіки залежностей погонної маси від параметрів фюзеляжу.

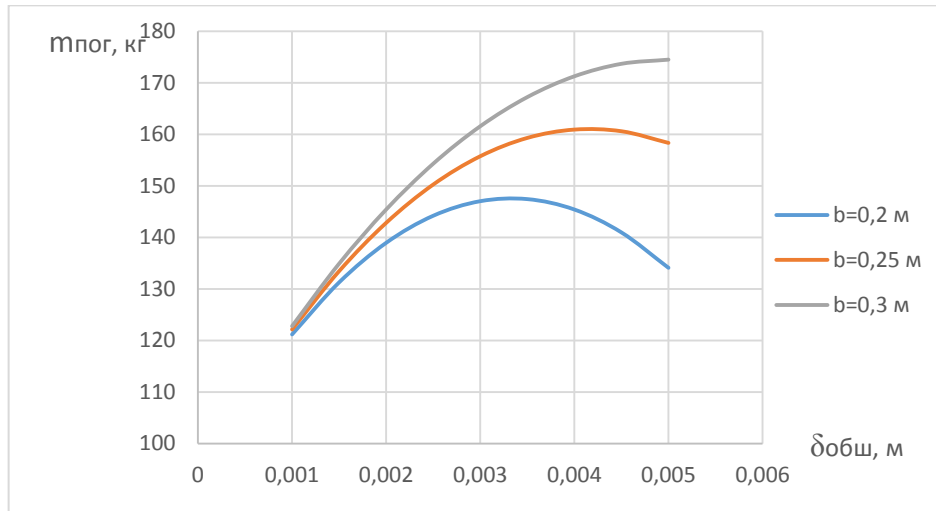


Рисунок 1.57 – Залежність погонної маси фюзеляжу від зміни товщини обшивки

З малюнка 1.57 видно, що з певної товщини обшивки погонна маса починає падати. Це пов'язано з тим, що за певної товщини обшивки потреби в стрінгерах немає, тобто вони вироджуються і конструктивно-силова схема стає типу монокока.

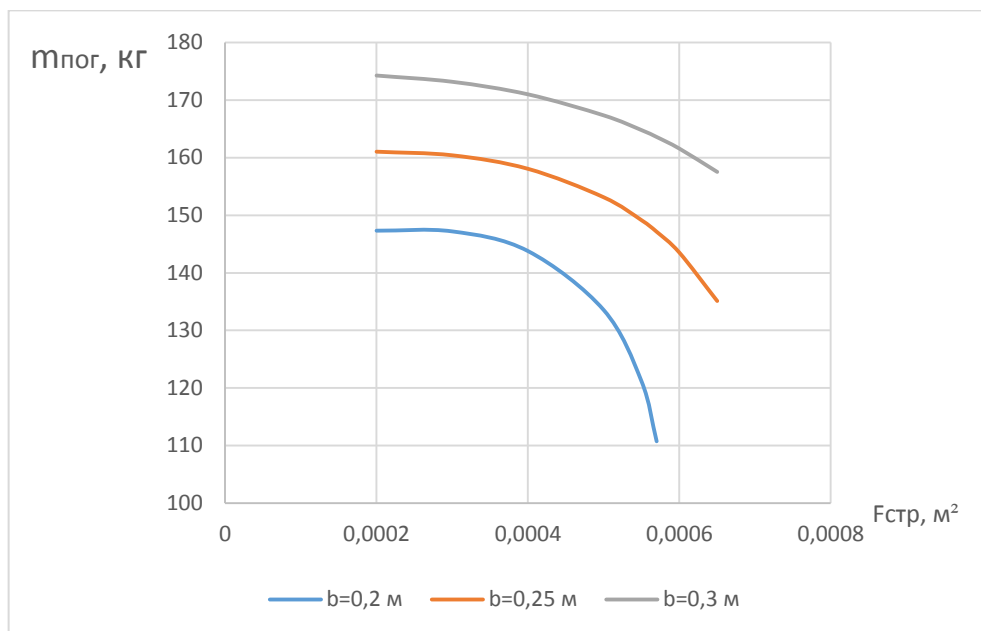


Рисунок 1.58 – Залежність погонної маси фюзеляжу від площі стрінгера

Графіки малюнка 1.58 показують, збільшення площі стрінгера сприятливо позначається на погонній масі фюзеляжу. При досить великих площах стрінгерів обшивка стає частково працюючою або взагалі не працює на нормальні напруги.

### 1.3.6 Проектувальний розрахунок сполук та стиків фюзеляжу

Проведемо проектувальний розрахунок з'єднання стрінгера з обшивкою на ділянці між №26 та №27 рядовими шпангоутів (рис. 1.59).

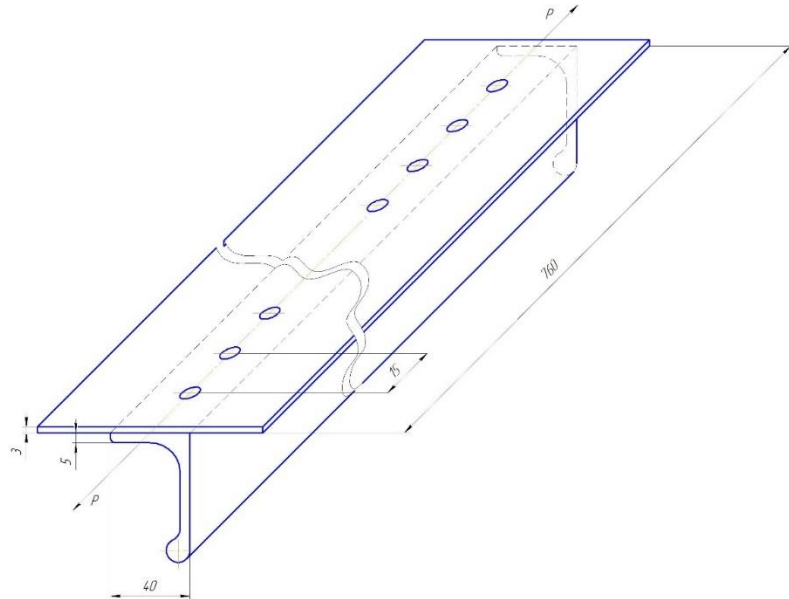


Рисунок 1.59 – Розрахункова схема для з'єднання стрінгер-обшивки  
Діаметр заклепки знайдемо із рівняння міцності на зріз[24]:

$$\tau = \frac{P}{\frac{\pi \cdot d^2}{4}} \leq \tau_{\sigma},$$

де  $\tau_{\sigma}$  – межа міцності матеріалу заклепки на зріз, для сплаву В94  $\tau_{\sigma} = 320 \text{ МПа}$ . [28]

Зусилля, що виникає в прольоті від дії згинального моменту, визначимо наступним чином:

$$P_{\Sigma} = \frac{M_{изг}}{D_{\phi}} = \frac{2775}{3,7} = 750 \text{ кНм},$$

де  $M_{изг}$  - згинальний момент на даній ділянці.

Зусилля у кожному заклепці будедорівнюють:

$$P = \frac{P_{\Sigma}}{n_3} = \frac{P_{\Sigma}}{\frac{a}{t_3} - 1},$$

де  $n_3$  – кількість заклепок у прольоті між шпангоутами;

$a = 760 \text{ мм}$  - Відстань між шпангоутами;

$t_3$  - Крок заклепок, директивно прийнятий рівним  $t_3 = 15 \text{ мм}$ .

$$P = \frac{750 \cdot 10^3}{\frac{0,76}{0,015} - 1} = 15,3 \text{ кН}.$$

Мінімально потрібний діаметр заклепки дорівнюватиме:

$$d = \sqrt{\frac{4P}{\pi \cdot \tau_e}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 15,3 \cdot 10^3}{3,14 \cdot 320 \cdot 10^6}} = 7,8 \text{ мм.}$$

Виходячи з розрахункового значення діаметра підбираємо заклепку потайною головкою згідно з ГОСТ 10300-80 Заклепка 8 x 8.

Проведемо проектувальний розрахунок заклепувального з'єднання рядового шпангоута №27 з обшивкою (рис. 1.60). Матеріал заклепок у цьому розрахунку В65  $\tau_e = 260 \text{ МПа}$  [28]

На заклепувальний шов діють зрізувальні зусилля, викликані крутним моментом і силою, що перерізує. Сумарні дотичні зусилля визначаються за формулою [24]:

$$q_{\Sigma} = q_{M_{кр}} + q_Q = \frac{M_{кр}}{\Omega} + \frac{Q}{\pi \cdot R_{\phi}},$$

де  $M_{кр} = 1190,15 \text{ кНм}$  – крутний момент у аналізованому перерізі;

$\Omega = 2\pi R_{\phi}^2$  – подвоєна площа аналізованого перерізу, м<sup>2</sup>;

$Q = 2018,35 \text{ кН}$  – Перерізувальна сила в розрізі.

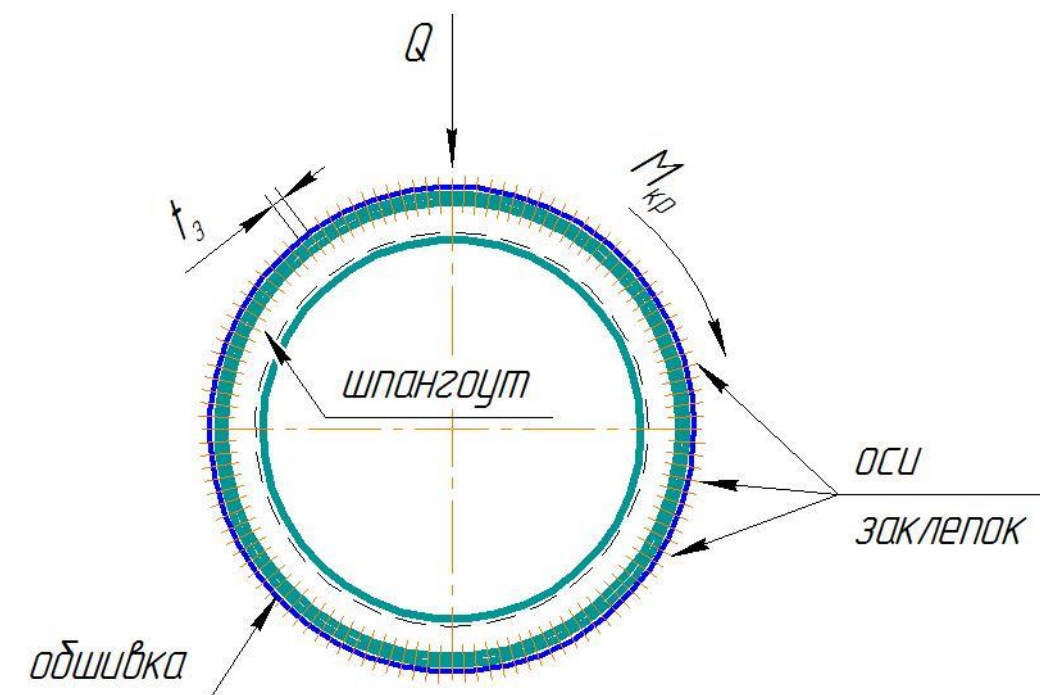


Рисунок 1.60 – Розрахункова схема для з'єднання шпангоут-обшивка

$$q_{\Sigma} = \frac{1190,15}{2 \cdot \pi \cdot 1,85^2} + \frac{2018,35}{\pi \cdot 1,85} = 402,83 \text{ кН/м.}$$

Зрізне зусилля, що діє на заклепку, буде дорівнює:

$$P_{cp} = q_{\Sigma} \cdot t_z = 402,83 \cdot 0,015 = 6,04 \text{ кН,}$$

де  $t_3$  - Крок заклепок, директивно прийнятий рівним  $t_3 = 15$  мм.

Умова міцності на зріз має вигляд:

$$\tau = \frac{P_{cp}}{\frac{\pi \cdot d^2}{4}} \leq \tau_v,$$

звідки діаметр заклепки дорівнює

$$d = \sqrt{\frac{4P_{cp}}{\pi \cdot \tau_v}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 6,04 \cdot 10^3}{3,14 \cdot 260 \cdot 10^6}} = 5,4 \text{ мм.}$$

Вибираємо заклепку з потайною головкою з наступними характеристиками  
Заклепка 6x6 ГОСТ 10300-80.

Стикування частин фюзеляжу (носової, центральної та хвостової) є одним з найбільш відповідальних елементів конструкції фюзеляжу. Стик частин фюзеляжу здійснюється за допомогою стикувального шпангоуту, який розділений на дві симетричні половини.. З'єднання стикувального шпангоуту здійснюється за допомогою болтового з'єднання (рис. 1.61). Стикові болти в першу чергу навантажені зусиллями, що розтягують від згинального моменту, а болти стиснутої зони не будуть навантажені, так як навантаження стиснення при згині сприймуть площини стикувального шпангоуту[8].

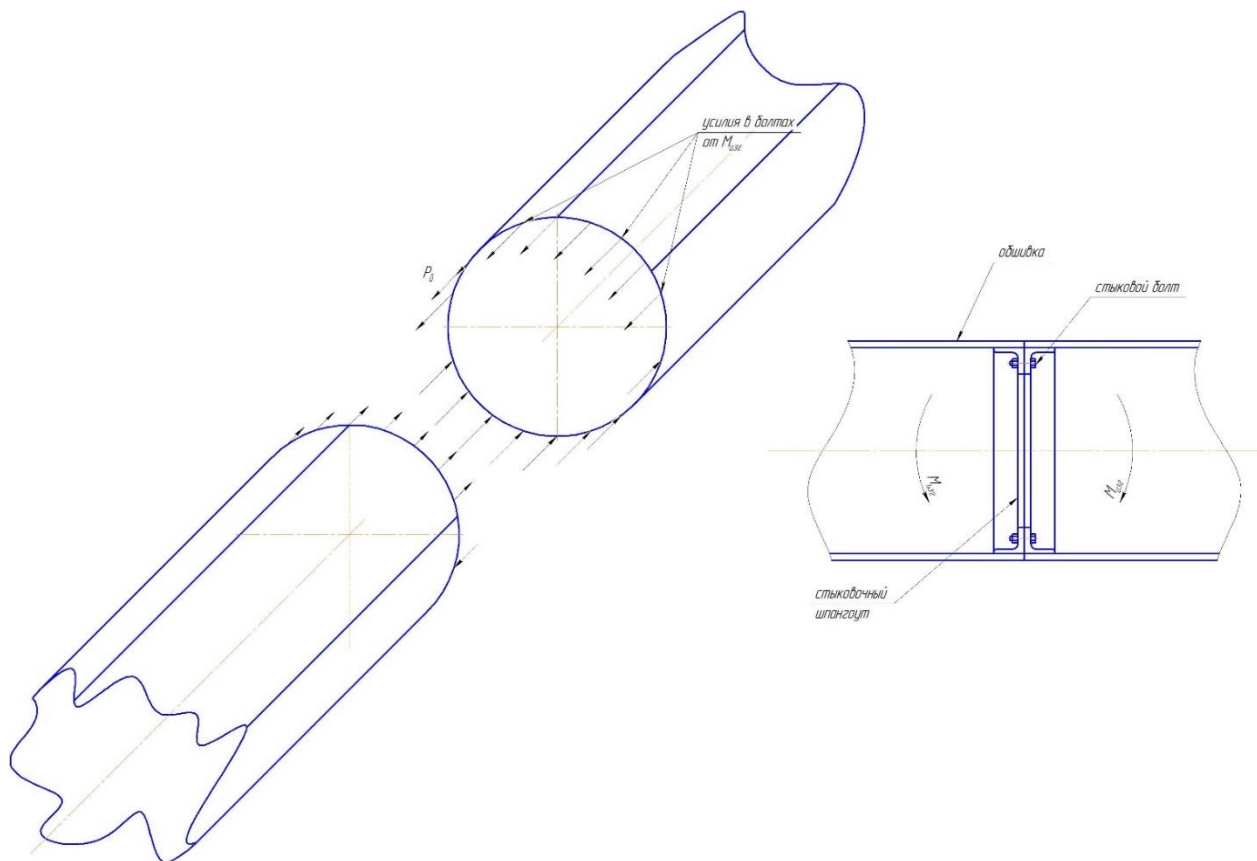


Рисунок 1.61 – Стик частин фюзеляжу



Проведемо проектувальний розрахунок стикових болтів, що з'єднують центральну та хвостову частини фюзеляжу.. Максимальне зусилля, що виникає в болтах, визначається за формулою:

$$P_{узг} = \frac{M_{узг}}{D_{\phi}},$$

де  $M_{узг} = 1278 \text{ кНм}$  - згинальний момент у аналізованому перерізі;

$D_{\phi} = 2,916 \text{ м}$  - Діаметр фюзеляжу в аналізованому перерізі.

$$P_{узг} = \frac{1278}{2,916} = 438,3 \text{ кН}.$$

Зусилля в кожному болті пропорційне його відстані від нейтральної осі (див. рис. 1.62):

$$P_i = \frac{P_{узг}}{R} \cdot h_i,$$

де  $R$  - Радіус фюзеляжу, м;

$h_i$  - Відстань від нейтральної осі до і-го болта.

Зусилля у крайньому верхньому болті буде найбільшим і буде дорівнювати  $P_{\sigma} = P_{max} = P_{узг}$ . Відповідно доцільніше розрахувати саме цей болт, і його діаметр присвоїти іншим стиковим болтам.

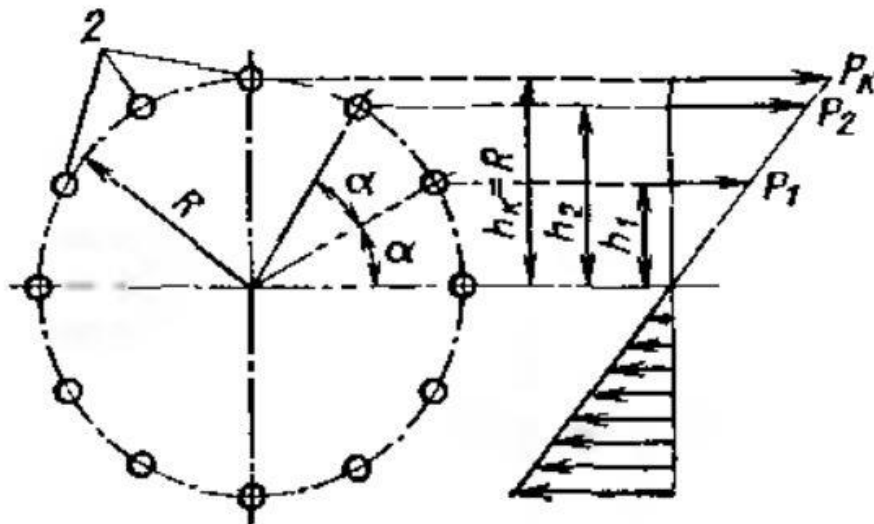


Рисунок 1.62 – До визначення зусиль у болтах

З умови забезпечення міцності на розтяг розрахунковий діаметр болта дорівнюватиме:

$$d = \sqrt{\frac{4P_{\sigma}}{\pi \cdot \sigma_{\sigma}}},$$

де  $\sigma_g = 950 \text{ МПа}$  - Межа міцності матеріалу болта (титановий сплав ВТ14).

$$d = \sqrt{\frac{4 \cdot 438,3 \cdot 10^3}{\pi \cdot 950 \cdot 10^6}} = 24,2 \text{ мм.}$$

Підбираємо відповідний болт згідно з ГОСТ 7805-70 Болт М24-6g x 60 (S36).  
Перевіримо міцність підбраного болта на зріз. Зрізна сила визначається за формулою:

$$P_{cp} = q_{\Sigma} \cdot t_{\delta},$$

де  $t_{\delta}$  – крок стикових болтів, у першому наближенні вважаємо, що кількість болтів дорівнює кількості стрінгерів у перерізі та відповідно їх кроці  $t_{\delta} = 250 \text{ мм}$ ;

$q_{\Sigma}$  – сумарне погонне дотичне навантаження від дії поперечних сил і крутного моменту, що дорівнює

$$q_{\Sigma} = \frac{M_{кр}}{\Omega} + \frac{Q}{\pi \cdot R_{\phi}} = \frac{1190,15}{2 \cdot \pi \cdot 1,458^2} + \frac{178}{\pi \cdot 1,458} = 128 \text{ кН/м},$$

тоді зусилля зрізу чисельно одно

$$P_{cp} = 128 \cdot 0,25 = 32 \text{ кН.}$$

Межу міцності матеріалу на зріз можна приблизно визначити за наступною залежністю:

$$\tau_g = 0,6 \cdot \sigma_g = 0,6 \cdot 950 = 570 \text{ МПа.}$$

Дії, що діють, напруги визначаються за формулою:

$$\tau = \frac{P_{cp}}{\pi \cdot \frac{d^2}{4}} = \frac{32 \cdot 10^3}{\pi \cdot \frac{0,024^2}{4}} = 70,77 \text{ МПа.}$$

Оскільки діючі напруги менші за межу міцності, отже підібраний болт задовольняє умову міцності на зріз.

### 1.3.7 Прогнозування ресурсу фюзеляжу в регулярних та нерегулярних зонах

Ресурс та надійність планера літака у конкретних умовах експлуатації визначаються довговічністю його конструктивних елементів. Особливе місце серед них займають конструктивні елементи з отворами: з'єднання, люки, вирізи, отвори для прокладання трас функціональних систем літаків, а також дренажні та монтажні отвори.

Багаторічна практика експлуатації вітчизняних та зарубіжних літаків показує, що більшість небезпечних руйнувань конструкцій відбувається через виникнення тріщин втоми в елементах з отворами. Для підвищення довговічності елементів планера з отворами і з'єднань проводять раціональний вибір їх геометричних параметрів, що забезпечують мінімальний рівень концентрації напруг в зонах ймовірного втомного руйнування, виконують місцеве пластичне деформування деталей в зоні отворів, проводять поверхневу обробку деталей, що з'єднуються і радіальним натягом[14,15,16].

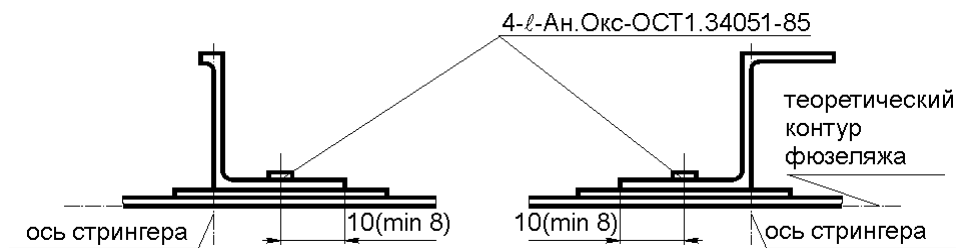


Рисунок 1.63 – Типові елементи збірних панелей фюзеляжу пасажирського літака

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

$$\sigma_0 = \sqrt{2 \cdot \sigma_a \cdot \sigma_{max}},$$

$\sigma_0$  - Напруги нульового циклу навантаження;

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

Провести розрахунок довговічності конструктивних елементів з вільними та заповненими незавантаженими типовими отворами можна шляхом використання отриманих при втомних випробуваннях конструктивних елементів із зазначеними нерегулярностями експериментальних залежностей, представлених у вигляді[15]:

$$N\sigma_0^m = A,$$

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

$m$  - показник ступеня,  $A$  – константа, значення яких представлені у таблиці 1.41.

Таблиця 1.41 - Параметри кривої втоми конструктивних зон планера літаків

Тип зразка	Матеріал пластини	Тип кріпильного елемента	$B/d \text{ і } d_0$ , мм	Радіальний натяг, %	Осьова стяжка пакету	$m$	$A$
Пластина з отвором	Д16АТ	-	7,5 4	-	не визначалася	3,6581	6,758·1012
Пластина із заклепками		Потайні ОСТ1 34052-85	7,5 4	1 ... 4		4,833	1,794·1016
Пластина із заклепками		Непотайні ОСТ1 34040-79	7,5 4	1 ... 4		4,415	5,853·1015

Кількість циклів навантаження за час експлуатації літака можна визначити виходячи із заявленого ресурсу планера 80000 льотних годин та середнього часу польоту, що визначається як відношення дальності польоту до крейсерської швидкості:

$$t_{пол} = \frac{L}{V_{кр}} = \frac{3120}{880} = 3,545 \text{ ч} \rightarrow T_{номр} = \frac{T_{час}}{t_{пол}} = \frac{80000}{3,545} = 22567 \text{ циклов.}$$

Визначимо напруги, що діють у розтягнутій зоні панелі фюзеляжу:

$$\sigma_{рас} = \frac{P_{рас}}{n_{стр} \cdot (k_3 \cdot \varphi_p \cdot \delta_{обш} \cdot t_{стр} + F_{стр} \cdot k_2)} = \frac{2692 \cdot 10^3}{40 \cdot (0,7 \cdot 1 \cdot 0,003 \cdot 0,29 + 0,0005687 \cdot 0,9)} = 154 \text{ МПа.}$$

Ступінна залежність кривої втоми для пластини з потаємними заклепками матиме вигляд:

$$N \cdot \sigma_0^{4,833} = 1,794 \cdot 10^{16},$$

звідки, підставляючи значення напруги розтягнутої зони, визначимо довговічність

$$N = \frac{1,794 \cdot 10^{16}}{154^{4,833}} = 480000.$$

Тоді кількість циклів навантаження, яке витримає конструкція фюзеляжу дорівнює

$$T_{\phi} = \frac{N}{\eta} = \frac{480000}{6} = 80000 \text{ циклов.}$$

Оскільки розрахунковий ресурс фюзеляжу вище за потребу, робимо висновок про те, що втомна міцність конструкції фюзеляжу забезпечена. Значний внесок у втомну міцність вносить явище радіального натягу, за дотримання якого ресурс планера буде забезпечений.

### **1.3.8 Посібник з технічної експлуатації фюзеляжу**

#### **ЗАГАЛЬНА ЧАСТИНА**

Фюзеляж являє собою тонкостінну каркасну оболонку циліндричної форми в середній частині та конічну форму з подвійною кривизною носової та хвостової частин. Каркасна оболонка фюзеляжу, виконана з алюмінієвих сплавів, включає працюючу обшивку, поздовжній силовий набір у вигляді стрингерів та балок, поперечний силовий набір у вигляді шпангоутів та перегородок, а також підлоги в кабінах. Поперечний переріз ТКмідельної частини фюзеляжу – коло.

Два технологічні роз'єми по шпангоутах №7, 39 умовно ділять фюзеляж на три частини – носову, середню та хвостову.

Для попередження утворення застійних зон (скупчення вологи) та запобігання появі корозії у фюзеляжі є дренаж.

У фюзеляжі розміщені кабіна екіпажу та транспортна кабіна, відсік кріплення оперення та відсік ЗСУ. Кабіни фюзеляжу – герметичні, обмежені шпангоутами №1 та 42.

У носовій частині фюзеляжу розташований носовий обтічник та кабіна екіпажу, між шпангоутами №1-6, яка відокремлена від транспортної кабіни перегородкою, що є стінкою шпангоуту №6. У перегородці є отвір під двері кабіни екіпажу. Під підлогою кабіни екіпажу, між шпангоутами №1-6, знаходиться ніша передньої опори шасі, яка закривається стулками, та технічні відсіки, що закриваються кришками. У кабіні екіпажу між шпангоутами 1-3 розташований ліхтар зі склінням.

Транспортна кабіна розташована в середній та хвостовій частинах фюзеляжу між шпангоутами №6-42 і включає пасажирський салон, побутові відсіки та підпільні багажно-вантажні відсіки. В обох бортах фюзеляжу є отвори під двері (вхідні та службові) та отвори під бортові вікна. У нижній частині фюзеляжу є отвори для доступу до підпільних багажних відсіків. У середній частині фюзеляжу є центральний силовий відсік, в якому вгорі до силових шпангоутів №22 і 25 кріпиться центроплан крила, а внизу, до силових шпангоутів №25 і 28 - стійки основних опор шасі. Зовні фюзеляжу розташовані заліз центроплану та обтічник основних опор шасі, які прикривають стики та використовуються для розміщення обладнання.

У хвостовій частині фюзеляжу є силовий відсік кріплення оперення по шпангоутах № 45 і 49 та відсік ЗСУ. Доступ у відсік кріплення оперення здійснюється через люк у нижній панелі фюзеляжу; доступ у відсік ЗСУ

здійснюється через люк, який закривається стулками та люки вхідного та вихідного пристроїв.

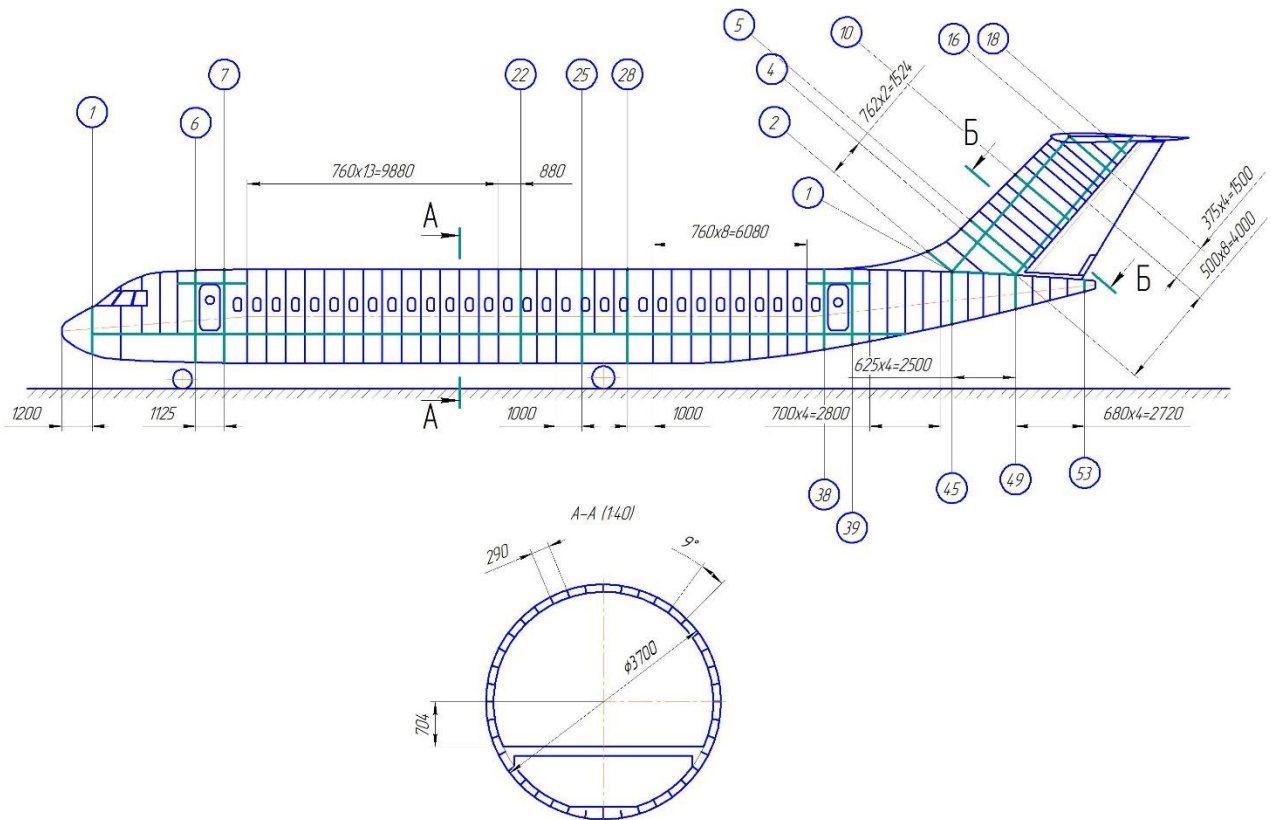


Рисунок 1.64 – Фюзеляж літака

## ГЕРМЕТИЗАЦІЯ ФЮЗЕЛЯЖУ

Для забезпечення надійної герметичності кабін герметизація фюзеляжу здійснюється двома ступенями. Перший ступінь полягає в тому, що болти та заклепки на герметичних ділянках фюзеляжу встановлюються з натягом. Натяг заклепок виходить за рахунок використання заклепок із компенсатором. Другий ступінь герметизації полягає у використанні клеїв та герметиків. Другий ступінь герметизації (герметиком) здійснюється:

- по поздовжнім та поперечним стикам обшивки;
- по болтовим з'єднанням;
- при встановленні підкладних листів (за вирізами та зовнішніми кромками);
- за зазорами, сходами та щілинами по зовнішньому контуру агрегатів;
- для захисту швів у клеєних та клеєклепанних конструкціях;
- для захисту швів, виконаних на наповнювачі;
- по отворах дверей, вікон, люків;

– при встановленні заклепок високого опору зрізу та заклепок із сердечником;

– для захисту стільникових конструкцій.

Використовують герметики двох видів: ВІТЕФ-1НТ та У30МЕС-5М. Герметик ВІТЕФ-1НТ має рожевий колір, У30МЕС-5М – чорний. ВІТЕФ-1НТ наноситься шпателем на зовнішні та шпателем або пензлем на внутрішні поверхні, У30МЕС-5М – пензлем або шпателем на внутрішні поверхні. Герметизація дверей та люків здійснюється гумовими профілями, що встановлюються на клею з валиком герметика.

Загальні вказівки щодо герметизації:

1. Герметизацію дозволяється проводити за таких умов: температура в приміщенні повинна бути в межах 15-350С, відносна вляжність повітря 35-95%, припливно-витяжна вентиляція - зі швидкістю руху повітря не менше 0,7 м/с при строгому дотриманні всіх вимог протипожежної безпеки .

2. Робітники, зайняті герметизацією, повинні проходити відповідний періодичний (2 рази на рік) інструктаж та атестацію роботи з герметиками, систематично (не рідше 2-х разів на рік) – медогляд.

3. Внутрішньовна герметизація проводиться після виконання всіх свердловальних робіт, поверхнева герметизація – після виконання всіх клепаально-складальних робіт.

4. При виконанні герметизації вживайте всіх запобіжних заходів, що виключають попадання стружки, пилу на загерметизовані поверхні і на герметик; не робіть лакофарбові покриття, свердління, зенкування, клепку та ін. роботи.

5. Герметизацію проводите по анодованим алюмінієвим сплавам, поверхням, покритим ґрунтовкою ЕП-0215 гарячої сушіння, емаллями ЕП-140, а також сталевим кадмованим деталям і магнієвим сплавам, пофарбованим емаллю ЕП-140.

6. Потіки герметика негайно видалить нефрасом до закінчення його робочої життєздатності. Забороняється змивати герметик ацетоном та іншими розчинниками. Промивання інструменту та посуду виконуйте розчинником Р-5 або ацетоном у спеціально відведеному місці.

7. Приготування герметиків слід проводити безпосередньо перед застосуванням, у спеціально чистому та сухому металевому, фарфоровому або поліетиленовому посуді з кришкою. Не дозволяється додавати новий герметик до раніше приготовленого.

## ДРЕНАЖ ФЮЗЕЛЯЖУ

У всіх відсіках та агрегатах фюзеляжу передбачені засоби вентиляції та дренажування, що виключають скупчення та забезпечують видалення атмосферної вологи та конденсату для запобігання утворенню корозії і, як наслідок, зниження міцності.

Дренажування підпільного простору, де найімовірніше скупчення дощової води, конденсату та інших рідин, забезпечене її перетіканням через просічки в ободах шпангоутів під стрінгери та отвори в стрінгерах нижче ТЛП  $\varnothing 6$  мм вздовж усього фюзеляжу, а видалення вологи назовні літака – через дренажні клапани із зливним отвором  $\varnothing 7$  мм.

Для виключення виникнення корозійних процесів елементів конструкції всередині дверей та кришок люків внаслідок впливу вологи передбачено перетікання її по елементах каркасу та злив назовні через дренажні отвори  $\varnothing 6$  мм.

Крім того, дренажні щілини (6x15) та отвори ( $\varnothing 6$  мм) виконані в залізі крила та в обтічнику шасі у місцях їх стиків з фюзеляжем. Дренажні отвори діаметром 6 мм виконані також поза герметичною кабіною в носовій частині фюзеляжу, у відсіках кріплення кіля та стулках ЗСУ.

## ОСНОВНИЙ КАРКАС

До основного каркаса відносяться поперечний і поздовжній силові набори, посилення прорізів дверей та люків. Поперечний набір утворений шпангоутами, поздовжній – стрінгери та балки.

Посилення прорізів дверей (вхідних та службових) та люків (підпільні) багажно-вантажні виконані однаково. Кожне посилення утворене хімічно фрезерованими підкладними листами виготовленими з алюмінієвого листа товщиною 2,0 і 2,5 мм, що окантовують вертикальними балками, іноді встановленими по осях шпангоутів і горизонтальними балками.

Підкладні листя мають фігурну форму із закругленими по кутах вирізами під двері або кришку і встановлюються під обшивку фюзеляжу, як дублер. Балки є клепанною конструкцією, що складається з поясів, стінки та стійок. Кріплення посилення зі шпангоутами та стрінгерами здійснюється за допомогою діафрагм та фітингів.

Поздовжній силовий набір фюзеляжу включає стрінгери, рівномірно розташовані по периметру його перерізу, і ряд поздовжніх балок. Всі стрінгери в основному є гнучими бульбоподібного перерізу профілі з алюмінієвого сплаву Д16АТ (або його аналогів). Стрінгери стикуються між собою накладками такого ж перерізу, до шпангоутів кріпляться за допомогою фітингів та книжок.

Поперечний силовий набір складається із 53 шпангоутів металевої конструкції. Конструкція шпангоуту визначається конструкцією фюзеляжу (наявністю літара, вікон, дверей та люків, вирізів під передню та основні опори шасі, стиків з центропланом крила та хвостовим оперенням, відсіком ЗСУ). Залежно



від навантаження, що сприймається, шпангоути діляться на рядові і силові. Посилені шпангоути сприймають навантаження від кріплення передньої та сонних опор шасі, крила та оперення. Рядові шпангоути служать для посилення обшивки та кріплення різних деталей обладнання. До силових шпангоуту відносяться №1, 6, 7, 22, 25, 28, 38, 39, 45, 49, 53. Рядові шпангоути являють собою обода Z-подібного перерізу з листового алюмінієвого сплаву з просічками (вирізами) для стрингерів, стрингери книжками.

## **1.4 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання паливної системи літака**

### **1.4.1 Загальні відомості та вимоги до паливної системи**

Паливна система літака призначена для розміщення на його борту необхідного запасу палива і безперебійної подачі палива в камери згоряння двигуна при всіх можливих для даного літака режимах і умовах роботи. Крім того, паливні системи можуть виконувати додаткові функції щодо охолодження інших бортових систем, балансування літака, підтримання положення центру важкості літака в певному діапазоні та ін.[12]

До паливних систем пред'являються загальні вимоги щодо надійності, живучості, пожежної безпеки, масових та габаритних характеристик, простоти конструкції, ремонтпридатності, контролепридатності та експлуатаційної технологічності.

Паливні системи сучасних літаків – це складний комплекс великої кількості взаємопов'язаних підсистем: подачі палива в двигуни, перекачування палива у видатковий бак, управління порядком перекачування палива, систем контролю, наддуву та дренажу паливних баків, заправки та злива палива землі й у польоту, охолодження та інших.

Велика кількість функціональних та конструктивних зв'язків паливної системи, а також зв'язків паливної системи з іншими системами літака вимагає при проектуванні проведення дослідження та порівняльного аналізу різних схемних та конструктивних варіантів та прийняття компромісних рішень, що забезпечують створення раціональної системи [12].

До паливної системи пред'являється ряд вимог, одні з яких загальні, інші залежать від типу та призначення ЛА[26]:

1. Надійне живлення всіх двигунів паливом на всіх можливих режимах експлуатації.
2. Забезпечення живучості та безпеки польотів.
3. Баки повинні вміщувати основний запас палива, необхідний для польоту із заданою максимальною дальністю та тривалістю, та резервний запас палива, що складається з аеронавігаційного та компенсаційного запасів. Аеронавігаційний запас - це маса палива, необхідна для польоту з розрахункової точки на запасний аеродром або для польоту в режимі

очікування над запасним аеродромом протягом 30 хвилин. Компенсаційний запас необхідний усунення похибок літаководіння, паливовимірвальних систем та визначення метеорологічних умов.

4. Для збереження заданого центрування паливо повинно вироблятися в заданій послідовності автоматично.

5. Паливо має бути очищене від механічних домішок та води.

6. Має бути забезпечений захист агрегатів паливної системи від корозії, обмерзання, мікроорганізмів, перегрівів, зарядів статичної електрики.

7. Необхідно забезпечити достатню міцність, вібростійкість та герметичність паливної системи.

8. Необхідно забезпечити повний злив палива на землі через легкодоступні та зручні крани.

9. Необхідно забезпечити надійний та безперервний контроль за роботою паливної системи.

10. Паливна система має бути простою в управлінні та зручною в обслуговуванні.

11. Літак повинен мати систему аварійного зливу палива.

#### **1.4.2 Вибір розташування паливних баків, визначення їх конфігурації та обсягу**

Паливні баки розташовуються вміжлонжеронної частини крила – кесоні. Таке розташування палива дозволяє використовувати його як розвантаження крила під час польоту. Вся паливна ємність розбита сім баків. Конструктивно вони виконані як баки-кесони. Така схема має такі переваги[12]:

- гарне використання обсягу, що виділяється для палива;
- добрі масові характеристики;
- не потрібні монтажні та демонтажні роботи;
- при втраті герметичності баки-кесон виконують роль сигналізатора.

Серед недоліків основним є складність герметизації та вироблення палива через малу висоту бака. За способом вироблення паливна система – насосна. Незважаючи на збільшення маси паливної системи та пожежної небезпеки, така схема є найбільш раціональною для сучасних літаків.

Щодо з'єднання баків, то вибираємо послідовне поєднання баків, тобто. паливо із баків перекачується в один витратний бак. Це дозволяє зменшити масу паливної системи та збільшити її живучість. Тут досягається вирівнювання температури палива, що надходить у двигун. Крім того, така система мало реагує на включення-вимикання паливних насосів, гарантує резервний запас палива.

Розрахуємо потрібну кількість палива на ЛА. Це можна зробити за такою формулою [26]:

$$W_{\text{б}} = \frac{1 + 0,002 \cdot t}{0,95} \cdot \left( \frac{m_T + m_{\text{рез}}}{\rho_{45}} \right),$$

$t$  - Час польоту (враховує обсяг палива, що втрачається на випаровування), год;

$m_T$  - Маса палива необхідна для польоту на задану дальність, кг;

$m_{\text{рез}}$  - Маса резервного запасу палива, кг;

$\rho_{45}$  - Щільність палива при температурі 450 С, кг/м<sup>3</sup>.

$$W_{\text{б}} = \frac{1 + 0,002 \cdot 3,545}{0,95} \cdot \left( \frac{13688 + 5000}{800} \right) = 24,76 \text{ м}^3.$$

Міжлонжерний простір повинен мати обсяг не менш розрахунковий, визначений вище.

### 1.4.3 Система подачі палива до двигунів

Застосовується централізовано-автономна схема подачі, коли паливо від кожного витратного бака подається до конкретної групи двигунів. У цьому схемою передбачена система об'єднаного харчування, тобто. магістралі лівої та правої консолі з'єднані краном перехресного живлення. У нормальній ситуації цей кран перекритий і відкривається при відмові насоса в одному з витратних баків. Перекачування палива з баків у видатковий бак здійснюється насосами, що перекачують, разом з клапанами перекачування.[12]

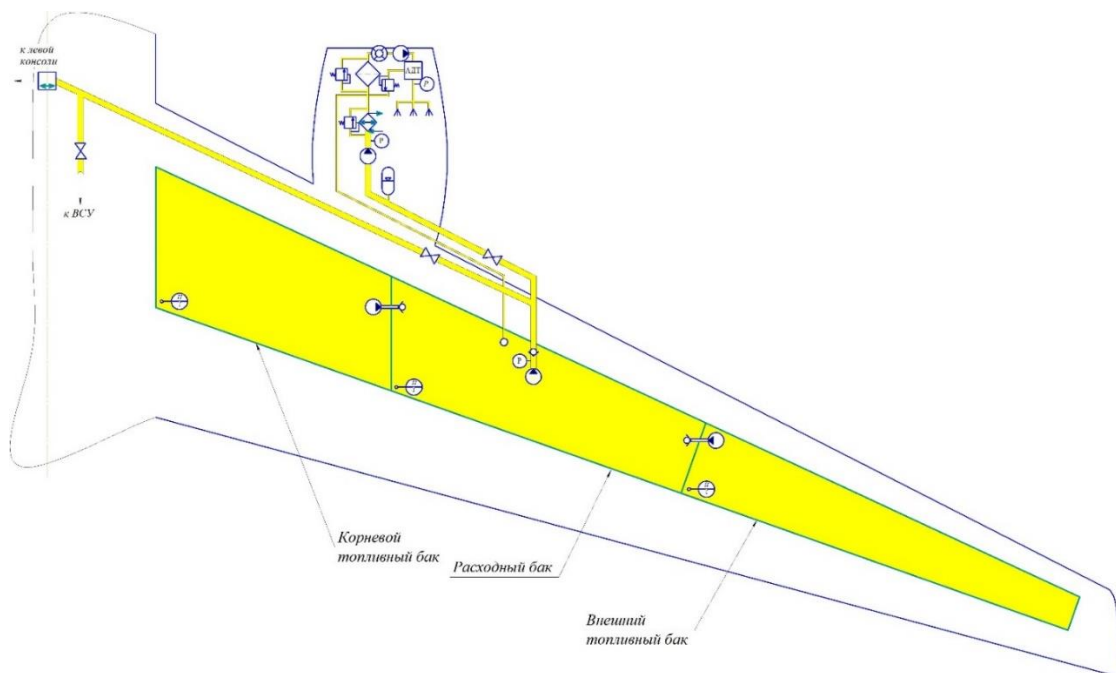


Рисунок 1.65 – Схема системи подачі палива

У спроектованій паливній системі застосовано багатоступінчасте підкачування, тобто. встановлені підкачуючий насос літака, насос двигуна, що підкачує, і основний насос двигуна. При цьому ПНР створює потрібний тиск на вході в ПНД, а ПНД забезпечує потрібний тиск на вході в ОНД. Перевагою такої системи є менша сумарна маса ПНР та ПНД та менша потужність на їх приводах, а також менший тиск у трубопроводах. Зворотний клапан за ПНР забезпечує необхідний напрямок руху палива, а також він необхідний перед підключенням паливного акумулятора або при відкритті крана перехресного живлення. Паливний акумулятор служить для короткочасного забезпечення двигуна паливом при відтоку палива від насоса, а також для демпфування пульсацій тиску за насосом. Пожежний кран перекриває подачу палива при пожежі або заміні двигуна землі. У паливну магістраль включено паливно-масляний радіатор, який дозволяє охолодити масло та підігріти паливо, яке краще розпиляться і захистить фільтр від обмерзання. Якщо двигун подається палива більше, ніж необхідно, то автомат дозування палива відправляє надлишок палива назад у витратний бак.

Контрольно-вимірювальна апаратура представлена паливоміром, сигналізатором тиску, манометром, сигналізатором відмови фільтра, витратоміром, манометром перед колектором форсунок.

#### **1.4.4 Система дренажу паливних баків**

Система дренажу призначена для підтримки тиску всередині паливних баків у певних межах, що забезпечують живлення паливом двигунів, заправлення баків паливом та злив палива. Для забезпечення безкавітаційної роботи ТЗ, зменшення випаровування палива, збереження форми та міцності баків у них підтримують надлишковий тиск. В іншому випадку при виробленні або зливі палива в баку знижуватиметься тиск, що ускладнить вироблення і уможливить зминання бака. При закритій заправці дренажна система повинна забезпечити вільний вихід повітря з бака, інакше він може бути розірваний надлишковим тиском [12].

У разі застосовуємо відкриту систему дренажу з паралельним з'єднанням баків. Патрубок паркану знаходиться в кінцевій частині крила, там же знаходяться клапан і дренажний бак. Клапан налаштований на спрацювання за певного тиску. Якщо при заправці паливом тиск у баках стає вищим за допустимий, то спрацьовує клапан системи дренажу і стравлює зайве повітря. При зливі палива необхідно щоб обсяг палива, що зливається, заміщався газом, інакше паливні баки можуть зім'ятися. Для наддуву баків застосовується система нейтрального газу, що також виконує функції пожежної безпеки.

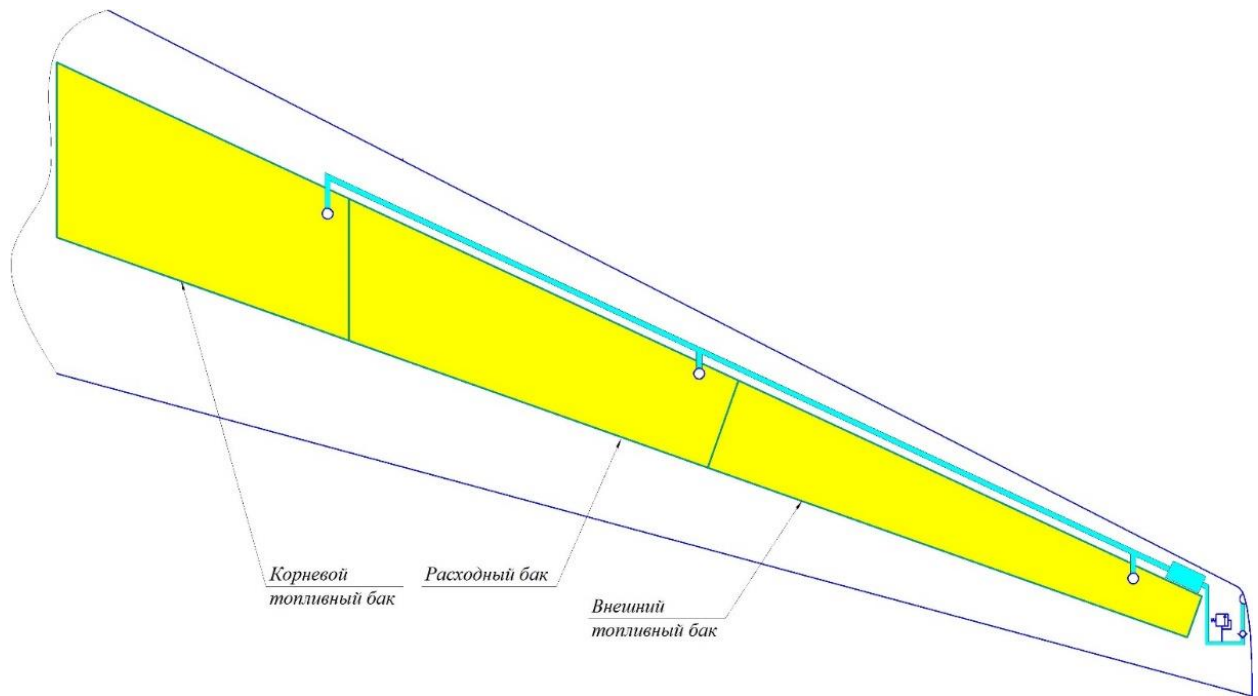


Рисунок 1.66 – Схема дренажної системи паливних баків

Проведемо проектувальний розрахунок дренажної системи паливних баків. Розрахунок полягає у визначенні діаметра дренажного трубопроводу за умовами заправки, пікірування та аварійного зливу палива. Розрахунок проведемо на ЕОМ з використанням програмного забезпечення Power Unit. Результати розрахунку представлені у таблиці 1.42

При розрахунку екстреного зниження або пікірування діаметр дренажного трубопроводу може бути визначений з наступних рівнянь[26]:

$$2 * V_6 * \frac{\gamma_2 - \gamma_1}{\gamma_2 + \gamma_1} = \frac{\pi * d_{др}^2}{4} * v_{др}; \quad (1)$$

$$\lambda_{тр} * \frac{l_{др}^2}{d_{др}} + \sum \xi_m \leq K_\varphi * \frac{v_{пик}^2}{v_{др}^2}, \quad (2)$$

$V_6$ - Місткість бака;

$\gamma_2, \gamma_1$ - Питома вага повітря на висоті Н2 та Н1;

$v_{пик}, v_{др}$ - швидкість пікірування та швидкість течії повітря в дренажному трубопроводі;

$l_{др}, d_{др}$ - Довжина і діаметр дренажного трубопроводу;

$K_\varphi = \sin 1,5(60 - \varphi)$ , где  $\varphi$  – угол скоса дренажного трубопровода;

$\lambda_{тр}$  и  $\sum \xi_m$ - Коефіцієнт опору тертя та коефіцієнт місцевого опору при русі повітря в дренажному трубопроводі.

Таблиця 1.42 - Результати розрахунку дренажу паливної системи

Ім'я користувача Академічна група	Зубар Р.С. 160М	
Найменування величин	Розмірність	Значення
Сумарна довжина дренажного трубопроводу	м	16
Сумарний коефіцієнт місцевих втрат		2,7
Надлишковий тиск у баку	Па	7000
Кут скосу заборника дренажу	град	90
Висота при заправці	м	0
Витрата палива при заправці	м <sup>3</sup> /с	0,075
Початкова висота пікірування	м	11000
Вертикальна швидкість при пікіруванні	м/с	12
Горизонтальна швидкість під час пікірування	м/с	200
Повний об'єм бака	м <sup>3</sup>	24,76
Коефіцієнт порожнечі бака		0,75
Висота польоту при аварійному зливі палива	м	5000
Повна швидкість польоту при зливі палива	м/с	150
Витрата палива при аварійному зливі	м <sup>3</sup> /с	0,007
Коефіцієнт використання швидкісного напору		1
Щільність повітря під час заправлення	кг/м <sup>3</sup>	1,225
Кінематична в'язкість повітря при заправці	м <sup>2</sup> /с	1,461-5
Середня щільність повітря під час пікірування	кг/м <sup>3</sup>	0,36508
Середня кінематична в'язкість повітря	м <sup>2</sup> /с	3,896e-5
Витрата повітря під час пікірування	м <sup>3</sup> /с	0,0283342
Швидкісний натиск при пікіруванні	Па	7327,88
Щільність повітря при аварійному зливі палива	кг/м <sup>3</sup>	0,736429
Кінематична в'язкість повітря при аварійному зливі	м <sup>2</sup> /с	2,211e-5
Швидкісний натиск при аварійному зливі палива	Па	8282,82
Діаметр трубопроводу за умовою заправки	м	0,0516295
Діаметр трубопроводу за умовою пікірування	м	0,0531272
Діаметр трубопроводу за умов аварійного зливу	м	0,260213
Розрахунковий діаметр трубопроводу дренажу	м	0,0531272

### 1.4.5 Система заправки палива

Заправка може здійснюватися двома способами: відкритим та закритим. При відкритій заправці відфільтроване паливо від заправного пристрою подається гнучким шлангом через роздавальний кран безпосередньо до заливної горловини, розташованої у верхній частині бака[12]

Другий спосіб – закрите заправлення. У цьому випадку відфільтроване паливо від заправного пристрою подається гнучким шлангом до заправного штуцера літака. У системі закритої заправки повинні бути передбачені засоби автоматичного закриття, що запобігають переповненню бака та засоби, що запобігають пошкодженню ТЗ у разі відмови цієї автоматики.

Перевагами такої системи є малий час заправки, централізація заправки через один або два штуцери, зручність заправки, однак є й недоліки: великі гідравлічні

втрати, збільшення маси ТЗ за рахунок додаткових трубопроводів, повна заправка неможлива внаслідок спрацьовування граничного рівня клапанів, тому пристрої для відкритої заправки зберігаються.

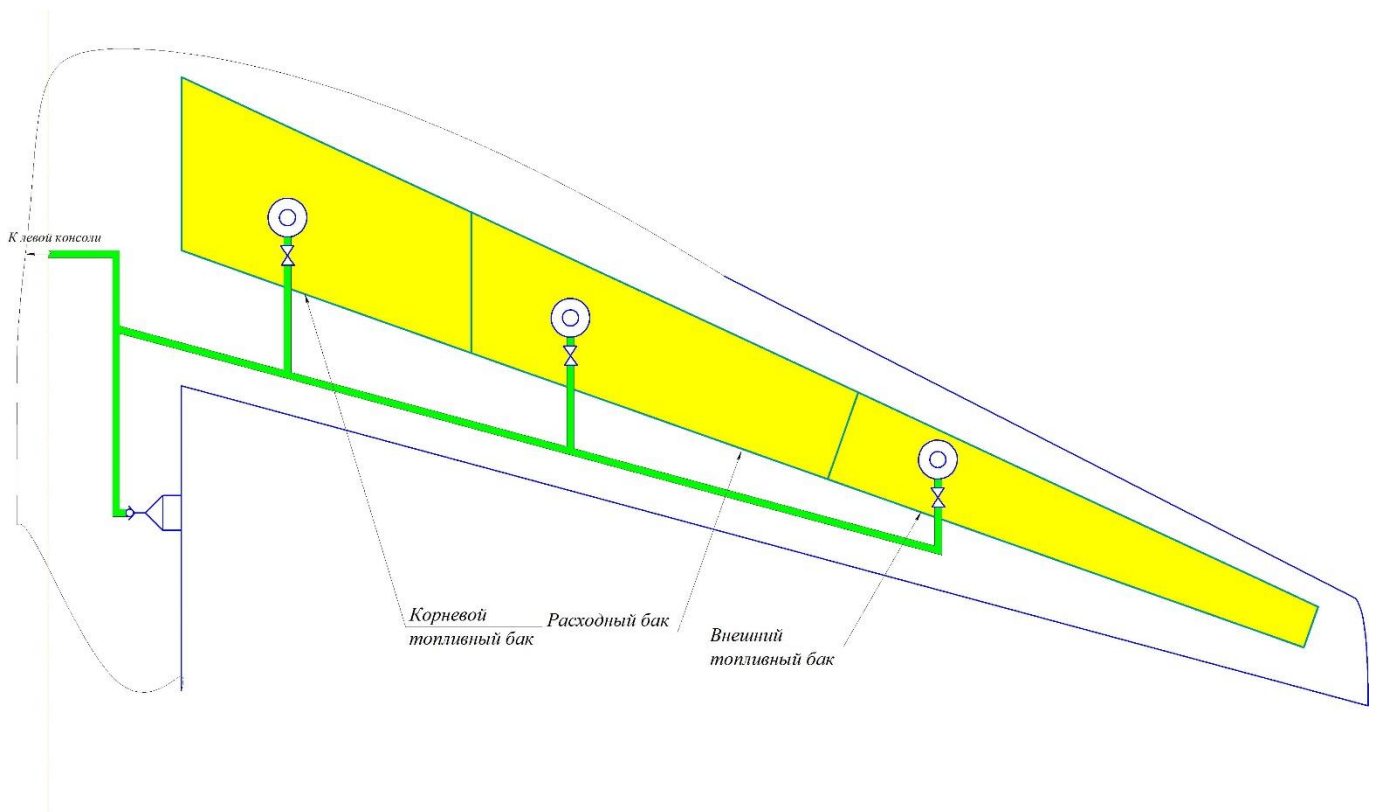


Рисунок 1.67 – Схема системи заправки палива

Для даної ТС вибираємо централізовану закриту заправку палива. Заправка здійснюється через основну заливну горловину на нижній частині фюзеляжу окремо кожної консолі крила. За горловиною розташований зворотний клапан, щоб уникнути витікання палива назад із горловини. При цьому є заливні горловини для відкритої заправки – по одній на кожен бак. Перед цими горловинами встановлені крани, які закриваються, коли проводиться відкрита заправка, щоб уникнути попадання палива з баків у заправну магістраль.

#### 1.4.6 Система аварійного зливу палива

Система аварійного зливу палива має забезпечувати[12]:

- збереження центрування у допустимих межах;
- протипожежну безпеку.

Основними вимогами до аварійного зливу палива є нормативи на злив палива[22]:

- при зливі до 10000 л – трохи більше 7 хвилин;
- при зливі до 20000 л - 12 хвилин;
- при зливі до 30000 л - 15 хвилин;
- при зливі понад 30000 л швидкість зливу повинна бути не менше 2000 л/хв.

Важливим параметром системи аварійного зливу палива є час. Злив палива може виконуватися самопливом, витісненням чи насосами. На цьому літаку застосовуємо злив насосами.

Кожен бак забезпечений зливним насосом, який трубопроводами передають паливо в кінцеву задню частину крила. У конструкції передбачений витратомір, для контролю кількості палива, що зливається, перекидає кран іконфузорний насадок, який прискорює злив палива та зменшує воронкоутворення над зливним штуцером.

Проведемо проектувальний розрахунок потрібного діаметра зливного трубопроводу. Розрахункову кількість палива приймемо рівним половині від максимального. Розрахунок проводимо на ЕОМ у середовищі Power Unit. Результати розрахунку представлені у таблиці 1.43.

Важливим параметром системи аварійного зливу є час зливу. Час аварійного зливу палива регламентується нормами льотної придатності літаків і може бути визначений за наступною залежністю [12]:

$$\tau_{\text{сл}} = 2 * \frac{F_{\text{б}}}{F_{\text{сл}}} * \left( \sqrt{\frac{H_1}{2 * g}} - \sqrt{\frac{H_2}{2 * g}} \right) * \sqrt{\sum \xi_{\text{м}}}$$

$F_{\text{б}}$ - Площа перерізу бака горизонтальною площиною;

$F_{\text{сл}}$ – площа отвору зливу палива;

$H_1$  і  $H_2$ - Початковий і кінцевий рівні палива в баку по відношенню до нижньої кромки зливного патрубку;

$\sum \xi_{\text{м}}$ - Сума гідравлічних втрат у зливному трубопроводі.

У тому випадку, коли здійснюється наддув баків з тиском, то величини приймаються рівними. Сума гідравлічних втрат визначається за аналогією з розрахунком гідравлічних втрат при розрахунку паливної системи на висотність.  $\Delta P_{\text{б}} H_1$  і  $H_2 (H_1 + \frac{\Delta P_{\text{б}}}{\gamma_{\text{т}}})$  і  $(H_2 + \frac{\Delta P_{\text{б}}}{\gamma_{\text{т}}}) \sum \xi_{\text{м}}$



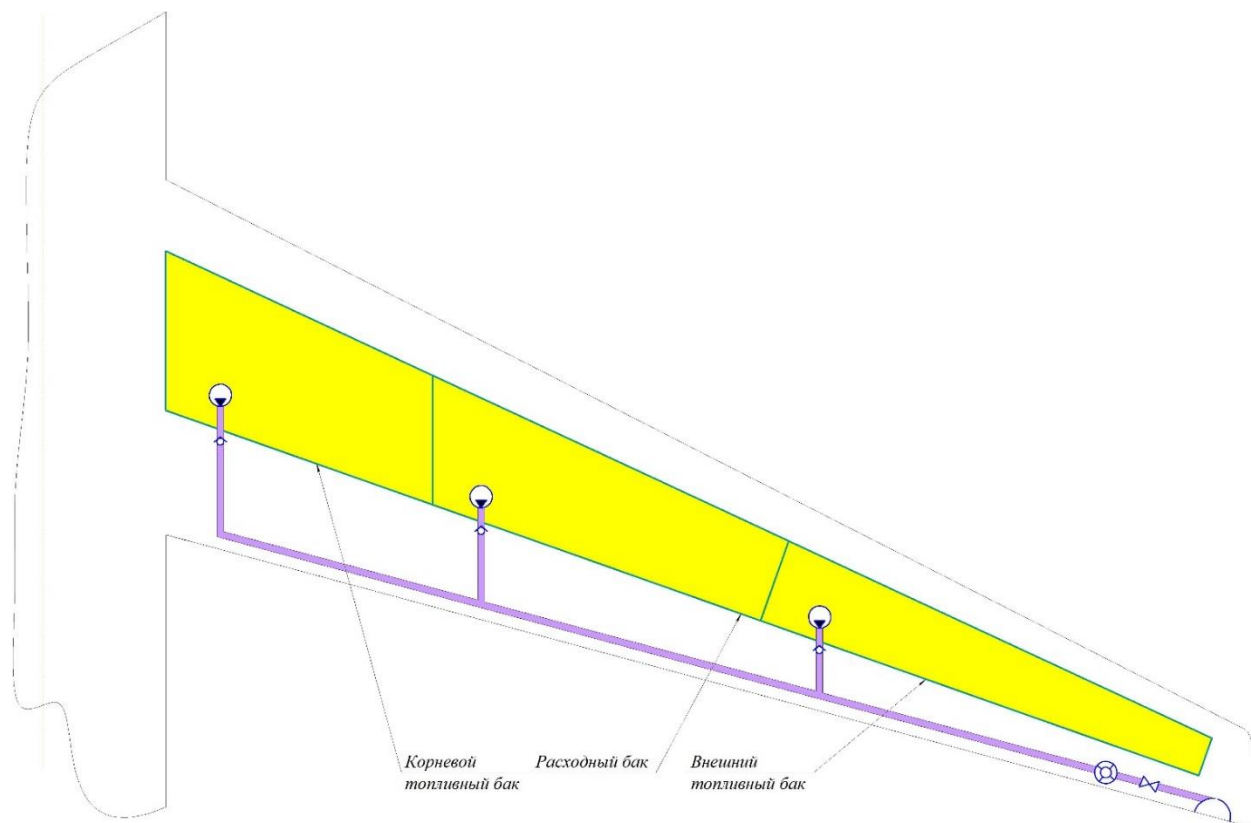


Рисунок 1.68 – Схема системи аварійного зливу палива

Таблица 1.43 - Результаты расчета аварийного зливу палива

Ім'я користувача	Зубар Р.С.	
Академічна група	160М	
Найменування величин	Розмірність	Значення
Об'єм палива, що зливається з бака	м <sup>3</sup>	12,38
Рівні палива у баку: початковий кінцевий	м	0,5
	м	0,01
Розрахункова температура палива	З	-60
Надлишковий тиск у баку	Па	15000
Сумарна довжина зливного трубопроводу	м	15,5
Сумарний коефіцієнт місцевих втрат		2,9
Вказаний час аварійного зливу	з	720
Тип палива		ТС-1
Щільність палива	кг/м <sup>3</sup>	837,2
Кінематична в'язкість палива	м <sup>2</sup> /с	1,333e-5
Площа перерізу бака горизонтальною площиною	м <sup>2</sup>	25,2653
Витрата палива при аварійному зливі	м <sup>3</sup> /с	0,0171944
Розрахунковий діаметр трубопроводу зливу	м	0,0098913

### 1.4.7 Розрахунок паливної системи на висотність

Паливна система розраховується на висотність для випадків, коли необхідно перевірити роботу магістралей подачі палива до двигунів найбільш несприятливих умовах польоту. До таких випадків належать [26]:

1. Основний розрахунковий випадок відповідає польоту з максимальною швидкістю на висоті, зазвичай нижче за стелю на 2-3 км.

2. Політ на стелі. Для швидкісних літаків висота може прийматися вище статичної стелі, так як для літаків з високою тягоозброєністю динамічна стеля значно вище статичної стелі.

3. Політ на режимі, що відповідає максимальній витраті палива.

Для проектувального розрахунку паливної системи на висотність з відомою висотою польоту використовується залежність для тиску біля входу в насос, що підкачує на двигуні[12]:

$$P_{\text{вх}} = P_{\text{н}} + \Delta P_{\text{б}} + \Delta P_{\text{пн}} \pm \gamma_{\text{т}} * (y_{\text{б}} - y_{\text{дв}}) - \sum \Delta P_{\text{г}} - \frac{\gamma_{\text{т}} * v_{\text{т}}^2}{2 * g} \pm P_j \geq P_{t_{\frac{4}{1}}} + \Delta P_{\text{кав.н.д.}}$$

$P_{\text{н}}$ - Тиск на розрахунковій висоті;

$\Delta P_{\text{б}}$ - Тиск, що створюється в баку за рахунок системи наддуву баків;

$\Delta P_{\text{пн}}$ - надлишковий тиск, що створюється насосом, що підкачує в баку;

$\gamma_{\text{т}}, v_{\text{т}}$ - Питома вага та швидкість руху палива в трубопроводах;

$y_{\text{б}}, y_{\text{дв}}$  – мінімальний рівень палива в баку та рівень розташування підкачувального насоса на двигуні щодо прийнятої лінії відліку;

$g$ - прискорення вільного падіння;

$P_{t_{\frac{4}{1}}}$  – тиск насиченої пари для заданого палива;

$\Delta P_{\text{кав.н.д.}}$  – кавітаційний запас тиску.

Сумарні втрати на гідравлічний опір складаються з опору від тертя та місцевих гідравлічних опорів[12]:

$$\sum \Delta P_{\text{г}} = \Delta P_{\text{тр}} + \Delta P_{\text{м}} = \lambda * \frac{l}{d_{\text{т}}} * \frac{\gamma_{\text{т}} * v_{\text{т}}^2}{2 * g} + \sum \xi_{\text{м}} * \frac{\gamma_{\text{т}} * v_{\text{т}}^2}{2 * g}$$

$l$ - Довжина трубопроводу;

$d_{\text{т}}$ - Діаметр трубопроводу;

$\lambda$ - Коефіцієнт опору тертя, що залежить від числа Рейнольдса:

$$Re \leq 2300 \rightarrow \lambda = \frac{64}{Re},$$

$$3000 < Re < 100000 \rightarrow \lambda = \frac{0,316}{\sqrt[4]{Re}};$$

$\xi_{\text{м}}$ - Коефіцієнт місцевого опору, який визначається експериментально або за довідниками гідравлічних опорів.

Інерційні втрати тиску викликаються силами інерції в паливній магістралі, що виникають під час руху літака з прискоренням, і визначаються за формулою:

$$P_j = \gamma_T * (n_x * l_x + (n_y - 1) * l_y + n_z * l_z)$$

$n_i$  – коефіцієнт перевантаження у бік відповідної осі;

$l_x, l_y, l_z$  – Сумарні проекції на відповідні осі всієї довжини магістралі.

Інерційні сили може бути як позитивними, і негативними. Розрахунок проводимо на ЕОМ серед Power Unit. Результати розрахунків наведені в таблиці 1.44.

Таблиця 1.44 - Розрахунок паливної системи на висотність

Ім'я користувача	Зубар Р.С.	
Академічна група	160V	
Найменування величин	розм.	значення
Тип палива		ТС-1
Тип двигуна		ТРДД
Кількість двигунів літаком		> 1
Тяга двигуна за Н = 0, М = 0 P0	Н	117000
Питома витрата палива за Н = 0, М = 0 Cp0	кг/Н*год	0.1
Ступінь двоконтурності двигуна m		5.1
Форсаж на двигуні		ВІДСУТНЄ
Крейсерський коефіцієнт дроселювання dz		0.77
Рівні щодо прийнятого початку відліку		
дзеркала палива у видатковому баку Уб	м	1
ПНД_1 Уд1	м	1.5
ПНД_2 Уд2	м	1.2
Коефіцієнти місцевих опорів між		
баком та трійником кільцювання включно k1		5
трійником кільцювання та ПНД_1 k2	Па*c2/м2	7
трійником кільцювання та ПНД_2 k3		9
ПНР, коли він встановлений але вимкнений k_пнс		1.2e+009
Швидкість палива у трубопроводі (випадок 1) V	м/с	0.506767
Діаметр трубопроводу d	м	0.075
Надлишковий тиск, що створюється ПНР dP_пнс	Па	100000
Кавітаційний запас ПНР dPкав_пнс	Па	20000
Кавітаційний запас ПНД dPкав_пнд	Па	50000

Наддув бака від компресора двигуна						ВСТАНОВЛЕН	
Надлишковий тиск у баку dPб			Па			31000	
Проекції/довжина трубопроводів між, м			lx	ly	lz	l	
баком та трійником кільцювання:			4.75	0.5	8.375	13.625	
трійником кільцювання та ПНД_1:			1	1	5	7	
трійником кільцювання та ПНД_2:			1	1.5	5	7.5	
Розрах. випадок №	розм.	1	2	3	4	5	
Висота польоту Н	м	11000	12500	0	2000	8000	
Число Маха М		0.866	0.5	0.2	0.4	0.6	
Перевантаження Nx		0.3	0	0.3	0	0	
Перевантаження Ny		3	1	3	1	1	
Перевантаження Nz		0	0	1	0	0	
Температура Тр	С	45	45	-60	45	45	
Щільність $\rho_{0,t}$	кг/м <sup>3</sup>	761	761	837.2	761	761	
Кін. В'язкість	м <sup>2</sup> /с	9e-007	9e-007	1.33e-005	9e-007	9e-007	
Тиск Pt_4/1	Па	8520	8520	919.9	8520	8520	
Витрати палива	м <sup>3</sup> /с	0.002239	0.001318	0.003627	0.003274	0.001547	
Висотність ПНД	м	100000	100000	580.617	5882.3	8119.67	
Висотність ПНР	м	100000	100000	100000	0	0	
Рвх_min ПНД	Па	58520	58520	50919.9	58520	58520	
Розрах. РВХ ПНД	Па	112843	144528	57702.7	90038.3	59131.2	
Рвх_min ПНР	Па	28520	28520	20919.9	28520	28520	
Розрах. РВХ ПНР	Па	53699.9	48934	132325	0	0	

#### 1.4.8 Протипожежна система

Усі газотурбінні двигуни та допоміжні СУ проектуються так, щоб знизити ймовірність пожежі. Системи виявлення та усунення пожежі повинні мати високу надійність та малу вагу.

Трубопроводи із займистими рідинами, як правило, ізолювані від «гарячої» частини двигуна. Агрегати паливної та масляної системи та їх трубопроводи розташовані на корпусі компресора в «холодній» зоні та відокремлені протипожежною перегородкою від «гарячої» зони, в якій знаходяться камера згоряння, турбіна та вихідний пристрій. Підкапотний простір двигуна вентилується за допомогою повітряної системи для запобігання накопиченню пожежонебезпечної пари[26].

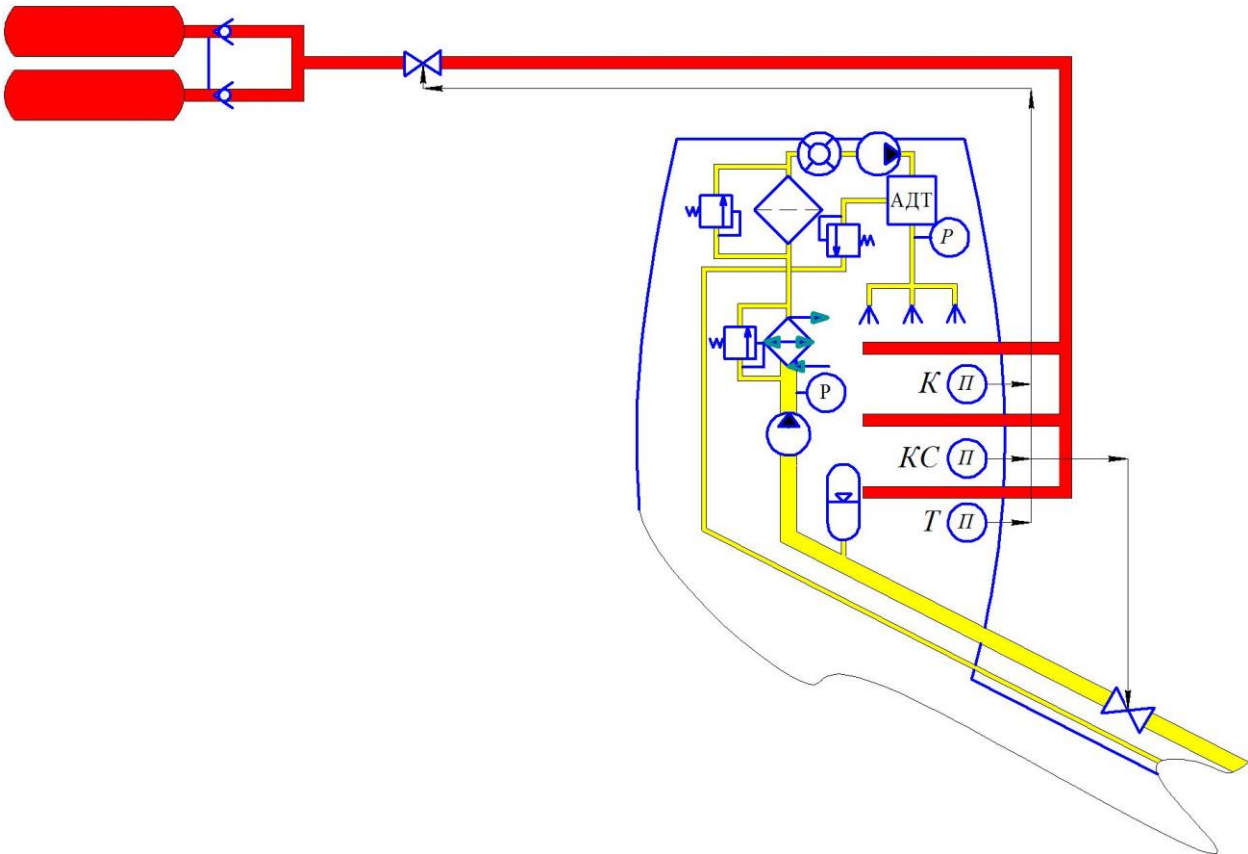


Рисунок 1.69 – Схема протипожежної системи

У зоні компресора, камери згоряння та турбіни встановлюються датчики виявлення пожежі. При виникненні пожежі вони подають сигнал на обчислювальний блок протипожежної системи, який насамперед перекриває подачу палива в двигуни, а потім відкриває кран, що пропускає протипожежну речовину.

#### 1.4.9 Система нейтрального газу

Система нейтрального газу призначена для запобігання утворенню вогнебезпечних парів палива в баках паливної системи шляхом зниження вмісту кисню в паливних баках, а також для наддуву паливних баків. Як нейтральний, як правило, використовується азот. У міру виробітку або зливу паливанейтральний газ заповнює простір, що звільняється, і підтримує надлишковий тиск у баках[12].

При проектуванні системи нейтрального газу до неї висуваються такі вимоги[12]:

1. запобігання займанню паливоповітряної суміші в баках за різних умов польоту;
2. витрата газу не повинна бути надмірно великою при відкритій системі дренажу;
3. при роботі системи тиск у баках не повинен зростати вище за допустимий;
4. надійність роботи системи у всьому діапазоні температур, при яких експлуатується літальний апарат;

5. мала розчинність нейтрального газу паливі;
6. невелика вага системи;
7. автоматизація дії;
8. простота та безпека експлуатації.

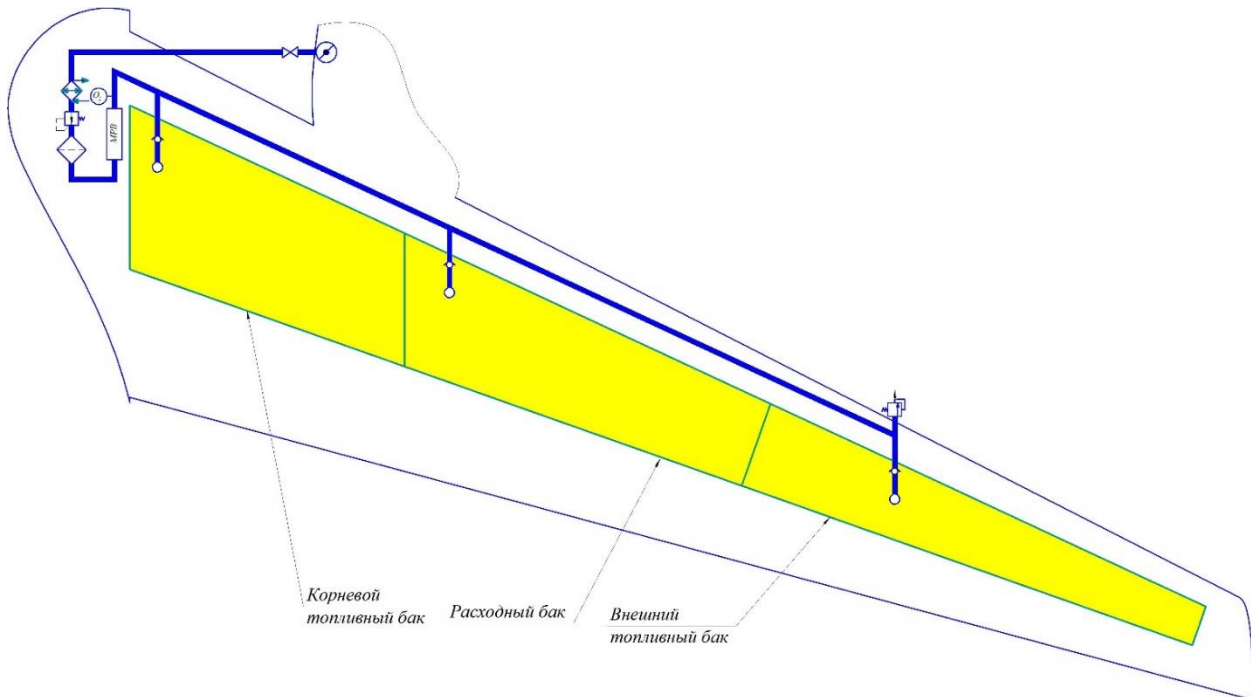


Рисунок 1.70 – Схема системи нейтрального газу

У літаку, що проектується, застосовується система нейтрального газу заснована на молекулярному поділі (напівпроникні мембрани). Повітря забирається від двигуна і далі, через охолоджувальну установку і фільтр, надходить у модуль поділу повітря, де повітря ділиться на збагачене азотом і збагачене киснем. Повітря збагачене киснем викидається в атмосферу, а повітря збагачене азотом – у паливні баки.

Спільне розташування всіх елементів паливної системи показано на кресленні в Додаток Д.

#### 1.4.10 Посібник з технічної експлуатації паливної системи

#### ЗАХОДИ ПОПЕРЕДЖЕННЯ І ПРАВИЛА ПОЖЕЖНОЇ БЕЗПЕКИ ПРИ ОБСЛУГОВУВАННІ

1. Обслуговуйте паливну систему тільки на спеціально обладнаних майданчиках, що забезпечують вільне переміщення біля літака пожежного та іншого аварійного обладнання.

2. Не виконуйте роботи, що викликають іскроутворення, біля літака та в районі, доступному для парів палива, обережно переміщуйте драбини та ящики з інструментом, ходіть по крилу літака лише у м'якому взутті.

3. При роботі в паливних баках застосовуйте лише вибухобезпечні лампи та пневматичний інструмент.

4. Заземлюйте літак і драбини, з яких повинно здійснюватися обслуговування, встановлюйте у літака необхідні протипожежні засоби та оголошення, що застерігають.

5. При роботі в паливних баках персонал повинен бути в чистих головних уборах і безворсових бавовняних комбінезонах без металевих гудзиків, пряжок або застібок, що виступають.

6. Дотримуйтеся заходів для запобігання забрудненню баків. Закривайте всі баки, коли робота в них не виконується. Пропилісосьте баки, в яких завершено роботу.

7. Під час роботи користуйтеся лише чистим інструментом.

8. Ретельно перевіряйте паливо, що заправляється, стежте, щоб у ньому не було води, інею, механічних домішок.

#### ЗАГАЛЬНІ ВКАЗІВКИ

1. Перед розбиранням з'єднань 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-221, 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 паливної системи, 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).

#### ТРУБОПРОВОДИ

Трубопроводи паливної системи виготовлені з алюмінієвого сплаву АМг-2М та нержавіючої сталі 12Х18Н10Т. Трубопроводи діаметром від 6 до 63 мм – цільнотягнуті з товщиною стінки від 0,75 до 1,2 мм. Трубопроводи складної

конфігурації виготовлені за стандартами і взаємозамінні без припасування за місцем.

Для захисту від корозії трубопроводи піддаються хімічній обробці: зі сталі 12X18H10T – пасивуванню, трубопроводи та арматура з алюмінієвих сплавів, що встановлюються усередині баків, – оксидуванню.

Трубопроводи живлення двигунів та ЗСУ у відсіках гондол двигунів та відсіку ЗСУ виконані з нержавіючої сталі 12X18H10T.

Трубопроводи з алюмінієвих сплавів, розташовані поза паливними баками, піддаються оксидуванню та покриваються жовтою емаллю. На всіх трубопроводах чорною фарбою наноситься маркування: на трубопроводах довжиною менше 120 мм маркування дозволяється наносити в два рядки, довжиною менше 1000 мм – наноситься з одного боку, довжиною понад 1000 мм – наноситься на обох кінцях трубопроводів.

З'єднання трубопроводів проводиться жорсткими ніпельними або обмежено-рухомими з'єднаннями. У місцях проходження трубопроводів через негерметичні перегородки та вздовж елементів конструкції трубопроводи кріпляться до конструкції хомутами з гумовими обкладками (поза баками) або без них (всередині баків). У місцях проходження трубопроводів через герметичні перегородки встановлені перехідники.

Для підведення електропроводки до насосів, встановлених у баках, використовуються трубопроводи із нержавіючої сталі.

Для підведення палива до двигунів та ЗСУ використовуються сталеві трубопроводи з двома знімними гайками.

У конструкторському розділі було розглянуто:

Було розроблено концепцію створення літака, що проектується, із врахуванням сучасних жорстких умов конкуренції. Було поставлено мету перевершити аналоги за низкою техніко-економічних і експлуатаційних характеристик.

Досягнення аеродинамічної якості літака на крейсерському режимі до 16 одиниць, скорочення дистанції зльоту і посадки, використання сучасних суперкритичних профілів крила для забезпечення високих крейсерських швидкостей.

Забезпечення мінімальної маси конструкції, максимальної надійності та безвідмовності систем управління.

Використання сучасного цифрового обладнання, що підвищує зручність зчитування інформації екіпажем.

Забезпечення зручної посадки пасажирів, їх швидкої евакуації під час аварійних ситуацій, та зручності проведення регламентних робіт і ремонту.



## **2. Дослідження економічної ефективності проєктованого літака з погляду вартості життєвого циклу ЛА**

## 2.1 Введення та постановка задачі

Економічна ефективність сучасних літаків визначається, як правило, за двома вартісними показниками[21]:

- $A^ч$  - Вартість літако-години;
- $a$  – собівартість перевезення однієї тонни вантажу (одного пасажира) однією кілометр.

Ці приватні показники ефективності включають витрати при експлуатації літака виходячи з того, що витрати на кожен етап життєвого циклу літака мінімізовані. Звідси впливає ряд недоліків таких показників[4]:

- не враховується збільшення витрат на етапі НДДКР щодо зниження витрат на експлуатацію;
- не відображається ефект збільшення витрат за необхідності підвищення ресурсу агрегатів та вузлів, що у свою чергу знижує амортизаційні відрахування;
- не враховується зниження витрат при скороченні льотних випробувань та використання наявних напрацювань у разі модифікації наявного ЛА;
- Наведені показники використовуються при перевірочній оцінці ефективності, коли немає можливості впливу на вартість життєвого циклу.

З цього випливає, що мінімізація витрат на кожному етапі життєвого циклу ЛА не обов'язково призводить до мінімальної вартості життєвого циклу. Наприклад, значне інвестування в етап проектування ЛА та НДДКР надалі дасть позитивний економічний ефект на етапі експлуатації.

Таким чином, виникає потреба в інтегральному критерії економічної оцінки, який би дозволив визначати витрати всього життєвого циклу ЛА ще на етапі його розробки. Оптимізація такого критерію та його параметрів дозволить досягти максимального економічного ефекту.[4].

Метою даного розділу дипломного проекту є порівняння економічної ефективності проектного літака з літаками-аналогами, заявлений ресурс якого вищий, ніж у літаків-аналогів. Тобто з'ясувати, чи дає збільшення ресурсу позитивний економічний ефект.

Критерій вартості життєвого циклу не привносить принципово нових ідей концепцію оцінки економічної ефективності, він реалізує у собі взаємозв'язок вже відомих економічних показників, такі як рейсова продуктивність, маркетингова вартість рейсу, собівартість літако-години, заявлений ресурс у годиннику і т.п.

Основне ядро економічної ефективності становить система «вантаж-дальність», тобто добуток маси комерційного навантаження та дальності польоту (рейсова працездатність). Вартість життєвого циклу виражається через заявлений ресурс має вигляд[4]:

$$C_{жц} = A^ч \cdot m_{кн} \cdot L \cdot T_ч ,$$

де  $A^ч$  - Наведені витрати, що припадають на одну годину польоту, у.о./год;

$T_ч$  - Заявлений ресурс літака в годинах;

$m_{кн}$  - Маса комерційного навантаження, т;

$L$  - Дальність польоту при максимальному комерційному навантаженні на борту, кг.

Величини дальності польоту, маси комерційного навантаження та ресурсу визначаються вже на етапі проектування та їх чисельні значення відомі, в тому числі і для літака, що проектується (див. Конструкторський розділ). Проблему представляють наведені витрати  $A^ч$ , Визначення яких є основним завданням розрахунків. У випадку витрати на експлуатацію планера літака записуються так [6]:

$$A^ч = k \cdot (A_{амс} + A_{мос} + A_{гсм}),$$

де  $k = 1,4$  - Коефіцієнт, що враховує витрати з амортизації та технічного обслуговування при непродуктивному нальоті годин;

$A_{амс}$  – годинні витрати на амортизацію літака, у.о./год;

$A_{мос}$  – годинні витрати на технічне обслуговування літака, у.о./год;

$A_{гсм}$  - Витрати на пально-мастильні матеріали, у.о./ч.

Вартові амортизаційні витрати складаються з двох доданків [6]:

$$A_{амс} = C_p + C_{кр},$$

де  $C_p$  – доданок, що враховує амортизаційні відрахування пов'язані з серійним виробництвом;

$C_{кр}$  – доданок, що враховує амортизаційні відрахування пов'язані з витратами на планові огляди та ремонти планера, двигуна та систем літака.

Залежність для визначення  $C_p$  має такий вигляд [6]:

$$C_p = \left( \frac{C_{дв.сн} \cdot 10^3 \cdot n_{дв}}{\tau_{а.дв}} + \frac{C_{пл.сн} \cdot 10^3}{\tau_{а.пл}} \right) \cdot (1 + K_p),$$

де  $C_{дв.сн}, C_{пл.сн}$  – витрати на серійне виробництво двигуна та планера відповідно;

$\tau_{а.дв}, \tau_{а.пл}$  – амортизаційний термін служби двигуна та планера відповідно, років;

$n_{дв}$  - кількість двигунів на одному літаку,

$K_p$  - Коефіцієнт рентабельності.

Витрати серійне виробництво двигунів визначаються так [6]:

$$C_{\text{дв.сп}} = 182,7 \cdot P_{\text{max}}^{0,64} \cdot V_{\text{кр}}^{0,2} \cdot N_{\text{дв}}^{-0,28},$$

де  $P_{\text{max}}$  - Максимальна тяга двигуна, транспортний засіб;

$V_{\text{кр}}$  - Крейсерська швидкість польоту, км/год;

$N_{\text{дв}}$  - Розмір парку двигунів, який визначається наступним чином

$$N_{\text{дв}} = N_{\text{пл}} \cdot n_{\text{дв}} \cdot (1 + n_{\text{эк.дв}}),$$

де  $N_{\text{пл}}$  - Розмір парку планерів літака;

$n_{\text{эк.дв}}$  - Число замін комплектів двигунів за весь життєвий цикл літака,

$$n_{\text{эк.дв}} = \left( \frac{\tau_{\text{а.пл}}}{\tau_{\text{а.дв}}} \right) - 1.$$

Витрати на серійне виробництво планера літака визначаються в такий спосіб[6]:

$$C_{\text{пл.сп}} = 7,28 \cdot m_{\text{пуст}}^{\alpha} \cdot V_{\text{кр}}^{0,4} \cdot N_{\text{пл}}^{-0,2} \cdot K_n,$$

де  $m_{\text{пуст}}$  - Маса порожнього літака, тобто маса його конструкції, т;

$N_{\text{пл}}$  - Розмір парку планерів літака;

$K_n = 1$  - Коефіцієнт враховує серійність виробництва;

$\alpha = 0,9$  при  $10 \leq m_{\text{пуст}} \leq 200$  тонн - Коефіцієнт залежить від маси порожнього літака.

Залежність для визначення  $C_{\text{кр}}$  має такий вигляд [6]:

$$C_{\text{кр}} = \frac{92 \cdot 10^3 \cdot m_{\text{пуст}}^{\beta} \cdot K_n}{\tau_{\text{мр.пл}}} + \frac{14,6 \cdot 10^4 \cdot P_{\text{max}}^{0,6} \cdot N_{\text{дв}}^{-0,13} \cdot n_{\text{дв}}}{\tau_{\text{мр.дв}}},$$

де  $\beta = 0,6$  при  $20 \leq m_{\text{пуст}} \leq 200$  тонн - Коефіцієнт залежить від маси порожнього літака;

$\tau_{\text{мр.пл}}$ ,  $\tau_{\text{мр.дв}}$  - міжремонтний ресурс планера та двигуна в годиннику.

Витрати на технічне обслуговування літака визначаються за наступною залежністю[6]:

$$A_{\text{тос}} = 27,7 \cdot m_0^{\lambda} \cdot \tau_{\text{мр.пл}}^{-0,15} + 41,2 \cdot (P_{\text{max}} \cdot n_{\text{дв}})^{0,35} \cdot \tau_{\text{мр.дв}}^{-0,2},$$

де  $\lambda = 0,45$  при  $50 \leq m_0 \leq 300$  тонн - Коефіцієнт враховує злітну масу літака;

$m_0$  - Злітна маса літака, т.е.

$P_{\text{max}}$  - Максимальна тяга двигуна, транспортний засіб;

$\tau_{mr.pl}$ ,  $\tau_{mr.dv}$  – міжремонтний ресурс планера та двигуна в годиннику.

Витрати на пально-мастильні матеріали визначаються за наступною залежністю[6]:

$$A_{zcm} = 0,109 \cdot V_{кр}^{0,68} \cdot m_0^{0,8} \cdot L_{bn}^{-0,3} \cdot K_m,$$

де  $L_{bn}$  - максимальна дальність безпосадкового польоту, тис. км;

$K_m$  - Коефіцієнт залежить від злітної ваги літака.

Таким чином, залежності для обчислення невідомих параметром рівняння вартості життєвого циклу відомі, що дозволяє зробити порівняльний розрахунок економічної ефективності літака, що проектується, і літаків-аналогів.

## 2.2 Розрахунок економічної ефективності проектного літака та літаків аналогів

Залежності, необхідних проведення розрахунків наведено у попередньому підрозділі, тому громіздкі обчислення опустимо і подаємо результати як таблиць і графіків.

Вихідні дані для розрахунків подаємо у вигляді таблиці (табл. 2.1). Для адекватної оцінки економічної ефективності аналізованих літаків величина парку літаків має бути однаковою. Величину паркулітаків  $N_{pl}$  приймемо рівною всім літаків що у розрахунку – 50 літаків.

Таблиця 2.1 - Вихідні дані щодо розрахунку

Показник \ Модель ЛА	Проект. літак	CS300	MD-90-30	ERJ-195	A320-230	Ту-204-300	Boeing 737-700	Ан-158
Злітна маса $m_0$ , Тонн	67,152	65,317	70,76	50,790	77	107,5	68	43,700
Маса порожнього літака $m_{пуст}$ , Тонн	19,257	26,12	39,99	28,97	41,8	54	38,14	17,5
Маса комерційного навантаження $m_{KH}$ , Тонн	18	18,552	17,8	13,65	20,3	18	16,5	9,8
Дальність польоту $L$ , км	3000	3200	3060	2650	3980	5920	3700	2500
Крейсерська швидкість польоту $V_{кр}$ , км/год	880	870	810	870	900	830	828	820
Кількість двигунів літаком $n_{dv}$	2	2	2	2	2	2	2	2
Максимальна тяга двигуна $P_{max}$ , тс	11,3	10,56	11,35	8,39	11,35	16	11,93	6,93
Заявлений ресурс літака $T_c$ , година	80000	78000	62000	72000	60000	70000	65000	75000

Міжремонтний ресурс планера $\tau_{mr.pl}$ , година	10000	10000	8000	10000	7000	10000	7000	8000
Міжремонтний ресурс двигуна $\tau_{mr.dv}$ , година	2500	2400	2000	2500	2000	2200	2500	2100
Амортизаційний термін служби планера $\tau_{a.pl}$ , років	30	30	30	25	25	30	30	30
Амортизаційний термін служби двигуна $\tau_{a.dv}$ , років	10	10	9	9	10	9	10	8

У таблицю результатів (табл. 2.2) внесемо результати розрахунків витрат на амортизацію, технічне обслуговування та паливно-мастильні матеріали. На табл. 2.3 наведемо остаточний результат розрахунку вартості життєвого циклу.

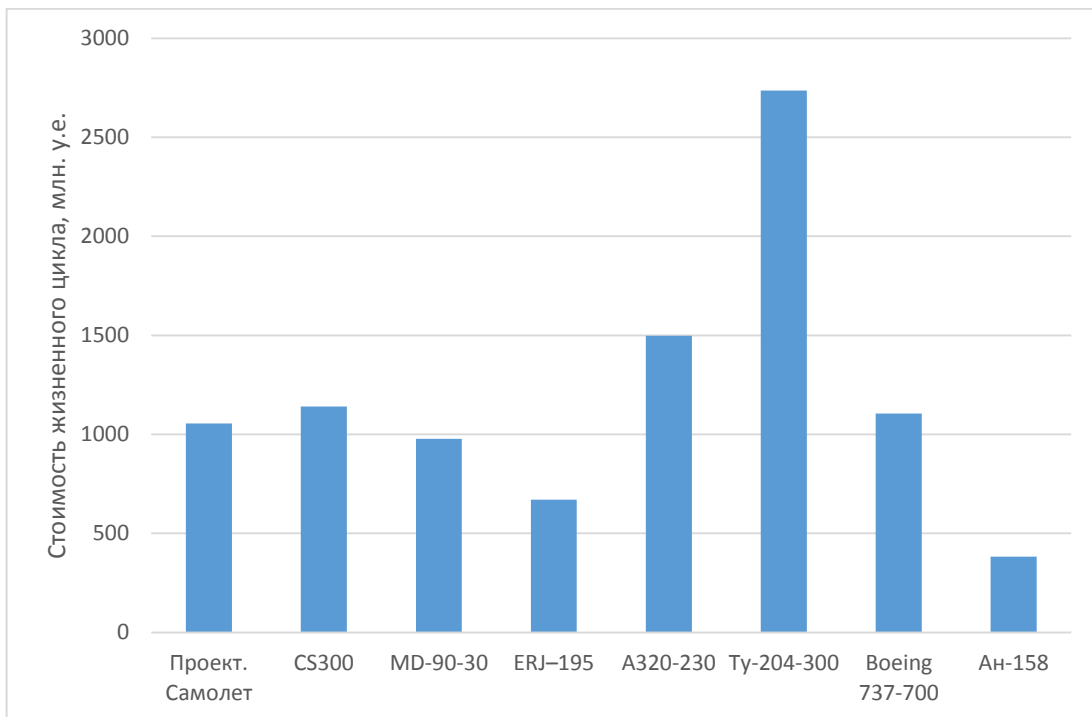
Таблиця 2.2 - Результати розрахунків витрат на амортизацію, технічне обслуговування та паливно-мастильні матеріали

доданок витрат	$C_{пл.сп}$	$n_{эк.дв}$	$N_{дв}$	$C_{дв.сп}$	$C_p$	$C_{кр}$	$A_{амс}$ , у.о./год	$A_{мос}$ , у.о./год	$A_{гсм}$ , у.о./год
Модель ЛА									
<b>Проект. літак</b>	718,22	2	300	677,66	173825,2	292,64	174117,8	70,83	219,13
<b>CS300</b>	940,63	2	300	647,43	175316,3	303,58	175619,9	70,89	217,16
<b>MD-90-30</b>	1341,2	2,33	333,3	648,97	205925,4	399,86	206325,2	75,78	223,5
<b>ERJ-195</b>	1032,5	1,78	277,8	570,97	183320	270,7	183590,7	63,86	187,9
<b>A320-230</b>	1455,8	1,5	250	718,4	220081	429,35	220510,3	78,7	237,4
<b>Ту-204-300</b>	1774,7	2,33	333,3	812,43	261268,6	429,9	261698,5	86,83	260,5
<b>Boeing 737-700</b>	1296,6	2	300	693,1	198205,7	363,1	198568,8	75,17	207,6
<b>Ан-158</b>	640,6	2,75	375	459	148361,6	269,6	148631,2	61,77	162,9

Таблиця 2.3 - Вартість життєвого циклу з урахуванням заявленого ресурсу

	Проект. літак	CS300	MD-90- 30	ERJ-195	A320-230	Ту-204- 300	Boeing 737-700	Ан-158
$C_{жц}$ , млн. у.	1055	1140	977	670	1498	2736	1105	383

Як видно на рисунках 3.1 та 2.2 очевидного зв'язку між витратами на годинупольоту  $A^ч$  та вартістю життєвого циклу  $C_{жц}$  ні. Літаки з нижчою вартістю літако-години  $A^ч$  тим не менше, можуть мати більш високу вартість життєвого циклу, і навпаки. Це пояснюється різницею величин комерційного навантаження, дальністю польоту, ресурсом, терміном служби планера і двигунів аналізованих літаків. Наприклад, якщо термін служби літака менший за його конкурентів на 5 років, то відповідно і витратити ресурси на нього необхідно на п'ять років менше. Крім того, на інтегральний показник  $C_{жц}$  впливають те, як співвідносяться між собою ресурс у годиннику, термін служби у роках – це впливає на кількість рейсів, а також співвідношення міжремонтних ресурсів двигуна та планера до заявленого ресурсу.

Рисунок 2.1 – Діаграма вартості життєвих циклів  $C_{жц}$  аналізованих літаків.

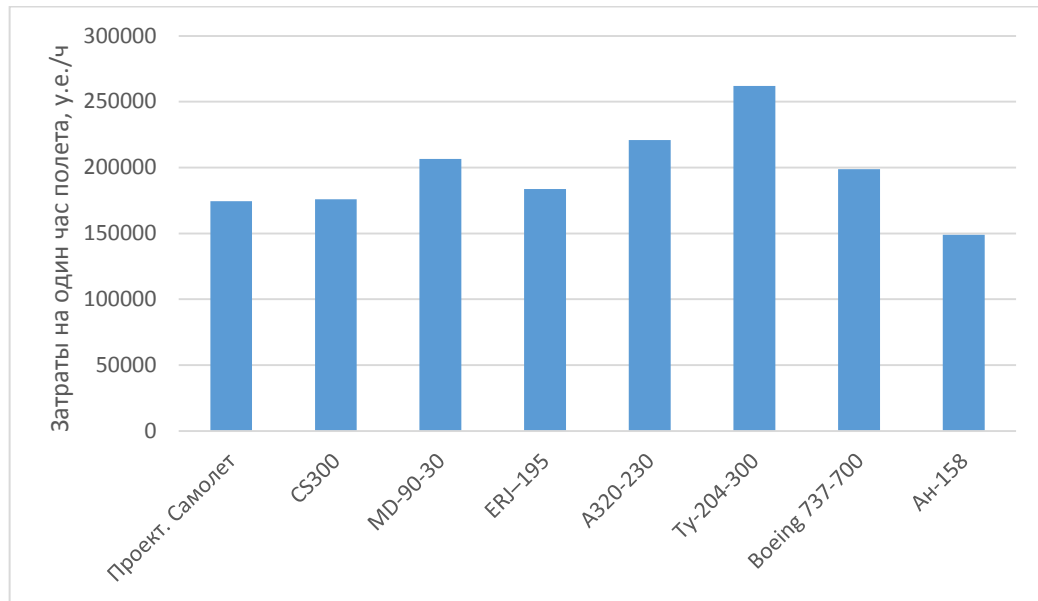


Рисунок 2.2 – Діаграма витрат за годину польоту  $A^ч$ .

Введемо додатковий критерій оцінки економічної ефективності. Вартість життєвого циклу  $C_{жц}$  є величиною абсолютною. Відштовхуючись від цього показника, можна оцінити питомі витрати, які дадуть наведені показники економічної ефективності, залежно від кількості рейсів за весь життєвий цикл літака. Такий критерій визначається за наступною залежністю [5]:

$$\bar{C}_{жц} = \frac{C_{жц}}{m_{кн} \cdot L \cdot N_p},$$

де  $N_p$  – кількість рейсів за період експлуатації;

$L$  - Дальність польоту літака, км;

$m_{кн}$  - Маса комерційного навантаження, кг.

Кількість рейсів за весь термін служби літака визначимо так:

$$N_p = \frac{T_ч}{T_{пол}},$$

де  $T_{пол}$  - Середній час польоту одного рейсу, год.

У першому наближенні без урахування неповного завантаження літака та різної дальності польотів (адже політ не завжди відбувається на повну можливу дальність) середній час польоту визначимо як відношення максимальної дальності польоту до крейсерської швидкості польоту:

$$T_{пол} = \frac{L}{V_{кр}}.$$



Питомі витрати для аналізованих літаків представлені у табл.2.4. Тут, як видно, проєктований літак має один із найменших показників питомих витрат. Найнижчі показники питомих витрат у літаків з малою дальністю, внаслідок чого кількість польотів за термін служби досить велика.

Таблиця 2.4 - Питомі витрати аналізованих літаків

Показник \ Модель ЛА	Проект. літак	CS300	MD-90-30	ERJ-195	A320-230	Ty-204-300	Boeing 737-700	Ан-158
$N_p$	23467	21206	16412	23638	13568	9814	14546	24600
$\bar{C}_{жц}, \frac{y.e.}{кг \cdot км \cdot рейс}$	0,83	0,9	1,09	0,78	1,37	2,61	1,24	0,63

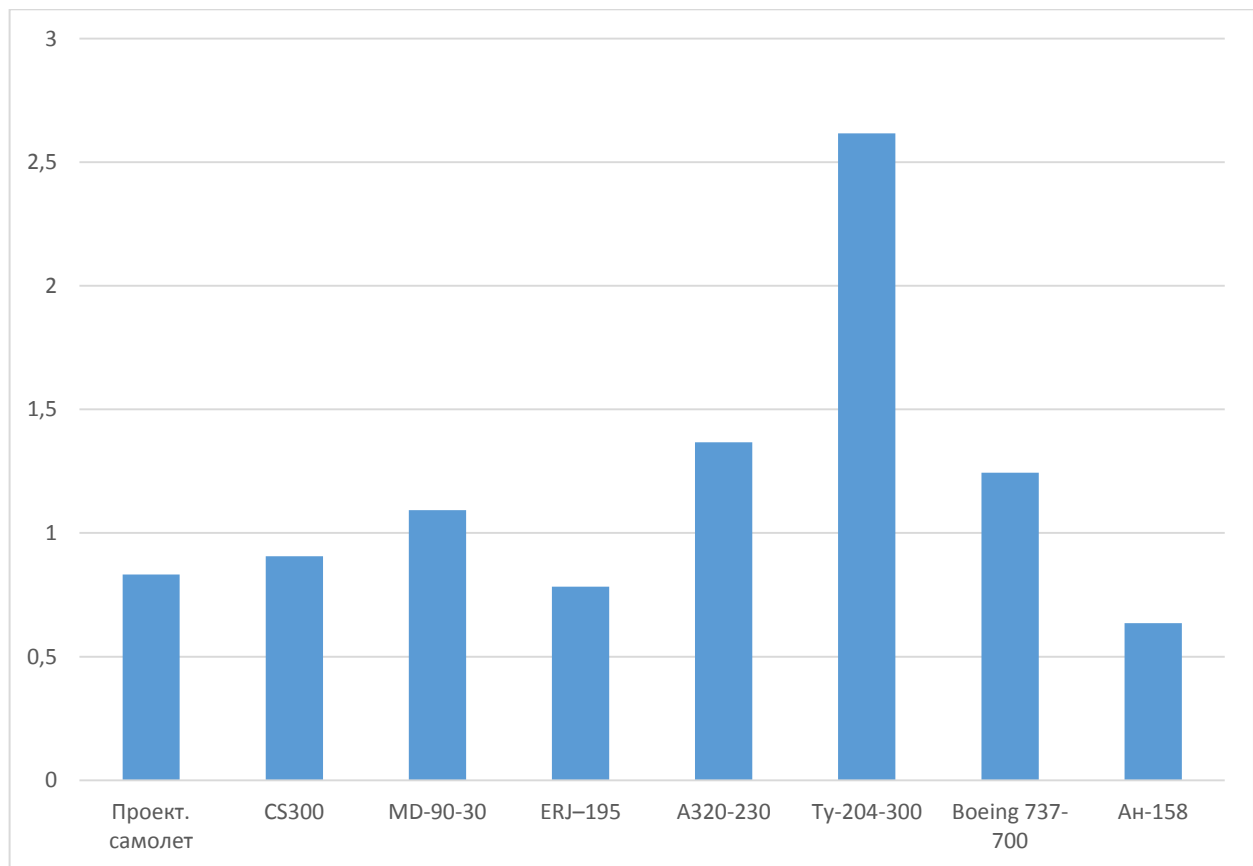


Рисунок 2.3 – Діаграма питомих витрат ЛА

Проектований літак має високу конкурентну здатність на ринку своїх літаків-аналогів, має досить низьку вартість життєвого циклу рівній 1055 млн у.о. та низькими показниками питомих витрат – 0,83. Найменшими питомими витратами та вартістю життєвого циклу мають літаки з високою крейсерською швидкістю і дальністю польоту близько 2000...3000 км, т.к. за весь термін служби здійснюють

більшу кількість польотів, на які розподіляються витрати на експлуатацію, виробництво та проектування цього літака.

У цьому розділі було розглянуто такі аспекти:

**1. Введення та постановка задачі:**

- Економічна ефективність сучасних літаків визначається за двома вартісними показниками: вартість літако-години та собівартість перевезення однієї тонни вантажу або одного пасажир.
- Витрати при експлуатації літака враховують витрати на кожен етап життєвого циклу літака, мінімізуючи їх.

**2. Розрахунок економічної ефективності проектного літака та літаків аналогів:**

- Була проведена оцінка вартості життєвого циклу проектного літака, що дорівнює 1055 млн. у.о.
- Розрахунки показали економічну доцільність впровадження проектного літака з урахуванням його вартості та експлуатаційних витрат.

### **3. Охорона праці та безпека у надзвичайних ситуаціях**

### 3.1 Охорона праці

#### 3.1.1 Виявлення та аналіз небезпечних та шкідливих експлуатаційних факторів, що діють у робочій зоні проєктованого об'єкта

Об'єктом проєктування є пасажирський літак (Додаток А) з пасажиромісткістю 150 осіб та дальністю польоту 3000 кілометрів (належить до типу середньомагістральних літаків). Під час експлуатації проєктованого літака (політ та обслуговування повітряного судна на землі) екіпаж, пасажирів та наземний обслуговуючий персонал відчують на собі ряд небезпечних та шкідливих експлуатаційних факторів, найбільш серйозними з яких є шум та вібрації від силової установки, допоміжної силової установки та інших систем ЛА[18].

Відповідно до ГОСТу 12.0.002-80:

1. Шкідливим виробничим (експлуатаційним) фактором називається виробничий (експлуатаційний) фактор, вплив якого на працюючого в певних умовах призводить до захворювання або зниження працездатності.

2. Небезпечним виробничим фактором називається виробничий (експлуатаційний) 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 шкідливі та небезпечні виробничі фактори, що діють у зоні експлуатації проєктованого ЛА:

##### 1. Фізичні:

- підвищений рівень шуму;
- підвищена чи знижена температура повітря робочої зони;
- підвищений рівень вібрації;
- підвищений або знижений атмосферний тиск у робочій зоні та його різка зміна;
- підвищена чи знижена вологість повітря;
- підвищений рівень іонізуючих випромінювань у робочій зоні;
- недостатня освітленість робочої зони;
- підвищена яскравість світла;
- пожежу та вибух.

##### 2. Хімічні:

- токсичні;
- дратівливі;
- сенсibiliзуючі;
- канцерогенні.

##### 3. Біологічні:

- патогенні мікроорганізми та продукти їх життєдіяльності;
- мікроорганізми.

#### 4. Психофізіологічні:

- фізичні навантаження;
- розумова перенапруга;
- перенапруга аналізаторів.

Визначимо джерела небезпечних та шкідливих експлуатаційних факторів наявних на проєктованому ЛА [18]:

1. Основним джерелом шуму та вібрацій є силова установка літака та турбулентність.
2. Політ великих висотах пов'язані з зниженням атмосферного тиску і температури.
3. Велика різниця тиску в гермокабіні та за бортом спричиняє недостатню вологість повітря.
4. Наявність на борту літака палива та великої кількості електропроводки може спричинити пожежу та вибух.
5. Оздоблення кабіни екіпажу неякісними матеріалами може призвести до забруднення повітря робочої зони токсичними речовинами.
6. Велика кількість інформації, яка потрібна на сприйняття пілотом.

Внаслідок впливу на екіпаж, пасажирів та наземний обслуговуючий персонал небезпечних та шкідливих експлуатаційних факторів можлива тимчасова втрата працездатності, розвиток професійних захворювань (тільки у членів екіпажу), травми, смерть.

Людський організм досить добре пристосований до різноманітних, але цілком певних умов довкілля на земній поверхні. Однак польоти в земній атмосфері на ЛА показали, що на організм людини згубно впливають такі фактори [18]:

- перепади барометричного тиску та температури;
- навантаження;
- вібрація;
- динамічна короткочасна невагомість;
- шум;
- гіподинамія.

Людині для здійснення польотів на висотах необхідні сприятливі умови всередині літака для життєдіяльності. Для досягнення цієї мети на сучасних літаках встановлюють системи кондиціонування повітря для створення підтримки в нормі мікроклімату всередині салону.

#### **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 факторів необхідно застосовувати такі заходи:

1. Установка звукоізоляції кабіни екіпажу та пасажирів.
2. Використання демпфуючих пристроїв для зниження впливу вібрацій.

3. Для підтримки необхідних параметрів повітря в кабіні застосовувати систему вентиляції та кондиціонування повітря.

4. Необхідна наявність у кабіні освітлення, індикатори приладів та роз'яснювальні написи також повинні бути освітлені.

5. Для запобігання проникненню пожежі в кабіну екіпажу повинна бути встановлена протипожежна перегородка.

6. Двигун має бути оснащений протипожежною системою.

7. Матеріали для обробки кабіни не повинні містити токсичних речовин.

8. Розташування важелів управління та індикаторів повинно мати максимальну ергономічність.

У конструкції літаків за умовчанням передбачено низку систем, що забезпечують прийнятні умови для екіпажу та пасажирів під час польоту, а також знижують ймовірність отримання травм та загибелі них.

Система життєзабезпечення (СЖО) – це комплекс технічних засобів (пристроїв, агрегатів та запасів речовин), які забезпечують необхідні умови життєдіяльності екіпажу літального апарату протягом усього польоту. Оскільки організм людини зберігає життєдіяльність лише невеликих відхилень від нормальних наземних умов, то функція СЖО полягає у створенні на будь-якій висоті польоту ЛА для екіпажу умов життєдіяльності та функціонування, близьких до наявних на землі. У завдання СЖО входить підтримка в кабінах необхідних значень тиску, швидкості зміни тиску, температури, вологості, швидкості руху та витрати повітря, парціального тиску кисню, вуглекислого та інших газів; очищення повітря від шкідливих домішок; захист екіпажу від шкідливого впливу шуму, сонячної радіації та інших. Ці завдання вирішуються з допомогою низки підсистем всього комплексу СЖО, які забезпечують відповідні сторони життєдіяльності організму та умови підтримки необхідної працездатності [19].

Однією з важливих підсистем літака є система аварійного залишення літака та забезпечення нормальних умов життя після його залишення, доки членів борту не знайде рятувальна бригада.

Аварійно-рятувальне обладнання (АСО) – системи на літальному апараті, призначені для запобігання травмуванню пасажирів та екіпажу та забезпечення можливості їх аварійної евакуації та порятунку у разі вимушеної посадки літака на сушу або воду, для порятунку екіпажу при залишанні літака у повітрі.

Аварійно-рятувальне обладнання поділяється на:

- аварійно-рятувальне обладнання для загального застосування;
- аварійно-рятувальне обладнання для індивідуального застосування.

Як аварійні виходи для пасажирів використовуються пасажирські та службові двері, спеціальні люки, які зазвичай розташовані над крилом літака, а для екіпажу – також кватирки в склінні пілотської кабіни (рис. 3.1).

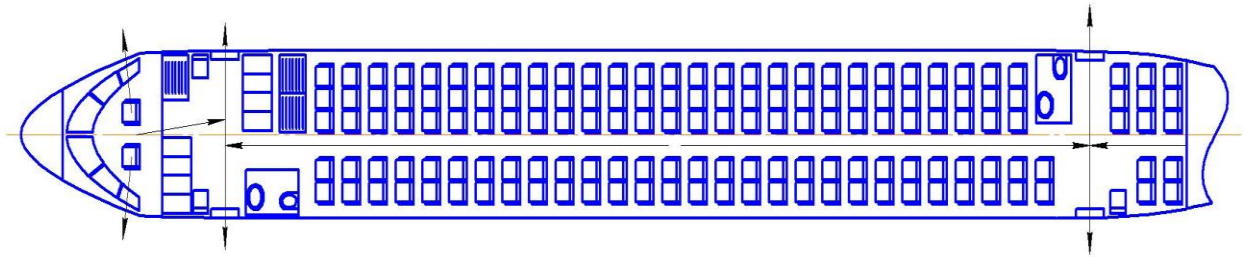


Рисунок 3.1 – Схема евакуації із літака

Зважаючи на те, що відразу після вимушеної посадки на землю або на воду літак може спалахнути або швидко затонути, дуже важливо, щоб пасажери в літаку в момент удару при посадці не знепритомніли і були в змозі швидко і без сторонньої допомоги залишити ЛА, коли він зупиниться .

При розташуванні аварійних виходів на висоті понад 1,8 м від поверхні землі для спуску людей з літального апарату призначаються надувні трапи, що автоматично вводяться в дію (рис. 3.2), комбіновані трапи-плоти, аварійні лебідки, канати тощо.

Сучасні трапи, контейнери з аварійним обладнанням та плоти з великими робочими об'ємами у складеному стані мають дуже невеликі розміри та можуть розміщуватися залежно від конструкції та розмірів біля виходів на стелі, на підлозі кабіни або на дверях, через які ведеться евакуація пасажирів.

На кожному літаку, транспортному чи військовому, має бути обладнана автономна система аварійного освітлення (рис. 3.3) у кабіні екіпажу та у пасажирській кабіні, а також світлові доріжки. Така система необхідна на випадок вимушеної посадки на сушу або воду, а також на випадок виходу з ладу електричної системи літака вночі.

Відмічено цілу низку випадків, коли внаслідок того, що при вимушеній посадці пасажери залишалися в повній темряві, серед них виникала паніка, яка заважала їм правильно діяти.

Аварійні плавзасоби на літаку.

До аварійного обладнання літака також входять рятувальні плавзасоби:

- рятувальні жилети (рис. 3.4);
- рятувальні подушки (надувні);
- рятувальні плоти (рис. 3.5), човни (надувні);
- засоби сигналізації.

Пасажирський літак (з двома або декількома моторами), що здійснює рейси над водним простором протягом 80 і більше кілометрів, повинен мати на борту рятувальне спорядження, що включає рятувальні жилети, надувні рятувальні човни, засоби сигналізації та спеціальні комплекти предметів першої необхідності в кількості, що відповідає кількості літаком.



Рисунок 3.2 – Аварійний трап



Рисунок 3.3 – Аварійне освітлення



Рисунок 3.4 – Рятувальний жилет



Рисунок 3.5 – Рятувальний пліт

Розглянемо докладніше одну з найважливіших підсистем СЖО – систему кондиціонування повітря.

Система кондиціонування повітря (ВКВ) – одна з бортових систем життєзабезпечення, призначена для підтримки необхідного тиску, температури та складу повітря, вентиляції в гермокабіні ЛА на рівні, що забезпечує нормальну життєдіяльність екіпажу та пасажирів у різних польотних режимах[27].

Система кондиціонування повітря, як і інші системи, повинна відповідати вимогам нормативних документів, зокрема – щодо витрати, тиску та швидкості його зміни, температури, вологості, газового складу та швидкості руху повітря в гермокабіні в очікуваних умовах експлуатації на землі, а також на всіх етапах та режимах польоту [27].



**Тиск повітря.** Тиск повітря в кабінах пасажирських та транспортних літаків має підтримуватись не нижче 74,5 кПа. При цьому попереджається розвиток висотної декомпресійної хвороби та вираженої кисневої недостатності.

**Швидкість зміни тиску.** Через низьку здатність організму людини швидко вирівнювати тиск у напівзамкнених порожнинах (головним чином у порожнинах середнього вуха і придаткових пазух носа) із зовнішнім тиском, що змінюється, існують обмеження швидкості підвищення тиску в кабіні до 660 Па/сек. та швидкості зниження до 1330 Па/сек. При перевезенні пасажирів ці параметри становлять відповідно 24 та 33 Па/сек.

**Температура повітря.** У кабінах літальних апаратів має встановлюватись температура 20-25°C. через 10-20 хвилин польоту. На нетривалий час (10—20 хвилин) допускається зниження температури у кабіні до 5°C підвищення до 45°C. Перепад температури повітря в ділянці голови та ніг не повинен перевищувати 5°C. Для поліпшення гігієнічних умов у кабіні передбачаються індивідуальні повітряно-душируючі пристрої та вентилятори, за допомогою яких можна регулювати інтенсивність подачі та напрямок потоку вентиляційного повітря на обличчя та тулуб. Крім того, для створення комфортних умов використовуються підсистеми кондиціонування повітря спеціального спорядження екіпажу, які забезпечують температуру повітря, що подається в межах 10—80°C, при його витраті від 250 до 450л/хв.

**Швидкість руху повітря.** Швидкість руху повітря в кабіні на робочих місцях екіпажу має перевищувати 1,5 м/с, а місцях розміщення пасажирів — 0,5м/с.

**Склад повітря, наявність шкідливих домішок.** В умовах обмеженого простору основним щодо необхідної кількості повітря, що подається в гермокабіну, є допустима концентрація шкідливих домішок (вуглекислого газу, що виділяється при диханні, запахів, обумовлених життєдіяльністю людини, парів палива, які можуть потрапити в гермокабіну, і т. п.).

Концентрація шкідливих речовин повітря кабіни пасажирського літака має перевищувати (мг/м<sup>3</sup>)[27]:

- окису вуглецю – 20;
- оксидів азоту – 5;
- парів палива (у перерахунку на вуглець) – 300;
- ароматичних вуглеводнів – 5;
- парів та аерозолів синтетичних мастил – 5;
- фторорганічних сполук (у перерахунку на фтористий водень) – 0,5;
- формальдегіду – 0,5;
- альдегідів (сумарно) – 0,6.

Необхідний газовий склад повітря забезпечується за допомогою вентиляції кабіни атмосферним повітрям, при цьому концентрація шкідливих домішок, що виділяються, зменшується за рахунок додавання до повітря кабіни чистого повітря.

На сучасних пасажирських літаках величина подачі свіжого повітря до гермокабіни на одного пасажера становить 24-40 кг/год.

Для запобігання потраплянню шкідливих домішок з навколишнього середовища в кабіну в ній завжди підтримується невеликий надлишковий тиск. Системи наддуву та кондиціонування повітря кабіни використовуються також для видалення продуктів життєдіяльності та шкідливих домішок.

Парціальний тиск вуглекислого газу в кабіні літального апарату не повинен бути більше 0,26-0,93 кПа, концентрація оксиду вуглецю - 0,02 мг/л, парів палива - 0,3 мг/л, продуктів термічного розкладання мінеральних мастил - 0,005 мг/л.

Ефективне видалення шкідливих домішок з повітря забезпечується при кратності обміну повітря протягом 1 години не менше 5 в кабіні екіпажу і не менше 20 в пасажирському салоні.

Основні функції ВКВ[19]:

- регулювання надходження необхідної кількості (витрати) повітря від двигуна для підтримки в салоні та кабіні необхідного тиску системою автоматичного регулювання тиску (САРД);

- регулювання температури повітря, що надходить для підтримки в салоні та кабіні заданих температур.

ВКВ забезпечують:

- наддув (перевищення тиску в кабіні над атмосферним тиском);
- вентиляцію;
- опалення та охолодження герметичних кабін (кабіни екіпажу, кабіни пасажирів та вантажних відсіків);
- очищення повітря, що подається в герметичні відсіки від аерозольного, що складається з газової суміші, в якій зважені тверді або рідкі частинки, хімічного та інших забруднень;
  - дезодорацію;
  - іонізацію повітря в кабіні при польоті та на землі.

Крім того, ці системи забезпечують:

- захист скла ліхтаря пілотів від запотівання;
- обдування (охолодження) електронного (ПНО, радіо та електрообладнання);
- подачу гарячого повітря (при необхідності) в систему повітряно-теплових протиобледенителів (антиобледенителей) передніх кромок крила та оперення;
- до стартерів під час запуску двигунів;
- на охолодження обладнання;
- на наддув гідробаків та інших споживачів.

До складу ВКВ входять такі елементи:

- система відбору повітря від двигунів або ЗСУ (забезпечує відбір повітря високого тиску від різних ступенів двигуна (СУ) або допоміжної силової установки (ЗСУ) залежно від умов польоту.);
- система підготовки повітря (установка охолодження повітря складається з двох повітро-повітряних теплообмінників і турбоохолодильника; розподілом повітря за цими охолоджувачами мають різну ефективність і наступним змішуванням цих потоків досягається необхідна температура на виході);
- система повітроводів та розподільників повітря по салону (система розподілу повітря);
  - датчики та електромеханічні заслінки;
  - система управління, індикації (контролю) та сигналізації (дозволяє пілотам керувати роботою ВКВ, встановлювати необхідні параметри повітря, відображає параметри повітря, режим роботи, а також сигналізує про аварійні ситуації в роботі ВКВ);
  - система автоматичного регулювання тиску (призначена для підтримки в гермокабіні тиску за заданою програмою, встановлення висоти розгерметизації перед посадкою, а також аварійної розгерметизації).
  - система обігріву підпільного простору (призначена для запобігання інеутворенню та обмерзанню обшивки фюзеляжу у підпільному просторі);
  - система автоматичного регулювання температури (призначена для автоматичного, незалежного регулювання температури повітря в кабіні екіпажу, пасажирському салоні відповідно до значень, встановлених на задатчиках).

До складу ВКВ входять[27]:

- тепло та масообмінні агрегати (теплообмінники, турбоохолодильники, осушувачі, зволожувачі тощо);
- апаратура управління та автоматичного регулювання (датчики, перетворювачі, блоки управління, запірні, регулюючі крани, заслінки);
  - система розподілу повітря (трубопроводи, короби, клапани);
  - апаратура контролю ВКВ та сигналізації відмов (датчики, перетворювачі);
  - допоміжне обладнання (озонатори, глушники, вентилятори, поглиначі, фільтри тощо).

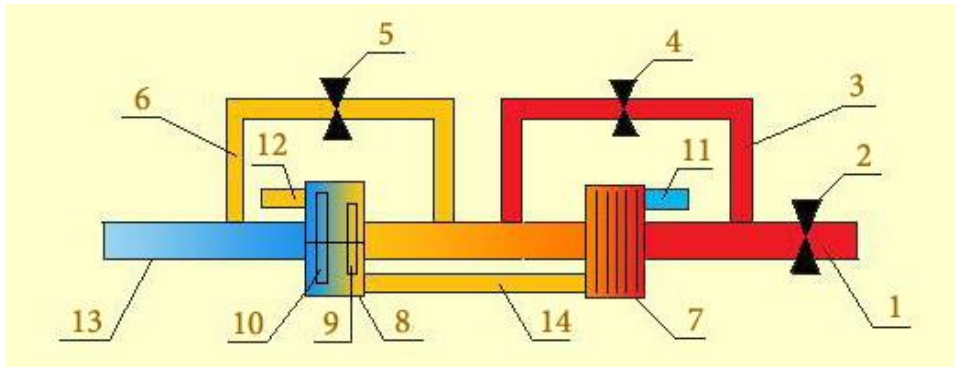


Рисунок 3.6 – Принципова схема системи кондиціювання повітря:

1. Гаряче повітря з компресора ВД; 2. Заслінка включення системи кондиціювання; 3. Обвідний трубопровід ВВР; 4. Заслінка обвідного трубопроводу ВВР; 5. Заслінка обвідного трубопроводу ТХ; 6. Обвідний трубопровід ТХ; 7. Повітряно-повітряний радіатор (ВВР); 8. Турбоохолодильник (ТХ); 9. Турбіна спрацьовування тиску та температури повітря; 10. Ступінь компресора для прокачування охолоджуючого повітря через ВВР; 11. Вхідний патрубок охолодного повітря ВВР; 12. Патрубок ТХ відведення охолоджуючого повітря; 13. Повітря з відрегульованою температурою подається на верхні короби; 14. Труба прокачування повітря, що охолоджує.

Робота ВКВ складається з наступних етапів[27]:

1. Повітря для системи кондиціювання відбирається від компресорів двигунів, від допоміжної силової установки або від наземного кондиціонера з температурою 300...500 С0 через перекривні заслінки і двох ступінчасту систему охолодження. Спершу відбувається відбір повітря від компресорів двигунів. Цю функцію виконує так звана підсистема відбору або гаряча частина системи, де повітря проходить першу стадію охолодження, знижується тиск і регулюється витрата. Перший ступінь, це повітряно-повітряний радіатор (ВВР), де повітря охолоджується холодним атмосферним потоком, що набігає, тобто. потік проходить систему охолодження та надходить у змішувач.

2. Потім повітря надходить у систему розподілу (вентиляції) або холодну частину системи (другий ступінь), де проходить другу стадію охолодження, регулювання оптимальної кількості вологи, зменшення шуму та створення вихідної (заданої) температури перед подачею його в герметичну частину фюзеляжу з параметрами, необхідними для нормальної життєдіяльності пасажирів та членів екіпажу. У другому ступені повітря передає свою енергію тиску та температури на спеціальній турбіні – турбоохолодильнику (ТХ) (розширюючись, повітря виконує роботу та охолоджується). З другого ступеня потік надходить у змішувач безпосередньо.

3. У змішувачі обидва потоки змішуються дозовано і потім подаються в гермокабіну.

напроектований літак використовується конструктивно дубльована система кондиціювання повітря відкритого повітряного циклу з турбокомпресором (рис. 3.7). На основних режимах польоту відбір повітря здійснюється від фланця 7-го ступеня компресора. На режимі малого газу повітря відбирається від 13-го ступеня компресора. У корпус фланця 7-го ступеня вбудований зворотний клапан, що

запобігає перетіканню повітря в двигун через 7-му щабель при відборі повітря від 13-го ступеня.

Схеми наведені на рис. 3.7-3.9 застосовуються на сучасних пасажирських літаках і мають високу ефективність та надійність (за рахунок дублювання). Для таких систем характерна велика кількість споживачів, встановлення ОВТ попереднього охолодження, застосування нових технічних рішень: відділення вологи на лінії високого тиску та часткова рециркуляція кабінного повітря.

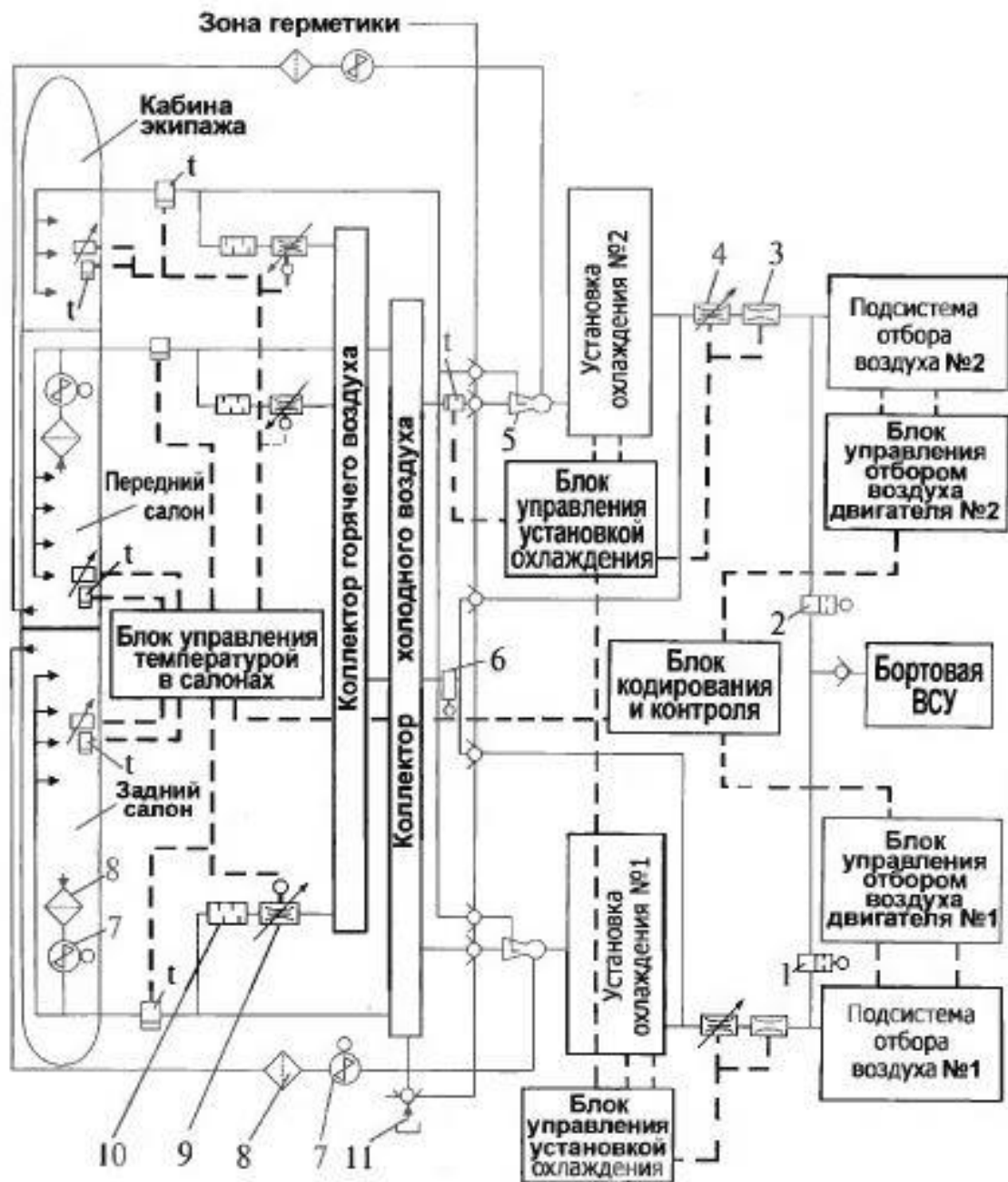


Рисунок 3.7 – Схема ВКВ на літаку, що проектується

1, 2 – кран кільцювання; 3 – датчик витрати повітря; 4 – регулятор витрати повітря; 5 – ежектор-змішувач; 6 – кран подачі гарячого повітря; 7 – вентилятор контуру рециркуляції; 8 –

двоступінчастий фільтр; 9 – регулююча заслінка; 10 - глушник шуму; 11 – штуцер підключення наземного кондиціонера.



Рисунок 3.8 – Схема підсистеми відбору та попередньої підготовки повітря

1, 2 – регулятор надлишкового тиску; 3 – повітро-повітряний теплообмінник; 4 – заслінка (жалюзі).

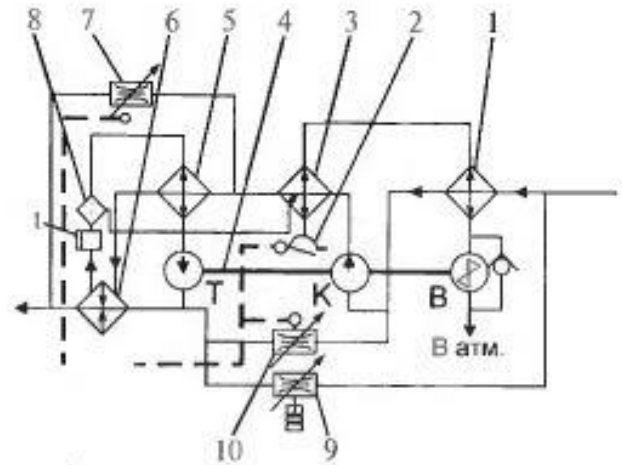


Рисунок 3.9 – Схема підсистеми основного охолодження

1 – первинний ОВТ; 2 – регульована стулка; 3 – основний ОВТ; 4 – триколісна турбоохолодильна машина (Т – турбіна, К – компресор, В – вентилятор); 5 – теплообмінник перегрівач; 6 – теплообмінник конденсатор; 7, 9, 10 – регульована заслінка; 8 – вологовідділювач.

### 3.1.3 Забезпечення екологічної безпеки функціонування проектованого об'єкта при впливі небезпечних та шкідливих експлуатаційних факторів

До шкідливих впливів літака на навколишнє природне середовище можна віднести[18]:

- шум від ЛА, що летить на малих висотах поблизу аеродрому;
- викид двигунами в атмосферу відпрацьованих газів;
- потрапляння в повітря та ґрунт токсичних та шкідливих речовин при технічному обслуговуванні літака на землі;
- пил, що піднімається літаком під час руху аеродромом.

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.

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). Вже протягом 10...15 років велика увага приділяється дослідженню ефектів, які можуть виникнути у зв'язку із польотами надзвукових літаків. Ці польоти супроводжуються забрудненням стратосфери оксидами азоту та сірчаною кислотою. Оскільки перелічені забруднюючі речовини руйнують озоновий шар, то спочатку виникла думка, що заплановане зростання кількості польотів надзвукових літаків призведе до істотного зменшення вмісту озону, з усіма подальшими згубними впливами ультрафіолетової радіації на біосферу Землі[18].

Більшість двигунів літаків вітчизняного виробництва, які продовжують широко використовуватися в експлуатації і не підпадають під дію стандарту з викидів забруднюючих речовин і не підлягають сертифікації, а їх доопрацювання в експлуатації зазвичай утруднене або пов'язане зі значними витратами. Доробки, що потребують 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 [18].

Інші оперативні заходи, такі як вдосконалення організації руху літаків, потребують додаткового поліпшення управління повітряним рухом. Отримане рахунок цього скорочення часу польоту пов'язано насамперед із зменшенням витрати палива. Проблеми локального рівня, пов'язані із забрудненням поблизу аеропортів, в даний час досить добре вивчені і практично вирішуються.

Менш вивчено проблеми, пов'язані з викидами забруднюючих речовин двигунами повітряних суден на крейсерських режимах польоту та їх наслідками.

## **3.2 Безпека у надзвичайних ситуаціях**

### **3.2.1 Аналіз можливих надзвичайних ситуацій під час експлуатації проектного об'єкта**

НС на авіаційному транспорті мають низку специфічних особливостей. Це пов'язано з високою швидкістю пересування літальних апаратів, наявністю на їхньому борту великої кількості палива, здатного спалахнути або вибухнути, знаходженням людей у замкнутому просторі салону, великою висотою польотів, відсутністю ефективних та надійних заходів впливу та допомоги людям, які зазнають лиха в повітрі, раптовістю та швидкоплинністю розвитку подій. Основними факторами травмування та загибелі людей при НС на авіатранспорті є сили, що виникають при ударі повітряного судна під час падіння, пожежа, вибух, отруйні гази, декомпресія. НС на авіатранспорті може виникнути будь-якому етапі: зліт, політ, посадка[32].

Перелік можливих надзвичайних ситуацій (НС), які можуть виникнути на літаку, що проектується, як у польоті, так і на території аеропорту:

1. НС техногенного характеру на стоянці автомобілів-заправників:
  - a) транспортні аварії та катастрофи (10100);
  - b) пожежі та неспровоковані вибухи (10200);
  - c) раптове руйнування будівель та споруд (10600).
2. НС техногенного характеру на стоянці літаків:
  - a) транспортні аварії та катастрофи (10100);
  - b) пожежі та неспровоковані вибухи (10200).
3. НС техногенного характеру в котельні:
  - a) пожежі та неспровоковані вибухи (10200);
  - b) раптове руйнування будівель та споруд (10600);
  - c) аварії на системах життєзабезпечення (10800).
4. НС техногенного характеру на трансформаторній підстанції:
  - a) пожежі та неспровоковані вибухи (10200);
  - b) аварії на електроенергетичних системах (10700).
5. НС техногенного характеру на автозаправній станції транспортного цеху:
  - a) транспортні аварії та катастрофи (10100);
  - b) пожежі та неспровоковані вибухи (10200);
  - c) раптове руйнування будівель та споруд (10600).
6. НС природного характеру:
  - a) небезпечні геологічні явища (20100);
  - b) небезпечні метеорологічні явища (20200);
  - c) небезпечні гідрологічні прісноводні явища (20400);
  - d) інфекційне захворювання людей (20600).
7. НС соціально-політичного характеру:
  - a) замах на керівництво (30200);
  - b) викрадення повітряного судна, захоплення заручників (30300);
  - c) встановлення вибухівки (30400).

### **3.2.2 Розробка заходів щодо зменшення ймовірності виникнення надзвичайних ситуацій під час експлуатації проектного об'єкта**

Пожежа — неконтрольований процес горіння, що завдає матеріальних збитків, шкоди життю та здоров'ю людей, інтересам суспільства та держави.

Вибух— вибух, при якому спалах наступних шарів вибухової речовини відбувається в результаті стиснення та нагріву ударною хвилею, що характеризується тим, що ударна хвиля і зона хімічної реакції йдуть нерозривно один за одним з постійною надзвуковою швидкістю.

Для запобігання виникненнюпожежо- та вибухонебезпечних ситуацій необхідно дотримуватися низки заходів, наведених нижче[32]:

1. На вхідних дверях виробничих та складських приміщень, на щитах зовнішніх установок та резервуарних парках повинні бути нанесені написи,



що позначають категорії вибухонебезпечної та пожежної небезпеки та класи вибухонебезпечних зон.

2. Територія аеропорту та його об'єктів повинна постійно утримуватись у чистоті та очищатися від сміття, виробничих, побутових та інших відходів. Металева стружка, промаслені обтиральні матеріали, виробничі, побутові та інші відходи повинні зберігатися у спеціально відведених місцях на відстані не ближче 8 м від будівель та споруд.

3. Територія аеродромів, складів ПММ та об'єктів радіотехнічного забезпечення польотів та зв'язку (далі - ЕРТОС) має бути викошена та очищена від скошеної трави. Сушіння скошеної трави та зберігання сіна допускається як виняток поза територією аеродромів, складів ПММ та об'єктів ЕРТОС на вільних ділянках, віддалених від будівель та споруд не менше ніж на 50 м.

4. На території пожежо- та вибухонебезпечних об'єктів (якщо це не пов'язано з технологічним процесом виробництва), а також у місцях зберігання та переробки горючих матеріалів застосування відкритого вогню (вогнища, смолоскипи) забороняється.

5. На ділянках території аеропорту, де можливе скупчення горючих парів чи газів, проїзд автомашин, тракторів, мотоциклів та іншого транспорту забороняється. Про це мають бути вивішені відповідні написи (знаки).

6. Системи пожежного захисту та димовидалення у будівлях повинні бути постійно у справному стані. Забороняється проводити скління або закладення жалюзі та повітряних зон на незадимлюваних сходових клітинах.

7. У цехах і лабораторіях, де застосовуються легкозаймисті та горючі рідини (ЛЗР та ГР) та гази, необхідно передбачати, як правило, централізоване транспортування та роздачу їх на робочі місця. У всіх інших випадках для перенесення ЛЗР та ГР слід застосовувати безпечну тару спеціальної конструкції.

8. Місця стоянок повітряних суден (далі - ЗС) повинні бути розташовані на відстані не менше 100 м від складів ПММ, станцій ЦЗС, стоянок паливозаправників; 50 м від виробничих будівель та споруд, за винятком ангарів, де ВС можуть встановлюватися не ближче 25 м від ангару, а також мають бути обладнані засобами зв'язку. Територія навколо місць стоянок ПС (в радіусі не менше 50 м) повинна постійно утримуватись у чистоті, очищеній від сухої трави, сміття та горючих матеріалів. Для зливу відстою палива і відпрацьованого масла повинні встановлюватися спеціальні ємності, а для збору використаних обтиральних матеріалів (ганчірки) - металеві ящики з кришками, що щільно закриваються.

9. Місця для куріння, встановлення ємностей під злив відстою палива та відпрацьованого масла, а також місця для збирання використаних обтиральних матеріалів повинні обладнуватися на відстані не менше 25 м від стоянок ПС та позначатися на місцевості вказівниками (табличками, знаками безпеки).

10. Усі ЗС, що знаходяться на стоянках, у тому числі в ангарах АТБ та СРК, повинні бути постійно заземлені. У комплекті технологічного обладнання місць стоянок ПС повинні бути переносні заземлювальні троси, обладнані штирем на одному кінці та затискачем на іншому, для заземлення ПС, що не мають стаціонарних заземлюючих тросів. З'єднання штирів і затискачів з тросами має бути звареним або за допомогою паяння. Застосування болтових з'єднань не допускається.

11. На місцях стоянок ЗС забороняється:

- a) проливати на покриття (землю) паливо, олію, гідросуміш та інші легкозаймисті та горючі рідини. У разі розливу останні повинні негайно посипатися піском і забиратися;
- b) курити поза місцями, спеціально відведеними для цього;
- c) залишати без нагляду працюючі засоби механізації та технологічне обладнання, а також ЗС із підключеними аеродромними джерелами електроживлення;
- d) запускати двигуни або виконувати інші роботи без первинних засобів пожежогасіння.

12. Витратні баки з паливом місткістю понад 250 л повинні постачати зливні аварійні трубопроводи, що ведуть в аварійний підземний резервуар.

13. Паливо та масло у витратні баки повинні заливатись при вимкнених двигунах внутрішнього згоряння тільки за допомогою заправних насосів. Заливання баків із застосуванням інших засобів забороняється. Наповнення видаткових баків повинне проводитися при денному або штучному освітленні, виконаному у вибухозахищеному виконанні. Стаціонарні приміщення агрегатних повинні мати аварійне висвітлення.

14. Складські приміщення, камери зберігання та вбиральні аеровокзалу повинні обладнатися пожежно-охороною сигналізацією з виведенням на пульт центрального спостереження.

15. Усі приміщення аеровокзалів та пасажирських будівель повинні бути забезпечені первинними засобами пожежогасіння відповідно до чинних норм.

16. Усі електроустановки мають бути захищені апаратами захисту від струмів короткого замикання та інших ненормальних режимів.

17. У виробничих і складських приміщеннях з горючими матеріалами, а також з виробами в упаковці, що згоряється, електричні світильники повинні мати закриті або захищене виконання (зі скляними плафонами).

18. Несправності в електромережах та електроапаратурі, які можуть спричинити іскріння, коротке замикання, наддопустиме нагрівання паливної ізоляції кабелів та проводів, повинні негайно усуватися черговим персоналом; Несправну електромережу слід відключати до приведення її до пожежобезпечного стану.

Терористичний акт— скоєння вибуху, підпалу чи інших дій, що лякають населення та створюють небезпеку загибелі людини, заподіяння значної майнової шкоди, або настання інших тяжких наслідків, з метою впливу на ухвалення рішення

органами влади або міжнародними організаціями, а також загроза вчинення зазначених дій з тією ж метою . Для запобігання та профілактики тероризму проводяться такі заходи[32]:

1. Для якісного та своєчасного інформування посадових осіб та пасажирів необхідно розробити пам'ятки, інформаційні плакати, стенди, мовні та відеозвернення.
2. Посилити режим пропуску на територію аеропорту, аеродрому.
3. Проводити ретельний підбір співробітників, особливо до підрозділів охорони та безпеки, обслуговуючого персоналу (чергових, ремонтників, прибиральників).
4. Щодня здійснювати обхід та огляд приміщень з метою виявлення сторонніх та підозрілих предметів, приміщення, що не використовуються, закрити, опечатати та здати під охорону.
5. Забезпечити службовців місцевої охорони чи служби безпеки об'єкта портативною радіоапаратурою, засобами сигналізації для виклику резерву та правоохоронних органів.
6. Створити систему контролю (план систематичного огляду) за всіма нежитловими приміщеннями (підвалами, горищами, сміттекамерами, вентиляційними вводами, бойлерами тощо), звертаючи особливу увагу на пожежонебезпечні ділянки та місця, найбільш ймовірні для несанкціонованого проникнення на об'єкт.
7. Організувати контроль за пересуванням та паркуванням автотранспорту на території організації.
8. Організувати навчання керівників, персоналу та населення за діями при загрозі та вчиненні терористичного акту.
9. Розробити план евакуації персоналу організації та пасажирів, надання допомоги постраждалим при загрозі та вчиненні терористичного акту, визначити завдання посадових осіб, місцевої охорони чи служби безпеки під час проведення евакомероприємств.
10. Довести до всього персоналу організації номери телефонів, якими необхідно повідомити відповідні органи при виявленні підозрілих предметів або інших ознак загрози проведення терористичної акції, а також служб порятунку під час його скоєння.
11. Щоб звести до мінімуму можливість здійснення терористичних актів у місцях масового скупчення пасажирів (пасажирські вокзали та платформи), необхідно заздалегідь здійснити низку організаційних та технічних заходів, які виключають або ускладнюють проведення терористичних актів.



$$R_{10} = 11,28 \cdot r_1 = 11,28 \cdot 41,53 = 468,5 \text{ м.}$$

На малюнку 3.11 показано зони поширення ударної хвилі від вибуху. Як видно від вибуху постраждали власне літак, який вибухнув, літак, що знаходиться на стоянці на суміжному майданчику і будівлю терміналу В. Розрахуємо можливі втрати основних фондів[32]:

$$ПОФ = \frac{(\sum ПОФ_{повн}) \cdot 1,0 + (\sum ПОФ_{сильн}) \cdot 0,7 + (\sum ПОФ_{сер}) \cdot 0,4 + (\sum ПОФ_{слаб}) \cdot 0,2}{МЗП},$$

де  $\sum ПОФ_i$  - Сумарні втрати основних фондів при повному, сильному, середньому та слабкому руйнуваннях, тис. дол.

Термінал В був лише частково зачеплений ударною хвилею, тому вважаємо, що будівля терміналу зазнала сильних пошкоджень. Повну руйнацію отримав літак, що вибухнув, а поруч стоїть – середні. Тоді втрати основних фондів становитимуть:

$$ПОФ = \frac{30000 \cdot 1 + 5000 \cdot 0,7 + 30000 \cdot 0,4}{1,5} = 30333,3 \text{ тис. дол.}$$

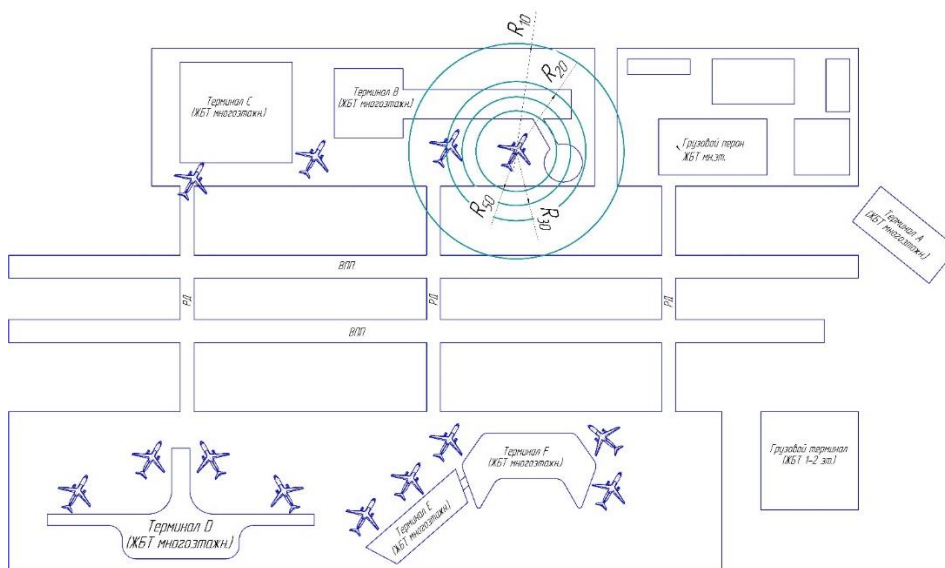


Рисунок 3.11 – Зони можливих руйнувань від вибуху

Результати впливу повітряної ударної хвилі на людей, що знаходяться за межами будівель та споруд, залежать від величини надлишкового тиску у фронті повітряної ударної хвилі: при  $\Delta P_f > 100$  кПа – люди гинуть; при  $\Delta P_f = 60-100$  кПа – люди гинуть або отримують тяжкі травми; при  $P_f 40-60$  кПа - люди отримують ураження середньої тяжкості, а при  $P_f = 20-40$  кПа - легкі пошкодження. На відміну від цього людей, які перебувають у будівлях та спорудах, вражає не лише вплив надлишкового тиску та швидкісного натиску повітряної ударної хвилі, а й уламки зруйнованих будівельних конструкцій, теплове випромінювання та хімічне забруднення вторинних пожеж. Тому до санітарних втрат відносять кількість осіб, які внаслідок впливу повітряної ударної хвилі та спричинених нею руйнувань та пожеж можуть отримати травми, поранення, опіки, отруєння чадним газом.

Можливу кількість загальних та санітарних втрат визначимо за такими залежностями[32]:

$$M_{\text{общ}} = \sum N_{\text{полн}} \cdot 1 + \sum N_{\text{сильн}} \cdot 0,8 + \sum N_{\text{сред}} \cdot 0,12 + \sum N_{\text{сл}} \cdot 0,08,$$

$$M_{\text{сан}} = \sum N_{\text{полн}} \cdot 0,3 + \sum N_{\text{сильн}} \cdot 0,2 + \sum N_{\text{сред}} \cdot 0,09 + \sum N_{\text{сл}} \cdot 0,03,$$

де  $\Sigma N_{\text{полн}}$ ,  $\Sigma N_{\text{сильн}}$ ,  $\Sigma N_{\text{сер}}$ ,  $\Sigma N_{\text{сл}}$  – сумарна кількість осіб виробничого персоналу, які можуть перебувати в будівлях (спорудах), де прогнозується повна, сильна, середня та слабка руйнування відповідно, а також на відкритих ділянках території у відповідних зонах руйнувань, чол.

$$M_{\text{общ}} = \sum N_{\text{полн}} \cdot 1 + \sum N_{\text{сильн}} \cdot 0,8 + \sum N_{\text{сред}} \cdot 0,12 + \sum N_{\text{сл}} \cdot 0,08 =$$

$$= 33 \cdot 1 + 57 \cdot 0,8 + 61 \cdot 0,12 + 57 \cdot 0,08 = 91 \text{ чел.}$$

$$M_{\text{сан}} = \sum N_{\text{полн}} \cdot 0,3 + \sum N_{\text{сильн}} \cdot 0,2 + \sum N_{\text{сред}} \cdot 0,09 + \sum N_{\text{сл}} \cdot 0,03 =$$

$$= 33 \cdot 0,3 + 57 \cdot 0,2 + 61 \cdot 0,09 + 57 \cdot 0,03 = 29 \text{ чел.}$$

Визначимо можливі збитки внаслідок надзвичайної ситуації, які можна визначити за такою залежністю:

$$УБ = ПОФ + 18 \cdot M_{\text{сан}} + 288 \cdot (M_{\text{общ}} - M_{\text{сан}}) = 30333,3 + 18 \cdot 29 + 288 \cdot (91 - 29) = 48711,3 \text{ т. дол.}$$

Внаслідок надзвичайної ситуації необхідно вжити низку невідкладних заходів у зоні НС:

1. Локалізація та гасіння вторинних пожеж, які можуть виникнути на ділянках робіт рятувальників чи маршрутах руху рятувальників.
2. Локалізація аварій на газових, електроенергетичних, водопровідних, каналізаційних, технологічних КЕМ та ТМ.
3. Надання негайної медичної допомоги людям, які отримали травми, поранення, опіки, отруєння тощо. та евакуація їх до лікувальних закладів.
4. Організований висновок (вивіз) персоналу (населення) із небезпечних місць у безпечні райони.
5. Зміцнення (або обвалення) конструкцій, що загрожують обвалом.
6. Виявлення та знешкодження вибухонебезпечних предметів.

У цьому розділі розглянуто:

### **1. Охорона праці:**

- Виявлення та аналіз небезпечних та шкідливих факторів, що діють у робочій зоні проєктованого об'єкта.
- Розробка заходів щодо запобігання або ослаблення впливу небезпечних та шкідливих факторів на працюючих.
- Забезпечення екологічної безпеки функціонування проєктованого об'єкта при впливі небезпечних та шкідливих факторів.

### **2. Безпека у надзвичайних ситуаціях:**

- Аналіз можливих надзвичайних ситуацій під час експлуатації проєктованого об'єкта.
- Розробка заходів щодо зменшення ймовірності виникнення надзвичайних ситуацій.
- Розробка очікуваної інженерної обстановки при вибуху літака на стоянці аеропорту.

## **4. Спеціальна частина**



#### 4.1 Визначення загальної напружено-деформованої поведінки секції фюзеляжу

##### 4.1.1 Постановка задачі та підготовка скінченно-елементної моделі для розрахунку

У цьому розділі ми визначаємо загальне напруження-деформацію поведінки (SSB) секції фюзеляжу між кадром №9 і №21. Вихідними даними для визначення SSB є конструктивна схема літака (додаток Б) та майстер-геометрія фюзеляжу (рис. 1.40), яка розрізана шпангоутами №9 та №21. У цьому розділі (рис. 4.1) розробляється модель розподілу простору, яка базується на даних, взятих з креслення конструктивної схеми літака.

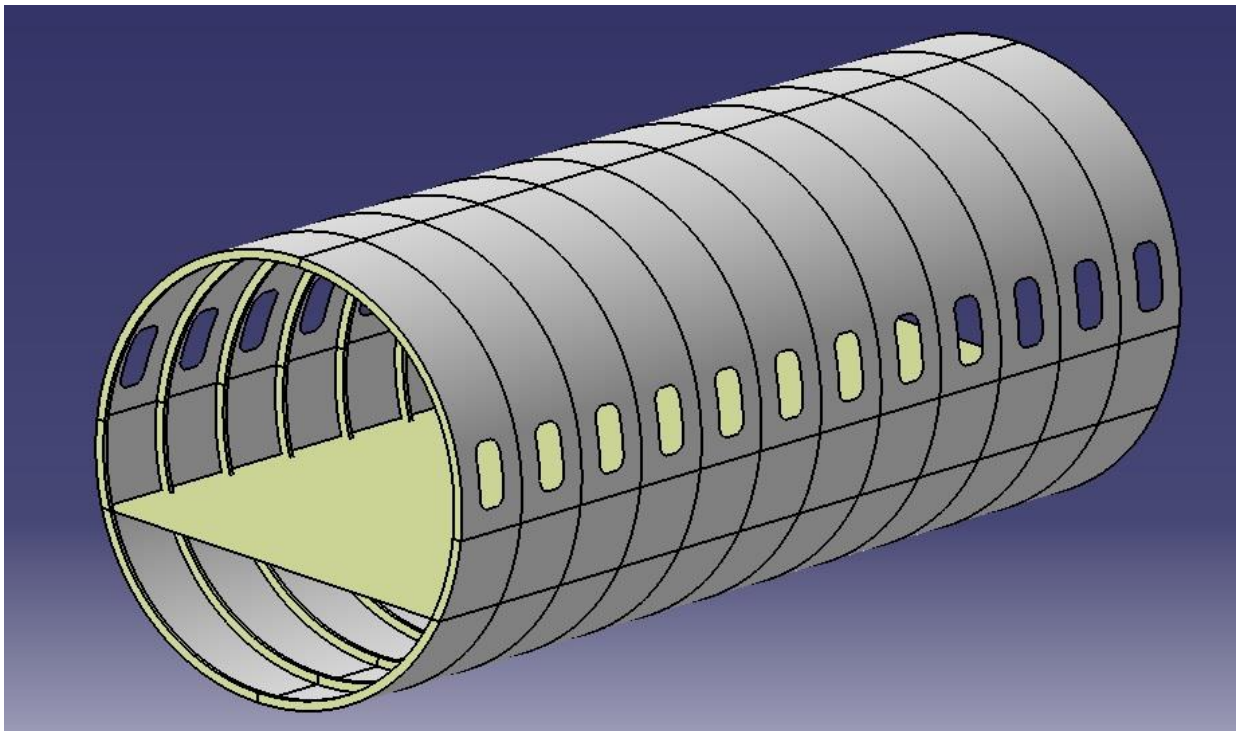


Рисунок 4.1 – Модель розподілу простору розглянутої ділянки

Розглянемо два випадки навантаження секції фюзеляжу: згинальний момент  $M_z$  і сила зсуву  $Q_y$  на основі дії підйомної сили врівноважуюча сила горизонтального оперення і масових сил; згинальний момент  $M_z$  і сила зсуву  $Q_z$  маневрових навантажень на вертикальне оперення для компенсації моменту розгортання при відмові одного двигуна. Фюзеляжний відсік розглядається як колінно-затискна балка: заклинювання на 21 шпангоуті, навантаження по поздовжній осі 9 шпангоутного відсіку (рис. 4.2.). Значення навантажень, взяті з відповідних діаграм (рис. 1.41 і 1.42), розраховані в розділі 1.3.2, а також враховують надлишковий тиск у відсіку:

$$Q_y = 111,3 \text{ кН}; \quad M_z = 313 \text{ кНм}; \quad Q_z = 162 \text{ кН}; \quad M_z = 3003 \text{ кНм}; \quad P = 0,126 \text{ МПа}.$$

Елементам розподільної моделі присвоюють геометричні параметри, отримані в результаті проектних розрахунків і просторової орієнтації: стрингери - як показано на рис. 1.44, рами - як показано на рис. 1.47, обшивка - згідно з розрахунками її товщини, у розділі 1.3.4. Результатом є розріз фюзеляжу готової до створення кінцево-елементної моделі (МСЕ) (рис. 4.3).

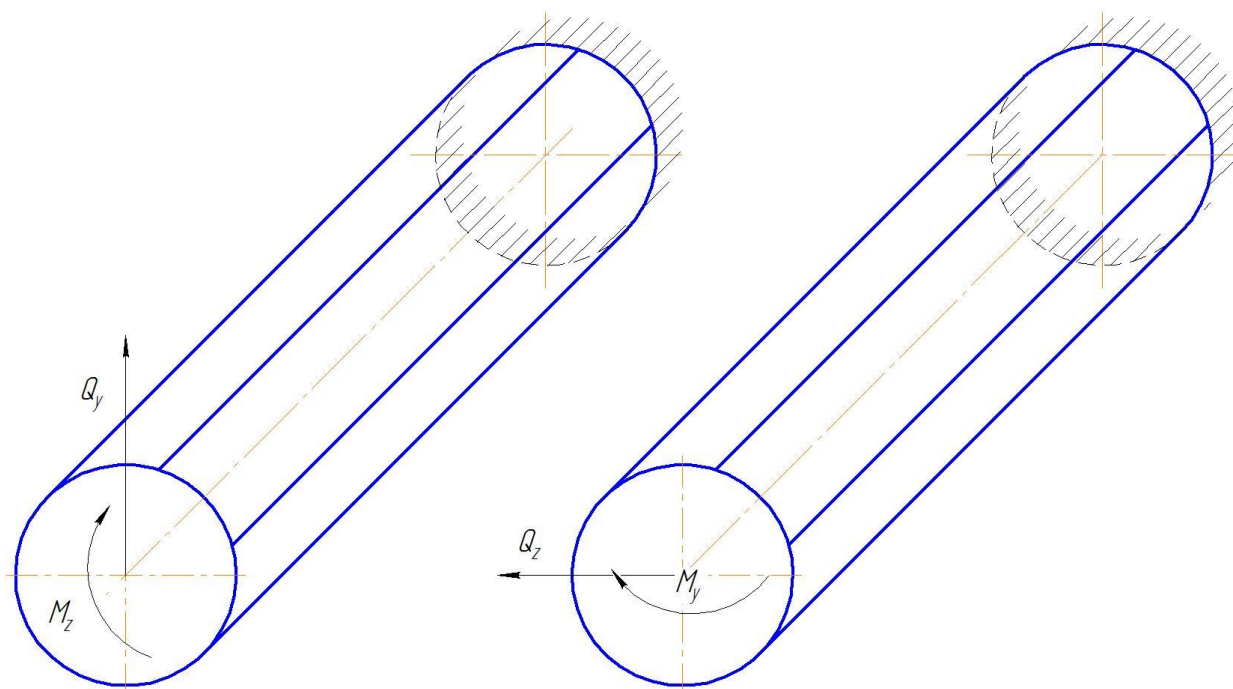


Рисунок 4.2 – Варіанти завантаження секції фюзеляжу

Geometry  
02.06.2016 22:16

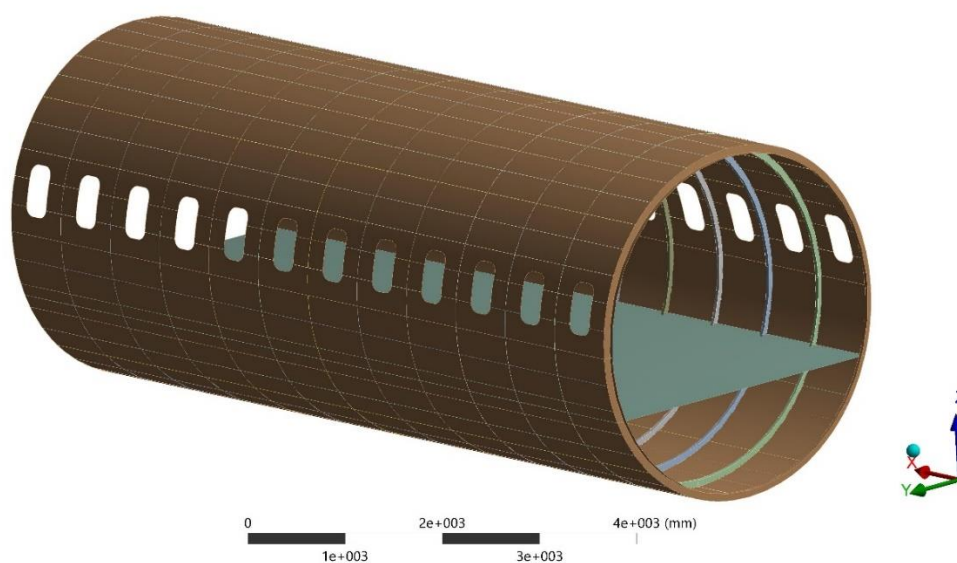


Рисунок 4.3 – Модель секції фюзеляжу, готова до створення FEM

Скінченно-елементна сітка створюється автоматично програмою ANSYS, але розмір скінченного елемента задаються студентом вручну. Зазначений розмір елемента забезпечить досить точний розрахунок (адекватно відобразить загальний відсік SSB) з відносно невеликим часом обчислення. Отриманий FEM показаний на малюнках 4.4 - 4.5.

Mesh  
02.06.2016 22:16

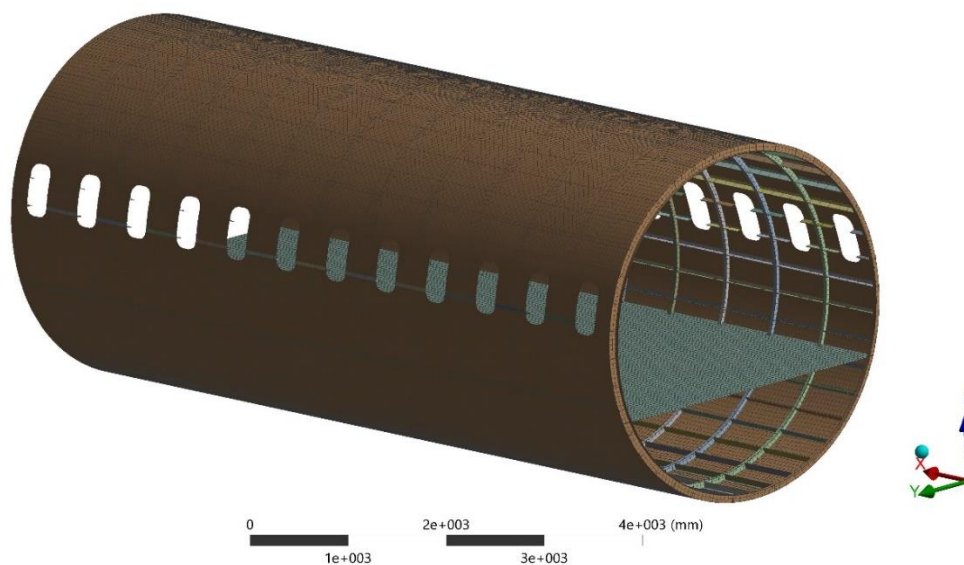


Рисунок 4.4 – Скінченно-елементна модель секції фюзеляжу

Mesh  
02.06.2016 22:17

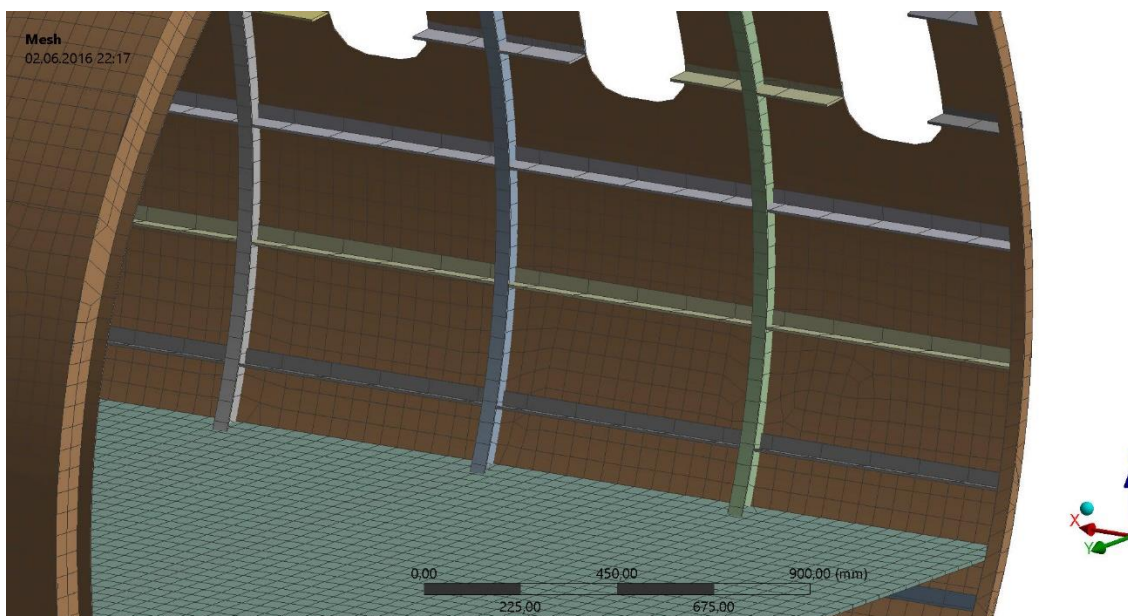


Рисунок 4.5 – Скінченно-елементна модель секції фюзеляжу



## 4.2 Визначення загальної ССБ секції фюзеляжу при завантаженні $Q_y$ і $M_z$

Після аналізу розробленої схеми отримуємо наступні параметри (рис. 4.6-4.9): максимальне переміщення - 91,133 мм; максимальне напруження - 697,83 МПа. Завищені значення переміщення та напруги, викликані специфікою додатка навантаження, яка не відображає належним чином поведінку напруги поблизу додатка навантаження. Це означає, що ці значення не враховуються.

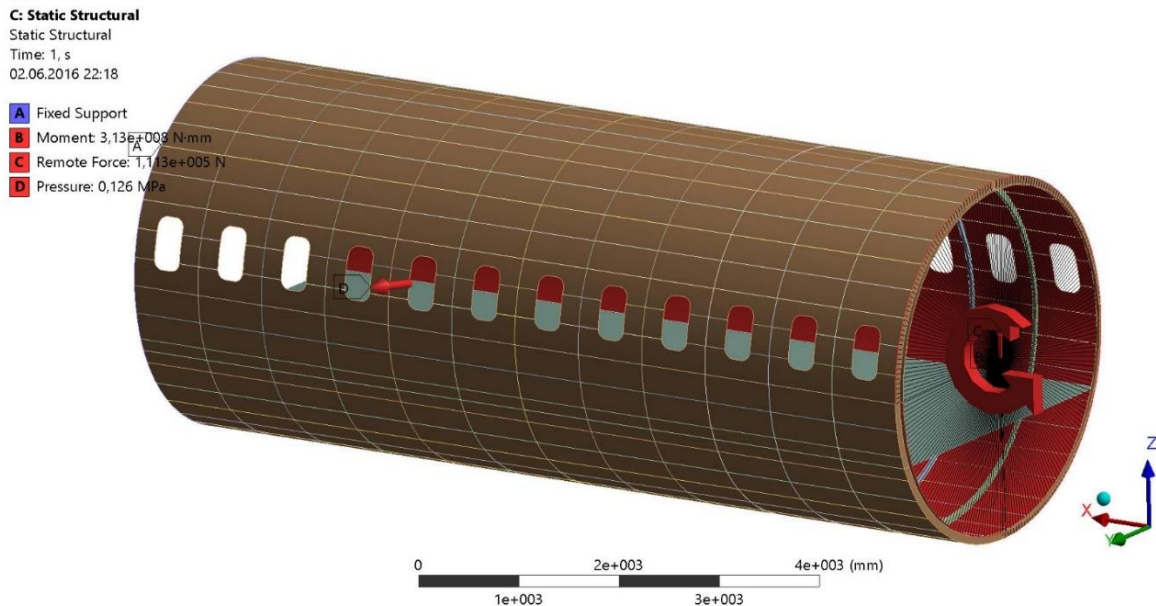


Рисунок 4.6 – Розрахункова схема розглянутого корпусу

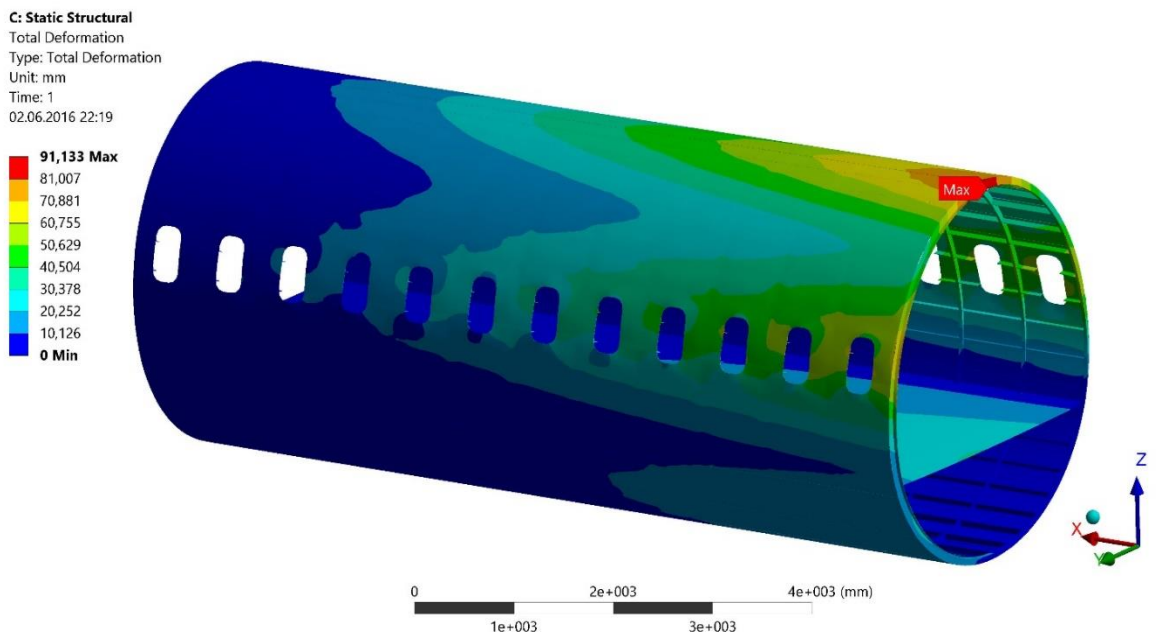


Рисунок 4.7 – Переміщення конструкції секції фюзеляжу

Загалом напруги в регулярних зонах перетину не перевищують 120 МПа, а в нерегулярних зонах (щілини вікон) досягають 320...350 МПа, що не

перевищує міцність матеріалу на розрив. Однак нерегулярні зони повинні бути посилені, щоб знизити напругу до рівня регулярних зон, щоб забезпечити заданий ресурс планера.

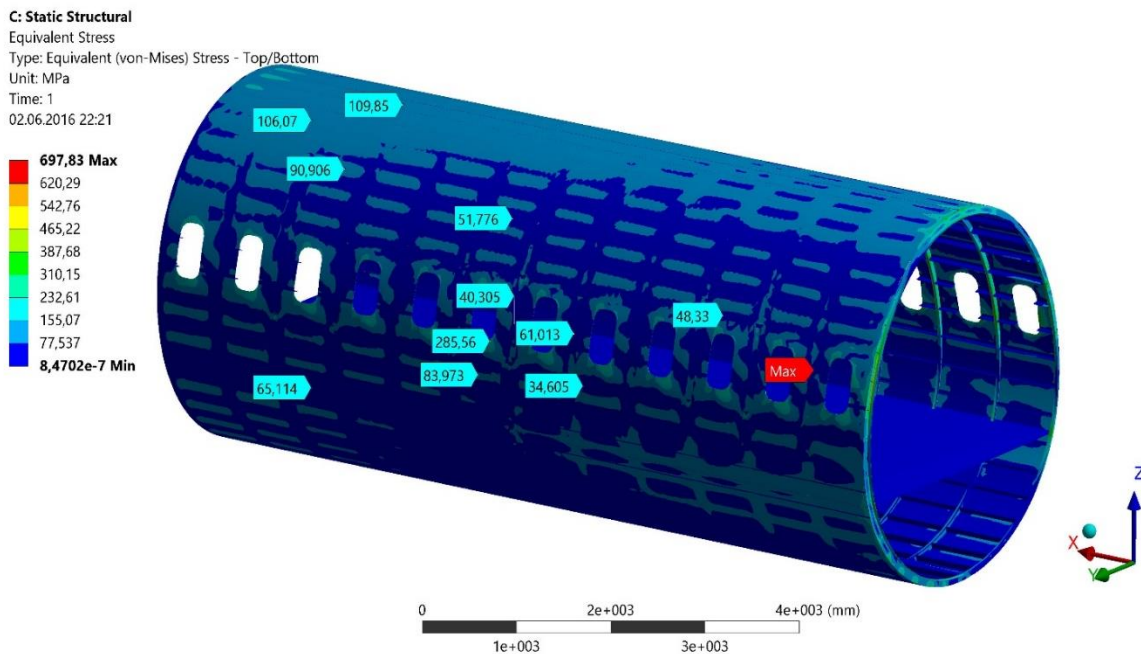


Рисунок 4.8 – Напруга секції фюзеляжу

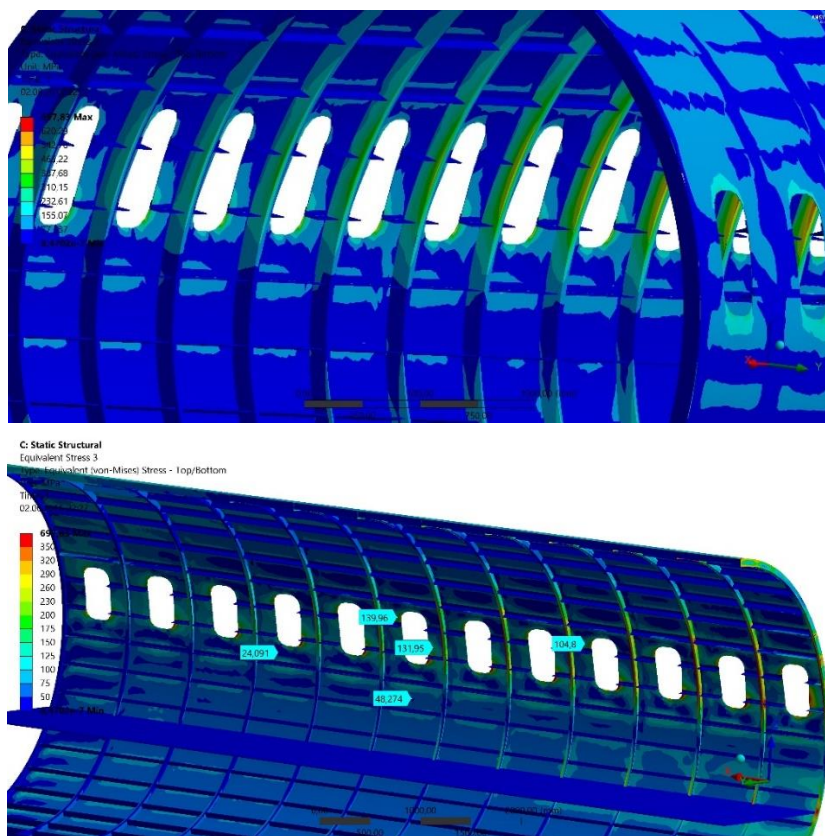


Рисунок 4.9 – Напруга біля прорізів для вікон

## 4.2 Визначення загальної ССБ секції фюзеляжу при завантаженні за $Q_z$ і $M_y$

Після аналізу розрахункової схеми (рис. 4.10) маємо наступні параметри^  
максимальне переміщення – 130,82 мм; максимальне напруження – 4449,5 МПа. І  
апосилення, ці значення є занадто високими внаслідок специфіки розрахунку  
навантаження.

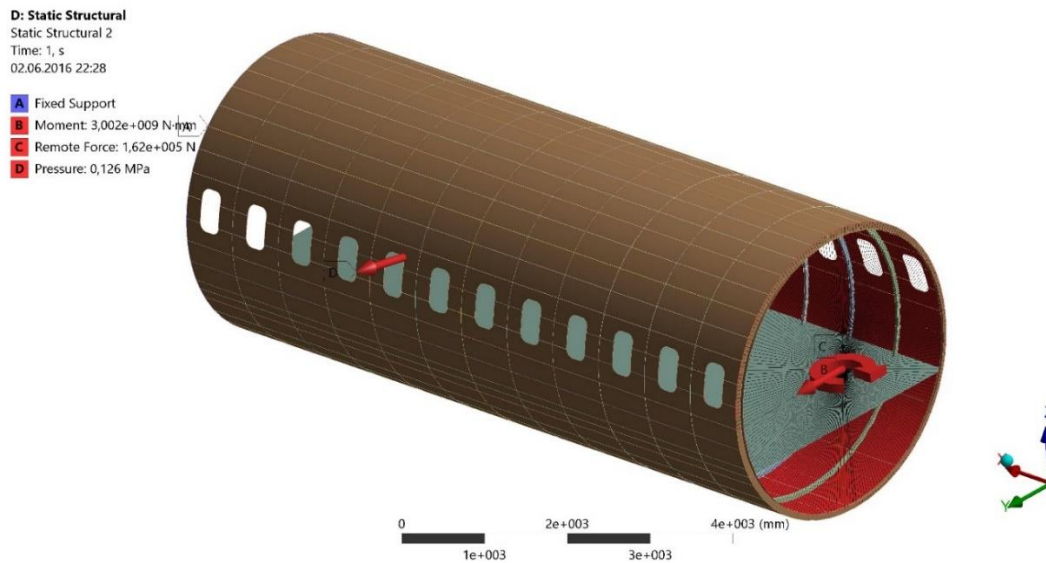


Рисунок 4.10 – Розрахована схема розглянутого випадку

На достатній відстані від точки прикладання навантаження напруга в регулярних зонах перетину не перевищує 150 МПа. У зонах, близьких до прорізів для вікон, напруга досягає 350 МПа, що менше міцності на розрив матеріалу елементів конструкції, але свідчить про необхідність армування прорізів.

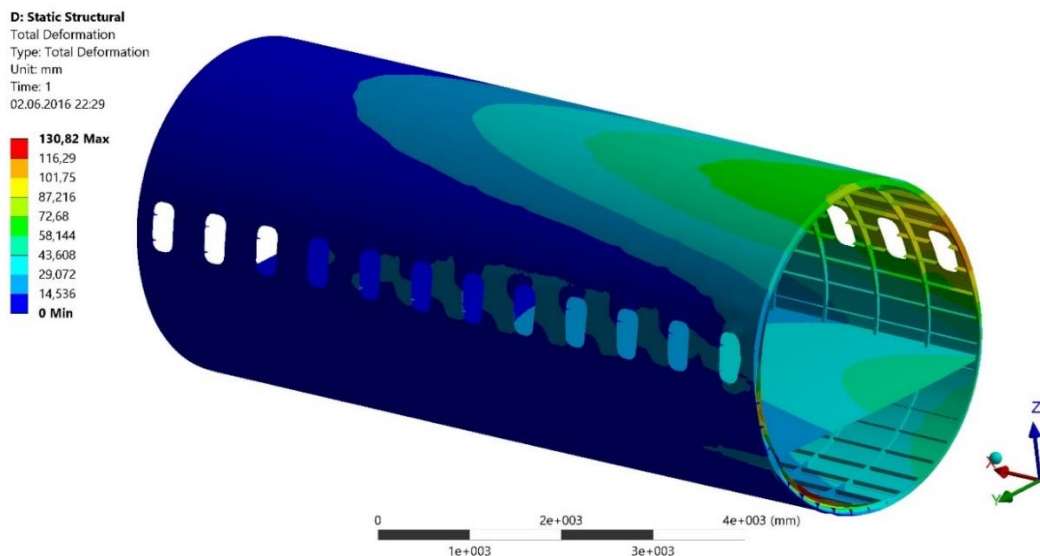




Рисунок 4.11 – Зміщення правого боку розрізу

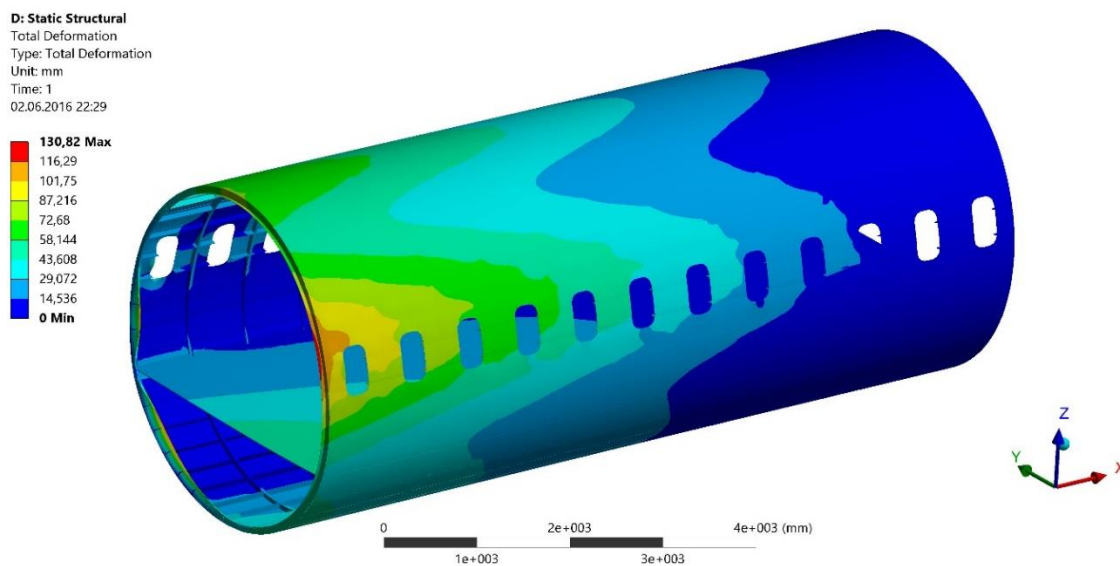


Рисунок 4.12 – Зсув лівого боку розрізу

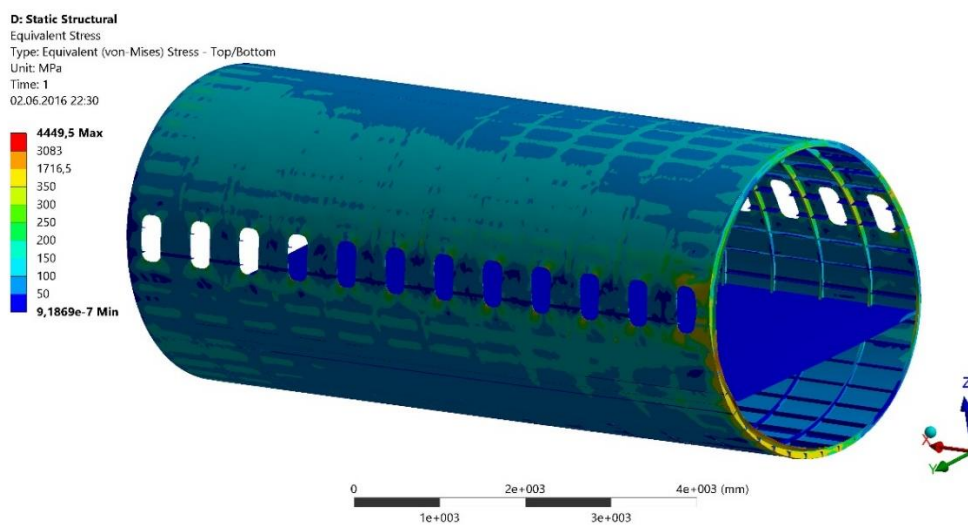
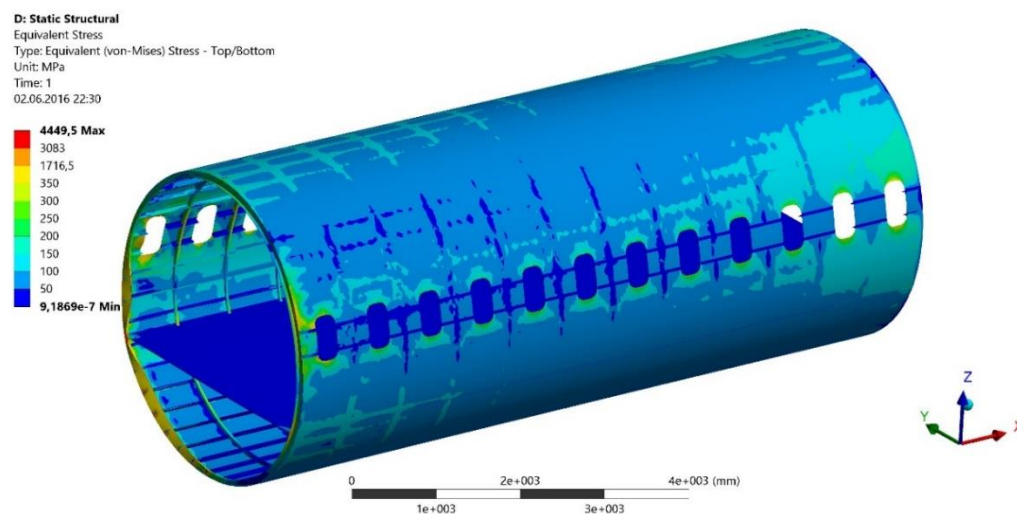


Рисунок 4.13 – Напряга секції фюзеляжу

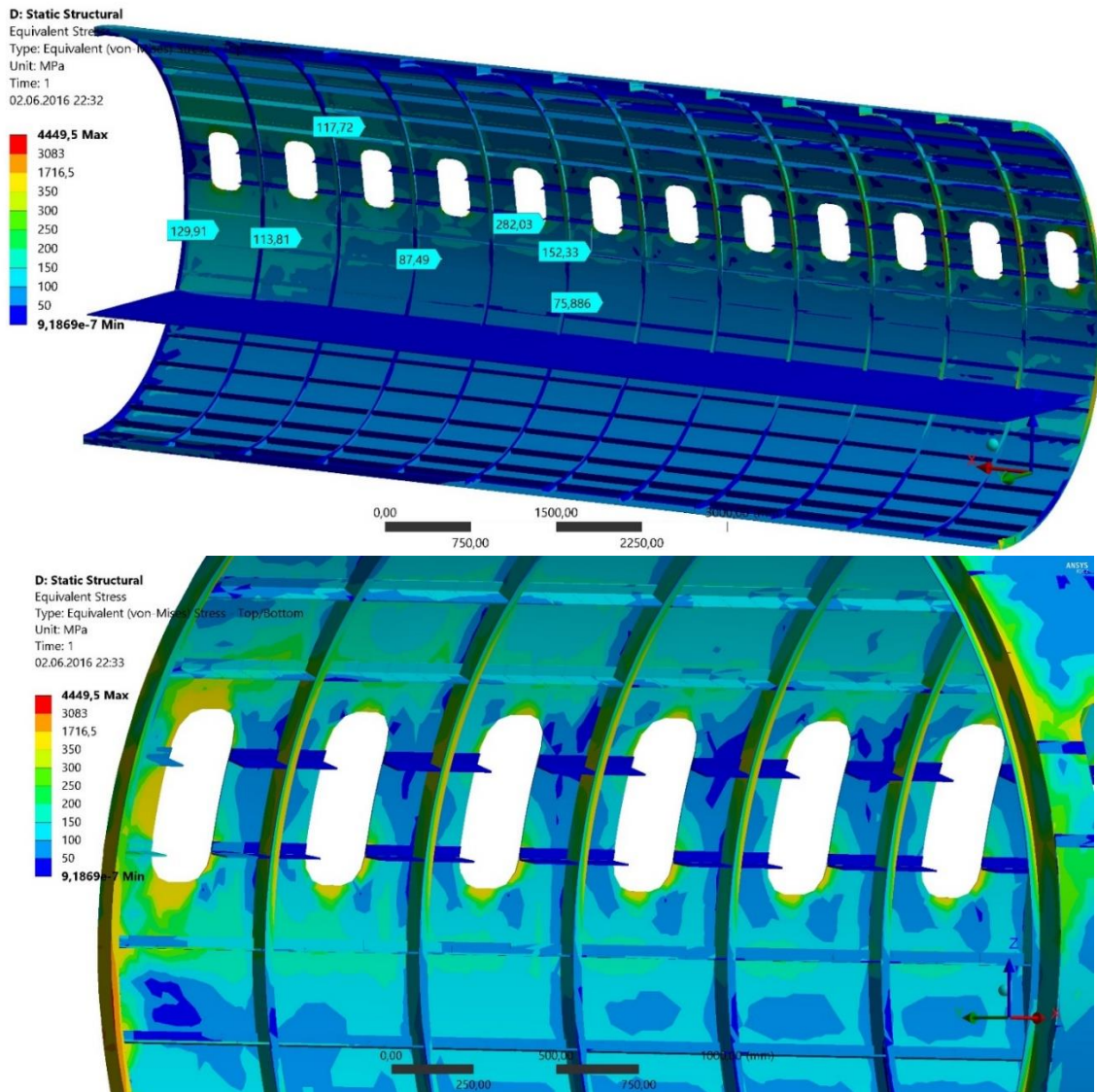


Рисунок 4.14 – Напряга біля прорізів для вікон

В цілому в обох випадках можна сказати, що статична міцність конструкції секції фюзеляжу досягнута. Напруження в регулярних зонах знаходяться в межах 120 ... 150 МПа, що дозволяє забезпечити заданий ресурс 80000 годин. У нерівномірних зонах (щілинах для вікон) напруги досягають значень 320 ... 350 МПа, це задовольняє умовам статичної міцності, але вимагає посилення пазів опорними плитами, балками, плитами, посиленими стрингерами і т.д.

Поведінка важких напружень поблизу прикладеного навантаження обумовлена його невідповідністю реальним прикладним навантаженням, однак на відстані від навантаження напружено-деформований стан є адекватним.

У спеціальній частині було розглянуто:

- Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання фюзеляжу проектованого літака.
- Вибір матеріалів для елементів конструкції фюзеляжу.



- Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силових елементів фюзеляжу у регулярних та нерегулярних зонах.
- Прогнозування ресурсу фюзеляжу в регулярних та нерегулярних зонах.
- Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання паливної системи літака.
- Розробка системи подачі палива до двигунів, системи дренажу паливних баків, системи заправки та аварійного зливу палива, а також протипожежної системи та системи нейтрального газу.

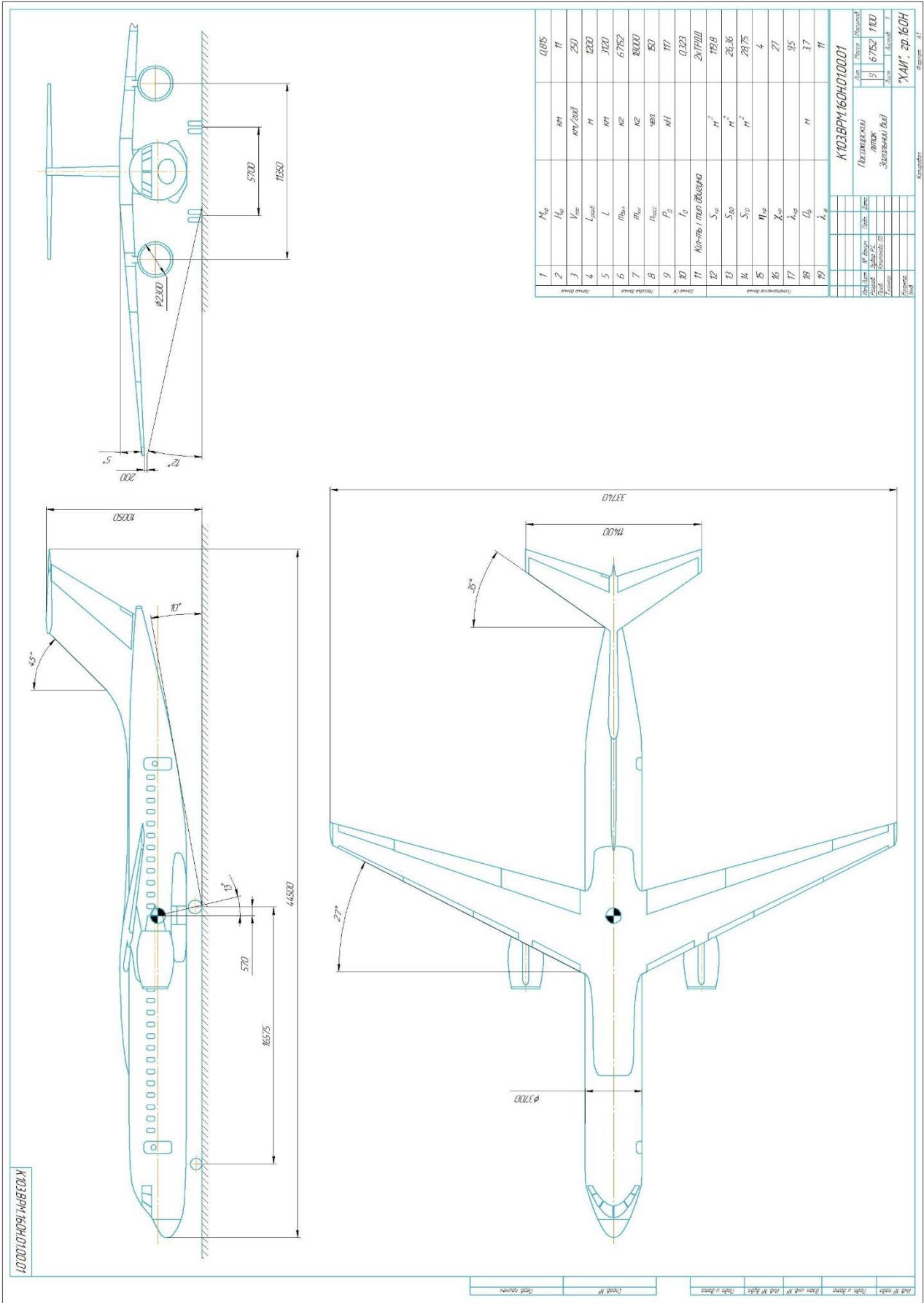
### Список використаної літератури

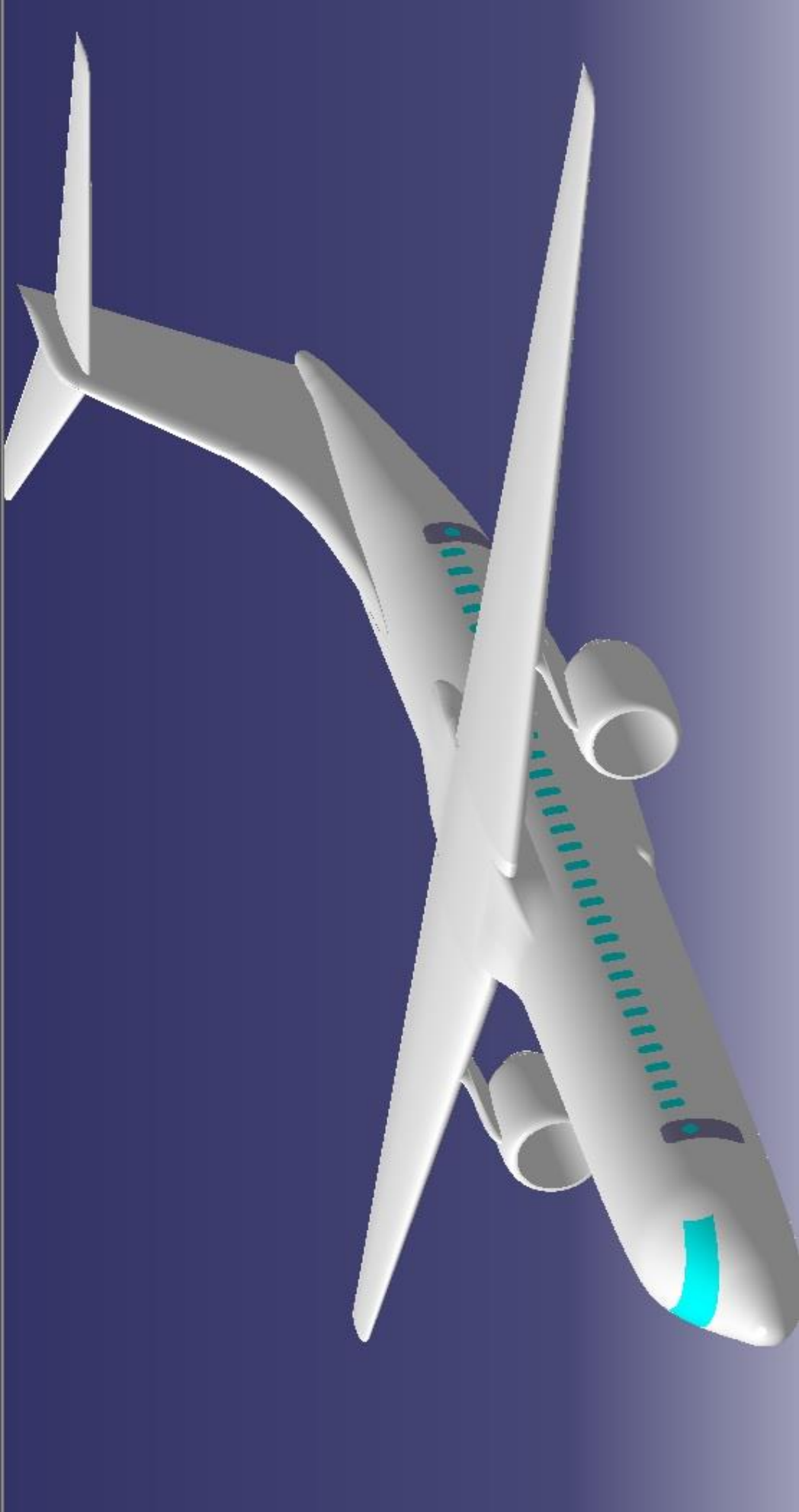
1. **Аерогідродинаміка Ч.1** / В.В. Чмовж – Конспект лекцій. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2006. – 193 с.
2. **Аеродинаміка і динаміка польоту** / В.А. Семенчин, В.А. Захаренко, В.В. Чмовж. – Конспект лекцій. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2003. – 381 с.
3. **Аеромеханіка літака. Динаміка польоту: підручник для авіаційних вузів** / А.Ф. Бочкарев, В.В. Андреевський, В.М. Белоконов та ін. – М.: Машинобудування, 1985. – 360 с.
4. **Бабенко, Ю.В. Метод оцінки вартості життєвого циклу модифікацій літаків транспортної категорії** / Ю.В. Бабенко // Питання проектування і виробництва конструкцій літальних апаратів: зб. наук. пр. Нац. аерокосміч. ун-ту ім. М.Є. Жуковського «ХАІ»–Вип. 82(2). – Х.: НАКУ, 2015. – С. 52–59.
5. **Бабенко, Ю.В. Критерій питомих витрат за життєвий цикл літаків транспортної категорії** / Ю.В. Бабенко // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології: зб. наук. пр. Нац. аерокосміч. ун-ту ім. М.Є. Жуковського «ХАІ». – Вип. 77. – Х.: НАКУ, 2015. – С. 69-75.
6. **Бадягін, А. А. Проектування пасажирських літаків з урахуванням економіки експлуатації** / А. А. Бадягін, Є. А. Овруцький. – М.: Машинобудування, 1964. – 295 с.
7. **Гіммельфарб Л.Л. Основи конструювання в літакобудуванні: навчальний посібник для вищих авіаційних навчальних закладів** / Ред. А.В. Кожина – 2-е вид., перероб. і доп. – М.: Машинобудування, 1980. 367 с.
8. **Конструкція і міцність літаків. Вид. 2-е.** / Зайцев В.Н., Рудаков В.Л., Київ: «Вища школа», 1978. – 488 с.
9. **Конструкція літаків** / Житомирський Г.І., навчальний посібник для авіаційних вузів, вид. 2-е, перероб. і доп., М.: Машинобудування, 1995. – 415 с.
10. **Конструкція літаків** / Шульженко М.Н., вид. 3-е, перероб. і доп., М.: Машинобудування, 1971. – 416 с.
11. **Льотно-технічні характеристики, поздовжня стійкість і керованість літака** / Г.П. Курочка. – Навчальний посібник, вид. 2-е, перероб. і доп., – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 1999. – 188 с.
12. **Лещинер Л.Б., Ульянов І.Є. Проектування паливних систем літаків.** – М.: Машинобудування, 1975 – 343 с.
13. **Машинобудування. Енциклопедія** / Ред. рада: К.В. Фролов (голова) та ін. – М.: Машинобудування. Літаки і вертольоти. Т. IV-21. Проектування,

- конструкції систем літаків і вертольотів. Кн. 2 / А.М. Матвієнко, А.І. Акимов, М.Г. Акопов та ін.; під заг. ред. А.М. Матвієнка. – 752 с.
14. **Наукові основи інтегрованого проектування літаків транспортної категорії : монографія** / Д.С. Ківа, А.Г. Гребенников. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського «Харк. авіац. ін-т», 2014. – Ч. 1. – 439 с.
  15. **Наукові основи інтегрованого проектування літаків транспортної категорії : монографія** / Д.С. Ківа, А.Г. Гребенников. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського «Харк. авіац. ін-т», 2014. – Ч. 2. – 326 с.
  16. **Наукові основи інтегрованого проектування літаків транспортної категорії : монографія** / Д.С. Ківа, А.Г. Гребенников. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського «Харк. авіац. ін-т», 2014. – Ч. 3. – 376 с.
  17. **Норми льотної придатності літаків транспортної категорії (АП-25)**. – М.: МАК, 1994. – 322 с.
  18. **Основи охорони праці** / В.Н. Кобрин, В.В. Басов, В.В. Гайдукова. – Конспект лекцій. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2002. – 52 с.
  19. **Проектування авіаційних систем кондиціонування повітря** / Шустов Ю.М., Антонова Н.В., Дубровін Л.Д. та ін. – М.: Машинобудування, 2006. – 385 с.
  20. **Проектування конструкцій літаків: Підручник для студентів вузів, які навчаються за спеціальністю «Літакобудування»** / Є.С. Войт, А.І. Ендогур, З.А. Малек-Саркісян, І.М. Алявдін. – М.: Машинобудування, 1987. – 416 с.
  21. **Проектування літаків: Підручник для авіаційних вузів** / С.М. Егер, В.Ф. Мішин, Н.К. Лисейцев та ін. під ред. С.М. Егера. – 3-е вид., перероб. і доп. – М.: Машинобудування, 1983. – 616 с.
  22. **Проектування силових установок і систем літаків. Навчальний посібник з курсового і дипломного проектування** / Лебединський А.Г. – Х.: Харк. авіац. ін-т., 1987 – 36 с.
  23. **Розробка аванпроекту літака: навчальний посібник** / А.К. М्याлиця, Л.А. Малашенко, А.Г. Гребенников та ін. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2010. – 233 с.
  24. **Розрахунок літака на міцність** / Кан С.Н., Свердлов С.А., підручник для авіаційних вузів, вид. 5-е, перероб. і доп., М.: машинобудування, 1966. – 520 с.
  25. **Керівництво з технічної експлуатації літака Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е**. – 2006.
  26. **Силові установки літаків. Навчальний посібник з курсового і дипломного проектування** / Лебединський А.Г., Пехтерев В.Д., Желдоченко В.Н. – Харків: ХАІ, 1981. – 64 с.

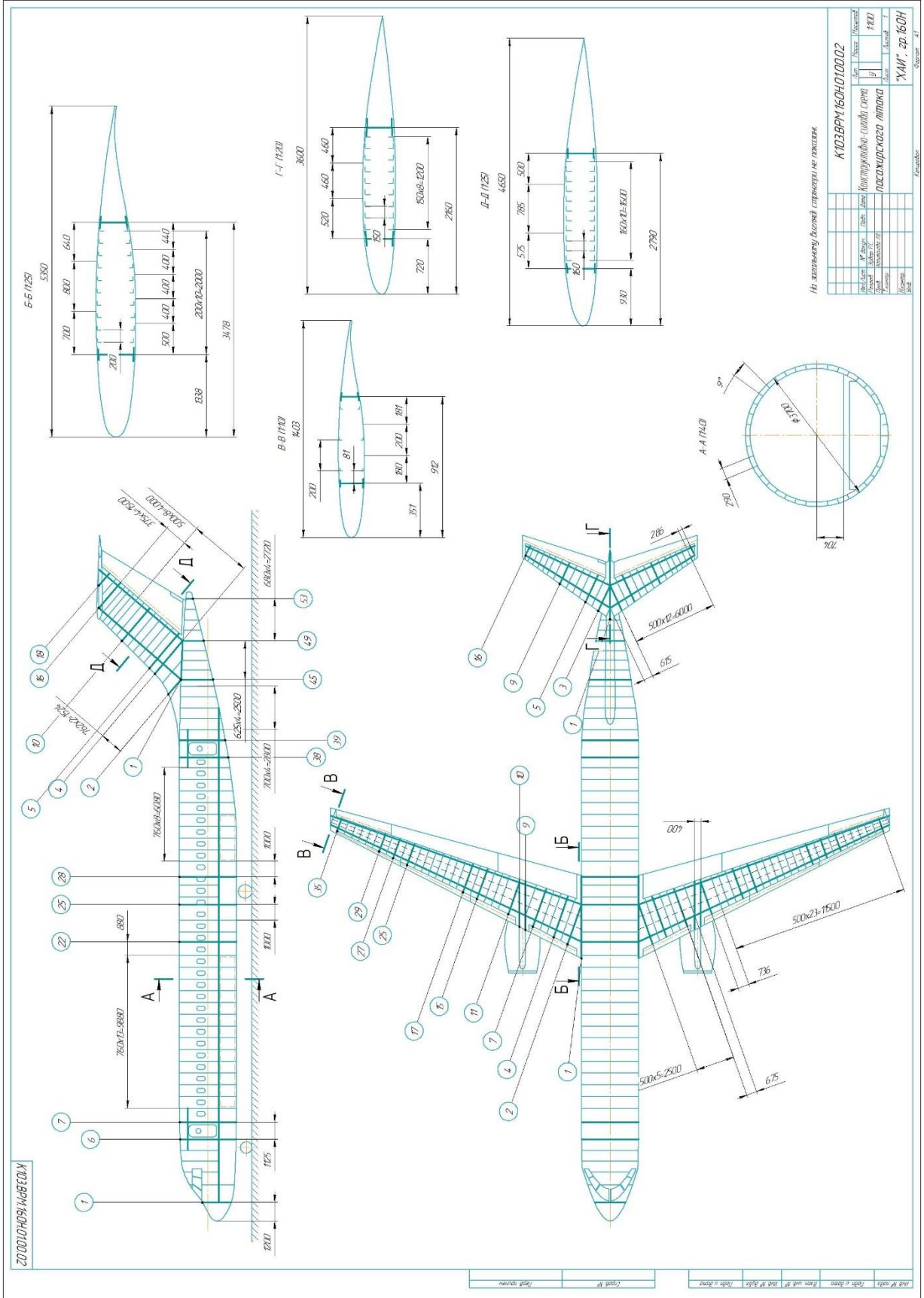
27. **Системи кондиціонування повітря на літальних апаратах** / Воронін Г.І. – М.: Машинобудування, 1973. – 444 с.
28. **Довідник з авіаційних матеріалів** / Александров В.Г. – М.: «Транспорт», 1972. – 328 с.
29. **Стандартна специфікація літака Ан-148-100** / 2004. – 489 с.
30. **Техніко-економічне обґрунтування конструкцій літаків і двигунів** / А.І. Бабушкін, В.А. Пільщиков, В.А. Резчик, А.І. Лисенко, Я.В. Сафронов. – Навчальний посібник з дипломного проектування. – Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2000. – 51 с.
31. **Торенбік Е. Проектування дозвукових літаків. Пер. з англ.** / Пер. Є.П. Голубков. – М.: Машинобудування, 1983. – 648 с.
32. **Цивільний захист: навчальний посібник** / В.М. Кобрин, С.О. Вамболь, В.Л. Клеєвська, Л.Б. Яковлев. – Харків: Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського «Харк. авіац. ін-т». – 2007. – 96 с.
33. [www.flightglobal.com](http://www.flightglobal.com)
34. [www.aviationweek.com](http://www.aviationweek.com)
35. [www.airliners.net](http://www.airliners.net)
36. [www.aerotime.aero](http://www.aerotime.aero)
37. [www.simpleflying.com](http://www.simpleflying.com)
38. [www.aviationtoday.com](http://www.aviationtoday.com)
39. [www.avherald.com](http://www.avherald.com)

Додаток А

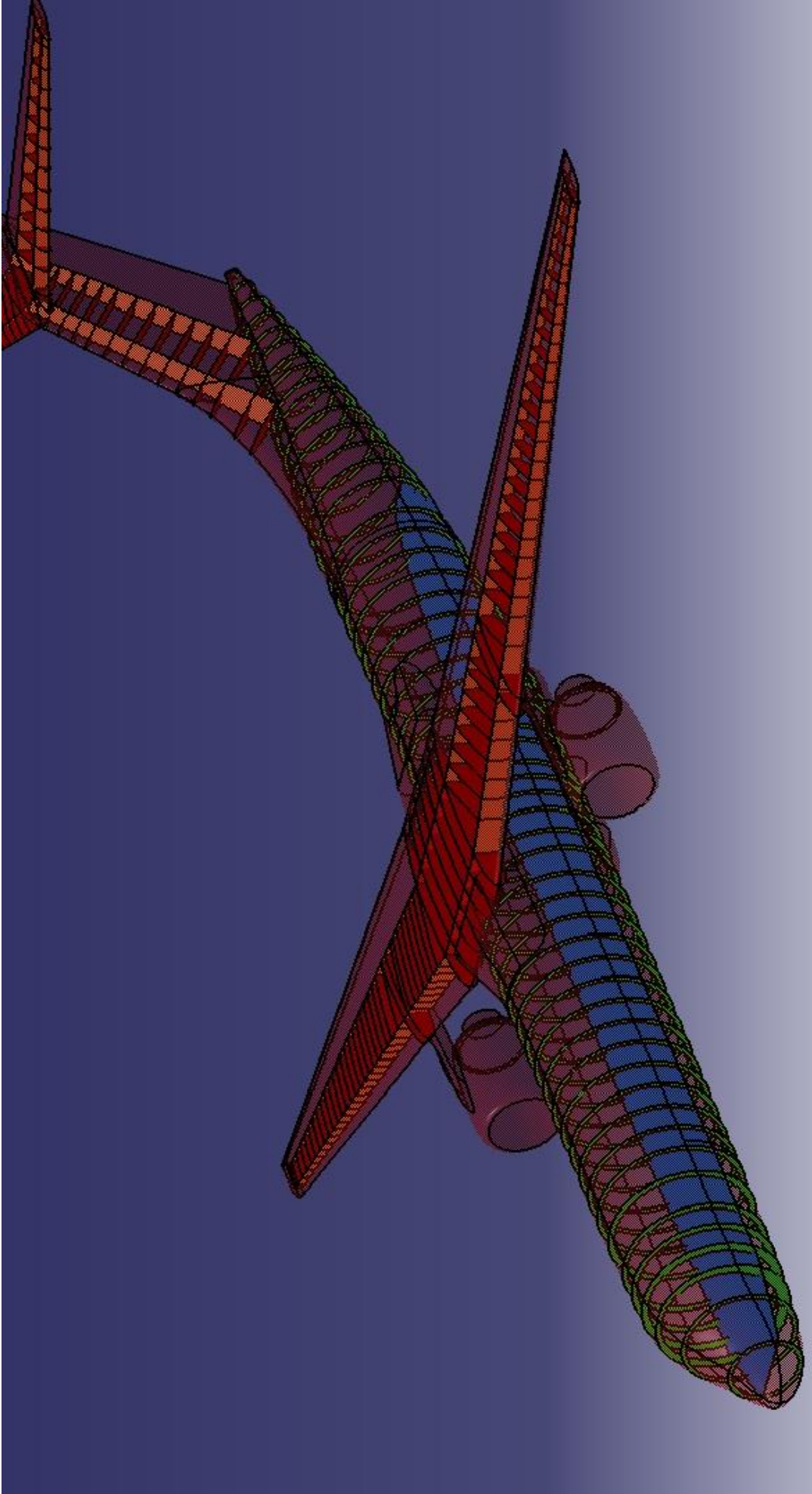




Майстер-геометрія літака

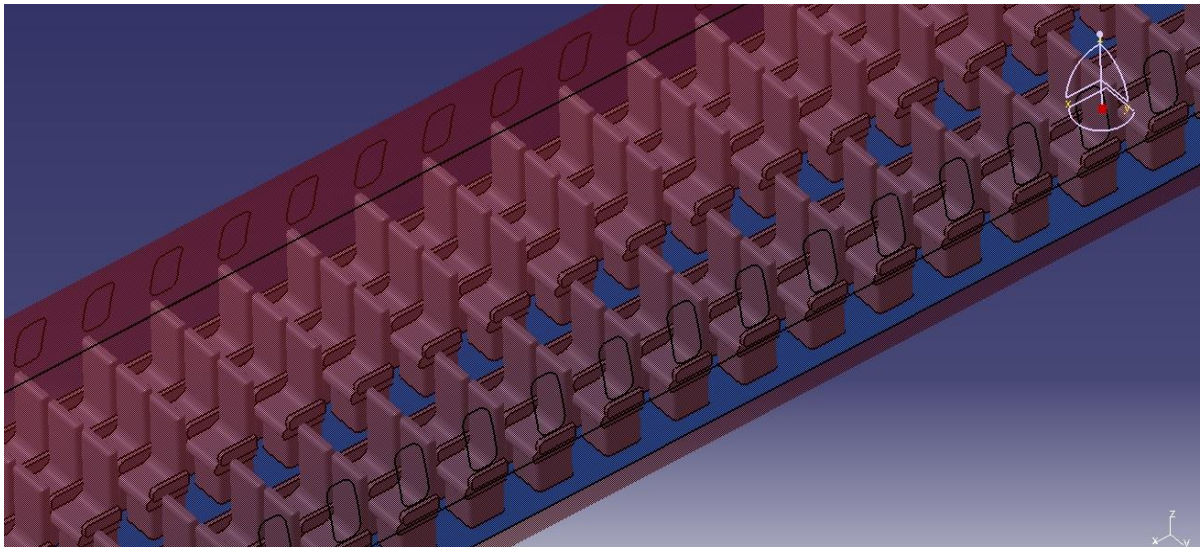
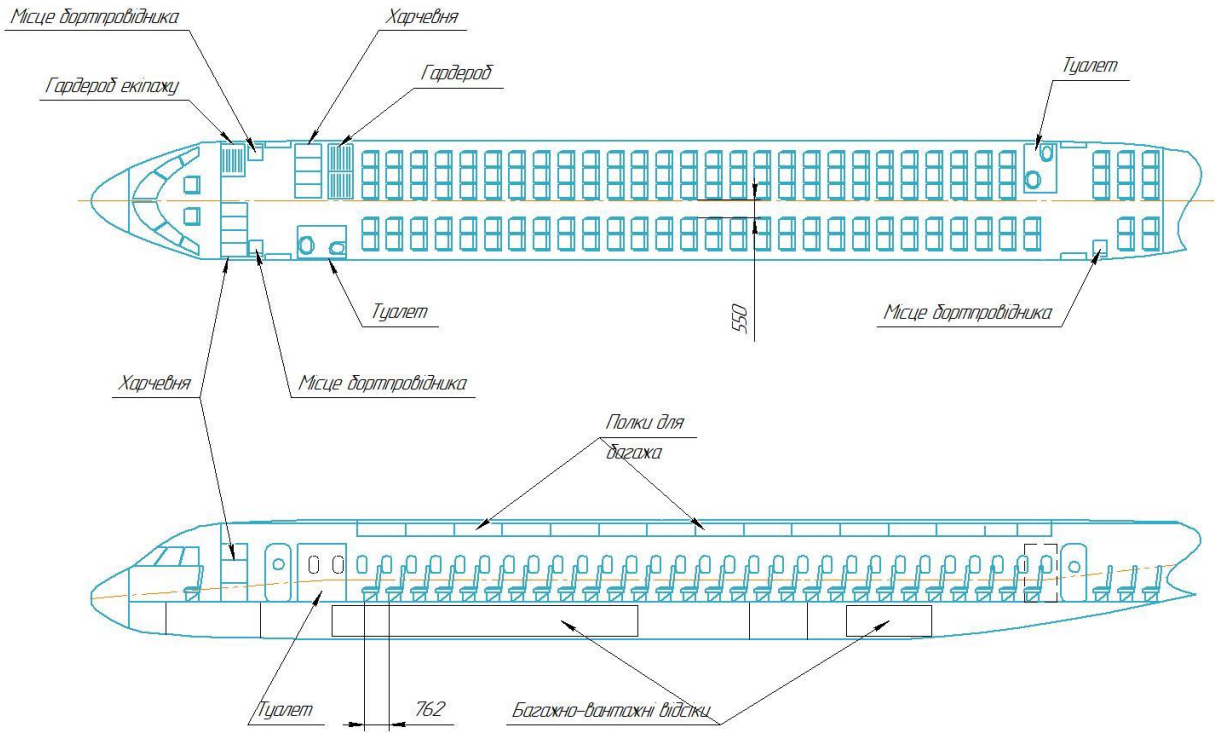






Модель розподілу простору









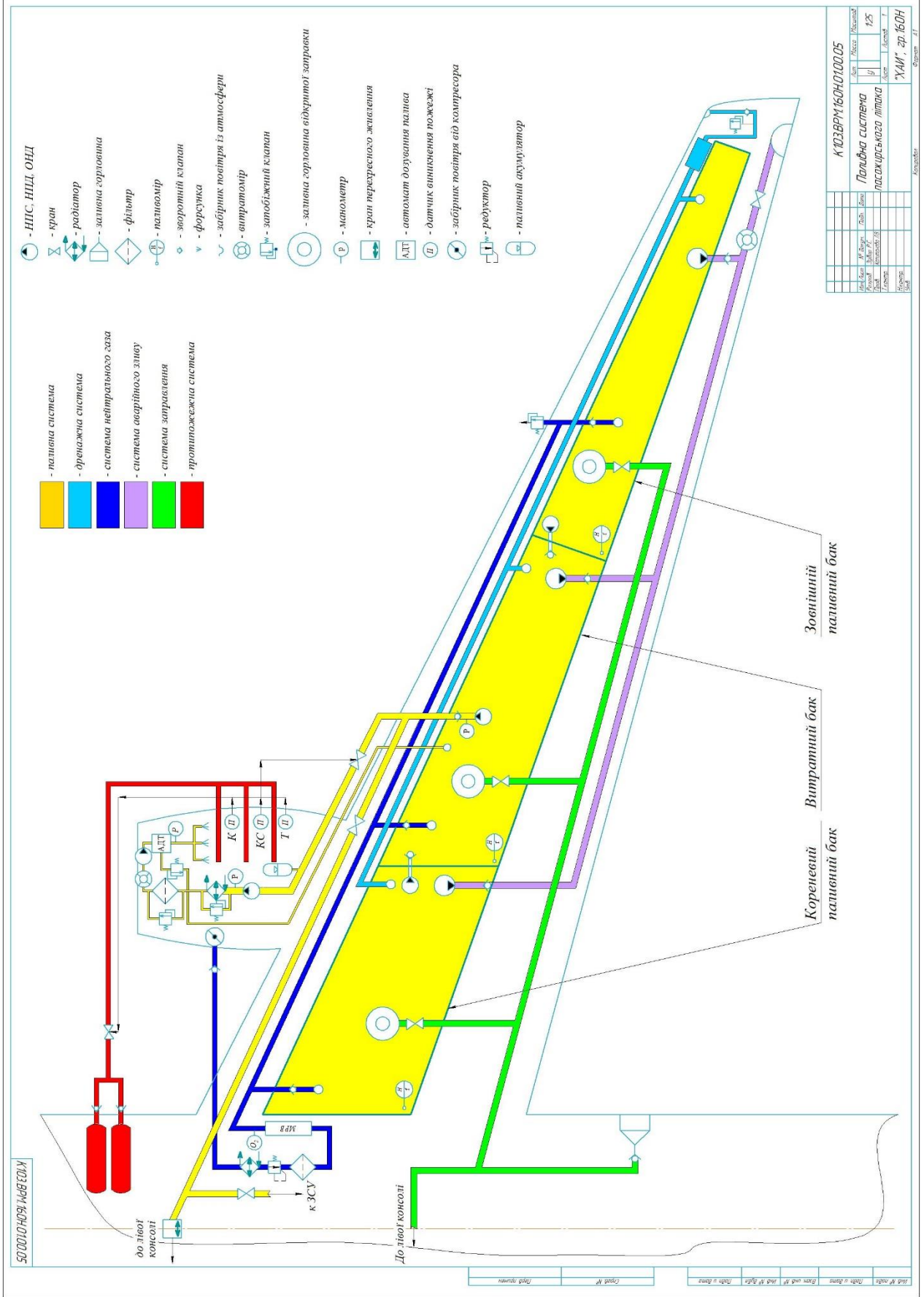




Формат	Зона	Поз.	Обозначение	Наименование	Кол.	Примечание
<u>Документація</u>						
A1			K103.BPM.160H.0100.04 CB	Складальне креслення		
<u>Складальні одиниці</u>						
	1		K103.BPM.160H.0100.04.001	Великі створки носової стійки шасі	2	
	2		K103.BPM.160H.0100.04.002	Малі створки носової стійки шасі	2	
	3		K103.BPM.160H.0100.04.003	Носовий одтічник	1	
	4		K103.BPM.160H.0100.04.004	Панель бокова	2	
	5		K103.BPM.160H.0100.04.005	Панель верх	15	
	6		K103.BPM.160H.0100.04.006	Панель верхня	1	
	7		K103.BPM.160H.0100.04.007	Панель низ	15	
	8		K103.BPM.160H.0100.04.008	Панель нижня	1	
	9		K103.BPM.160H.0100.04.009	Підлога кабіни пілотів	1	
	10		K103.BPM.160H.0100.04.010	Підлога пасажирської кабіни	1	
	11		K103.BPM.160H.0100.04.011	Підлога хвостового відсіку	1	
	12		K103.BPM.160H.0100.04.012	Силова балка навески кіля	1	
	13		K103.BPM.160H.0100.04.013	Силова балка ніши основної стійки шасі	2	
	14		K103.BPM.160H.0100.04.014	Створки основних стійок шасі	2	
	15		K103.BPM.160H.0100.04.015	Вузол навішування кронштейна кріплення центроплана	4	
	16		K103.BPM.160H.0100.04.016	Вузол навішування носового одтічника	1	
	17		K103.BPM.160H.0100.04.017	Ліхтар кабіни пілотів	1	
	18		K103.BPM.160H.0100.04.018	Хвостовий одтічник	1	
<b>K103.BPM.160H.0100.04</b>						
Изм./Лист	№ докум.	Подп.	Дата			
Разраб.	Зубар Р.С.					
Пров.	Капитанова ЛВ.					
Н.контр.						
Утв.						
				<b>Фюзеляж</b>		
				(Складальне креслення) "ХАИ", гр.160Н		
				Лит.	Лист	Листов
				4		1







К 103ВРМ 160H.0100.05	
Вид бака	Вид бака
Розмір	125
Діаметр	
Висота	
Матеріал	
Виробник	УХМІ, зр. 160H

Лист №	1
Кресло №	
Листів у збірці	