

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)

другий (магістерський)

(освітній рівень)

на тему: «Інтегроване проектування пасажирського літака в схемі літаюче крило»

ХАІ 103.160н.21В.1701026 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу групи №160н  
Галузь знань 13 «Механічна інженерія»

Спеціальність 134 «Авіаційна– та ракетнокосмічна техніка»

(код і найменування напрямку підготовки)

Освітня програма «Літаки і вертольоти»

Костенко Д.С.

(прізвище й ініціали студента)

Керівник: Гребеніков О.Г.

(прізвище й ініціали)

Рецензент: Костенко О.І.

(прізвище й ініціали)

Харків – 2023

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

Факультет Літакобудування

Кафедра 103 «Проектування літаків і вертольотів»

Рівень вищої освіти другий (магістерський)

Галузь знань 13 «Механічна інженерія»

Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

(код та найменування)

Освітня програма «Літаки і вертольоти»

(найменування)

**ЗАТВЕРДЖУЮ**

**Завідувач кафедри**

к.т.н., доц. Андрій ГУМЕННИЙ  
“ 20 ” 03 2023 року

**ЗАВДАННЯ**

**НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ**

Костенко Дмитро Сергійович

(прізвище, ім'я та по батькові)

1. Тема кваліфікаційної роботи **Інтегроване проектування пасажирського літака в схемі літаюче крило**

керівник кваліфікаційної роботи Гребеніков О.Г. д.т.н. професор.  
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом Університету № 450 уч від « 20 » 03 2023 року

2. Термін подання студентом кваліфікаційної роботи 20.05.2023

Вихідні дані до роботи  $L=14000$  км,  $n_{\text{пас}} = 600$ ,  $L_{\text{розб}} = 2600$  м,  $L_{\text{проб}} = 2000$  м,  $V_{\text{max}} = 950$  км/год,  $V_{\text{крейс}} = 900$  км,  $K_{\text{max}} = 18$ ,  $N_{\text{рес}} = 80000$  год.н

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

## Реферат

### 1. Конструкторський розділ

#### 1.1. Автоматизоване формування вигляду літака

Вступ, постановка цілі й задач проектування

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

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

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

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

1.1.5 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях.

1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу.

1.1.7 Визначення й оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів.

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

1.1.9 Ув'язування форми агрегатів, побудова зализів і обтічників літака. Оформлення результатів розрахунків.

#### 1.2. Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їхній оптимізації на аеродинамічні й масові характеристики літака

1.2.1 Визначення лобового опору проектованого літака.

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

1.2.3 Поздовжній момент і розташування аеродинамічного фокуса літака.

1.2.4 Вплив проектних параметрів літака на його аеродинамічні й масові характеристики.

1.2.5 Розрахунок моментних характеристик, статичної стійкості й керованості літака.

1.2.6 Розрахунок діаграми «вантаж-дальність» проектованого літака.

#### 1.3. Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання \_\_\_\_\_ від'ємної частини крила \_\_\_\_\_ проектованого літака

(назва агрегату)

1.3.1. Розробка майстер-геометрії від'ємної частини крила.

1.3.2. Визначення навантажень, що діють на від'ємну частину крила.

1.3.3. Уточнення конструктивно-силової схеми від'ємної частини крила.

1.3.4. Вибір матеріалів для елементів конструкції від'ємної частини крила.

- 1.3.5. Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силових елементів від'ємної частини крила в регулярних і нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу.
- 1.3.6. Дослідження впливу параметрів від'ємної частини крила на його масу.
- 1.3.7. Прогнозування ресурсу від'ємної частини крила в регулярних і нерегулярних зонах.
- 1.3.8. Уточнення геометричних і конструктивних параметрів від'ємної частини крила.
- 1.3.9. Керівництво з технічної експлуатації проектованого від'ємної частини крила літака.

## **2. Економічний розділ**

### **РОЗРАХУНОК ПОКАЗНИКІВ ЕКОНОМІЧНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ**

- 2.1. Конкурентні переваги літака, що проектується, та оцінка можливих обсягів його реалізації.**
  - 2.1.1 Характеристика тактико-технічних показників літака, що проектується, як товарного продукту.
  - 2.1.2 Споживчі якості літака, що впливають на конкурентні переваги та економічні витрати при проектуванні літака в дослідному конструкторському бюро та при серійному виготовленні літака на виробничому авіаційному підприємстві.
  - 2.1.3 Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень та визначення об'єму можливих продаж готових ЛА.
  - 2.1.4 Основні напрямки підвищення ефективності надзвукових пасажирських літаків другого покоління, зв'язані з цим основні проблеми і деякі результати дослідження.
- 2.2. Вихідні дані для розрахунку тактико-економічних показників ефективності створення літального апарату.**
  - 3.2.1 Дані для розрахунку витрат в дослідницько-конструкторському бюро.
  - 3.2.2 Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво літального апарату.
- 2.3. Розрахунок основних тактико-економічних показників проектування та виробництва літального апарату**
  - 3.3.1 Розрахунок витрат дослідницько-конструкторського бюро.
  - 3.3.2 Розрахунок витрат на серійне виготовлення літального апарату
- 2.4. Оцінка ефективності виготовлення літального апарату в залежності від об'ємів їх реалізації на ринках збуту.**

## 2.5. Висновки щодо економічного розділу.

### 3. Спеціальне завдання

Особливості компоновки дозвукового пасажирського літака в схемі «літаюче крило»

---

---

---

---

---

---

---

---

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

- креслення загального вигляду (формат А1);
- майстер-геометрія літака,
- модель розподілу простору (об'ємно-масове компонування);
- майстер-геометрія від'ємної частини крила;
- модель розподілу простору від'ємної частини крила.

## Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1. Конструкторський розділ	Гребеніков О.Г. доктор технічних наук, професор.	10.02.2023	18.05.2023
2. Економічний розділ	Ковальчук В.Г професор, д.н.д.у.	10.02.2023	18.05.2023

Нормоконтроль \_\_\_\_\_ « \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 20\_\_ р.  
(підпис) (ім'я та прізвище)

Дата видачі завдання « 10 » 02 2023 р.

### КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ п/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів кваліфікаційної роботи	Примітка
1	Конструкторський розділ	18.05.2023	
2	Економічний розділ	18.05.2023	

Здобувач



(підпис)

Дмитро Костенко

(ім'я та прізвище)

Керівник кваліфікаційної роботи

(підпис)

О.Г. Гребеніков

(ім'я та прізвище)

## РЕФЕРАТ

Дипломний проект магістра містить: 61 с.; 26 рис.; 5 табл.; 11 джерел літератури.

Об'єкти дослідження – інтегроване проектування пасажирського літака в схемі літаюче крило.

Мета роботи – визначити основні параметри літака в трьох наближеннях і вибрати аеродинамічну і конструктивно – силову схему, виконати ком-поновку, розрахувати аеродинамічні характеристики; спроектувати такі елементи: носова стійка шасі, системи кріплення двигунів, розробити технологічний процес листового штампування, розрахувати собівартість виготовлення літака.

Результати виконання випускної роботи магістра:

1. Визначено масові і геометричні параметри літака транспортної категорії з чотирма двоконтурними турбореактивними двигунами в трьох наближеннях. Злітна маса літака в другому наближенні склала – 460729 кг, маса палива – 198113 кг

2. Розроблена конструктивно-силова схема літака. Для крила обрана кесонна схема, для кіля – дволонжеронна.

3. Обрано, обґрунтовані і розроблено конструктивно-силові схеми агрегатів літака. Кіль, розташований в хвостовій частині. По розташуванню крила обрана схема літаюче крило.

4. Розрахована собівартість виготовлення літака, яка склала 186,49 млн. дол.

5. В спеціальній частині розроблені «особливості компоновки дозвукового пасажирського літака в схемі літаюче крило»

**ЛІТАК, ЛІТАЮЧЕ КРИЛО, ФЮЗЕЛЯЖ, КРИЛО, СИЛОВА УСТАНОВКА,  
СОБІВАРТІСТЬ**

## Зміст

Вступ .....	9
<b>1. Конструкторський розділ.....</b>	<b>11</b>
<b>1.1. Автоматизоване формування вигляду літака.....</b>	<b>11</b>
1.1.1 Розробка концепції створення проектованого літака й науково-технічної програми досягнення його характеристик. ....	11
1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва й експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака .....	11
1.1.3 Збір, обробка й аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака.....	12
1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки.....	16
1.1.5 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях. ....	17
1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу .....	25
1.1.7 Визначення й оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів.....	25
1.1.8 Розробка аеродинамічного, об'ємно-вагового, конструктивно-силового компонувань. Розрахунок центрування і моментів інерції літака. ....	28
1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їхній оптимізації на аеродинамічні й масові характеристики літака .....	31
<b>2. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ.....</b>	<b>34</b>
2.1 Бізнес план: історія фірми, характеристика літака, аналіз ринку збуту, маркетинг, кадри й керування, аналіз ризиків і їх запобігання.....	34
2.2 Фінансування проекту: джерела фінансування, прибутки й витрати розрахунок витрат на проектування й виробництво, розрахунок собівартості, прибуток ціни, розрахунок мінімальних власних коштів фірми, визначення точки беззбитковості, розрахунок прямих, непрямих витрат	35
2.3 Повна собівартість перевезення й виторг компанії.....	41
<b>3. СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА.....</b>	<b>42</b>
Особливості компоновки дозвукового пасажирського літака в схемі «літаюче крило» .....	42
<b>ВИСНОВКИ .....</b>	<b>58</b>
<b>ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ .....</b>	<b>59</b>
<b>ДОДАТОК А .....</b>	<b>61</b>
<b>ДОДАТОК Б .....</b>	<b>62</b>



## Вступ

Інтегроване проектування пасажирського літака є складним процесом, який включає в себе розробку інженерних рішень та технологій, що відповідають вимогам економічної ефективності, безпеки та комфорту пасажирів. При інтегрованому проектуванні пасажирського літака враховуються вимоги до безпеки та комфорту пасажирів, а також до економічної ефективності та довговічності літака.

Основні етапи інтегрованого проектування пасажирського літака включають:

1. Визначення вимог до літака. Це включає визначення кількості пасажирів, дальності польоту, швидкості, місткості вантажного відділення та інших технічних параметрів.
2. Розробка концептуального проекту. На цьому етапі визначається загальна конструкція літака, його основні розміри, форма фюзеляжу та крил, тип двигуна, а також особливості системи керування та управління.
3. Детальне проектування. На цьому етапі розробляються детальні конструкції, включаючи систему енергопостачання, систему опалення та кондиціонування повітря, систему комунікацій та безпеки, а також інші системи та устаткування.
4. Виготовлення прототипу та його тестування. Цей етап дозволяє перевірити працездатність та безпеку літака в реальних умовах.
5. Виробництво та введення в експлуатацію. Після успішного тестування прототипу літака виготовляють в серійних обсягах та запроваджують в експлуатацію.

Схема «літаюче крило» являє собою один з типів схем конструкції літаків і полягає у розміщенні крила під фюзеляжем літака, замість його розташування над фюзеляжем, як у більшості традиційних літаків. У такій схемі крило саме по собі не містить хвостової частини, а замість цього, стабілізуючі поверхні розміщуються на фюзеляжі літака, зазвичай у задній частині. Це дозволяє зменшити масу літака і збільшити ефективність його польоту. Крім того, така схема дозволяє підвищити маневреність літака та знизити швидкість злету і посадки.

У пасажирських літаках з схемою "літаюче крило" кількість пасажирських місць може бути більшою порівняно з літаками інших типів, оскільки крило може бути ширшим і містити більше простору для розташування пасажирів.

Метою цієї роботи є розробка проекту надважкого пасажирського літака з схемою компоновки «літаюче крило».

До задач проекту входить:

1. Автоматизоване формування вигляду літака.
2. Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їхній оптимізації на аеродинамічні й масові характеристики літака.
3. Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання від'ємної частини крила проектованого літака.
4. Розрахунок собівартості літака
5. Особливості компоновки дозвукового пасажирського літака в схемі «літаюче крило»

# 1. Конструкторський розділ

## 1.1. Автоматизоване формування вигляду літака

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

Тенденція концепції літака змінюється час від часу. Швидкість, розмір і дальність польоту серед конструктивних параметрів. Деякі з них призначені для більшої швидкості, інші мають більший розмір або комбінацію цих параметрів. Однією з таких концепцій є літаюче крило і безхвостий літак відрізняються. Літаюче крило розглядається як альтернативна конфігурацією для зменшення лобового опору та конструктивної ваги. Оскільки у літаючого крила немає фюзеляжу воно може мати меншу змочену площу, ніж у літака нормальної схеми. У літаку нормальної схеми основною функцією крила є створення підйомної сили. У схемі літаюче крило, крило має нести корисне навантаження і забезпечувати необхідну стабільність і контроль, а також створювати підйомну силу. Фюзеляж повинен створювати підйомну силу без значних втрат на лобовий опір. Водночас фюзеляж повинен зберігати комфортний для пасажирів розмір салону.

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

Основним призначенням проектуемого літака є пасажирські перевезення. Також, при побажанні замовника, можливе переобладнання літака для вантажних перевезень. Авіаційні правила накладають на літак, що проектується ряд обмежень, які повинні бути враховані при його розробці і виробництві, щоб забезпечити безпеку польотів. Основні обмеження включають:

Сучасні умови вимагають створення авіаційної техніки, що відрізняється:

- сучасним технічним і експлуатаційним рівнем розвитку, що перевищує досягнутий;
- відповідністю сучасним Норм льотної придатності і Авіаційних правил, гармонізованим за структурою і вимогам з FAR 25 (JAR 25), стандартам якості і перспективним екологічним стандартам;
- високим ступенем конструктивно-технологічної та експлуатаційної уніфікації і спадкоємності з сучасними літаками;
- економічною ефективністю, зумовленою меншою, ніж у конкурентів, ціною аналогічних літаків при порівнянних експлуатаційних показниках, заданим проектним ресурсом 80000 льотних годин (40000 польотів), проектним терміном служби (30 років) і повним призначеним ресурсом двигуна 30000 годин (15000

циклів);

- застосуванням стратегії технічної експлуатації по стану;
- впровадженням інтегрованих технологій проектування, підготовки виробництва, інженерного аналізу, випробувань, сертифікації, інформаційної підтримки життєвого циклу авіаційних комплексів за допомогою систем CAD / CAM / CAE / PLM і ERP.

Ці обмеження та вимоги забезпечують безпеку та ефективність авіаційної промисловості та пасажирської авіації.

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

В якості літаків для статистичних даних (табл.1) були взяті пасажирські та транспортні літаки, а саме:

- Airbus A380-800 – чотиримоторний далекомагістральний широкофюзеляжний авіалайнер з двома пасажирськими салонами на всю довжину літака, що вміщує до 853 пасажирів.

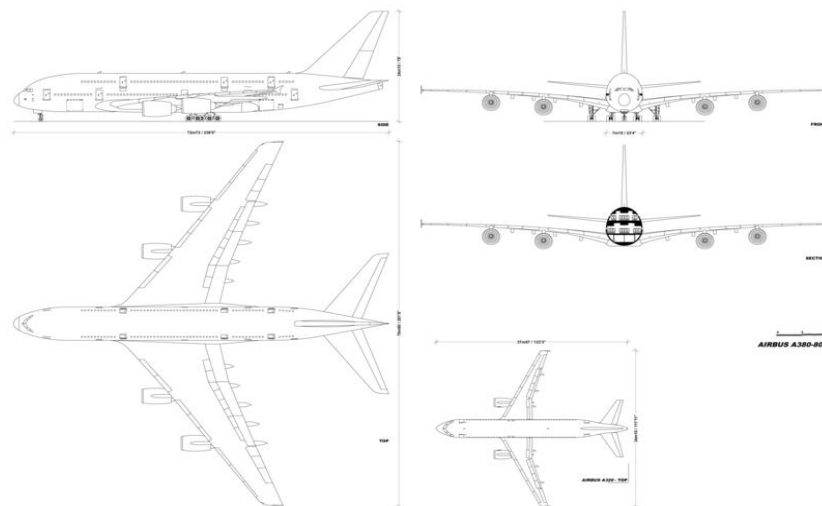


Рисунок 1 – Загальний вигляд Airbus 380-800

- Boeing 747-400 – чотиримоторний далекомагістральний широкофюзеляжний авіалайнер місткістю до 660 пасажирів у частково двопалубній конфігурації американського виробника Boeing Commercial Airplanes.



Рисунок 2 – Загальний вигляд Boeing 747-400

- Ан-124 – найбільший у світі за вантажопідйомністю серійний транспортний чотиримоторний літак. Призначений для перевезення до 150 тонн вантажу на відстані до 12 тисяч км.

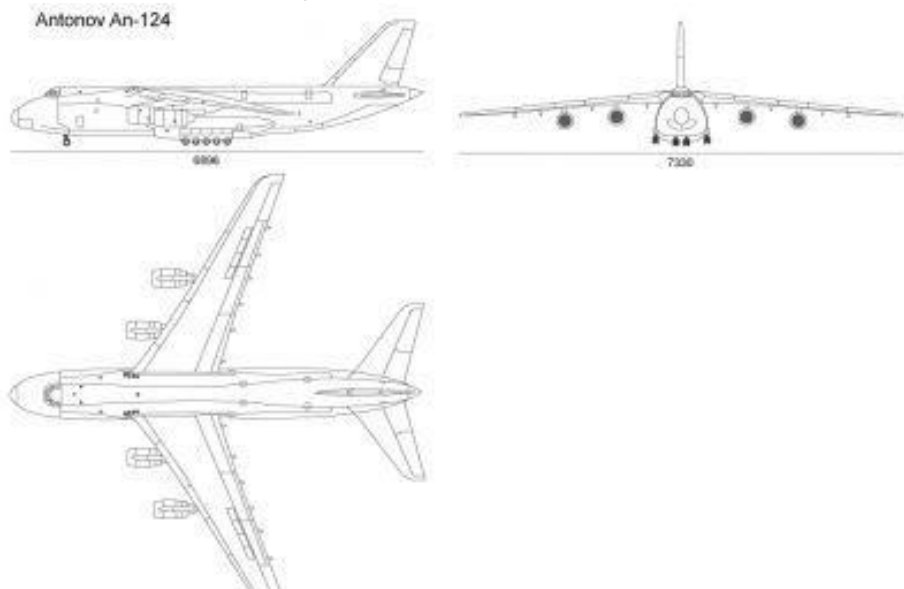


Рисунок 3 – Загальний вигляд Ан -124

- Boeing 777-300ER – сімейство дводвигунових широкофюзеляжних пасажирських літаків для авіаліній великої протяжності.

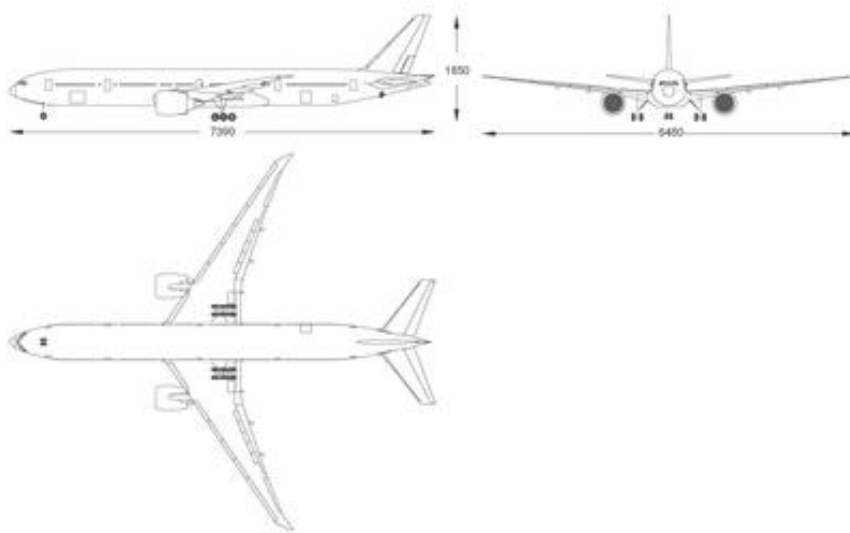


Рисунок 4 – Загальний вигляд Boeing 777-300ER

За обраним літакам зібрані льотні, масові, геометричні дані і по ним пораховані похідні величини.

Всі дані і пораховані величини занесені в Таблиці 1.1

Таблиця 1.1

Параметр	Найменування літака				
	A380 - 800	B747-400	АН-124	B777-300ER	Проект
<b>Льотні дані</b>					
$V_{max}$ , км/ГОД	1089	988	865	945	950
$H_{max}$ , м	13136	13747	11600	13140	13000
$V_{кр}$ , км/ГОД	945	908	800	905	900
$H_{кр}$ , м	10700	10700	9000	10500	10500
$V_{пос}$ , км/ГОД	240	267	270	250	260
$V_{взль}$ , км/ГОД	268	296	290	290	290
$L_{км}$	15199	14205	11500	14685	14000
$L_{розб}$ , м	2900	3020	3000	3000	2600
$L_{проб}$ , м	2050	2180	2500	2200	2000

Параметр	Найменування літака				
	A380 - 800	B747-400	АН-124	B777-300ER	Проект
<b>Вагові характеристики</b>					
$m_0$ ( $m_{взл}$ ), кг	575000	412770	392000	351534	
$m_{нос}$ , кг	391000	295743	360000	299370	
$m_{пуст}$ , кг	276800	184567	178400	166881	
$m_n$ , кг	323546	214140	212350	181280	
$n_{пас}$ , чол	644	524	-	365	
<b>Дані силової установки</b>					
Число и тип двигунів	4хТРДД ЕА - GP -7270	4хТРДД GE-CF6-80C	4хТРДД Д-18Т	2хТРДД GE90-115B	
$P_o$ , кН	310	254,3	229,7	510	
$m_{дв}$ , кг	6712	4300	4100	7550	
<b>Геометричні дані</b>					
$S$ , м <sup>2</sup>	845	560	628	436	
$l$ , м	79,75	64,4	73,30	64,8	
$\chi$ , град	33,5	37,5	27,3	31,6	34
$\lambda$	7,53	7,4	8,34	9	8,7
$\eta$	4,43	5,45	4,15	2,41	6,3
$L_f$ , м	72,73	70,6	69,1	73,9	
$D_f$ , м	8,41	6,5	7,68	6,19	
$\lambda_f$	8,64	10,8	9	10,14	9,2
$\sum S_{мид}$ , м <sup>2</sup>	55,54	33,2	46,35	30	
$\bar{S}_{ГО}$	0,220	0,140	0,265	0,105	
$\bar{S}_{ВО}$	0,272	0,290	0,151	0,142	

Параметр	Найменування літака				
	A380-800	B747-400	АН-124	B777-300ER	Проект
<b>Похідні величини</b>					
$P_o = \frac{m_o g}{10 \cdot S},$ кг/м <sup>2</sup>	659,9	722,3	611,7	790,1	
$t_o = \frac{10 \cdot P_o}{m_o \cdot g}$	0,555	0,628	0,597	1,48	
$\gamma_{дв} = \frac{m_{дв}}{P_o},$ даН	0,216	0,169	0,178	0,148	
$K_{пг} = \frac{m_{гп}}{m_o}$	0,157	0,152	0,382	0,051	
$K_M = \frac{m_o}{\sum S_M}$	10244,8	12432,8	8457,3	11717,8	

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

Під час збору статистичних даних був обраний літак з аеродинамічною схемою «літаюче крило». Таке компоновання дозволить зменшити вагу та опір повітря, що в свою чергу дозволить зменшити витрати палива та збільшити дальність польоту.

Крило моноплан, що розташовується в центральній частині літака. Завдяки такому розташуванню крила, можна використовувати екранний ефект при зльоті, а також забезпечити легкий доступ до крила та агрегатів. Крім того, при аварійній посадці на воду, герметичні кесон-баки можуть виступати поплавками, що дозволяє зберегти плавучість і не тонути в морі протягом певного часу.

Літак буде оснащений чотирма турбореактивними двигунами, які будуть розташовані на пілонах під крилом з виносом їх вперед. Це дозволяє двигунам отримувати незбурений повітряний потік. Крім того, низьке розташування двигунів спрощує доступ до агрегатів двигуна. Установка чотирьох двигунів забезпечує безпечне продовження польоту у разі відмови декількох двигунів.



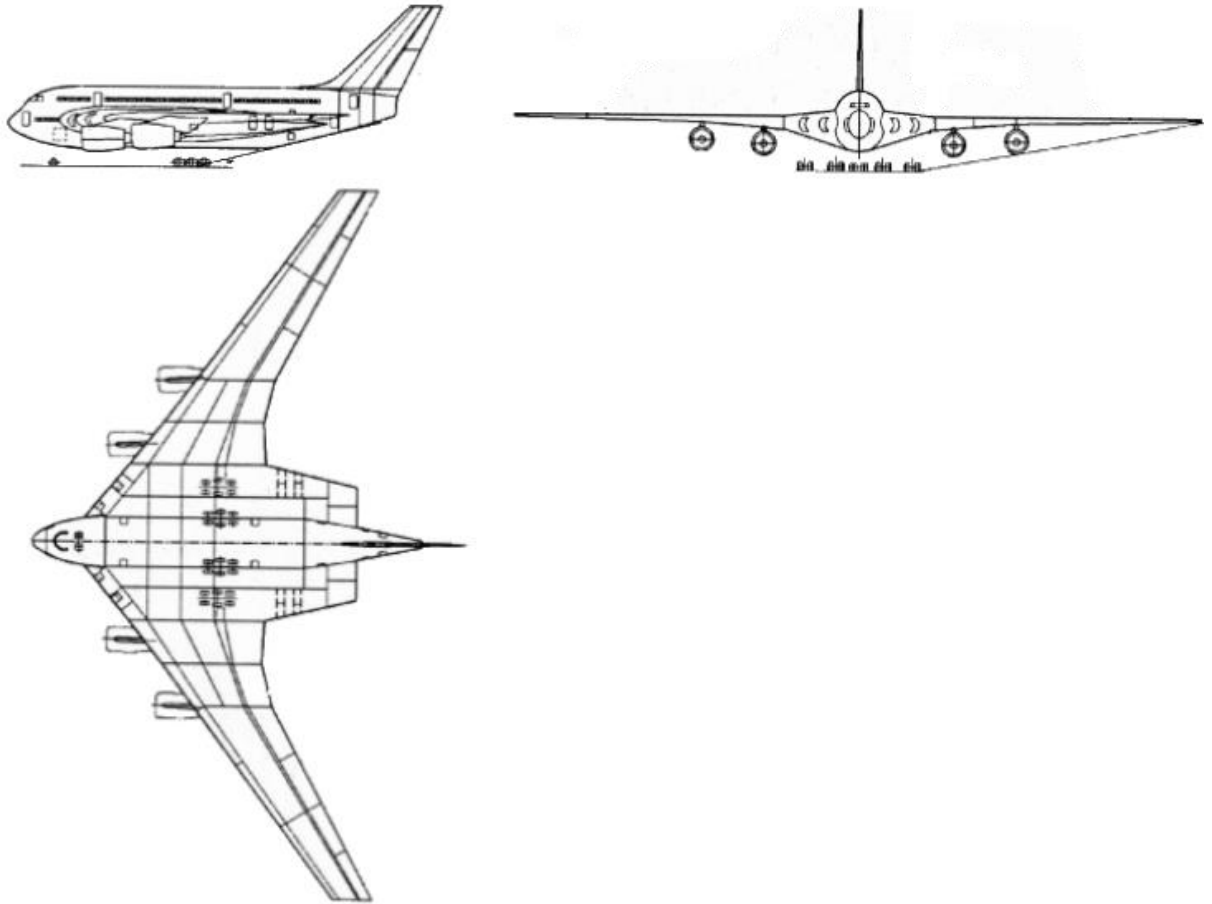


Рисунок 5 – Обрана схема літака

### 1.1.5 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях.

*Розрахунок маси літака в нульовому наближенні*

Злітна маса літака в нульовому наближенні розраховується за допомогою формули [1]:

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

де  $m_{ц.н}$  – маса цільового навантаження;

$m_{с.н}$  – маса службового навантаження;

$\bar{m}_{кон}$  – відносна маса конструкції літака, оскільки це табличне значення, то для важких дозвукових пасажирських літаків приймаємо 0,25 ;

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

$\bar{m}_\pi$  – відносна маса палива, для важких дозвукових пасажирських літаків приймаємо 0,4;

$\bar{m}_{об.кер}$  – відносна маса обладнання та керування, для важких дозвукових пасажирських літаків приймаємо 0,11;

Маса комерційного навантаження  $m_{ком}$  розраховується за формулою[7]:

$$m_{ц.н} = 90 \cdot n_{пас} + 290 \cdot \left( V_{баг} - \frac{20 \cdot n_{пас}}{120} \right), \quad (1.2)$$

де  $V_{баг} = 44 \text{ м}^3$  – об'єм багажних приміщень;

$n_{пас} = 600$  – кількість пасажирів.

$$m_{ц.н} = 90 \cdot 600 + 290 \cdot \left( 44 - \frac{20 \cdot 600}{120} \right) = 37760 \text{ кг}$$

Маса службового навантаження  $m_{с.н}$  розраховується за формулою:

$$m_{с.н} = m_{ек} \cdot n_{ек}, \quad (1.3)$$

де  $m_{ек}$  – маса одного члена екіпажу, приймаємо, що середня маса кожного члена екіпажу дорівнює 80 кг;

$n_{ек}$  – число членів екіпажу;

$$m_{с.н} = 80 \cdot 24 = 1920 \text{ кг.}$$

Знаючи усі значення підставляємо їх в формулу (1.1), звідки:

$$m_0 = \frac{37760 + 1920}{1 - (0,25 + 0,08 + 0,4 + 0,11)} = 248000 \text{ кг.}$$

### *Розрахунок маси літака в першому наближенні*

Злітна маса дорівнює сумі[6]:

$$m_0 = m_{констр} + m_{с.у} + m_{об.кер} + m_\pi + m_{ц.н} + m_{с.н}, \quad (1.4)$$

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

Залежність  $m_{кон}$ ,  $m_{с.у}$ ,  $m_{об.кер}$  від  $m_0$  дуже сильна і складна, залежність  $m_\pi$  від  $m_0$  майже лінійна. В результаті виходить складне трансцендентне рівняння, яке

не може бути вирішено щодо  $m_0$  в явному (кінцевому) вигляді. Вихід з цієї складності при розрахунку злітної маси першого наближення наступний.

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

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

Відносні величини  $\bar{m}_{\text{кон}}$ ,  $\bar{m}_{\text{С.У}}$ ,  $\bar{m}_{\text{об.кер}}$  слабше залежать від  $m_0$ , ніж абсолютні їх значення;  $\bar{m}_{\text{п}}$  не залежить від  $m_0$ .

Якщо прийняти  $(\bar{m}_{\text{кон}}, \bar{m}_{\text{С.У}}, \bar{m}_{\text{об.кер}}, \bar{m}_{\text{п}}) = \text{const}$  за статистикою, то з рівняння (1.5) отримаємо злітну масу літака в першому наближенні:

Для розрахунку маси літака в першому наближенні використовують формулу, отриману на основі рівняння балансу мас[6]:

$$(m_0)_1 = \frac{m_{\text{ц.н}} + m_{\text{с.н}} + m_{\text{об.кер}}}{1 - \bar{m}_{\text{кон}} - \bar{m}_{\text{С.У}} - \bar{m}_{\text{п}}}, \quad (1.6)$$

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

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

де  $C_p$  – питома витрата палива

$V_{\text{крейс}}$  – крейсерська швидкість польоту

$K_{\text{max}}$  – максимальна аеродинамічна якість літака

Підставимо значення до рівняння (1.27) і отримаємо:

$$\bar{m}_{\text{п}} = 1,1 \left( 1 - e^{-\frac{14000 \cdot 0,58}{900 \cdot 18}} \right) = 0,43$$

Маса обладнання, яка вимірюється в кілограмах.

$$m_{\text{об.кер.сл}} = 95 \cdot n_{\text{нас}} \cdot (5 \cdot 10^{-5} \cdot L + 0,66), \quad (1.8)$$

$$m_{\text{об.кер.сл}} = 95 \cdot 600 \cdot (5 \cdot 10^{-5} \cdot 14000 + 0,66) = 77520 \text{ кг}$$

Підставляємо пораховані значення в рівняння (1.6):

$$(m_0)_1 = \frac{37760 + 77520}{1 - 0,25 - 0,08 - 0,43} = 480333 \text{ кг.}$$

## Розрахунок маси літака у другому наближенні

Для вирішення рівняння (1.4) задаються деяким значенням  $m_0$  і рахують суму при фіксованих значеннях параметрів агрегатів та льотних характеристик.

Розглянемо визначення  $(m_0)_2$  по елементам.

### Маса конструкції

Цю величину становлять маси крила, фюзеляжа, оперення, та шасі. В відносних величинах:

$$\bar{m}_{\text{кон}} = \frac{m_{\text{кон}}}{m_0} = \bar{m}_{\text{кр}} + \bar{m}_{\text{ф}} + \bar{m}_{\text{оп}} + \bar{m}_{\text{ш}}, \quad (1.9)$$

**Відносна маса крила.** При проектуванні дозвукових неманеврених літаків з злітною масою  $m_0 \geq 10^4$  кг, відносна маса крила дорівнює[6]:

$$\bar{m}_{\text{кр}} = \frac{7 \cdot k_1 \cdot n_p \cdot \varphi \cdot \lambda \sqrt{m_0}}{10^4 \cdot p_0 \cdot (\bar{c}_0)^{0,75} \cdot \cos^{1,5} \chi} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \cdot \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3}\right) + \frac{4,5 \cdot k_2 \cdot k_3}{p_0} + 0,015, \quad (1.10)$$

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

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

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

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

$n_p$  – задане нормами міцності розрахункове навантаження, що знаходиться за формулою (1.10)[7]:

$$n_p = \frac{82}{\sqrt{p_0}} \geq 3,4, \quad (1.11)$$

$p_0$  – питома навантаження на крило. Приймаємо, що  $p_0 = 6$  кН

Тоді підставивши всі значення в формулу (1.10), знайдемо  $n_p$  :

$$n_p = \frac{82}{\sqrt{600}} = 3,4$$

$\varphi$  – коефіцієнт, який враховує розвантаження, знаходиться за формулою (1.11)[7]:

$$\varphi = b - 0,83 \cdot \bar{m}_{\text{п}} = 0,5, \quad (1.12)$$

$b = 0,87$  – для літаків з двигунами на крилі;

Підставивши значення в формулу (1.8), маємо:

$$\bar{m}_{кр} = \frac{7 \cdot 1,05 \cdot 3,4 \cdot 0,5 \cdot 8,7 \sqrt{480333}}{10^4 \cdot 600 \cdot (0,12)^{0,75} \cdot 0,75} \cdot \frac{6,3+4}{6,3+1} \cdot \left(1 - \frac{1,3-1}{6,3+3}\right) + \frac{4,5 \cdot 1,6 \cdot 1,05}{600} + 0,015 = 0,139.$$

**Відносна маса фюзеляжу** визначають за формулою В.М. Шейніна[7].

$$\bar{m}_{\phi} = k_1 \cdot \lambda_{\phi} \cdot d_{\phi}^2 \cdot (m_0^1)^i + k_2 + k_3 + k_4, \quad (1.13)$$

де  $k_1 = 3,4 \dots 0,26d_{\phi}$  для схеми з двигунами накрилі;

$i = -(0,77 \dots 0,01 d_{\phi})$ , приймаємо 0,11;

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

$k_3 = 0,004$  – коефіцієнт, що враховує місце прибирання головних стояків шасі;

$k_4 = 0,003$  – коефіцієнт, що враховує спосіб завантаження багажу.

$$\bar{m}_{\phi} = 2,05 \cdot 9,2 \cdot 7,9^2 \cdot 480333^{-(0,11 \cdot 7,9)} + 0,01 + 0,004 + 0,003 = 0,030$$

**Відносна маса оперення.** Оскільки літак схеми «літаюче крило», то горизонтальне оперення відсутнє, тому використовуємо формулу[7] для розрахунку відносної маси вертикального оперення.

$$\bar{m}_{в.о} = \left(\frac{k_{MT}}{p_0}\right) \cdot g_{в.о} \cdot \bar{S}_{в.о}, \quad (1.14)$$

де  $g_{в.о} = 2 + 6 \cdot 10^{-3} \cdot q_{max}$ ;

$q_{max} = 11,57 \text{ кН/м}^2$  – швидкісний напір, на висоті 13 км;

$k_{MT} = 1,0$ ;

$\bar{S}_{в.о} = 0,25$  – відносна площа вертикального оперення;

$$\bar{m}_{в.о} = \left(\frac{1}{600}\right) \cdot (2 + 6 \cdot 10^{-3} \cdot 11,57 \cdot 10^3) \cdot 0,25 = 0,029.$$

**Відносна маса шасі.** Для розрахунку відносної маси шасі використаємо формулу Шейніна[7]:

$$\bar{m}_{ш} = \bar{m}_{гл.ш} + \bar{m}_{н.ш} + \frac{m_{кол}}{m_0} \quad (1.15)$$

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

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

$m_{кол}$  – маса пневматика (приймаємо масу аналога 110 кг);

$m_0$  – злітна маса літака в нульовому наближенні.

Відносна маса головних стійок шасі  $\bar{m}_{гл.ш}$  знаходиться за формулою:

$$\bar{m}_{гл.ш} = \frac{1}{m_0} \cdot (0,93 - 0,64 \cdot 10^{-6} \cdot m_{р.пос}) \cdot (k_{сх} \cdot (m_{с.ел} + m_{к.ел}) + m_{осн}), \quad (1.16)$$

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

$k_{cx} = 1$ , оскільки стійки телескопічної схеми.

$$m_{p.пос} = 0,91 \cdot m_0 \cdot \left( \frac{4}{10^{-3} \cdot L + 4} + 0,38 \right), \quad (1.17)$$

де  $L = 14000$  км – найбільша дальність польоту без посадки.

Підставляємо значення в формулу (1.14)

$$m_{p.пос} = 0,91 \cdot 480333 \cdot \left( \frac{4}{10^{-3} \cdot 14000 + 4} + 0,38 \right) = 263233 \text{ кг.}$$

В формулі (1.15) значення  $m_{с.ел}$ ,  $m_{к.ел}$ ,  $m_{осн}$  – маса силових елементів, конструктивних елементів та осей головних опор шасі.

Маса силових елементів ( $m_{с.ел}$ ) знаходиться за формулою:

$$m_{с.ел} = H_{ст} \cdot [4,6 \cdot 10^{-3} \cdot m_{p.пос} \cdot (1 - \bar{m}_{о.н.ш}) + 52,5], \quad (1.18)$$

тут  $H_{ст} = 11,12$  м – висота головної опори шасі при необжатому амортизаторі;

$\bar{m}_{о.н.ш} = 0,1$  – доля злітної маси, що приходить на носову опору шасі,

$$m_{с.ел} = 11,12 \cdot [4,6 \cdot 10^{-3} \cdot 263233 \cdot (1 - 0,1) + 52,5] = 12702,2 \text{ кг.}$$

Маса конструктивних елементів ( $m_{к.ел}$ ) знаходимо за формулою:

$$m_{к.ел} = k_{п} \cdot [6,52 \cdot 10^{-3} \cdot m_{p.пос} \cdot (1 - \bar{m}_{о.н.ш}) + 28], \quad (1.19)$$

де  $k_{п} = 1,15$  – коефіцієнт, що враховує число головних стійок шасі;

$$m_{к.ел} = 1,15 \cdot [6,52 \cdot 10^{-3} \cdot 263233 \cdot (1 - 0,1) + 28] = 1808,5 \text{ кг.}$$

Маса осей головних опор шасі ( $m_{осн}$ ) знаходиться за формулою:

$$m_{осн} = [1,44 \cdot 10^{-3} \cdot m_{p.пос} \cdot (1 - \bar{m}_{о.н.ш}) + 5] \cdot i_k \cdot b_k, \quad (1.20)$$

тут  $i_k = 16$  – кількість пневматиків головних стійок шасі;

$b_k = 0,5$  м – ширина пневматика.

$$m_{осн} = [1,44 \cdot 10^{-3} \cdot 263233 \cdot (1 - 0,1) + 5] \cdot 16 \cdot 0,5 = 2769,1 \text{ кг.}$$

Визначивши всі необхідні значення, підставляємо їх до виразу (1.15):

$$\bar{m}_{гл.ш} = \frac{1}{480333} \cdot (0,93 - 0,64 \cdot 10^{-6} \cdot 263233) \cdot (1 \cdot (12702,2 + 1808,5) + 2769,1) = 0,027.$$

Відносна маса носової стійки шасі:

$$\bar{m}_{н.ш} = \left( \frac{\xi \cdot k_{cx}}{m_0} \right) \cdot (m_{с.ел.н} + m_{к.ел.н}), \quad (1.21)$$

де  $\xi$  – коефіцієнт, що враховує число головних стійок шасі, дорівнює:

$$\xi = 0,370 + 0,30 \cdot 10^{-5} \cdot m_{p.пoc} = 1,15.$$

Маса силових елементів носової стійки ( $m_{c.ел.н}$ ):

$$m_{c.ел.н} = (1,62 \cdot P_{н.ш}^e + 20) \cdot h_{ст}, \quad (1.22)$$

де  $h_{ст} = 2,7$  м – висота носової стійки;

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

Підставимо знайдені значення в вираз (1.21):

$$m_{c.ел.н} = (1,62 \cdot 0,21 \cdot 10^{-3} \cdot 263233 + 20) \cdot 2,7 = 295,79 \text{ кг.}$$

Маса конструктивних елементів носової стійки ( $m_{к.ел.н}$ ):

$$m_{к.ел.н} = 4,1 \cdot P_{н.ш}^e + 54, \quad (1.23)$$

Підставимо значення :

$$m_{к.ел.н} = 4,1 \cdot 0,21 \cdot 10^{-3} \cdot 263233 + 54 = 280,64 \text{ кг.}$$

Тоді відносна маса носової стійки дорівнюватиме:

$$\bar{m}_{н.ш} = \left( \frac{1,15 \cdot 1}{480333} \right) \cdot (295,79 + 280,64) = 0,001$$

Порахувавши всі необхідні маси, підставляємо їх до рівняння (1.14):

$$\bar{m}_{ш} = 0,027 + 0,001 + \frac{110}{480333} = 0,028$$

Вичисливши всі необхідні значення, підставимо їх у формулу (1.7). Сумарна маса конструкції дорівнюватиме:

$$\bar{m}_{кон} = 0,139 + 0,03 + 0,029 + 0,028 = 0,23.$$

### *Маса силової установки*

Відносна маса силової установки визначається формулою[6]:

$$\bar{m}_{с.у} = R \cdot \gamma_{дв} \cdot t_0, \quad (1.24)$$

де  $t_0 = 0,215$  – відносна тягоозброєність;

$R$  – коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки порівняно з масою двигунів. Визначається за формулою:

$$R = k_1 \cdot \left(1 + 0.1 \cdot \frac{n_{\text{дв.рев}}}{n_{\text{дв}}}\right) \cdot \left(1 + \frac{0,0236}{\gamma_{\text{дв}}} \cdot (1,62 + 0,275 \cdot y^{0,75})^2\right); \quad (1.25)$$

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

$n_{\text{дв}} = 4$  – кількість двигунів, встановлених на літаку;

$n_{\text{дв.рев}} = 4$  – кількість двигунів, обладнаних реверсом тяги;

$\gamma_{\text{дв}}$  – питома вага двигуна;

$y$  – ступінь двоконтурності двигуна (приймаємо  $y = 8$ ).

Питома вага двигуна визначається за формулою

$$\gamma_{\text{дв}} = 0,22 - 0,0288 \cdot y + 0,0077 \cdot y^{1,5}, \quad (1.26)$$

$$\gamma_{\text{дв}} = 0,22 - 0,0288 \cdot 8 + 0,0077 \cdot 8^{1,5} = 0,163.$$

Визначивши питому вагу двигуна  $\gamma_{\text{дв}}$ , підставляємо значення в формулу (1.24):

$$R = 1 \cdot \left(1 + 0,1 \cdot \frac{4}{4}\right) \cdot \left(1 + \frac{0,0236}{0,163} \cdot (1,62 + 0,275 \cdot 8^{0,75})^2\right) = 2,46.$$

Підставляємо значення в формулу (1.15):

$$\bar{m}_{\text{с.у}} = 2,46 \cdot 0,163 \cdot 0,215 = 0,08.$$

### *Маса обладнання і керування*

Для визначення відносної маси обладнання і керування використовуємо формулу[1]:

$$\bar{m}_{\text{об.кер}} = \left(\frac{1}{m_0}\right) \cdot (250 + 30 \cdot n_{\text{пас}}) + 0,06, \quad (1.27)$$

де  $n_{\text{пас}} = 600$  – кількість пасажирів.

$$\bar{m}_{\text{об.кер}} = \left(\frac{1}{462600}\right) \cdot (250 + 30 \cdot 600) + 0,06 = 0,1.$$

Злітна маса літака у другому наближенні знаходиться за формулою:

$$(m_0)_2 = \frac{m_{\text{ком}} + m_{\text{с.н}} + m_{\text{об.кер}} + m_{\text{к}}}{1 - (\bar{m}_{\text{с.у}} + \bar{m}_{\text{н}})}. \quad (1.28)$$

$$(m_0)_2 = \frac{37760 + 77520 + 110477}{1 - (0,08 + 0,43)} = 460729 \text{ кг.}$$



### 1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу

Визначення потрібної тяги двигуна. Потрібна тяга двигуна визначається за формулою[7]:

$$P_0 = \frac{g \cdot m_0^2 \cdot t_0}{10 \cdot n_{\text{дв}}}, \quad (1.28)$$

де  $m_0^2 = 460729$  кг – злітна маса літака;

$t_0 = 0,215$  – стартова тягоозброєність;

$n_{\text{дв}} = 4$  – кількість двигунів.

$$P_0 = \frac{9,8 \cdot 460729 \cdot 0,215}{10 \cdot 4} = 24268,9 \text{ даН} = 242,6 \text{ кН}.$$

За результатом розрахунку потрібної тяги, підбираємо двигун EA-GP-7270, він має наступні характеристики:

$P_0 = 311$  кН – стартова тяга;

$M_{\text{дв}} = 6712$  кг – маса двигуна;

$l_{\text{дв}} = 4,74$  м – довжина двигуна;

$d_{\text{дв}} = 3,16$  м – діаметр двигуна

### 1.1.7 Визначення й оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів

Площа крила визначають по співвідношенню [1]:

$$S = \frac{m_0 \cdot g}{10 \cdot p_0}, \quad (1.29)$$

де  $g = 9,81$  – прискорення вільного падіння, м/с<sup>2</sup>;  $p_0$  – питоме навантаження на крило при зльоті, визначається за статистичними даними, (даН/м<sup>2</sup>).

$$S = \frac{460729 \cdot 9,81}{10 \cdot 600} = 752 \text{ м}^2$$

Розмах крила[1]:

$$l = \sqrt{\lambda \cdot S} = \sqrt{8,7 \cdot 752} = 80,8 \text{ м} \quad (1.30)$$

де  $\lambda = 8,7$  – подовження крила

Коренева (по осі симетрії літака)  $b_0$  і кінцева  $b_k$  хорди крила визначаються по залежностях:

$$b_0 = \frac{S}{l} \cdot \frac{2 \cdot \eta}{\eta + 1} = \frac{752}{80,8} \cdot \frac{2 \cdot 6,3}{6,3 + 1} = 16 \text{ м}; \quad (1.31)$$

$$b_k = \frac{b_0}{\eta} = \frac{16}{6,3} = 2,5 \text{ м}, \quad (1.32)$$

де  $\eta = 6,3$  – звуження крила.

Середня аеродинамічна хорда обчислюється:

$$b_a = \frac{2}{3} b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{(\eta + 1)\eta} = \frac{2}{3} \cdot 16 \cdot \frac{6,3^2 + 6,3 + 1}{6,3 \cdot (6,3 + 1)} = 10,8 \text{ м}. \quad (1.33)$$

Визначаємо координату САХ за розмахом крила:

$$Z_a = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{80,8}{6} \cdot \frac{6,3 + 2}{6,3 + 1} = 15,3 \text{ м}. \quad (1.34)$$

Координата носка САХ по осі ОХ визначається:

$$X_a = Z_a \cdot \operatorname{tg} \chi_{нк} \quad (1.32)$$

де  $\operatorname{tg} \chi_{нк} = 0,83$  – кут по передній крайці крила.

$$X_a = 15,3 \cdot 0,83 = 12,69$$

### *Визначення геометричних параметрів вертикального оперення*

Площа ВО[1]:

$$S_{\text{во}} = \bar{S}_{\text{во}} \cdot S = 0,18 \cdot 752 = 135 \text{ м}^2. \quad (1.33)$$

Розмах ВО [1]:

$$l_{\text{во}} = \sqrt{S_{\text{во}} \cdot \lambda_{\text{во}}} = \sqrt{135 \cdot 1,5} = 14,2 \text{ м}. \quad (1.34)$$

Коренева хорда ВО[1]:

$$b_{0\text{во}} = \frac{S_{\text{во}}}{l_{\text{во}}} \cdot \frac{\eta_{\text{во}} \cdot 2}{\eta_{\text{во}} + 1} = \frac{135}{14,2} \cdot \frac{3 \cdot 2}{3 + 1} = 14,2 \text{ м}. \quad (1.35)$$

Кінцева хорда ВО[1]:

$$b_{к.во} = \frac{b_{0\text{во}}}{\eta_{\text{во}}} = \frac{14,2}{3} = 4,73 \text{ м}. \quad (1.36)$$

Середня аеродинамічна хорда ВО[1]:

$$b_{a.\text{во}} = \frac{2}{3} b_0 \cdot \frac{\eta_{\text{во}}^2 + \eta_{\text{во}} + 1}{(\eta_{\text{во}} + 1)\eta_{\text{во}}} = \frac{2}{3} \cdot 14,2 \cdot \frac{9 + 3 + 1}{(3 + 1) \cdot 3} = 10,25 \text{ м}. \quad (1.37)$$

Координата САХ по розмаху ВО[1]:

$$Z_{a.60} = \frac{l}{3} \cdot \frac{\eta_{60}+2}{(\eta_{60}+1)} = \frac{14,2}{3} \cdot \frac{3+2}{(3+1)} = 5,9 \text{ м.} \quad (1.38)$$

Координата носка САХ по осі ОХ[1]:

$$X_{a.60} = Z_{a.60} \cdot \operatorname{tg}45^\circ = 5,9 \cdot 1 = 5,9 \text{ м.} \quad (1.39)$$

*Розрахунок геометричних параметрів фюзеляжу*

Довжина фюзеляжу[1]:

$$l_\phi = \lambda_\phi \cdot D_\phi = 9,2 \cdot 6 = 55,2 \text{ м.} \quad (1.40)$$

Довжина носової частини фюзеляжу[1]:

$$l_n = \lambda_{н.ч.} \cdot D_\phi = 1,8 \cdot 6 = 10,8 \text{ м.} \quad (1.41)$$

Довжина хвостової частини фюзеляжу[1]:

$$l_{хв} = \lambda_{хв.ч.} \cdot D_\phi = 2,5 \cdot 6 = 15 \text{ м.} \quad (1.42)$$

*Розрахунок геометричних параметрів шасі*

–  $b$  – база шасі, відстань між осями основних і передній опор:

$$b = 0,35 \cdot l_\phi = 0,35 \cdot 55,2 = 19,32 \text{ м;} \quad (1.43)$$

–  $B$  – колія шасі – відстань між площинами симетрії основних опор,  $2H \leq B < 15(\text{м})$ , тоді  $B = 11$  м;

–  $e$  – винос основних головних опор, тобто відстань між вертикаллю, що проходить через центр мас літака, і віссю основних опор:

$$e = (0,06 \dots 0,12) \cdot b = 0,1 \cdot 19,32 = 1,93 \text{ м;} \quad (1.44)$$

–  $a$  – винос передньої опори, тобто відстань між вертикаллю, що проходить через центр мас літака, віссю переднього колеса:

$$a = 0,94 \cdot b = 0,94 \cdot 19,32 = 18,16 \text{ м;} \quad (1.45)$$

–  $\phi$  – кут перекидання (кут торкання хвостовій частині фюзеляжу або його запобіжної опори поверхні злітно-посадкової смуги):

$$\phi = \alpha_{\text{пос.мах}} - \alpha_3 - \psi, \quad (1.46)$$

де  $\alpha_{\text{пос.мах}} = 10^\circ \dots 18^\circ$  – максимальний посадковий кут атаки, менше значення приймають для неманеврених дозвукових літаків,

$\alpha_3 = 0 \div 4^\circ$  – кут заклиненому крила,  $\alpha_3 = 0$  град;

$\psi = (-2^\circ) \dots (2^\circ)$  – стоянковий кут,  $\psi = 0$  град;

$$\phi = 10 - 0 - 0 = 10 \text{ град;}$$

$\gamma$  – кут виносу щодо Ц.М. літака основних опор:

$$\gamma = \phi + 2^\circ = 12^\circ.$$

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

Вибір конструктивно-силової схеми крила складається з:

- 1) компонування крила – наявність в обшивці люків для обслуговування розташованих в крилі агрегатів обладнання, наявність в крилі бака для палива;
- 2) компонування фюзеляжу – наявність достатніх обсягів для центральної частини крила в фюзеляжі (при однолонжеронному крилі обсяги в фюзеляжі потрібні мінімальні);
- 3) вимог жорсткості.

Для наближеного вибору конструктивно-силової схеми крила скористаємося поняттям умовного лонжерона, ширина поясу якого становить 60% хорди крила в розрахунковому перерізі. У завданні береться коренева хорда  $b_0$ . Товщина поясу умовного лонжерона визначимо за формулою:

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

де  $p_0$  – питоме навантаження на крило при зльоті;

$S$  – площа крила;

$z_a$  – координата середньої аеродинамічної хорди літака;

$m_i$  – маса вантажу, розташованого на крилі;

$z_i$  – координата центру мас вантажу, розташованого на крилі, від поздовжньої осі літака;

$n^p = 4$  – коефіцієнт розрахункової перевантаження;

$m_{кр}$  – маса крила;

$\bar{c}$  – відносна товщина профілю крила;

$b_0$  – коренева хорда крила.

Для виготовлення поясу лонжерона вибираємо матеріал з алюмінієвого сплаву Д16Т, в якому допустима нормальна напруга при розтягуванні дорівнює:

$$\sigma_p = 440 \text{ МПа} = 440 \cdot 10^6 \text{ Па};$$

$$\delta_y = \frac{(6000 \cdot 752 \cdot 15,3 - 2 \cdot 36858 \cdot 9,81 \cdot 5 - 64041 \cdot 9,81 \cdot 15,3) \cdot 3,4}{0,96 \cdot 0,12 \cdot 16^2 \cdot 440 \cdot 10^6} = 14 \text{ мм.}$$

Так як товщина поясу умовного лонжерона більше, ніж 3 мм, тоді, обшивка крила буде досить товстою, з високими критичними напруженнями, тобто зможе сприймати більшу частину згинального моменту (більше 50%). Тому в масовому відношенні вигідно застосувати кесонне крило.

Визначимо величину інтенсивності моментного навантаження і перерізуючої

сили:

$$\frac{M}{H^3} = \frac{[(p_0 \cdot S - m_{xp} \cdot g) \cdot z_a - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i] \cdot n^p}{1,03 \cdot (\bar{c} \cdot b_0)^3} \quad (1.43)$$

$$\frac{M}{H^3} = \frac{[(6000 \cdot 752 - 64041 \cdot 9,81) \cdot 15,3 - 2 \cdot 36858 \cdot 9,81 \cdot 5] \cdot 4}{1,03(0,12 \cdot 16)^3} = 30,6 \text{ МПа}$$

Оскільки в даному випадку величина інтенсивності моментного навантаження виходить за межі 10 – 15 МПа, тоді необхідно застосувати в ваговому відношенні крило з працюючою обшивкою (кесон).

Крило включає поздовжній і поперечний силові набори.

- ◆ До складу поздовжнього набору входять 2 лонжерона та стрингери. Перший лонжерон розташований на 0,2 хорди, другий – 0,7 хорди. На верхній і нижній панелі крила розташовано по 14 стрингерів з кроком 110 мм.
- ◆ Поперечний набір включає в себе 62 нервюри, відстань між якими 500 мм, з яких 17 нервюр силових.

### ***Вибір конструктивно-силової схеми пасажирського відсіку***

В процесі проектування літака, для фюзеляжу в якості конструктивно-силової схеми була обрана стрингерно-балочна схема фюзеляжу. Поперечний силовий набір складається з 107 шпангоутів, з них 13 посилені. Відстань між шпангоутами складає 440 – 460 мм, в носовій в хвостовій частині та в хвостовій частині шпангоути розташовані з меншим кроком.

### ***Вибір конструктивно – силової схеми вертикального оперення***

Вертикальне оперення складається з кіля і керма напрому. Кіль стрілоподібний. Була застосована дволонжеронна схема. Передній лонжерон знаходиться на відстані 30% від передньої кромки кіля, а другий на 70%.

- ◆ Поздовжній силовий набір, крім лонжеронів, утворений ще 12-ма стрингерами на кожній поверхні. За рекомендацією крок між стрингерами прийнятий 531 мм.
- ◆ Поперечний силовий набір кіля складається з 13-ти нервюр, 4 з яких силові. До нервюр №1, №5, №9, №13 кріпляться вузли навішування керма висоти. Нервюри розташовані перпендикулярно заднього лонжерона, крок нервюр за рекомендацією 500 мм.

### ***Вибір конструктивно-силової схеми шасі***

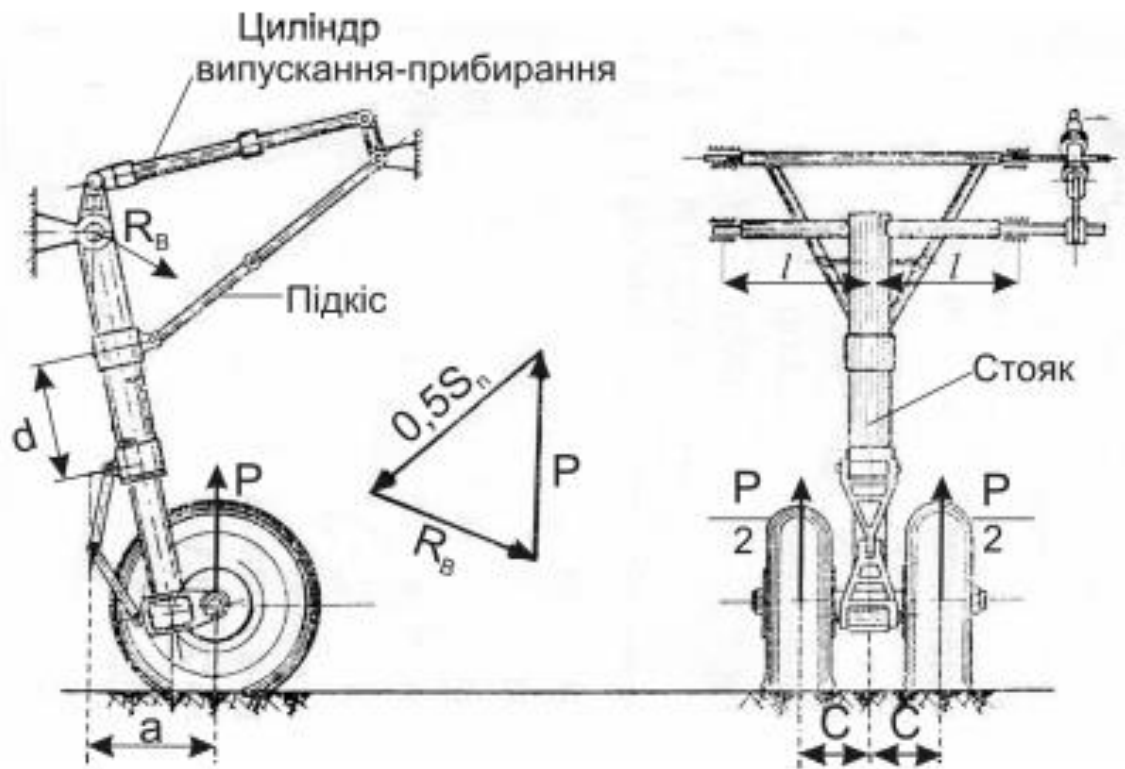


Рисунок 6 – Підкісно-балкова конструктивно-силова схема

Для проєктованого літака я вибираю схему шасі п'яти опорне з носовою стойкою. Така схема найбільше підходить до пасажирського важкого, далекомагістрального літака. Вона має наступні переваги:

- 1) допускається збільшена посадкова швидкість (до 300 км/год);
- 2) Покращений огляд із кабіни пілота під час розбігу, пробігу й маневрування, тому що фюзеляж літака має горизонтальне або близьке до такого положення;
- 3) Більш інтенсивне гальмування при пробігу;
- 4) Можливість здійснювати посадку з планерування без ділянок вирівнювання й витримування;

Недоліком шасі з передньою опорою є можливість виникнення коливань вільно орієнтованого колеса передньої опори. У таких шасі для гашення автоколивань установлюють спеціальний демпфер.

Для носової стійки шасі я вибираю важільне шасі з внутрішнім амортизатором.

У тому випадку, коли амортизатор є самостійним елементом, шток і його циліндр працюють на осьові зусилля, не зазначаючи вигинання. У важільних стояках із внутрішнім амортизатором останній працює на поперечне вигинання. Умови роботи ущільнення в такому амортизаторі гірші, ніж у схемах з виносним амортизатором. У них допускають меншу величину тиску зарядження, а отже, вони мають більший хід і більшу довжину. Разом з тим такий стояк за поперечними габаритами є більш компактним, ніж стояк з виносним амортизатором.

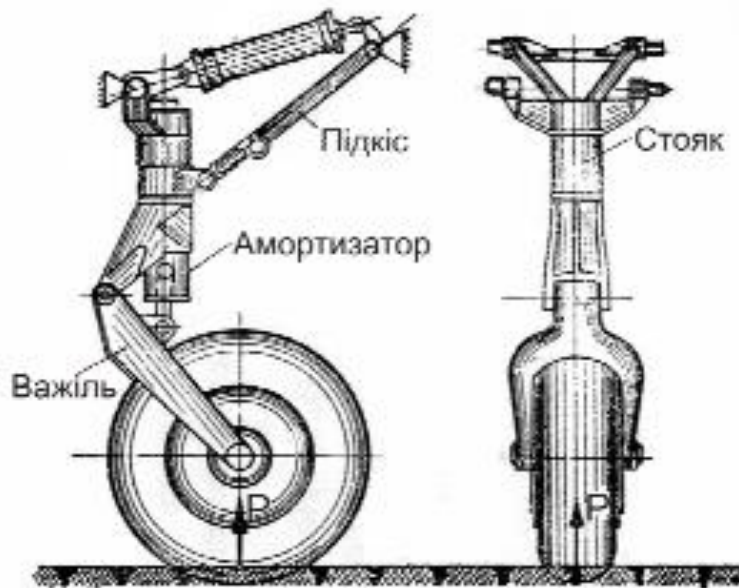


Рисунок 7 – Важільне шасі с внутрішнім амортизатором

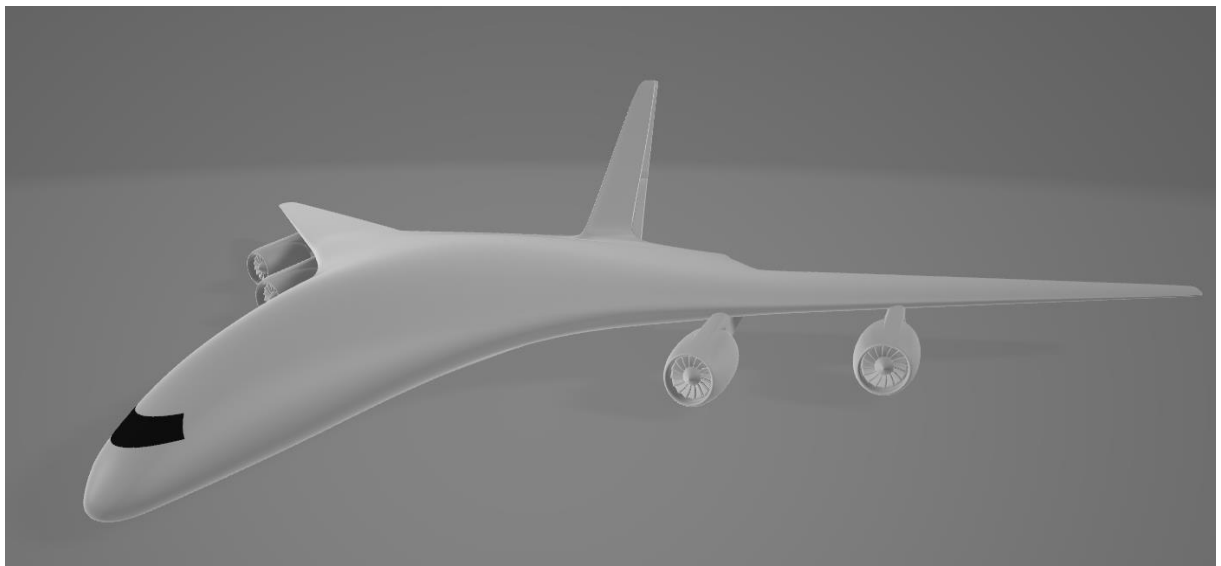


Рисунок 8 – Майстер-геометрія пасажирського літака в схемі «літаюче крило»

## 1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їхній оптимізації на аеродинамічні й масові характеристики літака

Основні аеродинамічні характеристики наведені в таблиці 1.2.

Таблиця 1.2 – Аеродинамічні характеристики літака

M	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	1,2
$C_{x0}$	0,0167	0,0161	0,0158	0,0155	0,0153	0,0151	0,015	0,123

$C_{y\alpha max}$	1,048	1,022	0,992	0,96	0,925	0,886	0,845	0
dCy	3,72	3,77	3,86	3,97	4,13	4,34	4,64	4,12
A	0,0472	0,0471	0,0471	0,04471	0,047	0,047	0,047	0,178
$K_{max}$	17,81	18,11	18,3	18,4	18,5	18,7	18,8	3,37
$\bar{x}_f$	0,542	0,543	0,543	0,543	0,544	0,544	0,545	0,576

За допомогою даних з таблиці 1.2 будемо графіки залежностей аеродинамічних характеристик літака від чисел Маха для розрахункової висоти  $H = 0$  км.

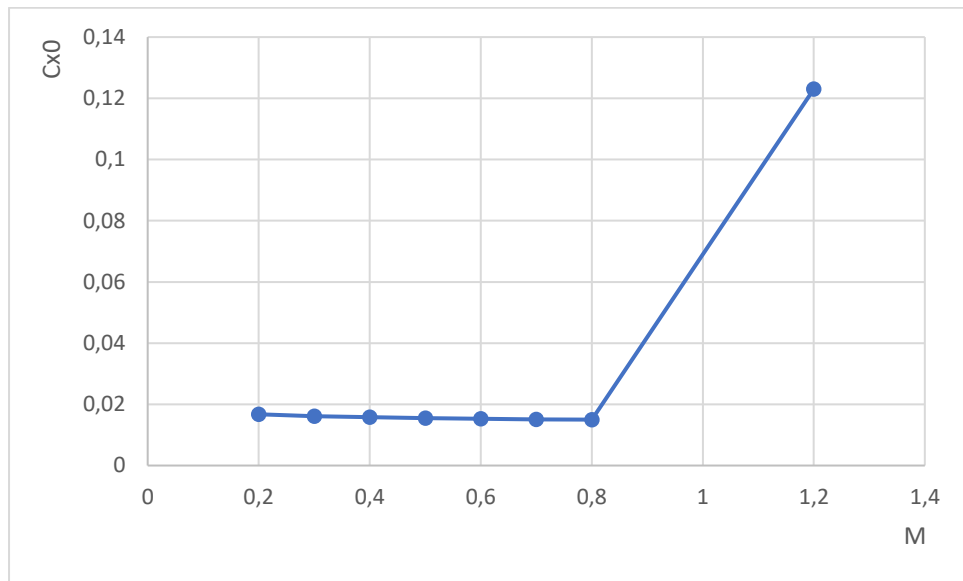


Рисунок 9 – Залежність коефіцієнта лобового опору при нульовій підйомній силі від чисел Маха на висоті польоту  $H=0$  км

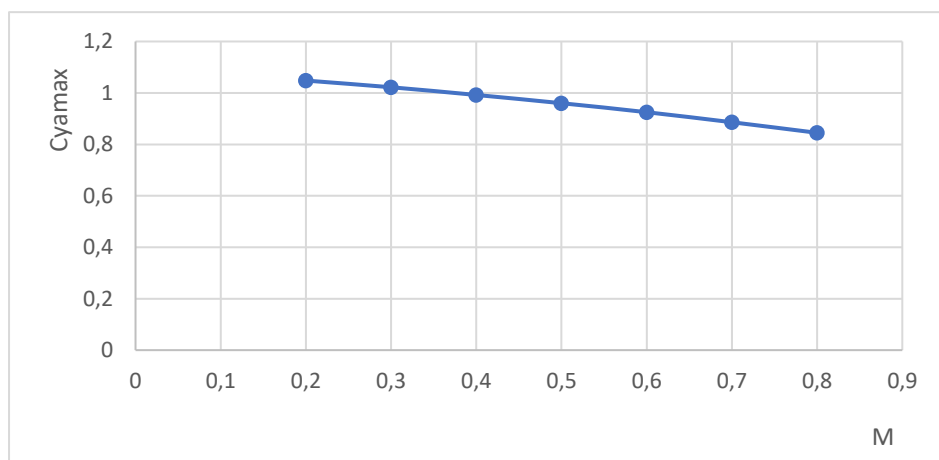


Рисунок 10 – Залежність максимального коефіцієнта підйомної сили від чисел Маха на висоті польоту  $H=0$  км



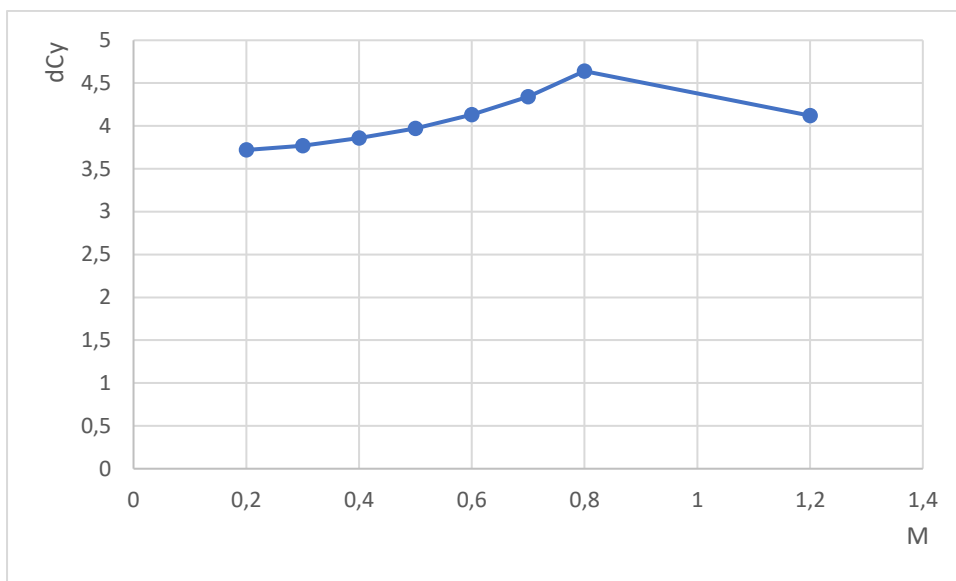


Рисунок 11 – Залежність похідної коефіцієнта підйомної сили по куту атаки від чисел Маха на висоті польоту  $H=0$  км

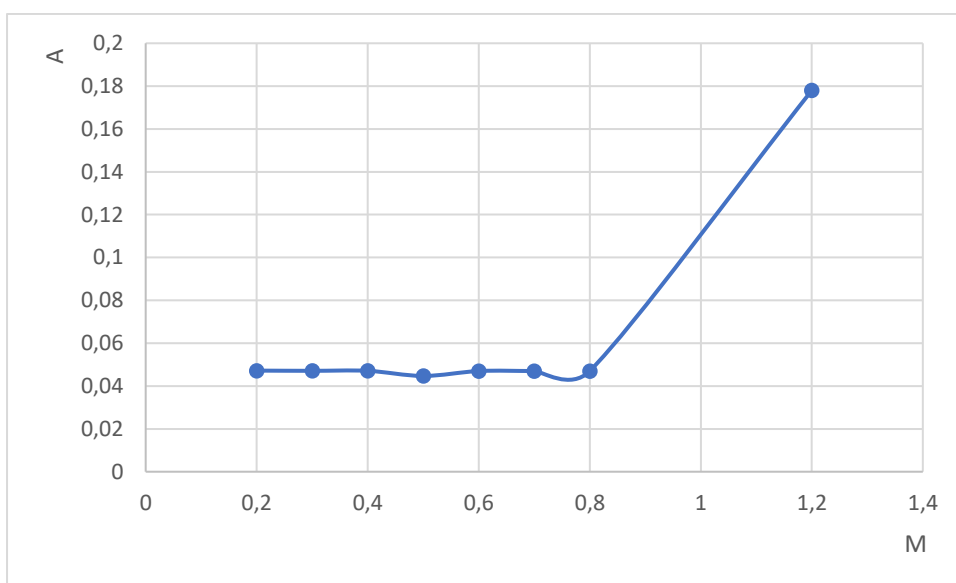


Рисунок 12 – Залежність коефіцієнта відвала поляри від чисел Маха на висоті польоту  $H=0$  км

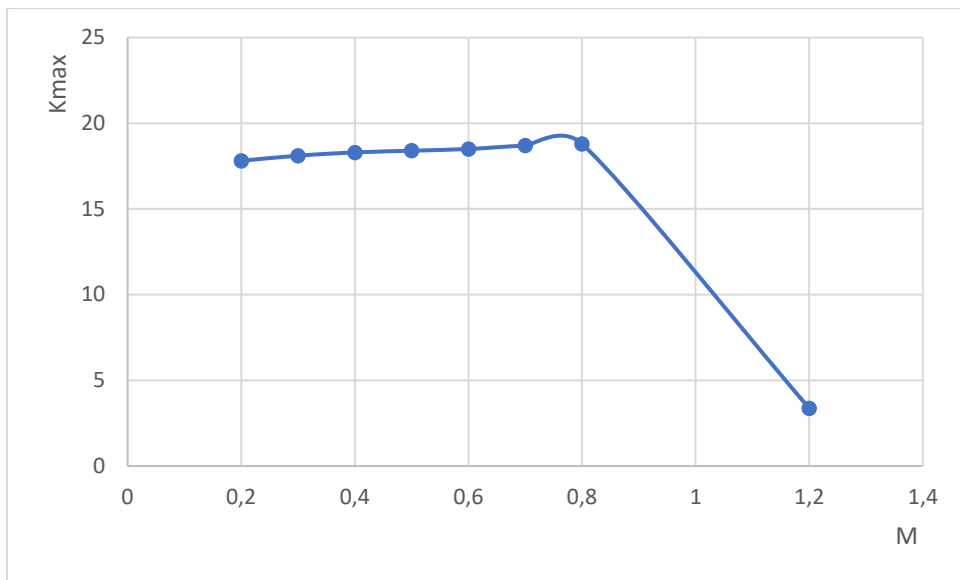


Рисунок 13 – Залежність максимальної якості від чисел Маха на висоті польоту  $H=0$  км

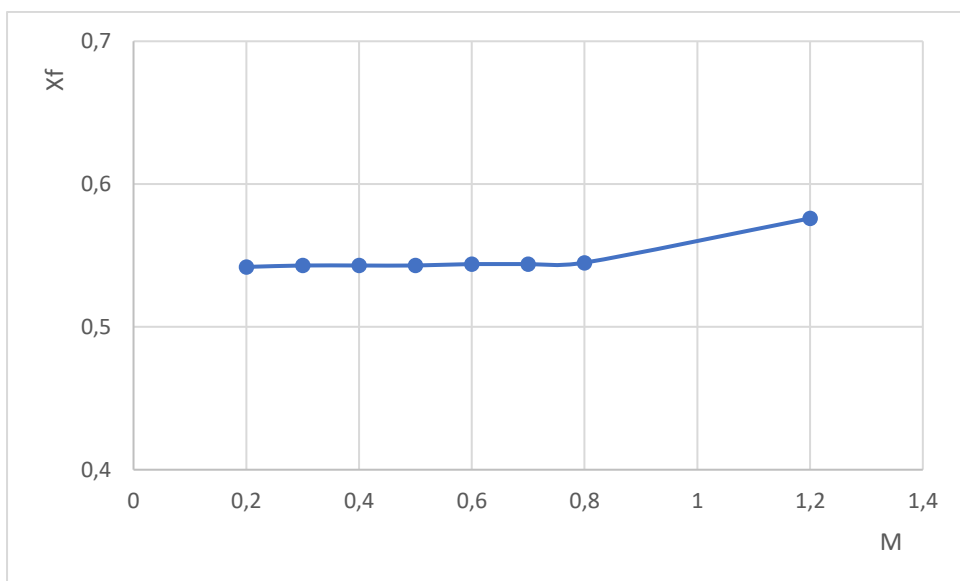


Рисунок 14 - Залежність положення фокуса літака від чисел Маха на висоті польоту  $H=0$  км

## 2. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

### 2.1 Бізнес план: історія фірми, характеристика літака, аналіз ринку збуту, маркетинг, кадри й керування, аналіз ризиків і їх запобігання

Економічна оцінка та обґрунтування проектного літака, як товару, що підлягає реалізації на ринках збуту.

Оцінка переваг літака з точки зору конструкції. Оцінювання обсягів реалізації

продукту на ринках збуту.

Характеристика техніко – економічних показників спроектованого літака, як товарного продукту.

Високий рівень авіа-будування завжди сприяє розвитку держави та є показником її авторитету на міжнародному рівні з іншими державами. У сучасному світі літакобудівна галузь не тільки приносить значні доходи, а ще й, сприяє розвитку науки та техніки, впровадження передових технологій, створенню нових робочих місць в Державі. Для підтримки і зміцнення свого статусу в світі в галузі літакобудування, необхідний розвиток нових технічних ідей, для розвитку конкурентоспроможності.

Для підвищення ефективності авіабудування розробляються концепції нових літаків, в які закладаються вимоги, за ваговими характеристиками які перевершують своїх попередників по дальності, льотно – технічними характеристиками, а також за придатністю майбутнього літака до різних кліматичних умов, здатність злітати не тільки з бетонних ЗПС, а й з ґрунтових і галькових аеродромів.

Згідно вимог міжнародних стандартів (ICAO, MSG – 3) розроблено технічне обслуговування літака та забезпечення підтримання льотної придатності літака в межах життєвого циклу експлуатації станом з інтенсивністю до 600 годин в місяць з коефіцієнтом готовності більше 99,4%, при мінімізації витрат на ТО (1,3 чол – год на 1 годину нальоту).

Характеристики літака приведені в таблиці 2.1.

Таблиця 2.1 – Характеристики спроектованого літака

№ п\п	Найменування	Величина
1	Крейсерська швидкість польоту $V_{кр}$ , км/год	900
2	Крейсерська висота польоту $H_{кр}$ , км	10,7
3	Довжина розбігу $L_p$ , м	2600
4	Дальність польоту, км	14000
5	Максимальна дальність польоту, км	14000
6	Число і тип двигунів $n_{дв}$ , шт	4×ТРД
7	Кількість пасажирів, людина	600

**2.2 Фінансування проекту: джерела фінансування, прибутки й витрати розрахунок витрат на проектування й виробництво, розрахунок собівартості, прибуток ціни, розрахунок мінімальних власних коштів фірми, визначення точки беззбитковості, розрахунок прямих, непрямих витрат**

Споживчі якості ЛА, що впливають на конкурентні переваги і економічні

витрати при проектуванні конструкцій ЛА в ОКБ і при серійному виготовленні ЛА на виробничому авіаційному підприємстві.

Основні конкурентні переваги літака:

- унікальна конструкція;
- мобільність на аеродромах;
- дотримання екологічних стандартів;
- низький показник забруднення атмосфери завдяки мінімальному впуску вуглецю;
- стійкий до поганих погодних умов;
- місткість;

Недоліки моделі:

- шум в салоні;
- нестача кадрів (пілотів).

На основі маркетингових досліджень проведемо аналіз ринку збуту та визначимо можливий продаж готових ЛА.

Метою проектування є створення ЛА, котрий в процесі експлуатації зможе виконати поставлене замовником завдання з максимальною ефективністю.

Враховуючи цей критерій оцінки розробляється загальна концепція проекту нового ЛА, його вигляд, вибираються розміри і основні технічні дані для безперебійної роботи ЛА.

Завдання проектування: створення ЛА з оптимальними параметрами; спроектувати ЛА з кращими характеристиками по відношенню до конкурентів; необхідно досягти високої міцності, досконалої аеродинаміки, мінімальних об'ємно – вагових характеристик, конструктивних та технологічних рішень, що покращать літак.

Кадри і керування.

Кваліфікація робітника визначається з досвіду роботи і складності виконуваних робіт.

Штат працівників цехів підприємства формується таким чином:

Відділ праці і заробітної плати цеху розраховує необхідну кількість основних і допоміжних працівників, ІТП і МОП, подають заявку на необхідних працівників до відділу кадрів заводу;

відділ кадрів направляє працівників у цех, де відбувається співбесіда безпосередньо з начальником цеху;

якщо працівник відповідає необхідним вимогам, відповідність вимогам для роботи в цеху є основним критерієм для прийняття працівника на роботу та призначення для нього випробувального строку, за який він повинен підтвердити свою кваліфікацію.

Аналіз ризиків і їх запобігання.

Коли впроваджують у виробництво новий ринково – орієнтований виріб, то стикаються з такими проблемами:

- невизначеність у досягненні результату;
- суб'єктивність в інтересах різних учасників проекту, множинність критеріїв оцінки.

Ризик – є мірою мінливості або невпевненості віддачі, що складається з очікуваних надходжень і прибутків від інвестицій.

Чим більш ризикована операція, тим більшим може бути прибуток.

При оцінці ризиків необхідно враховувати два фактори:

- обсяг фінансування;
- фактор часу.

Ризики поділяються на:

1) диверсифікований – залежить від того, що ціни на матеріали є нестабільними, попит на збут продукції також нестабільний, страйки тощо. Одним словом – це фінансовий ризик фірми;

2) не стабільна ситуація у Державі, а саме: ризики залежать від підвищення цін на енергоносії, політичної нестабільності, соціального конфлікту, інфляції.

Для того щоб запобігти ризиків, потрібно дотримуватись деяких застережень при укладанні контракту.

Щоб уникнути диверсифікованих ризиків, встановлюють коливальну ціну та формулу по якій вона розраховується.

Ціна на виріб може бути:

валютна ціна (конвертована);

валюта платежу (національна валюта України).

Для уникнення інших типів ризиків застосовується послуга зі страхування майна, яка може забезпечити фінансування можливого збитку, або часткове його зменшення.

Для зменшення ризику – підприємство укладає суміжні зв'язки з іншими постачальниками на постачання сировини, обладнання, готових виробів, якщо основні постачальники не виконують договірних відносин в повному обсязі.

Джерела фінансування.

Так як даний літак буде випускатися на державному підприємстві, то для реалізації проекту держава виділяє частину коштів із Загального фонду Державного бюджету України, частину коштів підприємство бере у вигляді кредиту в банку під Державну гарантію.

Розрахунок собівартості літака, ціна літака без двигунів і з двигунами.

Затрати на розробку креслень конструкції ЛА визначають за формулою[11]:

$$C_{np} = 1,5 \cdot m_{пл}^{0,1} \cdot K_{нбо} \cdot \frac{\Gamma_{(m+1)}}{\alpha^{(M+1)}} \quad (2.1)$$

де  $m_{пл}=105967$  кг – маса планера ЛА;  $K_{нбо}=1,61$  – коефіцієнт, який враховує обов'язкові внески, відчислення;  $\Gamma_{(m+1)}=0,95184$  – гамма функція, яка залежить від величини швидкості М;  $M=0,73$  – число Маха;

$\alpha = 0,0186$  – параметр, який враховує відхилення від числа Маха.

$$C_{np} = 1,5 \cdot 105967^{0,1} \cdot 1,61 \cdot \frac{0,95184}{0,0186^{(0,73+1)}} = 7309,845 \text{ тис. доларів.}$$

Затрати на виготовлення кожного з дослідних зразків визначають за формулою[11]:

$$C_{N_{\text{изг}}} = 1,5 \cdot K_{\text{нбо}} \cdot N^{0,2} \cdot m_{\text{пл}}^{1,237} \cdot V_{\text{max}}^{0,699},$$

де  $V_{\text{max}} = 950 \frac{\text{км}}{\text{год}}$  – максимальна швидкість літака;  $N$  – порядковий номер дослідного зразка.

$$C_{N_{\text{виг}}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 1^{0,2} \cdot 105967^{1,237} \cdot 950^{0,699} = 47915,2 \text{ тис, доларів,}$$

Затрати на випробування ЛА і корекцію конструкторських креслень[11]:

$$C_{\text{вип}} = 1,5 \cdot K_{\text{нбо}} \cdot 10^4 \cdot n_{\text{ло}} \cdot K_{\text{взл}} \cdot (1 + 0,01 \cdot (n_{\text{ло}} - 1)) \quad (2.2)$$

де  $n_{\text{ло}} = 3$  – кількість дослідних зразків;  $K_{\text{взл}} = 0,571$  – коефіцієнт, який залежить від довжини посадкової смуги.

$$C_{\text{вип}} = 1,5 \cdot 1,61 \cdot 10^4 \cdot 3 \cdot 0,571 \cdot (1 + 0,01 \cdot (3 - 1)) = 22196,329 \text{ тис, доларів,}$$

Загальні затрати дослідного конструкторського бюро і ціна проекту ЛА знаходимо за формулою[11]:

$$C_{\text{дкб}} = C_{\text{пр}} + C_{N_{\text{виг}}} + C_{\text{вип}} \quad (2.3)$$

$$C_{\text{дкб}} = 7309,845 + 47915,2 + 22196,329 = 77421,374 \text{ тис, доларів,}$$

$$C_{\text{окб}} = 1,25 \cdot C_{\text{дкб}} = 1,25 \cdot 77421,374 = 96776,7175 \text{ тис, доларів,} \quad (2.4)$$

Розрахунок собівартості літака і ціна літака без двигунів

Повна середня собівартість одного літака випуску за рік в  $N$  штук визначається наступним шляхом[11]:

$$C_{\text{повна}} = C_{\text{вир}} + \text{РСБ}, \quad (2.5)$$

де  $C_{\text{вир}}$  – виробнича середня ціна одного літака і випуску за рік в  $N$  штук, долар;  
РСБ – витрати на збут, які плануються в розмірі одного відсотка від виробничої собівартості.

Виходячи з цього повна середня собівартість буде дорівнювати[11]:

$$C_{\text{повна}} = 1,01 \cdot C_{\text{вир}}, \quad (2.6)$$

Виробнича собівартість одного літака з річного об'єму в  $N$  штук без включення вартості двигунів визначається за формулою[11]:

$$C_{\text{вир}} = M_0 + \text{ПВ} + \text{СО}_c + Z_0 + \text{ЗВВ} + \text{ОВЗ} + \text{ПР} + \text{СР} \quad (2.7)$$

Ціна основних матеріалів  $M_0$ , сировини і готових виробів загально виробничого призначення і ціна покупних напівфабрикатів[11]:

$$M_0 = 1,95 \cdot 10^4 \cdot m_{\text{ПЛ}}^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \cdot \ln N}, \quad (2.8)$$

де  $m_{\text{ПЛ}} = 105967$  кг – маса планера ЛА;  
 $N = 20$  шт. – річний об'єм випуску літака.

$$M_0 = 1,95 \cdot 10^4 \cdot 105967^{0,93} \cdot 0,9^{3,32 \cdot \ln 20} = 321744 \text{ тис. доларів,}$$

Ціна покупних виробів ПВ розраховуються за формулою:

$$\text{ПВ} = 1,95 \cdot (-1280 + 2,37 \cdot V_{\text{max}} + 14,51 \cdot m_{\text{ПС}}) \cdot N^{-0,09}, \quad (2.9)$$

де  $m_{\text{ПС}} = 150$  т – маса пустого ЛА;  
 $V_{\text{max}} = 900 \frac{\text{км}}{\text{год}}$  – крейсерська швидкість ЛА.

$$\text{ПВ} = 1,95 \cdot (-1280 + 2,37 \cdot 900 + 14,51 \cdot 150) \cdot 25^{-0,09} = 442171,7 \text{ доларів.}$$

Розрахунок затрат на виготовлення, ремонт, відновлення спеціального технологічного оснащення, яке списується на програму перших двох років серійного випуску літаків.

Витрати праці на виготовлення, ремонт відновлення спеціального технологічного оснащення[11]:

$$\Pi_K = (2,943 + 0,0775 \cdot m_{\text{ПК}} - 2,58 \cdot 10^{-4} \cdot m_{\text{ПК}}^2) \cdot 1,05^n, \quad (2.10)$$

де  $n = 4$  шт. – кількість двигунів на ЛА.

$$\Pi_K = (2,943 + 0,0775 \cdot 105967 - 2,58 \cdot 10^{-4} \cdot 105967^2) \cdot 1,05^4 = 4536917 \text{ нормо – годин,}$$

Загальні витрати праці на виготовлення, ремонт і відновлення спеціальної технологічного оснащення[11]:

$$\Pi_{\text{ОСН}} = \Pi_K \cdot K_1 \cdot K_2 \cdot K_3 \cdot K_4, \quad (2.11)$$

$$K_1 = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot N + 0,64 = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot 20 + 0,64 = 0,6854,$$

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

$$K_3 = 10^{-2} \cdot \left[ 220 - \sqrt{250,6^2 - (X - 220)^2} \right] = 10^{-2} \cdot \left[ 220 - \sqrt{250,6^2 - (25 - 220)^2} \right] = 0,6.$$

де  $K_1$  – коефіцієнт, який враховує об'єм випуску;  
 $K_2$  – коефіцієнт, який враховує рівень використання нормалізованого оснащення;  
 $K_3$  – коефіцієнт, який враховує рівень наступності створеної конструкції;

$K_4 = 1,54$  – коефіцієнт, що враховує виготовлення дублерів оснащення, її ремонт та відновлення.

$$P_{OCH} = 4536917 \cdot 0,6854 \cdot 1,1 \cdot 0,6 = 2052338 \text{ нормо – годин.}$$

Величина витрат на виготовлення спеціальної оснастки[11]:

$$CO = P_{OCH} \cdot \bar{C}, \quad (2.12)$$

де  $\bar{C} = 2,7$  долара – ціна виробництва однієї нормо – години спеціальної технологічної оснастки[11].

$$CO = 2052338 \cdot 2,7 = 5541312 \text{ доларів,}$$

$$CO_c = \frac{CO}{N_1 + N_2}, \quad (2.13)$$

де  $N_1 = 25$  і  $N_2 = 30$  – кількість літаків, які заплановані до випуску в перші і другі роки серійного виробництва.

$$CO_c = \frac{5541312}{20+30} = 110826 \text{ доларів,}$$

Постановчі витрати ПВ, викликані освоєнням в серійному виробництві нового літака і розробкою процесу його виготовлення. Спеціальні витрати СВ (витрати на проведення випробувань серійних літаків)[11].

$$PP = k \cdot CO_c = 0,436 \cdot 110826 = 48320 \text{ доларів} \quad (2.14)$$

$$CP = k \cdot CO_c = 0,315 \cdot 110826 = 34910,1 \text{ доларів} \quad (2.15)$$

Витрати на основну і додаткову заробітну плату виробничих робочих знаходимо за формулою[11]:

$$Z_0 = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 10^4 \cdot m_{ПЛ}^{0,903} \cdot M^{0,42} \cdot N^{-0,32} \cdot K_{ПР}, \quad (2.16)$$

де  $K_{ПР} = 1,08^{-t} = 1,08^{-7} = 0,584$  – коефіцієнт, який враховує збільшення виробничого труда робочого за час від розробки ескізного проекту, коли ведеться попередній розрахунок ціни літака, до початку серійного виробництва;  $t=7$  – для важких ЛА.

$$Z_0 = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 10^4 \cdot 105967^{0,903} \cdot 0,43^{0,42} \cdot 20^{-0,32} \cdot 0,584 = 2412900 \text{ доларів,}$$

Загальновиробничі витрати[11]:

$$Z_{ВВ} = 1,92 \cdot Z_0 \cdot (3,04 \cdot N^{-0,129} + 3,701 \cdot N^{-0,359}), \quad (2.17)$$



де  $N = 20$  шт. – річний об'єм випуску літака,

$$ЗВВ = 1,92 \cdot 2412900 \cdot (3,04 \cdot 20^{-0,129} + 3,701 \cdot 20^{-0,359}) = 15418400 \text{ доларів,}$$

Обов'язкові внески на річну програму випуску літаків визначаються як[11]:

$$ОВЗ = \frac{I_{ОВЗ} \cdot З_{ппп}}{100}, \quad (2.18)$$

де  $I_{ОВЗ} = 22\%$  – сумарна ставка обов'язкових внесків від витрат на оплату праці всіх категорій працюючих;

$З_{ппп}$  – витрати на основну та додаткову заробітну плату працівників усіх категорій промислово – виробничого персоналу, що включаються у виробничу середню собівартість одного літака[11].

$$З_{ппп} = K_{З_{ппп}} \cdot (CO_c + ПР + З_0 + ЗВВ), \quad (2.19)$$

де  $K_{З_{ппп}} = 0,235$  – частка витрат на оплату праці працівників усіх категорій промислово – виробничого персоналу в сумарних витратах на спеціальне оснащення, постановочні витрати, витрати на проведення випробувань, на основну та додаткову заробітну плату виробничих робітників, на непрямі витрати цехів основного виробництва і непрямі загальнозаводські витрати.

$$З_{ппп} = 0,235 \cdot (110826 + 48320 + 2412900 + 15418400) = 4227754,8 \text{ доларів.}$$

$$ОВЗ = \frac{22 \cdot 4227754,8}{100} = 930106 \text{ доларів.}$$

Собівартість літака складає:

$$C_{\text{вир}} = M_0 + ПВ + CO_c + ПР + СР + З_0 + ЗВВ + ОВЗ, \quad (2.20)$$

$$C_{\text{вир}} = 32236,4 + 442171,7 + 110826 + 48320 + 2412900 + 15418400 = 184648540 \text{ доларів,}$$

### 2.3 Повна собівартість перевезення й виторг компанії

Повна собівартість складає:

$$C_{\Pi} = 1,01 \cdot C_B = 1,01 \cdot 18464854 = 186495025 \text{ доларів,} \quad (2.21)$$

Планований прибуток серійного заводу:

$$\Pi = \frac{P \cdot C_{\Pi}}{100} = \frac{25 \cdot 186495025}{100} = 46623756 \text{ доларів} \quad (2.22)$$

де  $P = 25\%$  – рентабельність, яка запланована від реалізації одного літака серійним заводом.

Розрахункова середня ціна без двигунів:

$$C_{\text{без ПДВ}} = C_{\text{П}} + \text{П} = 186495025 + 46623756 = 233118781 \text{ доларів} \quad (2.23)$$

$$\text{ПДВ} = \frac{I_{\text{НДС}} \cdot C_{\text{без ПДВ}}}{100} = \frac{20 \cdot 233118781}{100} = 46623756 \text{ доларів} \quad (2.24)$$

Розрахункова середня ціна без двигунів з ПДВ:

$$C_{\text{з ПДВ}} = C_{\text{без ПДВ}} + \text{ПДВ} = 233118781 + 46623756 = 279742537 \text{ доларів} \quad (2.25)$$

Вартість комплекту двигунів (4 шт):

$$C_{\text{дв}} = 100 \text{ млн. дол.}$$

Розрахункова середня ціна літака з двигунами:

$$C_{\text{сдв}} = C_{\text{з ПДВ}} + C_{\text{дв}} = 279,7 \cdot 10^6 + 100 \cdot 10^6 = 379,74 \text{ млн. дол.}$$

## 2.4 Висновки

В даному розділі була проведена оцінка актуальності виробництва літака як продукту.

Аналіз ринку, визначення переваг літака та його конкурентно-здатності.

Розглянені джерела фінансування. Розраховані пибутки та витрати на проектування й виробництво.

Розрахована собівартість ЛА і ціна ЛА, з та без двигунів:

- виробнича собівартість виготовлення одного літака складає 18464854 доларів;
- повна собівартість одного літака складає 186495025 доларів;
- розрахункова середня ціна літака, без врахування вартості комплекту двигунів складає 279,74 млн. доларів.
- Розрахункова середня ціна літака, з урахуванням вартості двигунів складає 379,74 млн. дол.

## 3. СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

### Особливості компоновки дозвукового пасажирського літака в схемі «літаюче крило»

З кінця 80-х років у ЦАГІ ведуться дослідження пасажирських літаків у схемі «літаюче крило» (ЛК). Суть цієї концепції полягає у можливості розміщення всіх частини пасажирів у широкому центроплані крила. У цьому випадку можна досягти суттєво вищих значень аеродинамічної якості, зменшити злітну вагу, підвищити паливну та економічну ефективність. Початкова концепція ЛК (рис.14)

характеризувалася двигунами над хвостовою частиною центроплану та кілями, розміщеними на кінцях крила. Сформоване компонування відображало і той факт, що «літаюче крило» може являти собою деяку компромісну інтегральну концепцію, що включає також елементи традиційних схем, наприклад фюзеляж. Особливості схеми «літаюче крило» зажадали детального вивчення низки ключових проблем, щоб показати її технічну здійсненність.

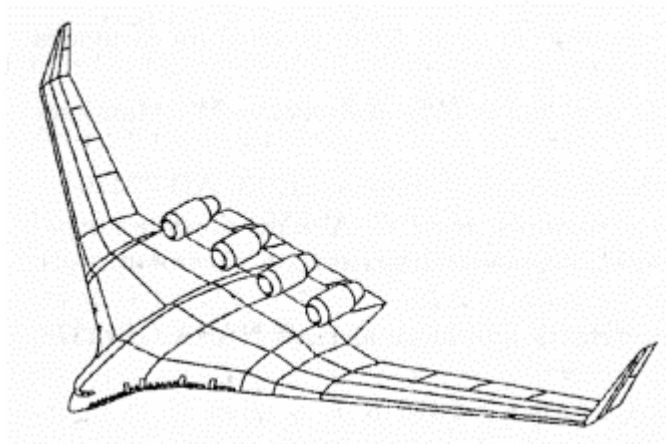


Рисунок 15 – Базова конфігурація літака

## 1. Попередні дослідження

*Конфігурація крила.* Концепція літака у схемі ЛК передбачає наявність профільованого центроплану крила, в якому розміщується пасажирський салон. Форма в плані центроплана крила, стріловидність його передньої кромки, відносна частка переднього та заднього напливів найбільше впливають на поведінку моментних характеристик у поздовжньому каналі на великих кутах атаки. За відсутності горизонтального оперення вигляд залежності  $m_z(\alpha)$  значною мірою визначає можливість реалізації цієї схеми літака. Визначення раціональної конфігурації крила було одним з основних завдань для експериментальних досліджень на першому етапі роботи над проектом.

З цією метою в аеродинамічних трубах ЦАГІ було випробувано три аеродинамічні моделі (ЛК-101, ЛК-102, ЛК-103) з розмахом крила близько 2-х метрів з центропланами різної конфігурації. Результати цих досліджень представлені на рисунку 15.

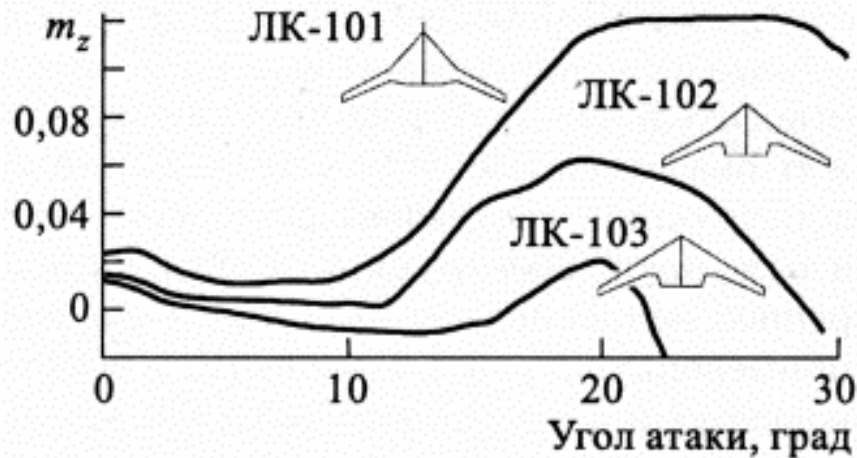


Рисунок 16 – Залежність коефіцієнта повздовжнього моменту від конфігурації крила.

На підставі отриманих результатів було виключено з розгляду конфігурації крила з великим переднім напливом на користь крил з розвиненим заднім напливом, який, крім задовільних моментних характеристик, забезпечував достатні внутрішні обсяги в центроплані крила.

Абсолютний розмах крила не обмежувався необхідним лімітом - 80 м, оскільки передбачалося, що кінці консолей на стоянці та руліжці можуть відхилитися. Рулі напряду встановлювалися на кінцях крила з метою поєднати їх функції з функціями аеродинамічних закінчень. Надалі з'ясувалося, що кілі, розміщені на кінцях крила, більш ніж на 200 км/год знижують критичну швидкість флаттера, і кілі з кінців крила було переміщено на центроплан. Механізація крила включала керма висоти, розташовані на задній кромці центроплана крила, передкрилки, невисувні закрилки та елевони, секції яких на кінцях крила конструктивно виконані у вигляді щитків, що розщеплюються. Тематична модель, випробувана в аеродинамічних трубах, допомогла уточнити ефективність щитків, що розщеплюються, на задній кромці зовнішніх секцій консолей крила. На цій же моделі випробувані керма висоти, розташовані на задній кромці центроплана крила.

*Розміщення силової установки.* Аналізувалися різні варіанти розміщення двигунів на літаку. При більш детальному вивченні проблеми було прийнято рішення відмовитись від первісного рішення розмістити силову установку над центропланом крила в його хвостовій частині на користь традиційного варіанта розміщення двигунів на пілонах під передньою кромкою крила. Розрахунки показали, що при розміщенні двигунів поблизу задньої кромки центроплана літаків має значний ступінь статичної нестійкості в поздовжньому каналі - до  $\approx 12\%$  САХ. Зі зростанням нестійкості до  $m_z^{C_y} \approx 0,07-0,08 K_{\max}$  збільшується на 2,5-3%. У той же час при вибраних характеристиках системи управління допустима нестійкість у

поздовжньому каналі повинна бути не більше 2-3% САХ на крейсерських режимах польоту та близька до нейтральної на зльоті та посадці.

Крім того, враховувалися такі фактори:

- при розміщенні двигунів на пілонах над центропланом крила, тобто вище центру тяжкості літака, проблематично компенсувати пікіруючий момент від тяги двигунів без великих втрат підйомної сили на злітно-посадкових режимах:

- при розміщенні двигунів у ряд руйнування елементів, що обертаються може викликати послідовне руйнація решти.

*Конструкція центроплану.* Основні особливості конструкції пасажирського літака у схемі «літаюче крило» пов'язані з розміщенням пасажирської кабіни в центроплані крила та способом сприйняття надлишкового тиску, що діє на стінки кабіни. На основі виконаних розрахунків було показано, що верхні та нижні панелі в зоні центроплану, що сприймають навантаження від консолей крила, можуть одночасно сприймати надлишковий тиск наддуву рис 16.

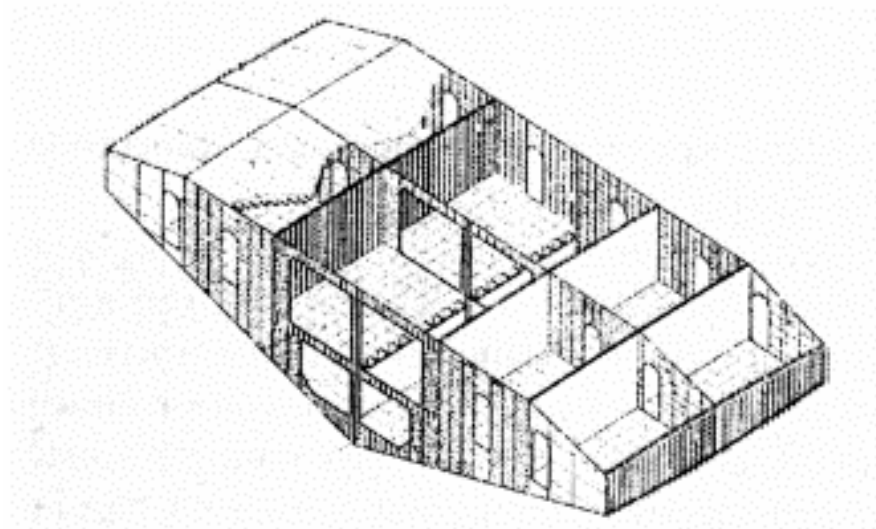


Рисунок 17 – Конструкція центроплану крила

У носовій та хвостовій частинах центроплану, де на його поверхню діють відносно невеликі місцеві аеродинамічні навантаження, основним фактором, що визначає товщину плоских тришарових панелей та їх масу, є пов'язані з аеродинамічних вимог нормовані обмеження на величину відносної деформації поверхні крила. У цих зонах раціональною може бути концепція роздільного сприйняття навантажень, реалізована у вигляді конструкції, що складається з плоских панелей, що сприймають зовнішні навантаження та окремої конструкції у вигляді циліндричних оболонок, що працюють на внутрішній тиск (рис 17). Нові конструктивні рішення, які пропонується застосувати у центроплані ЛК, у тому числі конструкції оболонок та оригінальні конструкції аварійних виходів, мають бути досліджені більш детально та відпрацьовані на експериментальних відсіках та макетах.

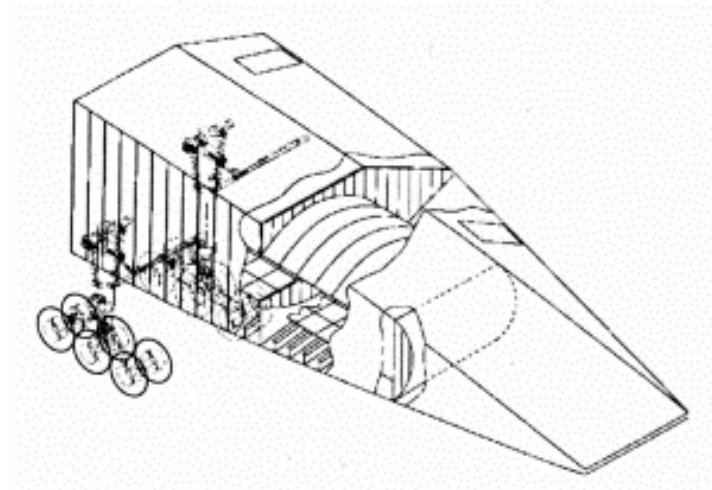


Рисунок 18 – Конструкція задньої частини центроплану

*Раціональна пасажиромісткість.* При визначенні раціональної пасажиромісткості літака критерієм використовувалися паливна ефективність і прямі експлуатаційні витрати. Було встановлено, що раціональна кількість пасажирів може становити 750 пасажирів у трикласному компонуванні. Експлуатаційні витрати «літаючого крила такої розмірності виходили близькими до мінімальних. При цьому на основі попередніх оцінок передбачалося, що літак зможе задовольнити вимоги ФАР-25 щодо аварійної безпеки та бути сумісним з інфраструктурою аеропортів.

*Експериментальні дослідження базового компонування.* За результатами роботи з визначення параметрів базового компонування було спроектовано та випробувано у трансзвуковій трубі ЦАГІ Т-106 аеродинамічна модель літака для крейсерського числа  $M = 0,8$ . Результати випробувань підтвердили можливість отримання на реальних компонуваннях «літаючих крил» крейсерської аеродинамічної якості на 20-25% вище, ніж на літаках традиційної схеми.

## **2. Розробка та порівняння альтернативних компонувальних схем**

Передбачуване введення в експлуатацію літака ЛК очікується не раніше 2015 року, тобто, на той час, коли може стати актуальною проблема створення наступного за А380 покоління літаків надвеликої місткості. Проте було прийнято рішення використовувати при проектуванні передовий рівень сучасної технології, який застосовується на літаках, що вже проектуються.

### **Основні технічні вимоги:**

- дальність польоту 13700 км,
- пасажиромісткість:  
у 3-х класах 750 пас.,
- число  $M_{кр} 0,85$ ,

- довжина ВПП 3300 м,
- $ACN \leq 65$ ,
- нормативні вимоги FAR-25

#### **Техніко-технологічний рівень:**

- обмежене застосування композиційних матеріалів,
- невеликі ступені статичної нестійкості в поздовжньому каналі,
- двигуни, що реально розробляються в даний час,
- інфраструктура сучасних аеропортів.

З урахуванням можливих вимог розглянуто низку альтернативних компоновок ЛК (рис. 18), що характеризуються конкуруючими оригінальними ідеями. Крім того, з метою порівняльного аналізу під ті ж технічні вимоги було розроблено традиційну схему літака.

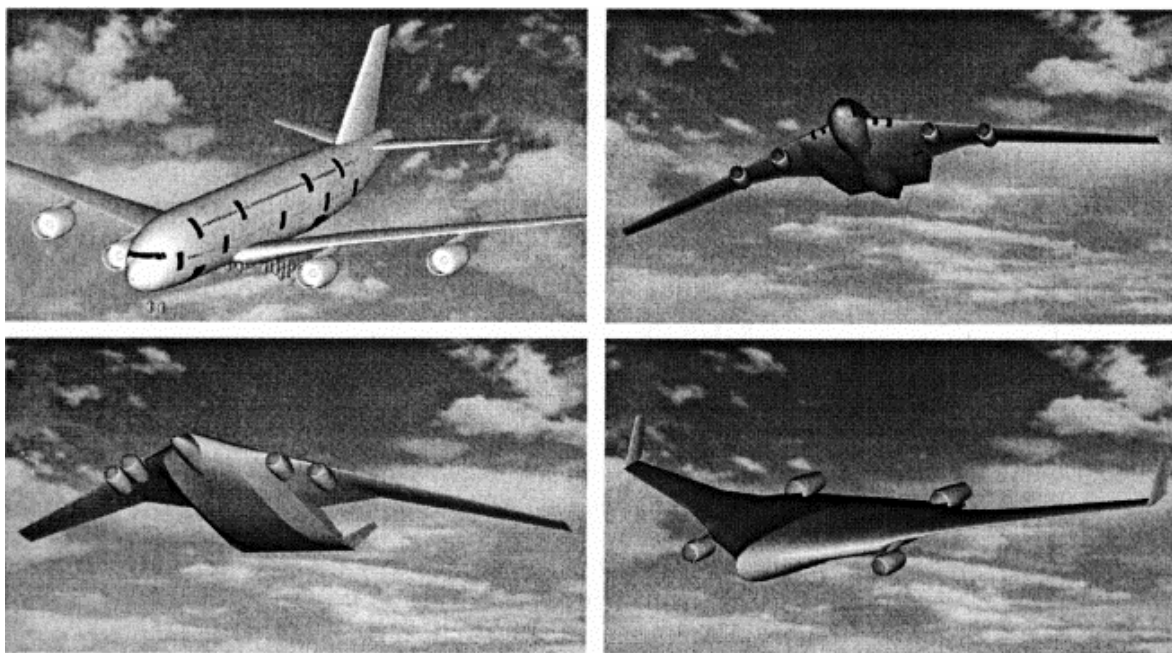


Рисунок 19 – Альтернативні схеми літаків

Компонування ЛК порівнювалися між собою за технічними, експлуатаційними та економічними критеріями. За сукупністю показників для подальших досліджень було обрано «гібридну» схему, в якій 40% пасажирів розміщено в центроплані крила поза фюзеляжем.

#### "Гібридна" схема:

- містить у собі всі особливості, пов'язані з «критичними» технологіями, що асоціюються зі схемою типу «літаюче крило»;

- в ній знайшли відображення деякі важливі експлуатаційні проблеми, не вирішення для інших альтернативних варіантів;

- має перевагу за технічними та економічними критеріями, розрахованими відповідно до рівня методик, використаних на першій стадії проекту.

### 3. Дослідження розрахункової концепції «літаючого крила»

Вибрана розрахункова концепція ЛК - «гібридна» схема - була піддана детальному багатодисциплінарному дослідженню, що включає розрахункові та експериментальні дослідження в аеродинамічних трубах і на пілотажних стендах. Загальний вид ЛК, обраний для багато-дисциплінарного дослідження, показаний на рисунку 19.

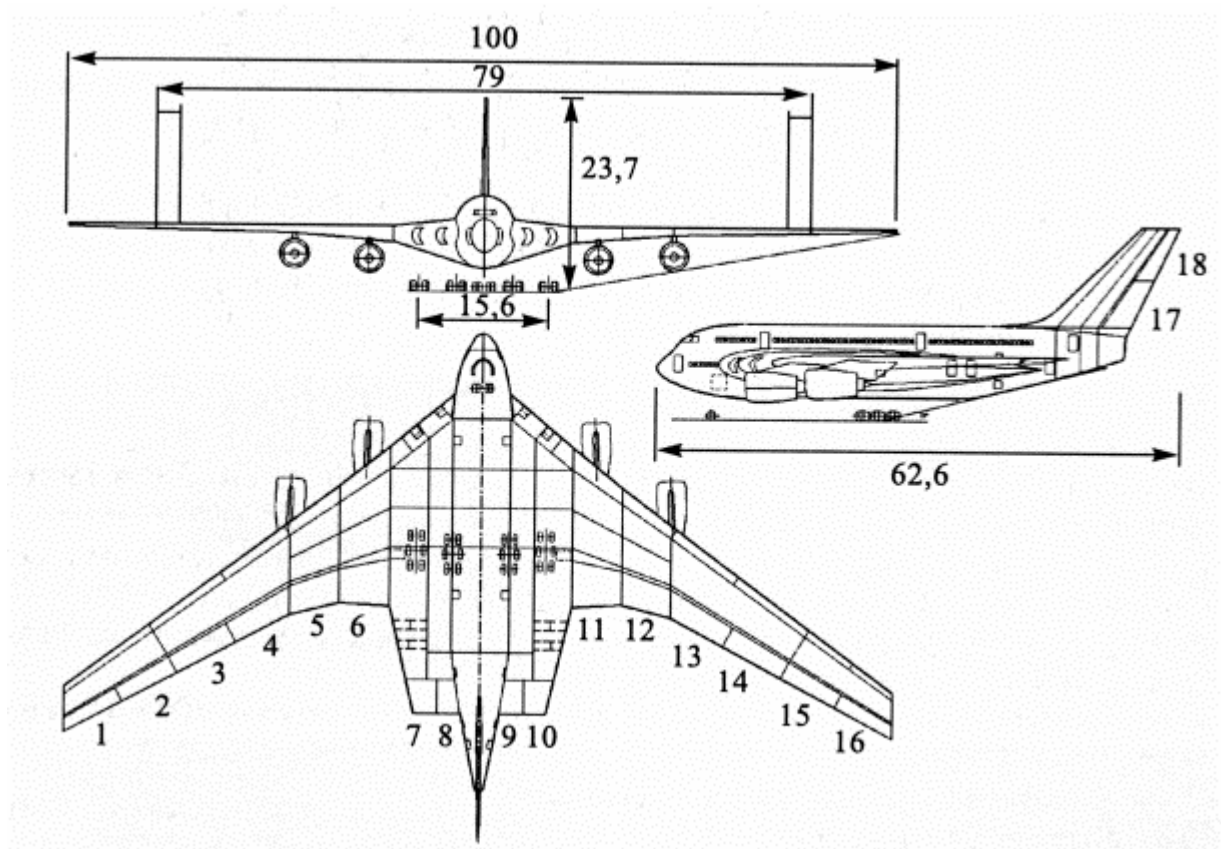


Рисунок 20 – Загальний вид «гібридної» схеми. Цифрами позначенні відхиляемі поверхні органів керування та механізації.

*Аеродинамічні властивості.* Для експериментальних досліджень в аеродинамічних трубах було виготовлено та випробувано загалом 6 великих моделей літака. На перших трьох моделях відпрацьовувалася на малих швидкостях переважно форма крила в плані і, зокрема, моментні характеристики на великих кутах атаки. Дві наступні моделі використовувалися для визначення характеристик різних видів механізації крила, досліджували також поведінку літака на великих кутах атаки. Остання, виконавча модель літака, виконана в масштабі 1: 62,5 з розмахом крила 1,6 м, є точною копією обраної концепції ЛК. Вона



використовувалася переважно для дослідження крейсерської аеродинаміки. Модель отримала позначення "ЛК-0,85".

Експериментальне дослідження ефективності злітно-посадкових пристроїв літака проводилося в ЦАГІ в аеродинамічній трубі малих швидкостей Т-102 (рис. 20). Крейсерські аеродинамічні характеристики визначалися в аеродинамічній трубі навколосвукових швидкостей Т-106.

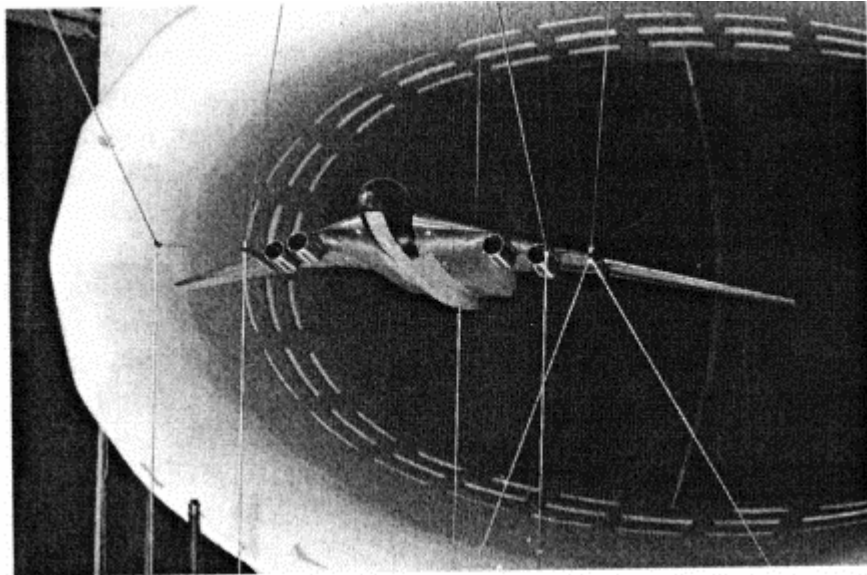


Рисунок 21 – ЛК-0,85 в аеродинамічній трубі Т-102

Результати перерахунку отриманих в умовах труби Т-106 ( $Re = 4,75 \cdot 10^6$ ) величин максимальної аеродинамічної якості до умов натурального польоту ( $Re=150 \cdot 10^6$ ) підтверджують високий рівень аеродинамічної якості в крейсерському польоті і показують гарний збіг із проведеними раніше чисельними розрахунками.

Максимальна аеродинамічна якість дослідженої моделі ЛК у перерахунку на натурні умови становить  $K_{\max} = 24,5$  при числі  $M = 0,85$ .

На злітно-посадкових режимах літак із відхиленою механізацією може мати максимальне значення коефіцієнта підйомної сили  $C_{u_{\max}} = 1,6$ .

*Міцність, аеропружність та вага конструкції.* Розглядалися різні аспекти міцності, аеропружності та ресурсу:

- визначення обгинальних навантажень у різних перерізах пружного крила з врахуванням:

- аеродинамічних маневрених навантажень,
- впливу одноразового пориву,
- дії безперервної турбулентності,
- масово інерційних навантажень,

- навантажень від внутрішнього надлишкового тиску;
- вплив деформації пружного крила на положення аеродинамічного фокусу та ефективність органів управління;
- дослідження критичної швидкості флатера для різних форм коливань;
- дослідження ресурсу конструкції крила та допустимого числа польотів між оглядами при забезпеченні критерію живучості конструкції.

Дослідження проводилися з використанням кінцево-елементної моделі, яка відтворює конструктивно-силову схему літака з наступними параметрами.

Проектувальна модель планера	КСС-3
Варіант моделі	Повна модель
Кількість ступенів волі	15000
Кількість кінечних елементів	9450
Кількість деталей	840
Ступінь конструктивної подоби моделі	83%
Кількість випадків напруження	10

Істотну роль щодо напружено-деформованого стану, обсягу матеріалу і ваги силової частини крила грала важлива особливість схеми ЛК, має значно більшу висоту перерізів крила, ніж літак традиційної схеми. Це дозволило реалізувати більший розмах крила, ніж у літаку традиційної схеми(рис. 21). Крім того, значний розмах центральної частини крила (22% розмаху крила) з великою висотою перерізів має високі жорсткості при згинанні та крученні, що полегшує вирішення проблем флатера консолей крила.

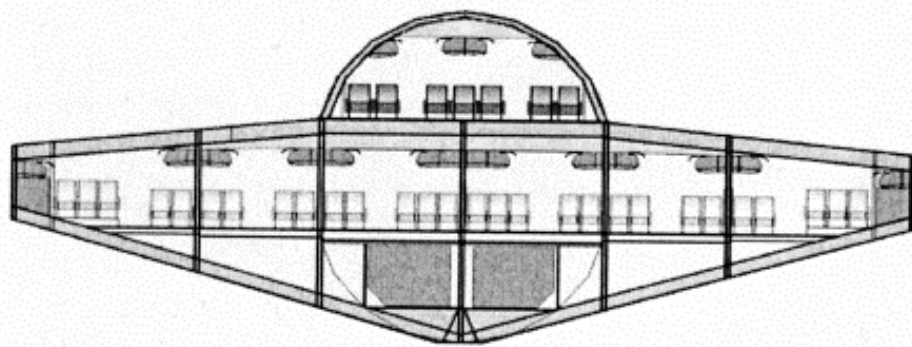


Рисунок 22 – Переріз пасажирської кабіни

*Стійкість, керованість, системи керування.* Забезпечення нормативних вимог до стійкості, керованості та систем управління ЛК має принципово важливе значення для можливості технічної реалізації такого типу літаків. Для вирішення цього завдання в ЦАГІ виконано значний обсяг досліджень як розрахункових, так і експериментальних в аеродинамічних трубах і на пілотажних стендах. У процесі досліджень:

- визначено основні принципи керування літаком за допомогою цифрової резервованої електродистанційної системи керування (ЕДСУ);

- розроблено силову систему управління (РСУ) з трьома одночасно працюючими електрогідравлічними приводами об'ємного регулювання з форсуванням тиску та продуктивності гідронасоса та потужності електродвигуна на граничних режимах та при відмовах;

- розроблено структуру комплексної системи активного управління, що знижує вітрові, турбулентні та маневрені навантаження.

Далі розглянуто деякі особливості керування літаком у поздовжньому каналі.

Поздовжній канал ЕДСУ складається з системи тримування та балансування, системи покращення поздовжньої стійкості та керованості та обмежувачів граничних режимів.

Система покращення стійкості та керованості повинна забезпечити задані характеристики поздовжньої керованості, висока якість перехідних процесів при управлінні навантаженням.

Система тримування та балансування повинна забезпечити тримування зусиль на важелі керування та балансування літака кермами. На систему тримування та балансування покладається також завдання забезпечення стійкості за швидкістю.

Обмежувачі граничних режимів польоту забезпечують обмеження кута атаки, швидкості, кута тангажу при зльоті та посадці, можливо, нормального навантаження. ЕДСУ містить два контури:

- основний цифровий контур;
- резервний аналоговий контур.

Для забезпечення високого рівня безпеки обидва контури проектувалися виходячи з дуже жорстких вимог до структурної надійності ЕДСУ:

- ймовірність відмови кожного контуру ЕДСУ - не більше  $10^{-8}$  на годину типового 16-ти годинного польоту,

- ймовірність повної відмови ЕДСУ - не більше  $10^{-10}$  на годину 16-ти годинного польоту.

При дослідженні надійності ЕДСУ та безпеки польоту було показано, що на злітно-посадкових режимах допустимою є близька до нуля ступінь природної стійкості ( $m_z^{C_y} \leq 0$ ), а крейсерському польоті для утримання літака у горизонтальному польоті при короткочасному виході з ладу ЕДСУ невпинність повинна становити  $m_z^{C_y} \leq 0,03$ . При цьому літак без ЕДСУ має невелику стійкість по перевантаженню  $\sigma_n \leq -0,002$ .

Крім того, було ухвалено рішення обмежити допустимий діапазон центрувань на злітно-посадкових режимах до 6-6,5% САХ. Необхідно відзначити, що в даному випадку йдеться про САХ, яка віднесена до повної площі крила з центропланом. Розрахована таким чином САХ більш ніж удвічі перевищує САХ літака традиційної конфігурації та абсолютна величина допустимого діапазону центрів для літака «літаюче крило» відповідає діапазону центровок 12-15% для літака традиційної схеми. Але навіть з урахуванням зазначених особливостей допустимий діапазон центрувань для ЛК менший, ніж для сучасних літаків традиційних схем.

Проблемним для літака ЛК є забезпечення можливості повернення великих кутів атаки (наприклад, при демонстрації швидкості звалювання) на помірні кути атаки. Незважаючи на значний обсяг досліджень щодо вибору раціональної форми крила в плані, експериментальні дослідження виконавчої моделі показали, що при гранично задніх центровках літак має суттєво нелінійну характеристику коефіцієнта поздовжнього моменту на великих кутах атаки (рис. 22). Найбільших значень кабріюючі моменти досягають на малих числах  $M$  ( $M \approx 0,15$ ). На швидкостях польоту, близьких до крейсерських, експериментальні дані за коефіцієнтом моменту  $m_z$  ( $C_y = 0,3$ ,  $M = 0,85$ ) та положення фокусу моделі мають помітний раз кидок з урахуванням перерахунку на натурні числа  $Re$ , впливу жорсткості моделі, випробувань з фіксацією точки переходу або зі свободним переходом і т. д.

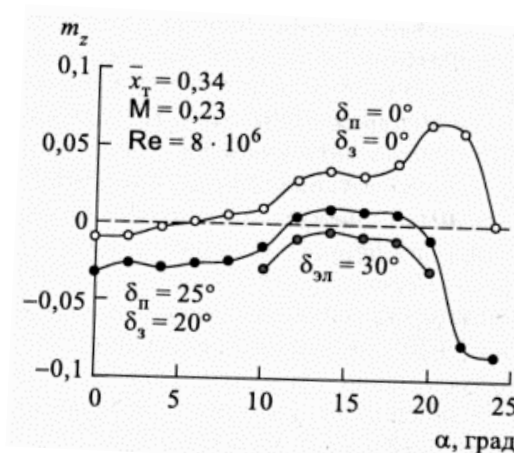


Рисунок 23 – Залежність коефіцієнта поздовжнього моменту  $m_z$  від кута атаки

Додаткову складність вносить великий вплив пружності конструкції органів управління. В Проведене дослідження в області нелінійної залежності  $C_y(\alpha)$  і  $m_z(\alpha)$  використовувало «лінійне продовження» добавок  $\Delta C_y(\alpha)$  та  $\Delta m_z(\alpha)$ , обумовлених впливом пружності конструкції. Розрахунок ефективності елевонів також проведено за лінійною теорією. При прийнятих припущеннях наявна ефективність органів поздовжнього управління (рис 23) достатня для парування кабруючих моментів, які можуть виникнути при гальмуванні літака до кутів атаки початку звалювання або при висхідних поривах вітру. В той же час очевидно, що у зв'язку з принциповою важливістю проблеми необхідно проведення додаткових експериментальних досліджень поведінки літака на великих кутах атаки, ефективності елевонів на кінці консолі при випущеному і прибраному передкрилці, а також штопорних характеристик

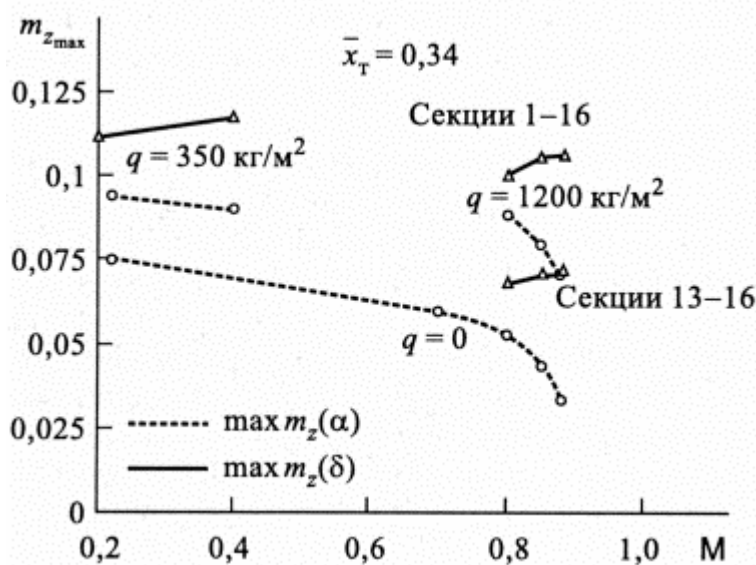


Рисунок 24 – Розрахункова ефективність органів керування на пружному літаку

Особливу увагу слід звернути на розробку вимог до виконавчої частини системи управління з проведенням напівнатурних експериментальних досліджень з використанням реальних рульових приводів.

*Компонування пасажирського салону ЛК має ряд особливостей порівняно з пасажирськими салонами традиційних фюзеляжних літаків.*

- *Збільшена ширина пасажирського салону.* Пасажирський салон ЛК має збільшену ширину (в даному випадку 30 крісел у ряд), що суттєво змінює звичні для пасажирів пропорції салону.

- *Менша кількість вікон.* Незалежно від проектного рішення, пасажирський салон ЛК матиме менше вікон, ніж фюзеляжний літак, або навіть вікна можуть бути відсутніми практично повністю. Досліджена в ЦАГІ «гібридна схема – проміжна

між фюзеляжною схемою та «чистим» ЛК - має вікна в салонах першого та бізнес-класу.

- *Перевантаження в пасажирській кабіні ЛК під час маневрів по крену.* При нормальному переведенні літака в посадковій конфігурації з крену  $-30^\circ$  в крен  $+30^\circ$  перевантаження в крайніх по ширині салону рядах пасажирських крісел будуть більшими, ніж для фюзеляжних літаків. Для досліджуваної конфігурації ЛК розрахункові діапазони зміни навантажень у процесі маневру становлять  $n_y \approx 0,94-1,33$  і  $n_z \approx 0,143-0,1$ .

Нахил підлоги пасажирської кабіни у крейсерському польоті. Підлога пасажирської кабіни фюзеляжних літаків крейсерського польоту знаходиться в положенні, близькому до горизонтального. Таке положення підлоги вдається забезпечити завдяки заклиненню крила щодо фюзеляжу на  $3-4^\circ$ . Для ЛК, у якого пасажирські крісла розміщуються в крилі, такий кут заклинення поздовжньої осі профілю щодо підлоги пасажирської кабіни призводить до неприпустимого скорочення довжини пасажирського салону. Таким чином, підлога пасажирського салону ЛК у крейсерському польоті матиме кут нахилу  $\approx 3,5-4,5^\circ$ . Ця обставина може створити під час польоту незручності при пересуванні по літаку візків із продуктами. У даному варіанті літака візки з продуктами розміщені в передній частині пасажирських салонів, щоб навантажені візки пересувалися під ухил.

- *Аварійна евакуація.* Досліджене компонування ЛК відповідає вимогам FAR до аварійних виходів за їх розмірами, кількістю, відстанню один від одного та доступністю при всіх можливих положеннях та конфігураціях літака у разі аварійної посадки (Рис. 24).

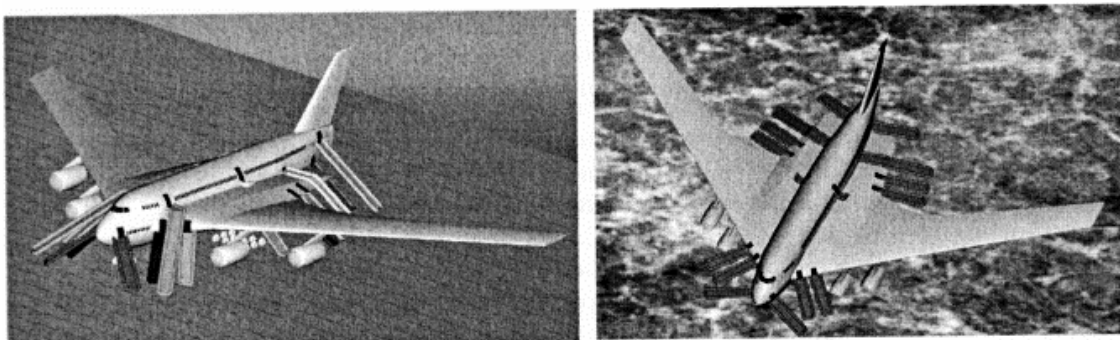


Рисунок 25 – Схема розміщення трапів при аварійній евакуації

Крім того, за вимогами FAR-25-800 аварійна евакуація при посадці на землю повинна бути продемонстрована при використанні не більше 50% виходів. У цьому випадку прийнято використовувати виходи, розташовані на одному борту літака. У літаків у схемі ЛК пасажирський салон є значно ширшим, і критична довжина шляху пасажирів до аварійного виходу у разі функціонування половини виходів може помітно збільшитися. Однак, якщо розглянути іншу можливу ситуацію

функціонування аварійних виходів тільки в передній або тільки в задній половині салону, відносно короткий салон ЛК забезпечує більш короткий шлях до аварійного виходу, ніж у випадку довгого фюзеляжу.

- *Конструкція аварійних виходів.* Аварійні виходи літака типу ЛК, розташовані в передній кромці крила, бічних кромках центроплану тощо, матимуть нетрадиційну конструкцію.

- *Трансформація пасажирського салону.* Залежно від ситуації на ринку перевезень може виникнути потреба в переобладнанні пасажирського салону. У літаку ЛК пасажирський салон розміщується в центроплані крила, силові елементи якого утворюють ряд перегородок, обмежуючи можливість трансформації салону.

- *Створення сімейства літаків.* Для фюзеляжних літаків модифікація базового варіанта літака з метою створення сімейства літаків різної пасажирської місткості здійснюється шляхом вставок циліндричних секцій фюзеляжу перед і за центропланом крила. Досліджена в ЦАГІ «гібридна» схема має носову та хвостову частини фюзеляжу і може бути модифікована тим самим способом, що й класичні фюзеляжні літаки. У загальному випадку модифікації літаків типу ЛК можуть створюватися шляхом розсування центроплану профільованими поздовжніми вставками. Цей спосіб модифікації літака складніший, ніж фюзеляжних літаків, т.к. торкається основної силових конструкції крила.

- *Вантажний варіант літака.* У фюзеляжній частині літака ЛК «гібридної» схеми можна розмістити типові для великих вантажних літаків контейнери АМА (2,44 x 2,44 x 3,18 м). У центропланних відсіках можливе розміщення контейнерів менших габаритів, наприклад, типу LD-3. У ряді випадків вантажна модифікація ЛК може бути менш ефективною, ніж у разі фюзеляжного літака, внаслідок обмеженої висоти відсіків у центроплані, що не допускають розміщення контейнерів АМА та необхідності використання збільшеної кількості вантажних люків у широкій кабіні з перегородками.

#### **4. Характеристики літака «літаюче крило»**

Теоретичні та експериментальні дослідження дозволили визначити характеристики розглянутої схеми ЛК, які мають переваги порівняно з характеристиками літака традиційної схеми за однакових вимог та технічного рівня (рис. 25).

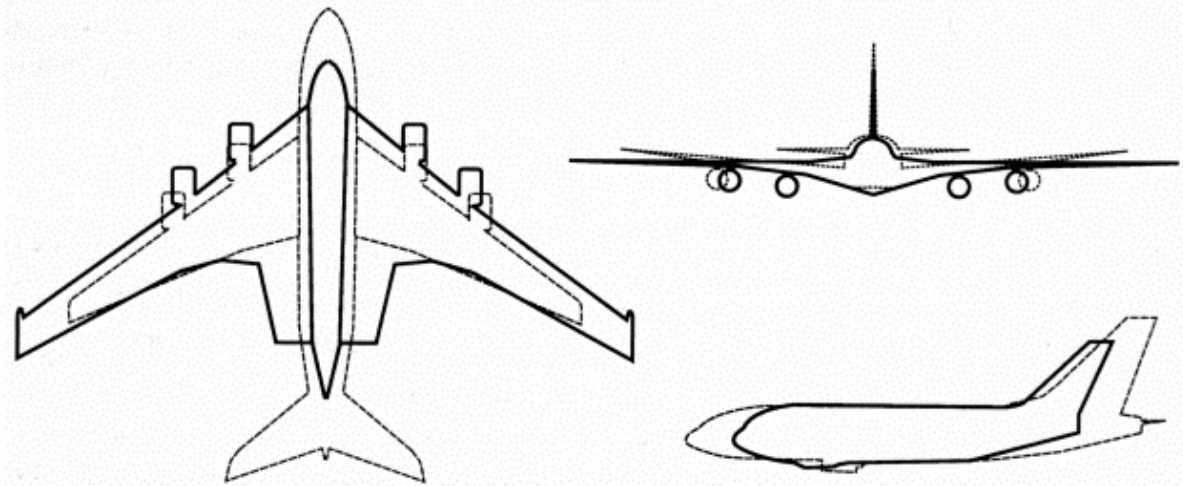


Рисунок 26 – Основні характеристики ЛК

### Основні дані ЛК

Розмах крила в польоті, м	100
Розмах крила на стоянці та руліжці, м	79
Довжина літака, м	62
Висота, м	22,6
Площа базової трапеції, м <sup>2</sup>	1089
Площа планової проекції, м <sup>2</sup>	1588
Подовження базової трапеції	9,2
Повне подовження крила	6,3
Площа поверхні, що омивається, м <sup>2</sup>	4080
Місткість у 3-х класах, пас.	750
Максимальна місткість, пас.	975
Максимальна злітна вага, т.	574
Максимальна посадкова вага, т.	437
Вага спорядженого літака, т.	302
Макс. вага платного навантаження, т.	114
Максимальний запас палива, т.	280
Запас палива на типовий політ (включаючи резерви), т.	200
Злітна тяга двигунів, т.	4 x 35
Тип двигунів	Trent-900
Крейсерське число М	0,85
Максимальна аеродинамічна якість у крейсерському польоті	24,5
Дальність польоту, км	14150
Довжина ВВП, (МСА+10), м	3350
АСН	65



## Переваги ЛК

Злітна вага	Менша на 13,4%
Вага спорядженого літака	Менший на 6,4%
Тяга двигуна	Менша на 12,7%
Аеродинамічна якість	Більша на 22%
Витрата палива на політ	Менший на 25,5%
Вартість літака	Нижча на 4,8%
ПЕР	Нижче на 7-9%

Збільшення аеродинамічної якості ЛК відбувається завдяки збільшеному розмаху крила при приблизно однаковій площі поверхні, що омивається. Уникнути збільшення маси конструкції ЛК вдається завдяки особливостям конструкції ЛК, що має широкий жорсткий центроплан з великою будівельною висотою. Крім того, у центроплані крила, що має потужні верхні та нижні панелі між лонжеронами, розміщується понад 35% пасажирів, що зменшує площу додаткових поверхонь, що сприймають внутрішній тиск.

## Висновки

Проведені розрахункові та експериментальні дослідження зовнішності та характеристик пасажирських літаків у схемі «літаюче крило» підтверджують, що літаки такого типу є одним з перспективних напрямів вдосконалення транспортної авіації.

Показано, що далекий магістральний літак надвеликої пасажиромісткості у схемі ЛК завдяки збільшенню  $K_{\max}$  на 20-22% зможе забезпечити зниження витрат палива на 25% та зниження експлуатаційних витрат на 7-9% порівняно з літаком традиційної схеми, спроектованим під ті ж вимоги, що приблизно еквівалентно ефекту від запровадження всіх досягнень авіаційної технології за останні 20 років.

Основними проблемами, що потребують поглиблених досліджень, є проблеми, пов'язані із забезпеченням прийнятних характеристик керованості на великих кутах атаки, а також низка питань, пов'язаних з експлуатацією літака та його модифікацією.

## ВИСНОВОКИ

В ході виконання магістерської дипломної роботи був розроблений та спроектований пасажирський літак в схемі літаюче. Були отримані такі результати:

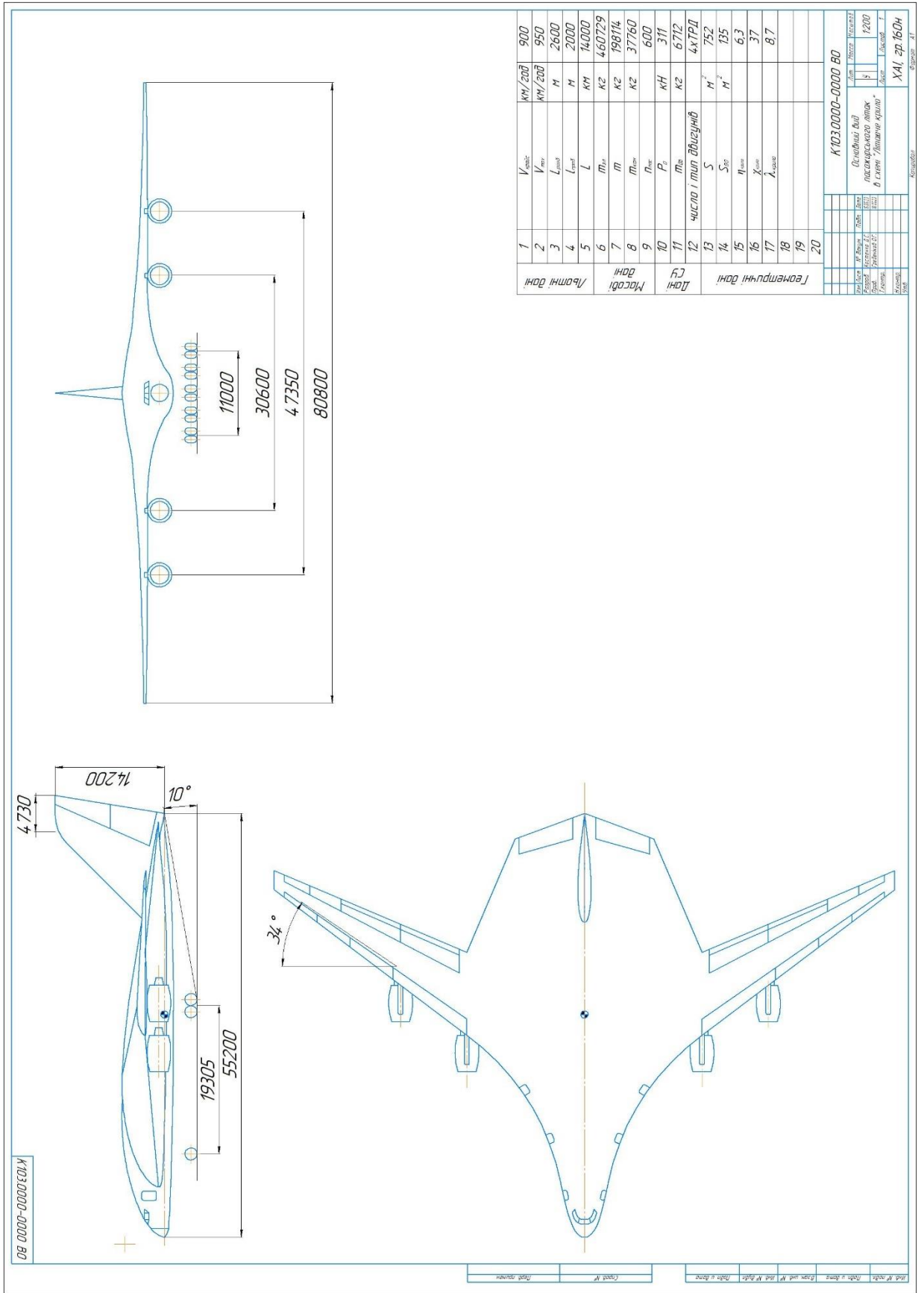
- Були проаналізовані основні параметри літаків–аналогів.
- Була визначена злітна маса проєктованого літака в другому наближенні яка склала 460729 кг.
- Розроблено КСС
- Розроблена майстер-геометрія літака
- Знайдена повна собівартість літака  $C_{\Pi} = 186,49$  млн. дол., розрахункова ціна літака без двигунів  $C_{\Pi ДВ} = 279,74$  млн. дол., та розрахункова ціна літака з двигунами  $C_{сдв} = 379,74$  млн. дол.
- Був проведений аналіз особливостей компоновання дозвукового пасажирського літака в схемі «літаюче крило»

## ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ

- 1 Разработка аванпроекта самолета: учеб. пособие / А.К. Мялица, Л. А. Малашенко, А. Г. Гребенников и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 233 с.
- 2 Кривцов, В. С. Основы аэрокосмической техники [Текст] : учебник для высших учебных заведений (направление «Авиация и космонавтика») / В. С. Кривцов, Я. С. Карпов, М. Н. Федотов. Ч.2. – Х.:Нац.аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2003. – 901с.
- 3 Гребенников А. Г. Интегрированное проектирование винтокрылых летательных аппаратов транспортной категории : учеб. пособие : [в 3 ч.] , Ч. 1 / А. Г. Гребеников, Н. И. Москаленко, В. А. Урбанович, А. М. Гуменный [та др. ]. - Харьков. - Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т", 2016. - 407 с .
- 4 Клименко, В. М. Приближенное определение основных параметров самолета [Текст] / В. Н. Клименко, А. А. Кобылянский, Л. А. Малашенко Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 1989. – 40 с.
- 5 Мялица, А. К. Разработка аванпроекта самолета. Харьков [Текст] / А. К. Мялица, Л. А. Малашенко, А. Г. Гребеников. Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 232 с.
- 6 Балабуєв П. В. Основи загального проектування літаків з газотурбінними двигунами [Текст]: навч. посіб. / П. В. Балабуєв, С. А. Бичков, О. Г. Гребеніков та ін. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харк. авіац. ін-т», 2015. – 815 с.
- 7 Єгер. С. М. Проектування літаків: Посібник для вузів [Текст]: навч. посіб. / С. М. Єгер, В. Ф. Мішин, Н. К. Лісейцев та ін. – М.: «Машиностроение», 1983. – 616 с.
- 8 Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов: Пер. с англ./Пер. Е. П. Голубков. – М.: «Машиностроение», 1983. – 648 с.
- 9 Шейнин В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. Т. 1. Весовой расчет самолета и весовое планирование. М.: «Машиностроение», 1977. – 344 с.
- 10 Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники. – М.: ФИЗМАЛИТ, 2005. – 648 с.
- 11 Бабушкин А. И. Техничко-економическое обоснование конструкций самолетов и двигателей А.И Бабушкин, В. А. Пильщиков, В. А. Резчик, А.И.

Лысенко, Я. В. Сафронов. - Учеб, пособие по дипломному проектированию.  
Харьков: Нац аэрокосмический ун-і «Харьк. авиац. ин-т», 2000. - 51 с.

# ДОДАТОК А



# ДОДАТОК Б

