

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

Пояснювальна записка
до кваліфікаційної роботи
(тип кваліфікаційної роботи)

магістра

(освітній ступінь)

на тему:

Легкий пасажирський літак з двома ДВС двигунами

ХАІ.103.160.24О.134. 1801014 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу групи 160
Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

(код та найменування)

Освітня програма «Літаки і вертольоти»

(найменування)

Пророка В.С.

(прізвище та ініціали студента)

Керівник: Капітанова Л. В.

(прізвище та ініціали)

Рецензент: Костенко О.І.

(прізвище та ініціали)

Харків – 2024

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

Факультет _____ Літакобудування _____
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. _____ Сергій ТРУБАЄВ
“ _____ ” _____ 202 року

ЗАВДАННЯ
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

_____ Пророки Вячеслава Сергійовича _____
(прізвище, ім'я та по батькові)

1. Тема кваліфікаційної роботи _____ «Легкий пасажирський літак з двома ДВС двигунами»
керівник кваліфікаційної роботи _____ Капітанова Л.В. д-р. техн. наук, доцент, проф. каф. 103
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)
- затверджені наказом Університету № 2036-уч від «23» листопад _____ 2023 року
2. Термін подання студентом кваліфікаційної роботи «19» січня 2024 року
3. Вихідні дані до роботи _____ $L=2200\text{км}$; $V_{\text{кр}}=300\text{км/год}$; $H_{\text{ст}}=5900\text{м}$; $K_{\text{мах}}=15$; $N=50000$ год;
_____ $N_{\text{пас}}=6$; $N_{\text{ек}}=1$; _____
4. 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 залізів 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 проектного 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.
- 1.3. Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання крила проектного літака**
- 1.3.1. Розробка майстер-геометрії агрегату.
 - 1.3.2. Визначення навантажень, що діють на крило.
 - 1.3.3. Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силових елементів агрегату в регулярних і нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу
 - 1.3.4. Проектувальний розрахунок з'єднань і стиків агрегату з фюзеляжем
 - 1.3.5. Прогнозування ресурсу агрегату
- 1.4. Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання систем літака**
- 1.4.1. Проектування протипожежної системи силової установки.
 - 1.4.2. Проектування і моделювання системи керування.

2. Технологічний розділ

Розробка технології виготовлення агрегату літака

- 2.1. Аналіз вихідних конструкторських документів проектного агрегату: технічні умови на виготовлення, аналіз технологічності агрегату.
- 2.2. Розробка схеми конструктивно-технологічного членування, схеми збирання й ув'язування заготівельно-складального оснащення.
- 2.3. Розробка укрупненого технологічного процесу збирання агрегату: підбір інструмента й устаткування, технічні умови на постачання деталей і складальних одиниць, розробка технологічних карт процесу збирання, нормування, цикловий графік збирання.
- 2.4. Проектування складального пристосування: розробка схеми базування, складання технічних умов на проектування стапеля, вибір і обґрунтування прийнятих засобів виготовлення й монтажу складального пристосування, опис конструкції складального пристосування, монтаж складального пристосування.
- 2.5. Організація робочого місця й техніка безпеки.

3. Економічний розділ

РОЗРАХУНОК ПОКАЗНИКІВ ЕКОНОМІЧНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ

3.1. Конкурентні переваги літака, що проектується, та оцінка можливих обсягів його реалізації на ринку збуту

3.1.1 Характеристика тактико-технічних показників літака, що проектується, як товарного продукту.

3.1.2 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.

3.1.3 Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень та визначення об'єму можливих продаж готових ЛА.

3.2. 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.

3.3. 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

3.4. Оцінка ефективності виготовлення літального апарату в залежності від об'ємів їх реалізації на ринках збуту.

3.5. Висновки щодо економічного розділу.

4. Спеціальне завдання

Розробка розподілу простору в літаку та його інтер'єру

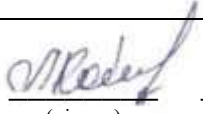
Перелік графічного матеріалу (з точним зазначенням обов'язкових креслень)

- майстер-геометрія поверхні літака,
- креслення загального вигляду (формат А1);
- конструктивно-силова схема літака (формат А1);
- майстер-геометрія агрегату;
- складальне креслення лонжерона крила (формат А2);
- специфікація до креслення лонжерона крила (формат А4);

- креслення протипожежної системи літака (формат А1);
- складальне креслення кіля руля направлення (формат А1);
- складальне креслення стапеля (формат А1);
- специфікація стапеля (формат А4);
- модель розподілу простору літака.

Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

| Розділ | Прізвище, ініціали та посада консультанта | Підпис, дата | |
|----------------------------|---|----------------|------------------|
| | | завдання видав | завдання прийняв |
| 1. Конструкторський розділ | Капітанова Л.В. д-р. техн. наук, доцент, проф. каф. 103 | 23.11.2023 | 19.01.2024 |
| 2. Технологічний розділ | Майорова К.В. к. т. н., доцент, зав. каф. 104 | 23.11.2023 | 19.01.2024 |
| 3. Економічний розділ | Капітанова Л.В. д-р. техн. наук, доцент, проф. каф. 103 | 23.11.2023 | 19.01.2024 |
| 4. Спеціальна частина | Капітанова Л.В. д-р. техн. наук, доцент, проф каф. 103 | 23.11.2023 | 19.01.2024 |

Нормоконтроль  Капітанова Л.В. «19» січня 2023 р.
(підпис) (ім'я та прізвище)

Дата видачі завдання «23» листопада 2023 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

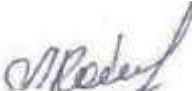
| № п/п | Назва етапів кваліфікаційної роботи | Строк виконання етапів кваліфікаційної роботи | Примітка |
|-------|-------------------------------------|---|----------|
| 1 | Конструкторський розділ | 23.11.2023-19.01.2024 | |
| 2 | Технологічний розділ | 23.11.2023-19.01.2024 | |
| 3 | Економічний розділ | 23.11.2023-19.01.2024 | |
| 4 | Спеціальна частина | 23.11.2023-19.01.2024 | |

Здобувач


(підпис)

Пророка В.С.
(ім'я та прізвище)

Керівник кваліфікаційної роботи


(підпис)

Капітанова Л.В.
(ім'я та прізвище)

РЕФЕРАТ

Дипломний проект магістра: 139 с., 52 рис., 7 табл., 14 джерел, 9 додатка.

Об'єкт дослідження: легкий пасажирський літак.

Мета роботи: автоматизувати формування зовнішнього вигляду літака та його конструктивно-силових параметрів, проаналізувати вплив аеродинамічних й масових характеристик літака, зробити інтегроване проектування крила літака, розробити систему пожежогасіння та систему керування літака, розробити технологію виготовлення кіля літака, розрахувати показники економічної ефективності

Методи дослідження: аналітичний, статистичний.

Результати дипломного проекту:

- Проведено розробку концепції створення літака, визначено тактико-технічні характеристики і основні відносні параметри на основі статистичних даних;
- Проведено розрахунок мас у трьох наближеннях, зроблено уточнення щодо вибору двигунів та оптимізацію конструктивно-силових параметрів літака;
- Розроблено стандартну специфікацію літака та майстер-геометрію за допомогою програми Solidwork;
- Визначено аеродинамічні характеристики такі, як лобовий опір, підйомна сила, поляра літака та аеродинамічна якість;
- Визначено вплив проєктованих характеристик на його аеродинамічні й масові характеристики;
- Розроблено майстер-геометрію літака крила;
- Визначено навантаження, що діють на агрегат та спроектовано силовий елемент агрегату в регулярних і нерегулярних зонах;
- Проведено проектування пожежної системи та системи керування;
- В технологічному розділі проведено аналіз кіля літака та розроблено схему конструктивно-технологічного членування агрегата та складального пристосування;
- Розраховано основні тактико-економічні показники проектування та виробництва літака в дослідницькому бюро та на серійному виробництві.

Ключові терміни:

ЛЕГКИЙ ЛІТАК, КРИЛО, КСС, ДВИГУН, ІНТЕГРОВАНЕ ПРОЕКТУВАННЯ, МАЙСТЕР-ГЕОМЕТРІЯ

ЗМІСТ

| | | |
|-------|--|----|
| 1 | КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ..... | 7 |
| 1.1 | Автоматизоване формування вигляду літака..... | 7 |
| 1.1.1 | Розробка концепції створення проектованого літака й науково-технічної програми досягнення його характеристик | 8 |
| 1.1.2 | Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва й експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака..... | 9 |
| 1.1.3 | Збір, обробка й аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака | 11 |
| 1.1.4 | Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки | 19 |
| 1.1.5 | Розрахунок маси літака в трьох наближеннях..... | 21 |
| 1.1.6 | Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу..... | 33 |
| 1.1.7 | Визначення й оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів | 36 |
| 1.1.8 | Розробка аеродинамічного, об'ємно-вагового, конструктивно-силового компонувань. Розрахунок центрування і моментів інерції літака | 39 |
| 1.1.9 | Ув'язування форми агрегатів, побудова залізів і обтічників літака. Оформлення результатів розрахунків | 45 |
| 1.2 | Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їхній оптимізації на аеродинамічні й масові характеристики літака | 46 |
| 1.2.1 | Визначення лобового опору проектованого літака..... | 46 |
| 1.2.2 | Підйомна сила, індуктивний опір, поляра літака, аеродинамічна якість літака..... | 47 |
| 1.2.3 | Поздовжній момент і розташування аеродинамічного фокуса літака | 50 |

| | | |
|-------|---|----|
| 1.2.4 | Вплив проектних параметрів літака на його аеродинамічні й масові характеристики..... | 52 |
| 1.3 | Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання крила проектованого літака | 54 |
| 1.3.1 | Розробка майстер-геометрії крила..... | 54 |
| 1.3.2 | Визначення навантажень, що діють на крило | 54 |
| 1.3.3 | Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силових елементів агрегату в регулярних і нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу. | 58 |
| 1.3.4 | Проектувальний розрахунок з'єднань і стиків агрегату з фюзеляжем | 63 |
| 1.3.5 | Прогнозування ресурсу агрегату | 65 |
| 1.4 | Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання систем літака | 68 |
| 1.4.1 | Проектування протипожежної системи силової установки..... | 68 |
| 1.4.2 | Проектування і моделювання системи керування | 74 |
| 2 | ТЕХНОЛОГІЧНИЙ РОЗДІЛ..... | 81 |
| | Розробка технології виготовлення агрегату літака | 81 |
| 2.1 | Аналіз вихідних конструкторських документів проектованого агрегату: технічні умови на виготовлення, аналіз технологічності агрегату. | 81 |
| 2.1.1 | Аналіз технологічності агрегату | 81 |
| 2.1.2 | Технічні умови на виготовлення кіля..... | 82 |
| 2.2 | Розробка схеми конструктивно-технологічного членування, схеми збирання й ув'язування заготівельно-складального оснащення. | 83 |
| 2.2.1 | Схема конструктивно-технологічного членування | 83 |

| | | |
|-------|--|-----|
| 2.2.2 | Розробка можливих варіантів схем складання | 85 |
| 2.2.3 | Розробка можливих варіантів методів складання і порядку збирання | 86 |
| 2.2.4 | Розробка схеми ув'язування заготівельного і складального оснащення | 87 |
| 2.2.5 | Розрахунок точності складання | 89 |
| 2.3 | Розробка укрупненого технологічного процесу збирання агрегату: підбір інструмента й устаткування, технічні умови на постачання деталей і складальних одиниць, розробка технологічних карт процесу збирання, нормування, цикловий графік збирання..... | 92 |
| 2.3.1 | Розробка технологічного процесу збирання. Підбір інструмента й устаткування..... | 92 |
| 2.3.2 | Технічні умови на постачання деталей і складальних одиниць | 95 |
| 2.4 | Проектування складального пристосування: розробка схеми базування, складання технічних умов на проектування стапеля, вибір і обґрунтування прийнятих засобів виготовлення й монтажу складального пристосування, опис конструкції складального пристосування, монтаж складального пристосування | 97 |
| 2.4.1 | Розробка схеми базування складових частин..... | 97 |
| 2.4.2 | Розробка ТУ на проектування і конструкцію складального пристрою | 99 |
| 2.4.3 | Опис конструкції складального пристосування..... | 101 |
| 2.5 | Організація робочого місця й техніка безпеки. | 102 |
| 3 | ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ | 108 |
| 3.1 | Конкурентні переваги проектного літака і оцінка можливих обсягів його реалізації на ринках збуту..... | 108 |

| | | |
|-------|--|------------|
| 3.1.1 | Характеристика тактико-економічних показників проектованого легкого літака, як товарного продукту | 108 |
| 3.1.2 | 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..... | 108 |
| 3.1.3 | Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень і визначення обсягу можливих продажів готових літаків | 109 |
| 3.2 | Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників ефективності створення літака | 111 |
| 3.2.1 | Дані для розрахунку витрат у дослідно-конструкторському бюро | 111 |
| 3.2.2 | Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво літака .. | 111 |
| 3.3 | Розрахунок основних техніко-економічних показників проектування і виробництва літака..... | 111 |
| 3.3.1 | Розрахунок витрат дослідницько-конструкторського бюро... | 111 |
| 3.3.2 | Розрахунок витрат на серійне виробництво літального апарату | 113 |
| 3.4 | Оцінка ефективності виготовлення літального апарату в залежності від об'ємів їх реалізації на ринках збуту | 115 |
| 3.5 | Висновки щодо економічного розділу..... | 117 |
| | СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА | 118 |
| 1. | Попередні дослідження, аналіз даних та розробка розподілу простору розроблюваного літака | 118 |
| 2. | Використання матеріалів для інтер'єру салону. Розвиток ринку композиційних матеріалів для інтер'єру салону | 122 |
| 3. | Висновки щодо спеціальної частини | 124 |

| | |
|---------------------------------|-----|
| ВИСНОВКИ..... | 125 |
| СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ..... | 126 |
| ДОДАТКИ..... | 128 |
| ДОДАТОК А..... | 128 |
| ДОДАТОК Б | 129 |
| ДОДАТОК В..... | 130 |
| ДОДАТОК Г | 131 |
| ДОДАТОК Д..... | 134 |
| ДОДАТОК Е | 135 |
| ДОДАТОК Ж..... | 136 |
| ДОДАТОК З..... | 137 |
| ДОДАТОК И..... | 139 |

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

Вступ, постановка цілі та задач проектування

При розробці проектів нових літаків особливо важливе значення має досягнення високої техніко-економічної ефективності, тому створення конкурентоспроможної авіаційної техніки в даний час вже неможливе без застосування ЕОМ. Новим етапом на шляху автоматизації праці авіаконструктора стало застосування систем CAD/CAM/CAE – інтегрованих комп'ютерних систем, які істотно скорочують трудомісткість, час і вартість, як проектування, так і виготовлення літаків.

Метою проектування є забезпечення регламентованої довговічності збірних літакових конструкцій на всіх етапах життєвого циклу літака шляхом розробки методів їх інтегрованого проектування за допомогою комп'ютерних систем.

Один із таких напрямків – це структурно-параметричне геометричне моделювання. Основні переваги цього моделювання полягають у тому, що зазначені методи, способи та прийоми дозволяють комплексно підвищувати ефективність автоматизованого проектування конструкції літака за рахунок формування раціональної множини різновидів її компонентів, а також зменшують їх собівартості за рахунок широкого застосування стандартизованих деталей і складаних одиниць, освоєних типових технологічних процесів їх виготовлення та експлуатації.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити комплекс *методологічних та науково-технічних завдань:*

– розробити концепцію та наукові основи методології інтегрованого проектування літакових конструкцій;

- розробити програмні алгоритми для генерації 3D-моделей на основі заданих параметрів і вимог;
- розробка інтерфейсу для взаємодії з проєктувальниками та інженерами. Тестування та адаптація розроблених інструментів у межах оригінальних проєктів;
- отримати з застосуванням методу інтегрованого проєктування та досягнення регламентованої довговічності нові конструктивно-технологічні рішення для літакових конструкцій заданого ресурсу;
- впровадити розроблені методи проєктування і конструктивнотехнологічні рішення в теорію і практику створення збірних літакових конструкцій за допомогою інтегрованих систем CAD/CAM/CAE;
- провести порівняльний аналіз результатів, отриманих з використанням методів і традиційних підходів. Оцінити наскільки це вигідно у часі, якості та витрат на розробку.

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

Умови розвитку багатьох країн диктують нові вимоги до ВПХ літаків. Постійно йде посилення вимог щодо безпеки та екологічності нової авіаційної техніки. Проєктування і створення літака з необхідними характеристиками є складна науково-технічна проблема по ряду основних напрямків розвитку авіації: аеродинаміка, стійкість і керованість, міцність, конструкція, вагова досконалість, впровадження принципово нової силової установки, матеріалів, технології, системи і обладнання, експлуатаційної технологічності, безпеки і надійності. Необхідно розробити велику програму досліджень і забезпечення характеристик літака за цими напрямками.

Концепція створення проєктованого літака задовольняє заданим перспективним вимогам, забезпечує технічний рівень досконалості, умов виробництва і експлуатації.

Коротко сформулюємо концепцію його створення:

- призначення обсягів і періодичності виконання робіт з контролю та підтримання якості літака і його систем на основі аналізів безвідмовності;
- досконалість конструкції літака і його систем в частині експлуатаційної та ремонтної технологічності (контролепридатності, доступності, легкознімання, простоти обслуговування і т.п.);
- цілеспрямований вибір складу засобів технічного обслуговування;
- простота конструкційних рішень;
- висока надійність та безпека;
- експлуатаційна технологічність;
- злітно-посадочні характеристики, що дозволяють експлуатувати літак з невідготовлених площадок;
- масова ефективність у межах 40 – 50%;
- висока маневреність;
- проектування інтегроване, засноване на створенні математичних моделей із застосуванням новітніх методів і розробок в області CAD/CAM/CAE технологій;

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

Проектований літак створюється як пасажирський літак малої пасажиромісткості, з двома опозитними чотирициліндровими ПД і з дальністю польоту $L = 2200$ км, довжиною розбігу $L_{\text{разб}} = 400$ м, висотою крейсерського польоту $H_{\text{крейс}} = 5000$ м, крейсерською швидкістю $V_{\text{крейс}} = 300$ км/год і кількістю екіпажу $n_{\text{ек}} = 1$ чол.

Основним призначенням даного літака є комфортабельне перевезення 6 пасажирів на внутрішніх рейсах малої протяжності на відстань 2200 кілометрів.

Комфортабельність пасажирів повинна забезпечуватись за рахунок установки полегшених крісел нового покоління та достатньої відстані між ними.

Літак може використовуватись для перельотів з острова на острів, а також для експлуатації місцевими авіакомпаніями для забезпечення регулярних та чартерних перевезень на авіалініях малої протяжності, з можливістю експлуатації як на аеродромах зі штучним покриттям, так і на ґрунтових ЗПС. Також, при побажанні замовника, можливе переобладнання літака для вантажних перевезень.

Особливістю проектового літака, насамперед, повинен бути ідеальний баланс між корисним навантаженням та витратами на транспортування цього вантажу для того, щоб вартість перельоту була доступна найбільшому за кількістю індивідуумів класу суспільства - такій соціальній групі населення, яка має стійкі доходи, достатні для задоволення широкого кола матеріальних потреб. Вартість квитка повинна покривати фінансові витрати (вартість палива та технічного обслуговування), які повинні гармонічно розподілятися на всіх пасажирів, та не перевищувати вартості квитка перельоту у тому ж напрямку "лоу-кост" авіакомпаніями, але при цьому допускається, що вартість квитка за переліт може бути більшою або дорівнюватиме вартості квитка перевезення (у тому ж напрямку) транспортними компаніями, які виконують транспортування пасажирів наземним способом.

Спеціальні вимоги до конструкції літака:

1) Літак має бути спроектований та побудований за принципом «безпечного ушкодження».

2) Вагове компонування та центрування літака повинні забезпечувати можливість експлуатації як з повною, так і з неповною кількістю пасажирів при всіх можливих в експлуатації варіантах заправки паливом відповідно до інструкції із завантаження та центрування.

3) Конструкція планера літака повинна допускати встановлення інших аналогічних двигунів, у тому числі іноземних.

4) У конструкції літака повинні застосовуватися вогнестійкі, важкозаймисті та негорючі матеріали.

5) Конструкція фюзеляжу повинна бути розрахована таким чином, щоб унеможливити появу втомних тріщин під час надування та здування гермокабіни.

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

Статистичні дані про літаки - аналоги проєктованого літака, збираємо з технічної документації та мануалів (табл. 1.1). Льотні, масові, геометричні данні, параметри силової установки та відносні параметри зведено до таблиці 1.1. В якості прототипів були взяті наступні пасажирські екземпляри, а саме:

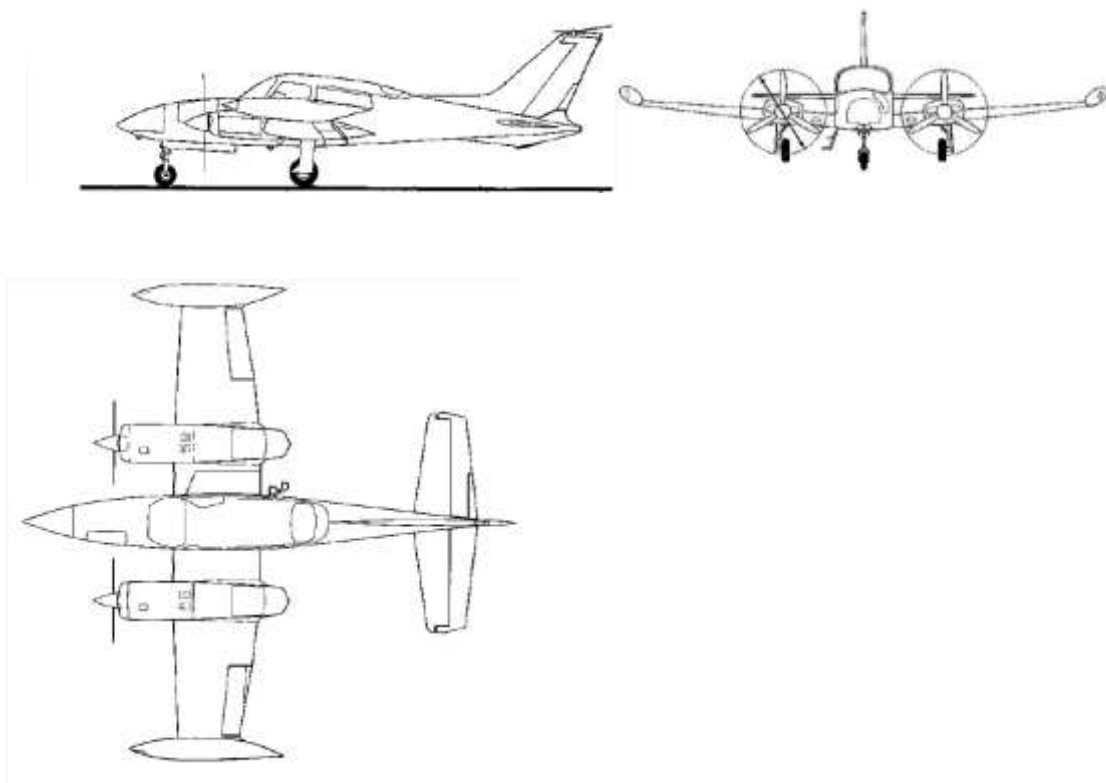


Рисунок 1.1 – Схема літака Cessna 310

У 1952 році фірма "Cessna" розпочала роботу над проєктом двомоторного 5-6-місного легкого літака (рис. 1.1). Підсумком стала машина Model 310. Її

зразок вперше злетів 3 січня 1953 року. Вона випускалася серійно до 1981 року, а зібрано було понад 5500 літаків. Прототип вільнонесущого низькоплану з тристійковим шасі, що забирається, і двома двигунами Continental O-470-B потужністю по 225 к. с. (168 кВт) спочатку називався E225. На ньому вперше використовувалася цивільна версія цього двигуна. Перші серійні Model 310 мали мотори O-470-M потужністю 240 к.с. (179 кВт). Постачання серійних машин почалися у квітні 1954 року, але до кінця року випустили лише 32 літаки. До кінця наступного року випуск збільшився до 200 машин. Літак постійно удосконалювався.

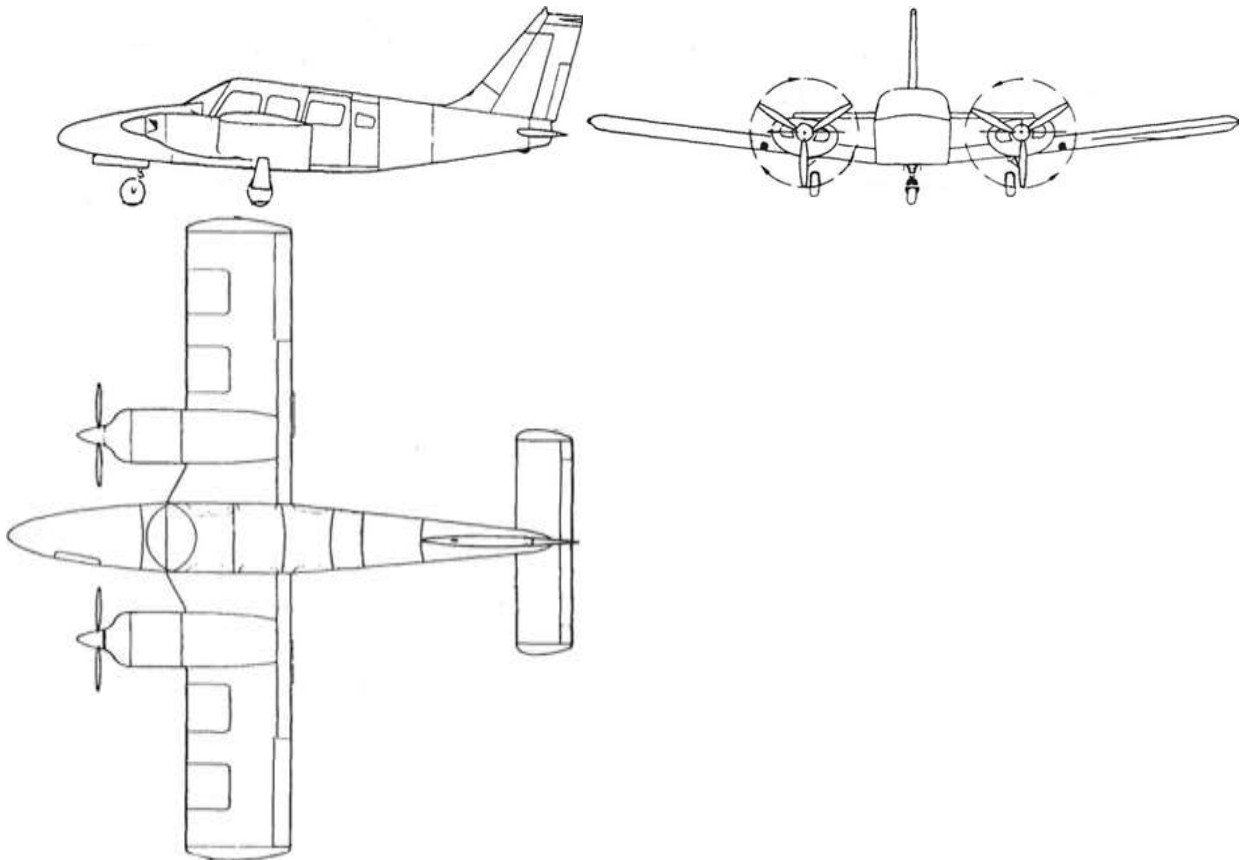


Рисунок 1.2 – Схема літака PA-34 Seneca

PA-34 Seneca (рис.1.2) – легкий багатоцільовий літак, розроблений американською фірмою The New Piper Aircraft Inc. До 1972 р. компанія Piper розробила шести/семимісний літак Piper PA-34 Seneca, який в основному являв собою варіант моделі Cherokee SIX з триопорним шасі, новою конструкцією фюзеляжу і двома чотириплоскостними двигунами Avco Lycoming IO-360

потужністю 200 к.с. У 1975 р. були представлені двигуни з турбонагнітачами Continental TSIO-360-E потужністю 200 к.с. з гвинтами протилежного обертання, шасі посилено для використання з великою повною польотною вагою, після чого позначення було змінено на PA-34-200T Seneca II. У 1982 р. ця машина була витіснена удосконаленим варіантом PA-34-220T Seneca III. Він відрізнявся від свого найближчого попередника потужнішими двигунами з турбонагнітачем Continental TSIO-360-KB з гвинтами протилежного обертання.

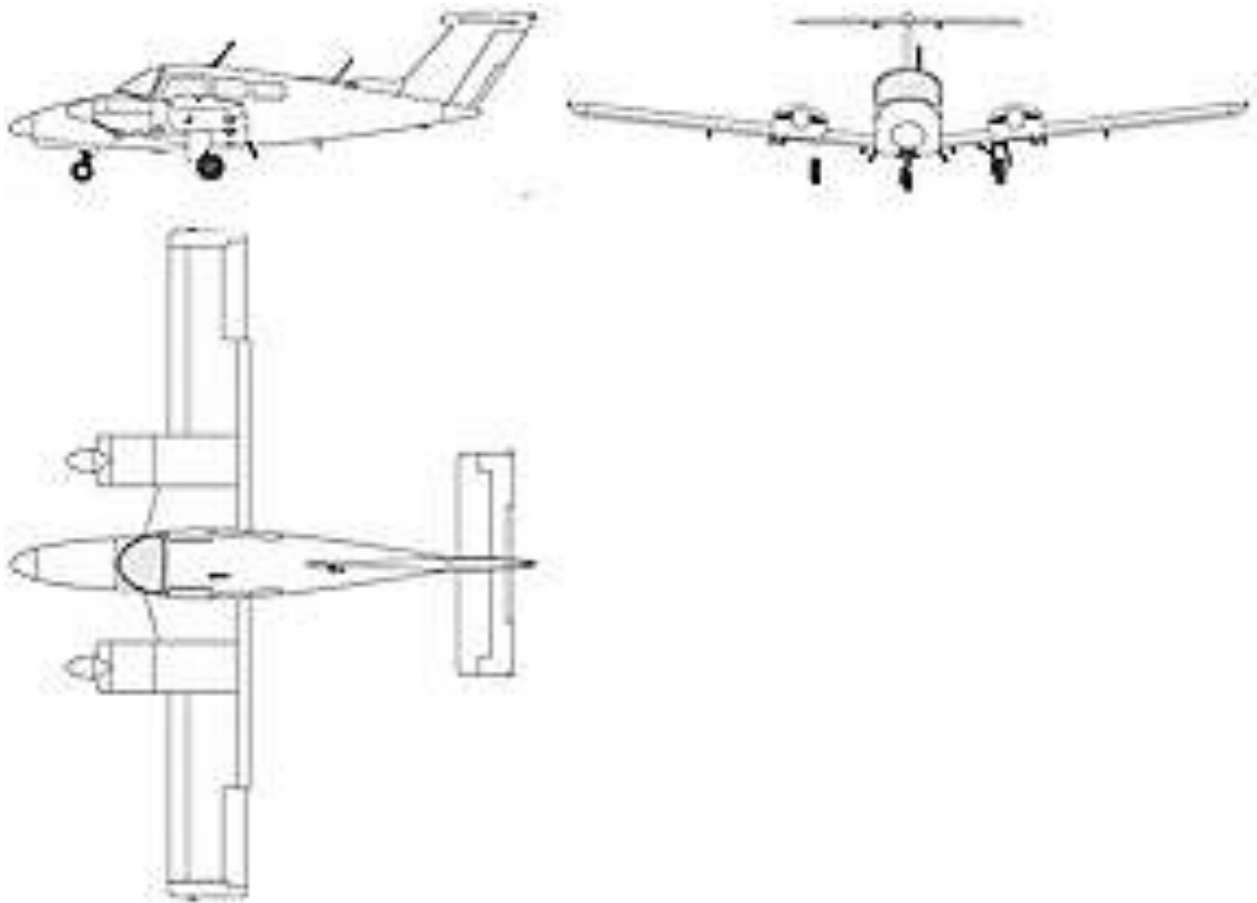


Рисунок 1.3 – Схема літака Beechcraft 76 Duchess

Основною причиною проектування Beechcraft 76 Duchess (рис.1.3) була необхідність створити конкурентоздатний легкий літак, який би міг протистояти літакам інших авіавиробників, що вже з'явилися на ринку, зокрема, це відноситься до таких моделей, як Piper PA-44 Seminole і Cessna 310. Тим не менш, належної популярності літак Beechcraft 76 Duchess так і не знайшов у замовників - за весь час виробництва було побудовано лише 437 повітряних суден, з яких на сьогоднішній день експлуатується менше трьохсот. Силова установка легкомоторного літака Beechcraft 76 Duchess представлена двома поршневіми двигунами Lycoming O-360-A1G6D, що дозволяють розвивати потужність 180 к.с. кожен. Враховуючи період виробництва літаків, авіадвигуни

цієї моделі вже вважалися далеко не сучасними, але їх експлуатація була пов'язана головним чином з простотою обслуговування і надійністю, до того ж, крейсерська швидкість польоту, що забезпечується, в 285 км\год була дуже прийнятною для переміщення на невеликі відстані.

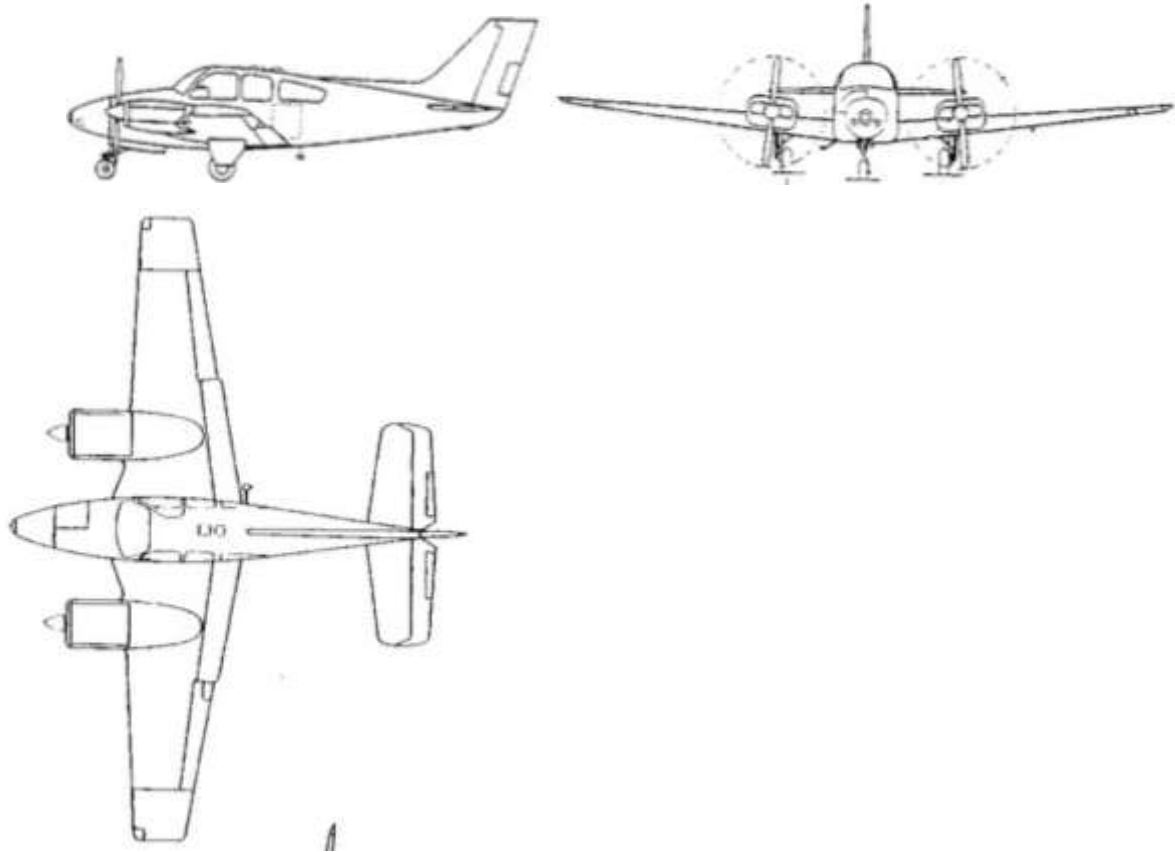


Рисунок 1.4 – Схема літака Beechcraft Baron G58

Beechcraft Baron G58 (рис.1.4) - легкий шестимісний поршневий літак, свого роду мінівен повітряних трас, що входить до нового покоління класичних поршневих літаків, які отримали сертифікат Федерального управління цивільної авіації наприкінці 2005 року. Літак має високу швидкість 307,38 км/год і максимальну дальність польоту понад 900 нм, місткістю 6 пасажирів. Компанія Raytheon Aircraft займається розробкою, виробництвом, продажем та підтримкою літаків Beechcraft та Hawker для комерційних та регіональних авіаційних ринків. Компанія-виробник оснастила літак найновішою системою радіоелектроніки, що дозволяє пілоту в повітрі почуватися як удома. Відмінною рисою нового пілотажно-авіаційного комплексу Garmin G1000, встановленого в кабіні, стала вдосконалена система радіоелектроніки як стандартне обладнання.

Система G1000 зменшує пілотів обсяг роботи, забезпечує інформацією ситуації в повітряному просторі, збільшує функціональність літака. Система Garmin укомплектована новою системою автопілота GFC700™ і метеорологічної РЛС GWX68™.

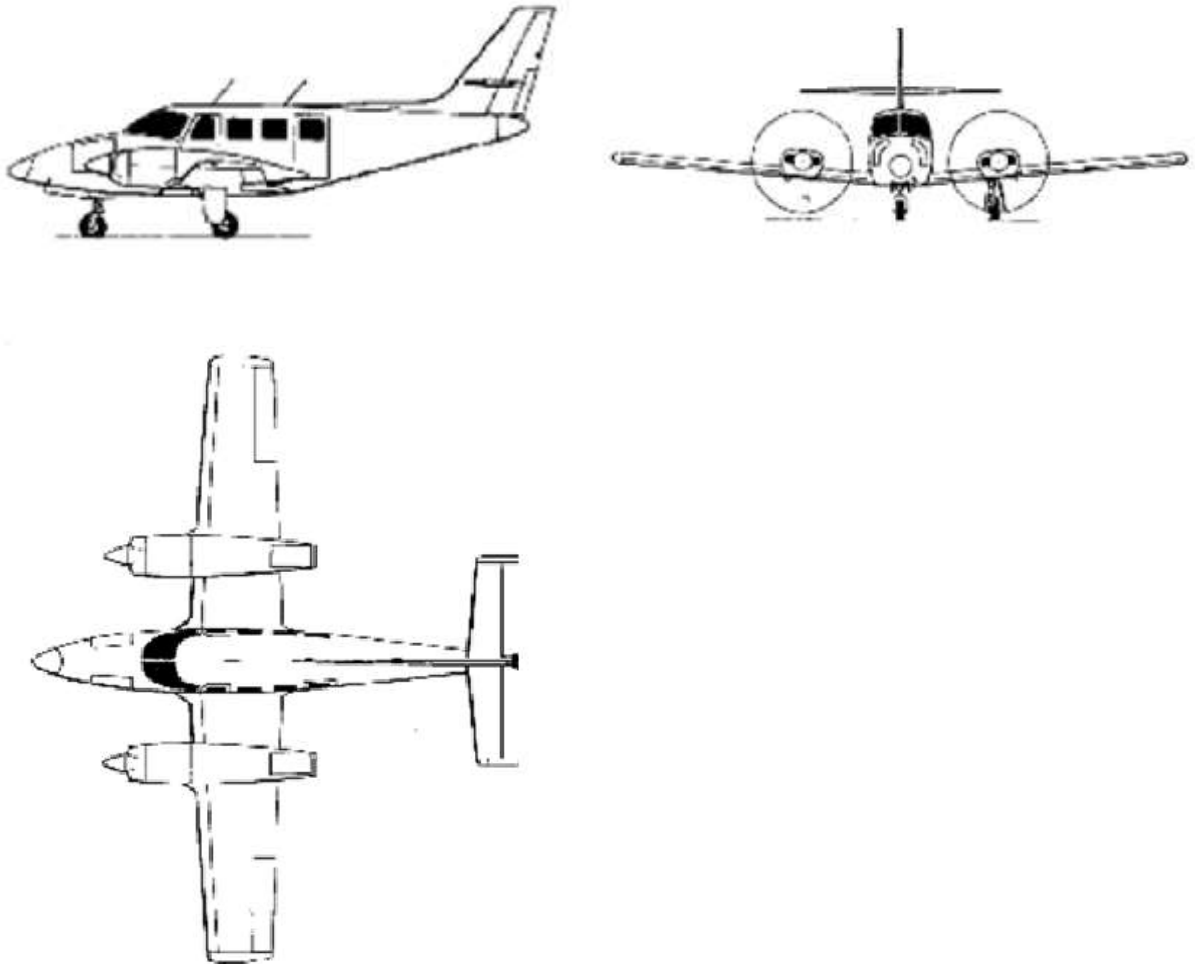


Рисунок 1.5 – Схема літака Cessna 303 Crusader

14 лютого 1978 р. піднявся повітря літак під позначенням Cessna Model 303 Crusader (рис.1.5). Це був чотиримісний низькоплан з суперкритичним профілем крила, триколісним шасі, що прибирається, стрілоподібним вертикальним оперенням з довгим оверкілем. Силова установка складалася із двох двигунів Lycoming O320 потужністю 160 к.с. До сертифікаційних випробувань літак був замінений на шестимісний варіант Model T303, який мав два двигуни більшої потужності з турбокомпресором та інжекторним упорскуванням палива

Continental TSIO520 з пропелерами постійної швидкості обертання McCauley. Цей літак отримав назву Crusader. На керованість літаком позитивний вплив мало високо закріплене хвостове оперення і гвинти, що протилежно обертаються. Сертифікація літака була завершена в серпні 1981 року і постачання серійних моделей розпочалося у жовтні цього ж року. У 1982 і 1983-х роках літак був модернізований - на ньому встановили протиобмерзання, задня перегородка кабіни була зміщена в хвостову частину, що дозволило збільшити місце для розміщення багажу і дозволило розмістити додаткові вантажні двері. Коли 1985 року виробництво закінчилося, всього було вироблено 297 літаків.

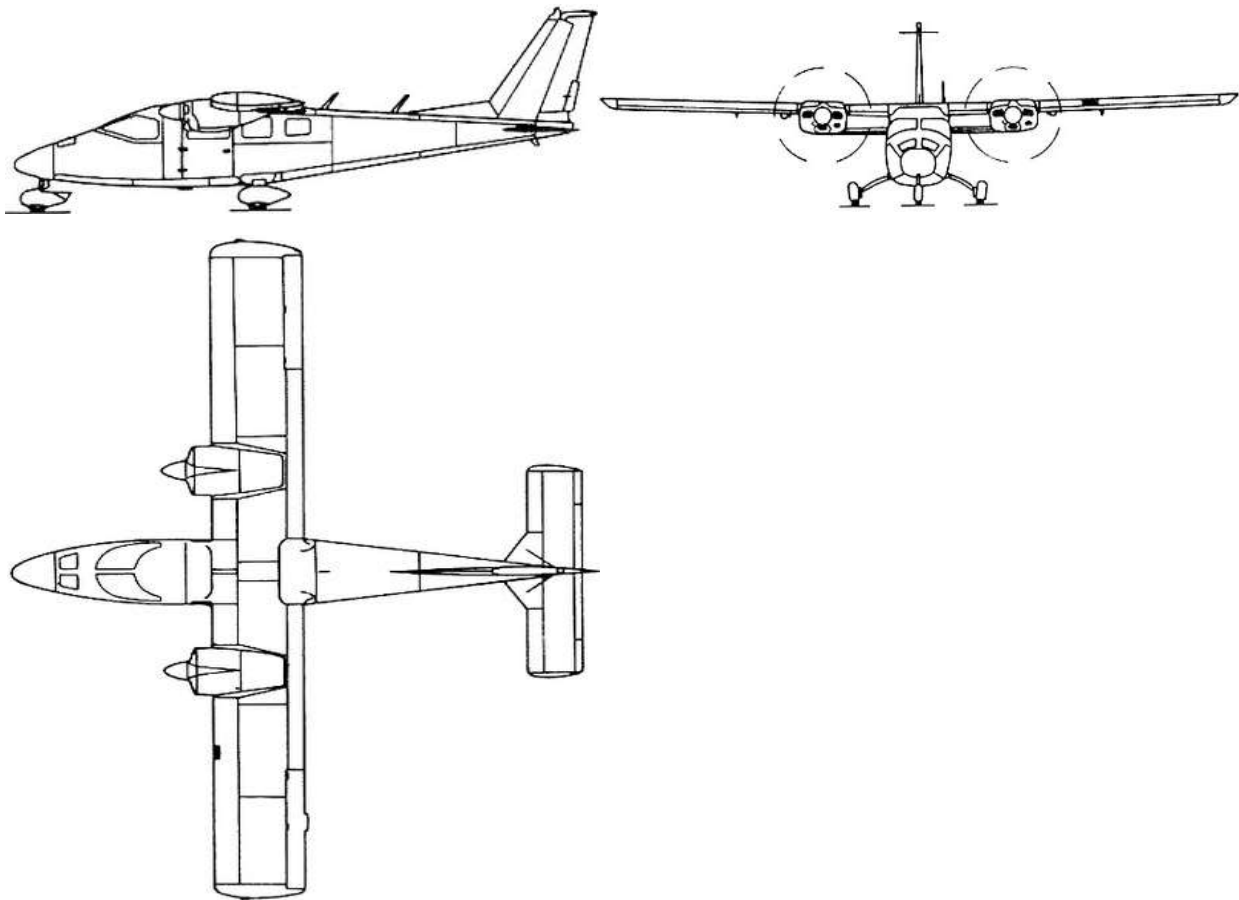


Рисунок 1.6 – Схема літака Partenavia P-68 Victor

Прототип шести-/семимісного легкого двомоторного літака Partenavia P-68 Victor (рис.1.6) конструкції Луїджі Паскале здійснив перший політ 25 травня 1970 року. Він був оснащений двома двигунами Avco Lycoming IO-360 потужністю 200 к.с. Після 13 передсерійних машин серію пішов удосконалений варіант P.68В з подовженим на 15 см фюзеляжем для збільшення обсягу кабіни.

Літак надійшов у виробництво на початку 1974 року, всього було збудовано 190 машин. Наприкінці 1979 P.68В був замінений у виробництві варіантом P.68С, який мав подовжену носову частину для розміщення метео-РЛС, мав збільшений запас палива і ряд внутрішніх змін. У червні 1980 року сертифікат типу отримав літак P.68С-ТС, оснащений двигунами з турбонагнітачем Avco Lycoming ПЮ-360-С1А6D потужністю 210 к.с. Його постачання замовникам було розпочато невдовзі після отримання сертифіката. Спеціальний варіант для патрулювання та спостереження P.68 Observer був розроблений у 1975-1976 роках і мав нову передню частину фюзеляжу, включаючи носову частину з плексигласу, що забезпечувала відмінний нижній та передній огляд (майже як на гелікоптері). Всього було випущено 21 літак. На сьогодні випущено близько 450 літаків P.68.

Льотні, масові, геометричні дані, параметри силової установки та відносні параметри зведено до таблиці 1.1

Таблиця 1.1 – Статистичні дані літаків-аналогів

| Cessna 310 | PA-34 Seneca | Beechcraft 76 Duchess | Beechcraft G58 Baron | P-68 Victor | Cessna 303 Crusader | Найменування літака | |
|------------|--------------|-----------------------|----------------------|-------------|---------------------|---------------------|-------------|
| 383 | 370 | 317 | 483 | 320 | 400 | V_{MAX} , км/год | Льотні дані |
| | | | | | | $H_{V MAX}$, км | |
| 360 | 304 | 307 | 426 | 280 | 363 | $V_{КРЕЙС}$, км/г | |
| | | | | | | $H_{КРЕЙС}$, км | |
| | | | | | | $V_{ПОС}$, км/г | |
| | | | | | | $V_{ЗЛ}$, км / г | |
| 30.42 | 26.64 | 22.8 | 32.4 | 19.2 | 27.06 | V_y , км / г | |
| 6020 | 7620 | 6800 | 7620 | 5850 | 6096 | $H_{СТ}$, км | |
| 2840 | 1533 | 1445 | 2277 | 2100 | 1890 | L , км | |
| | | | | | | L_P , м | |
| | | | | | | $L_{ВЗЛ}$, м | |
| | | | | | | $L_{ПР}$, м | |
| | | | | | | $L_{ПОС}$, м | |
| | | | | | | $m_0(m_{ВЗЛ})$, кг | Масові дані |
| 2495 | 2155 | 1760 | 2812 | 1990 | 2336 | $m_0 MAX$, кг | |
| | | | | | | $m_{ПОС}$, кг | |
| 1480 | 1532 | 1110 | 1822 | 1230 | 1526 | $m_{ПУСТ}$, кг | |

| | | | | | | | |
|-----------------------------|--------------------------------|----------------------------|--------------------------------|----------------------------------|-------------------------------|-------------------------------------|-------------------------|
| | | | | | | $m_{\text{ПУСТ}} \text{ CH, КГ}$ | |
| 274 | 237 | 194 | 309 | 218 | 257 | $m_{\text{ОБ}}, \text{КГ}$ | |
| 674 | 582 | 475 | 759 | 537 | 630 | $m_{\text{К}}, \text{КГ}$ | |
| 660 | 550 | 330 | 550 | 660 | 550 | $m_{\text{С}}, \text{КГ}$ | |
| 6 | 5 | 3 | 5 | 6 | 5 | $n_{\text{ПАС}}, \text{ЧОЛ}$ | |
| 324 | 280 | 229 | 366 | 259 | 304 | $m_{\text{Г}}, \text{КГ}$ | |
| 2ПД Continental IO-520MB | 2ПД Continental TSIO-360-RB | 2ПД Lycoming O360A1 G6D | 2ПД Continental TSIO-520-WB | 2ПД Avco Lycoming IO-360-A1B6 | 2ПД Continental TSIO520 AE | Тип і кількість двигунів | Данні сигової установки |
| 285 | 220 | 180 | 325 | 200 | 250 | $N_{0, \text{к.с.}} (\text{кВт})$ | |
| 238 | 207 | 169 | 256 | 177 | 212 | $m_{\text{ДВ}}, \text{КГ}$ | |
| | | | | | | $C_{\text{P0}}, \text{Г/даН ч}$ | |
| | | | | | | $C_{\text{PH=V}}, \text{Г/даН ч}$ | |
| 16.6 | 19.39 | 16.80 | 18.51 | 18.6 | 17.6 | $S, \text{М}^2$ | |
| 11,25 | 11,86 | 11,58 | 11,53 | 12 | 11,9 | $L, \text{М}$ | |
| | | | | | | $\chi, \text{град}$ | |
| 7,63 | 7,254 | 7,98 | 7,18 | 7,74 | 8 | λ | |
| | | | | | | $\bar{C}(\bar{C}_{\text{КЦ}})$ | |
| 1,3 | 1,1 | 1,2 | 2,3 | 1 | 1,5 | η | |
| 9,5 | 8,5 | 8,7 | 9 | 9,45 | 9,1 | $L_{\text{Ф}}, \text{М}$ | |
| 1,36 | 1,42 | 1,3 | 1,45 | 1,46 | 1,47 | $D_{\text{Ф}}, \text{М}$ | |
| 7 | 6 | 6,55 | 6,2 | 6,52 | 6,2 | $\lambda_{\text{Ф}}$ | |
| 1,62 | 1,58 | 1,66 | 1,71 | 1,65 | 1,6 | $\sum S_{\text{М}}, \text{М}^2$ | |
| 1,06 | 1,28 | 1,41 | 1,14 | 1,3 | 1,53 | $S_{\text{ЭЛ}}, \text{М}^2$ | |
| 5 | 3,8 | 4,1 | 4,8 | 5,2 | 4,47 | $S_{\text{ГО}}, \text{М}^2$ | |
| 2,42 | 2,32 | 2,41 | 2,36 | 2,7 | 2,17 | $S_{\text{ВО}}, \text{М}^2$ | |
| 150 | 111 | 104 | 152 | 107 | 133 | $P_0, \text{к.с.}$ | |
| 0,23 | 0,2 | 0,204 | 0,23 | 0,2 | 0,214 | $t_0 \text{ кВт/даН}$ | |
| 0,71 | 0,68 | 0,73 | 0,693 | 0,885 | 0,7 | $\gamma_{\text{ДВ}}, \text{КГ/даН}$ | |
| | | | | | | $K_{\text{С}}$ | |
| | | | | | | $k_{\text{М}}$ | |
| | | | | | | $S_{\text{Ф}}$ | |
| | | | | | | | Похідні величини |

На основі статистичних даних було проведено вибір основних відносних початкових параметрів літака. Дані зведені в таблиці 1.2.

Таблиця 1.2 – Основні геометричні параметри літака

Початок таблиці 1.2

| λ | χ | η | c | b_3 | $S, \text{ м}^2$ | $S_{\text{эл}}$ | $\lambda_{\text{ф}}$ | $D_{\text{ф}} \text{ м}$ |
|-----------|--------|--------|------|-------|------------------|-----------------|----------------------|--------------------------|
| 7,75 | 0 | 1 | 0,12 | 0,14 | 18,6 | 1,3 | 6,52 | 1,45 |

Закінчення таблиці 1.2

| $S_{\text{го}}, \text{ м}^2$ | $S_{\text{во}}, \text{ м}^2$ | $\lambda_{\text{го}}$ | $\lambda_{\text{во}}$ | $\chi_{\text{го}}$ | $\chi_{\text{во}}$ | $c_{\text{го}}$ | $c_{\text{во}}$ | $\eta_{\text{го}}$ | $\eta_{\text{во}}$ |
|------------------------------|------------------------------|-----------------------|-----------------------|--------------------|--------------------|-----------------|-----------------|--------------------|--------------------|
| 5,2 | 2,7 | 2,925 | 1,2 | 0 | 37 | 0,06 | 0,06 | 1 | 2 |

1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки

Для проектованого літака обрана нормальна аеродинамічна схема. Крило розташоване у верхній частині фюзеляжу, схема "високоплан". На літаку два ПД двигуни, розташованих під крилом. Схема літака показана на рисунку 1.7.

Переваги високого розташування крила:

- низьке щодо землі розташування фюзеляжу, що спрощує і прискорює завантаження / розвантаження літака, заправку;
- високе розташування двигунів і (якщо такі є) повітряних гвинтів, що знижує ймовірність їх пошкодження при зльоті та посадці на необладнаних злітно-посадочних смугах в бойових умовах, або, наприклад, в снігах;
- зменшується аеродинамічна інтерференція крила з фюзеляжем, характерна для низькоплана;
- поліпшується поздовжня стійкість літака на великих кутах атаки.
- широкий діапазон експлуатаційних центровок;
- поліпшується огляд в нижній півсфері, що полегшує спостереження за землею (зокрема – під час проведення робіт та заходу на посадку).

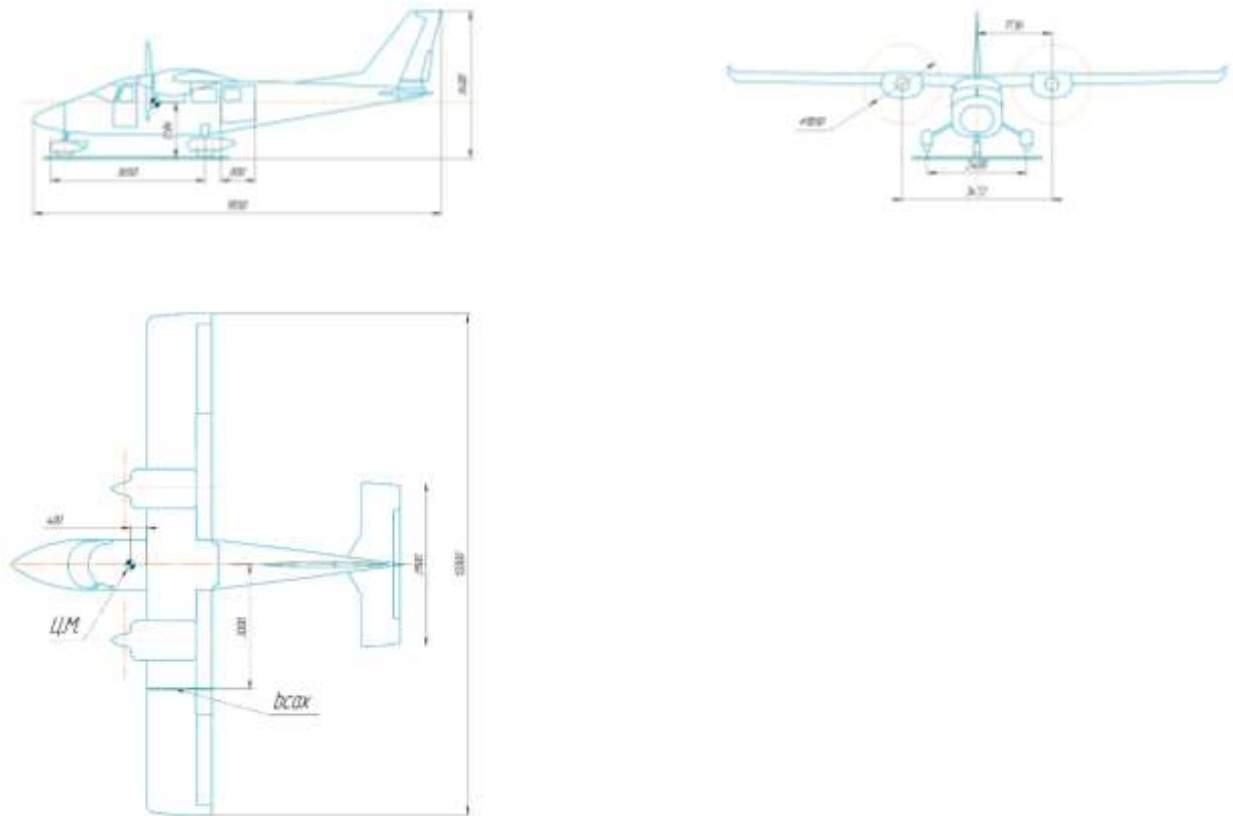


Рисунок 1.7 – Схема розроблюваного літака

На розроблюваному літаку застосовано трьохопорне шасі з передньою опорою, що забезпечує:

- хорошу шляхову стійкість на розбігу і пробігу;
- ефективне використання гальм коліс головних опор для зменшення довжини пробігу після посадки;

- плавний (без відриву від аеродрому) пробіг після приземлення (оскільки сили тертя на колесах головних опор створюють момент, що зменшує кут атаки і підйомну силу крила при пробігу);

- майже горизонтальне положення поздовжньої осі літака на стоянці і при руліжці по землі, що покращує огляд на зльоті і посадці.

При виборі конструктивно-силової схеми оперення враховуємо, що оперення нормальне. Стабілізатор має один лонжерон.

Переваги однолонжеронної конструкції:

- Мінімальна маса лонжерону;

- прості вузли кріплення з фюзеляжем;
- допускаються вирізи.

Недоліки:

- Проблема розміщення паливних баків, вантажів тощо., тому найбільша будівельна висота зайнята лонжероном;
- низька жорсткість при крученні;
- нервюри – консольні балки, їх маса вища.

Для забезпечення вибраних параметрів літака було обрано двигун, який забезпечує стартову сумарну потужність. Таким чином підходящий двигун це Lycoming IO-540, його характеристики приведені в табл. 1.3.

Таблиця 1.3 – Характеристики двигуна

| D _{гвинта} , м | L, м | H, м | B, м | m, кг | N ₀ , к.с | N ₀ , кВт | γ _{дв} |
|-------------------------|------|------|------|-------|----------------------|----------------------|-----------------|
| 1,83 | 1,3 | 0,55 | 0,82 | 177 | 250 | 149 | 0,885 |

1.1.5 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях.

Визначення злітної маси літака це ітераційний процес, що складається з декількох наближень. При реальному проектуванні кількість наближень залежить від типу ЛА, часу, відведеного на проектуванні та потужності конструкторського бюро. В даному проекті буде виконано три наближення.

1.1.5.1 Розрахунок злітної маси в нульовому наближенні

Визначимо загальну масу комерційного навантаження:

$$m_c = 110 \times n_{\text{пас}} = 110 \times 6 = 660 \text{ кг}$$

Визначимо масу екіпажу: $m_{\text{ек}} = 80 \times n_{\text{ек}} = 80 \times 1 = 80 \text{ кг}$.

Статистично обираємо відносну масу конструкції, відносна маса силової установки, відносна маса обладнання та маса палива:

$$\bar{m}_k = 0.27, m_{\text{су}} = 0.17, m_{\text{об}} = 0.1, m_{\text{п}} = 0.15$$

Злітну масу літака нульового наближення визначимо за формулою :

$$m_0 = \frac{m_c + m_{\text{эк}}}{1 - (\bar{m}_k + \bar{m}_{\text{cy}} + \bar{m}_{\text{об}} + \bar{m}_T)} = \frac{660 + 80}{1 - (0.27 + 0.17 + 0.1 + 0.15)} = \frac{740}{0.31} = 2400 \text{ кг}$$

Визначимо абсолютні величини за формулами:

$$\text{Маса палива } m_T = \bar{m}_T \times m_0 = 0.15 \times 2400 = 360 \text{ кг}$$

$$\text{Маса конструкції } m_k = \bar{m}_k \times m_0 = 0.27 \times 2400 = 648 \text{ кг}$$

$$\text{Маса силової установки } m_{\text{cy}} = \bar{m}_{\text{cy}} \times m_0 = 0.17 \times 2400 = 408 \text{ кг}$$

$$\text{Маса обладнання } m_{\text{об}} = \bar{m}_{\text{об}} \times m_0 = 0.1 \times 2400 = 240 \text{ кг}$$

$$\text{Маса крила: } m_{\text{кр}} = 0.393 \times m_k = 0.393 \times 648 = 255 \text{ кг}$$

$$\text{Маса фюзеляжу: } m_{\text{ф}} = 0.357 \times m_k = 0.357 \times 648 = 231 \text{ кг}$$

$$\text{Маса оперення: } m_{\text{оп}} = 0.066 \times m_k = 0.066 \times 648 = 42 \text{ кг}$$

$$\text{Маса шасі: } m_{\text{ш}} = 0.184 \times m_k = 0.184 \times 648 = 119 \text{ кг}$$

Отримані значення мас представлені в таблиці 1.4.

Таблиця 1.4 – Значення мас агрегатів літака

| $m_0, \text{КГ}$ | $m_c, \text{КГ}$ | $m_{\text{эк}}, \text{КГ}$ | $m_k, \text{КГ}$ | $m_{\text{кр}}, \text{КГ}$ | $m_{\text{ф}}, \text{КГ}$ | $m_{\text{оп}}, \text{КГ}$ | $m_{\text{ш}}, \text{КГ}$ | $m_T, \text{КГ}$ | $m_{\text{cy}}, \text{КГ}$ | $m_{\text{дв}}, \text{КГ}$ | $m_{\text{об}}, \text{КГ}$ |
|------------------|------------------|----------------------------|------------------|----------------------------|---------------------------|----------------------------|---------------------------|------------------|----------------------------|----------------------------|----------------------------|
| 2400 | 660 | 80 | 648 | 255 | 231 | 42 | 119 | 360 | 408 | 2×177 | 240 |

Відповідно статистичним даним $t_0 = 0.19$.

$$\text{Тоді потрібна тяга буде: } N_0 = t_0 \times m_0 = 0.19 \times 2400 = 456 \text{ к. с.}$$

$$\text{Тоді тяга одного двигуна потрібна бути не менше } N_{01} = \frac{456}{2} = 228 \text{ к. с.}$$

Так як цей літак є літаком I-го класу і він повинен забезпечувати безпечний зліт і продовження польоту в разі відмови одного з двигунів, було вирішено встановити два двигуни з потужністю $N_0 = 235$ к.с. кожен. Для базового варіанта проєктованого літака з каталогу двигунів обраний двигун Lycoming IO-540.

1.1.5.2 Розрахунок злітної маси в першому наближенні

Методика розрахунку m'_0 полягає в том, що враховується залежність мас конструкції, силової установки та палива від параметрів проєктованого літака,

визначається залежність злітної маси від цих параметрів, визначається мінімальна, з урахуванням обмежень маса, та значення параметрів, які її забезпечують. Для визначення m'_0 (і складових елементів) в даній роботі використовувалася розроблена на кафедрі програма на ЕОМ.

Злітна маса літака в першому наближенні визначається згідно формули :

$$m_0^I = \frac{m_{\text{кн}} + m_{\text{сн}} + m_{\text{об.уп}}}{1 - (\bar{m}_{\text{констр}} + \bar{m}_{\text{су}} + \bar{m}_{\text{п}})}, \quad (1.1)$$

де m_0^I - злітна маса літака в першому наближенні;

$\bar{m}_{\text{констр}}$, $\bar{m}_{\text{су}}$, $\bar{m}_{\text{п}}$ - відносна маса конструкції, силової установки та відносна маса палива;

$m_{\text{сн}} + m_{\text{об.уп}} = m_{\text{еок}}$ - маса екіпажу, обладнання і службового навантаження;

$m_{\text{кн}}$ - маса комерційного навантаження.

Дослідження впливу параметрів літака на величину відносної маси конструкції літака

Для визначення відносної маси конструкції літака розглядаємо її такою, що складається із відносної маси крила, фюзеляжу, оперення та шасі.

$$\bar{m}_{\text{констр}} = \bar{m}_{\text{кр}} + \bar{m}_{\text{ф}} + \bar{m}_{\text{оп}} + \bar{m}_{\text{ш}}. \quad (1.2)$$

Для розрахунку відносної маси крила використовується формула А.А. Бадягина:

$$\bar{m}_{\text{кр}} = \frac{7.2\kappa_1 n_A^p m_0^{0.5} \varphi \lambda}{10^4 p c_0^{-0.75} \cos^{1.5} \chi_{0.25}} \frac{\eta + 4}{\eta + 1} + \frac{4.5\kappa_1 \kappa_3}{p} + 0.015. \quad (1.3)$$

Розрахунку відносної маси фюзеляжу виконуємо за формулою В.М. Шейнина:

$$\bar{m}_{\text{ф}} = \kappa_1 \lambda_{\text{ф}} d_{\text{кр}}^2 \left(\frac{m_{\text{ком}}}{K_{\text{отд}}} \right)^i + \kappa_2 + \kappa_3 + \kappa_4. \quad (1.4)$$

Відносну масу оперення розраховуємо відповідно до статистичної формули:

$$\bar{m}_{on} = 0.85 \kappa_n \kappa_{on}^{cx} p^{-0.56} \bar{S}_{on}^{1.16} \left(\frac{m_{ком}}{K_{отд}} \right)^{0.16}, \quad (1.5)$$

Для розрахунку відносної маси шасі використовуємо формулу Фадеева:

$$\bar{m}_{ш} = \kappa_{ш} \kappa_{\phi\delta} \frac{m_{ком} / K_{отд} + 204000}{m_{ком} / K_{отд} + 79000}. \quad (1.6)$$

Результати розрахунків показано на рисунках 1.8 – 1.11.

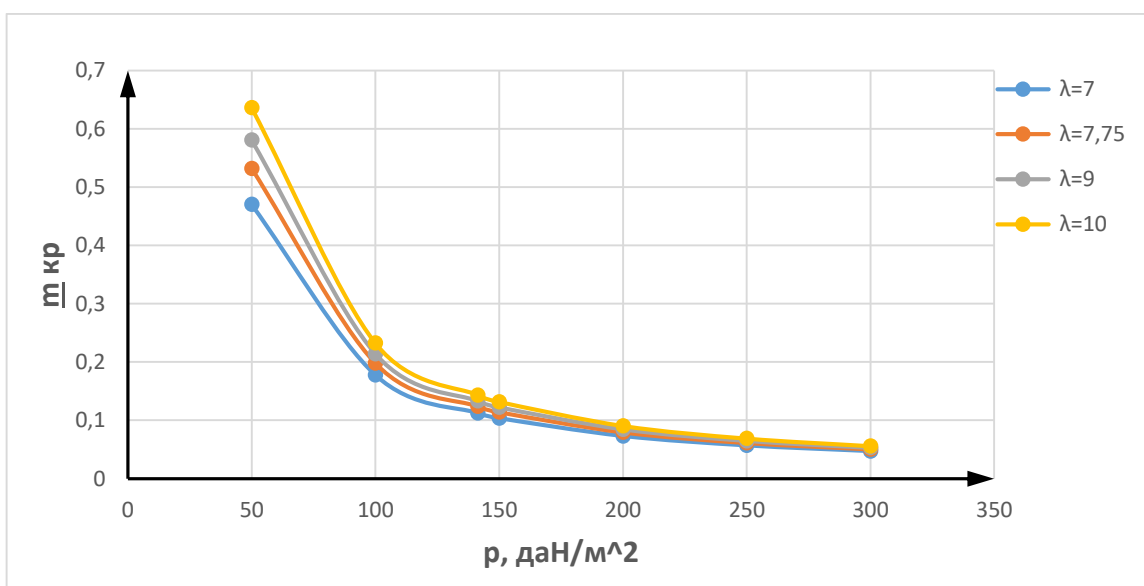


Рисунок 1.8 – Вплив питомого навантаження та подовження крила на відносну масу крила літака

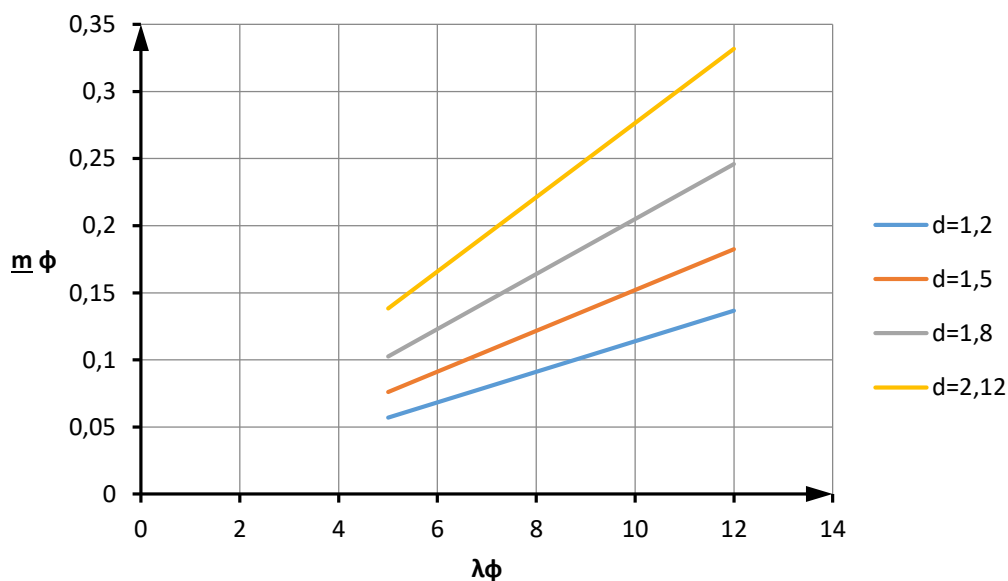


Рисунок 1.9 – Вплив параметрів на відносну масу фюзеляжу літака

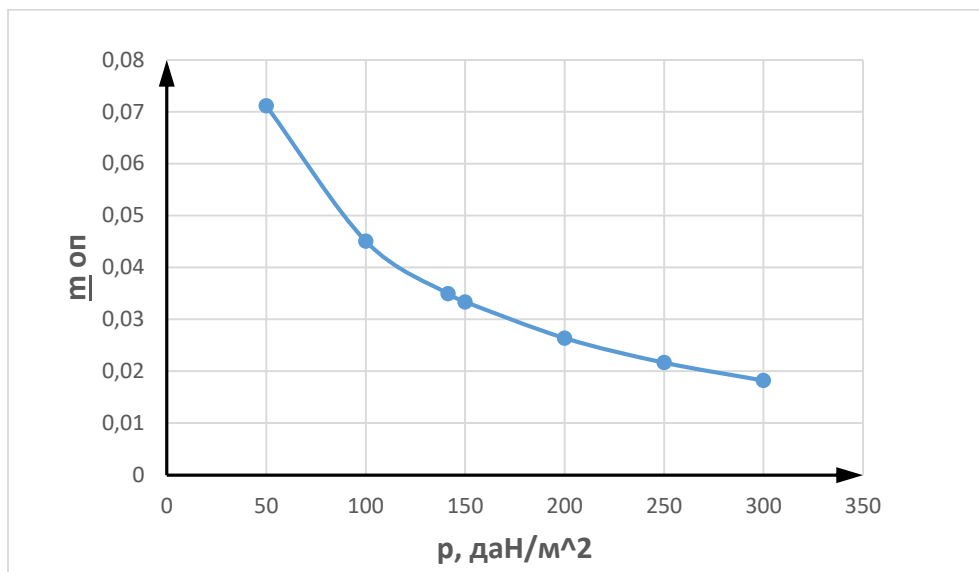


Рисунок 1.10 – Вплив питомого навантаження на відносну масу оперення літака

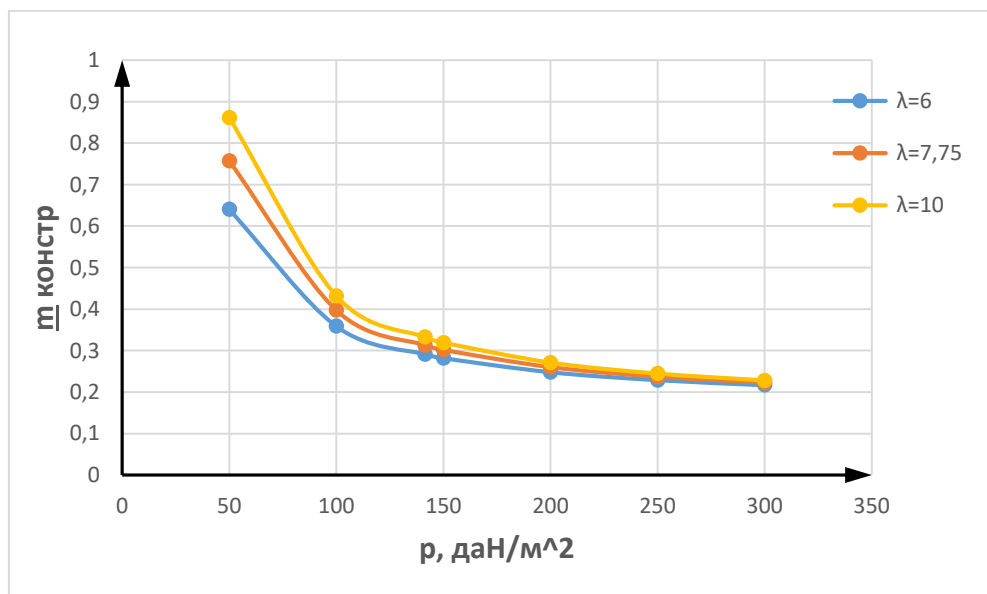


Рисунок 1.11 – Вплив питомого навантаження на відносну масу конструкції літака

Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу силової установки літака

Відносна маса СУ визначається за формулою:

$$\bar{m}_{\text{су}} = R \gamma_{\text{дв}} t_{0\text{max}}, \quad (1.7)$$

де R - коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки в порівнянні з масою двигунів:

$$R = \kappa_1 \left(1 + 0.1 \frac{n_{\text{дв. пев}}}{n_{\text{дв.}}}\right) \left[1 + \frac{0.0236}{\gamma_{\text{дв}}} (1.5 + 0.275 y^{0.75})^2\right]. \quad (1.8)$$

За результатами розрахунку будемо залежності відносної маси СУ від питомого навантаження на крило і подовження крила (рис.1.13).

Потрібна тягоозброєність літака розраховується для забезпечення трьох етапів польоту, це забезпечення крейсерської швидкості на крейсерській висоті польоту; забезпечення заданої довжини розбігу перед зльотом та безпеки зльоту при відмові одного двигуна.

При дослідженні впливу параметрів на тягоозброєність, потрібну для крейсерського польоту $t_{0\text{крейс}}$, використовується наступні залежності:

- забезпечення крейсерської швидкості

$$t_{0\text{крейс}} = \frac{0.933 p_n M_{\text{крейс}}^2}{\xi_{\text{крейс}}} \left(\frac{F_1}{p} + F_2\right); \quad (1.9)$$

- забезпечення заданої довжини розбігу

$$t_{0\text{взн}} = \frac{1}{\xi_{\text{взн}}} \left[\frac{0.832 p}{C_{y\text{отр}} L_{\text{разб}}} + \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{\text{отр}}} + 2f\right) \right]; \quad (1.10)$$

- забезпечення безпеки зльоту при відмові одного двигуна

$$t_{0\text{без}} = \frac{n_{\text{дв}}}{\xi_{\text{взн}} (n_{\text{дв}} - 1)} \left(\frac{1}{K_{\text{отр}}} + \text{tg}\theta\right). \quad (1.11)$$

Результати розрахунків на ЕОМ показані на рисунку 1.12 – 1.13.

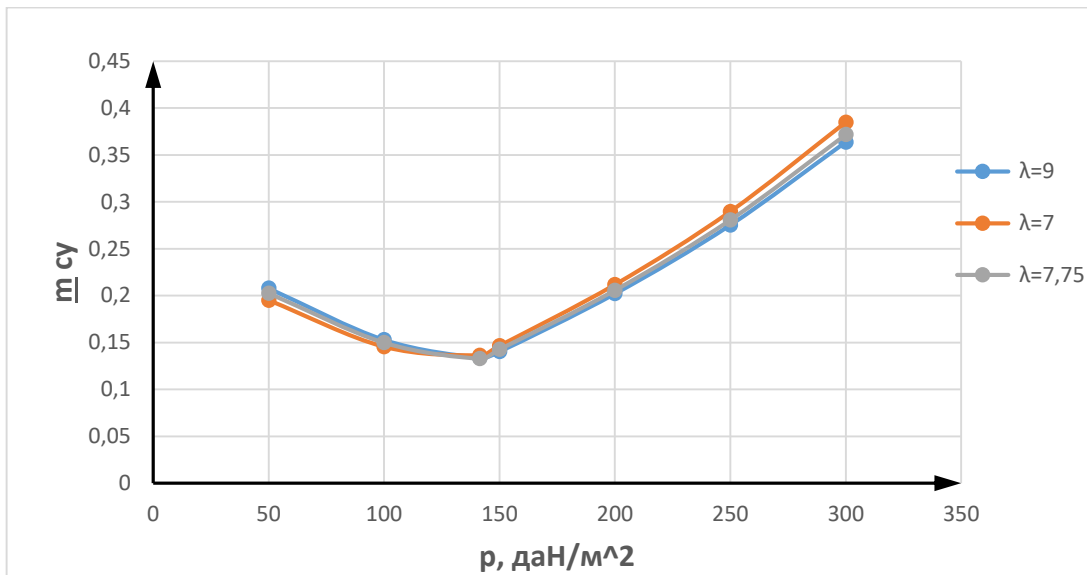


Рисунок 1.12 – Вплив питомого навантаження та подовження крила на відносну масу силової установки літака

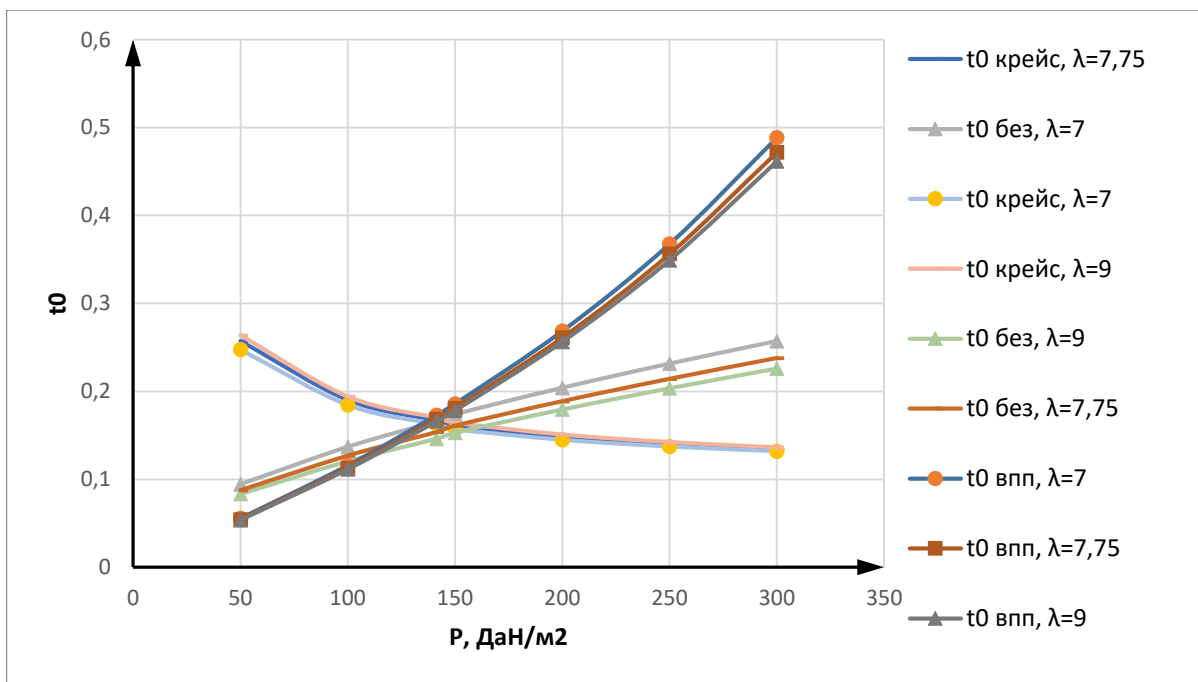


Рисунок 1.13 – Вплив питомого навантаження та подовження крила на потрібну стартову тягозброєність літака

Дослідження впливу параметрів літака на величину відносної маси палива літака

Відносна маса палива являє собою суму:

$$\bar{m}_m = \bar{m}_{m.сн.п.} + \bar{m}_{m.нв} + \bar{m}_{m.крейс} + \bar{m}_{m.нз} + \bar{m}_{m.пр}, \quad (1.12)$$

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

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

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

$\bar{m}_{т.нз}$ - відносна маса навігаційного запасу палива;

$\bar{m}_{т.нр} = 0.006$ - відносна маса неврахованих витрат палива.

Далі розрахунки виконані на ЕОМ і будуюмо, відповідні їм графіки. За результатами розрахунку будуюмо залежність впливу подовження крила і питомої витрати палива на відносну масу палива літака (рис.1.14)

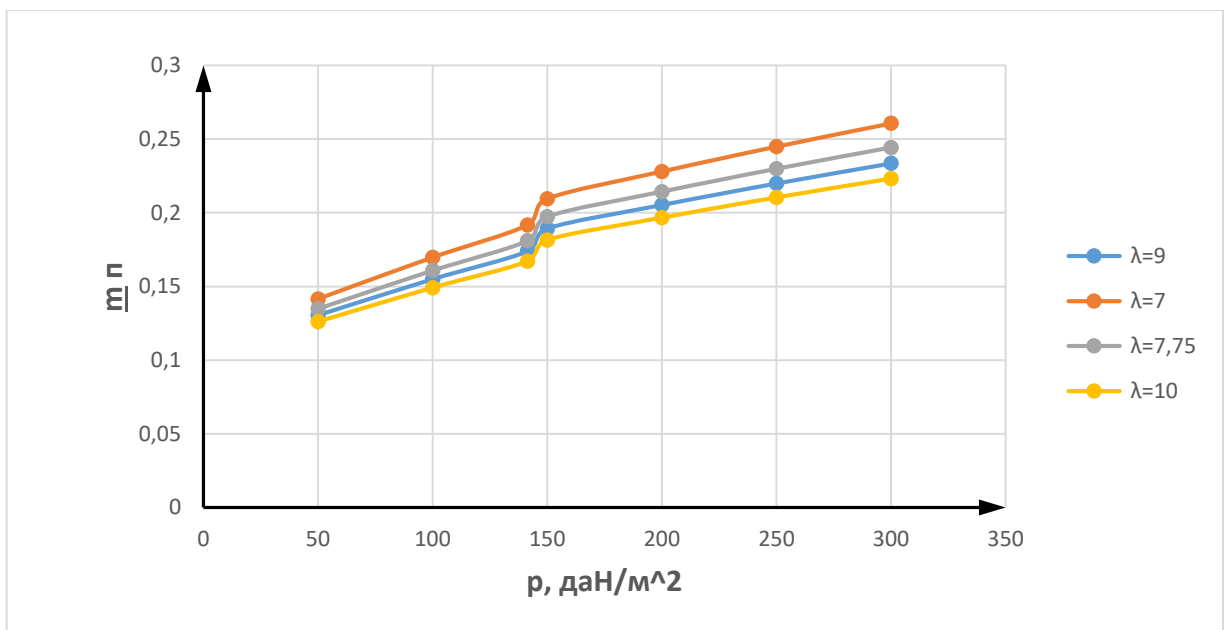


Рисунок 1.14 – Вплив питомого навантаження та подовження крила на відносну масу палива літака

Визначення маси екіпажу, обладнання та службового навантаження літака

Маса екіпажу визначається його чисельністю, яка залежить від типу літака і визначається формулою $m_{ек} = 80n_{ек}$, де $n_{ек}$ - число членів екіпажу, включаючи бортпроводників. В даному літаку $n_{ек} = 1$ чол., тому $m_{ек} = 80$ кг.

Маса обладнання, керування та службового навантаження розраховується за формулою:

$$m_{об} = 95 \cdot n_{пас} \cdot (5 \cdot 10^{-5} \cdot L + 0.66) = 95 \cdot 6 \cdot (5 \cdot 10^{-5} \cdot 2200 + 0.66) = 376 \text{ кг}$$

де $n_{пас}$ – кількість пасажирів;

$L = 2200$ км – дальність польоту з заданою кількістю пасажирів.

Маса комерційного навантаження,

$$m_{ек} = 110 \cdot n_{пас} = 110 \cdot 6 = 660 \text{ кг},$$

де $n_{пас}$ – число пасажирів, дане в завданні,

L – дальність польоту літака з зазначеним числом пасажирів, км.

Результати розрахунку суми мас екіпажу, комерційного навантаження і обладнання літака $m_{ек} + m_{об.упр} + m_{сн} = 660 + 80 + 376 = 1116$ кг.

Дослідження впливу параметрів на злітну масу літака

За результатами розрахунку будемо залежність впливу повздожня крила і питомого навантаження на крило на злітну масу літака в координатах $m_0 = f(p)$ і $m_0 = f(\lambda)$ (рис.1.15 - 1.16).

Визначимо обмеження питомого навантаження на крило по посадковій швидкості $p_{перед}^{V_{пос}}$ і по величині нормального перевантаження при польоті в турбулентній атмосфері $p_{перед}^n$. Обмеження по посадковій швидкості можна визначити за формулою:

$$p_{перед}^{V_{пос}} = \frac{V_{пос}^2 C_{y_{пос}}}{180 \cdot (1 - 0,8 \cdot \overline{m}_T)}, \quad (1.13)$$

де $V_{пос}^2 = 180$ км/год – швидкість приземлення;

Обмеження за величиною нормального перевантаження можна визначити за формулою:

$$p_{перед}^n = 3.6 \cdot C_y^\alpha \cdot V \cdot W, \quad (1.14)$$

$$\text{де } C_y^\alpha = \frac{C_{y_{отр}}}{\alpha_{отр}}.$$

Наносимо дані обмеження на залежність впливу подовження крила і питомого навантаження на крило на злітну масу літака в координатах $m_0 = f(p)$.

Далі розрахунки виконані на ЕОМ і побудовані, відповідні їм графіки рис.1.15 – 1.16.

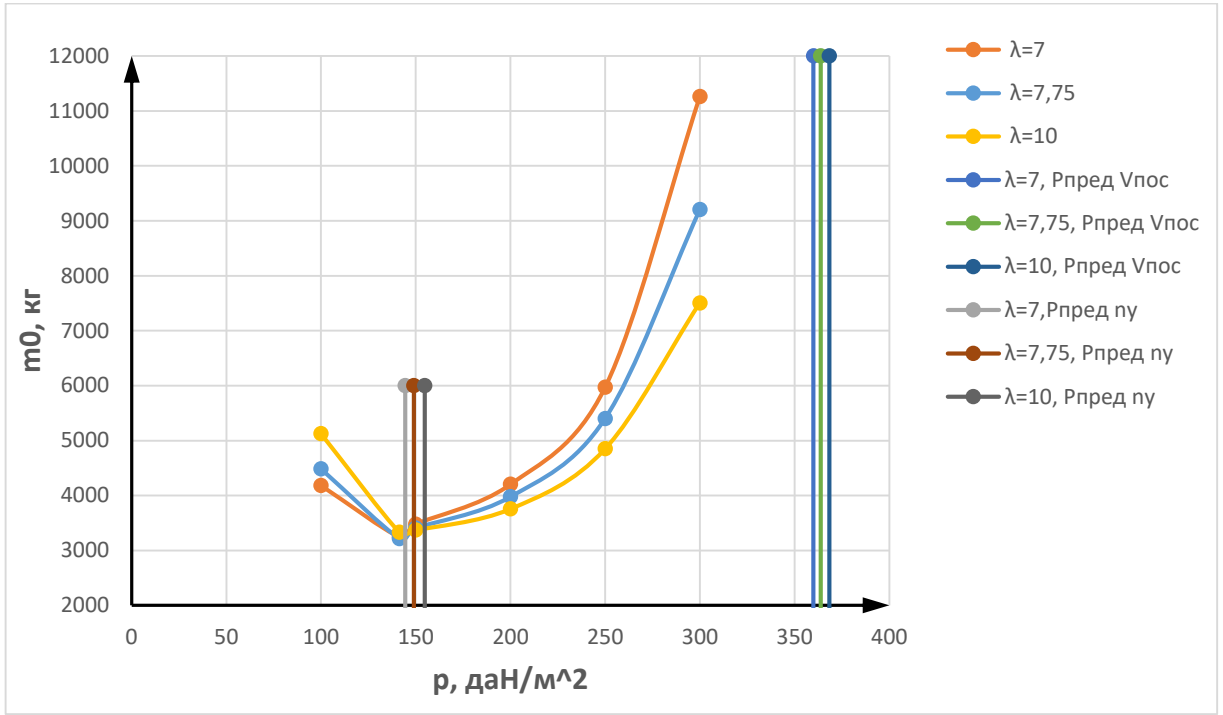


Рисунок 1.15 – Впливу питомого навантаження та подовження крила на злітну масу літака

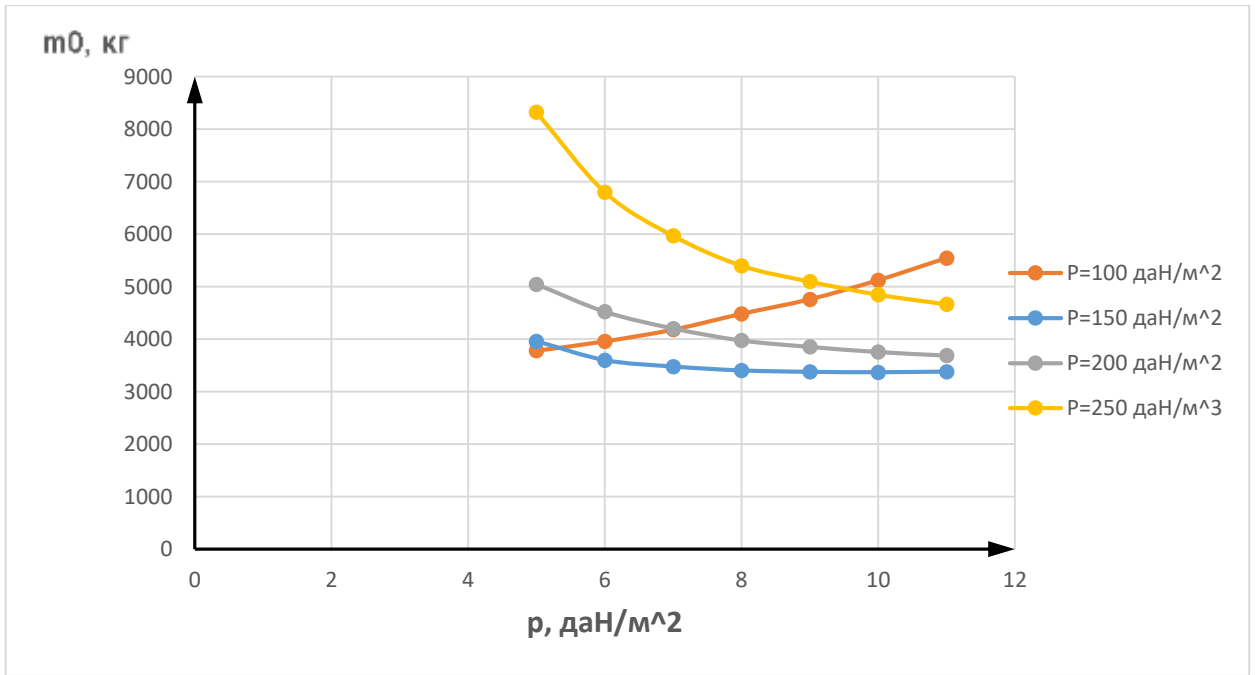


Рисунок 1.16 – Залежність злітної маси і питомого навантаження від подовження крила літака

Таким чином з графіків отримуємо, що $m_{0\min}^I = 3215$ кг.

1.1.5.3 Розрахунок злітної маси в другому наближенні

Злітна маса літака у другому наближенні визначається за формулою:

$$m_0^{II} = \frac{m_{\text{ком}} + m_{\text{ек}} + m_{\text{об.упр}} + m_{\text{кр}} + m_{\text{ф}} + m_{\text{оп}} + m_{\text{ш}}}{1 - (\bar{m}_{\text{cy}} + \bar{m}_{\text{T}})}. \quad (1.15)$$

Маса крила, оперення, відносна маса силової установки і палива є функціями питомого навантаження на крило, тому і злітна маса літака у другому наближенні є функція p , тобто $m_0^{II} = f(p)$.

Визначаємо параметри маси крила, фюзеляжу, оперення, шасі.

Маса крила визначається за формулою Бадягина,

$$m_{\text{кр}} = \bar{m}_{\text{кр}} \cdot m_0^I, \quad (1.16)$$

де $\bar{m}_{\text{кр}}$ – відносна маса крила, визначається за формулою:

$$\bar{m}_{\text{кр}} = 1,1 \cdot 10^{-3} \cdot k_{\text{кон}} \cdot k_{\text{мат}} \cdot k_{\text{мех}} \cdot \varphi \cdot n_{\text{max}} \cdot \frac{\lambda \cdot \sqrt{S}}{\cos^{1.5}(\chi_{0.25}) \cdot \sqrt{S \bar{c}_0}} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1}, \quad (1.17)$$

де $k_{\text{кон}} = 1$ – коефіцієнт враховуючий тип конструкції;

$k_{\text{мат}} = 0,9$ – коефіцієнт враховуючий матеріали, які застосовані в конструкції крила;

$k_{\text{мех}} = 1$ – коефіцієнт, який враховує тип та конструкцію механізації крила;

λ – подовження крила; η – звуження крила; $\varphi = 0,866$ – коефіцієнт розгрузки.

Маса фюзеляжу визначається за формулою:

$$m_{\text{ф}} = \bar{m}_{\text{ф}} \cdot m_0^I, \quad (1.18)$$

де $\bar{m}_{\text{ф}}$ – відносна маса фюзеляжу, визначається за формулою:

$$\bar{m}_{\text{ф}} = 1,14 k_{\text{дв}} \cdot (1 + 0,4 P_0) \cdot l_{\text{ф}}^{1,5} \cdot m_0^{-\frac{3}{4}}, \quad (1.19)$$

де $k_{\text{дв}} = 1$ – коефіцієнт враховуючий розположення двигунів відносно фюзеляжу;

$P_0 = 0$ – збитковий тиск в гермокабіні на найбільшій висоті польоту;

$l_{\text{ф}}^{1,5}$ – прийнята довжина фюзеляжу на основі статистики.

Маса оперення визначається за формулою:

$$m_{\text{оп}} = \bar{m}_{\text{оп}} \cdot m_0^I, \quad (1.20)$$

де $\bar{m}_{\text{оп}}$ – відносна маса оперення, визначається за формулою:

$$\bar{m}_{\text{оп}} = 0,85 \cdot k_{\text{п}} \cdot k_{\text{оп}}^{\text{Сх}} \cdot \left(\frac{m_{\text{КОМ}}}{k_{\text{отд}}} \right)^{0,16} \cdot (\bar{S}_{\text{оп}})^{1,16} \cdot p^{-0,56}, \quad (1.21)$$

де $\bar{S}_{\text{оп}} = \bar{S}_{\text{ГО}} + \bar{S}_{\text{ВО}}$ – відносна площа оперення, обране на основі статистичних даних;

$k_{\text{оп}}^{\text{Сх}}$ – коефіцієнт в залежності розташування оперення, визначається за формулою;

$k_{\text{отд}}$ – коефіцієнт корисної віддачі.

Маса шасі визначається за формулою:

$$m_{\text{ш}} = \bar{m}_{\text{ш}} \cdot m_0^I, \quad (1.22)$$

де $\bar{m}_{\text{ш}}$ – відносна маса шасі, визначається за формулою:

$$\bar{m}_{\text{ш}} = k_{\text{мат}} \cdot k_{\text{тип}} \cdot (6h_{\text{ш.ГОЛ}} + 11,3) \cdot 10^{-3} + 0,0625 \cdot k_{\text{ш}} \cdot \sqrt{P_{\text{ш.ГОЛ}}} \cdot (1 + P_{\text{ш.ГОЛ}}) + 0,005, \quad (1.23)$$

де $k_{\text{мат}} = 1$ – коефіцієнт враховуючий матеріал шасі (30ХГСНА);

$k_{\text{тип}}$ – коефіцієнт враховуючий тип конструкції шасі;

$h_{\text{ш.ГОЛ}}$ – довжина головної стойки шасі від поверхні ЗПС;

$k_{\text{ш}}$ – коефіцієнт, що враховує пневматики основних стоек колес;

$P_{\text{ш.ГОЛ}}$ – тиск в шинах головної стойки.

Маса комерційного навантаження, маса екіпажу та обладнання була визначена в минулому підрозділі, і оскільки данні формул не змінились, то будемо використовувати раніше обчислені значення.

Коефіцієнти відносної маси силової установки та палива також були розраховані в попередньому підрозділі.

Тоді підставивши усі значення отримаємо масу літака у другому приближенні рівною $m_0^{II} = 2372$ кг.

1.1.5.4 Розрахунок злітної маси в третьому приближенні

Розрахунок злітної маси у третьому наближенні припускає уточнення маси обладнання за рахунок більш точного її розрахунку та складання переліку обладнання. Уточнення маси силової установки та палива виконується за рахунок використання габаритних, масових характеристик та характеристик витрат палива для двигуна, який підібрано.

$$m_0^{III} = m_{кр}^{II} + m_{ф}^{II} + m_{оп}^{II} + m_{ш}^{II} + m_{ек} + m_{об}^{III} + m_{су}^{III} + m_{п}^{III} + m_{ком}. \quad (1.24)$$

1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу

Визначення потрібної потужності двигуна. Потрібна тяга двигуна визначається за формулою:

$$N_0 = \frac{g \cdot m_0^{II} \cdot t_0}{10 \cdot n_{дв}}, \quad (1.25)$$

де m_0 – злітна маса літака;

t_0 – стартова тягоозброєність;

$n_{дв}$ – кількість двигунів.

$$N_0 = \frac{9,8 \cdot 0,18 \cdot 2372}{10 \cdot 2} = 197,6 \text{ к.с.}$$

За результатом розрахунку потрібної потужності, підбираємо двигун Lycoming IO-360-A1B6 (рис. 1.17), він має наступні характеристики:

1. Ширина – 0,82 м.
2. Довжина – 1,3 м.
3. Висота – 0,55 м.
4. Стартова потужність – 200 к.с.
5. Маса двигуна – 177 кг.

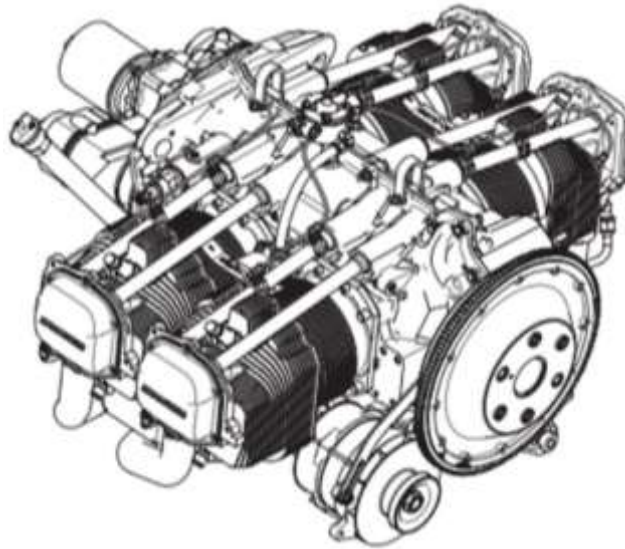


Рисунок 1.17 – Схема двигуна Lycoming IO-360-A1B6

Перевіримо виконання вимоги по довжині розбігу по формулі:

$$L_{\text{розб}} = \frac{0,832 \cdot p_0}{C_{\text{у відр}} \left[\xi \cdot 25 n_{\text{зл}} \sqrt{\frac{C_{\text{у відр}}}{p_0} \cdot \frac{\sum N_0 10}{m_0 \min n}} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{\text{відр}}} + 2f \right) \right]}, \quad (1.26)$$

$$L_{\text{розб}} = \frac{0,832 \cdot 1050}{1,68 \cdot \left[0,8 \cdot 25 \cdot 0,85 \sqrt{\frac{1,68}{105} \cdot \frac{10 \cdot 400}{3215 \cdot 2}} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{12,5} + 2 \cdot 0,02 \right) \right]} = 230 \text{ м.}$$

Так як виконується вимога $L_{\text{розб розр}} < L_{\text{розб задан}}$, то на цьому підбір й перевірку двигуна завершено.

Визначення маси обладнання

Маса обладнання визначається за формулою Бадягіна:

$$m_{\text{об.сн}} = k_c k_{\text{об}}^{\text{сх}} [500 + 0,12 m_0^{\text{II}} + 0,04 m_0^{\text{II}} \sqrt{\frac{n_{\text{нас}} + n_{\text{ек}}}{100}} - 0,0011 (m_0^{\text{II}})^{1,333}], \quad (1.27)$$

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

k_c – коефіцієнт вагової досконалості обладнання, в тому числі і по масі;

$$k_c = 0,67;$$

Δt - розглянутий період перспективи;

$k_{об}^{cx} = 1,04$ - для літаків з двигунами на кормовій частині фюзеляжу;

m_0'' - злітна маса літака в другому наближенні; $m_0'' = 2372$ кг;

$n_{нас}$ - число пасажирів = 6 чел.; $n_{ек}$ - число членів екіпажу = 1.

Визначення маси силової установки

Для визначення маси силової установки у третьому наближенні використаємо методику, посилання на яку зроблено у підрозділ раніше. У розрахунках використані вже обчислені параметри літака та габаритні і масові характеристики для двигуна, який підібрано.

Результати розрахунків наступні:

$$m_{су} = R' m_{дв} n_{дв}. \quad (1.28)$$

де R' - коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки в порівнянні з масою двигунів:

$$R' = k_1 \left(1 + k_{р.ш} \cdot \frac{n_{дв.рев}}{n_{дв}} \right) \left[k_{\phi} + \frac{k_{вз}}{\gamma_{дв}}, (1,2 + 0,275y^{0,75})^2 \right]. \quad (1.29)$$

де k_1 - коефіцієнт, який враховує кількість двигунів і місце їх розміщення на літаку, $k_1 = 0,95$.

k_{ϕ} - коефіцієнт, який враховує наявність форсажу двигунів;

$n_{дв.рев}$ - число двигунів с реверсом тяги;

$\gamma_{дв}$ - паспортна питома маса двигуна;

y - степінь двоконтурності;

$k_{вз}$ - коефіцієнт, який враховує тип повітрязабірника, $k_{вз} = 0,0236$.

Визначення маси палива

Відносна маса палива у третьому наближенні визначається аналогічно першому наближенню та відрізняється тим, що використано характеристики витрат палива для двигуна, який підібрано.

Результати розрахунків наступні:

$$m_{п} = \bar{m}_{п} \cdot m_0'', \quad (1.30)$$

де $\bar{m}_{\Pi} = 0,152$ – відносна маса палива.

Визначення злітної маси літака у третьому наближенні

З попередніх лабораторних робіт, беремо залишилися маси агрегатів і визначаємо масу літака в третьому наближенні:

$$m_0^{III} = m_{кр}^{II} + m_{\phi}^{II} + m_{оп}^{II} + m_{ш}^{II} + m_{ек} + m_{об}^{III} + m_{cy}^{III} + m_{\Pi}^{III} + m_{ком}, \quad (1.31)$$

де $m_k^{II} = m_{кр}^{II} + m_{\phi}^{II} + m_{оп}^{II} + m_{ш}^{II} = 714$ кг.

$$m_0^{III} = 714 + 80 + 138 + 263 + 340 + 660 = 2195 \text{ кг.}$$

1.1.7 Визначення й оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів

Розрахунок геометричних параметрів літака виконуємо за результатами по визначенню маси у трьох наближеннях та отриманих оптимальних параметрах.

Площа крила визначають по співвідношенню:

$$S = \frac{m_0 \cdot g}{10 \cdot N_0} = \frac{2195 \cdot 9.81}{10 \cdot 105.5} = 20,4 \text{ м}^2;$$

Розмах крила:

$$L = \sqrt{\lambda \cdot S} = \sqrt{7.75 \cdot 20,4} = 12,5 \text{ м.}$$

Корневу (по осі симетрії літака) b_0 і концеву b_k хорди крила визначають виходячи зі значень S, η, L .

$$b_0 = \frac{S}{L} \cdot \frac{2 \cdot \eta}{\eta + 1} = \frac{20,4}{12,5} \cdot \frac{2 \cdot 1}{1 + 1} = 1,63 \text{ м.}$$

$$b_k = \frac{b_0}{\eta} = \frac{1,63}{1} = 1,63 \text{ м.}$$

$$b_a = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta \cdot (\eta + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 1,63 \cdot \frac{1^2 + 1 + 1}{1 \cdot (1 + 1)} = 1,63 \text{ м.}$$

Координату САХ по розмаху крила визначають за відношенням:

$$z_a = \frac{L_{кр}}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{12,5}{6} \cdot \frac{1 + 2}{1 + 1} = 3 \text{ м.}$$

Координата носика САХ по осі ОХ визначають за формулою:

$$X_a = Z_a \cdot \operatorname{tg} \chi_{\text{пк}} = 0^\circ,$$

де $\chi_{\text{пк}}$ – кут стрілоподібності крила по передній кромці.

Параметри фюзеляжу

Розміри фюзеляжу визначають за допомогою статистичних даних за формулами:

- довжина всього фюзеляжу L_ϕ :

$$L_\phi = \lambda_\phi \cdot D_\phi = 6,52 \cdot 1,45 = 9,45 \text{ м};$$

- довжина носової частини фюзеляжу L_H :

$$L_H = \lambda_H \cdot D_\phi = 1,72 \cdot 1,45 = 2,5 \text{ м};$$

- довжина хвостової частини $L_{\text{ХВ}}$:

$$L_{\text{ХВ}} = \lambda_{\text{ХВ}} \cdot D_\phi = 2,9 \cdot 1,45 = 4,2 \text{ м}.$$

Параметри оперення

Площі горизонтального і вертикального оперень визначаються відповідно за такими залежностями:

$$S_{\text{ГО}} = \overline{S}_{\text{ГО}} \cdot S_{\text{кр}} = 0,254 \cdot 20,4 = 5,2 \text{ м}^2;$$

$$S_{\text{ВО}} = \overline{S}_{\text{ВО}} \cdot S_{\text{кр}} = 0,132 \cdot 20,4 = 2,7 \text{ м}^2.$$

Визначимо розмір і положення середньої аеродинамічної хорди горизонтального оперення (ГО) відносно носика їх кореневих хорд:

- звуження ГО дорівнює:

$$\eta_{\text{ГО}} = 1 \text{ м};$$

- розмір середньої аеродинамічної хорди ГО знаходиться за формулою:

$$b_{a \text{ ГО}} = \frac{2}{3} \cdot b_{0 \text{ ГО}} \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta \cdot (\eta + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 0,925 \cdot \frac{1^2 + 1 + 1}{1 \cdot (1 + 1)} = 0,925 \text{ м};$$

- положення середньої аеродинамічної хорди ГО знаходиться за формулою:

$$Z_{a \text{ ГО}} = \frac{L_{\text{кр}}}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{12,5}{6} \cdot \frac{1 + 2}{1 + 1} = 0,975 \text{ м};$$

$$X_{a\text{ГО}} = 0 \text{ м.}$$

Визначимо розмір і положення середньої аеродинамічної хорди вертикального оперення (ВО) відносно носика їх корневих хорд:

- звуження ВО дорівнює:

$$\eta_{\text{ВО}} = 2,13 \text{ м;}$$

- розмір середньої аеродинамічної хорди ВО знаходиться за формулою:

$$b_{a\text{ВО}} = \frac{2}{3} \cdot b_{0\text{ВО}} \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta \cdot (\eta + 1)} = 1,53 \text{ м;}$$

- положення середньої аеродинамічної хорди ВО знаходиться за формулою:

$$y_{a\text{ВО}} = \frac{H}{3} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = 1 \text{ м;}$$

$$X_{a\text{ВО}} = 0,76 \text{ м.}$$

Відстань від центру мас літака до центру тиску ГО і ВО визначимо за формулою:

$$L = b_a \cdot 2,6 = 5,6 \text{ м;}$$

$$L_{\text{ВО}} = L_{\text{ГО}} = 5,6 \text{ м}$$

$$H_{\text{ВО}} = 2,3 \text{ м}$$

$$b_{0\text{ВО}} = 2 \text{ м}$$

$$b_{\text{КВО}} = 0,94 \text{ м}$$

$$\text{Розмах ГО} = 3,9 \text{ м}$$

$$b_{0\text{ГО}} = 0,925 \text{ м}$$

$$b_{\text{кГО}} = 0,925 \text{ м}$$

Визначення положення центру мас

Відстань центру мас (точка O) від носика середньої аеродинамічної хорди:

$$x_m = 0,25 \cdot b_a = 0,25 \cdot 1,55 = 0,4 \text{ м.}$$

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

Вибір конструктивно-силової схеми крила

Вибір конструктивно-силової схеми крила визначається:

- компоунванням крила – наявністю в обшивці люків для обслуговування розміщених у крилі агрегатів обладнання, наявністю всередині крила баків палива, ніш для збирання шасі тощо;
- критерієм інтенсивності моментного згинального навантаження, що діє на крило;
- критерієм питомого навантаження на крило;
- компоновкою фюзеляжу та можливістю розміщення у фюзеляжі центральної частини крила (центроплану);
- вимогами міцності, жорсткості, аеропружності, вартості.

Для наближеного вибору КСС крила можна прийняти лонжеронну схему. Тоді для перевірки використовуємо поняття умовного лонжерону, ширина поясу якого b_y складає $0,6 \cdot b$, де b – хорда крила у розрахунковому перерізі. Тоді діюче зусилля в поясі: $N_{д.п.} = M/h$, де h – відстань між центрами мас поясів.

Руйнівне зусилля поясу: $N_{р.п.} = b_y \cdot \delta_y \cdot \sigma_p$.

З умови рівності діючих та руйнівних зусиль $N_{д.п.} = N_{р.п.}$ визначають товщину поясу умовного лонжерону

$$\delta_y = \frac{(p_0 \cdot S \cdot z_A - 2m_i \cdot g \cdot z_i - m_{кр} \cdot g \cdot z_A) \cdot n_p}{0.96 \cdot \sigma_p \cdot b_0^2 \cdot \bar{c}}, \quad (1.32)$$

де p_0 – питома навантаження на крило, Н/м²

$$p_0 \approx \frac{m_0 g}{S} = \frac{2195 \cdot 9,81}{20,4} = 1055 \text{ Н/м}^2;$$

S – площа крила, м²;

m_0 – злітна маса літака, кг;

g – прискорення вільного падіння, 9,81, м/с²;

z_A – координата середньої аеродинамічної хорди від поздовжньої осі літака за розмахом крила, м;

$m_i z_i$ – маса вантажу розташованого на крилі, кг, і координата его ц.м.;

$m_{кр}$ – маса крила, кг;

n_p – розрахунковий коефіцієнт навантаження на крилі, для розрахункового випадку

A дорівнює 2,5...3,8 – для неманеврених пасажирських та транспортних літаків ($n_p = 3$);

\bar{c} – відносна товщина профілю крила (профіль 23012);

b_0 – корнева хорда крила, м;

σ_p – руйнівне напруження поясу лонжерону (визначається як

$$\sigma_p = 0,8\sigma_b);$$

σ_b – межа міцності матеріалу.

Можна прийняти значення руйнівних напружень $\sigma_p = 330$ МПа для поясу із алюмінієвого сплаву Д16Т, 880 МПа – для поясу із легованої сталі 30ХГСА, 800 МПа – для титанового сплаву Вt6. Приймаємо $n=3,4$.

$$\delta_y = \frac{(1055 * 20,4 * 3 - 2 * 177 * 9,81 * 4 - 196,5 * 9,81 * 3) * 3,4}{0,96 * 1,55^2 * 330 * 10^6 * 0,12} =$$

$$= 0,001459 \text{ м} = 1,46 \text{ мм.}$$

Тоді оскільки $\delta_y = 1 \dots 2$ мм, то це клас лонжеронних крил, з частково працюючою обшивкою. Згинальний момент сприймається лонжеронами, перерізує сила Q – стінками лонжеронів, обертаючий момент – контуром, утвореним обшивкою і стінками лонжеронів. У такому випадку у масовому (ваговому) відношенні вигідно застосувати лонжеронне крило ніж кесонне.

З урахуванням розрахунків, для підвищення критичних напружень обшивки при зрушенні, її підкріплюють слабкими стрінгерами і часто поставленими нервюрами з кроком 170 мм. Обираємо схему дволонжеронного крила.

Переваги:

- у міжлонжеронному просторі, де найбільша будівельна висота профілю, зручно розмістити паливні баки, вантажі;
- жорсткість крила при крученні тут вище жорсткості однолонжеронних;
- нервюри по масі легші за нервюри однолонжеронних крил, їх розрахункові схеми тут – двоопорні балки;
- в порівнянні з однолонжеронними надійність, живучість тут вища;
- успішно сприймаються лобові навантаження;
- опускають вирізи у обшивці.

Балковий лонжерон приймає згинальний момент. Передній лонжерон розташований на відстані від носка профілю $0,26b$, задній розташований на відстані $0,65b$.

Нервюри розташовані з шагом 400 мм. При цьому нервюри № 1,2,3,5,6,8,9,11,13. є силовими, оскільки до них кріпляться елементи навішування механізації крила (2,6,8,9,11,13) і мотогондоли (3,5) и бортова нервюра 1 (рис. 1.18).

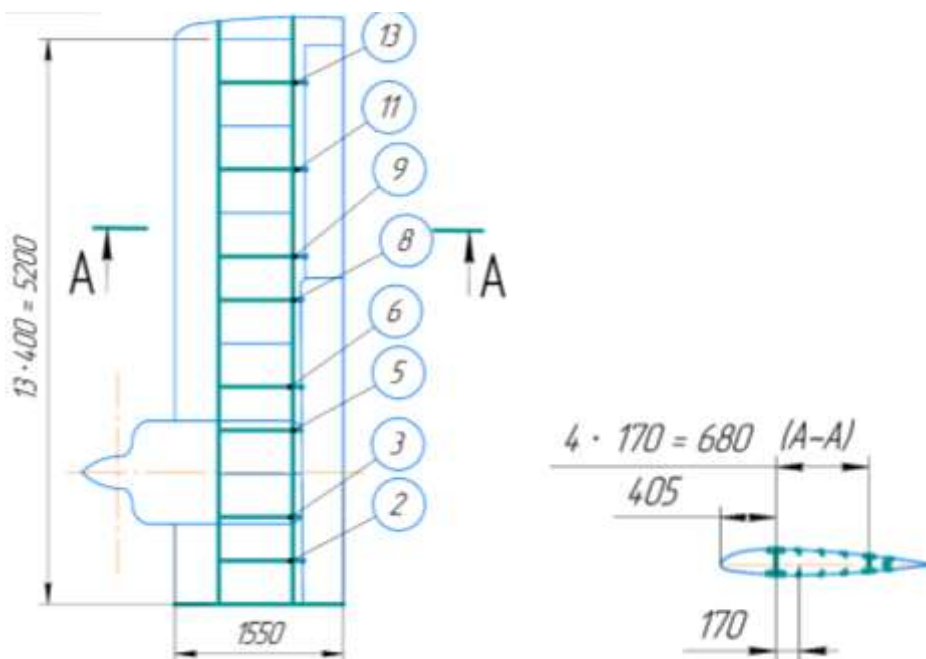


Рисунок 1.18 – Конструктивно-силова схема крила

Вибір конструктивно - силової схеми фюзеляжу

Вибрана схема балочно-стрінгерний напівмонокок.

Напівмонокок має більш тонку обшивку, що працює на нормальну і дотичну напругу від дії згинальних і крутних моментів, розвинену мережу стрінгерів і шпангоутів. Згинальний момент сприймається обшивкою і стрінгерами, крутний момент і сила, що перерізує, - обшивкою.

Переваги напівмонокока:

- мінімальна маса серед балкових та ферменних КСС;
- хороша аеродинамічна поверхня;
- великі внутрішні обсяги, більш вдала компоновка.

Недоліки:

- надзвичайно великий обсяг клепки;
- багато концентраторів напружень;

Шпангоути розташовані з кроком 155...278 мм. Присутній бімс 1*, який допомагає кріпити стабілізатор. Стрінгери розташовані із кроком 200 мм.

При цьому шпангоути № 1,5,6,10,12,17,21,22,23,33,35,35 є силовими, оскільки до них кріпляться носова стійка шасі (1), носовий обтічник (1), виріз для дверей. 6,10,21,22,23), лонжерони вертикального та горизонтального оперення (33,35), скло кабіни пілотів (5,6), лонжерони крила (17,21), основна стійка шасі (17,21) рисунок 1.19.

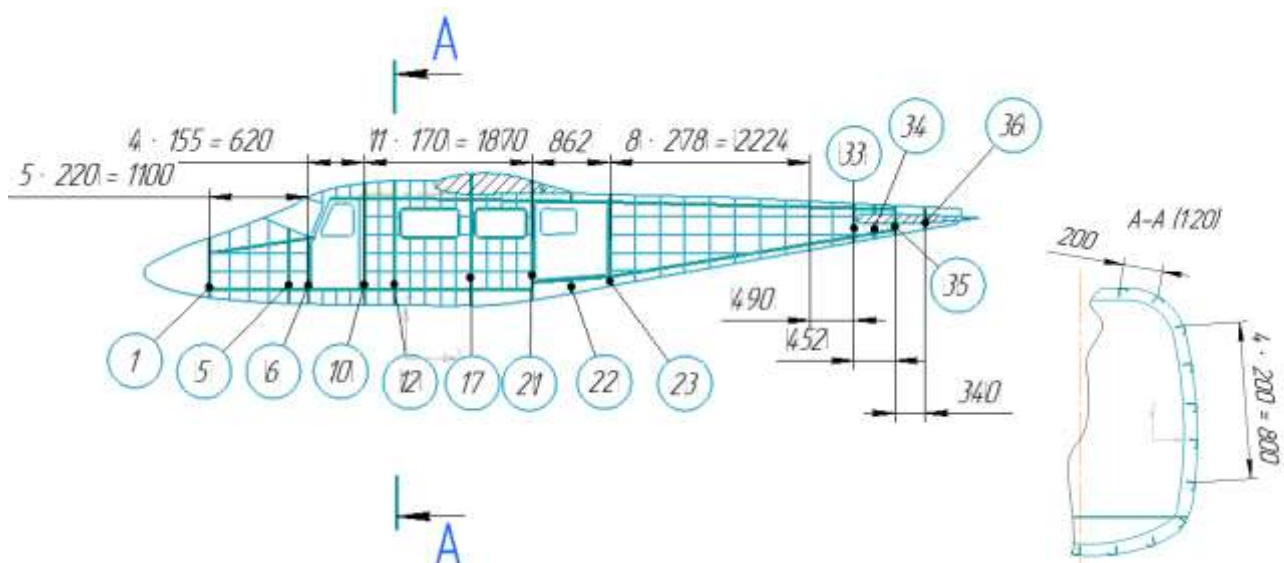


Рисунок 1.19 – Конструктивно-силова схема фюзеляжу

Вибір конструктивно - силової схеми оперення

При виборі конструктивно-силової схеми оперення враховуємо, що оперення нормальне.

КСС оперення багато в чому аналогічні КСС крил.

Особливості:

- наявність ряду зосереджених вузлів, що передають навантаження від рульових поверхонь на киль та стабілізатор, у місцях навішування ГО на ВО або навпаки, при передачі навантажень на фюзеляж;

- Проблеми розміщення центроплана в хвостовій частині фюзеляжу.

В однолонжеронному стабілізаторі (рис. 1.20) лонжерон розташований на відстані від носка профілю $0,36b$, задня стінка - $0,75b$, нервюри розташовані по потоку з кроком 350 мм. Для стабілізатора нервюри №1,2,3,4. є силовими, оскільки до нервюр 2,3,4 кріпиться рульова поверхня, а нервюра 1 бортова.

Однолонжеронний киль (рис.1.21) має нервюри, розташовані перпендикулярно лонжерону. Лонжерон розташований на $0,18b$, задня стінка – $0,495b$. У зонах навішування РН встановлені посилені нервюри. Необхідна також посилена бортова нервюра у місці перелому лонжеронів. Навантаження від лонжеронів передаються на посилені шпангоути. Нервюри розташовані із кроком 300 мм. Для кіля нервюри № 1,3,5,7 є силовими, оскільки до них кріпиться кермо напряду (3,5,7) та посилена бортова нервюра у місці перелому лонжеронів.

Переваги однолонжеронної конструкції:

- Мінімальна маса лонжерону;
- прості вузли кріплення з фюзеляжем;
- допускаються вирізи.

Недоліки:

- Найбільша будівельна висота зайнята лонжероном;
- низька жорсткість при крученні;
- нервюри – консольні балки, їх маса вища.

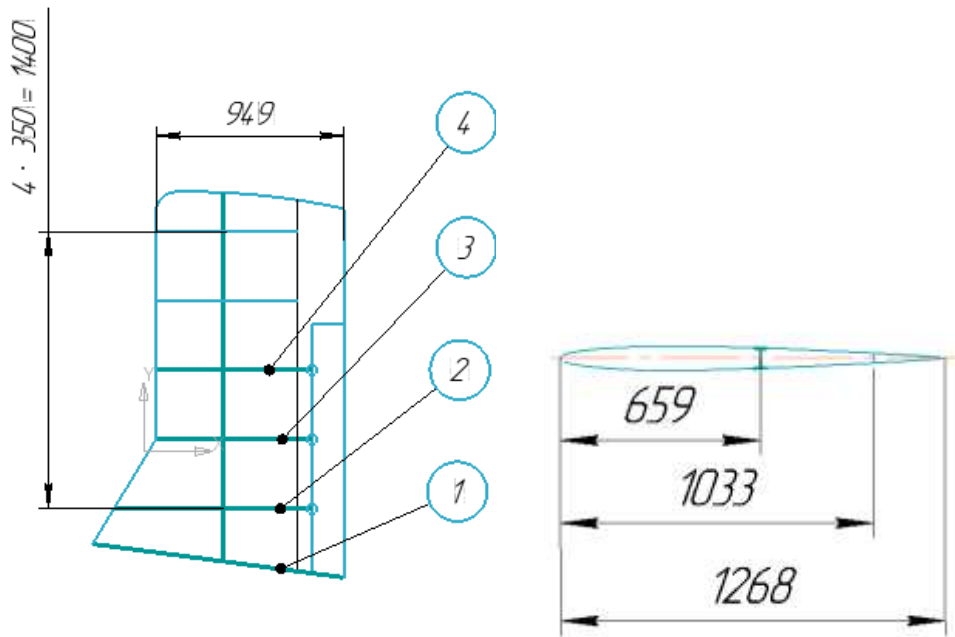


Рисунок 1.20 – Конструктивно-силова схема горизонтального оперення

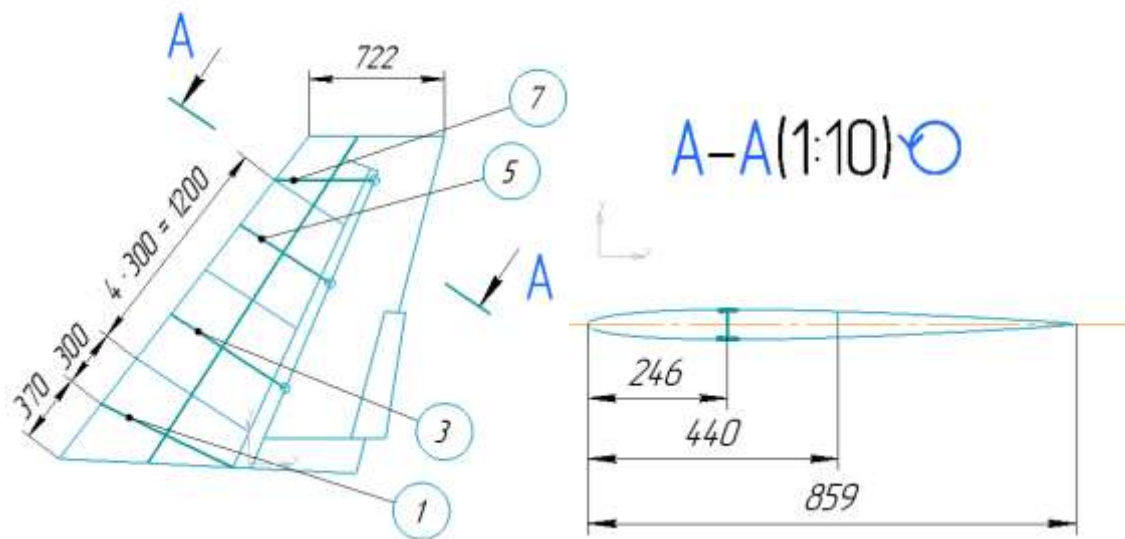


Рисунок 1.21 – Конструктивно-силова схема вертикального оперення

Вибір конструктивно - силової схеми шасі

Конструктивно-силова схема шасі ферменна з передньою носовою стійкою, шасі не забирається (рис.1.22).

Фермове шасі є просторовою фермою, стрижні якої при всіх видах навантаження працюють на розтягнення-стиснення. Тому така КСС найлегша. Неможливість прибирання таких опор в польоті обмежує їх застосування легкими літаками з невеликою швидкістю польоту.

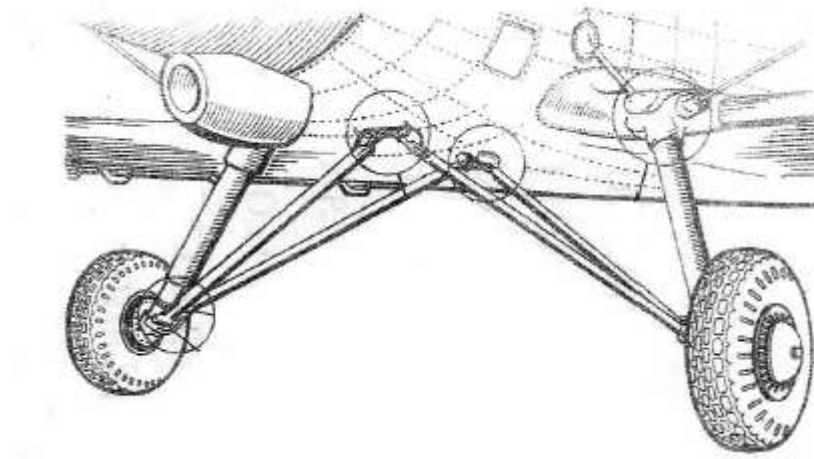


Рисунок 1.22 – Конструктивно-силова схема шасі

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

Конструктивно-силові схеми агрегатів літака за її стиковці мають бути взаємно ув'язані, тобто силові елементи крила, оперення, фюзеляжу, шасі повинні стикуватися у місці з'єднання агрегатів. У місцях вузлів стику лонжеронних КСС крила та оперення з фюзеляжем мають бути встановлені посилені шпангоути.

З'єднання частин агрегатів здійснюється також через їхні силові елементи – лонжерони, стрінгери, шпангоути, нервюри. Кріплення вузлів навішування елеронів, закрилків, передкрилків, інтерцепторів, повітряних гальмівних щитків, кермів та інші здійснюється на вузли у відповідь на силових елементах конструкції планера літака. Вирізи у конструкції планера не повинні порушувати цілісності силових елементів. Ілюмінатори пасажирських літаків слід розташовувати між шпангоутами, лонжерони крила, оперення стикують із посиленими шпангоутами, вузли навішування опор шасі конструюють на силових елементах крила або фюзеляжу.

У місцях стику відсіків агрегатів зміни стріловидності або поперечного V крила повинні бути також посилені шпангоути, нерви, поздовжні або поперечні балки.

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

Лобовий опір літака виникає в результаті дії на кожен елемент обтічної поверхні дотичних і нормальних складових аеродинамічних сил. Перші визначають опір тертя, другі - опір тиску.

Коефіцієнт лобового опору можна представити у вигляді:

$$C_{XA} = C_{X_0} + C_{X_i}, \quad (1.33)$$

де C_{X_0} - коефіцієнт лобового опору при нульовій підйомній силі ($C_{y_a} = 0$);

C_{X_i} - коефіцієнт індуктивного опору.

За допомогою статистичних даних будемо графіки залежностей аеродинамічних характеристик літака від чисел Маха ($M = 0,2; 0,4; 0,6; 0,8; 1; 1,2$) та для розрахункових висот H ($H = 0 \text{ м}; 500 \text{ м}; 2000 \text{ м}; 5000 \text{ м}; 11000 \text{ м}$) рисунок 1.23.

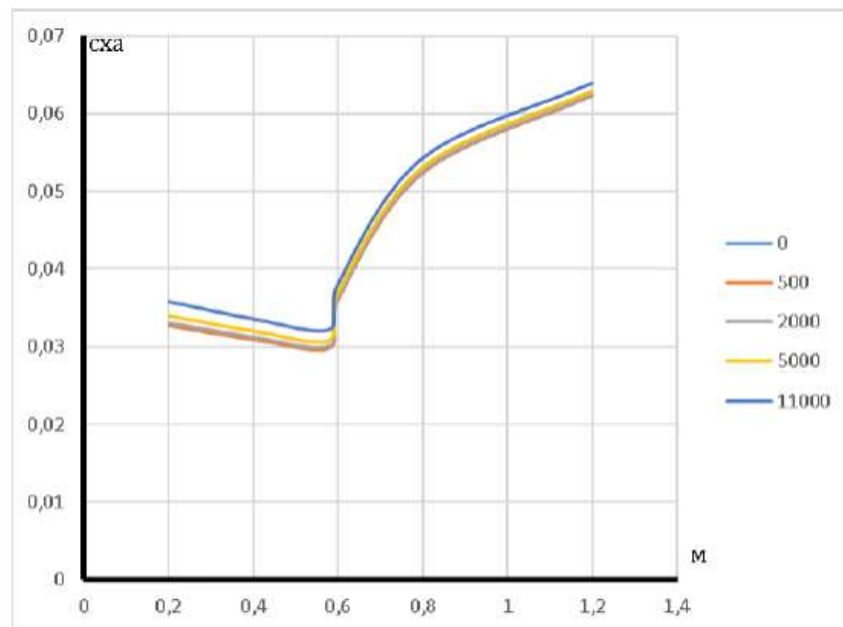


Рисунок 1.23 – Залежність коефіцієнта лобового опору при нульовій підйомній силі від чисел Маха та заданих висот

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

Підйомна сила літального апарату створюється крилом, корпусом та горизонтальним оперенням. Коефіцієнт підйомної сили літака залежить від його компонування та числа Маха. Оскільки найбільший внесок у створення підйомної сили літака вносить крило, коефіцієнт підйомної сили літака визначається в основному формою крила в плані.

Залежність коефіцієнта під'ємної сили літака від кута атаки, як і для крила, при малих і помірних кутах атаки залишається практично лінійною, незважаючи на те, що для корпусу лінійність порушується вже при малих кутах атаки (рис.1.24).

Розрахунок похідної проводиться для дозвукового діапазону швидкостей і виконується з врахуванням стиснення повітря, у середовищі, яке стискається. Розрахунок відбувається за формулою:

$$c_{y\alpha}^{\alpha} = \frac{2\pi\lambda}{2 + \sqrt{0.9\lambda^2(\beta^2 + \operatorname{tg}^2 \chi_{0.5}) + 4}}; \quad (1.34)$$

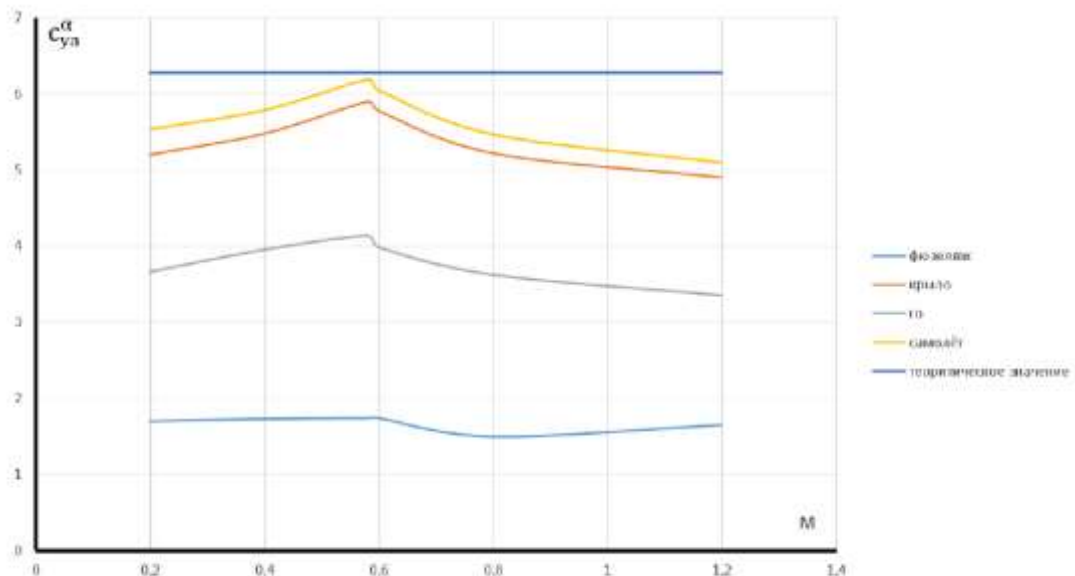


Рисунок 1.24 – Залежність похідної коефіцієнта підйомної сили по куту атаки від чисел Маха при крейсерській висоті польоту

Найвигідніший коефіцієнт підйомної сили визначає, при якому режимі польоту реалізується потенціал літального апарату за дальністю та тривалістю польоту. Значення цього коефіцієнту визначається за формулою:

$$c_{ya \text{ нав}} = \sqrt{\frac{c_{x0}}{A}}. \quad (1.35)$$

Результати розрахунку наведені на рисунку 1.25.

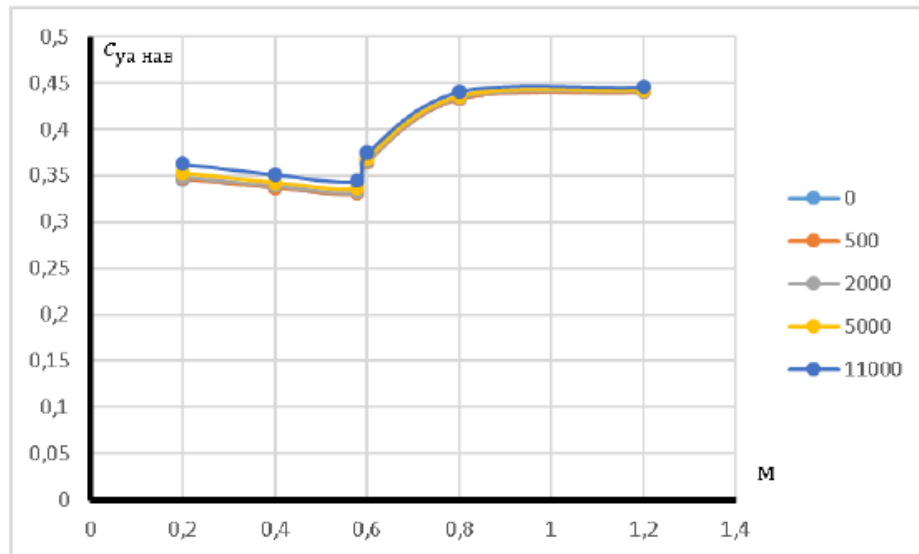


Рисунок 1.25 – Залежність найвигіднішого коефіцієнта підйомної сили від чисел Маха та заданих висот польоту

Коефіцієнт A характеризує складову лобового опору, що залежить від підйомної сили, і іноді називається коефіцієнтом відвалу поляри (рис.1.26).

Величина коефіцієнта A залежить від значення похідної та ступеня реалізації підсмоктує сили, які визначаються формою профілю та крила в плані. При дозвукових швидкостях, як показує теорія та практика, може бути знайдена за формулою:

$$A = \frac{1}{\pi \lambda}, \quad (1.36)$$

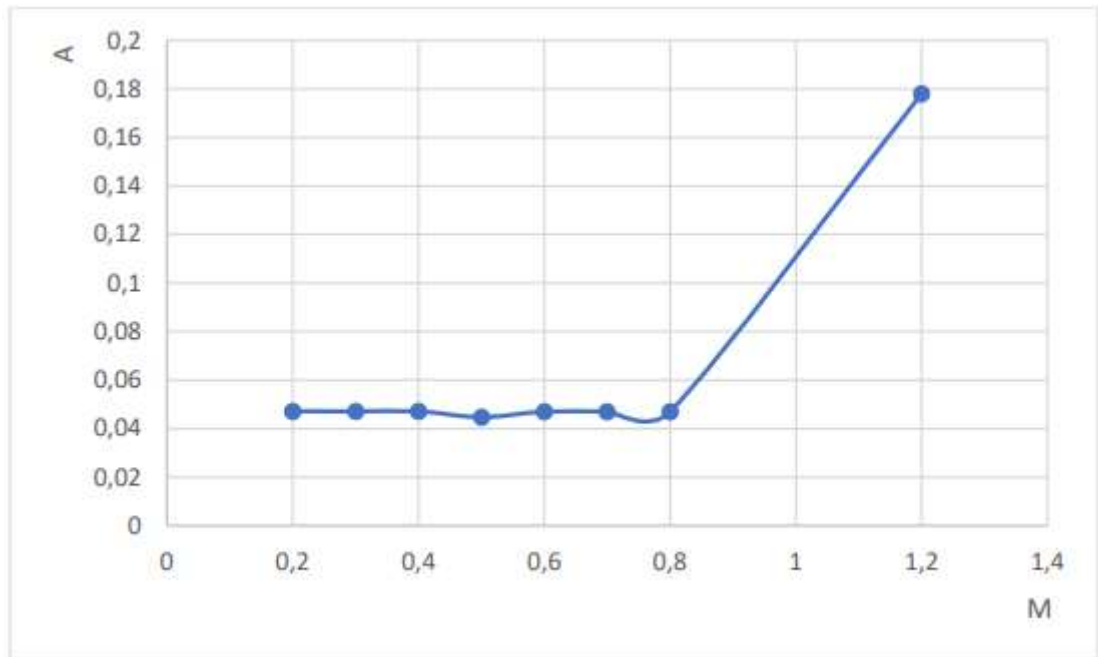


Рисунок 1.26 – Залежність коефіцієнта відвала поляри від чисел Маха при крейсерській висоті польоту

Аеродинамічна якість літального апарату дорівнює відношенню підйомної сили до сили лобового опору або їх коефіцієнтів. Цей коефіцієнт характеризує аеродинамічна досконалість літального апарату.

Визначається за формулою:

$$K = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{c_{ya}}{c_{xa}}, \quad (1.37)$$

Коефіцієнт максимальної якості характеризує потенційні можливості літального апарату за дальністю та тривалістю польоту. Для нашого літака, який симетричний, щоб визначити максимальну якість, можна скористатись формулою:

$$K_{max} = \frac{1}{2\sqrt{Ac_{x0}}}; \quad (1.38)$$

Нижче зобразимо результати розрахунків на крейсерському режимі польоту (рис.1.27).

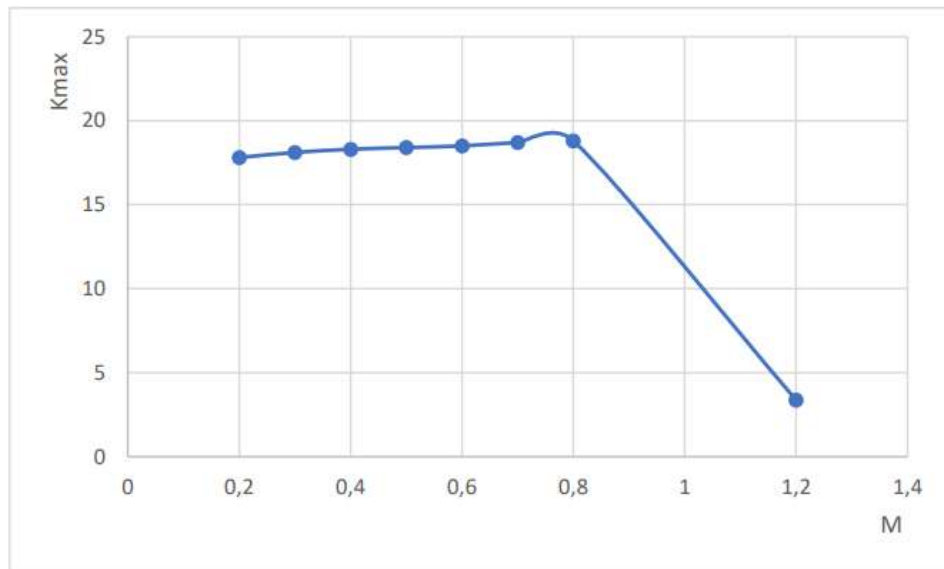


Рисунок 1.27 – Залежність максимальної якості від чисел Маха при крейсерській висоті польоту

Для збільшення аеродинамічної якості необхідно:

- зменшувати опір тертя;
- збільшувати несучі властивості літального апарату;
- зменшувати хвильовий опір;
- зменшувати опір виступаючих частин та опір інтерференції;
- забезпечувати більш повну реалізацію сили, що підсмоктує, з метою зменшення коефіцієнта відвалу поляри.

1.2.3 Поздовжній момент і розташування аеродинамічного фокуса літака

Фокусом літака називають точку, щодо якої момент залишається постійним при малій зміні того чи іншого кінематичного параметра. Вводиться також поняття аеродинамічного фокусу, тобто коли враховуються лише аеродинамічні сили і моменти.

Аеродинамічний фокус по куту атаки називають точку, розташовану на лінії перетину площини OXZ з площиною симетрії літального апарату, щодо якої

момент тангажу залишається постійним при малих змінах тільки кута атаки. Загалом нормальна сила прикладена в центрі тиску (рис.1.28).

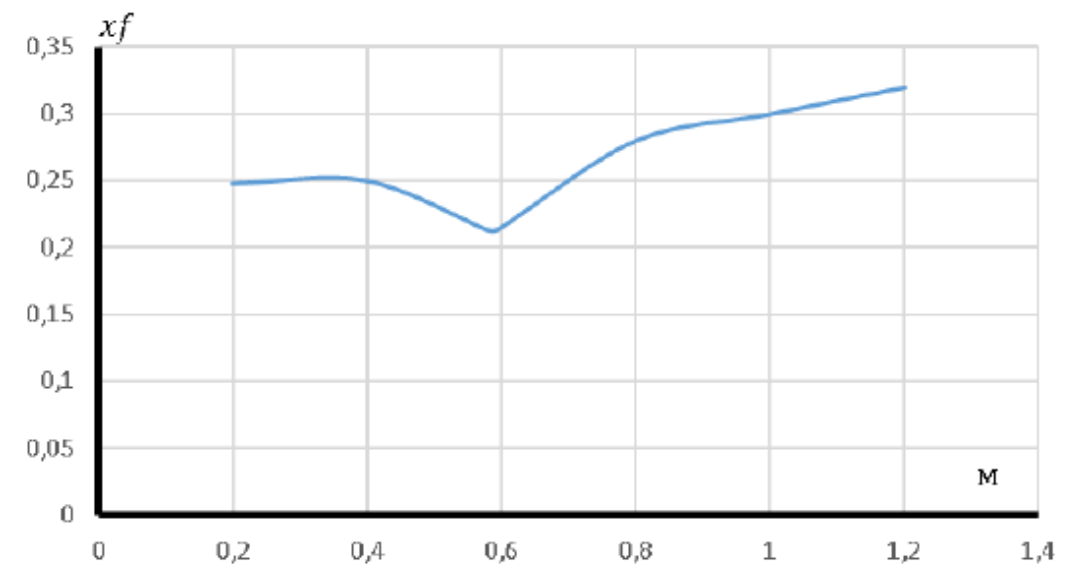


Рисунок 1.28 – Залежність положення фокуса літака від чисел Маха та висоти польоту

Координату фокусу літального апарату по куту атаки, виміряну від центру мас (або центру приведення моментів), можна визначити з умови рівності моменту тангажу літального апарату сумі моментів тангажу частин літального апарату з урахуванням інтерференції між ними за формулою:

$$\bar{x}'_F = -\frac{m_z^\alpha}{C_{ya}^\alpha}. \quad (1.39)$$

Аеродинамічний момент тангажу M і його коефіцієнт в цілому визначаються в основному аеродинамічними силами, що діють на крило, горизонтальне оперення, фюзеляж, мотогондоли двигунів силової установки, зовнішні підвіски. Певний вплив на коефіцієнт моменту тангажу надають інтерференція між частинами літального апарату та його силової установки.

Для кутів атаки, що відповідають лінійній залежності, можна використати формулу:

$$m_z = m_z^\alpha (\alpha - \alpha_{0m}), \quad (1.40)$$

На малих і помірних кутах атаки залежність лінійна (рис.1.29).

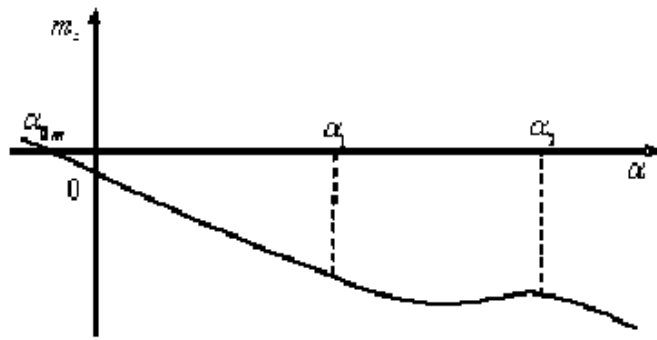


Рисунок 1.29 – Залежність коефіцієнту моменту тангажу від кута атаки для літального апарату

Але починаючи з деяких кутів атаки лінійна залежність порушується. Причини викладання залежності виключаються в зриві потоку з несучих поверхонь і скосі потоку в районі горизонтального оперення.

При безвідривному обтіканні несучих елементів планера літака вираз визначення коефіцієнта моменту тангажу щодо його центру мас для всіх аеродинамічних схем літаків має вид:

$$m_z = m_{z0} - c_{y0} (\bar{x}_F - \bar{x}_{cm}), \quad (1.41)$$

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

Прямокутне крило та його профіль

Прямокутне крило має більшу площу за рахунок чого створюється більше підйомної сили. Але також прямокутні крила створюють більш високий індукований опір, що потребує більшого куту нахилу для досягнення більшої підйомної сили. Створення більшої кількості турбулентності та вихорів на краях крила призводить до виникнення загального лобового опору. Крило літака нормальної аеродинамічної схеми розташовується поблизу центру приведення. Через мале плече момент тангажу невеликий. Обраний профіль з вищою динамічною якістю забезпечують триваліші аерольоти та вищі швидкості,

оскільки має добре аеродинамічно налагоджені форми, які забезпечують менший опір під час руху повітря.

Горизонтальне оперення

Оскільки горизонтальне оперення нормальної аеродинамічної схеми, то зміна кута нахилу горизонтального оперення призводить до обмеження підйомної сили, яка стабілізує літак. Також розташоване горизонтальне оперення зменшує лобовий опір і підвищує кут огляду. Відношення розмаху до висоти вибрано аби поліпшити ефективність горизонтального оперення, зменшити індукований опір і підвищити аеродинамічну якість. Горизонтальне оперення знаходиться на значній відстані від центру приведення і внаслідок великого плеча здатне створювати великий момент тангажу. На літаку нормальної аеродинамічної схеми горизонтальне оперення створює негативний момент тангажу, або момент на пікірування.

Фюзеляж

Вузкий і аеродинамічний фюзеляж сприяє зменшенню лобового опору і створенню меншої кількості вихорів, а також допомагає зекономити паливо. А довгий фюзеляж знижує індукований опір і підвищує аеродинамічну якість. Фюзеляж створює підйомну силу переважно носовою частиною, яка віднесена від точки приведення моментів вперед. Кормова частина через її звуження створює підйомну силу, спрямовану вниз, яка прикладена позаду точки приведення моментів. Таким чином, корпус створює значний за величиною позитивний момент тангажу або момент на кобрування.

Шасі

Шасі, яке не прибирається створює додатковий лобовий опір. Але ферменний корпус створює додатковий підйомний вплив, оскільки він спроектований з урахуванням мінімізації аеродинамічного опору. За рахунок цього аеродинамічна якість не страждає, як і відсутні проблеми з керованістю та стійкістю через те, що аеродинамічний фокус під час розбігу/посадки та польоту не змінюється. За рахунок ферменної конструкції знизилась маса шасі в порівнянні з балковою конструкцією.

1.3 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання крила проектного літака

1.3.1 Розробка майстер-геометрії крила.

Комп'ютерна модель крила з показаними нервюрами та стрингерами виконана у програмі SolidWorks (рис. 1.30)

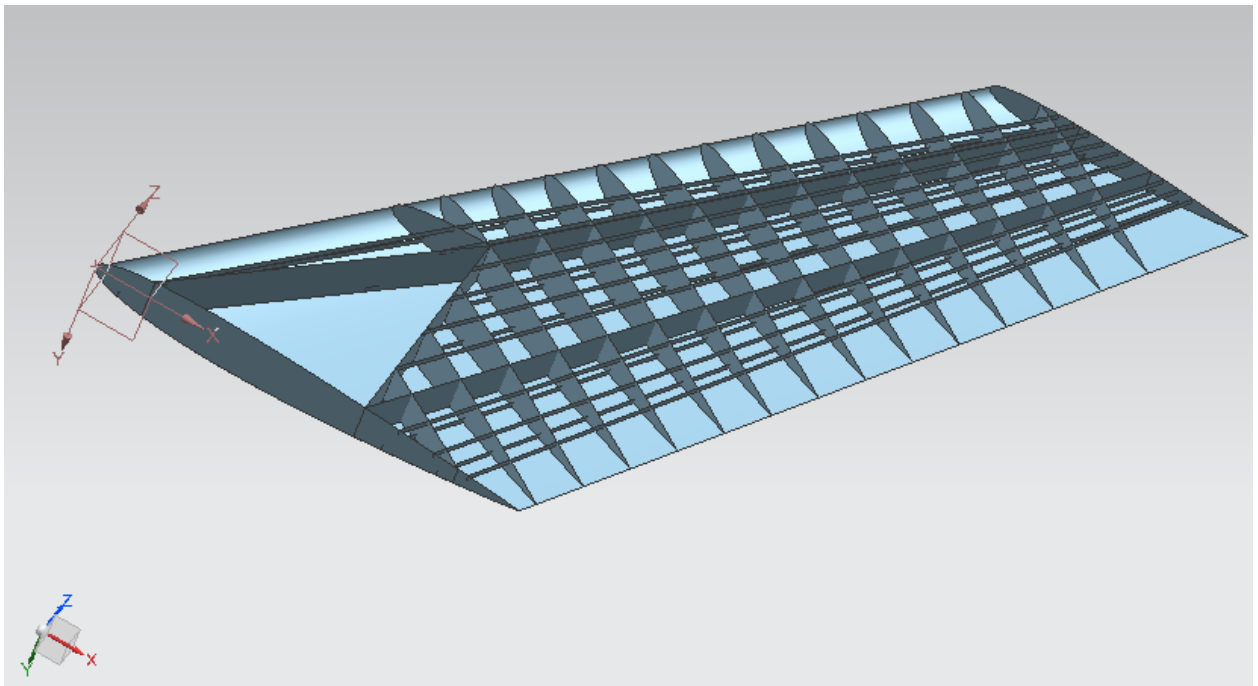


Рисунок 1.30 – Майстер-геометрія крила

1.3.2 Визначення навантажень, що діють на крило

Розрахунок навантажень регламентований розрахунковими випадками НЛГЗ. У польоті на крило літака діють поверхневі сили (аеродинамічні, тяга двигунів) та масові сили (вага конструкції крила, агрегатів, палива та інерційні сили при виконанні маневрів). Розрахунок навантажень зводиться до виконання наступних етапів:

- розрахунок розподілу аеродинамічного навантаження по розмаху та хорді крилі;
- розрахунок розподілу масових навантажень по крилу;

- розрахунок поперечних сил, згинальних моментів по розмаху крила.

Довжину консолі $L_{\text{конс}}$ приймаємо рівною половині різниці розмаху крила оскільки літак високоплан:

$$L_{\text{конс}} = 0,5 \cdot L_{\text{кр}}; \quad (1.42)$$

$$L_{\text{конс}} = 0,5 \cdot 12 = 6 \text{ м}$$

Розрахунки необхідно виконати за 10 перерізами вздовж розмаху крила, які нумеруються від площини симетрії літака, починаючи $i = 0$ до кінця консолі крила. Відносну координату кожного перерізу вздовж розмаху можна знайти як:

$$\bar{z}_1 = \frac{z_i}{0,5 \cdot L_{\text{кр}}}, \quad \bar{z}_1 = \frac{z_i}{6}. \quad (1.43)$$

Розподіл повітряного навантаження за розмахом крила

Розподілене (погонне) повітряне навантаження на крило це підйомна сила, створювана відсіком крила одиничної довжини.

Розподіл повітряного навантаження та довжині консолі крила пропорційно розподілу відносної циркуляції:

$$q_y^B(z) = 1,05 \cdot \frac{M_{\text{сам}} \cdot g \cdot n_y^3}{L_{\text{кр}} - L_{\text{ц}}} \cdot \Gamma(\bar{z}), \quad (1.44)$$

де $\Gamma(\bar{z})$ – відносна циркуляція; $\Gamma(\bar{z}) = \Gamma_{\text{пр}}(\bar{z})$

$$Y_{\text{кр}}^3 = 1,05 \cdot n_y^3 \cdot M_{\text{сам}} \cdot g, \quad (1.45)$$

Відносна циркуляція прямого крила залежить від звуження крила. Звуження дорівнює $\eta = 1$.

Розподіл навантаження від ваги конструкції крила

На літак, як у польоті, так і на землі діє навантаження від маси складових конструкцію агрегатів. На крило діє масове навантаження від його власної ваги. У наближених розрахунках можна вважати, що погонне навантаження масових сил крила пропорційне хордам:

$$q_y^{\text{кр}}(z) = \frac{n_y^3 \cdot G_{\text{кр}}}{S_{\text{кр}}} \cdot b(z), \quad (1.46)$$

де $S_{кр}$ – площа крила, м²; $G_{кр} = M_{кр} \cdot g$ – вага крила, Н; $b(z)$ – хорда крила в перерізі.

Розподіл навантаження від ваги палива

Для розрахунку навантаження від ваги палива потрібно знати розміри паливних баків. В рамках даної роботи приймаємо таке розташування лонжеронів:

- передній лонжерон розташований на відстані 25% хорди від носка крила;
- задній лонжерон розташований на відстані 70% хорди від носка перетину крила.

З урахуванням маси палива визначимо обсяг та довжину паливного бака. Вважаємо, що розподілене масове навантаження від ваги палива в крилових баках пропорційне перерізу бака, тобто пропорційна квадрату хорди.

$$q_y^T(z) = \frac{1}{2} \cdot n_y^3 \cdot \gamma \cdot g \cdot S_{бак}(z), \quad (1.47)$$

де γ – питома вага палива (для гасу - $\gamma = 0,8$ т/м³);

$S_{бак}(z)$ – площа поперечного перерізу бака.

На практиці, оскільки відбувається вироблення палива, допустимо розподіляти навантаження від ваги палива за лінійною залежністю:

$$q_{y2}^T = \frac{2 \cdot n_y^3 \cdot G_T}{l_\delta \cdot \left(1 + \frac{b_{\delta 1}}{b_{\delta 2}}\right)}; \quad q_{y1}^T = \frac{b_{\delta 1}}{b_{\delta 2}} \cdot q_{y2}^T; \quad (1.48)$$

где l_δ – довжина топливного бака, м;

$b_{\delta 1}$ и $b_{\delta 2}$ – ширина конца и начала топливного бака соответственно, м.

$$b_{\delta 1} = 0,5 \cdot b(\bar{z} = \bar{z}_1); \quad b_{\delta 2} = 0,5 \cdot b(\bar{z} = \bar{z}_1); \quad (1.49)$$

$$\bar{z}_1 = \frac{z_1}{L_{конс}} = \frac{1,2}{6} = 0,2; \quad \bar{z}_2 = \frac{z_2}{L_{конс}} = \frac{4,2}{6} = 0,7;$$

Побудова епюри сумарного розподіленого навантаження, поперечних сил та згинальних моментів

Епюру поперечних сил отримуємо шляхом інтегрування епюри розподіленого сумарного навантаження з урахуванням зосереджених навантажень (рис.1.31). Сумарне розподілене навантаження дорівнює:

$$q_y^{\Sigma}(z) = q_y^B(z) - q_y^{кр}(z) - q_y^T(z), \quad (1.50)$$

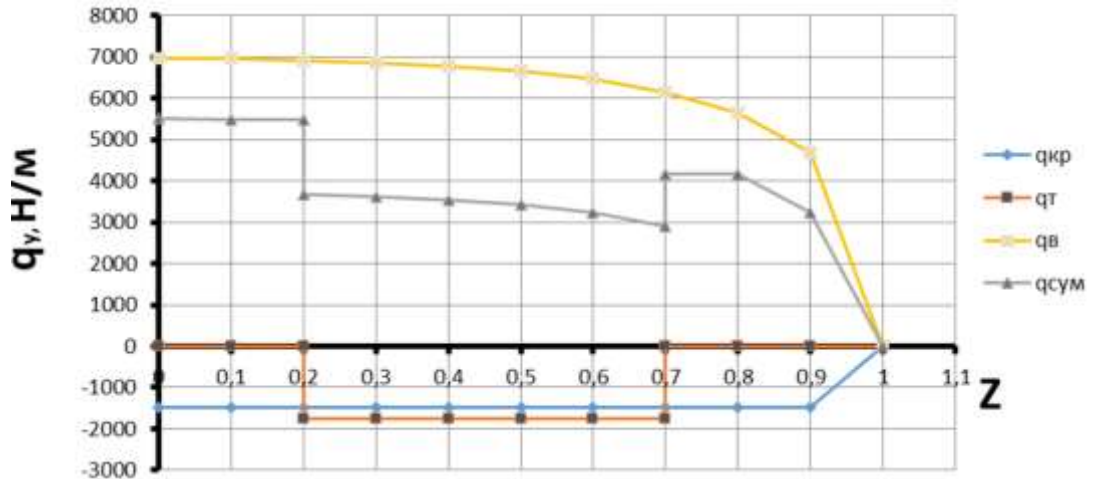


Рисунок 1.31 – Розподіл навантажень вздовж консолі крила

При определении закона распределения поперечных сил и изгибающих моментов по длине крыла вначале находят функции $Q(z)$ и $M(z)$ воздействия распределенной нагрузки $q_y^{\Sigma}(z)$. Для этого методом численного интегрирования вычисляются интегралы:

$$Q(z) = \int_0^z q_y^{\Sigma}(z) dz - \sum n_y^3 \cdot G_{арп i}; M(z) = \int_0^z Q(z) dz; \quad (1.51)$$

Результати розрахунку приведені на рис. 1.32.

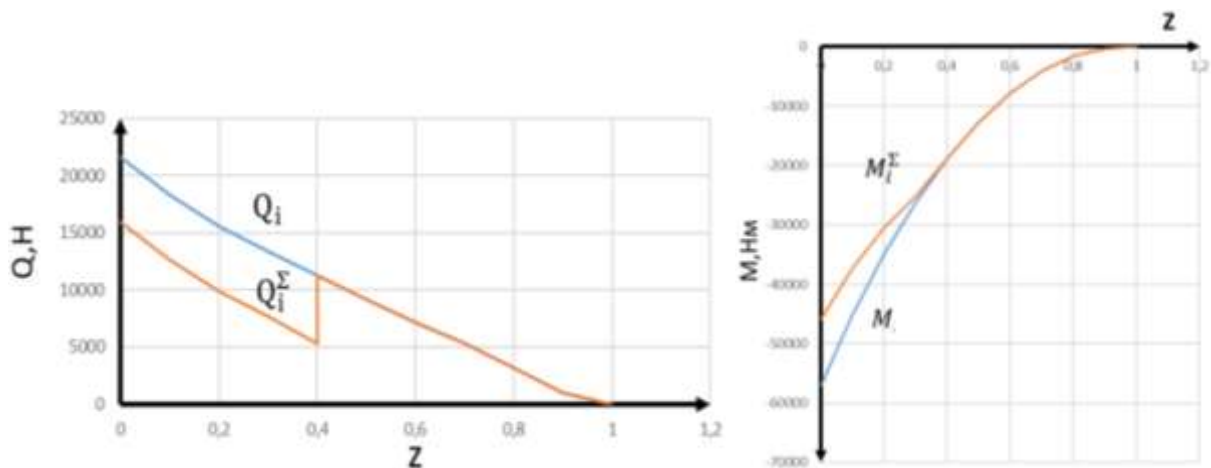


Рисунок 1.32 – Епюра поперечних сил і згинальних моментів

Епюру приведенних моментів $M_{пр}(z)$ (рис. 1.33) можна отримати шляхом інтегрування епюри погонних приведенних моментів по довжині крила (рис. 2.5). Для цього використовується формула:

$$M_{пр}(z) = \int_0^z m_z(z) \cdot dz, \quad (1.52)$$

Тоді погонний приведений момент в сеченні крила визначається по формулі:

$$m_z(z) = q_y^B(z) \cdot a_B(z) - q_y^{кр}(z) \cdot a_{кр}(z) - q_y^T(z) \cdot a_T(z), \quad (1.53)$$

де $a_B(z), a_{кр}(z), a_T(z)$ - відстані від осі приведення до точок прикладення навантажень.

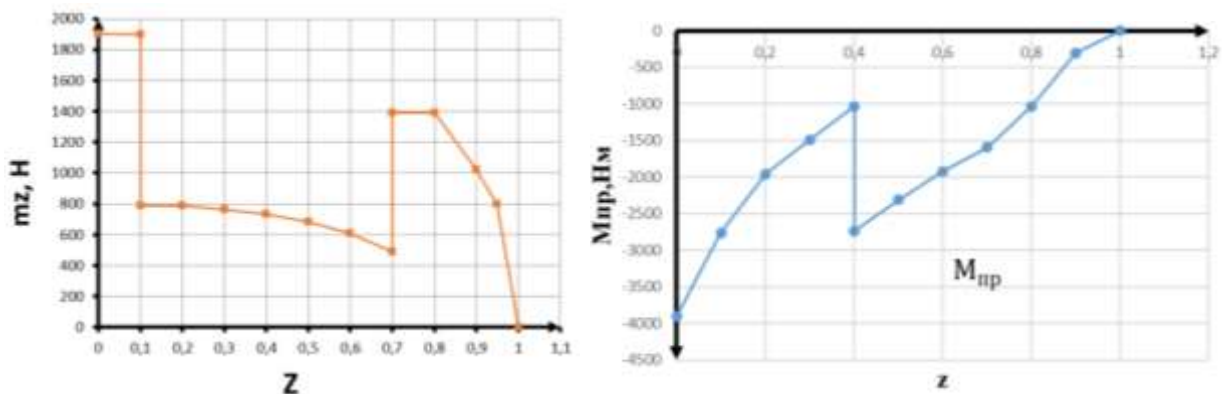


Рисунок 1.33 – Епюра погонних моментів і приведених моментів.

1.3.3 Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силових елементів агрегату в регулярних і нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу.

Конструктивно-силовий елемент крила це лонжерон. Це є збірна тонкостінна балка, регулярна частина якої складається з поясів і стінки. По масі лонжерони складають від 25 до 50% маси крила.

За величиною M/H^3 вибирається конструкційний матеріал.

Так як $M/H^3 < 100$ МПа слід орієнтуватися на використання алюмінієвих сплавів, то вибираємо Д16Т.

Вибирається ресурс в 20000 польотів, розрахункові напруги:

- нижньому поясі – $\sigma_p = 300$ МПа;

- в верхньому – $\sigma_p = 360$ МПа.

Навантаження, що діють на силовій елемент

Якщо припустити, що аеродинамічне навантаження і маса конструкції крила розподілені рівномірно по його площі, то можна використовувати такі формули для визначення поперечної сили Q_Σ та згинаючого моменту M_Σ в розрахункових перерізах крила:

$$Q_\Sigma = n^3 \cdot f \cdot \left(\frac{S_{\text{отс}}}{S} \cdot (m_0 - m_{\text{кр}}) \cdot g - \Sigma m_i \cdot g \right); \quad (1.54)$$

$$M_\Sigma = n^3 \cdot f \cdot \left(\frac{S_{\text{отс}}}{S} \cdot (m_0 - m_{\text{кр}}) \cdot g \cdot z_{\text{отс}} - \Sigma m_i \cdot g \cdot z_i \right), \quad (1.55)$$

Визначається величини правих частин для нижнього і верхнього поясів лонжерона, а потім – величину $\frac{\delta}{H}$. Праві частини вираження прирівнюємо лівим.

$$\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2} = -\frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_B} \cdot \frac{1}{\sigma_p/\sigma_B} \cdot \frac{1}{2 \cdot b/\delta}, \quad (1.56)$$

$$-\frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_B} \cdot \frac{1}{\sigma_p/\sigma_B} \cdot \frac{1}{2b/\delta} = -6,1 \cdot 10^6 \cdot \frac{1}{440 \cdot 10^6} \cdot \frac{1}{0,82} \cdot \frac{1}{2 \cdot 5,75} = 0,00147 \text{ м}$$

Далі знаходиться ширина полки b по раніше розрахованому максимальному відношенню $\frac{b}{\delta}$ для нижнього і верхнього поясів і отриманих для них значень товщини δ_H и δ_B .

$$\frac{\delta}{H} = 0,04; \quad \delta_B = 0,04 \cdot 0,22 = 0,0088 \text{ м}; \quad b_B = 5,75 \cdot 0,0088 = 0,0506 \text{ м}$$

Приймається $\delta_B = 10$ мм, $b_B = 50$ мм

Проектувальний розрахунок силових елементів регулярної зони в перерізах агрегату.

Умова міцності: $\sigma_{\text{вп}} \cdot \delta_{\text{л}} \geq \sigma_{\text{во}} \cdot \delta_0$

$$440 \cdot 0,003 \cdot 10^6 \geq 440 \cdot 0,002 \cdot 10^6$$

$$1,32 \cdot 10^6 \geq 0,88 \cdot 10^6$$

Умова жорсткості: $\left(\frac{\delta}{\delta_{л}}\right)^2 \geq 6 \dots 8$

$$18 \geq 6 \dots 8$$

Умова технологічності: $-\delta_{л} \geq 3,0$ мм для дюралюмінієвих.

$$\delta_{л} = 3 \text{ мм}$$

Всі умови дотримано.

Розрахунок основних параметрів стінки та стійки лонжерона.

Знаходиться положення центрів ваги верхнього і нижнього поясів та відстань між центрами мас верхнього та нижнього поясів $h_{эф}$ рисунок 1.34.

$$h_{эф} = H - \left(\frac{\delta_{в}}{2} + \frac{\delta_{н}}{2}\right), \quad (1.57)$$

$$h_{эф1} = 0,22 - \left(\frac{0,01}{2} + \frac{0,011}{2}\right) = 0,2095 \text{ м}$$

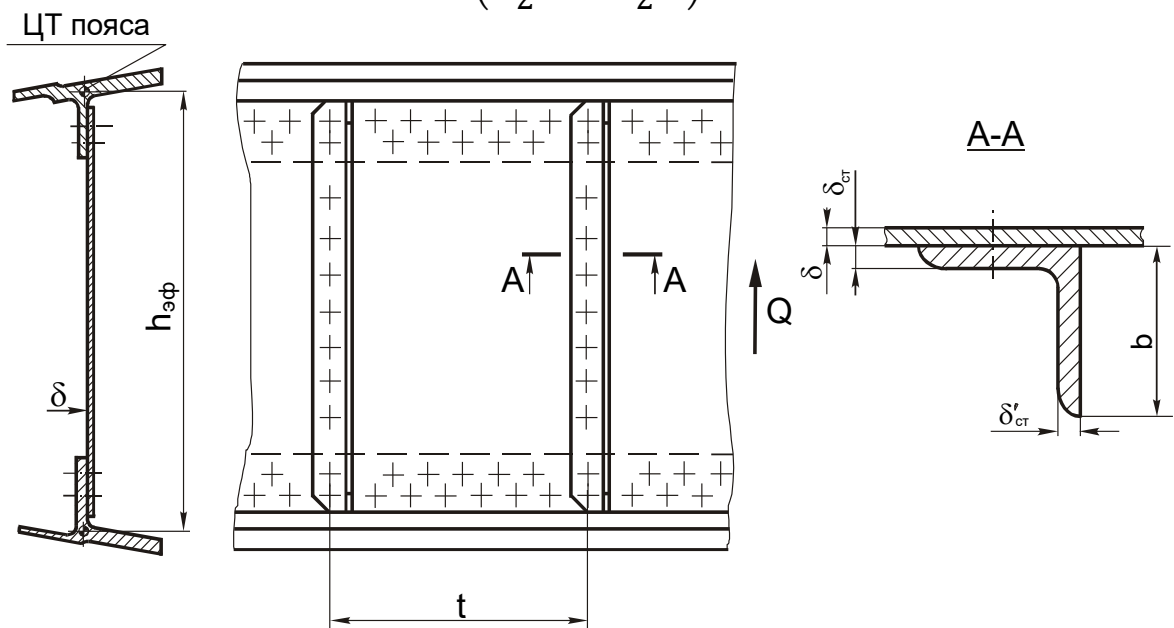


Рисунок 1.34 – Розрахунково–конструктивна схема стінки лонжерона.

Знаходиться параметр навантаження на балку

$$\frac{\sqrt{Q_1}}{h_{эф1}} = \frac{\sqrt{21600}}{0,2095} = 700 \sqrt{Н}/\text{м}.$$

Знаходиться $\tau_{п}$ – максимальна корисна напруга зсуву. : $\tau_{п} = 128$ МПа

Знаходимо відношення, $\frac{h_{\text{эф}}}{\delta_{\text{факт}}}$ по якому визначається максимальна потрібна товщина стінки.

$$\frac{h_{\text{эф1}}}{\delta_{\text{факт1}}} = 290; \delta_{\text{факт1}} = \frac{0,2095}{290} = 0,00072 \text{ м} = 0,7 \text{ мм}$$

Згідно ОСТ 1 90070–92 вибирається в бік збільшення значення, але не менше ніж 0,8 мм. $\delta_{\text{факт1}} = 0,8 \text{ мм}$; $\delta_{\text{факт2}} = 0,8 \text{ мм}$; $\delta_{\text{факт3}} = 0,8 \text{ мм}$.

$$\frac{t_1}{h_{\text{эф1}}} = 0,23; t_1 = 0,23 \cdot 0,2095 = 0,048 \text{ м}$$

Знаходиться оптимальне значення відносної витрати матеріалу стійки на стінку $\alpha = \frac{F_{\text{ст}}}{t \delta_{\text{факт}}}$, а по ній визначаємо потрібну мінімальну площу перерізу стійки.

$$F_{\text{ст}} = \alpha \cdot t \cdot \delta_{\text{факт}}$$

$$\alpha_1 = 0,42; F_{\text{ст1}} = 0,42 \cdot 48 \cdot 0,8 = 18 \text{ мм}^2$$

Знаходиться оптимальне значення відношення товщини стійки до товщини стінки.

$$\frac{\delta_{\text{ст1}}}{\delta_{\text{с1}}} = 1,28; \delta_{\text{ст1}} = 1,28 \cdot 0,8 = 1 \cdot 10^{-3} \text{ м}$$

Згідно ОСТ 1 90070–92 приймається $\delta_{\text{ст1}} = 1 \text{ мм}$; $\delta_{\text{ст2}} = 1 \text{ мм}$; $\delta_{\text{ст3}} = 2,5 \text{ мм}$. Товщина полки стійки, перпендикулярної до стінки, має бути:

$$\delta'_{\text{ст}} \geq 0,67 \cdot \delta_{\text{ст}}$$

$$\delta'_{\text{ст1}} \geq 0,67 \cdot 0,001 = 0,00067 \text{ м} = 1 \text{ мм}$$

Знаючи потрібні площі стійки $F_{\text{ст}}$ и товщини $\delta'_{\text{ст}}$, $\delta_{\text{ст}}$ вибирається нормаль профіля: профіль Д16–Т–ПР100–2. Характеристики: $F = 29,4 \text{ мм}^2$; $H = B = 15 \text{ мм}$; $S = 1 \text{ мм}$.

Після того як остаточно обрана нормаль стійки, слід визначити фактичний крок стійок.

$$t_{\text{факт}} = \frac{F_{\text{ст.факт}}}{\alpha \cdot \delta_{\text{факт}}} = \frac{29,4}{0,42 \cdot 0,8} = 84 \text{ мм.}$$

Проектування клепаных швів збірних лонжеронів

Величину зусилля, що діє на один кріпильний елемент по одній площині зрізу, визначаємо з умови рівноваги стінки за наступним виразом:

$$P_{з(б)}^{ср} = \beta \frac{Q t}{h_{эф} \cdot m}. \quad (1.58)$$

$$P_{з(б)1}^{ср} = 1,1 \cdot \frac{21600 \cdot 0,015}{0,2095 \cdot 2} = 1098 \text{ Н.}$$

Це зусилля згідно ОСТ 1 34040–79 може сприйматися заклепкою діаметром 3,5 мм. Довжина заклепки: $L=d+(d_0^2/d) \cdot S$; $L=3,5+(3,6^2/3^2) \cdot 4=8$ мм.

Приймається: Заклепка 3,5–8–Ан.Окс.–ОСТ 1 34040–79

З'єднання стійки, стінки з поясом

Зусилля, що сприймається одним кріпильним елементом (заклепкою або болтом) по одній площині зрізу в цьому з'єднанні розраховуємо за емпіричною формулою:

$$P_{з(б)}^{ср} = \frac{0,1 t_{факт} \delta_{факт} Q}{m (0,4 F_{ст,факт} + t_{факт} \delta_{факт})}, \quad (1.59)$$

$$P_{з(б)}^{ср} = \frac{0,1 \cdot 0,084 \cdot 0,0008 \cdot 21600}{2 \cdot (0,4 \cdot 29,4 \cdot 10^{-6} + 0,084 \cdot 0,0008)} = 3090 \text{ Н}$$

Це зусилля згідно ОСТ 1 34040–79 може сприйматися заклепкою діаметром 4 мм. Довжина заклепки: $L=d+(d_0^2/d) \cdot S$. $L=4+(4,1^2/4^2) \cdot 5,5=10$ мм

Приймається: Заклепка 4–10–Ан.Окс.–ОСТ 1 34040–79

З'єднання підкрплюючої стійки зі стінкою

Зусилля, яке сприймає одна заклепка в такому поєднанні, визначається за формулою:

$$P_{з(б)}^{отр} = c t_1 \delta_{факт} \sigma_B, \quad (1.60)$$

де t_1 – крок кріпильних елементів з'єднання;

σ_B – межа міцності матеріалу стінки;

c – коефіцієнт, який приймає значення 0,22 для односторонніх стійок, а значення 0,15 – для двосторонніх.

Задаючись кроком заклепок, визначається зусилля відриву, що діє на одну заклепку:

$$P_{з(б)}^{отр} = 0,22 \cdot 0,015 \cdot 0,0008 \cdot 440 \cdot 10^6 = 1867 \text{ Н}$$

Це зусилля згідно ОСТ 1 34040–79 може сприйматися заклепкою діаметром 3 мм. Довжина заклепки: $L=d+(d_0^2/d) \cdot S$. $L=3+(3,1^2/3^2) \cdot 2,5=6$ мм.

Приймається: Заклепка 3–6–Ан. Окс. – ОСТ1 34040–79

1.3.4 Проектувальний розрахунок з'єднань і стиків агрегату з фюзеляжем

Найбільш відповідальними елементами стикових вузлів розглянутого типу є нижня і верхня частини вузла, що складаються з елементів, що з'єднуються – вушок і стикованих деталей – болтів. Розміри цих елементів істотно впливають на масу вузла, його жорсткість і втомну довговічність.

$M=65000 \text{ Н}\cdot\text{м}$; $Q=21600 \text{ Н}$; $H_{пр}=0,2095 \text{ м}$.

Конструкційний матеріал для болта і вушка 30ХГСА.

- межа міцності $\sigma_B = \sigma_{B пр} = \sigma_{B б} = 1100 \text{ МПа}$.
- межа міцності матеріалу при зрізі $\tau_B = 0,63\sigma_B = 0,693 \text{ МПа}$.
- гранично допустимі напруги зминання $\sigma_{см} = 1,3\sigma_B = 1100 \text{ МПа}$.

Кількість площин зрізу болтів кріплення вушок $n=2$.

Співвідношення розмірів вибирається з діапазону $1,5..3 \text{ р} = \frac{l}{a} = 2$.

Задається співвідношення $\frac{d}{b} = 0,35; 0,45; 0,5; 0,55; 0,6$. З діапазону величин від 1 до 1,6 приймається $\frac{y}{x} = 1$. Знаходиться $\frac{b}{d}$.

Розраховується коефіцієнт, що враховує перенапруження в ослабленому перетині вушка: $k = 0,565 + 0,48 \cdot y/x - 0,1 \cdot b/d$.

Обчислюється відносна маса вушка:

$$\bar{m} = \frac{\frac{\pi}{8} + p \cdot \frac{d}{b}}{\left(1 - \frac{d}{b}\right) \cdot \left(\frac{d}{b} - 1,2 \cdot \sqrt{\frac{M}{H_{пр}^3} \cdot \frac{4}{n \cdot \pi \cdot \tau_B}}\right) \cdot k}, \quad (1.61)$$

Результати приведені в таблиці 1.5 Будуємо графік $\bar{m} = f(d/b)$ рис.1.35.

Таблиця 1.5 – Параметри з'єднання вухо–вилка.

| | | | | | |
|---------------|-------|-------|-------|-------|-------|
| $\frac{d}{b}$ | 0,35 | 0,45 | 0,5 | 0,55 | 0,65 |
| $\frac{b}{d}$ | 2,86 | 2,22 | 2 | 1,82 | 1,54 |
| k | 0,759 | 0,823 | 0,845 | 0,863 | 0,905 |
| \bar{m} | 10,75 | 9,33 | 9,26 | 9,467 | 10,56 |

Знаходиться $\left(\frac{d}{b}\right)_{opt} = 0,48$ та відповідне $\bar{m} = 9$

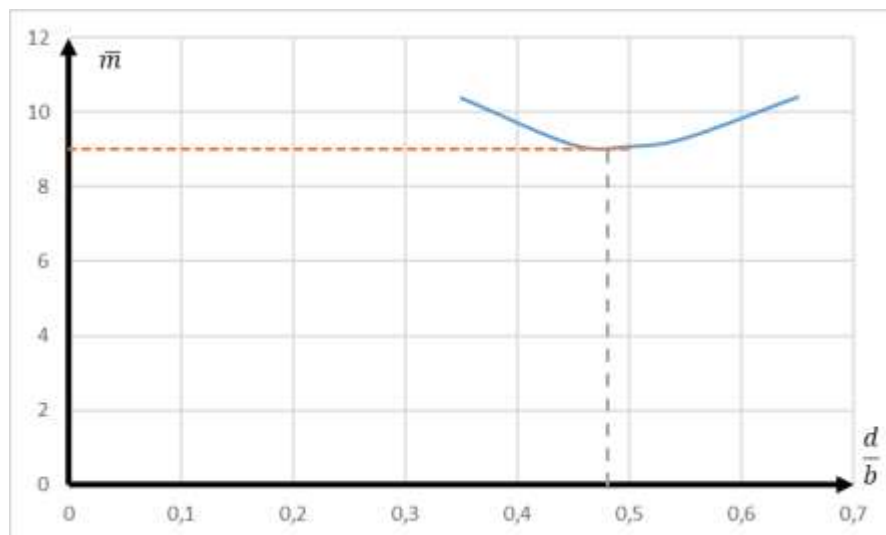


Рисунок 1.35 – Графік залежності $\bar{m} = f(d/b)$

По залежності обчислюється відношення $\frac{b}{H_{пр}}$:

$$\frac{b}{H_{пр}} = 1,2 \cdot \sqrt{\frac{M}{H_{пр}^3} \cdot \frac{4}{n \cdot \pi \cdot \tau_6}}, \quad (1.62)$$

$$\frac{b}{H_{пр}} = 1,2 \cdot \sqrt{\frac{65000}{0,2095^3} \cdot \frac{4}{3,14 \cdot 693 \cdot 10^6}} = 0,136.$$

Знаходиться ширина вушка:

$$b = H_{пр} \cdot 0,136 = 0,2095 \cdot 0,136 = 0,0286 \text{ м; приймається } b = 0,030 \text{ м.}$$

Розраховується діаметр отвору вушка:

$$d = b \cdot 0,48 = 0,03 \cdot 0,48 = 0,0144 \text{ м}; \text{ приймається } d = 15 \text{ мм.}$$

Розраховується відстань від осі болта до кореневої стійки:

$$l = 2 \cdot d = 30 \text{ мм.}$$

По формулі розраховується будівельна висота:

$$H = H_{\text{пр}} + b = 0,2095 + 0,03 = 0,24 \text{ м.}$$

По формулі розраховується товщина вушка:

$$\delta = \frac{M}{\left(1 - \frac{d}{b}\right) \cdot \left(\frac{H_{\text{пр}}}{b} - 1\right) \cdot k \cdot \sigma_{\text{в пр}} \cdot b^2}, \quad (1.63)$$

$$\delta = \frac{65000}{(1 - 0,48) \cdot \left(\frac{0,2095}{0,03} - 1\right) \cdot 0,832 \cdot 1100 \cdot 10^6 \cdot 0,03^2} = 0,0253 \text{ мм}$$

Знаходиться товщина вушка з умов забезпечення міцності при зминанні болта і вушка, а також зрізу вушка:

$$\begin{aligned} \delta_{\text{см б}} &= \frac{N}{d_{\text{б}} \cdot \sigma_{\text{см б}}}, \\ \delta_{\text{см пр}} &= \frac{N}{d_{\text{б}} \cdot \sigma_{\text{см пр}}}, \\ \delta_{\text{ср пр}} &= \frac{N}{d_{\text{б}} \cdot \tau_{\text{пр}} \cdot r'}, \end{aligned} \quad (1.64)$$

де $N = \frac{M}{H_{\text{пр}}}$ – осьове навантаження; $r = 0,866$ – коефіцієнт нерівномірності напружень. $N = 310 \text{ кН}$

$$\delta_{\text{см б}} = \delta_{\text{см пр}} = \frac{310000}{0,022 \cdot 1100 \cdot 10^6} = 0,0128 \text{ м} = 13 \text{ мм}$$

$$\delta_{\text{ср пр}} = \frac{310000}{0,022 \cdot 693 \cdot 10^6 \cdot 0,866} = 0,0234 \text{ м} = 24 \text{ мм}$$

Приймається $\delta = 25 \text{ мм}$.

1.3.5 Прогнозування ресурсу агрегату

Принципи ресурсного забезпечення

- Безпечний ресурс - допустимий наробіток в умовах опору втомі без спеціальних оглядів.

- Забезпечення експлуатаційної живучості (безпечне пошкодження) - конструкція має властивість забезпечувати безпеку експлуатації в умовах міцності з частковим або повним руйнуванням силових елементів внаслідок втоми, випадкових пошкоджень в експлуатації або внаслідок виробничих дефектів, які можуть бути виявлені при проведенні спеціальних перевірок.

- Безпека руйнування - властивість конструкції забезпечувати залишкову міцність після повного або часткового уявного руйнування основного силового елемента.

Основи визначення ресурсних характеристик опору втомі і живучість:

- Типовий діапазон навантаження в експлуатації.
- Лабораторні випробування (крило, механізація крила, хвостове оперення і органи управління літака, фюзеляж, елементи проводки механічного управління, агрегати навіски силової установки, шасі).

- Конструкційний ресурс - тривалість експлуатації конструкції (час наробітку) до настання граничного стану, при якому подальша експлуатація літака припиняється відповідно до вимог безпеки або ефективності через можливе неприпустиме зниження міцності.

- Термін служби конструкції - тривалість до настання максимального стану конструкції.

- Циклічна довготривалість - кількість циклів навантаження до руйнування.

- Коефіцієнт надійності.

$$\eta = \eta_1 \times \eta_2 \times \eta_3 \times \eta_4 \times \eta_5, \quad (1.65)$$

- Залежність від кількості перевірених екземплярів:

- Ресурс:

$$T=N/\eta \quad (1.66)$$

Досліджень для забезпечення ресурсних характеристик

1 рівень. Дослідження механічних властивостей, втомної довговічності, характеристик тріщиностійкості, корозійної стійкості, конструктивно-технологічних рішень на стандартних зразках 5000 зразків.

2 рівень. Дослідження впливу конструктивно-технологічних рішень на пошукових зразках 7000 зразків.

3 рівень. Дослідження характеристик міцності на натурних виконавчих зразках 70 зразків.

4 рівень. Натурні ресурсні випробування планера літака.

Вагове проектування та деякі конструктивно-технологічні особливості інтегрованого проектування моделі крила:

- розробка та створення конструкції планера та систем з ваговою віддачею за повним навантаженням не менше 56-58%, за масою конструкції не більше 30%; проблема загострювалася тим, що в останні десятиліття відбувалося невідворотне зростання відносної маси конструкції літаків через ряд нових вимог

- необхідність забезпечення витривалості конструкції, звідси зниження рівня напруги в елементах конструкції:

- підвищення рівня механізації конструкції; маса механізованих елементів планера зросла з 10 до 20%

- необхідність підвищення рівня контролепридатності та ремонтпридатності конструкції, що є важливим фактором забезпечення безпеки та постійної готовності парку літаків:

- необхідність забезпечення птахостійкості, блискавкозахисності, живучості конструкції при різноманітних поразках і т.д.

Однією з конструктивно-технологічних розробок, виконаних вперше в галузі та що принесли найбільшу ефективність, є розробка конструкції консольної частини крила без членування його по розмаху на базі застосування великогабаритних монолітних пресованих панелей із закінченням та поясів лонжеронів завдовжки до 28 метрів.

1.4 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання систем літака

1.4.1 Проектування протипожежної системи силової установки

Система виявлення пожежі

Конструктивно система виявлення пожежі складається з теплових датчиків та п'яти виконавчих блоків. Теплові датчики встановлюються у декількох різних точках двох відсіків силових установок.

Теплові датчики реагують на підвищення або перевищення граничного значення температури у відсіку, де вони встановлені.

У випадку збільшення температури всередині першого чи другого чи одразу двох відсіках силових установок зі швидкістю ≥ 2 °C в секунду до температури ≥ 150 °C датчики подають відповідний сигнал на виконавчий блок, який подає світлову та звукову сигналізацію у кабіну пілотів. Якщо пілоти приймають рішення ліквідувати пожежу вони натискають на відповідну кнопку, замикаючи відповідний електричний ланцюг. Це означає, що пілоти подали сигнал до виконавчого блоку розрядити балони високого тиску з хладоном 114 В-2.

Управління та контроль за роботою системи пожежогасіння здійснюється з панелі над головою пілотів.

Датчики виявлення пожежі:

Теплові:

- 12 шт. в гондолі лівого двигуна (3-зліва; 3-справа; 3-згори; 3-знизу);
- 12 шт. в гондолі правого двигуна (3-зліва; 3-справа; 3-згори; 3-знизу).

Світлові:

- 18 шт. у відсіку лівої консолі крила (9 по передньому лонжерону, 9 по задньому);
- 18 шт. у відсіку правої консолі крила.

Теплові датчики мають послідовне з'єднання. Світлові - паралельне. Паралельне з'єднання забезпечує незалежність та високу ступінь надійності датчиків у найбільш відповідальних зонах розміщення - паливних баках.

Система пожежогасіння

В проектуваній системі пожежогасіння для боротьби з пожежею застосовується метод зниження концентрації кисню в осередку горіння застосуванням нейтрального газу. В якості нейтрального газу для гондол двигунів був обраний хладон 114В-2.

Принцип гасіння пожежі хладоном полягає в витісненні хладону з балону високого тиску азотом та подальшому розпилюванні в осередок пожежі, що призводить до витіснення кисню із трикутника горіння "паливо-кисень-матеріал" та припиняє пожежу. Застосовуваний спосіб випуску хладону - піротехнічний, контрольований вибух.

Запас хладону зберігається у спеціальних балонах під високим тиском в рідкому стані. Система одноразової дії. Балони можуть повторно заправлятися через штуцери заправки. Використані піротехнічні головки необхідно від'єднати від балонів та на їх місце установити нові.

Засоби системи пожежогасіння:

- Система трубопроводів;
- Панель управління системою пожежогасіння;
- Крани переключення балонів (2 шт.);
- Випускні розпилювальні колектори (2 шт.);
- Зворотні клапани (2 шт.);
- Піротехнічні головки (4 шт.);
- Сигналізатори тиску в балонах (4 шт.);
- Система електропроводки;
- Датчики (66 шт.);
- Виконавчі блоки (5 шт.);
- Балони високого тиску (4 шт.).

Аналіз можливих ситуацій показав, що протипожежна система може справлятися з наступними ситуаціями:

Позаштатна ситуація № 1. Пожежа першого двигуна.

Датчики, які знаходяться у гондолі першого двигуна по електричній проводці надсилають сигнал до виконавчого блоку "ВБ-2".

ВБ-2 надсилає сигнал до панелі управління системи пожежогасіння на якій вмикається світлова та звукова сигналізація. Після того, як екіпаж приймає рішення загасити пожежу, пілот натискає на відповідну кнопку, замикаючи електричний ланцюг. З панелі посилається електричний сигнал до ВБ-2, а потім до піротехнічного заряду балону Б-2. Хладон з Б-2, надходить по трубопроводу у випускний розпилювальний колектор, який розгалужується на три відокремлені труби, які установлені ліворуч, праворуч та зверху першого двигун. Випускні розпилювальні колектори служать для розсіювання вогнегасної суміші у відсіках двигунів.

Позаштатна ситуація № 2. Пожежа другого двигуна.

Датчики, які знаходяться у гондолі другого двигуна по електричній проводці надсилають сигнал до виконавчого блоку "ВБ-3".

ВБ-3 надсилає сигнал до панелі управління системи пожежогасіння на якій вмикається світлова та звукова сигналізація. Після того, як екіпаж приймає рішення загасити пожежу, пілот натискає на відповідну кнопку, замикаючи електричний ланцюг. З панелі посилається електричний сигнал до ВБ-3, а потім до піротехнічного заряду Б-3. Хладон з Б-3 надходить по відповідному трубопроводу у випускний розсіювальний колектор та розсіюється в осередок пожежі.

Позаштатна ситуація № 3. Пожежа обох двигунів.

Датчики, які знаходяться у гондолі першого та другого двигунів незалежні один від одного та можуть надсилати сигнали до виконавчих блоків "ВБ-2" та "ВБ-3" одночасно. ВБ-2 та ВБ-3 надсилають сигнали до панелі управління системи пожежогасіння на якій вмикається світлова та звукова сигналізація пожежі обох двигунів. Після того, як екіпаж приймає рішення загасити пожежу,

пілот натискає на дві відповідні кнопки (одночасно чи послідовно значення немає) замикаючи два незалежні електричні ланцюги. З панелі посиляється електричні сигнали до ВБ-2 та ВБ-3, а від них до піротехнічних зарядів Б-2 та Б-3. Хладон з балонів, надходить по трубопроводу до випускних розсіювальних колекторів та розпилюється.

Позаштатна ситуація № 4. Якщо пожежа одного з двигунів не усунута.

Система пожежогасіння спроектована таким чином, що у випадку невдалої спроби усунути пожежу одного з двигунів, в запасі є інший невикористаний балон, який можливо розрядити у гондолу все ще палаючого двигуна. Таким чином система має другу чергу вогнегасників.

Для цього потрібно переключити селектор переключення балонів Б-2 і Б-3 у потрібний напрямок, та натиснути кнопку, яка відповідає за розрядження невикористаного балону.

Варто зауважити, що після використання двох балонів хладону в один палаючий двигун, у разі виникнення пожежі в іншому двигуні, екіпаж вже не матиме можливості усунути його.

Система нейтрального газу

Задача цієї системи полягає у подачі нейтрального газу в надпаливний простір всіх баків, щоб запобігти самозаймання палива/ парів палива та подальший вибух.

У системі нейтрального газу передбачені два балони високого тиску, які мають штуцери заправки та сигналізатор тиску, а також піротехнічні головки з піротехнічними зарядами. Якщо тиск у балоні перевищить допустиме значення сигналізатор тиску автоматично знизить його до допустимого значення. Піротехнічний заряд у піротехнічній головці спрацьовує при подачі до нього електричного току та звільняє з балону нейтральний газ. У систему нейтрального газу входять 36 світлових датчиків, які розташовані на передньому та задньому лонжероні.

Світлові датчики сканують надпаливний простір баків та спрацьовують при появі полум'я, реагуючи на випромінювання полум'я в інфрачервоній частині спектру, завдяки цьому вони здатні миттєво бачити зародження вибуху та посилати сигнал до блоку ВБ-5У, який у автоматичному режимі, за доли секунди посилає електричний імпульс до піротехнічного заряду балону, який відповідає за той паливний бак, у якому зароджується вибух та розряджає балон з хладоном у потрібний паливний бак.

ВБ-5У має можливість ручного активування системи нейтрального газу з панелі управління пожежною системою.

До системи нейтрального газу відносяться 6 ударних датчиків:

- 2 шт. у кінці лівої консолі крила;
- 2 шт. у кінці правої консолі крила;
- 2 шт. у носовій частині.

Аналіз можливих ситуацій показав, що система нейтрального газу може справлятися з наступними ситуаціями:

Позаштатна ситуація № 5. Поломка однієї/двох/усіх стійок шасі, що призведе до удару фюзеляжу об полотно ВПП при посадці.

У носовій частині та на обох кінцях лівої та правої консолей крила установлені ударні датчики. Одразу після жорсткого зіткнення з землею ударні датчики посилають електричний сигнал до ВБ-5У, який у автоматичному режимі, без участі екіпажу, посилає сигнал до піротехнічних зарядів усіх балонів з хладоном, превентивно створюючи у паливних баках та гондолах двигунів несприятливі умови для виникнення вибуху, витісняючи кисень з ймовірних ділянок скупчення небезпечної паливно-повітряної суміші та ділянок можливого протікання палива.

Позаштатна ситуація № 6. Підготовка до аварійної посадки.

Перед аварійною посадкою екіпаж має змогу вручну активувати систему нейтрального газу.

Контроль протипожежної системи здійснюється з панелі ППС (рис.1.36).

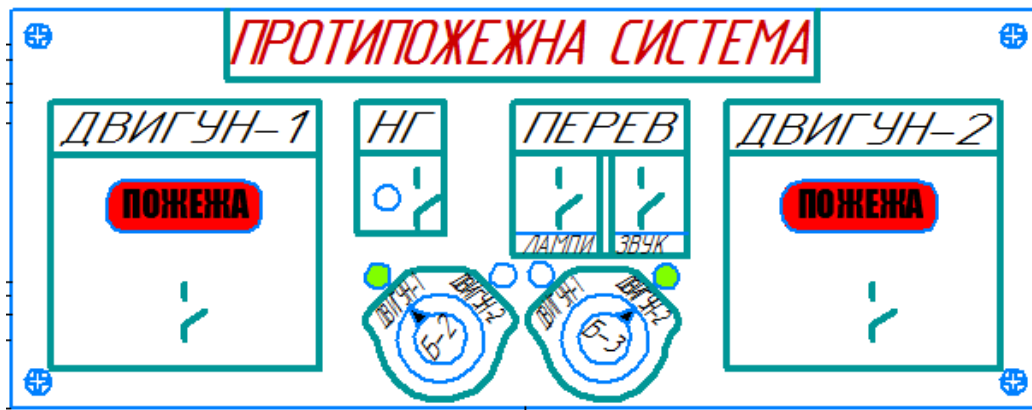


Рисунок 1.36 – Принципова схема панелі управління протипожежною системою.

Панель управління протипожежною системою розділена на шість блоків, для легкого орієнтування пілотів під час екстремальних ситуацій.

- Блок "ДВИГУН-1" має відповідне текстове позначення, для легкої ідентифікації, світлове табло "ПОЖЕЖА" призначене для сповіщення екіпажу під час виникнення пожежі першого двигуна, армований вмикач призначений для активування вогнегасника "Б-2". Під час польоту вмикач повинен бути заармованим, для того щоб запобігти випадковому увімкненню вогнегасника через необережність пілота;

- Блок "ДВИГУН-2" аналогічний блоку "ДВИГУН-1";

- Блок "НГ" має світловий ідентифікатор та армований вмикач. Світловий ідентифікатор світить зеленим тоді, коли активується вмикач;

- Блок "ПЕРЕВ" призначений для перевірки звукового та світлового сповіщення про виникнення пожежі. Він має дві кнопки без фіксаторів. Призначення кнопок підписано відповідним текстовим позначенням.

Кнопка "ЛАМПИ" замикає усі електричні ланцюги, які відповідають за світлове сповіщення панелі ППС, для перевірки роботи усіх ламп.

Кнопка "ЗВУК" замикає електричний ланцюг, який відповідає за звукове сповіщення, для того щоб ідентифікувати в робочому чи не в робочому стані знаходяться звукові динаміки.

По середині знаходяться два селектори, які дозволяють обирати яким вогнегасником буде ліквідована пожежа.

За замовчуванням вогнегасник Б-2 активується у "ДВИГУН-1", а Б-3 у "ДВИГУН-2".

1.4.2 Проектування і моделювання системи керування

Аналіз схем системи керування

Система керування призначена головним чином для зміни траєкторій руху літака, його балансування та стабілізації на заданих режимах польоту.

Система керування сучасним літаком являє собою сукупність електронно-обчислювальних, електричних, гідравлічних і механічних пристроїв, які забезпечують вирішення таких завдань:

- пілотування літака (зміна траєкторій польоту) льотчиком в неавтоматичному і напіваавтоматичному режимах;
- автоматичного керування літаком на режимах і етапах польоту, передбачених ТТТ;
- створення достатньої потужності для відхилення органів керування;
- реалізації на літаку необхідних (заданих) характеристик стійкості і керованості літака;
- стабілізації встановлених режимів польоту;
- підвищення безпеки польоту шляхом сучасного оповіщення екіпажу про підхід до небезпечних режимів польоту і видачі команд на відхилення органів керування, що перешкоджає виходу на ці режими.

Аналіз схем систем керування кермом висоти і конструктивних особливостей її виконання на літаках заданого типу.

За засобом вироблення командних імпульсів системи керування можуть бути:

- неавтоматичного;
- напіваавтоматичні;

- автоматичними;

За засобом впливу на командні важелі керування:

Ручне керування здійснюють за допомогою ручки на колонці, штурвала, ручки в підлокітнику крісла пілота.

Ножне керування підводять за допомогою педалей: важільно-паралелограма, що ковзають, качаючих.

За типом проводки: механічна (жорстка, гнучка, змішана), електродистанційна.

За типом силового впливу на рульові поверхні: пряма, непряма (оборотна, необоротна з можливістю переходу на пряме ручне керування).

За типом автономності:

- неавтономні - процес керування не може здійснюватися тільки пристроями, що знаходяться на борту ЛА;
- автономна - все необхідне обладнання для керування ЛА знаходиться на борту.

Органи керування :

- Елерон;
- Закрилки;
- Кермо висоти (КВ);
- Кермо напрямку (КН).

На проектуваному літаку ми розглянемо систему керування КН.

Система керування РН складається з: штурвальної колонки, проводки, качалок та рульової поверхні.

Штурвального керування - колонки керування служать для керування РВ неманеврених літаків відхиленням колонки керування «від себе» або «на себе».

Передача сигналів від льотчика або автоматичної системи керування до елементів системи керування і до органів керування літака проводиться за допомогою механічної або електричної проводки керування.

Вибір типу проводки та її розміщення

Електрична проводка керування являє собою сукупність джерел живлення, електропроводки, комутаційних і інших пристроїв, що забезпечують передачу керуючих сигналів від льотчика або автоматичної системи керування до органів керування.

Механічна проводка керування являє собою сукупність елементів, які забезпечують дистанційну передачу сигналів від льотчика або автоматичної системи керування до органів керування. Механічна дистанційна передача сигналів в системі керування може здійснюватися гнучкою, жорсткою або змішаною проводкою.

Гнучка проводка забезпечує передачу сигналів за допомогою зворотно-поступальних переміщень тросів, сталевих дротів, стрічок або ланцюгів. Така проводка для відхилення органів керування вгору або вниз, вліво або вправо складається з двох гілок з огляду на те, що кожна з них може працювати тільки на розтягування. На прямих ділянках гнучкою проводки троси можуть бути замінені на сталевий дріт або стрічки. Застосування в проводці тросів діаметром 2..4 мм дозволяє за допомогою роликів вільніше змінювати напрямок проводки і вести її в зручних і безпечних місцях, наприклад під підлогою на борту.

Жорстка проводка забезпечує передачу сигналів за допомогою зворотно-поступальних або обертальних рухів тяг. Тяги виконують у вигляді тонкостінних алюмінієвих, сталевих або титанових труб довжиною не більше двох метрів з наконечниками.

Змішана проводка керування являє собою комбінації гнучкою і жорсткою проводок або комбінації поступальної і обертальної проводок керування. Застосування комбінованих видів проводки виправдовується тим, що жорстка проводка за допомогою тяг забезпечує більшу простоту експлуатації і менше тертя при багаторазових змінах напрямку проводки, а гнучка тросова проводка має меншу масу і габарити, полегшуючи компоновку системи керування.

Обраний тип проводки гнучка механічна, її переваги:

- надійність;
- простота конструкції;

- простота в експлуатації;
- простота в ремонті;
- великий ресурс.

Розробка трасування. кінематичний розрахунок системи керування

На проектованому літаку зусилля, яке докладає пілот на штурвальну колонку, по кронштейну штурвальної колонки передається по проводку, який проходить під підлогою кабіни і кріпиться до шпангоутів № 6,10,12,16,17,23 спеціальним роликом до шпангоуту 21. А потім проводка передає зусилля на ГО див.рис.1.37.

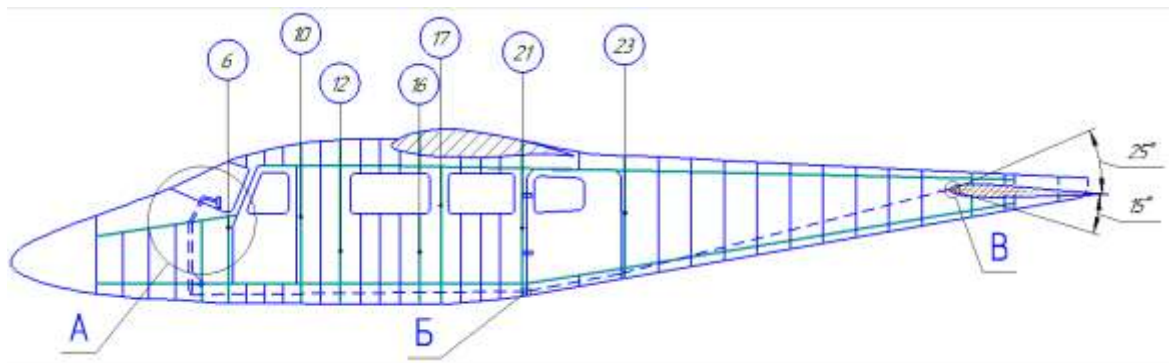


Рисунок 1.37 – Схема траси системи керування КВ

На літаку застосовують механічну гнучку проводку.

Така проводка для відхилення органів керування вгору чи вниз, вліво чи вправо складається з двох ветвей, кожна з яких працює тільки на розтягнення. На прямих ділянках гнучкої проводки троси можна замінити на сталю проволочку.

Однією з найбільш важливих і трудомістких завдань проектування систем центрального керування літака є визначення її передавальних властивостей, що дозволяють встановити необхідний взаємозв'язок між переміщенням командного важеля (лінійним або кутовим) і переміщенням (зазвичай тільки кутовим) рульової поверхні, а також забезпечення рекомендованих величин зусиль, яких докладають льотчиком до командного важеля, на передавальні властивості системи центрального керування найбільш суттєво впливають:

- передавальне відношення всієї системи;

- механізми та пристрої, що включаються в проводку системи для поліпшення льотно-експлуатаційних характеристик керування;
- тертя в зчленуваннях рухомих ланок систем.

Знайдемо коефіцієнт кінематичної передачі для проектованого літака:

$$K_c = \frac{P_{кр}}{M_{шрп}} = \frac{d\delta_{рп}}{dX_{кр}}, \quad (1.67)$$

$$K_c = \frac{20^\circ \cdot \pi}{180^\circ \cdot 0,2} = 2,2 \text{ м}^{-1}$$

де $P_{кр}$ – зусилля, яке створює пілот на командному важелі, Н;

$M_{шрп}$ – шарнірний момент на керувальній поверхні від аеродинамічних сил, Н·м; $dX_{кр} = 200$ мм – лінійне переміщення штурвальної колонки вздовж лінії дії зусилля $P_{кр}$;

$d\delta_{рп} = \frac{20^\circ \cdot \pi}{180^\circ}$ – кутове переміщення штурвальної колонки;

Передавальне відношення командного важеля:

$$K_{кр} = \frac{R_{ккр}}{R_{кр}} = \frac{180}{680} = 0,264.$$

де $R_{ккр}$ – довжина кронштейна командного важеля, мм;

$R_{кр}$ – довжина командного важеля.

Потрібна довжина плеча рулевої поверхні

$$R_{рп} = \frac{K_{кр}}{K_c}, \quad (1.68)$$

$$R_{рп} = \frac{0,264}{2,18} = 0,12 \text{ м},$$

Підняття носа (набір висоти) літака в польоті відповідає таким положенням (рис.1.38):

- штурвальна колонка - 200 мм від початкового положення;
- рульова поверхню - 25° від початкового положення.

Опускання носа (зниження) літака в польоті відповідає такі положення:

- штурвальна колонка - 120 мм від початкового положення;
- рульова поверхню - 15° від початкового положення.

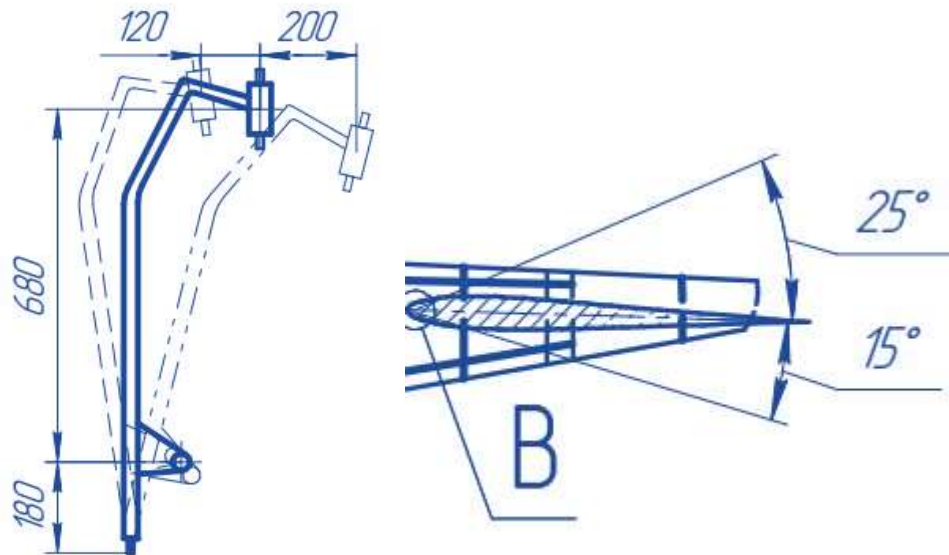


Рисунок 1.38 – Можливі положення штурвальної колонки та рульової поверхні КВ

Визначення навантажень в тягах, качалках і командному важелі системи керування

- штурвальна колонка та кронштейн штурвальної колонки будуть працювати на згин від зусилля $P_{кр}$;
- троси проводки системи керування будуть працювати тільки на вісьові зусилля розтягнення;
- вал –вісь рулевої поверхні буде працювати за кручення.

Зусилля, що прикладає пілот до штурвальної колонки в відповідності з НЛГС:

$$R_{кр} = 1800 \text{ Н.}$$

Згинальний момент на штурвальної колонці:

$$M_{кр} = P_{кр} \cdot R_{кр} = 1800 \cdot 0,68 = 1224 \text{ Н м.}$$

Зусилля на тросовій проводці:

$$P_{тр} = \frac{P_{кр}}{K_{кр}} = \frac{1800}{0,264} = 6818 \text{ Н.}$$

Згинальний момент на кронштейні:

$$M_{кр} = P_{тр} \cdot R_{крк} = 6818 \cdot 0,18 = 1227 \text{ Н.}$$

Обертаючий момент на вісі-валі:

$$M_{\text{вв}} = \frac{P_{\text{кр}}}{K_{\text{с}}} = \frac{1800}{2,2} = 818 \text{ Н м.}$$

Для тросової проводки в більшості випадків застосовують сталі канати, підбір яких проводять по зусиллю $P_{\text{тр}} = 6818 \text{ Н}$. Згідно ДСТУ 3066-80 вибираємо Канат 3,5-Г-В-Н-Т-1570 ДСТУ 3066-80.

Технічний опис елементів системи керування

Керування здійснюється пілотом за допомогою штурвальної колонки через гнучку механічну проводку. Відхилення колонки «на себе» відповідає відхиленню РП вгору та набору висоти. Відхилення «від себе» навпаки. За допомогою кронштейну зусилля передається на сталю гнучку проводку, яка проходить під підлогою та кріпиться до силових елементів фюзеляжу за допомогою спеціальних роликів. На кінцях тросів є спеціальні наконечники, що передають зусилля на трос.

2 ТЕХНОЛОГІЧНИЙ РОЗДІЛ

Розробка технології виготовлення агрегату літака

2.1 Аналіз вихідних конструкторських документів проектного агрегату: технічні умови на виготовлення, аналіз технологічності агрегату.

2.1.1 Аналіз технологічності агрегату

Технологічність конструкції - сукупність властивостей конструкції виробу, що виявляються у можливості оптимізації витрат праці, засобів, матеріалів та часу при ТБО (технологічної підготовкою виробництва), виготовленні, експлуатації та ремонті виробів при забезпеченні встановлених значень показників якості та прийнятих умов виготовлення, експлуатації та ремонту. Технологічними називають конструкції, які дозволяють досягти меншої трудомісткості, простоти обробки та збирання, зниження вартості продукції забезпечуючи експлуатаційні якості виробу, у процесі виготовлення, експлуатації та ремонту.

Проведемо оцінку технологічності кіля:

1) Простота форм поверхні

Кіль має достатньо просту форму поверхні. Переважне застосування поверхонь одинарної кривизни, що забезпечує: простоту і точність ув'язки; збільшує кількість однотипних деталей (нервюр, книць, компенсаторів); знижує трудомісткість виготовлення технологічного оснащення та її номенклатури.

2) Раціональне членування конструкції

Доцільне членування агрегату суттєво впливає на трудомісткість та собівартість виробництва. Раціональне членування повинне обумовлювати мінімальний цикл складально-монтажних робіт, малу трудомісткість робіт, мінімальну кількість робочих та виробничих площ.

3) Використання стандартних елементів

В даній конструкції використовується багато стандартних деталей кріплення: шайби, болти, гайки, заклепки. Також використовуються стандартні пресовані профіля для виготовлення різних деталей.

4) Уніфікація елементів конструкції

Однотипність деталей у складі конструкції зменшує різновид техпроцесів, оснастки, при цьому скорочуються витрати на ТПВ і в основному виробництві ЛА.

5) Матеріали

Використання в конструкції матеріалів з високими технологічними властивостями. Майже всі матеріали, які використовуються для виготовлення кіля є легко оброблюваними алюмінієвими металами.

6) Точність і розміри

Відсутність надмірно високих вимог до точності розмірів та чистоти обробки поверхонь елементів конструкції.

7) Доступність

Наявність достатніх підходів до місць з'єднань, що забезпечують зручність виконання та застосування компенсаторів. Для покращення доступності зон ведення складально-монтажних робіт у конструкції кіля передбачена знімна панель, що надає нам вільний підхід для встановлення і клепки всіх елементів конструкції кіля.

2.1.2 Технічні умови на виготовлення кіля

Технічні умови (ТУ) назначають з метою отримання високоякісної складальної одиниці або об'єкту монтажу. За звичай їх складає конструктор. Вони регламентують параметри точності розмірів, ваги, покриття поверхні, термообробку, використання жорстких калібрів, шаблонів. ТУ, це один із важливіших етапів необхідних для розробки технології складально-монтажних робіт (ЗМР) заданого об'єкта конструкції літака.

Складемо технічні умови на виготовлення к кіля літака типу Partenavia P-68c Victor :

- 1) Граничні відхилення від теоретичного контуру 1,5 мм;
- 2) Обробка отворів і постановка болтів по РТМ 1438 на сирому ґрунті ФО-086, отвори обробляти по Н9;
- 3) Клепати за ПІ-249-78;
- 4) Металізація по ПІ-12-75;
- 5) Зовнішні поздовжні стики панелей герметизувати герметиком У30МЕС-5ш за інструкцією 400ПІ-2;
- 6) Покриття зовнішньої поверхні кіля - відповідно до загальної схеми фарбування літака;
- 7) Деталі БЧ виготовити за кресленням з мат. моделі.

2.2 Розробка схеми конструктивно-технологічного членування, схеми збирання й ув'язування заготівельно-складального оснащення.

2.2.1 Схема конструктивно-технологічного членування

Під членуванням конструкції розуміють її поділ конструктивними, технологічними та експлуатаційними роз'ємами на агрегати, відсіки секції, панелі, вузли та деталі. Рациональне членування конструкції (рис.2.1) дозволяє отримати ряд переваг, при проектуванні, виготовленні та експлуатації літаків.

Членування дає наступні переваги:

- 1) Скорочення циклу виробництва;
- 2) Зниження собівартості продукції;
- 3) Значне підвищення продуктивності та покращення умов праці.

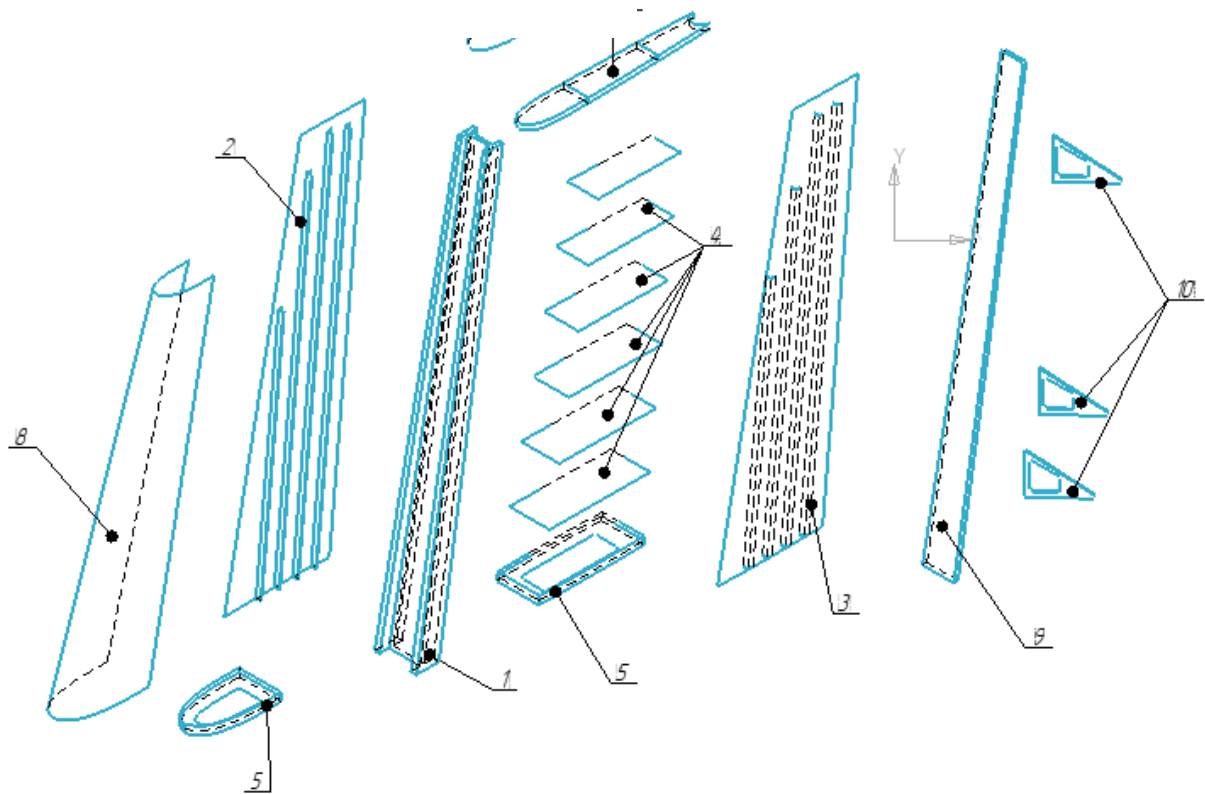


Рисунок 2.1 – Конструктивно-технологічне членування кіля

Кіль складається з:

1. Лонжерон;
2. Права панель;
3. Ліва панель;
4. Нервюри;
5. Корнева нервюра;
6. Закінцівка;
8. Корневий носок;
9. Стінка кріплення керма напрямку;
10. Вузли навішування керма напрямку.

2.2.2 Розробка можливих варіантів схем складання

Схема, що показує послідовність в якій здійснюється складання називається схемою складання. Цикл складально-монтажних робіт можна виконувати по схемах:

1) *Послідовна схема складання.* Застосовують для збирання конструкцій агрегатів літака в умовах дрібносерійного виробництва, коли у схемі членування не виділено панелі; деталі та дрібні складальні одиниці послідовно базують на базову деталь або базовий вузол. Потім послідовно збирають секції, відсіки, агрегати, які стикують в єдиний планер, а потім на ньому послідовно виконують всі монтажні, стикують їх і на закінчення проводять їх відпрацювання та випробування. Роботи виконуються в обмежених для збирача умовах де важко застосувати механізацію для утворення з'єднань, що розтягує цикл робіт та збільшує трудомісткість. Таку схему часто приймають для складання невеликих технологічних вузлів.

2) *Паралельна схема складання.* Використовується для складання відсіків та агрегатів, розчленованих на деталі, вузли й панелі. Складання окремих панелей та вузлів виконуються незалежно одна від одної – паралельно в час загального циклу складання відсіку або агрегату у своїх складальних пристроях. Монтажні роботи винесені на панелі або вузли. При цьому на їх складання в заданій послідовності подають деталі та підвузли та закріплюють між собою, встановлюють та випробують на контрольних стендах. Потім панелі та вузли стикують в відсіки та агрегати із яких збирають планер.

При цій схемі збільшується фронт складально-монтажних робіт, складання клепанних та зварних панелей ведуть високопродуктивними механізмами та автоматами, покращуються умови праці та якість робіт, значно скорочується загальний цикл складання і трудомісткість.

3) *Послідовно-паралельна схема складання.* Найпоширеніша схема складання. Відповідає складанню відсіків та агрегатів розчленованих на панелі, які складаються паралельно, потім стикують у відсік/агрегат, послідовно

подаючи на стиковку деякі вузли. Монтажні роботи проводять в зібраному агрегаті. Ця схема має перевагу перед послідовною за рахунок трудомісткості складально-монтажних робіт та тривалістю їх циклу.

Для складання кіля обрано паралельно-послідовну схему, тому що вона дозволяє зменшити цикл складання та трудомісткість, а також забезпечити необхідну якість виробу.

2.2.3 Розробка можливих варіантів методів складання і порядку збирання

Порядок збирання агрегатів визначається такими факторами:

- базування – в першу чергу ставляться підскладання та деталі, що несуть на собі технологічні бази;
- жорсткістю (як базові деталі приймаються найбільш жорсткі вузли та деталі);
- геометричним шаром, тобто встановлення наступних деталей не повинні заважати попередні;
- економічною доцільністю прийнятої схеми.

В сучасному літакобудуванні найпоширенішими методами складання є наступні методи:

- По розмітці на базовій деталі;
- По базовим (БО) або складальним (СО) отворах;
- По привалочним поверхням;
- Складання в пристосуванні з базуванням по спеціальним отворах КФВ, БФО;
- Складання в пристосуванні з базуванням на контури.

Методи складання по розмітці та по БО,СО характеризуються невеликими витратами на оснащення, порівняно невеликим циклом підготовки виробництва. Використовуються, як правило, для малогабаритних виробів великої жорсткості.

Головний недолік цих методів – низька точність та велика трудомісткість збирання. Методи складання в пристосуванні відрізняються більш високою точністю та продуктивністю, проте з'являється необхідність у складних складальних пристроях, що призводить до збільшення витрат та циклу підготовки виробництва.

Таким чином, використовуємо метод складання в пристосуванні з базою «від обшивки».

Як бази прийнято:

- зовнішня поверхня обшивки;
- отвори стикових болтів;
- базові отвори;
- стапельна плита по стику консолей кіля центральною частиною.

2.2.4 Розробка схеми ув'язування заготівельного і складального оснащення

При виготовленні кіля можливе використання наступних варіантів схем ув'язування оснастки: ПШМ, КШМ, ЕШМ, ПрІМ

Еталонно-шаблонний метод (ЕШМ)

При використанні еталонно-шаблонного методу ув'язування вихідним елементом (першоджерелом ув'язування) є еталон поверхні, за допомогою якого отримують обводи робочої технологічної та контрольної оснастки для копіювання форм та розмірів на складальному пристрої. За еталоном поверхні методом копіювання виготовляють контр еталон поверхні у базових перерізах агрегату, а по пескосліпкам окремих зон поверхні виготовляють копіюванням робочу заготівельну оснастку для обвідних деталей планеру літального апарату. Цей метод забезпечує високу точність ув'язування оснастки по стиках і обводах але збільшується цикл підготовки виробництва та витрати.

Координатно-шаблонний метод (КШМ)

В цьому випадку ув'язування оснастки виконується за допомогою інструментальних координатних стендів – плаз кондуктора та інструментального стенду. Першоджерелом ув'язування в цьому випадку є основні шаблони, шаблон контрольно-контурний та конструкторське креслення оснащення, що містять координати центрів монтажних, базових та стикових отворів, щодо конструкторських баз виробу. Цей метод забезпечує високу точність по обводам та займає середнє становище між ЕШМ і ПрІМ по циклу підготовки виробництва.

Плазово-шаблонний метод (ПШМ)

Першоджерелами розмірів є плази суміщених перерізів агрегатів та взаємно відстиковані колібри роз'ємів. При цьому ув'язані на плазі кондукторі окремих плоских перетинів копіюють на конструктивні плази, на які наноситься в графічному вигляді вся інформація про конструкцію агрегату в цих перетинах. Цей метод простий та дешевий, проте, найменш точний при ув'язуванні пристрою для складання агрегатів.

Програмно-інструментальний метод ув'язування (ПрІМ)

ПШМ та його різні варіанти мають велике значення при виготовленні взаємозамінних об'єктів у літакобудуванні. Це так звана структура «залежної» системи ув'язування оснащення та об'єктів конструкції. ПрІМ передбачає «незалежне» виготовлення елементів оснащення та самих деталей з забезпеченням їх герметичного ув'язування.

Розвиток обчислювальної техніки, з'явлення досконалого обладнання з числовими системами програмного управління, досягнення у області прикладної математики винайшли умови для появи нових методів ув'язування виробів складних форм та великих розмірів. З іншої сторони, виростили вимоги до точності обводів підготовки виробництва при запуску нових виробів. У зв'язку з цим все більше використання найшли безплазові методи ув'язування, засновані на принципі незалежного утворення форм та розмірів сполучених елементів конструкції.

Таким чином, при ПрІМ контури зовнішніх обводів ЛА задають у вигляді математичних рівнянь, які за допомогою універсальних програм перетворюють у форму (у вигляді крапок поверхні), зручну для обробки за допомогою ЕВМ.

Потім цю цифрову інформацію записують на програмо носій, за сигналами з якої виконується механічна обробка об'єктів на СЧПУ.

При обробці деталей на обладнанні з ЧПУ побудова поверхонь здійснюється безпосередньо при виготовленні елементів конструкції без попереднього створення спеціальних носіїв форм та розмірів у вигляді еталонів, шаблонів, копіїв тощо.

Система ПрІМ дозволяє на 50 % скоротити цикл підготовки виробництва та істотно знизити трудомісткість виконаних робіт.

2.2.5 Розрахунок точності складання

Для досягнення заданих точнісних та економічних показників при складально-монтажних роботах проектують об'єднані схеми збирання та ув'язування. До складу таких схем входить блок структури послідовності складання агрегату з елементів прийнятого членування об'єкта та блок структури геометричної ув'язки цих елементів.

Для визначення того чи іншого методу збирання вузла треба порівняти похибку збирання з допуском на агрегат за ТУ.

Похибка складання агрегату в пристрої визначається такими складовими:

1. Похибка $\delta_{пр}$ носія розмірів, тобто пристрою.
2. Похибка $\delta_{проч}$ від поводок і зсувів, викликаних утворенням з'єднань, прогинами пристрою в процесі складання і іншим, не залежних від методу складання причинами.
3. Похибка $\delta_{баз}$ базування деталі.

Величина похибки базування характеризується зазором між ложементом пристрою і поверхнею деталі. Цей зазор можна зменшити, притиснувши деталь до поверхні ложементу. Отже, похибка складання визначається за формулою:

$$\delta_{ск} = \delta_{пр} + \delta_{баз} + \delta_{проч}, \quad (2.1)$$

де $\delta_{проч} = 0,4 \cdot \delta_{ск}$.

Оскільки зазор між лекалом і деталлю дорівнює похибці ув'язки пристосування та деталі $C_{контур.пр-дет}$, то без притиску.

$$\delta_{баз} = k_{прит} \cdot C_{контур.пр-дет} = C_{контур.пр-дет}, \quad (2.2)$$

Величина $k_{прит}$ приймають в залежності від кількості притисків. При розрахунку допусків на складання в пристрої без компенсації похибок приймають рівною $k_{прит} = 1$.

В результаті допуск на складання у пристрої з компенсацією визначається за формулою:

$$0,6 \cdot \delta_{ск} = \delta_{пр} + C_{контур.пр-дет}$$

1. Координатно-шаблонний метод

Схема координатно-шаблонного методу зображена на рис. 2.2.

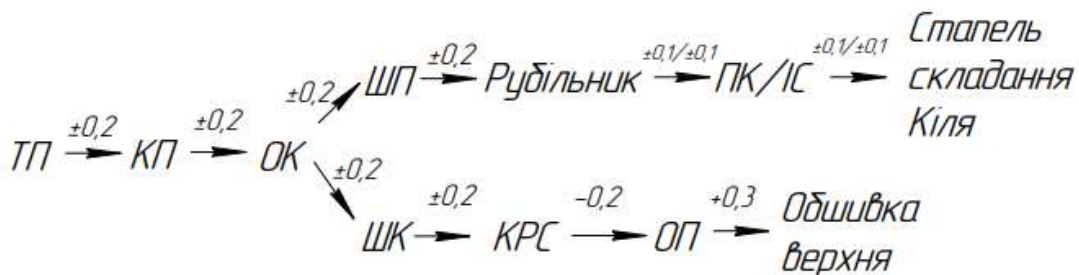


Рисунок 2.2 – Схема ув'язки пристосування для складання кіля при КШМ

При цьому допуск на складання визначається за такою формулою:

$$\frac{\delta_{пр}}{2} = \pm \sqrt{\sum \left(\frac{\delta_{ТП-прист}}{2} \right)^2} = \pm \sqrt{0,1^2 \cdot 3 + 0,2^2 \cdot 4} = \pm 0,436 \text{ мм};$$

$$C_{контур.пр-дет} = \pm \sqrt{\sum \left(\frac{\delta_{невяз.етап}}{2} \right)^2} = \pm \sqrt{0,2^2 \cdot 4 + 0,1^2 \cdot 4 + 0,15^2}$$

$$= \pm 0,471 \text{ мм};$$

$$\frac{\delta_{ск}}{2} = 0,436 + 0,471 \cdot k_{прит} + 0,4 \frac{\delta_{ск}}{2}; \quad \delta_{ск} = \pm 1,51 \text{ мм}.$$

Обчислимо верхнє та нижнє відхилення:

$$\frac{BV_{\Sigma}}{HB_{\Sigma}} = \pm \frac{\delta_{\Sigma}}{2} + \Delta_{\Sigma}, \quad (2.3)$$

де Δ_{Σ} – координата середини полів допусків об'єкта, що збирається в цілому відповідно;

δ_{Σ} – допуски на об'єкт, що збирається відповідно;

Тоді

$$\Delta_{\Sigma} = -0,1 + 0,15 = 0,05;$$

$$BV = 0,05 + 1,51 = 1,56 \text{ мм};$$

$$HB = 0,05 - 1,51 = -1,46 \text{ мм};$$

Тоді $\delta_{\text{вузл}} = 1,826 \text{ мм}$.

Порівняємо дані значення допуску з допуском на вузол, має виконуватися умова $\delta_{\text{ск}} < \delta_{\text{вузл}}$. Як видно, умова виконується, отже, цей метод може бути застосований для складання кіля в пристосуванні без компенсації похибки.

2. Програмно-інструментальний метод ув'язки

Схема програмно-інструментального методу зображена на рис. 2.3.

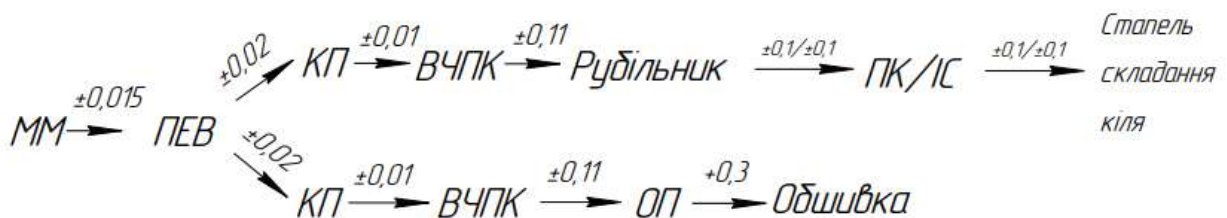


Рисунок 2.3 – Схема ув'язки при ПрІМ

При цьому допуск на складання визначається за такою формулою:

$$\begin{aligned} \frac{\delta_{\text{пр}}}{2} &= \pm \sqrt{\sum \left(\frac{\delta_{\text{ТП-прист}}}{2} \right)^2} = \pm \sqrt{0,02^2 + 0,01^2 + 0,11^2 + 0,015^2 + 0,1^2 * 4} \\ &= \pm 0,3 \text{ мм}; \end{aligned}$$

$$C_{\text{контур.пр-дет}} = \pm \sqrt{\sum \left(\frac{\delta_{\text{невяз.етап}}}{2} \right)^2} =$$

$$= \pm \sqrt{0,02^2 \cdot 2 + 0,01^2 \cdot 2 + 0,11^2 \cdot 2 + 0,1^2 \cdot 4 + 0,15^2} = \pm 0,296 \text{ мм};$$

$$\frac{\delta_{\text{СК}}}{2} = 0,3 + 0,296 * k_{\text{прит}} + 0,4 \frac{\delta_{\text{СК}}}{2}; \quad \delta_{\text{СК}} = \pm 0,993 \text{ мм.}$$

Обчислимо верхнє та нижнє відхилення за формулою (2,3).

Тоді

$$\Delta_{\Sigma} = -0,1 + 0,15 = 0,05;$$

$$BV = 0,15 + 0,993 = 1,143 \text{ мм};$$

$$NB = 0,15 - 0,993 = -0,843 \text{ мм};$$

Тоді $\delta_{\text{вузл}} = 1,5 \text{ мм}$.

Умова $\delta_{\text{СК}} < \delta_{\text{вузл}}$, виконується отже можна використовувати ПрІМ, який забезпечить необхідну точність ув'язки.

Виконавши точний розрахунок для складання і ув'язування з КШМ і ПрІМ можна зробити висновок, що найбільш доцільно складати даний вузол в пристрої, використовуючи ПрІМ ув'язування. Цей метод найбільш перспективний з урахуванням розвитку методів математичного моделювання і випуску досконалого обладнання з ЧПК. Його використання гарантує високу точність виготовлення і ув'язування оснащення і об'єктів конструкції ЛА. ПрІМ зменшує кількість використовуваних шаблонів.

З огляду на перелічені вище факти, вибираємо метод складання і ув'язування заготівельного і складального оснащення на основі ПрІМ.

2.3 Розробка укрупненого технологічного процесу збирання агрегату: підбір інструмента й устаткування, технічні умови на постачання деталей і складальних одиниць, розробка технологічних карт процесу збирання, нормування, цикловий графік збирання.

2.3.1 Розробка технологічного процесу збирання. Підбір інструмента й устаткування

Технологічний процес складання кіля – певна послідовність встановлення в складальне пристосування складальних одиниць, вузлів, деталей і панелей, з подальшою фіксацією і з'єднанням між собою способами передбаченими кресленням, визначення спеціальності, розряду і кількості робочих, а також норм часу, вибір інструменту та обладнання. Розробка ТП здійснюється відповідно до схеми складання та креслень конструкції.

Для розробки технологічного процесу складання користуються такими даними:

- конструкторське креслення та технічні умови на складання;
- програма випуску виробів;
- директивні технологічні матеріали та входять до них схеми членування, складання та ув'язування.

Робоча технологія містить такі відомості про процес складання:

- суть операції та переходів технологічного процесу;
- інструмент та обладнання, необхідне для кожної операції;
- норми часу виконання операцій;
- спеціальність, кількість робітників та розряд робіт;
- операції контролю.

Порядок процесу складання:

- підготовка деталей та пристосування до складання;
- встановлення деталей у задане положення;
- фіксація деталей у настановному положенні;
- підготовка до з'єднання деталей;
- утворення з'єднань;
- контроль якості та точності з'єднань;
- заключні роботи.

Нормування операцій здійснюється відповідно до довідкової документації.

Норма часу – необхідний на виконання операції час мінімальною кількістю працівників. Потім норми часу за операціями порівнюються з нормами часу у базовому техпроцесі таблиця 2.1.

Таблиця 2.1 – Укрупнений технологічний процес збирання кіля ЛА

| <i>№ операції</i> | <i>Зміст операції</i> | <i>Обладнання, пристрій, інструмент</i> |
|-------------------|---|---|
| 01 | Приготувати стапель до роботи та перевірити наявність деталей. | Візуально |
| 02 | Встановити у стапель перший лонжерон. Зафіксувати з плитою роз'єм стику з фюзеляжем по ОСБ. | Візуально |
| 03 | Встановити в стапель стінку. Зафіксувати з плитою роз'єм стику з фюзеляжем і вузлами навішування РН за ОСБ. | |
| 04 | Встановити в стапель нервюри 1,7, зафіксувати фіксаторами в стапелі та за СО кріпити технологічним кріпленням зі стійками першого лонжерону та стінки. | Тех. болт |
| 05 | Свердлити та зенкувати отв. під кріплення стояків лонжеронів з нервюрами. Свердління виконувати з боку каркаса за НО. | |
| 06 | Закріпити остаточно. Зняти технологічне кріплення. | |
| 07 | Встановити в стапель праву панель, виставити по торцях. Виставити за потреби компенсатори. Кріпити панель з лонжерон та нервюрами технологічним кріпленням. | |
| 08 | Свердлити та зенкувати отв. для правої панелі із каркасом. Свердління виконувати з боку каркаса за НО. | Пневмодрель |
| 09 | Зняти зі стапеля праву панель. Видалити задирки і стружку. | |
| 10 | Повторіть операції 07-09 для лівої панелі. | |
| 11 | Встановити в стапель носову частину кіля, зафіксувати ложементами, кріпити технологічним кріпленням із поясами першого лонжерону. | Тех. болт |
| 12 | Свердлити та зенкувати отв. під кріплення носової частини кіля з поясами першого лонжерону. Свердління виконувати за НО. | Пневмодрель |
| 13 | Зняти носову частину кіля, видалити задирки та стружку. | |

| | | |
|----|--|-----------|
| 14 | Прикріпити праву та ліву панелі до каркасу. | |
| 15 | Прикріпити носову частину кіля до каркасу. | |
| 16 | Зінкувати і провести розгортання стикувальних отв. кіля з ГО та фюзеляжем. | |
| 17 | Встановити люки, кріпити на технологічне кріплення. | |
| 18 | Розфіксувати стапель та вийняти кіль. | Вручну |
| 19 | Контроль БТК. | Візуально |

2.3.2 Технічні умови на постачання деталей і складальних одиниць

Деталі, що надходять на складання, повинні відповідати даним кресленням та задовольняти ТУ на поставку. Основні вимоги до деталей, що надходять на складання:

1. По взаємозамінності: відповідність у межах встановлених допусків фактичних розмірів деталі її розмірів за кресленням; правильність положення складальних, напрямних та базових отворів щодо базових осей контуру.

2. За міцнісними та експлуатаційними характеристиками: використання матеріалів потрібних марок, виконання умов термообробки, забезпечення необхідної якості поверхні та заданої маси; застосування заданих антикорозійних та декоративних покриттів.

3. За спеціальними вимогами, обумовленими в кресленнях або технічних вимогах.

Технічні умови на постачання деталей та складальних одиниць наведені в таблиці 2.2.

Таблиця 2.2 - Технічні умови на постачання деталей та складальних одиниць

| Деталі та складальні одиниці | | Кіл. | Ступінь закінченості | Наявність технологічних отворів |
|---|---|------|--|--|
| Найменування та номер креслення | | | | |
| Лонжерон К103.ДП.160.08.00.01 | 1 | 1 | зібрані згідно зі схемою складання | СО – 15 шт. $\varnothing 2,55$ мм в стійках у бік стінок нервюр; НО $\varnothing 2,6$ – 30 шт. призначати згідно з кресленням . |
| Стінка К103.ДП.160.08.00.02 | | 1 | зібрані згідно зі схемою складання | ОСБ – 3 шт. в кронштейни для навішування РН; - 2 шт. у кронштейнах кріплення бустерного відсіку. СО – 15шт. $\varnothing 2,55$ мм у стійках у бік стінок нервюр; НО $\varnothing 2,6$ – 30 шт. призначати згідно з кресленням. |
| Носова частина К103.ДП.160.08.00.13 | | 1 | зібрані згідно зі схемою складання | НО $\varnothing 2,6$ – 50 шт. призначати згідно з кресленням, припуск за контуром не менше 1,5 мм. |
| Панель права/ліва К103.ДП.160.08.00.03/04 | | 1 | зібрані згідно зі схемою складання | БО – 4 шт $\varnothing 6$ мм; НО $\varnothing 2,6$ – 36 шт. призначати згідно з кресленням; припуск по контуру не менше 1,5 мм. |
| Нервюри К103.ДП.160.08.00.05 К103.ДП.160.08.00.06 К103.ДП.160.08.00.07 К103.ДП.160.08.00.08 К103.ДП.160.08.00.09 К103.ДП.160.08.00.10 К103.ДП.160.08.00.11 | | 7 | зібрані згідно зі схемою складання; компенсатори не ставити. | СО $\varnothing 2,55$ мм – 3 шт. в стінках у бік стійок першого лонжерону |

| | | | |
|------------------------------------|---|---|--|
| Закінцівка K103.ДП.160.08.00.12 | 1 | Зібрано згідно зі схемою складання | НО - ø2,6 – 10 шт. призначати згідно з кресленням; |
|------------------------------------|---|---|--|

2.4 Проектування складального пристосування: розробка схеми базування, складання технічних умов на проектування стапеля, вибір і обґрунтування прийнятих засобів виготовлення й монтажу складального пристосування, опис конструкції складального пристосування, монтаж складального пристосування

2.4.1 Розробка схеми базування складових частин

У зібраному виробі кожен елемент повинен займати щодо інших елементів строго певне положення. Для виконання цієї умови необхідно однозначне базування кожного встановлюваного елемента виробу, що забезпечує необхідну якість геометричних контурів конструкції та складальної одиниці загалом.

Для розробки схеми базування дотримуватимемося трьох основних принципів базування: єдності, сталості та збігу баз. Потрібно вибирати на деталях і вузлах базові поверхні, якими буде відбуватися установка і фіксація деталей, а також встановити послідовність подачі деталей і вузлів на складання. Базові поверхні використовуються як складальні та настановні бази.

Складальні бази визначають взаємне положення елементів, що збираються, а настановні – положення деталей і вузлів щодо пристосування. Вибравши метод складання та ув'язування складального оснащення, переходимо до розробки схеми базування для конкретних деталей.

Лонжерон встановлюється в стапель на відкидні ложементи і фіксується штирями по РО кореневої накладки і стапельної плити. Схема базування лонжерону кіля представлена на рисунку 2.4.

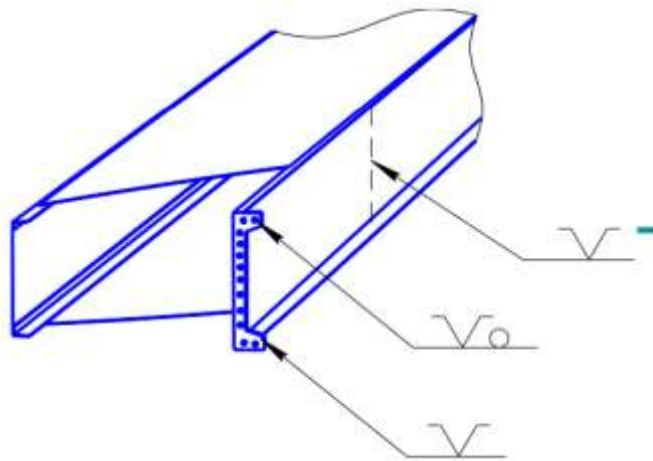


Рисунок 2.4 – Схема базування лонжерону

Стінка базується за фіксаторами вузлів навішування керма напрями та фіксаторами кронштейнів навішування кермових агрегатів. Схема базування лонжерону представлена на рисунку 2.5.

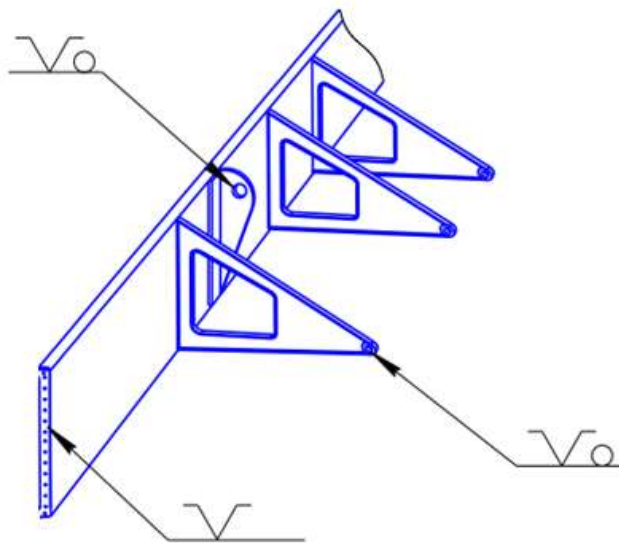


Рисунок 2.5 – Схема базування лонжерона зі сторони керма напрямику

Стіни рядових нервюр у зборі зі стійками встановлюються по СО у стінках на СО у стійках переднього лонжерону. фіксація стінки нервюри виконується технологічними гвинтами. Схема базування нервюри представлена рисунку 2.6.

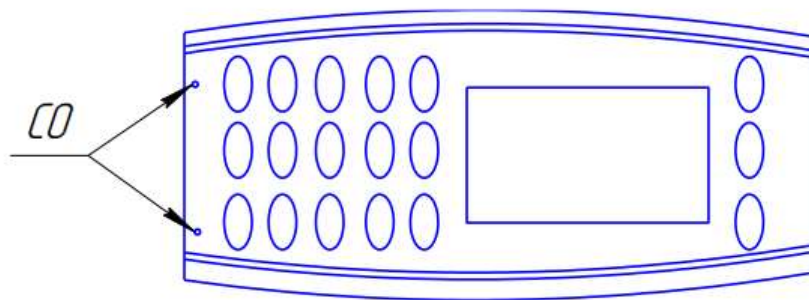


Рисунок 2.6 – Схема базування нервюри

Панелі встановлюються в стапель, базуючись на зовнішню поверхню обшивки рубильниками і фіксуються штирями по РО накладок. Схема базування панелей представлена рисунку 2.7.

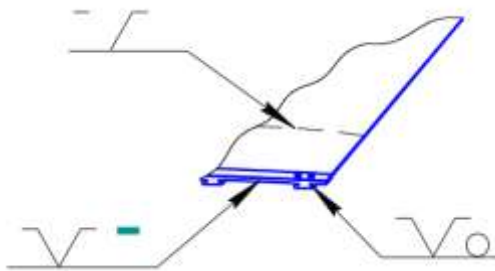


Рисунок 2.7 – Схема базування панелей

Знімний носок та закінцівка базуються в стапелі по зовнішній поверхні за допомогою рубильників (рис. 2.8).

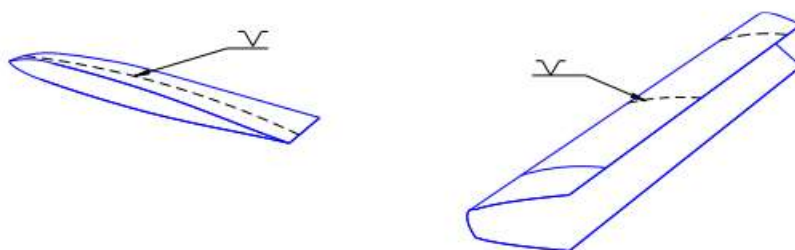


Рисунок 2.8 – Схема базування носка та закінцівки

2.4.2 Розробка ТУ на проектування і конструкцію складального пристрою

Стапель загального складання є оснащенням першого порядку, куди на остаточне складання надходять підскладання зібрані в окремих стапелях.

Стапель стаціонарний, положення агрегату в стапелі вертикальне, хвостовою частиною вниз. Стапель призначений для базування, фіксації та складання деталей, вузлів, секцій та їх скріплення.

Технічні умови на проектування стапеля загального складання кіля наступні:

- 1) стапель призначений для збирання кіля;
- 2) положення кіля у стапелі – вертикальне, носовою частиною нагору.
- 3) до стапеля загального складання надходять:
 - передня частина кіля (лонжерон);
 - права та ліва панелі;
 - нервюри;
 - знімний носок;
 - закінцівка;
- 4) для зручності виконання робіт передбачено три рівні помістів з відкидними майданчиками;
- 5) кіль у стапелі збирається у вертикальному положенні;
- 6) закладка лонжеронів та панелей проводиться зверху кран-балкою.
- 7) виймка зі стапеля зібраного кіля здійснюється нагору.

Технічні вимоги до стапеля складання кіля:

- 1) монтаж стапеля проводити по монтажних плитах;
- 2) рубильники обробляти на верстатах із ЧПК з відхиленням від ТК не більше 0,11 мм;
- 3) стапельну плиту виготовляти по майстер-плиті;
- 4) стапель повинен забезпечувати складання кіля відповідно до вимог ТУ на виготовлення агрегату.
- 5) максимальна похибка пристосування $\pm 0,3$ мм.

Конструкція складального пристосування залежить від застосовуваного методу ув'язування оснастки, а також конструкцією та розмірами виробу, що збирається. Як було сказано вище, для ув'язування оснащення складання кіля ПрІМ.

2.4.3 Опис конструкції складального пристосування

Стапель збирання кіля складається з наступних основних елементів:

1) нижній та верхній поздовжніх балок, виготовлених із зварених швелерів та листів. На балках встановлені залиті НІАТ-НЦ вилки для встановлення обвідних та точкових фіксаторів, а також для встановлення монтажних плит та калібрів під час монтажу стапеля;

2) підставок зварної конструкції під нижню поздовжню балку, забетонованих у фундамент;

3) перекладин для встановлення стапельної плити;

4) вертикальних колон;

5) рубильників, виготовлених із плит Д16Т за програмою на верстаті з ЧПУ;

6) стапельної плити з роз'єму ОЧК з центропланом, виготовленої із сталевих плит, що обробляється за товщиною, за шаблоном роз'єму. Обробка отворів проводиться по кондукторній плиті, виконаній з матер-плити. Монтаж стапельної плити проводиться за допомогою монтажної плити. На стапельну плиту переноситься інформація з майстер-плити;

7) фіксаторів вузлів навішування керма напрямку;

8) фіксаторів вузлів навішування рульових агрегатів;

9) ложементів по передній частині кіля, встановлених на реперних майданчиках верхньої балки стапеля;

10) монтажних реперів, що встановлюються безпосередньо при монтажі каркаса стапеля, та призначені для кріплення елементів каркасу між собою.

2.5 Організація робочого місця й техніка безпеки.

Планування робочого місця має сприяти економії рухів у роботі та забезпечувати зручність підходів до всього обладнання, розміщеного на робочому місці (останнє необхідно також при ремонті), у той же час воно має бути компактним, а робоче місце повинне займати якнайменше виробничої площі.

За характером виконуваного трудового процесу робочі місця агрегатно-складальних цехів відносять до частково механізованих із застосуванням пневматичного та електрифікованого інструменту.

Місце складання оснащують наступними засобами технічного обладнання:

- а) пристроєм складання лонжерона;
- б) верстатами для підготовчих та позастанпельних робіт;
- в) допоміжним обладнанням, що використовується при складанні (козелками, підставками та ін.);
- г) стелажам для зберігання деталей;
- д) повітря- та електропроводкою для підключення механізованого інструменту;
- е) підйомно-транспортними пристроями для закладання та вилучення деталей;
- ж) комплектом інструменту для складальних робіт (ключами, викрутками, свердлами, механічними гайковертами, дривами пневматичними та ін.).

Місця розташування електророзеток і забірних клапанів повітряної мережі для підключення пневмоінструменту повинні бути якомога ближче до робочих зон. Робочий інструмент повинен бути скомплектований за видами роботи, що виконується, і повинен зберігатися в інструментальній скриньці.

Спрощена схема робочого місця слюсаря-складальника наведена на рисунку 2.9.

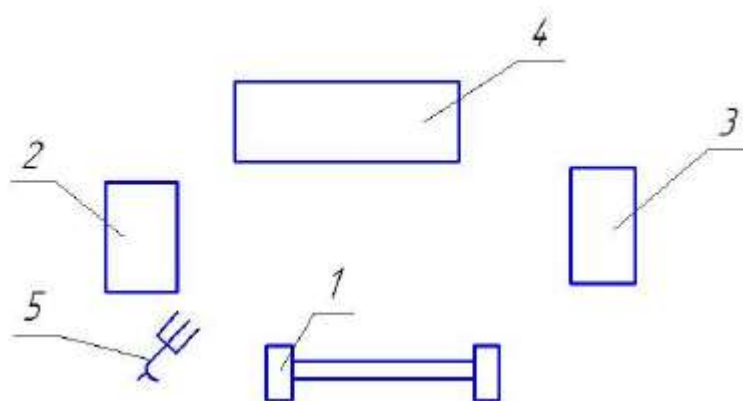


Рисунок 2.9 - Планування робочого місця:

1-стапель; 2 – верстат для підготовчих робіт з комплексом інструментів для складальних робіт; 3 – стелажі для зберігання СЧ; 4 – стелаж для готових виробів; 5 – джерело енергії для підключення механізованого інструменту

Контроль якості робіт ведуть без відриву основних робітників від процесу складання. Для отримання високої продуктивності праці слюсаря-складальника необхідно забезпечити якісне опалення, вентиляцію, освітлення, санітарно-технічні умови цеху.

Заходи з техніки безпеки

1.1 Ця примірня інструкція поширюється на осіб, що працюють за професією складальника-клепальника на підприємствах по виробництву авіаційної і оборонної техніки і які зайняті виконанням герметичних її негерметичних клепаних з'єднань за допомогою непідігріваємих заклепок з деформуємих алюмінієвих і титанових сплавів, які формуються тиском на стаціонарних свердлильно-клепальних гідравлічних та клепальних пневматичних пресах, переносних клепальних пневмоелектричних пристроях, а також за допомогою ручних пневматичних молотків, ручних гідравлічних пресів у виробничих умовах з використанням переналаджувальних пристосувань і стапелів, тощо.

1.2 До роботи складальником-клепальником допускаються особи у віці не молодше 18 років, що пройшли медичний огляд та не мають медичних

протипоказань, які у навчальному закладі отримали професію складальника-клепальника.

1.3 До самостійної роботи допускаються складальники-клепальники після отримання вступного та первинного інструктажів, стажування безпосередньо на робочому місці протягом 2-15 змін (залежно від стажу, досвіду і характеру робіт) під керівництвом досвідченого кваліфікованого складальника-клепальника.

1.4 Технологічний процес виконання герметичного клепаального з'єднання включає:

- комплектацію вхідних деталей і технологічних матеріалів;
- отримання герметизуючих сполук (клеїв, герметиків, розчинників, антиадгезійних сполук);
- очищення поверхні деталей, що збираються, знежирення та нанесення герметизуючої сполуки;
- попередню збірку;
- обробку технологічних отворів;
- видавлювання надлишків герметизуючої сполуки та її полімеризацію;
- обробку отворів під заклепки;
- виконання заклепувального з'єднання;
- зовнішню герметизацію шва;
- контроль герметичності клепаального з'єднання.

1.5 Технологічний процес виконання негерметичного клепаального з'єднання ручними пристроями включає:

- комплектацію вхідних деталей;
- отримання потрібного типу пристрою: свердлильної ручної пневматичної машини, заклепок;
- очищення поверхні деталей, та їх попередню збірку;
- обробку отворів під заклепку;
- розбирання і зняття задирок в отворах;
- зборку деталей;
- виконання заклепувального з'єднання.

1.6 Технологічний процес виконання негерметичного клеपालного з'єднання на стаціонарних свердлильно-клеपालних автоматах включає:

- комплектацію вхідних деталей та їх попереднє з'єднання;
- установку складальної одиниці у вирівнювальному пристрої;
- виконання заклепувального з'єднання в автоматизованому режимі: свердління отвору, зенкування гнізда під потайну голівку, постановку і розклепування голівок заклепки.

1.7 Технологічний процес виконання клеपालних з'єднань на стаціонарних пневматичних клеपालних пресах включає:

- комплектацію вхідних деталей та їх попереднє з'єднання;
- установку складальної одиниці на столі преса;
- групову клепку з'єднання.

1.8 Під час виконання робіт на складальників-клеपालників можуть діяти небезпечні фактори. Фізичні небезпечні і шкідливі фактори:

- машини і механізми, що рухаються;
- вироби, заготовки, матеріали, що пересуваються;
- підвищена запиленість і загазованість повітря робочої зони;
- підвищена або знижена температура поверхонь обладнання матеріалів;
- підвищена або знижена температура повітря робочої зони;
- підвищений рівень шуму на робочому місці;
- підвищена або знижена вологість повітря;
- відсутність або недостатність природного світла; недостатня освітленість робочої зони;
- підвищена яскравість світла;
- гострі краї деталей, що з'єднуються;
- значна (більше 1,3 м) висота робочого місця відносно поверхні підлоги;
- можливість виникнення пожежі при виконанні герметичної клепки зборочних одиниць, при яких між деталями, які з'єднуються заклепками, наносяться герметизуючі сполуки типу епоксидних клеїв і герметиків, а при встановленні технологічного кріплення -антиадгезійні мастила;

- можливість ураження робочою рідиною, що має тиск 25 МПа (250 кгс/см²), стиснутим повітрям до 0,6 МПа (6 кгс/см²), а також уламками руйнуємих деталей і заклепок.

Психофізіологічні небезпечні і шкідливі виробничі фактори:

- нервово-психічні перевантаження - монотонність праці, емоційні перевантаження;
- фізичні перевантаження - статичні, динамічні.

1.9 Складальник-клепальник на робочому місці в стані алкогольного чи наркотичного сп'яніння несе відповідальність відповідно до правил внутрішнього трудового розпорядку підприємства.

1.10 Складальник-клепальник при виконанні робіт, повинен бути в спецодязі, виготовленому і виданому відповідно державних стандартів та галузевих норм, в т.ч.: напівкомбінезон бавовняний; рукавички вітрозахисні; заглушки вушні, згідно "Типовим отраслевым нормам бесплатной выдачи рабочим и служащим специальной одежды, специальной обуви и других средств индивидуальной защиты". Колективним договором по підприємству може бути передбачена видача спецодягу і інших засобів індивідуального захисту понад встановлених норм.

1.11 Складальники-клепальники можуть виконувати роботу тільки у виробничих приміщеннях, які прийняті до експлуатації у відповідності з діючим в Україні законодавством, а під час виконання робіт, концентрація пилу, шкідливих парів, газів і інших аерозолів в повітрі робочої зони, де провадиться клепка із застосуванням клеїв, герметиків і розчинників, і обладнаною місцевою відсосом і приточно-витяжною вентиляцією, повинна відповідати діючому законодавству (стандартам і санітарним нормам). Вміст шкідливих речовин в повітрі робочої зони не повинен перевищувати гранично допустимих концентрацій, вказаних в нормативно-технічній документації і оцінюємих в міліграмах на кубічний метр або на літр.

1.12 Курити тільки в спеціально відведених місцях, встановлених правилах внутрішнього трудового розпорядку підприємства.

1.13 Не працювати з несправним обладнанням.

1.14 Під час роботи складальник-клепальник повинен дотримуватись санітарних норм і правил особистої гігієни: • переодягатися і залишати особисті речі та одяг в побутових приміщеннях; • питну воду вживати у спеціально обладнаних місцях; • прийом їжі проводити в спеціально обладнаному приміщенні, обов'язково помивши перед цим руки з милом.

1.15 Складальник-клепальник, що порушує вимоги цієї Інструкції, несе дисциплінарну, адміністративну, матеріальну або кримінальну відповідальність згідно з чинним законодавством.

3 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

3.1 Конкурентні переваги проектованого літака і оцінка можливих обсягів його реалізації на ринках збуту

3.1.1 *Характеристика тактико-економічних показників проектованого легкого літака, як товарного продукту*

Основними параметрами, що впливають на економічні показники, є:

- злітна маса літака до 3000 кг;
- корисне навантаження тц.н. = 660 кг;
- екіпаж – 1 пілот;
- витрата палива на рівні 25 л/год;
- здатність виконувати зліт та посадку на будь-якій ділянці;
- висока безпека експлуатації;
- легкість та доступність експлуатації.

3.1.2 *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*

Проектований літак є одним з небагатьох легких літаків, який можна застосувати як для приватних перельотів, так і для чартерних, а також як транспортний.

Інші моделі літаків такого призначення виконують цю функцію дуже дорого утримувати, розхід палива робить його застосування занадто дорогим для середнього класу осіб.

Основна ціль проєктованого літака – бути доступним для середньостатистичного громадянина, що може потребувати подібний вид транспорту для перельоту.

Цей літак може застосовуватися для перевезення пасажирів та вантажу, але при цьому допускається, що вартість квитка за переліт може бути більшою або дорівнюватиме вартості квитка перевезення (у тому ж напрямку) транспортними компаніями, які виконують транспортування пасажирів наземним способом.

Крейсерська швидкість 300 км/год є оптимальною для даної задачі. Також, враховуючи розмах та профіль крил, цей літак дає можливість дуже швидко та безпечно виконувати польоти, використовуючи при цьому мінімум палива.

Американські літаки звісно конкурентно-спроможні, але різноманітність компонування салону та обладнання даного літака надалі будуть більш перспективні у використанні.

3.1.3 Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень і визначення обсягу можливих продажів готових літаків

Згідно статистики, до 2022 року ринок легких літаків у різних країнах мав різні динаміки. У розвинених країнах, таких як США, Європейський союз і деякі країни Азії, спостерігалось зростання інтересу до легкої авіації. Це пов'язано з підвищенням добробуту, збільшенням приватних підприємців і любителів авіації.

Оскільки, впровадження нових технологій, як-от ефективніші двигуни, автоматизовані системи управління і поліпшені матеріали, може підвищити привабливість легких літаків для потенційних покупців.

Також згідно аналізу аудиторії, користувачі легких літаків це фізичні особи або компанії. Але наша ціль зробити транспортний засіб для простого населення, щоб чартерні компанії могли його використовувати наприклад для звичайних не далеких перевезень або для екскурсій.

Виходячи з цього, дуже багато компаній зацікавлені в замовленні даного літака, який проектується, оскільки попит на нього буде більшим чим для Cessna 310, PA-34 Seneca, Beechcraft 76 Duchess, або Beechcraft G58 Baron через економію коштів та доступність.

Також необхідно врахувати один важливий момент, що компанія, яка його придбає, зможе з легкістю використовувати його, не тільки для перевезення пасажирів, але й як вантажо-перевізний транспорт. Крім того, посадка на будь-які надає можливість використання літака в будь яких умовах.

Проведемо приблизні розрахунки в порівнянні Cessna 310 та Partenavia P-68.

Звертаючи увагу на вище наведені переваги можна припустити, що попит даного літака буде вищий мінімум на 30%.

Оскільки білет на літак Cessna 310 туди-назад коштує приблизно 120 \$ (враховується перельоту між країнами та між островами з врахуванням можливої польотної дальності). В нашому випадку, для літака Partenavia P-68 Victor такий же білет буде коштувати на 20% дешевше, тобто:

$$120 - (120 * 20\%) = 120 - 24 = 96 \$.$$

А оскільки продаж збільшиться на 30%, то наприклад, якщо компанія продасть 100 квитків, то прибуток буде

$$100 * 120 = 12000 \$.$$

А компанія, яка купила наш літак заробить

$$100 * 30\% = 30 \text{ квитків}, 30 * 96 = 2880 \$.$$

На перший погляд це не дуже значні показники, 480 \$ це лише 4% в місяць, але це дуже гарні показники для годового капіталу $12 * 4\% = 48\%$ річних. І це якщо не враховувати приватних осіб, які зможуть взяти літак в оренду та використання даного літака компаніями, як транспортного. Тобто фактично за рік, даний літак зможе принести до 100% прибутку компаніям, які будуть з нами співпрацювати.

Хотілось би зауважити, що розрахунок проводиться для міжнародних перельотів. Якщо використовувати його у межах лише України, то показники будуть мати зовсім інші значення.

3.2 Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників ефективності створення літака

3.2.1 Дані для розрахунку витрат у дослідно-конструкторському бюро

Для розрахунку витрат в дослідно-конструкторському бюро знадобляться масові характеристики конструкції і устаткування літака, швидкісні характеристики, а саме максимальне число Маха польоту і максимальна швидкість польоту V_{\max} в км/год.

Масові характеристики літака:

- $m_{\text{пл}} = 0,5$ т – маса планеру літака;
- $m_{\text{об}} = 0,2$ т – маса устаткування.

Швидкісні характеристики:

- $M = 0,24$ – максимальне число Маха літака;
- $V_{\max} = 300$ км/год.

3.2.2 Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво літака

Для розрахунку витрат на серійне виробництво знадобляться відносні параметри літака, запланований обсяг випуску літаків, статистика.

3.3 Розрахунок основних техніко-економічних показників проектування і виробництва літака

3.3.1 Розрахунок витрат дослідницько-конструкторського бюро

Сумарні витрати на проектування конструкції ЛА визначаються формулою:

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

де $V_{\text{проект}}$ – витрати на проектування, тис. дол.;

$m_{\text{пл}}^{0,1}$ – маса планера літака з обладнанням, включаючи масу службового навантаження та екіпажу без маси силових установок, т;

$\Gamma_{(M+1)}$ – гама функція;

M – максимальна швидкість проектуємого літака в числах M [10];

$\alpha^{(M+1)}$ – параметр, характеризуючий вірогідне відхилення або міру розсіяння випадкової величини [10].

$$V_{\text{проект}} = 1,5 \cdot 5,2^{0,1} \cdot \frac{3,72344}{0,0042^{1,24}} = 526,4 \text{ тис. дол.}$$

Витрати на виготовлення дослідних зразків ЛА визначаються за формулою:

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

де $V_{N \text{ виг}}$ – вартість виготовлення n -го дослідного зразка, тис. дол.,

V_{max} – максимальна швидкість літака,

N – порядковий номер дослідного зразка.

$$V_{N \text{ виг}} = 1,5 \cdot 1,5^{1,237} \cdot 300^{0,699} \cdot 1^{0,2} = 133,48 \text{ тис. дол.}$$

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

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

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

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

Сумарні витрати ДКБ та ціна проекту ЛА визначається за формулами:

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

$$V_{\text{ДКБ}} = 526,4 + 133,48 + 4,59 = 664,47 \text{ тис. дол.}$$

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

$$\Pi_{\text{ДКБ}} = 664,47 + 132,89 = 797,36 \text{ тис. дол.},$$

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

3.3.2 Розрахунок витрат на серійне виробництво літального апарату

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

$$C_{\text{вир}} = V_{\text{мат}} + V_{\text{ПВ}} + V_{\text{СО}} + V_{\text{пост}} + V_{\text{ЗП}} + V_{\text{ЕСВ}} + V_{\text{ЗВ}}, \quad (3.6)$$

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

Витрати на основні матеріали, сировину та покупні напівфабрикати (поковок, штамповок, лиття) обчислюється:

$$V_{\text{мат}} = 1,95 \cdot 10^4 \cdot m_{\text{пл}}^{0,93} \cdot 0,9^{3,32lgN}, \quad (3.7)$$

де N – річна програма випуску ЛА.

$$V_{\text{мат}} = 1,95 \cdot 10^4 \cdot 1,5^{0,93} \cdot 0,9^{3,32lg10} = 20 \text{ тис. дол.}$$

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

$$V_{\text{ПВ}} = 1,95 \cdot (2,37 \cdot V_{\text{max}} + 14,15 \cdot m_{\text{пл}} - 1280) \cdot N^{-0,09}; \quad (3.8)$$

$$V_{\text{ПВ}} = 1,95 \cdot (2,37 \cdot 300 + 14,15 \cdot 1,5 - 1280) \cdot 10^{-0,09} = 86 \text{ тис. дол.}$$

Витрати на виготовлення спеціальної технологічної оснастки визначаються:

$$V_{\text{СО}} = T_{\text{осн}} \cdot \bar{C}; \quad (3.9)$$

$$T_{\text{осн}} = T_{\text{к}} + K_1 + K_2 + K_3 + K_4, \quad (3.10)$$

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

$$T_{\text{к}} = (2,943 + 0,0775 \cdot m_{\text{пл}} - 2,58 \cdot 10^{-4} m_{\text{пл}}^2) \cdot 1,05^n; \quad (3.11)$$

$T_{\text{к}} = (2,943 + 0,0775 \cdot 1,5 - 2,58 \cdot 10^{-4} \cdot 1,5^2) \cdot 1,05^2 = 3,372$ норм – год
 $K_1 = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot N + 0,64 = 2,27 \cdot 10^{-3} \cdot 10 + 0,64 = 0,663$;

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

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

$$K_4 = 1,48;$$

$$T_{\text{осн}} = 3,372 + 0,663 + 1,075 + 1 + 1,48 = 7,589 \text{ нормо-год};$$

$$B_{\text{СО}} = 7,589 \cdot 2,7 = 20,49 \text{ тис. дол.};$$

$$CO_c = \frac{B_{\text{СО}}}{N_1 + N_2}; \quad (3.12)$$

$$CO_c = \frac{20,49}{10 + 10} = 1,024 \text{ тис. дол.}$$

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

$$B_{\text{зп}} = 1,5 \cdot 3,013 \cdot m_{\text{пл}}^{0,903} \cdot M^{0,42} \cdot N^{-0,32} \cdot K_{\text{пр}}, \quad (3.13)$$

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

$$B_{\text{зп}} = 1,5 \cdot 3,013 \cdot 1,5^{0,903} \cdot 0,244^{0,42} \cdot 10^{-0,32} \cdot 1,08 = 1,863 \text{ тис. дол}$$

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

$$V_{\text{ЄСВ}} = \frac{I_{\text{ЄСВ}} \cdot V_{\text{ЗП}} \cdot N}{100}, \quad (3.14)$$

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

$$V_{\text{ЄСВ}} = \frac{22 \cdot 1,863 \cdot 10}{100} = 4,1 \text{ тис. дол.}$$

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

$$V_{\text{ЗВ}} = 1,92 \cdot 3,701 \cdot V_{\text{ЗП}} \cdot N^{-0,359}; \quad (3.15)$$

$$V_{\text{ЗВ}} = 1,92 \cdot 3,701 \cdot 4,1 \cdot 10^{-0,359} = 5,792 \text{ тис. дол.}$$

$$V_{\text{ЗВ}} = 0,44 \cdot V_{\text{СО}} = 0,44 \cdot 20,49 = 9,016 \text{ тис. дол.}$$

Сума всіх вищезначених витрат буде складати середню виробничу вартість ЛА.

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

$$C_{\text{вир}} = 20 + 86 + 20,49 + 9,016 + 1,863 + 4,1 + 5,79 = 147,3 \text{ тис. дол.}$$

3.4 Оцінка ефективності виготовлення літального апарату в залежності від об'ємів їх реалізації на ринках збуту

Витрати на збут включають такі витрати, що пов'язані з реалізацією продукції. Витрати на збут, укрупнено можна планувати в розмірі 1,5% від виробничої собівартості:

$$V_{\text{збут}} = C_{\text{вир}} \cdot 0,015; \quad (3.16)$$

$$V_{\text{збут}} = 147,3 \cdot 0,015 = 2,2 \text{ тис. дол.}$$

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

$$C_{\text{пов}} = C_{\text{вир}} + V_{\text{збут}}; \quad (3.17)$$

$$C_{\text{пов}} = 147,3 + 2,2 = 149,51 \text{ тис. дол.}$$

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

$$P_{\text{ЛА}} = \frac{K_R \cdot C_{\text{пов}}}{100}, \quad (3.18)$$

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

$$P_{\text{ЛА}} = \frac{25 \cdot 149,51}{100} = 37,378 \text{ тис. дол.}$$

Розрахункова середня ціна літака без двигунів визначається:

$$C_{\text{ЛА без НДС}} = C_{\text{пов}} + P_{\text{ЛА}}; \quad (3.19)$$

$$C_{\text{ЛА без НДС}} = 149,51 + 37,378 = 186,89 \text{ тис. дол.};$$

$$C_{\text{ЛА}} = C_{\text{ЛА без НДС}} + \text{НДС}; \quad (3.20)$$

$$C_{\text{ЛА}} = 186,89 + 37,37 = 224,26 \text{ тис. дол.},$$

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

$$\text{НДС} = 0,2 \cdot C_{\text{ЛА без НДС}} = 0,2 \cdot 186,89 = 37,37 \text{ тис. дол.}$$

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

Вартість ТРДД в середньому дорівнює:

$$C_{\text{дв}} = 61,183 \cdot K_{\text{нво}} \cdot N_{\text{емах}}, \quad (3.20)$$

де $N_{\text{емах}}$ – максимальна еквівалентна потужність на валу, кВт.

$$C_{\text{дв}} = 61,183 \cdot 2 \cdot 149 = 18,23 \text{ тис. дол.}$$

Тоді розрахункова середня ціна одного літака з двигунами буде складати:

$$C_{\text{сдв}} = C_{\text{ла}} + 2 \cdot C_{\text{дв}} = 224,268 + 2 \cdot 18,23 = 260,73 \text{ тис. дол.}$$

3.5 Висновки щодо економічного розділу

Отже, не враховуючи спрощення конструктивні, простіші та дешевші матеріали, а також виготовлення в Україні (що призведе до пониження собівартості виробу за рахунок нижчої оплати труда), літак у описаній конфігурації коштуватиме \$260,7 тис. Усі розрахунки були проведені на аналізі ринку та потенційних клієнтів. Розраховано характеристики економічної ефективності та витрати на серійне виробництво одного літака.

СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

Розробка розподілу простору в літаку та його інтер'єру

Вступ

Слід врахувати, що 90% часу в польоті пасажир проводить на "самоті", оточений елементами інтер'єру. Стан, яких викликає в нього той чи інший настрій, залежить від стану інтер'єру. Чисті нові килими та чохли, зручні подушки на спинки та сидіння перетворюють політ на відпочинок, а сусіда на приємного співрозмовника.

Крім того, довгі перельоти дуже втомлюють, оскільки пасажир перебувають в невеликому просторі без можливості прийняти комфортну позу для сну, при цьому не заважаючи іншим. Тому була поставлена задача розробити салон літака, який був би не тільки комфортним, але й приємним на дотик та погляд. І при цьому використати матеріали та ресурси, які є доступними на нашому ринку, аби не бути залежним від імпорту, а також у доступному ціновому діапазоні, аби послугами даного розробленого літака могли користуватися люди середнього класу.

В даній частині не будуть розглянуті усі вище наведені аспекти, аби детально розглянути лише деякі з них, ознайомитись зі статистикою та наглядно проаналізувати розроблену 3д модель розподілу простору.

1. Попередні дослідження, аналіз даних та розробка розподілу простору розроблюваного літака

Найперші літаки були вузькими і довгими, а пасажирські сидіння сприймалися як нововведення, якість розкішне і необов'язкове доповнення. Першими сидіннями слугували звичайнісінькі стільці та крісла, ременів безпеки не було. Спочатку пасажир сиділи відразу за пілотом, перегородок не було. Згодом літаки ставали більшими і довгими, сидіння ставили у два ряди.

1950-1960-ті роки називають "золотим віком" пасажирської авіації. Перельоти тоді ще були дорогими, але інтер'єри літаків уже були схожі на сучасні. Ілюмінатори набули звичного вигляду, майже всі крісла дивилися вперед, але при цьому в кожного пасажира було достатньо місця для ніг.

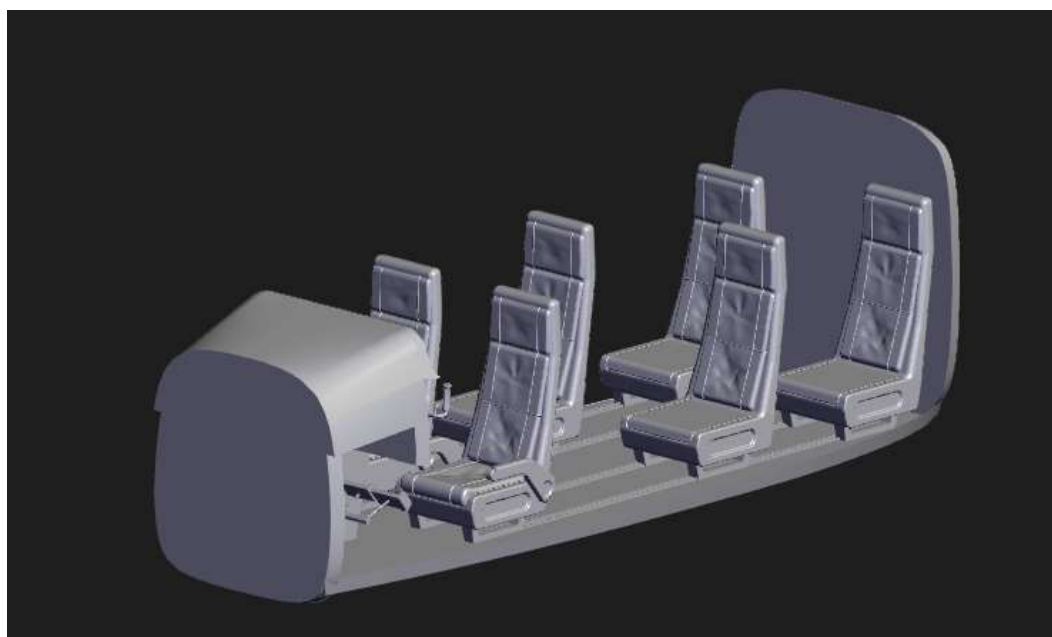
З того часу в інтер'єрі салону не спостерігалось значних змін, тому для статистичного аналізу можна взяти літаки розроблені з 90-років і до сьогодні.

Статистичний аналіз виконано на основі схем компонування літаків-прототипів і розроблено власну схему розміщення пасажирів (рис. 1).

Оскільки основною метою було забезпечити комфортабельність 6 пасажирів, то було проаналізовано основні аспекти, які можуть на це вплинути.

Основне, на що було звернена увага, це фізіологічні та психологічні аспекти.

По-перше, комфорт буде досягнуто за рахунок установки ергономічних полегшених крісел нового покоління та достатньої відстані між ними. Щоб було достатньо місця аби випрямити ноги розмістимо їх в шаховому порядку. Відстань між кріслами вздовж літака буде приблизно 60 см. Також передбачено відстань проходу більше ніж пів метра, аби йдучи до сан-вузлу або достаючи свої речі, людина не зачіпала інших пасажирів і не заважала комфортному польоту.



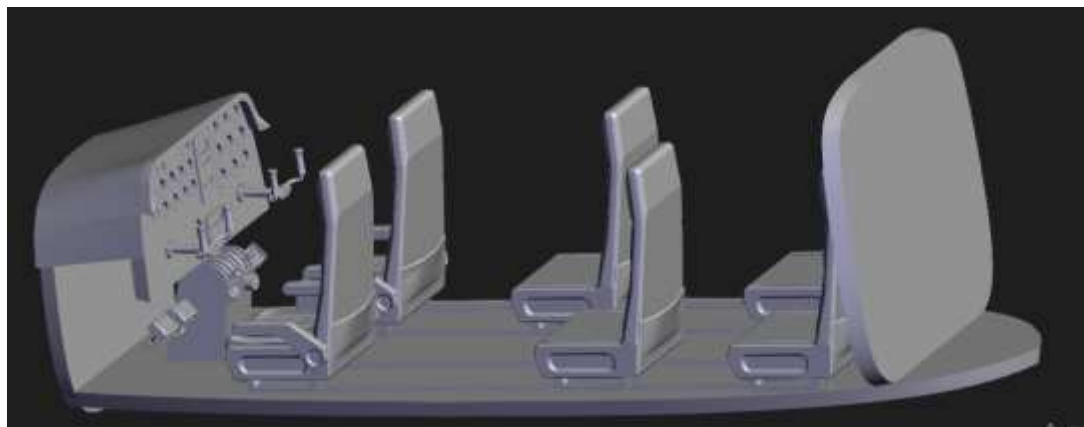


Рисунок 1 – 3D-модель розподілу простору

Наступний аспект - це середній зріст громадян та їх комплектація: чоловіки в Україні це приблизно - 180 см, жінки - 164 см, вага може варіюватись від 60 кг до 120 кг. Тому ширина крісел повинна бути не менше, ніж від 40 см до 50 см. У цьому діапазоні можна буде потім відкоригувати установку рядів крісел. Також обов'язково передбачені широкі спинки висотою більше метра і комфортною підставкою для голови (рис. 2).

Для кріплення крісел будуть передбачені не рейки, як це традиційно робиться на більшості літаків, а інший спосіб, що дає змогу використовувати нестандартні кабіни і розташовувати їх нестандартним чином.



Рисунок 2 – Приблизний зовнішній вигляд крісел

Крім того, завдяки сидінням, які швидко знімаються, великий об'єм кабіни можна налаштувати з меншою кількістю пасажирів для більшої кількості місця, простір відповідно до особистих уподобань. Дані сидіння сертифіковані та можуть бути налаштовані за лічені хвилини.

Якщо прибрати всі пасажирські сидіння, літак стане справжнім невеликим вантажним транспортним засобом, який може перевозити не просто вантаж, а й обладнання, або навіть носилки з людьми, якщо буде така потреба.

Також вирішення одного із психологічних аспектів це - наприклад, зміна схеми штучного освітлення для імітації добового ритму та необхідність візуального відчуття більшого простору (рис.3). Наприклад, замість шторок буде використано внутрішні затінені стекла. А встановлені електрохромні стекла збільшать комфорт перебування і дадуть відчуття дороговизни. Для літака це рішення коштуватиме трохи додаткової ваги та електроспоживання, але з економічної точки зору, використання такого інтер'єру не стане перешкодою для людей середнього класу, і вони все одно зможуть придбати білети на даний літак.



Рисунок 3 – Приклад використання штучного освітлення

Також ми не забули й про пілотів, для яких це в першу чергу робота, і ми також турбуємось про їх комфорт. Тому інформативна дошка приладів буде обладнана козирком від сонця; розроблені зручні та багатофункціональні ручки управління (джойстики) та педалі пілотів; використано ефективне освітлення салону за допомогою раціонально розміщених плафонів.

2. Використання матеріалів для інтер'єру салону. Розвиток ринку композиційних матеріалів для інтер'єру салону

Головна особливість створення інтер'єру закладається в тому, що усі системи, включно з інтер'єрними, мають задовольняти авіаційним нормам. Як і для будь-якої конструкторської роботи до них застосовані вимоги - зробити легше, дешевше, технологічніше. Крім того, що потрібно все зробити комфортно пасажиром і зручно бортпроводникам, не потрібно забувати про технологічність та безпеку. Тому авіаційні матеріали для інтер'єру салону розроблено таким чином, щоб максимально зменшити швидкість поширення полум'я в разі виникнення пожежі в салоні літака. Це дає змогу пасажиром покинути літак, незважаючи на загоряння полум'я в якомусь одному місці салону.

Подушки крісел

Подушки авіаційних крісел виготовлені з м'якого матеріалу, який називається пінополіуретан або поролон. Простіше - ППУ.

Поролон подушок авіаційних крісел - це м'який авіаційний негорючий матеріал (перевірений спеціальними випробуваннями на пожежну безпеку), призначений для використання в салоні пасажирського літака, в якому немає кватирок і вікон, призначених для провітрювання приміщення в разі загоряння подушки.

Відповідно до авіаційних правил, подушку поролону, одягнену в декоративний (а можливо, ще й у додатковий захисний) чохол із негорючої тканини, вдруге піддають вогневим випробуванням разом із чохлами в спеціальній лабораторії, для визначення показників горючості виробу в зборі.

Чохли крісел

Моделей і забарвлень чохлів крісел існує неймовірна кількість, показати все не можливо, тільки деякі приклади. Їх об'єднує одне - чохли виготовлені з авіаційних матеріалів і випробувані на горючість разом із подушкою.

Килими

Килими - теж дуже важливий елемент інтер'єру салону літака. Колір і стан килима формує у пасажира первісну думку про літак та про майбутній політ, у той момент, коли пасажир ступає на борт.

Килими виконують важливу функцію в забезпеченні безпеки пасажирів, у разі виникнення пожежі, будучи бар'єром (fireblocker) між полум'ям і пасажиром, який у разі виникнення пожежі дає змогу покинути салон без опіків.

Композиційні матеріали

З останніми роками композиційні матеріали набули більшої популярності для інтер'єру кабіни. Їх високе відношення міцності до ваги призвело до значної економії ваги, і тим самим підвищило паливну ефективність літака. Через це відбувся ріст ринку композитів для інтер'єру кабіни і дослідження прогнозують подальшу тенденцію росту даного матеріалу (рис. 4).

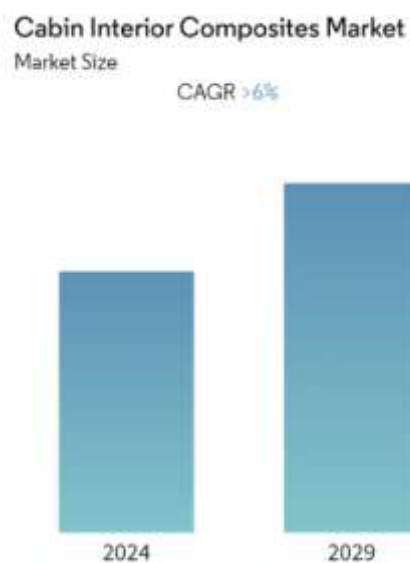


Рисунок 4 – Попередні дослідження та прогнози на основі статистики

Оптимізація комфорту пасажирів з використанням композиційних матеріалів полягає в інтегруванні великих багажних полиць, дизайнерських підлог, стельових панелей та сучасних спинок сидінь з положеннями для інтеграції складних розважальних систем.

Це можливо досягти завдяки співробітництву між OEM-виробниками літаків та дизайнерами інтер'єрів салонів першого рівня для розробки передових,

легких систем інтер'єру салону. Використання композитів у конструкції салону літака дуже вигідне завдяки їх відмінній стійкості до корозії, високої втомної міцності і довговічності. Економія палива за рахунок зниження вагових характеристик створює значні можливості для учасників ринку, особливо у програмах модернізації салонів.

Статистика використання композитів у інтер'єрі салону на 2021 рік (рис.5).

Cabin Interior Composites Market: Revenue Share (%) by Aircraft Type, 2021

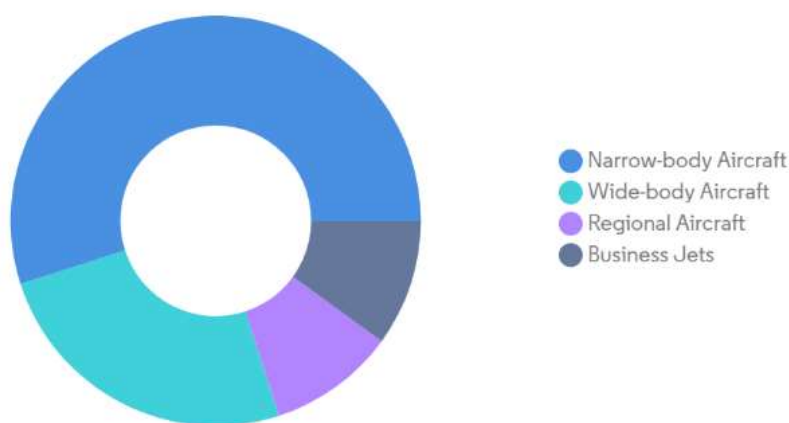


Рисунок 5 – Статистичні дані використання композитів у інтер'єрі літаків

3. Висновки щодо спеціальної частини

Наведемо декілька прикладів, що дана гілка стрімко розвивається.

В 2022 році компанія Airbus A320 ввела в експлуатацію перше в країнах СНГ автоматизоване виробництво композитних панелей для підлог салонів та багажних полиць літаків.

Collins Aerospace використала волокнисті армування, виготовлені з використанням композитних матеріалів для роботи з кожною точкою зіткнення з пасажиром, включаючи лампи для читання, клапани випуску повітря та освітлення чергового за викликом.

Отже з часом в інтер'єрі розроблюваного легкого літака також будуть використані легкі та міцні композиційні матеріали, аби нашим пасажиром було максимально комфортно.

ВИСНОВКИ

В кваліфікаційній роботі на тему «Легкий пасажирський літак з двома ДВС двигунами» було:

1. Проведено розробку концепції створення літака, визначено тактико-технічні характеристики і основні відносні параметри на основі статистичних даних;
2. Проведено розрахунок мас у трьох наближеннях, зроблено уточнення щодо вибору двигунів та оптимізацію конструктивно-силових параметрів літака;
3. Возроблено стандартну специфікацію літака та майстер-геометрію за допомогою програми Solidwork;
4. Визначено аеродинамічні характеристики такі, як лобовий опір, підйомна сила, поляра літака та аеродинамічна якість;
5. Визначено вплив проєктованих характеристик на його аеродинамічні й масові характеристики;
6. Розроблено майстер-геометрію літака крила;
7. Визначено навантаження, що діють на агрегат та спроектовано силовий елемент агрегату в регулярних і нерегулярних зонах;
8. Проведено проєктування пожежної системи та системи керування;
9. В технологічному розділі проведено аналіз кіля літака та розроблено схему конструктивно-технологічного членування агрегата та складального пристосування;
10. Розраховано основні тактико-економічні показники проєктування та виробництва літака в дослідницькому бюро та на серійному виробництві;
11. Розроблено спеціальну частину про розподіл простору й інтер'єру в салоні літака, проаналізовано вплив та розвиток композиційних матеріалів у використанні в салоні літака.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Буйвал, Л.Ю. Аванпроект цивільного легкого багатоцільового літака [Текст] / Л.Ю. Буйвал, А.М. Гуменний / Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології № 63 – X. : Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського «Харк. авіац. ін-т», 2014. – 12 с.

2. Розробка аванпроекту літака [Текст]: учб. посібник / А. К. Мялиця, Л. А. Малашенко, А. Г. Гребеніков. – X.: Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського "Харк. авіац. ін-т", 2010. – 233 с.

3. Арєпьев, А.Н. Проектування легких пасажирських літаків [Текст]: /А.И. Арєпьев. – М.: МЯТУГА, 2001. – 637 с.

4. Гуменний, А.М. Метод визначення злітної маси багатоцільового цивільного легкого літака укороченого зльоту та посадки на етапі попереднього проектування [Текст] / А.М. Гуменний, Л.Ю. Буйвал / Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології № 65 – X. : Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського «Харк. авіац. ін-т», 2014. – 19 с.

5. Проектування шасі літаків : підручник / І. В. Рябков, В. А. Трофімов, В. М. Павленко, М. Г. Толмачьов, Л. В. Капітанова, Ю. В. Бабенко. Харків : ХАІ, 2011. 340 с.

ISBN 978-966-662-245-0

URL: <https://library.khai.edu/library/fulltexts/metod/RabkovProekyuvanna.pdf>

6. Капітанова Л.В., Николаєнко В.Н., Рєдько А.А., Рябков В.И., Трубаєв С.В., Цєпляєва Т.П. Проектування лонжеронів крила літака. - Навчальний посібник - Харків: Нац.аерокосм.ун-т, 2006.-72с.

7. Посібник з льотної експлуатації літака М-101Т «ГЖЕЛЬ» в 2 кн. [Текст] – М., 2002. Кн. 2. – 364с.

8. Кривцов, В.С. Основи аерокосмічної техніки [Текст] : посібник в 2 ч. / В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, М.Н. Федотов. – X. : Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського "Харк. авіац. ін-т", 2003. – Ч. 2. – 901 с.

9. Капітанова Л. В., Рябков В. І. Будова і проектування механічних каналів основного керування літаків : навч. посіб. Харків : ХАІ, 2022. 130 с.

ISBN 978-966-662-896-4

URL: https://library.khai.edu/library/fulltexts/metod/Kapitanova_Budova.pdf

10. Проектування літаків: Лаб. практикум / А.Г. Гребеніков, А.А. Кобылянський, В.Н. Король, В.Н. Желдоченко, В.А. Урбанович, Е.В. Цегельник. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ», 2002. – 176 с.

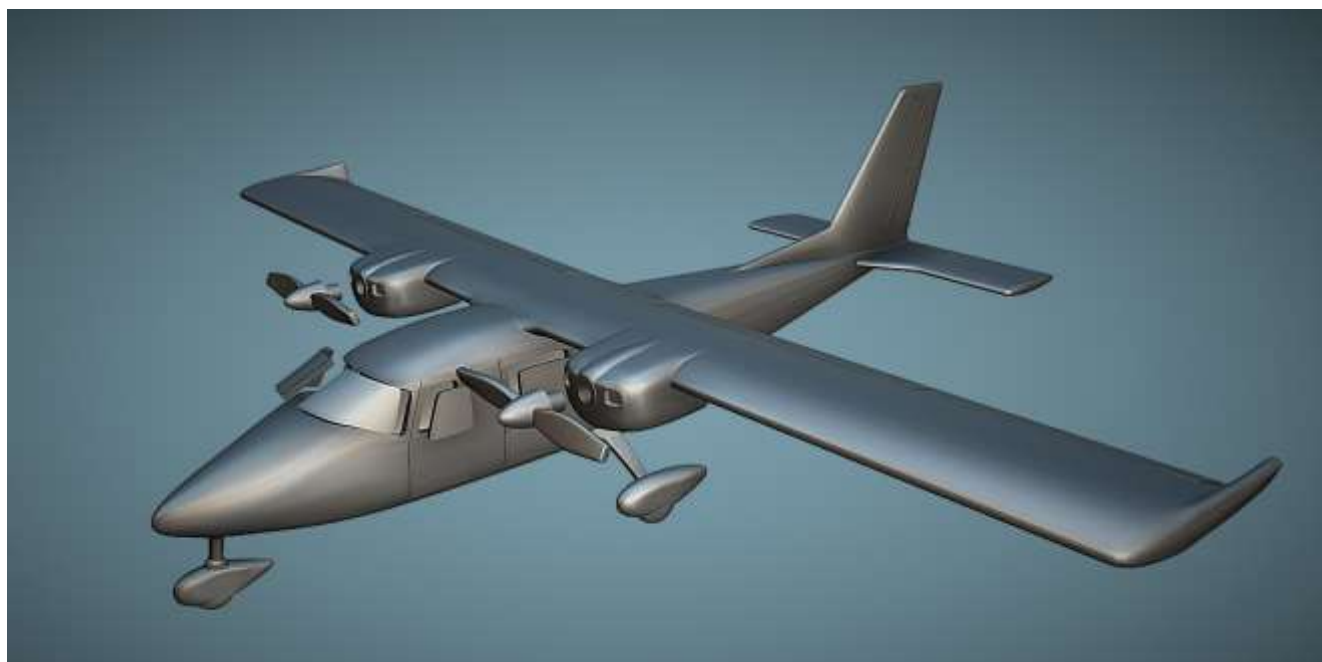
11. Балабуєв, С.А. Бичков, А.Г. Гребеніков, В.Н. Желдоченко, А.А. Кобылянський, А.К. М्याлиця, В.И. Рябков, Т.П. Цепляєва. Основи загального проектування літака з газотурбінними двигунами – Навчальний посібник. Частина 1,2 – Харків: Національний аерокосмічний університет – «ХАІ», 2003. – 454с.

12. Устаткування літаків: Навч. посібник/ А.Г. Гребеніков, А.А. Кобылянський, В.В. Буланов, С.А. Бичков. – Харків: Харк. авіац. ін-т, 1988. – 102 с.

13. Курочка, Г.Ф. Літно-технічні характеристики, поздовжня стійкість та керованість літака [Текст]: навч. посібник 2-ге вид. перероб. и доп. / Г.Ф. Курочка. – Харк. : Харк. аерокосм. ун-т ім. М.Е. Жуковського "Харк. авіац. ін-т", 1999. – 188 с.

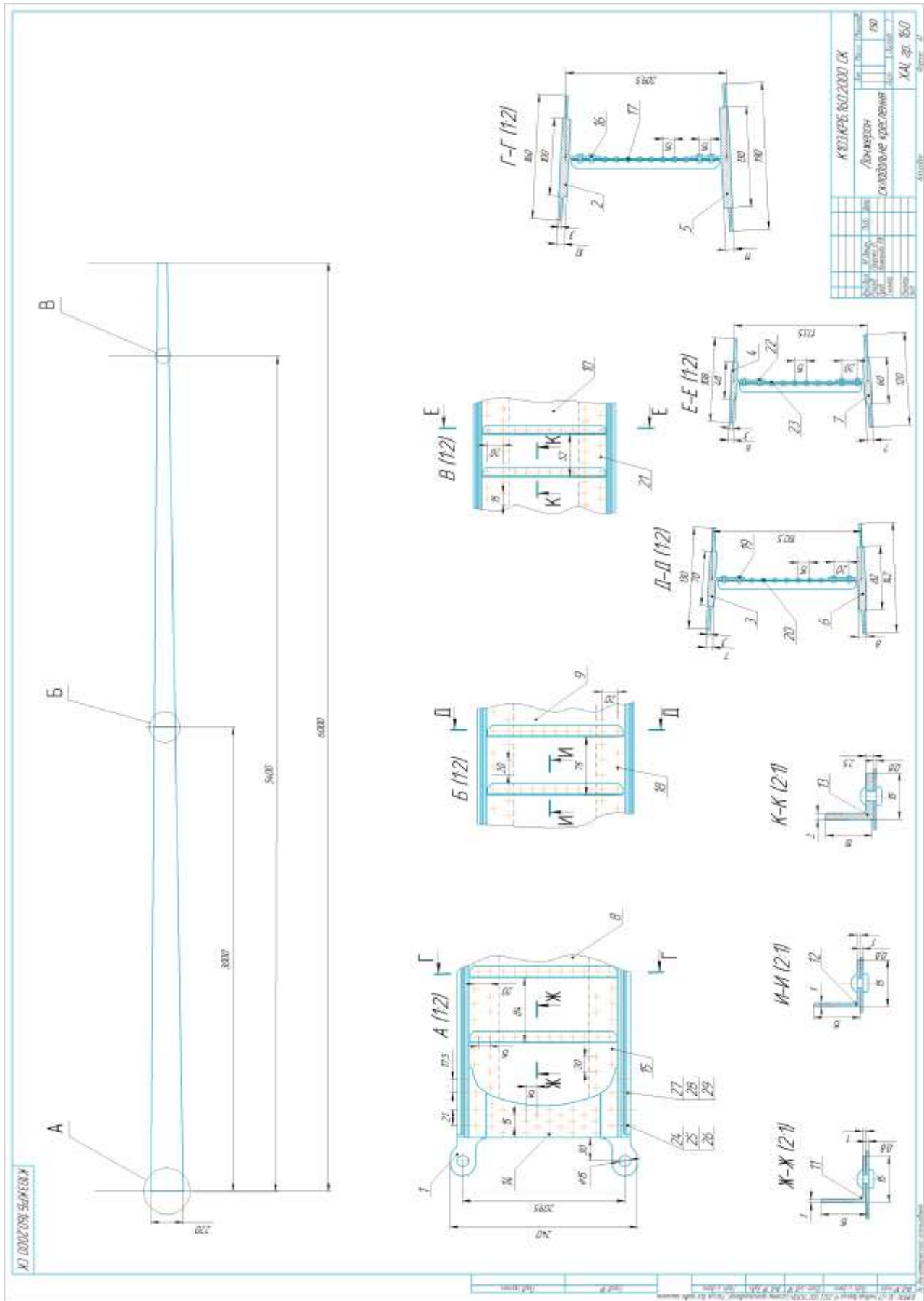
14. Авіаційні силові установки [Текст] : консп. лекцій / Р. Ю. Цуканов, О. І. Риженко, С. В. Єпіфанов. — Х.: Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ», 2017. — 550 с.

ДОДАТОК В
Майстер-геометрія проєктованого літака



ДОДАТОК Г

Складальне креслення лонжерона крила



Специфікація

| Форма m | Зона | Поз | Обозначение | Наименование | Кол | Масса | Материал | Примечание |
|------------|------|-----|----------------------|--|-----|-------|----------|------------|
| | | | | <u>Документація</u> | | | | |
| A2 | | | K103.KPB.160.2000 СК | Складальне креслення Пояснювальна записка | | | | |
| | | | | <u>Складальні одиниці</u> | | | | |
| | | 1 | | Вушко точкового стикового вузла | | | ЗОХГСА | |
| | | 2 | | Пояс верхній | | | Д16Т | |
| | | 3 | | Пояс верхній | | | Д16Т | |
| | | 4 | | Пояс верхній | | | Д16Т | |
| | | 5 | | Пояс нижній | | | Д16Т | |
| | | 6 | | Пояс нижній | | | Д16Т | |
| | | 7 | | Пояс нижній | | | Д16Т | |

| | | | | | | | | | |
|---------|------|--------------|--------|------|-------------------|--|--|--|--|
| | | | | | K103.KPB.160.2000 | | | | |
| № | Лист | № докум | Підпис | Дата | Специфікація | | | | |
| Разроб | | Пророжа В.С. | | | | | | | |
| Провер | | Калюжана ІВ | | | | | | | |
| Т.контр | | | | | | | | | |
| Н.контр | | | | | | | | | |
| Читб. | | | | | ХАІ зр.160 | | | | |

| Форма | Зона | Поз | Обозначение | Наименование | Кол | Масса | Материал | Примечание |
|-------|------|-----|-------------|--|-----|-------|----------|------------|
| | | 8 | | Стінка | | | Д16 | |
| | | 9 | | Стінка | | | Д16 | |
| | | 10 | | Стінка | | | Д16 | |
| | | 11 | | Профіль Д16-Т-ПР100-2 | | | Д16Т | |
| | | 12 | | Профіль Д16-Т-ПР100-2 | | | Д16Т | |
| | | 13 | | Профіль Д16-Т-ПР100-1 | | | Д16Т | |
| | | | | <u>Стандартні бироуди</u> | | | | |
| | | 14 | | Заклепка З-9-Ан.Окс.-ОСТ 1 34.040-79 | | | В65 | |
| | | 15 | | Заклепка З,5-9 Ан.Окс.-ОСТ 1 34.040-79 | | | В65 | |

| | | | | | | | | | |
|---|------|---------|--------|------|-------------------|--|--|--|--|
| | | | | | K103.KPB.160.2000 | | | | |
| № | Лист | № докум | Підпис | Дата | Специфікація | | | | |
| | | | | | | | | | |
| | | | | | | | | | |
| | | | | | | | | | |
| | | | | | | | | | |

| Формат | Зона | Поз. | Обозначение | Наименование | Кол. | Масса | Материал | Примечание |
|--------|------|------|-------------|---------------------------------------|------|-------|----------|------------|
| | | 16 | | Заклепка 4-10 Ан.Окс.-ОСТ 1 34040-79 | | | В65 | |
| | | 17 | | Заклепка 3-7-Ан.Окс.-ОСТ 1 34040-79 | | | В65 | |
| | | 18 | | Заклепка 3-7-Ан.Окс.-ОСТ 1 34040-79 | | | В65 | |
| | | 19 | | Заклепка 3,5-8-Ан.Окс.-ОСТ 1 34040-79 | | | В65 | |
| | | 20 | | Заклепка 3-5-Ан.Окс.-ОСТ 1 34040-79 | | | В65 | |
| | | 21 | | Заклепка 3-6-Ан.Окс.-ОСТ 1 34040-79 | | | В65 | |
| | | 22 | | Заклепка 3-5-Ан.Окс.-ОСТ 1 34040-79 | | | В65 | |
| | | 23 | | Заклепка 3-6-Ан.Окс.-ОСТ 1 34040-79 | | | В65 | |
| | | 24 | | Болт 6-20-Ц ОСТ 1 31124-80 | | | 30ХГСА | |

| | | | | | | | | |
|---|------|----------|---------|------|-------------------|--|--|--|
| | | | | | | | | |
| № | Лист | № докум. | Подпись | Дата | К103.КРБ.160.2000 | | | |

| Формат | Зона | Поз. | Обозначение | Наименование | Кол. | Масса | Материал | Примечание |
|--------|------|------|-------------|-------------------------------|------|-------|----------|------------|
| | | 25 | | Гайка 6-Ц ОСТ 1 33018-80 | | | 30ХГСА | |
| | | 26 | | Шайба 1-6-16-Ц ОСТ1 34507-80. | | | 30ХГСА | |
| | | 27 | | Болт 5-16-Ц ОСТ 1 31124-80 | | | 30ХГСА | |
| | | 28 | | Гайка 5-Ц ОСТ 1 33018-80 | | | 30ХГСА | |
| | | 29 | | Шайба 1-5-16-Ц ОСТ1 34507-80 | | | 30ХГСА | |

| | | | | | | | | |
|---|------|----------|---------|------|-------------------|--|--|--|
| | | | | | | | | |
| № | Лист | № докум. | Подпись | Дата | К103.КРБ.160.2000 | | | |

ДОДАТОК Е

Членування кіля

К103ЖРРБ.160.000.00 СК

К103ЖРРБ.160.000.00 СК

The diagram shows an exploded view of a keel assembly. The components are numbered as follows:

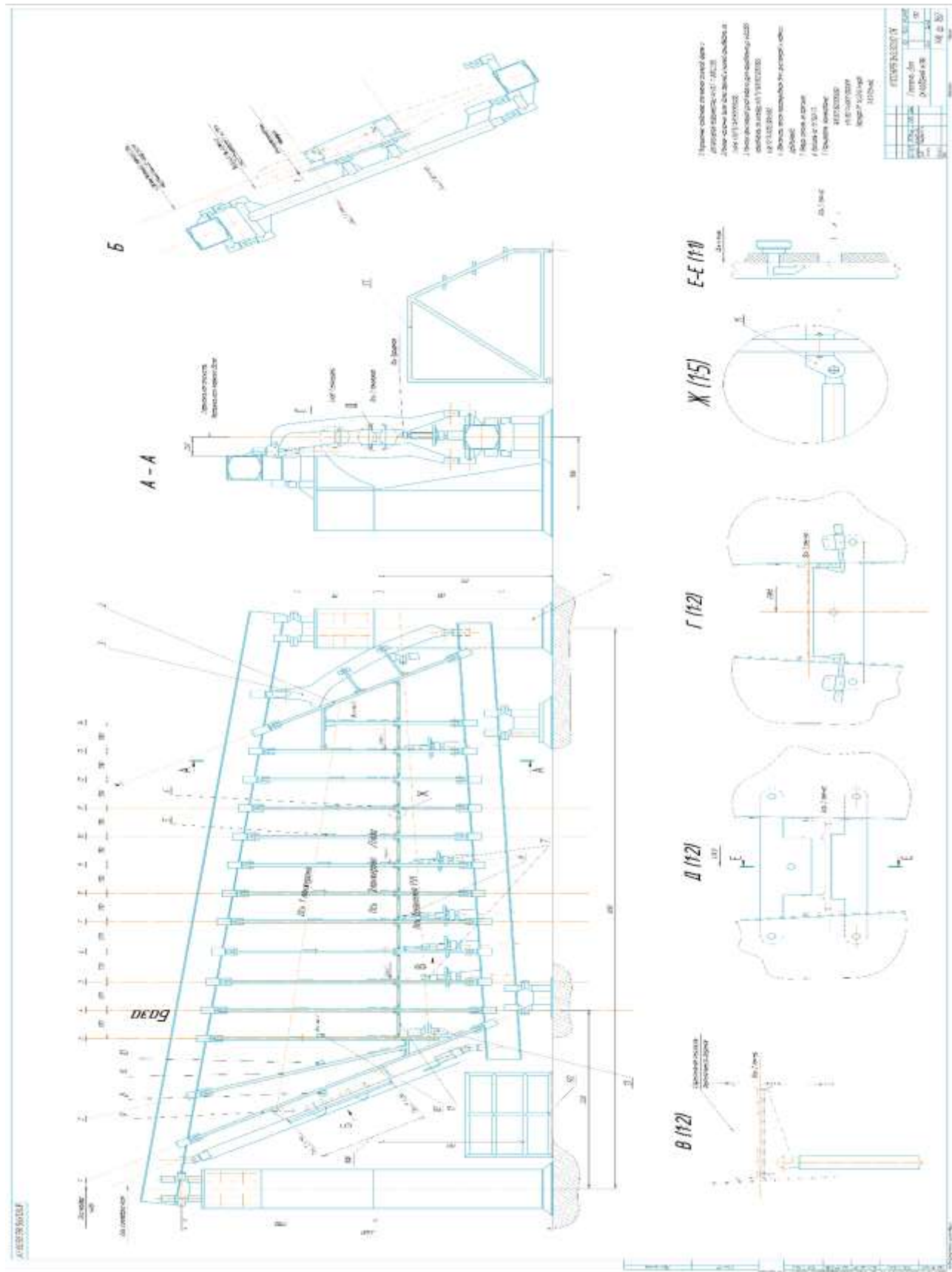
- 1: Демонтований №1 (Disassembled #1)
- 2: Стяжка (Clamp)
- 3: Листочки графит (Graphite sheets)
- 4: Демонтований №4 (Disassembled #4)
- 5: Неробота 1 (Неробота неробота) (Part 1)
- 6: Неробота 2 (Part 2)
- 7: Неробота 3 (Part 3)
- 8: Неробота 4 (Part 4)
- 9: Неробота 5 (Part 5)
- 10: Неробота 6 (Part 6)
- 11: Неробота 7 (Part 7)
- 12: Заключітка (Clamp)
- 13: Насадка частинки кіля (Keel part fitting)
- 14: Вузол набудовання №1 (Assembly node #1)
- 15: Вузол набудовання №2 (Assembly node #2)
- 16: Вузол набудовання №3 (Assembly node #3)
- 17: (Additional part)

| № п/п | № документа | Назва | Матеріал | Кількість | Примітки |
|-------|------------------------|--|----------|-----------|----------|
| 1 | К103ЖРРБ.160.000.00 СК | Стекло конструктивної-термоміцного членування кіля | | 1,25 | |
| 2 | | Кіля | | | |
| 3 | | Кіля | | | |
| 4 | | Кіля | | | |
| 5 | | Кіля | | | |
| 6 | | Кіля | | | |
| 7 | | Кіля | | | |
| 8 | | Кіля | | | |
| 9 | | Кіля | | | |
| 10 | | Кіля | | | |
| 11 | | Кіля | | | |
| 12 | | Кіля | | | |
| 13 | | Кіля | | | |
| 14 | | Кіля | | | |
| 15 | | Кіля | | | |
| 16 | | Кіля | | | |
| 17 | | Кіля | | | |

| | | |
|------------|--------------|--|
| Відомості: | № документа: | К103ЖРРБ.160.000.00 СК |
| Розробник: | Назва: | Стекло конструктивної-термоміцного членування кіля |
| Перевірив: | Матеріал: | |
| Затвердив: | Кількість: | 1,25 |
| Датум: | Примітки: | |
| Будівля: | | |

К103ЖРРБ.160.000.00 СК

ДОДАТОК 3 Складальне креслення стапеля



Специфікація

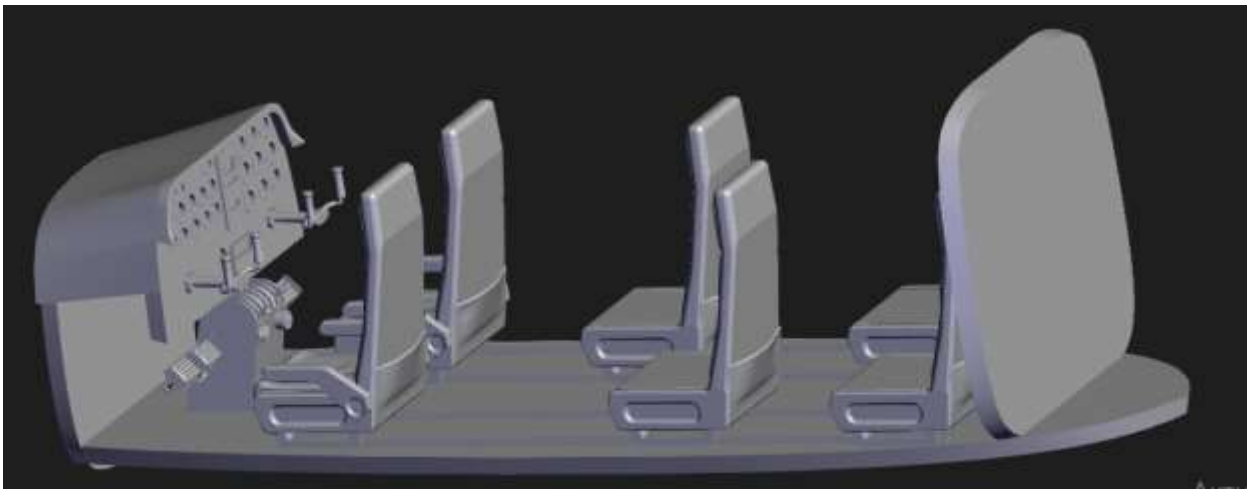
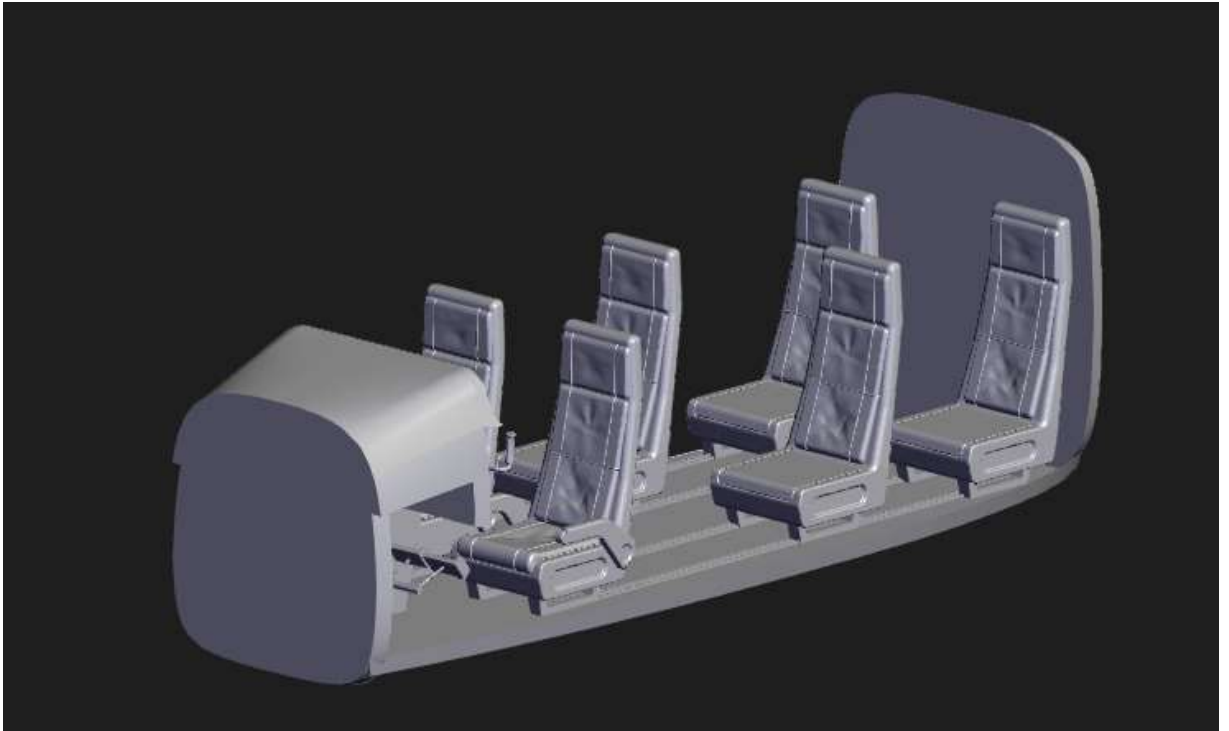
| Перв. примен. | | Формат | Знач. | Пас. | Обозначение | Наименование | Кол. | Примечание | |
|---------------|----|---------------------------|---------------|-------|-----------------------|--|---------------------|------------|--------|
| | | | | | | Документація | | | |
| | | A2 | | | K103.KPБ.160.00.00 СК | Складальне креслення | | | |
| | | | | | | Складальні одиниці | | | |
| Справ. № | | | 1 | | K103.KPБ.160.00.01 | Каркас пристосування | 1 | | |
| | | | 2 | | K103.KPБ.160.00.02 | Схема рубильників | 1 | | |
| | | | 3 | | K103.KPБ.160.00.03 | Схема ложементів під носок кіля | 1 | | |
| | | | 4 | | K103.KPБ.160.00.04 | Фіксація 2 лонжерона | 30 | | |
| | | | 5 | | K103.KPБ.160.00.05 | Фіксація 1 лонжерона | 30 | | |
| | | | 6 | | K103.KPБ.160.00.06 | Фіксація кронштейнів бустерного відсіку | 2 | | |
| | | | 7 | | K103.KPБ.160.00.07 | Фіксація вузлів навішування руля направлення | 3 | | |
| | | | 8 | | K103.KPБ.160.00.08 | Фіксація панелей за СО | 8 | | |
| | | | 9 | | K103.KPБ.160.00.09 | Фіксатор по стику стабілізатора з кілем | 1 | | |
| | | | 10 | | K103.KPБ.160.00.10 | Фіксація обшивок | 8 | | |
| | | | 11 | | K103.KPБ.160.00.11 | Схема розпарки | 1 | | |
| | | | 13 | | K103.KPБ.160.00.12 | Підставка | 1 | | |
| | | | 14 | | K103.KPБ.160.00.13 | Фіксація нівелювальних точок | 1к-т | | |
| | | | 15 | | K103.KPБ.160.00.14 | Кронштейн | 48 | | |
| | | Взам. инв. № | | | 50 | | K103.KPБ.160.00.50 | Драбина | 1 |
| | 51 | | | | K103.KPБ.160.00.51 | Драбина | 1 | | |
| Подп. и дата | | K103.KPБ.160.00.00 | | | | | | | |
| | | Изм. Лист | № докум. | Подп. | Дата | | | | |
| Инв. № подл. | | Разраб. | Пророка В.С. | | | Станель складання кіля | Лит. | Лист | Листов |
| | | Пров. | Мауорова К.В. | | | | | | |
| Подп. и дата | | И.контр. | | | | Специфікація | ХАИ, гр. 160 | | |
| | | Утв. | | | | | | | |

Не для коммерческого использования

Копировал

Формат А4

ДОДАТОК И
3D-модель розподілу простору



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

Кафедра проектування літаків та вертольотів

**Дипломний проєкт магістра на тему:
«Легкий пасажирський літак з двома ДВС двигунами»**

Виконав: студент 160 групи

Пророка В.С.

Керівник проєкту: д-р. техн. наук, доцент каф.103

Капітанова Л.В.

Харків 2024

Літаки-прототипи



PA-34 Seneca



Cessna 303 Crusader



CESSNA 310



Beechcraft 76 Duchess



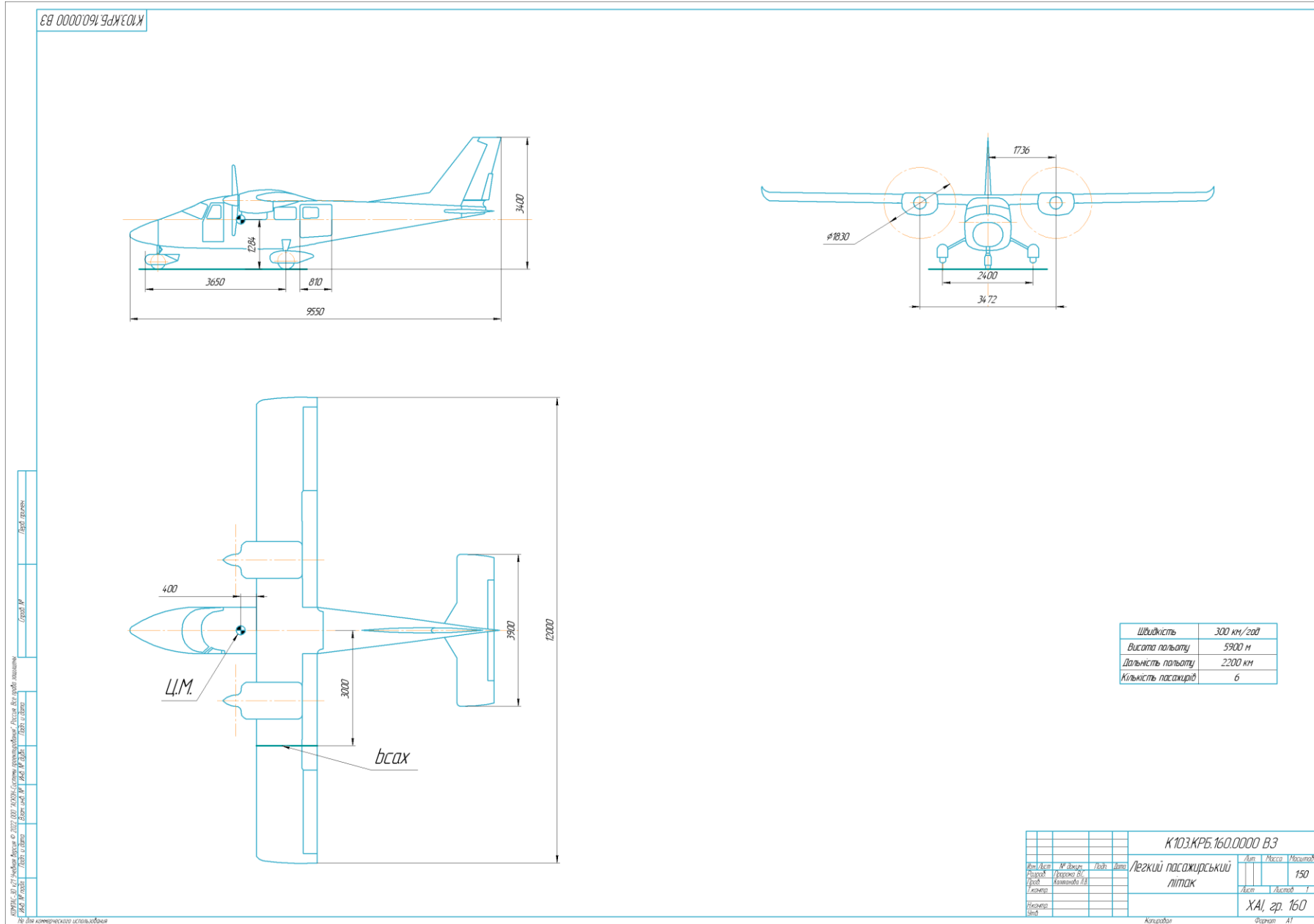
Beechcraft Baron G58

КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

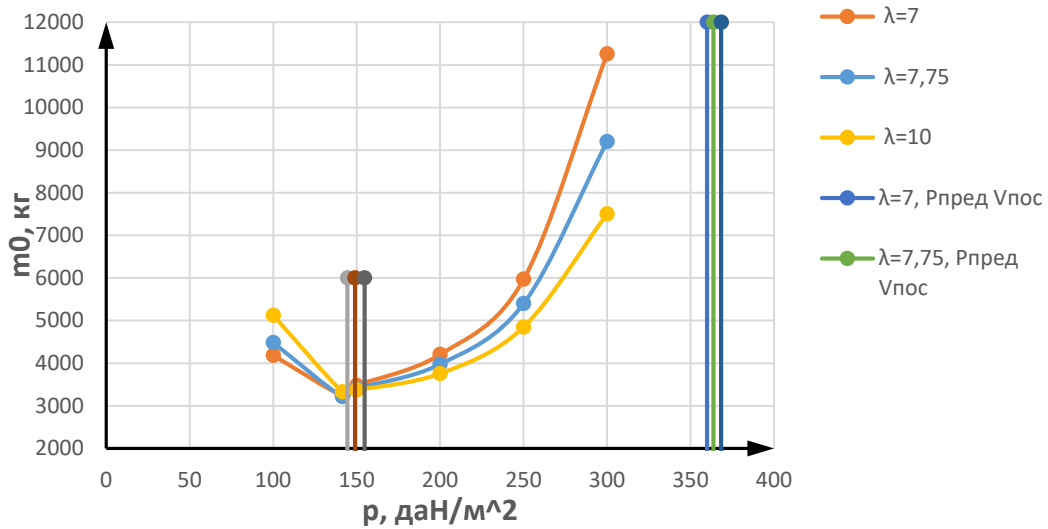
Вихідні данні:

- Дальність польоту 2200 км;
- Висота польоту 5000 км;
- Крейсерська швидкість польоту 300 км/год;
- Максимальна швидкість польоту 350 км/год;
- Кількість пасажирів 6 чол.;
- Кількість екіпажу 1 чол.

Загальний вигляд літака



Розрахунок злітної маси в трьох наближеннях



Для визначення маси в першому наближенні розрахунки виконані на ЕОМ, побудовані графіки.

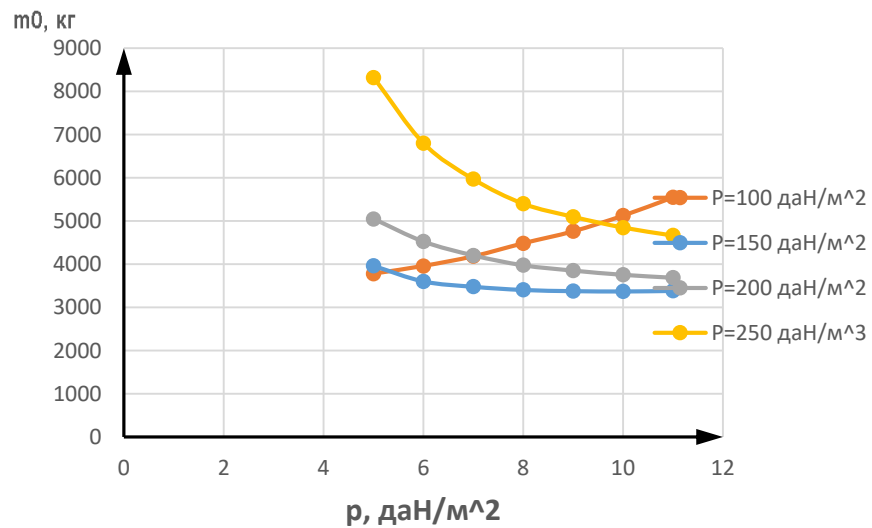
$$m_0^I_{\min} = 3215 \text{ кг.}$$

Для визначення маси в другому наближенні використовувались формули представлені в роботі.

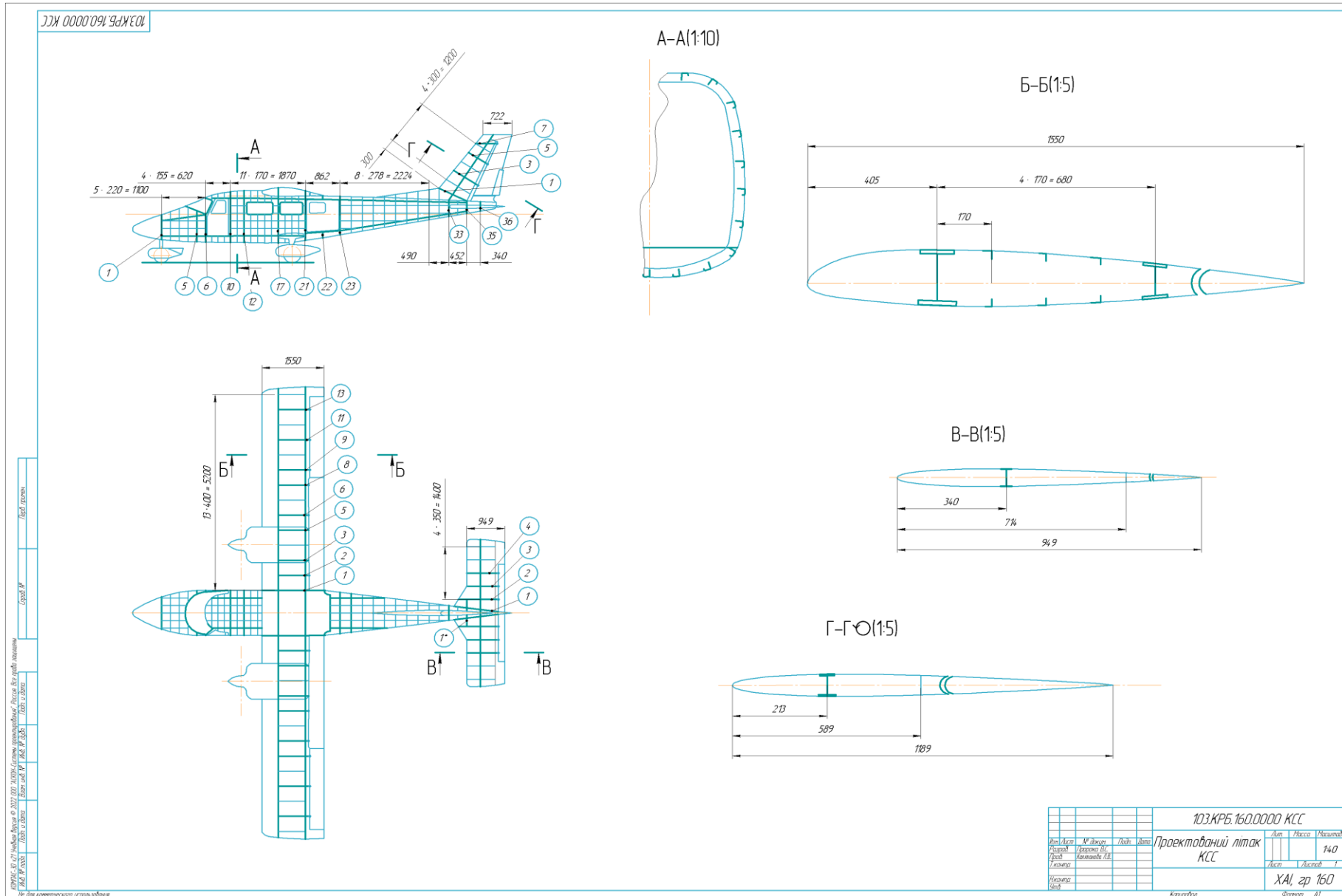
$$m_0^{II} = 2372 \text{ кг.}$$

Після підбору двигуна визначаємо маси в третьому наближенні.

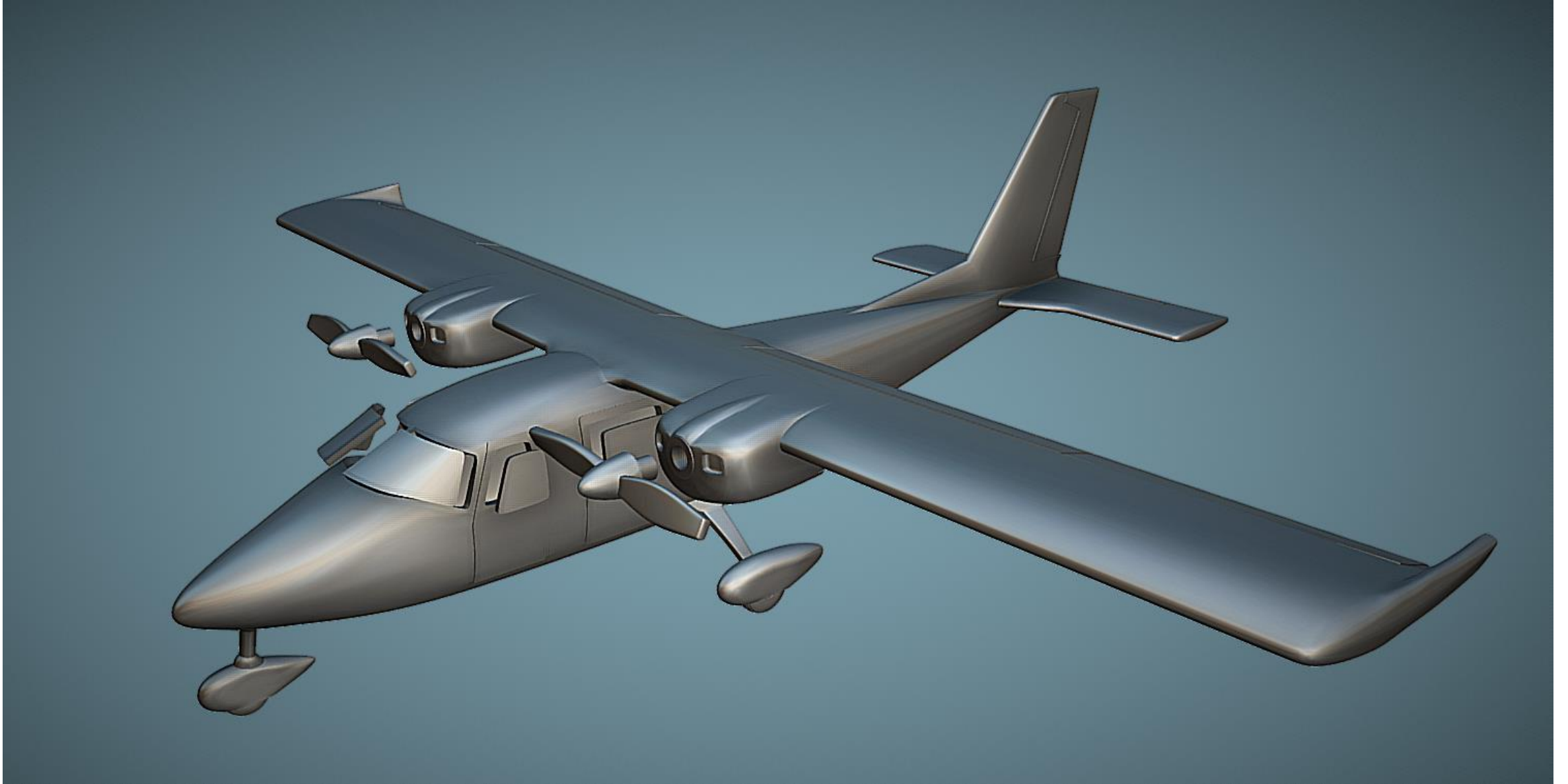
$$m_0^{III} = 2195 \text{ кг.}$$



Конструктивно-силова схема літака



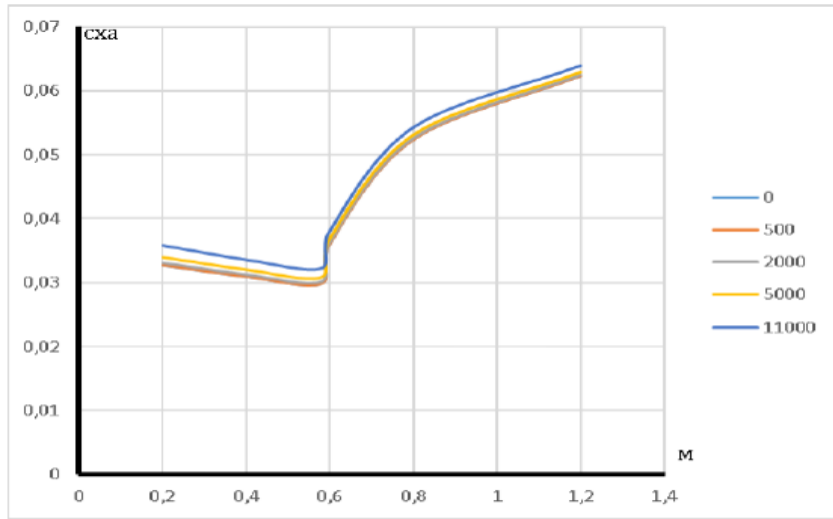
Майстер-геометрія проєктованого літака



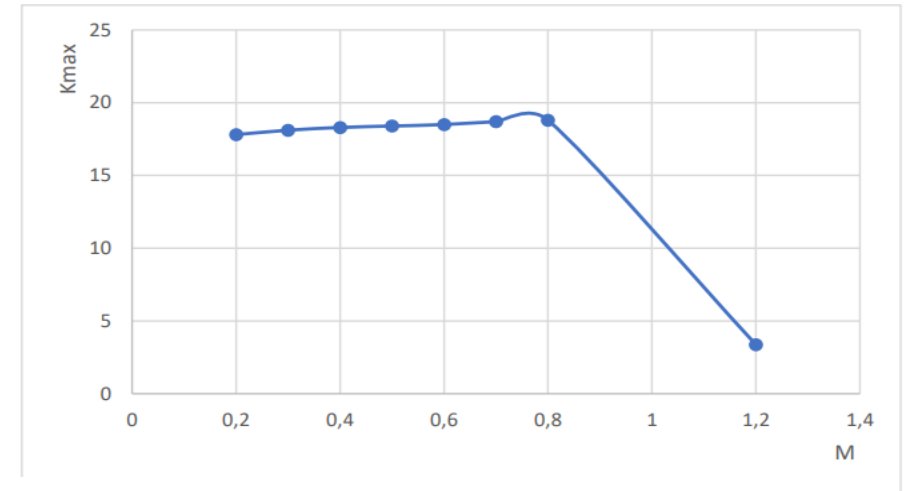
Майстер-геометрія проєктованого літака



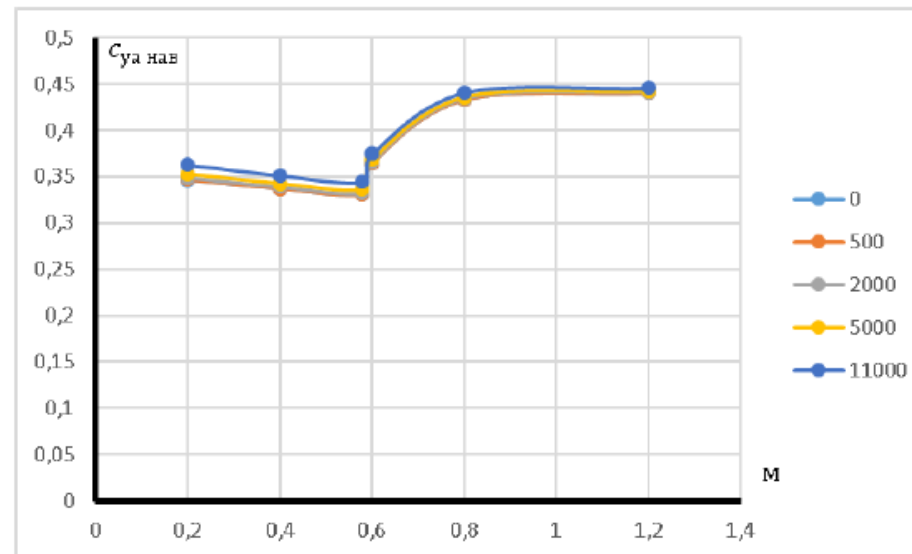
Аеродинамічні характеристики літака



Залежність коефіцієнта лобового опору при нульовій підйомній силі від чисел Маха та заданих висот

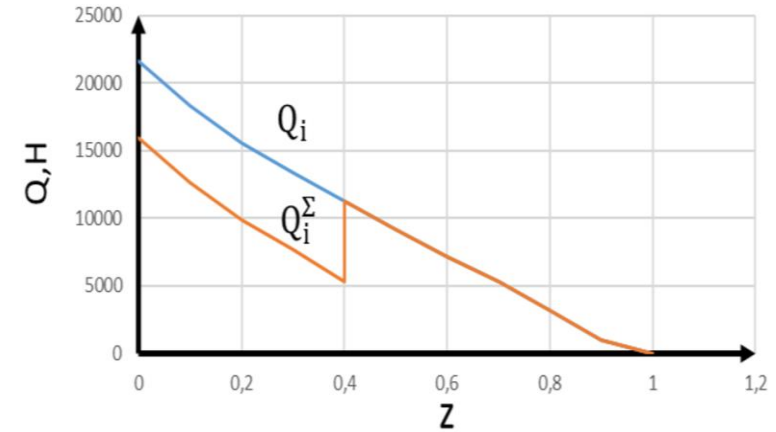
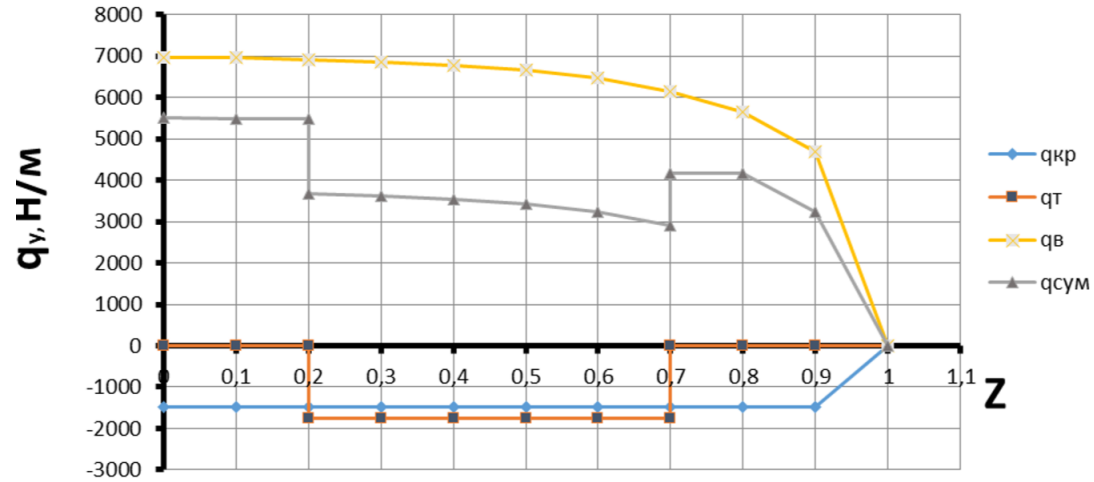


Залежність максимальної якості від чисел Маха при крейсерській висоті польоту



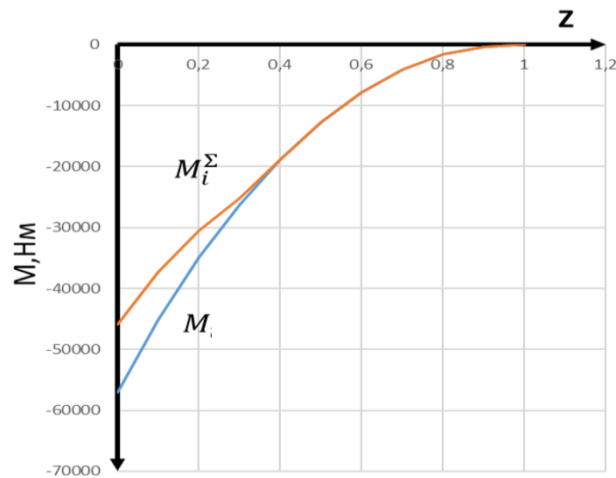
Залежність найвигіднішого коефіцієнта підйомної сили від чисел Маха та заданих висот польоту

Розрахунок навантажень, що діють на крило

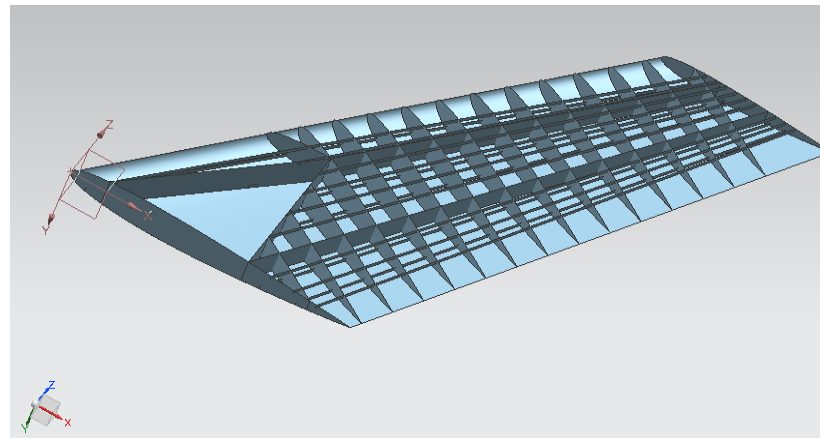


Еюра розподілу поперечних сил

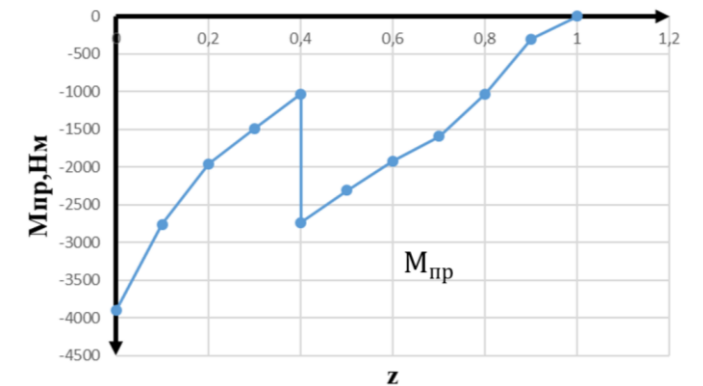
Еюра розподілу погонних навантажень



Еюра розподілу згинальних моментів

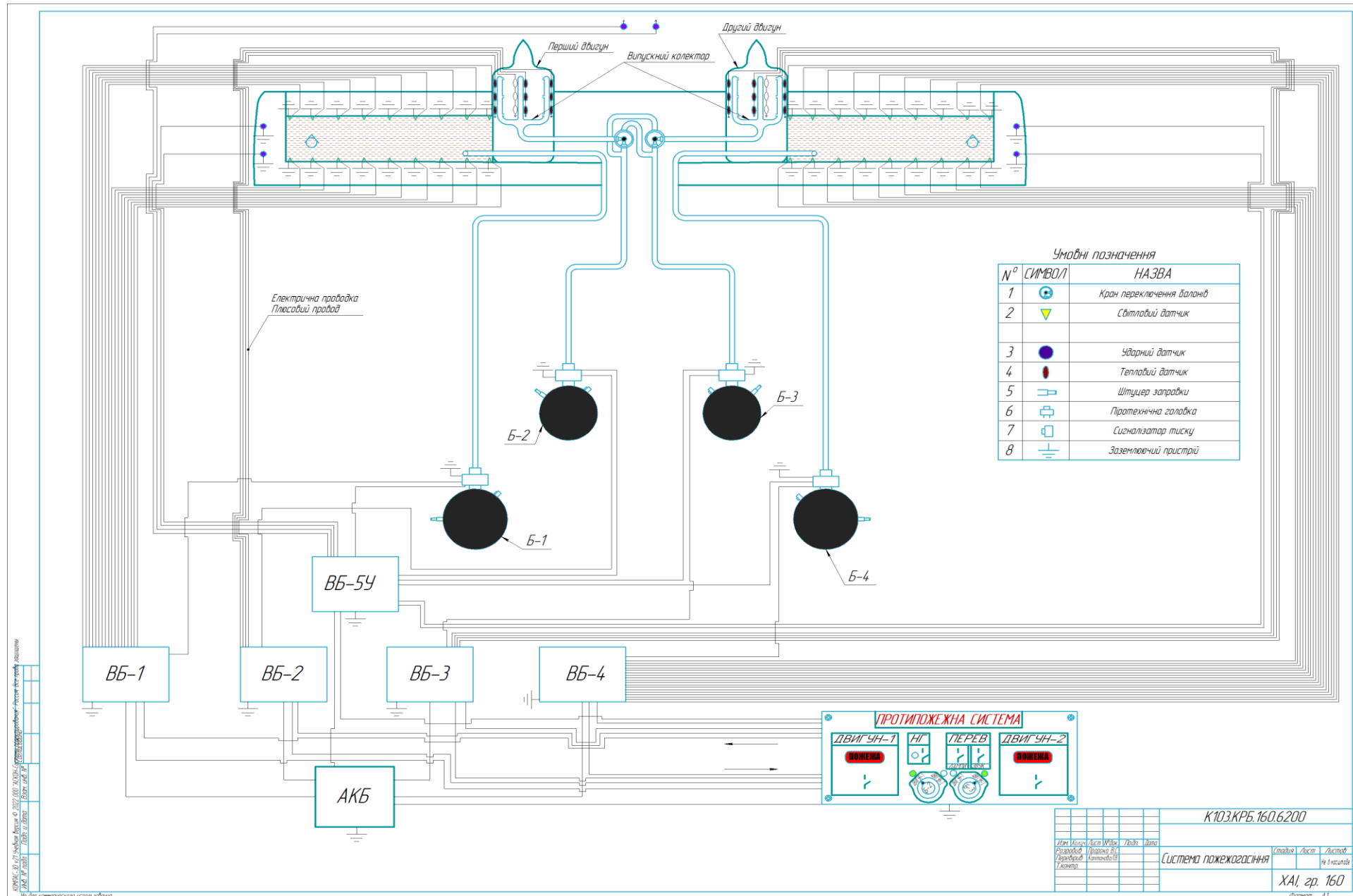


Майстер-геометрія крила



Еюра розподілу приведених моментів

Протипожежна система



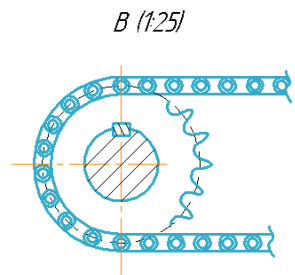
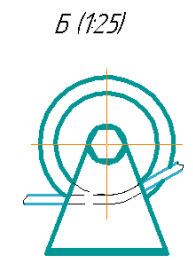
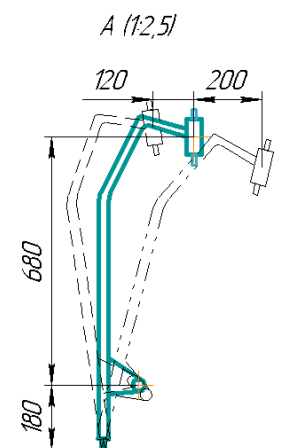
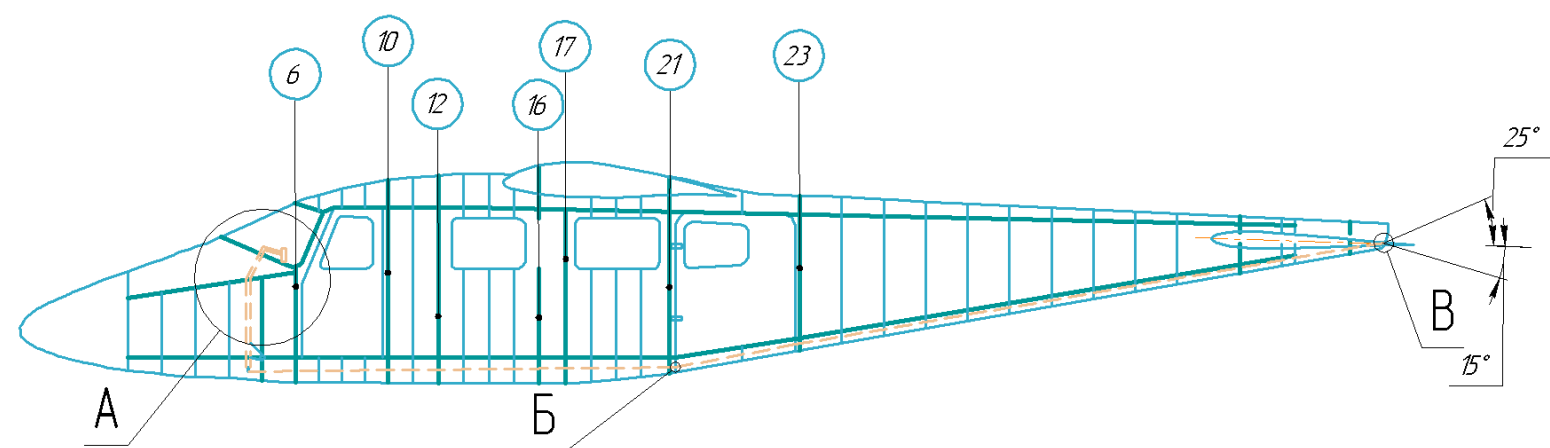
Система керування рулем висоти

К103.КРБ.160.5100

Періодичн.

Сторін. №

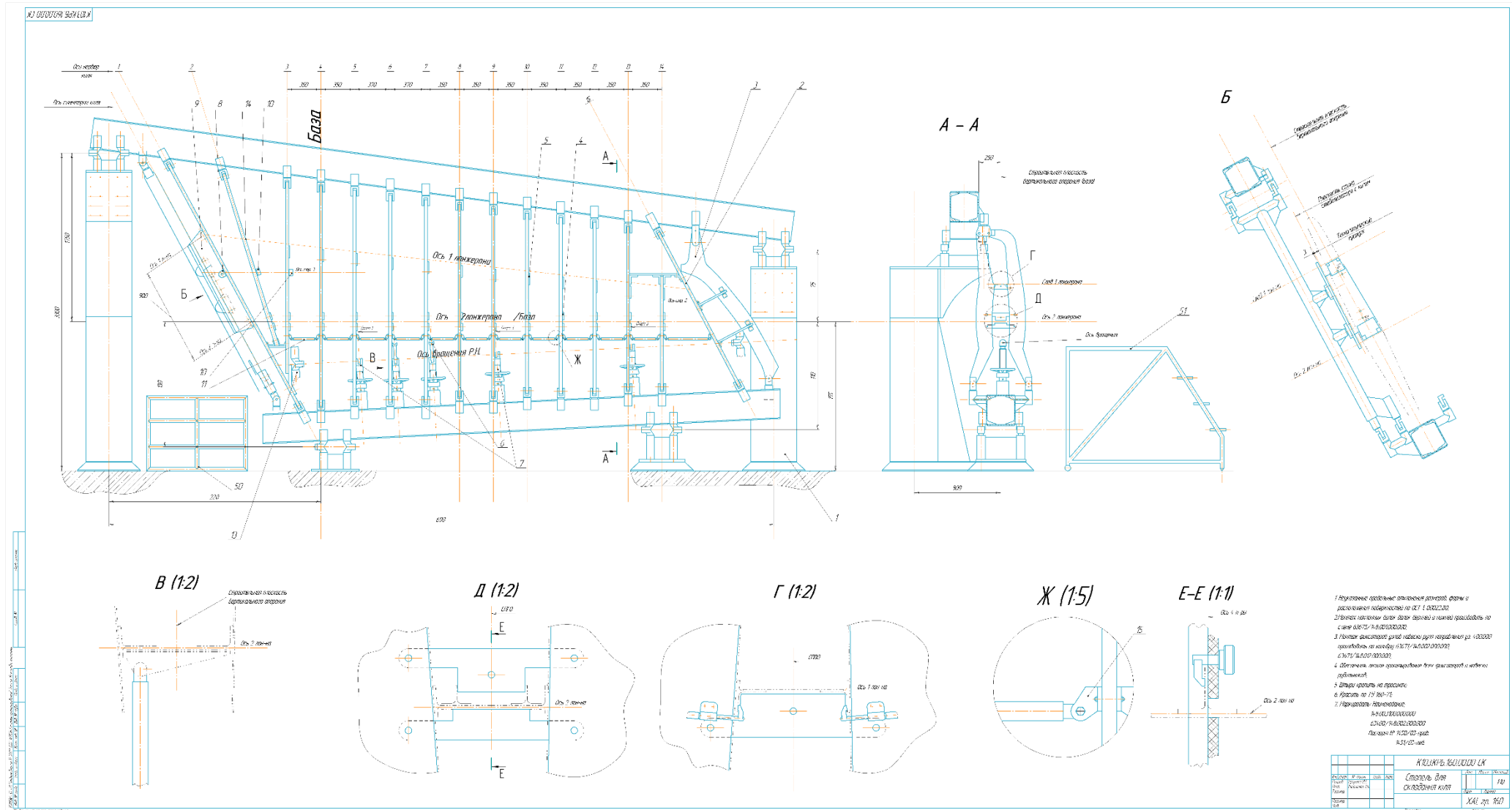
КОМПАС-3D v21 Учебная версия © 2022 ООО "АСКОН-Системы проектирования", Россия. Все права защищены.
 Изд. № подл. Лист и дата
 Изд. № докум. Лист и дата
 Взам. инв. № Лист и дата



| | | | | |
|----------|------|-----------------|-------|------|
| Изм. | Лист | № докум. | Подп. | Дата |
| Разраб. | | Прораба В.С. | | |
| Проект. | | Калитанова Л.В. | | |
| Т.контр. | | | | |
| Н.контр. | | | | |
| Чтб | | | | |

| | | |
|----------------------|--------|---------|
| К103.КРБ.160.5100 | | |
| Система керування КВ | | |
| Лит. | Масса | Масштаб |
| | | 1:1 |
| Лист | Листов | 1 |
| XA1, зр. 160 | | |

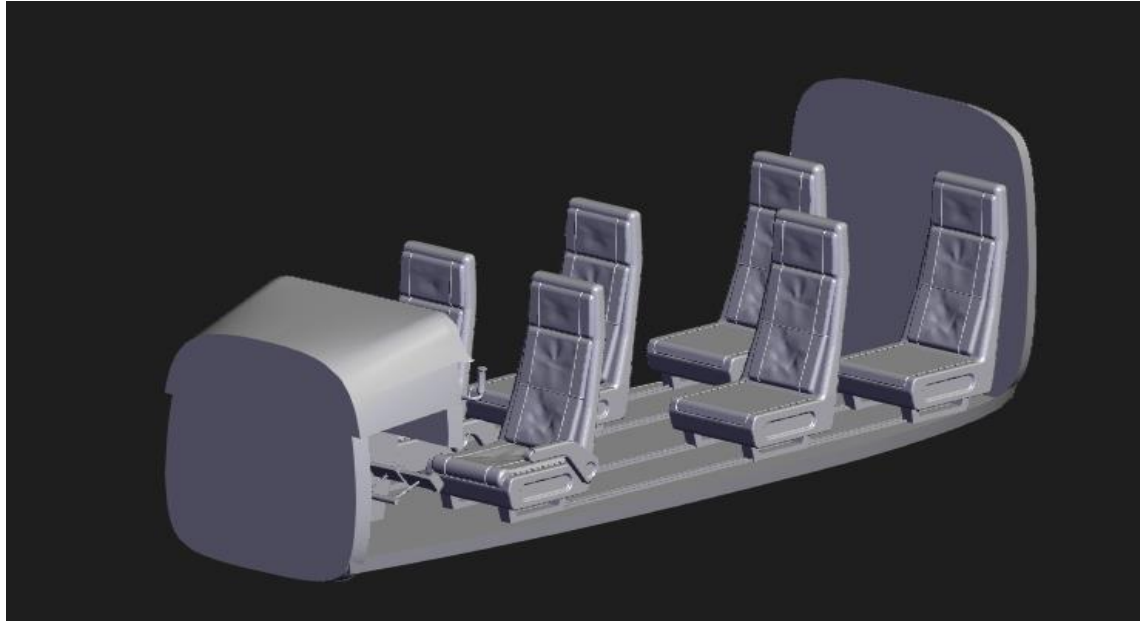
Складальне креслення пристосування



ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

- Виробнича собівартість одного літака складає 147,3 тис. дол.;
- Повна собівартість одного літака складає 149,5 тис. дол.;
- Розрахункова середня ціна літака складає 186,9 тис. дол.;
- Розрахункова середня ціна літака, враховуючи вартість двигунів та комплекту гвинтів з усіма додатковими деталями складає 260,73 тис. дол.

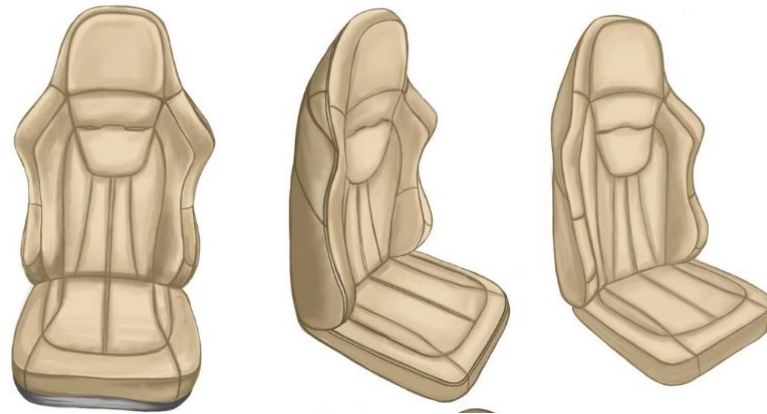
СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА



3D-модель розподілу простору



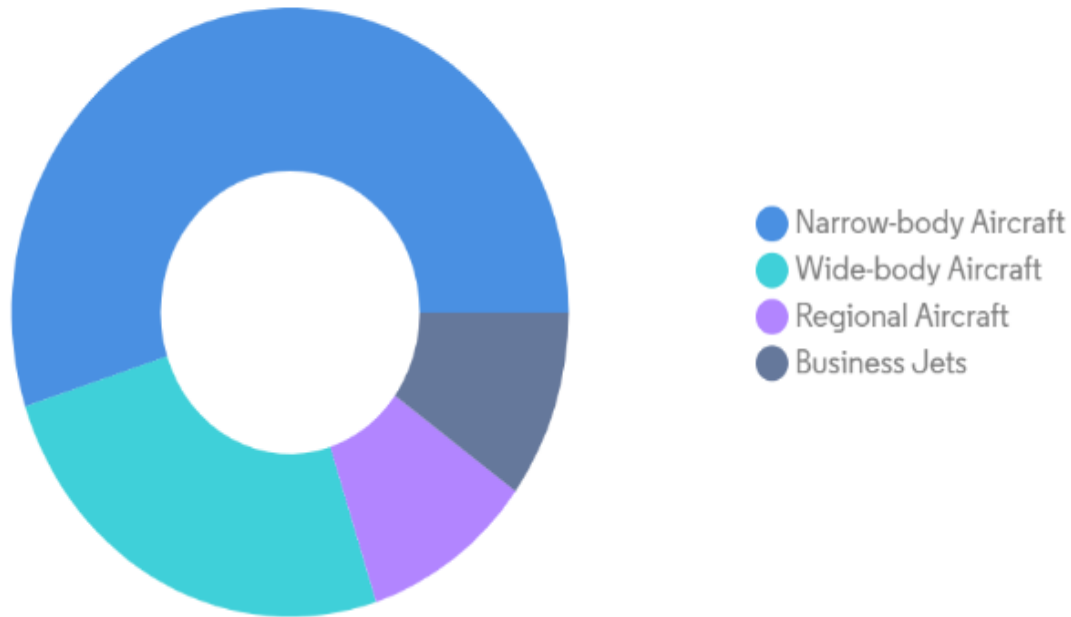
Приклад використання штучного освітлення



Приблизний зовнішній вигляд крісел

Попередні дослідження та прогнози стосовно використання композиційних матеріалів в інтер'єрі літака на основі статистики

Cabin Interior Composites Market: Revenue Share (%) by Aircraft Type, 2021



Cabin Interior Composites Market
Market Size



Дякую за увагу!