

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 «Елерон транспортного літака»

ХАІ.103.160.24О.134.14135420 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу групи № 160

Спеціальність 134 «Авіаційна та ракетно-
космічна техніка»

(код та найменування)

Освітня програма «Літаки і вертольоти»

(найменування)

Радько А.Ю.

(прізвище та ініціали студента)

Керівник: Капітанова Л.В. д.т.н. доцент

(ім'я прізвище)

Рецензент: Костенко О.І.

(ім'я прізвище)

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

Факультет _____ Літакобудування
(повне найменування)
 Кафедра _____ 103 «Проектування літаків і вертольотів»
(повне найменування)
 Рівень вищої освіти _____ другий (магістерський)
 Спеціальність _____ 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
(код та найменування)
 Освітня програма _____ «Літаки і вертольоти»
(найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри

к.т.н., доц. _____ Сергій ТРУБАЄВ

«_____» _____ 202 року

ЗАВДАННЯ
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ СТУДЕНТУ

Радько Андрію Юрійовичу

(прізвище, ім'я та по батькові)

Тема кваліфікаційної роботи _____ **Елерон транспортного літака**

керівник кваліфікаційної роботи _____ *Капітанова Людмила Валеріївна д.т.н*
доцент, проф..каф.103

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

затверджені наказом Університету № 2036-уч від «23» 11 2023 року

Термін подання студентом кваліфікаційної роботи _____ 17 січня 2024 року

Вихідні дані до роботи _____ $N_{ек}=3$ особи; $V_{max}=790$ км/год; $V_{кр}=650$ км/год; $H_{max}=11000$ м;
 $H_{кр}=10000$ м; $L=2500$ км; $K_{max}=18$; ресурс $R=50000$ год.

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

Реферат

1. Конструкторський розділ

1.1. Автоматизоване формування вигляду літака

Вступ, постановка цілі та 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 Стандартна специфікація проектного літака.
- 1.1.9 Розрахунок характеристики «вантаж-дальність».

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 Аналітичне вираження поляри літака

1.3. Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання елерону проектного літака

- 1.3.1. Розробка майстер-геометрії агрегату.
- 1.3.2. Визначення навантажень, що діють на агрегат.
 - 1.3.2.1. Вибір положення опор елерона і побудова епюр згинальних моментів і сил, що перерізають.
- 1.3.3. Уточнення конструктивно-силової схеми агрегату.
- 1.3.4. Вибір матеріалів для елементів конструкції агрегату.
- 1.3.5. Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силових елементів агрегату в регулярних і нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу.
 - 1.3.5.1. Проектування поясів лонжерону.
 - 1.3.5.2. Алгоритм вибору основних параметрів стінок балкових лонжеронів
 - 1.3.5.3. Проектування клепаних швів
 - 1.3.5.4. Визначення товщини обшивки
 - 1.3.5.5. Проектування кронштейна навішування
 - 1.3.5.6. Проектування посиленних нервюр
- 1.3.6. Висновки

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: підбор 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. Економічне обґрунтування ефективності експлуатації літака АН- 74, як засоби транспортування вантажів

- 3.1. Маркетингові дослідження ринку внутрішніх і міжнародних перевезень вантажів
 - 3.1.1. Сегментація ринку споживачів і визначення місткості перевезень (очікувана кількість вантажу)
 - 3.1.2. Дослідження ринку авіаперевезень
- 3.2. Початкові дані для розрахунків техніко-економічних показників експлуатації ЛА
 - 3.2.1. Льотно-технічні характеристики ЛА, які впливають на експлуатаційні витрати у базовому аеропорту (експлуатованій авіаційній компанії)
 - 3.2.2. Нормативні вартісні показники експлуатації
- 3.3. Розрахунок повної собівартості експлуатації літака при перевезенні комерційного вантажу на один кілометр шляху
- 3.4. Оцінка ефективності експлуатації ЛА
 - 3.4.1. Розрахунок виручки і прибутку експлуатуючої компанії ЛА, що доводиться на один тонно-кілометр
 - 3.4.2. Рентабельність експлуатації
 - 3.4.3. Розрахунок V_p , $Сткн$, B_{AK} , $П_{AK}$, $Крен$ на рейсах Київ-Уфа
 - 3.4.4. Розрахунок прибутку авіакомпанії за рік на рейсах Київ-Уфа
 - 3.4.5. Розрахунок V_p , $Сткн$, B_{AK} , $П_{AK}$, $Крен$ на рейсах Київ-Харків
 - 3.4.6. Розрахунок прибутку авіакомпанії за рік на рейсах Київ-Харків
- 3.5. Висновки

4. Спеціальна частина

- 4.1 Методи забезпечення БП при експлуатації АТ
- 4.2 Загальні принципи встановлення допустимих методів експлуатації агрегатів і систем літаків
- 4.3 Чинники і показники експлуатаційної технологічності
- 4.4 Забезпечення безпеки при злітному - посадочних режимах
 - 4.4.1 Посадка літака

4.4.2 Правила посадки літака при бічному вітрі

4.4.3 Посадка літака в складних метеоумовах

4.4.4 Зліт і його характеристики

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

- майстер-геометрія поверхні літака, креслення загального вигляду (формат А1);
 - конструктивно-силове компонування літака (формат А1).
-
- майстер-геометрія агрегату; креслення агрегату
 - модель розподілу простору агрегату.
-
- таблиця якісних показників літака (формат А1).

Керівник і консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада керівника і консультантів	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1.	Капітанова Л.В. проф.каф.103	23.11.23	17.01.24
2.	Майорова К.В. зав.каф.104	23.11.23	17.01.24
3.	Капітанова Л.В. проф.каф.103	23.11.23	17.01.24
4.	Капітанова Л.В. проф.каф.103	23.11.23	17.01.24

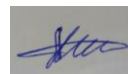
Нормоконтроль _____ Капітанова Л.В. « 17 » січня _____ 2024_ р.
(підпис) (ініціали та прізвище)

Дата видачі завдання « 23 » листопада _____ 2023 _____ р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1.	Конструкторський розділ	11.01.24	
2.	Технологічний розділ	12.01.24	
3.	Економічний розділ	12.01.24	
4.	Спеціальне завдання	15.01.24	

Студент



(підпис)

Радько А.Ю

(прізвище та ініціали)

Керівник кваліфікаційної роботи



(підпис)

Капітанова Л.В

(прізвище та ініціали)

Зміст

Реферат	9
1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ.....	10
1.1 Автоматизоване формування вигляду літака. Вступ, постановка мети і завдань проектування	10
1.1.1 Розробка концепції створення проектованого літака і науково-технічної програми досягнення його характеристик	10
1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва і експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака.....	13
1.1.3 Збір, обробка і аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака.....	15
1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки	20
1.1.5 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях	20
1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розгону	23
1.1.8 Стандартна специфікація проектованого літака.....	27
1.1.9 Розрахунок характеристики «вантаж-дальність»	33
1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні і масові характеристики літака[21]	35
1.2.1 Визначення лобового опору проектованого літака	35
1.2.2 Підйомна сила, індуктивний опір, поляра літака, аеродинамічна якість літака	40
1.2.3 Аналітичне вираження поляри літака.....	49
1.3 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання елерона проектованого літака	54
1.3.1 Розробка майстер-геометрії елерону	54
1.3.2 Визначення навантажень, що діють на агрегат	57
1.3.3 Уточнення конструктивно-силової схеми агрегату	59
1.3.4 Вибір матеріалів для елементів конструкції агрегату.....	60
1.3.5 Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силових елементів агрегату в регулярних і нерегулярних зонах з урахуванням заданого ресурсу	61

1.3.6 Висновки.....	72
2 ТЕХНОЛОГІЧНИЙ РОЗДІЛ.....	73
2.1 Аналіз вихідних конструкторських документів проєктованого агрегату: технічні умови на виготовлення, аналіз технологічності агрегату.....	73
2.2 Розробка схеми конструктивно-технологічного членування, схеми збирання й ув'язування заготівельно-складального оснащення	74
2.3 Розробка укрупненого технологічного процесу збирання агрегату: підбор інструмента й устаткування, технічні умови на постачання деталей і складальних одиниць, розробка технологічних карт процесу збирання, нормування, цикловий графік збирання	75
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	78
2.5 Організація робочого місця й техніка безпеки	79
2.6 Висновки	82
3 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ. ЕКОНОМІЧНЕ ОБґРУНТУВАННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ЛІТАКА АН- 74, ЯК ЗАСОБИ ТРАНСПОРТУВАННЯ ВАНТАЖІВ.....	83
3.1 Маркетингові дослідження ринку внутрішніх і міжнародних перевезень вантажів.....	83
3.1.1 Сегментація ринку споживачів і визначення місткості перевезень (очікувана кількість вантажу).....	83
3.2 Початкові дані для розрахунків техніко-економічних показників експлуатації ЛА.....	85
3.1.3 Льотно-технічні характеристики ЛА, які впливають на експлуатаційні витрати у базовому аеропорту (експлуатованій авіаційній компанії)	85
3.1.4 Нормативні вартісні показники експлуатації	85
3.2 Розрахунок повної собівартості експлуатації літака при перевезенні комерційного вантажу на один кілометр шляху.....	85
3.3 Оцінка ефективності експлуатації ЛА	90
3.3.1 Розрахунок виручки і прибутку експлуатуючої компанії ЛА, що доводиться на один тонно-кілометр	90
3.3.2 Рентабельність експлуатації	90
3.3.3 Розрахунок V_p , $C_{ткн}$, $V_{ак}$, $P_{ак}$, $K_{рен}$ на рейсах Київ-Варшава.....	91

3.3.5 Розрахунок V_p , Сткн, Вак, Пак, Крен на рейсах Київ-Харків	92
3.3.6 Розрахунок прибутку авіакомпанії за рік на рейсах Київ-Харків.....	92
3.4 Висновки	93
4 СПЕЦІАЛЬНІ ЗАВДАННЯ	94
ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ ВС. МЕТОДИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ ПРИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ АТ. ЕКСПЛУАТАЦІЙНА ТЕХНОЛОГІЧНІСТЬ. АВІАЦІЙНА БЕЗПЕКА	94
4.1 Методи забезпечення БП при експлуатації АТ.....	94
4.2 Загальні принципи встановлення допустимих методів експлуатації агрегатів і систем літаків	95
4.3 Чинники і показники експлуатаційної технологічності	96
4.4 Забезпечення безпеки при злітному - посадочних режимах	98
4.4.1 Посадка літака	98
4.4.2 Правила посадки літака при бічному вітрі.....	98
4.4.3 Посадка літака в складних метеоумовах	99
4.4.4 Зліт і його характеристики.....	100
ВИСНОВОК.....	102
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	103
ДОДАТКИ	103

РЕФЕРАТ

Кваліфікаційна робота магістра на тему «Елерон транспортного літака»

Звіт про випускну роботу магістра містить: 102 сторінок., 4 розділи, 38 рис., 28 таблиць., 26 джерел.

Об'єкт дослідження - транспортний літак з ТРД.

Мета роботи - Спроекувати елерон транспортного літака із заданими параметрами, розробити системи літака, економічні розрахунки транспортного літака.

Метод дослідження - статистичний, аналітичний, графічний, методи проектування на ЕОМ.

У випускній роботі магістра представлені: статистичне проектування вигляду літака; визначення аеродинамічних і льотно-технічних характеристик літака; розроблені алгоритми визначення тяги двигуна і алгоритму визначення зміни коефіцієнта лобового опору; розрахунок собівартості експлуатації, витрати на експлуатацію і ціна квитка; аналіз шкідливих чинників, що впливають на людину в процесі експлуатації.

В результаті кваліфікаційної роботи був спроектований елерон транспортного літака, а також були закріплені знання, отримані в теоретичному курсі.

Робота була виконана на ЕОМ, із застосуванням різних програмних продуктів: Unigraphics NX9.0, Компас 3D версія 13, Microsoft Word 2010, усі розрахунки зроблені в програмних середовищах Microsoft Excel 2010, міжнародна мережа інтернет.

Ключові слова: елерон, транспортний літак, тактико-технічні вимоги літака, льотно-технічні характеристики, злітна маса літака, питома навантаження на крило, шасі, гальмівне колесо, регламент ТЕ, технологічна карта, собівартість, прибуток, рентабельність.

Умови отримання кваліфікаційної роботи магістра : дипломний проект знаходиться в Науково-технічній бібліотеці університету, і може бути виданий тільки з відповідного дозволу завідувача кафедрою за письмовою заявою.

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака. Вступ, постановка мети і завдань проектування

У сучасному світі літальні апарати стали невід'ємною частиною існування людини. Ми їх використовуємо як пасажирські, учбові і вантажні спеціального призначення.

У цій магістерській роботі проектується транспортний літак, який є суцільнометалевим високопланом з Т-подібним оперенням. [4]

Завданням цієї магістерської роботи є розробка методу прогнозування технічного стану літака за інформацією бортових реєстраторів польотних даних, використовуючи знання, отриманих при вивченні лекційного матеріалу, рекомендованої літератури.

В процесі виконання роботи на підставі статистичних даних був розроблений загальний вигляд транспортного літака, його конструктивно-силова схема, майстер-геометрія поверхні транспортного літака.

У цій роботі застосовується метод проектування на базі статистичних даних існуючих літаків, а також розрахунок.

1.1.1 Розробка концепції створення проектного літака і науково-технічної програми досягнення його характеристик

Постійне зростання вимог до авіаційної техніки, зміну структури ринку авіаційних перевезень створюють потребу в розробці нових типів літаків. Внутрішній ринок цивільної авіаційної техніки знаходиться в затяжній кризі. У цих умовах модернізація парку літаків для регіональних перевезень здійснюється катастрофічно низькими темпами і головним чином за рахунок уживаної, наданої в лізинг зарубіжної авіатехніки.

Таким чином, перспективний транспортний літак місцевих повітряних ліній має бути економічно ефективним при експлуатації на місцевих авіалініях, забезпечувати екіпажу сучасний рівень комфорту і мати ціну, що дозволяє придбати його навіть дрібним авіаперевізникам.

Метою даного підрозділу є розробка концепції транспортного літака, який доповнює наявні типи авіаційної техніки, здатного ефективно конкурувати із зарубіжними аналогами. Тип літака, що розробляється, покликаний забезпечити ефективне рішення перспективних завдань народногосподарського комплексу країни в області міжрегіональних транспортних перевезень, а також вимоги потенційних зарубіжних замовників.

Новий літак повинен в найкоротші терміни і з мінімальними витратами адаптуватися до існуючої системи виробництва, льотної експлуатації, обслуговування, ремонту і управління польотами, задовольняти сучасним вимогам комфорту і безпеки перевезення пасажирів.

Конкурентоспроможність літака визначається наступними загальноприйнятими для повітряних суден (ПС) критеріями:

- економічною ефективністю експлуатації повітряного судна у авіаперевізника;
- відповідністю характеристик безпеці, комфорту, шуму, екологічних показників сучасним міжнародним стандартам і вимогам, що забезпечують можливість експлуатації повітряного судна і його привабливість для споживачів;
- наявністю інфраструктури, що забезпечує продаж (лізинг) і післяпродажне обслуговування повітряного судна у авіаперевізника: ремонт, постачання запасних частин, приладдя, інструментів, техобслуговування.

Найбільш значимими комплексними параметрами, що характеризують рівень економічної ефективності його експлуатації, можна рахувати питому вартість на одне пасажирське місце (див.розділ 4) і паливну ефективність ПС. В сукупності ці параметри визначають прямі експлуатаційні витрати (ПЕР), а їх рівень дозволяє судити про конкурентоспроможність ПС цього класу при рівному рівні доведеності, ресурсів і характеристик надійності і ремонтпридатності.

Літак, що розробляється, повинен перевершувати існуючі аналоги за льотно-технічними, PAR, jar. ресурсними, експлуатаційними і економічними характеристиками:

- Аеродинамічне компонування літака повинне забезпечувати крейсерську аеродинамічну якість на рівні 19-20 одиниць, що на 5...7% вище за показники аналогів

- Компонування салону повинне забезпечувати рівень комфорту на рівні сучасних світових стандартів для салонів економкласу, з можливістю переобладнання і випуском літаків з салонами бізнес-класу і класу люкс для пасажирської модифікації цього транспортного ПС. Кабіна екіпажа і пасажирський салон повністю герметичні.

- Злітно-посадочні характеристики повинні забезпечувати безпечну експлуатацію літака, що розробляється, з ґрунтових аеродромів при довжині ЗПС від 500 м, що відповідає класу Е по класифікації СН и П 2.05.08-85, СНиП 32-03-96, або класу 1В згідно класифікації ІКАО, а також експлуатацію з необладнаних аеродромів.

- Паливна ефективність. Необхідно забезпечити зниження витрати палива на крейсерському режимі на 10...15% в порівнянні з аналогами, до рівня 24,9 г/пас.км.

- Висока транспортна ефективність - не більше 189 г/пас.км(на 7...15% нижче аналогів) має бути забезпечена за рахунок високого рівня вагової досконалості конструкції і систем, відносна маса планера - не більше 27%.

- Силова установка повинна забезпечувати необхідний рівень тягоозброєності при низькому рівні шуму, вібрацій і витраті палива на крейсерському режимі не більше 0,55...0,56 кг/кгс.г. По шуму на місцевості літак повинен задовольняти вимогам глави 4 міжнародних стандартів «Охорона довкілля», додатки 16 до Конвенції про міжнародну громадянську авіації (том I «Авіаційний шум», 2001 р.).

- Система управління і пілотажно-навігаційний комплекс мають бути виконані із застосуванням сучасного устаткування. Необхідно, щоб точнісні характеристики пілотажно-навігаційного комплексу відповідали міжнародним вимогам (RNP, RVSM, BRNAV і PRNAV).

- Кабіну льотчиків виконують з урахуванням сучасних вимог ергономіки. Основними пристроями, на яких відображається пілотажна і навігаційна інформація, а також дані основних систем літака і силових установок, є кольорові рідкокристалічні дисплеї з активною матрицею.

- Проектний ресурс планера повинен складати не менше 80000 льотних годин. Термін служби - не менше 30 років.

- Вартість повинна складати не більше за 8-8,5млн дол., що на 10...20% нижче середньої вартості літаків даного класу.

- Експлуатаційна технологічність повинна забезпечувати питому трудомісткість технічного обслуговування не більше 2,5 людино-годин на 1 годину польоту, а також можливість автономного поточного технічного обслуговування літака силами екіпажа.

- Для забезпечення конкурентоспроможності літак, що розробляється, повинен задовольняти вимогам сучасних норм льотної придатності (АП- 25, FAR - 25), а також ряду унікальних вимог за умовами експлуатації в умовах піщаних аеродромів.

Для забезпечення ефективності проектування літака слід широко застосовувати сучасні системи автоматизованого проектування (САПР) для оптимізації проектних параметрів літака, а також системи інтегрованого проектування CAD/CAM/CAE/PLM.

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

Проектоване транспортне повітряне судно призначене для транспортування особливо важких і громіздких вантажів. При цьому можливе переобладнання транспортного літака в пасажирський, транспортно-пасажирський, і військово-транспортний (з можливістю десантування людей і вантажів) варіанти повинні здійснюватися силами самого експлуатанта, з використанням заводських комплектів модернізації. [5]

Проектоване транспортне повітряне судно можна експлуатувати на обладнаних і необладнаних повітряних трасах у будь-яку пору року і доби з бетонних, льодових і снігових аеродромів, на внутрішніх і міжнародних лініях.

Розділ D Авіаційних правил АП- 25 містить вимоги до проектування і конструкції літака і охоплює частини літака, поверхні управління, системи управління, шасі, корпусу і поплавці гідролітаків, розміщення членів екіпажа, пасажирів і вантажу, аварійне устаткування, вентиляцію і опалювання, герметичність кабіни, пожежний захист.

Придатність і довговічність матеріалів, використовуваних для виготовлення деталей, поломка яких може негативно вплинути на безпеку :

- (a) Визначаються шляхом випробувань;
- (b) Відповідають затвердженим технічним умовам, що гарантують міцність і інші властивості, прийняті в розрахункових даних;
- (c) Оцінюються з урахуванням впливу навколишніх умов, очікуваних в експлуатації, таких, як температура і вологість.

Кожен елемент конструкції :

- відповідним чином захищений від зниження або втрати міцності в процесі експлуатації з будь-якої причини, включаючи:

- атмосферні дії, корозію, стирання;

- забезпечений достатніми засобами вентиляції і дренажу.

Обмеження, авіаційні, що накладаються, правилами при проектуванні літака спрямовані на зниження шуму і вібрацій в процесі експлуатації ВС, забезпечення екологічних норм, а також забезпечення безпеки польотів, зменшення впливу довкілля на довговічність ПС, забезпечення міцності і надійності ПС.

Вимоги до польоту при відмові одного двигуна :

Літак повинен забезпечити можливість продовження зльоту, набору висоти і тривалий горизонтальний політ при відмові одного двигуна. При цьому повинні виконуватися наступні умови:

- у разі відмови одного двигуна на злеті при швидкості рівної $1.2V_{\text{пип}}$ з випущеним шасі і в злітному положенні механізації крила, має бути забезпечена можливість продовження зльоту літака;

- скоропідйомність в цьому випадку має бути не менше 2 м/с;

- при відмові двигуна у польоті компенсуючі навантаження на органи управління не мають бути надмірними, а за допомогою механізму триммерного ефекту повинні зводитися до нуля;

- при посадці з непрацюючим двигуном має бути забезпечена можливість відходу на другий круг.

Вимоги до конструкції літака :

Призначення літака і умови його застосування припускають деякі особливі вимоги до його конструкції, які можна звести в декілька основних груп :

- літак має бути стійкий і керований на усіх режимах польоту і руху по землі, при цьому зусилля на органах управління мають бути в допустимих межах;

- конструкція планера повинна мати мінімально можливу вагу конструкції, при цьому повинні повністю задовольнятися вимоги міцності і жорсткості;

- конструкція планера і система управління літака повинні задовольняти вимогам живучості за наявності значних ушкоджень;

- літак має бути простим в експлуатації, ремонті і обслуговуванні;

- усі деталі літака повинні мати посилену антикорозійну обробку;

- літак має бути простим і економічним у виробництві;

- літак повинен забезпечувати виконання завдання при незначній відмові систем літака;

- літак повинен зберігати працездатність при дії зовнішніх чинників(явищ);

- системи літака повинні по максимуму попереджати помилки пілотів.

Етап розробки тактико-технічних вимог, що проводиться на основі аналізу статистичних даних (див.п. п1.1.3), полягає в доповненні заданих ТТТ на проєктований літак.

Додаткові вимоги внесені в таблицю 1.1, де величини L , m_s , L_p , $n_{\text{эк}}$, $V_{\text{крейс}}$, $N_{\text{крейс}}$, V_u $n=0$, $N_{\text{пот}}$ обчислюються як середнє арифметичне даних статистичної таблиці.

За даними статистики таблиці заповнюємо таблицю 1.1, де значення, ЭЛ Φ , $D\Phi$, $L\Phi$ отримані із статистичної таблиці 1.1, значення інших величин узяті з [1].

Таблиця 1.1 — Основні параметри літака

λ	χ	η	\bar{C}	\bar{b}_3	δ_3	$\bar{S}_{\text{ЕЛ}}$	λ_{Φ}	DΦ, М	LΦ, М
8,5	19°	3,24	0,12	0,25	25/50	0,0764	7,42	3,766	27
$\bar{S}_{\text{ГО}}$	\bar{S}_y	$\lambda_{\text{ГО}}$	λ_y	$\chi_{\text{ГО}}$	χ_y	$\bar{C}_{\text{ГО}}$	\bar{C}_y	$\eta_{\text{ГО}}$	η_y
0,343	0,212	4	1	25°	30°	0,09	0,06	2,4	1,5

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

Для збору статистичних даних необхідно використати дані літаків, які аналогічні проектуваному літаку і що мають близькі льотно-технічні характеристики і умови експлуатації. Ці дані внесені в статистичну таблицю 1.2

1. Ан- 72, 1971 р., Ан- 74, 1985 р. (рис.1.1)

Літак проектувався як легкий транспортний з укороченим зльотом і посадкою. На практиці це реалізовано за допомогою потужною механізацією крила, що складається з предкрилків і багатоцільових закрилків.

Літак є високоплан з крилом малої стріловидності, Т-подібним стріловидним оперенням і мотогондолами, розташованими над крилом. Літак має шасі з носовим колесом. Основні опори є чотири окремих стойки з поодинокими колесами. Крило літака є дволонжеронним кесоном, технологічно розчленованим на п'ять частин.

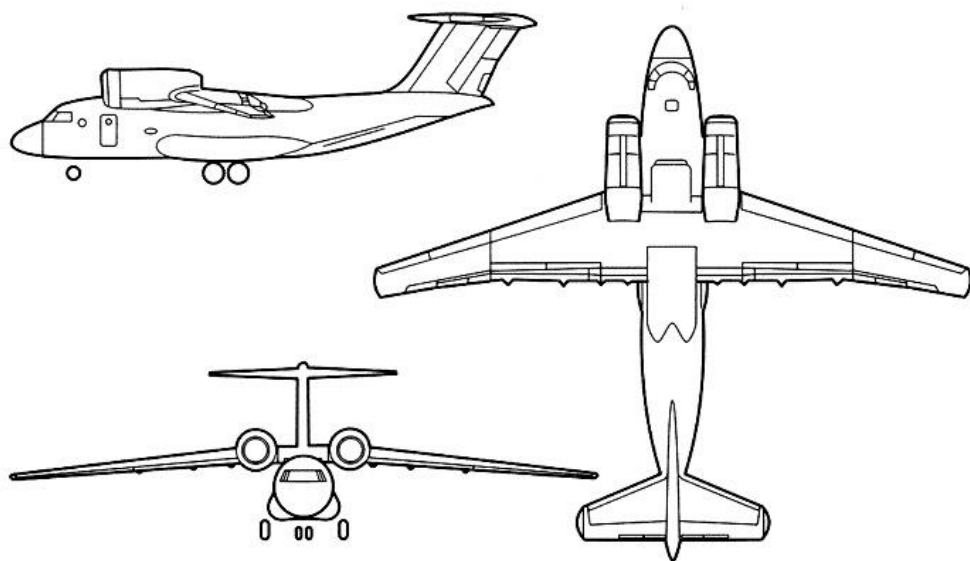


Рисунок 1.1 - Літак Ан- 72/Ан- 74

Фюзеляж складається з трьох відсіків. Головними силовими елементами фюзеляжу є пів вантажної кабіни, шпангоути і бімси, що обрамляють вантажну рампу. Обшивка підкріплена стрингерами. Оперення має дволонжеронну конструкцію. Кермо і елерони секціоновані.

Літак має наступні модифікації:

Ан- 72 – військово-транспортний літак; [2]

Ан-74Т, Ан- 74-100 – цивільні транспортні літаки;

Ан- 71 – літак далекого локаційного виявлення;

Ан-72П – патрульний варіант для пограничної служби;

Ан-72П – повітряний командний пункт системи ДРЛО;

Ан-72П – літак пожежної охорони.

Крім того, є варіант Ан- 74 для експлуатації в полярних умовах з можливістю установки лижного шасі.

2. Кавасакі NAL QSTOL (короткого зльоту і посадки). Японія, 1983 р.[3]

Літак за класичною схемою високоплана (рим.1.1) із стріловидним крилом (16° по лінії $\frac{1}{4}$ хорд). Відносна товщина профілю в кореневій частині крила 0,125. Крило ежекторне. Є предкрилки і закрилки з тими, що обдуваються верхньою і нижньою поверхнями, а також елерони. Кут стоянки $\varphi = -5^\circ$. Т-подібне оперення, вертикальне оперення має стріловидність 20° , горизонтальне - 22° . Оперення однокільове. Звуження горизонтального оперення $\eta_{го}=2$, вертикального – $\eta_{во}=1,2$. На килі є кермо напряду, на стабілізаторі - кермо висоти.

Фюзеляж суцільнометалевий з широким застосуванням хромонікелевих сталей.

Шасі триопорне з носовою стойкою. Головна чотириколісна опора забирається в подфюзеляжні гондоли, носова - назад у фюзеляж. Силова установка оснащена чотирма ТРДД FGR - 610-600. Двигуни встановлені під крилом з метою обдування його поверхні і закрилків для збільшення підйомної сили.

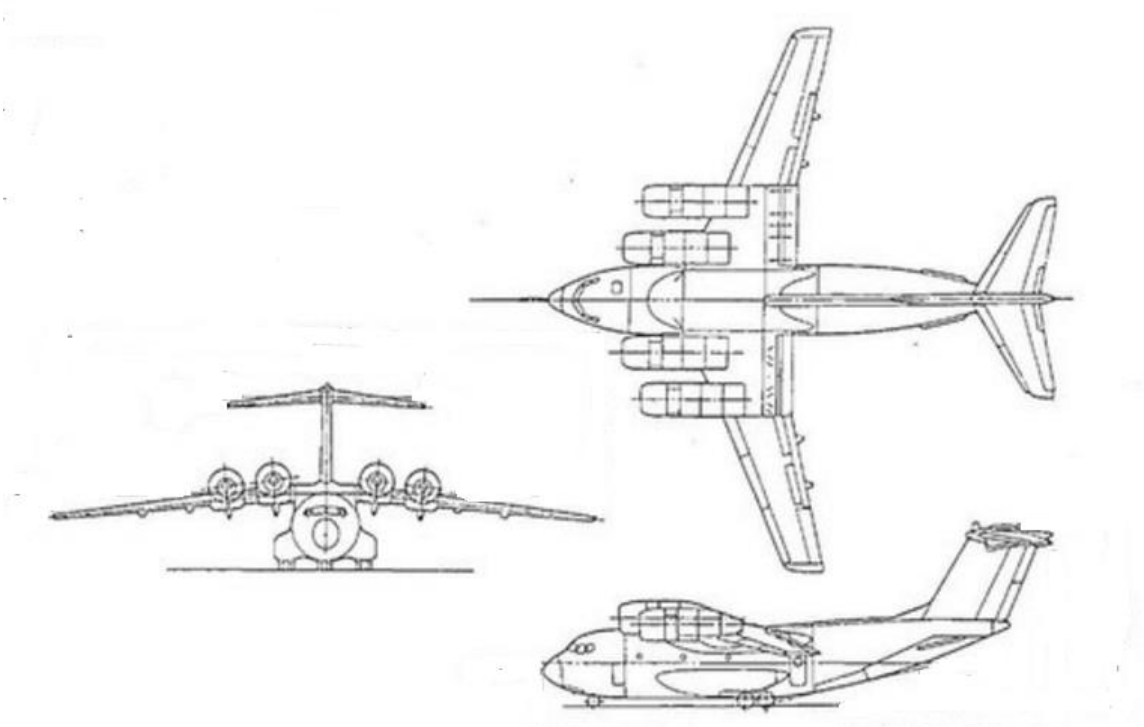


Рисунок 1.2 - Літак NAL QSTOL

3. Бритіш Аероспейс ВАе - 146СТА (рис1.3).

Літак є транспортною модифікацією близькомагістрального пасажирського літака ВАе - 146 серій 300. За компоувальною схемою є високоплан з крилом малої стреловидності і стріловидним Т-подібним оперенням. Силова установка літака складається з чотирьох ТРДД. Конструкція літака суцільнометалева, окремі частини виготовлені з угле- і склопластиків. Крило літака технологічно ділиться на п'ять частин. Механізація крила складається з двощілинних закрилків і щитків Крюгера. На елеронах є триммери. Конструкція крила дволонжеронна кесонна.

Рульові поверхні літака представлені кермом висоти і напрямку(двосекційний) і елеронами.

Фюзеляж оснащений хвостовою рампою, що опускається. Шасі літака трьохстійкове, прибиране у фюзеляж. Передня стійка забирається вперед, а основні - всередину до осьової лінії фюзеляжу. Двигуни літака розташовані під крилом на пилонках.

Літак відрізняється малою вартістю, економічністю, зручністю в експлуатації. Літак знаходиться на озброєнні Англії, а також використовується на цивільних авіалініях. На базі літака передбачається створити ряд модифікацій: морський патрульний, заправник і протипожежний літак.

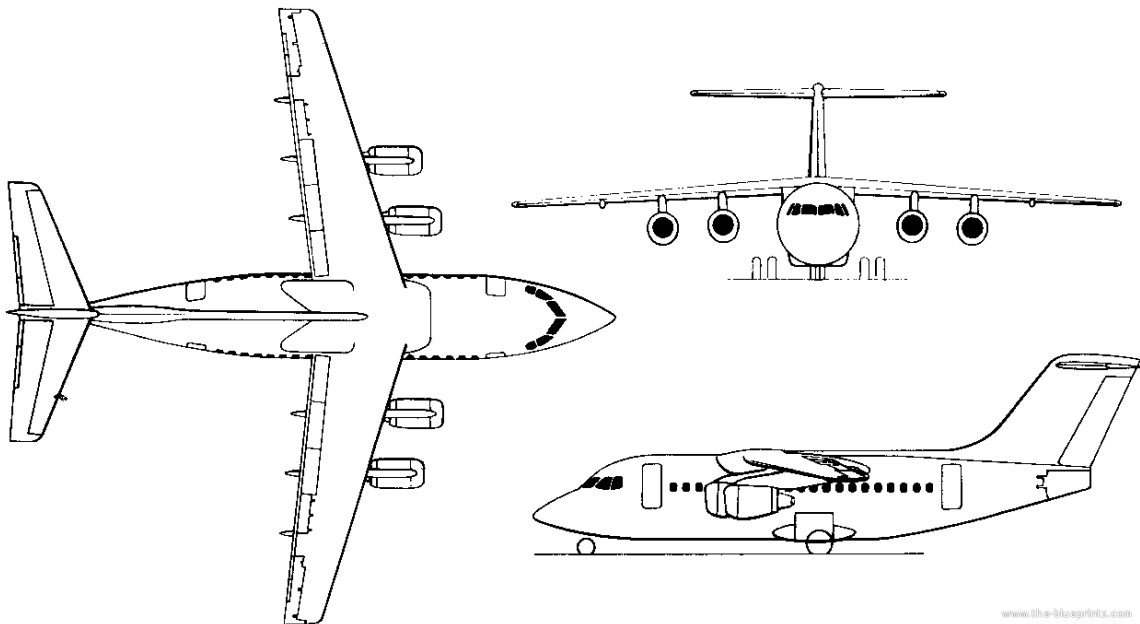


Рисунок 1.3 - Літак ВАе - 146СТА

4. С-1, Японія, 1974 р. (рис1.3).

С-1 – це легкий транспортний літак. За компоувальною схемою є високоплан з Т-подібним хвостовим оперенням. Силова установка складається з двох ТРДД, розташованих під крилом. Шасі літака триопорне з носовою стойкою.

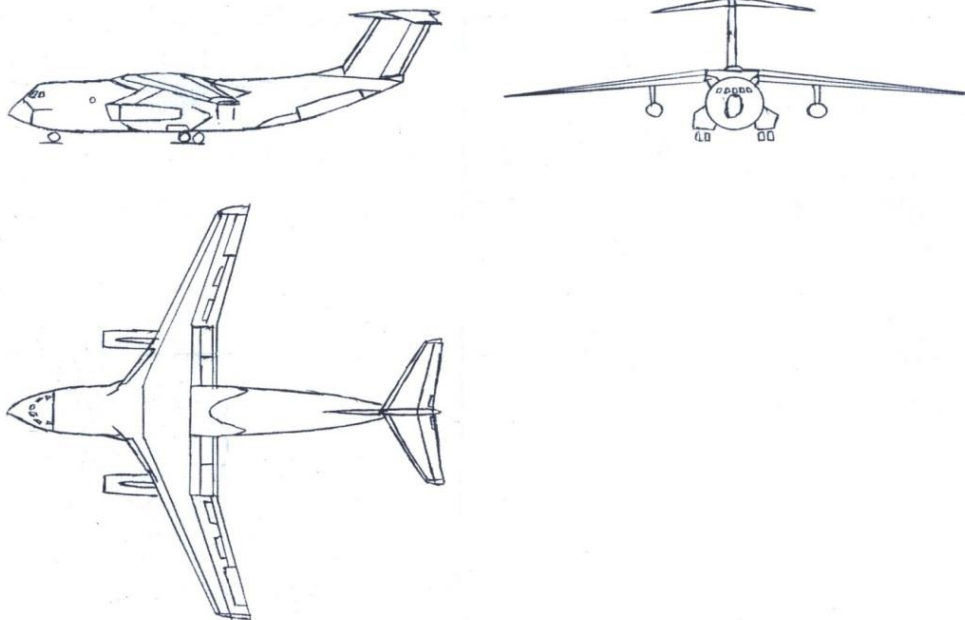


Рисунок 1.4 - Літак С- 1

Статистичні данні літаків-аналогів занесені в таблицю 1.2.

Таблиця 1.2 - Статистична таблиця

	Найменування літака	АН- 74	АН- 72	NAL QSTOL	BAe - 146STA	C - 1
Льотні дані	V _{max} , км/год	790	760	815	788	805
	H _{max} , км	11	10	11	8	7,62
	V _{крейс} , км/год	625	500	650	710	800
	H _{крейс} , км	10	9,5	10,7	6,5	7,1
	V _{взл} , км/год	175	165	180	180	185
	L(m _{T max}), км	2917	3800	3200	3096	3300
	L(m _{гр max}), км	1822	1324	1120	2522	1000
	L _{разб} , км	0,300	0,350	0,59	1,219	0,720
	L _{проб} , км	0,250	0,300	0,495	1,067	0,600
Масові дані	m _{0 max} , кг	36850	34500	39000	42185	45000
	m _{пос} , кг	33000	32000	39600	33153	34125
	m _{пуст} , кг	19950	18650	18645	33153	20152
	m _{гр} , кг	10550	9500	10530	8500	8910
	N _{пас} , чел	3	3	3	2-4	3
	m _T , кг	13300	10500	9000	7800	9362

Геометричні дані	S, м ²	98,62	113	92	76,58	120,5
	l, м	31,9	31,9	24	26,21	30,6
	X	1,3	3,5	2	3	4
	λ	8,5	9	7,2	8,97	7,8
	η	3,24	3,25	3,75	3	3,1
	L _ф , м	27	26,07	22	26,5	31,1
	D _ф , м	3,766	3,75	4,2	3,33	3,8
	λ _ф , м	7,42	9	7,2	8,97	7,8
	S _ф , м ²	98,62	113	92	76,58	120,5
	ΣSMИД, м ²	9,313	9,313	11,084	10,3	11,2
	S _{го.отн}	0,343	0,4	0,27	0,26	0,37
Силова уст.	Число і тип двигуна	2ТРДД	2 ТРДД	2ТРДД	4ТРДД	2ТРДД
	p ₀ , л.с.	6500	6370	3200	3130	6580
	m _{дв} , кг	1211	1211	650	589	1190

В таблиці 1.2 наведені статистичні данні для рисунку 1.1; 1.2; 1.3; 1.4

1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки

Цей етап передбачає вибір форми і взаємного розташування крила, фюзеляжу, оперення, кількості і розташування двигунів проектного літака, тип шасі, визначення деяких геометричних параметрів крила, фюзеляжу, оперення за результатами обробки зібраних статистичних цих літаків. [7]

Вибираємо крило стрілоподібної форми, т. до. стрілоподібні крила забезпечують цілком задовільні характеристики на навколосвукових швидкостях.

Взаємне розташування крила і фюзеляжу : високоплан, т. до. таке компонування не заважає завантаженню транспортного літака.

Тип оперення : Т-подібне. Такий тип оперення ефективно забезпечує керованість, балансування і стійкість відносно осей ou і oz за допомогою окремих аеродинамічних поверхонь: ГО - відносно осі oz , В - відносно осі ou .

Тип шасі : триопорне з носовою стойкою.

Кількість двигунів і їх розташування : 2 турбореактивний двигуна над крилом, оскільки таке розташування найзручніше для обслуговування двигунів. Також при цьому зменшується можливість попадання в гондолу двигуна сторонніх предметів.

1.1.5 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях

Визначення $m_{вз}$ літака складається з декількох наближень. При реальному проектуванні кількість наближень залежить від типу ЛА, часу, відведеного на проектуванні і потужності КБ. У цьому проекті буде виконано 3 наближення.

Злітна маса літака є сумою:

$$m_0 = m_k + m_{cy} + m_{\Pi} + m_{уст\ упр} + m_{кн} + m_{ек} \quad (1.1)$$

де $m_k = f_1(m_0, \text{параметри крила})$ - маса конструкції; $m_{cy} = f_2(m_0, \text{параметри силової установки})$ - маса силової установки; $m_{уст\ упр} = f_3(m_0, \text{параметри устаткування управління і усього літака})$ - маса устаткування і управління;

$m_{\Pi} = f_4(m_0, V, L, H, c_P, K = c_y / c_x, \text{режим польоту})$ - маса палива;

$m_{кн} = \text{const}$ - задане корисне навантаження; $m_{ек} = \text{const}$ - маса екіпажа.

В результаті виходить складне трансцендентне рівняння, яке неможливо вирішити відносно m_0 в явному(кінцевому) виді. Вихід з цього утруднення при розрахунку злітної маси першого наближення наступний.

Щоб зменшити вплив m_0 на m_K , m_{CY} , m_{Π} , $m_{уст. упр}$, розділимо обидві частини (1.1) на m_0 :

$$1 = \bar{m}_K + \bar{m}_{CY} + \bar{m}_n + \bar{m}_{уст. упр} + \frac{m_{nn} + m_{ек}}{m_0} \quad (1.2)$$

Відносні величини $\bar{m}_K, \bar{m}_{CY}, \bar{m}_{об.МПР}$ слабкіше залежать від m_0 , чим абсолютні їх значення; \bar{m}_T не залежить від m_0 . Якщо прийняти $(\bar{m}_K, \bar{m}_{CY}, \bar{m}_{об.МПР}, \bar{m}_T) = \text{const}$ за статистику, то отримаємо злітну масу літака в нульовому наближенні:

$$m_0 = \frac{m_C + m_{ЕК}}{1 - (\bar{m}_K + \bar{m}_{CY} + \bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{об.МПР})}, \quad (1.3)$$

де m_0 — злітна маса літака нульового наближення; m_C — маса комерційного навантаження; $m_{ЕК}$ — маса екіпажа; \bar{m}_K — відносна маса конструкції (по відношенню до злітної маси); \bar{m}_{CY} — відносна маса силової установки; $\bar{m}_{уст}$ — відносна маса устаткування; \bar{m}_{Π} — відносна маса палива.

$$m_{ЕК} = 80 * n_{ЕК} = 80 * 3 = 240 \text{ (кг)}; [1]$$

$$\bar{m}_{\Pi} = a + \frac{bL}{V} = 0,07 + \frac{0,05 \cdot 3000}{625} = 0,311;$$

$$\bar{m}_K = 0,28; \bar{m}_{уст} = 0,1; \bar{m}_{CY} = 0,1.$$

Коефіцієнти a і b а також значення відносних мас — з [1].

$$m_0 = \frac{9000 + 240}{1 - (0,28 + 0,1 + 0,311 + 0,1)} = 44210 \text{ (кг)}$$

Далі визначаємо масу конструкції літака і її складові (масу крила, фюзеляжу, оперення, шасі), а також масу палива, силової установки, і двигуна. Масу тих, що становлять конструкції визначаємо виходячи із статистичних даних приведених в [1]:

$$\bar{m}_{КР} = 0,396; \bar{m}_{\Phi} = 0,351; \bar{m}_{ОП} = 0,081; \bar{m}_{Ш} = 0,184;$$

$$m_K = \bar{m}_K * m_0 = 0,28 * 44210 = 12378 \text{ (кг)};$$

$$m_{КР} = \bar{m}_{КР} * m_K = 10012 * 0,397 = 3965,06 \text{ (кг)};$$

$$m_{\Phi} = \bar{m}_{\Phi} * m_K = 10012 * 0,351 = 3514,49 \text{ (кг)};$$

$$m_{ОП} = \bar{m}_{ОП} * m_K = 10012 * 0,081 = 811,0368 \text{ (кг)};$$

$$m_{Ш} = \bar{m}_{Ш} * m_K = 10012 * 0,184 = 1842,35 \text{ (кг)};$$

$$\overline{m_T} = \overline{m_T} * m_0 = 0,3 * 44210 = 13263 (\text{кг});$$

$$\overline{m_{CY}} = \overline{m_{CY}} * m_0 = 0,1 * 44210 = 4421 (\text{кг});$$

$$\overline{m_{OB}} = \overline{m_{OB}} * m_0 = 0,1 * 44210 = 4421 (\text{кг}).$$

Для визначення типу двигуна необхідно визначити його стартову тягу P_0 виходячи із зібраних статистичних значень тягоозброєнність t_0 літаків (таблиця 1.2) :

$$P_0 = t_0 * T_0 * g = 0,365 * 35738 * 9,81 = 127834,826 (\text{Н});$$

$$P_{01} = P_0 / n = 127834,826 / 2 = 63917 (\text{Н});$$

За значенням стартової тяги з [2] вибираємо двигун ТРДД Д- 36.

$$P_0 = 6391,7 \text{ кгс}; \quad D_{ВХ} = 1712 \text{ мм}; \quad C_{P0} = 0,664 \text{ кг/даН-ч}; \quad L_D = 3470 \text{ мм};$$

$$C_{\text{СУМ}} = 21,4; \quad m = 0,77; \quad m_{\text{ДВ}} = 1150 \text{ кг}; \quad G_B = 67 \text{ кг / з}; \quad D_B = 0,19 \text{ кг/даН}; \quad T_T = 1425 \text{ К}.$$

$$\text{Площа крила } S = m_0 * g / 10 * p_0 = (35760 * 9,81) / (10 * 367) = 116,8 (\text{м}^2);$$

$$\text{Розмах крила } L = \sqrt{\lambda S} = \sqrt{8,314 * 116,8} = 31,164 (\text{м});$$

$$\text{Коренева хорда } b_0 = \frac{S}{L} \cdot \frac{2\eta}{\eta+1} = \frac{116,8 \cdot 2 \cdot 3,24}{31,164 \cdot (3,24+1)} = 5,72 (\text{м});$$

$$\text{Кінцева хорда } b_k = \frac{b_0}{\eta} = \frac{5,72}{3,24} = 1,76 (\text{м});$$

$$\text{Середня аеродинамічна хорда } b_a = \frac{2}{3} b_0 \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta+1)} = \frac{2 \cdot 5,72 \cdot (3,24^2 + 3,24 + 1)}{3 \cdot 3,24 \cdot (3,24 + 1)} = 4,09 (\text{м});$$

$$\text{Координата САХ по розмаху } z_a = \frac{L}{6} \cdot \frac{\eta+2}{\eta+1} = \frac{31,164}{6} \cdot \frac{3,24+2}{3,24+1} = 6,419 (\text{м});$$

Координата САХ по осі ОХ

$$x_a = z_a \operatorname{tg} \chi_{\text{ПК}} = z_a \left(\operatorname{tg} \chi + \frac{\eta-1}{\lambda(\eta+2)} \right) = 6,419 \left(\operatorname{tg} 15^\circ + \frac{3,24-1}{8,314(3,24+2)} \right) = 2,21 (\text{м});$$

$$\text{Довжина фюзеляжу } L_{\Phi} = \lambda_{\Phi} D_{\Phi}$$

$$\text{Довжина носової частини фюзеляжу } L_H \lambda_H D_{\Phi} = 1,6 * 3,766 = 6,0256 (\text{м});$$

$$\text{Довжина хвостової частини фюзеляжу } L_{XB} \lambda_{XB} D_{\Phi} = 2,5 * 3,766 = 9,415 (\text{м});$$

$$\text{Площа ГО } S_{GO} = \overline{S_{GO}} \cdot S = 0,343 \cdot 116,816 = 39,717 (\text{м}^2)$$

$$\text{Розмах ГО } L_{GO} = \sqrt{\lambda_{GO} S_{GO}} = \sqrt{4 \cdot 39,717} = 12,604 (\text{м});$$

$$\text{Коренева хорда ГО } b_0^{GO} = \frac{S_{GO}}{L_{GO}} \cdot \frac{2\eta_{GO}}{\eta_{GO}+1} = \frac{39,717 * 2 * 2,4}{12,604 * (2,4+1)} = 4,66 (\text{м});$$

$$\text{Кінцева хорда ГО } b_k^{GO} = \frac{b_0^{GO}}{\eta_{GO}} = \frac{4,66}{2,4} = 1,944 (\text{м});$$

Середня аеродинамічна хорда ГО

$$b_a^{GO} = \frac{2}{3} b_0^{GO} \cdot \frac{\eta_{GO}^2 + \eta_{GO} + 1}{\eta_{GO}(\eta_{GO} + 1)} = \frac{2 \cdot 4,66 \cdot (2,4^2 + 2,4 + 1)}{3 \cdot 2,4(2,4 + 1)} = 3,659 \text{ (м)};$$

Координата S_{AX} по розмаху $z_a^{GO} = \frac{L_{GO}}{6} \cdot \frac{\eta_{GO} + 2}{\eta_{GO} + 1} = \frac{12,604}{6} \cdot \frac{2,4 + 2}{2,4 + 1} = 2,749 \text{ (м)};$

Координата шкарпетки S_{AX} по осі ОХ

$$x_a^{GO} = z_a^{GO} \left(\operatorname{tg} \chi_{GO} + \frac{\eta_{GO} - 1}{4(\eta_{GO} + 2)} \right) = 2,749 \left(\operatorname{tg} 32^\circ + \frac{2,4 - 1}{4(2,4 + 2)} \right) = 1,7 \text{ (м)};$$

Площа В $S_{BO} = \overline{S_{BO}} \cdot S = 0,212 \cdot 116,816 = 24,764 \text{ (м}^2\text{)}$

Розмах В $L_{BO} = \sqrt{\lambda_{BO} S_{BO}} = \sqrt{1 \cdot 24,764} = 4,97 \text{ (м)};$

Коренева хорда В $b_0^{Ai} = \frac{S_{Ai}}{L_{Ai}} \cdot \frac{2\eta_{Ai}}{\eta_{Ai} + 1} = \frac{223,775 \cdot 2 \cdot 1,1}{5,5559517,76 \cdot (1,1 + 1)} = 4,480 \text{ (м)};$

Кінцева хорда В $b_K^{BO} = \frac{b_0^{BO}}{\eta_{BO}} = \frac{5,97}{1,5} = 3,98 \text{ (м)};$

Середня аеродинамічна хорда В:

$$b_a^{BO} = \frac{2}{3} b_0^{BO} \cdot \frac{\eta_{BO}^2 + \eta_{BO} + 1}{\eta_{BO}(\eta_{BO} + 1)} = \frac{2 \cdot 5,97 \cdot (1,5^2 + 1,5 + 1)}{3 \cdot 1,5 \cdot (1,5 + 1)} = 5,041 \text{ (м)};$$

Координата S_{AX} по розмаху В $y_a^{BO} = \frac{L_{BO}}{6} \cdot \frac{\eta_{BO} + 2}{\eta_{BO} + 1} = \frac{1,5}{6} \cdot \frac{1,5 + 2}{1,5 + 1} = 1,065 \text{ (м)};$

Координата шкарпетки S_{AX} по осі ОХ $x_a^{BO} = y_a^{BO}$

$$\left(\operatorname{tg} \chi_{BO} + \frac{\eta_{BO} - 1}{\lambda(\eta_{BO} + 2)} \right) = 1,065 \left(\operatorname{tg} 30^\circ + \frac{1,5 - 1}{1(1,5 + 2)} \right) = 0,614 \text{ (м)};$$

Вибираємо рекомендовані [1] значення:

розмір винесення $e = 0,175 \cdot b_a = 0,175 \cdot 3,659 = 0,640 \text{ (м)}$

кут торкання хвостовою п'ятою $\varphi = 11^\circ$,

кут винесення головних коліс $\gamma = \varphi + 2 = 13^\circ$,

базу шасі $b = 0,35 \cdot L_0 = 0,35 \cdot 27,94 = 9,779 \text{ (м)}$

винесення передньої опори $a = b - e = 9,779 - 0,8312 = 8,9478(\ddot{e}) = 1,09 * b$,

розмір колії вибираємо рівним $B = 4,8 \text{ (м)}$.

1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розгону

Початковими даними для розрахунку є значення мінімальної злітної маси літака в першому наближенні, оптимального питомого навантаження на крило і оптимальною тягоозброєність:

$$m_0^1 = 32530 = 35\,400 \text{ кг}; \text{ } \rho_{opt} = 403 \text{ даН/м}^2; \text{ } t_0 \text{ опт} = 0,375.$$

Визначимо потрібну тягу одного двигуна по формулі:

$$D_{i\ddot{\delta}} = \frac{g \cdot m_{0\min} \cdot t_{0\ddot{\delta}}}{10 \cdot n_{\ddot{a}\ddot{a}}} = \frac{9,81 \cdot 32530 \times 0,375}{10 \times 2} = 5977 \text{ даН.}$$

Підбираємо двигун Д- 36 серія 3А: P0= 6500 даН; Cp= 0,35 кг/ (даН*ч); Gв= 400 кг/з; y= 5,6; πторб= 22; Dвх= 1600 мм; Dдв= 1810 мм; mдв=1150 кг; γдв=0,171кг/даН.

Перевіряємо виконання вимоги по заданій довжині розгону :

$$L_{разб} = \frac{0,832 \cdot \delta_{\ddot{\delta}}}{\tilde{N}_{y\ddot{\delta}\delta} \left[\xi_{a\zeta\ddot{e}} \frac{\sum D_{0\delta\ddot{a}\ddot{n}\ddot{i}}}{G_{0\min}} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{k_{\ddot{\delta}\delta}} + 2f \right) \right]} =$$

$$= \frac{0,832 \cdot 403}{1,74 \left[0,9 \cdot \frac{130000}{32530 \cdot 9,8} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{11,94} + 2 \cdot 0,02 \right) \right]} = 592\text{м.}$$

Оскільки $L_{разб \text{ расч}} \leq L_{разб \text{ зад}}$, то підібраний двигун нас влаштовує.

1.1.7 Визначення і оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів

В даному розділі передбачається:

- 1) вибір і обґрунтування конструктивно-силових схем крила, фюзеляжу, горизонтального оперення, вертикального оперення і шасі;
- 2) виконання креслень (формат А4) крила, фюзеляжу, горизонтального оперення, вертикального оперення, закрилків, елеронів і шасі літака;
- 3) виконання схеми силової ув'язки агрегатів літака;
- 4) короткий механічний опис конструктивно-силових схем агрегатів літака і схеми силової ув'язки агрегатів літака.

Розрахункові параметри беруться відповідно з отриманих вище за даних.

При виборі КСС агрегатів літака необхідно враховувати наступне:

- маса конструкції планера літака для заданих умов має бути найменшою, що досягається раціональною передачею сил по елементах конструкції при необхідній жорсткості;
- конструкція має бути технологічною, тобто такий, щоб для її виготовлення могла бути застосована найбільш проста і раціональна технологія;
- конструкція повинна забезпечувати найбільші зручності в експлуатації літака завдяки раціональному розміщенню люків і експлуатаційних роз'ємів агрегатах, для підходу до силової установки, устаткування і так далі

Для наближеного вибору конструктивно-силової схеми крила скористаємося поняттям умовного лонжерона, ширина пояса якого складає 0,6 хорд крила в розрахунковому перерізі. У завданні береться коренева хорда. Товщина пояса умовного лонжерона визначається по формулі [1]:

$$\delta_y = \frac{(P_0 \cdot S \cdot z_A - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i - m_{KP} \cdot g \cdot z_A) \cdot n^P}{0,96 \cdot \bar{C} \cdot b_0^2 \cdot \sigma_p},$$

де P_0 — питоме навантаження на крило при зльоті, Н/м²; S — площа крила; z_A — координата середньої аеродинамічної хорди від подовжньої осі літака по розмаху крила; m_i — маса вантажу, розташованого на крилі; z_i — координата центру мас вантажу, розташованого на крилі, від подовжньої осі літака по розмаху крила; n^P — коефіцієнт розрахункового перевантаження; m_{KP} — маса крила; \bar{C} — відносна товщина профілю крила; b_0 — коренева хорда крила; σ_p — руйнівна напруга пояса лонжерона.

Вантажі, розташовані на крилі — це силова установка і паливо. На кожній консолі крила розташовано по двигуну. Паливо розташовується тільки в крилі, причому порівну в кожній консолі. Прийmemo в першому наближенні, що центр тяжіння палива в консолі знаходиться на відстані 1/3 розмаху крила (без діаметру фюзеляжу) від початку консолі. Приведемо маси вантажів і відповідні відстані :

$$m_T = 2 \cdot 4666 \text{ кг}; m_{CV} = 2 \cdot 1150 \text{ кг}; z_T = 5,194 \text{ м}; z_{DB} = 2,88 \text{ м}.$$

Вибираємо матеріал лонжерона — алюмінієвий сплав Д16Т $\sigma_p = 330$ МПа.

Коефіцієнт розрахункового перевантаження вибирають залежно від класу літака. В даному випадку літак неманеврений, тому приймаємо $n^P = 3,75$ [1].

$$\delta_y = \frac{(3200 \cdot 116,816 \cdot 6,419 - 2 \cdot 9,8 \cdot (2248 \cdot 2,883 + 9333 \cdot 5,194) - 3965 \cdot 9,81 \cdot 6,419)}{0,96 \cdot 0,124 \cdot 5,72^2 \cdot 330 \cdot 10^6} = 3,13 \text{ мм}$$

Згідно [1], оскільки товщина умовного лонжерона більше 3 мм, обшивку крила можна зробити досить товстою і з високою критичною напругою. У такому разі крило може бути сконструйоване з обшивкою і стрингерами, що сприймають велику частину моменту, що вигинає, т. е. у масовому відношенні вигідно робити моноблочне або кесонне крило.

Конструктивно-силову схему крила можна вибрати також за критерієм інтенсивності моментного навантаження, що діє на крило.

Величину інтенсивності моментного навантаження для кореневого перерізу крила визначають за виразом:

$$\frac{M}{H^3} = \frac{((P_0 \cdot S - m_{KP} \cdot g) \cdot z_A - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i) \cdot n^P}{1,03 \cdot (\bar{C} \cdot b_0)^3};$$

$$\frac{M}{H^3} = \frac{((3200 \cdot 116,816 - 3965 \cdot 9,81) \cdot 6,419 - 2 \cdot 9,81 \cdot (2248 \cdot 2,883 + 9333 \cdot 5,194)) \cdot 3,75}{1,03 \cdot (0,124 \cdot 5,72)^3} = 10,963 \text{ МПа}$$

Згідно [1], оскільки величина інтенсивності моментного навантаження не перевищує 15 МПа, вигіднішим в масовому відношенні виявляється лонжеронне крило.

Остаточо вибираємо лонжеронну КСС крила, що включає два лонжерони, які сприймають основну частину моменту, що вигинає. Така схема забезпечує велику живучість конструкції.

Профіль крила - НАСА - 0012 $\bar{c} = 12\%$ $\bar{b}_c = 30\%$.

Передній лонжерон знаходиться на відстані 0,18 хорд від шкарпетки профілю. До переднього лонжерона кріпляться предкрилки. До заднього лонжерона кріпиться механізація крила, він розташований на відстані 0,65 хорд від шкарпетки профілю. Нервюри розташовуються паралельно фюзеляжу, відстань між ними складає 456 мм. Всього в крилі 33 нервюр, з яких 17, - силові. Нумерація нервюр робиться від кореневої нервюри кожної консолі і далі по розмаху. Обшивка крила підкріплена стрингерами. На верхній і нижній панелі крила розташована однакова кількість стрингерів. Відстань між стрингерами складає $\approx 0,043$ хорд крила.

Фюзеляж.

В якості КСС для фюзеляжу вибираємо напівмонокок (рисунок 1.5). Ця схема є підкріпленою тонкостінною оболонкою. Така конструкція фюзеляжу забезпечує його високу жорсткість і міцність при невеликій масі. Подовжній набір складається з 56 силових стрингерів, розташованих з кроком 202 мм. Вони разом з обшивкою сприймають увесь момент, що вигинає. Поперечний набір складається з 53 шпангоутів, відстань між якими - 500 мм. Шкарпетка фюзеляжу завдовжки 1020 мм уздовж осі фюзеляжу виготовлена з композитного матеріалу. Шпангоути пронумеровані, починаючи від носової частини фюзеляжу.

Схема оперення.

Вибираємо дволонжеронну КСС як для ГО, так і для ВО. Розглянемо спочатку горизонтальне оперення. Профіль ГО - НАСА - 2309 [10]: $\bar{c} = 9\%$ $\bar{b}_c = 30\%$.

Передній лонжерон розташований в місці найбільшої товщини профілю. До заднього лонжерона кріпиться кермо висоти. Нервюри розташовуються перпендикулярно передньому лонжерону, відстань між ними складає 400 мм. Всього в ГО 36 нервюр, з яких 16, - силових. Нумерація нервюр робиться від кореневої нервюри і далі по розмаху. Бортові нервюри розташовуються

паралельно осі фюзеляжу. Обшивка підкріплена стрингерами. Профіль В - Мунк - 1 [10]: $\bar{c} = 6\%$ $\bar{b}_c = 40\%$.

Передній лонжерон розташований на відстані 0,25 хорд від шкарпетки профілю. До заднього лонжерона кріпиться кермо напряду, він розташований на відстані 0,61 хорд від шкарпетки профілю. Нервюри розташовуються перпендикулярно лонжеронам(лонжерони паралельні). Всього у В 14 нервюр, з яких 8, - силових. Нумерація нервюр робиться від кореня кіля. Обшивка підкріплена стрингерами. На панелях розташована однакова кількість стрингерів. Відстань між стрингерами складає приблизно 0,041 хорд.

1.1.8 Стандартна специфікація проектного літака

ЗАГАЛЬНІ СТАНИ

Проектований літак є суцільнометалевим вільнонесучим монопланом з високо розташованим крилом і Т-подібним оперенням. Схема літака показана на рис. 1.5.

ТИП І ПРИЗНАЧЕННЯ ЛІТАКА

Проектований літак призначений для перевезення вантажів і техніки на ближніх і середніх магістральних лініях, може використовуватися у вантажному, пасажирському і поєднаному варіантах.

ТИП І КІЛЬКІСТЬ ДВИГУНІВ

На літаку встановлюються два ТРДД Д- 36 на крилі.

СКЛАД ЕКІПАЖА, ПЛАТНЕ НАВАНТАЖЕННЯ

Екіпаж складається з двох чоловік льотного складу(командир повітряного судна і другий пілот) і 1 людини обслуговуючого персоналу

Максимальна маса платного навантаження - 9000 кг

ЗОВНІШНЄ ПОКРИТТЯ

Покриття і захисна обробка зовнішніх поверхонь літака, його двигунів і вузлів виконуються по діючих нормативах і забезпечують експлуатацію літака в різних кліматичних умовах.

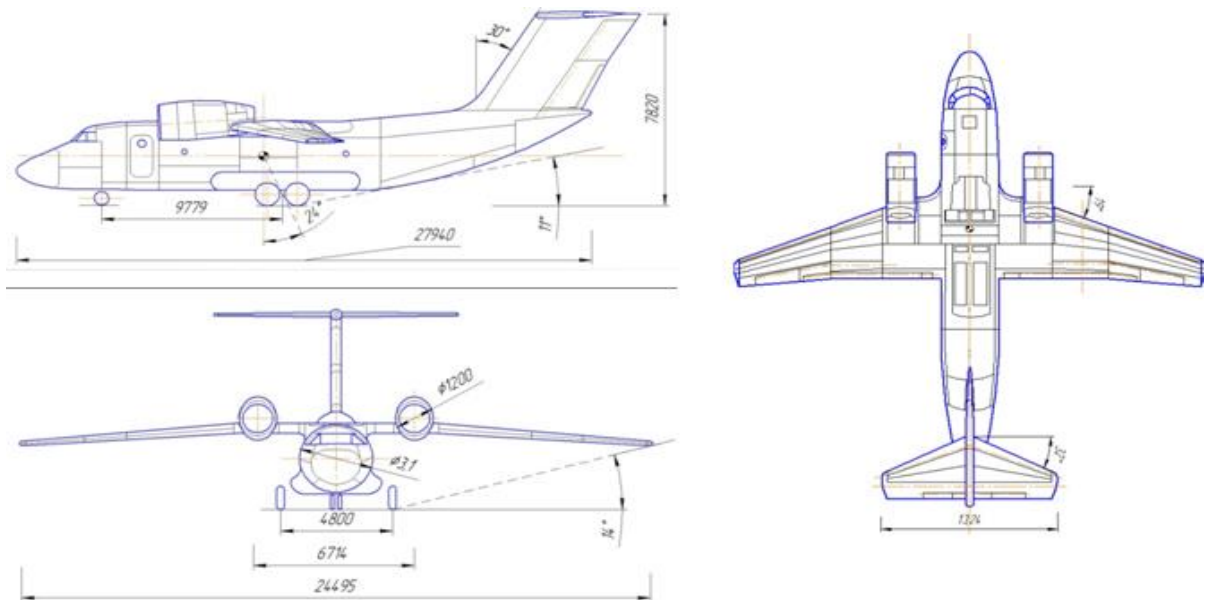


Рисунок 1.5 - Схема літака в трьох проекціях
ЛЬОТНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ (умови: СА, НВПІ = 0)

Номенклатура швидкостей (швидкості даються індикаторні для максимальної злітної маси 30062 кг) :

Мінімально еволютивна швидкість розгону (VMGC)	195 км/год
Мінімально еволютивна швидкість зльоту (VMC)	195 км/год
Швидкість підйому передньої стойки шасі (VR)	260 км/год
Швидкість відриву літака (Vотр)	280 км/год
Безпечна швидкість зльоту (V2)	275 км/год
Швидкість початку набору висоти (V2H)	300 км/год
Швидкість початку прибирання закрилків (V3)	325 км/год
Швидкість кінця прибирання закрилків (V4)	360 км/год
Швидкість заходу на посадку (V3П)	250 км/год
Мінімально еволютивна швидкість на посадку (VMCL) :	
- при прибраній механізації	250 км/год
- при злітному положенні закрилків	195 км/год
- при посадочному положенні закрилків	180 км/год
Максимальна експлуатаційна швидкість на номінальному режимі	
Максимально допустима швидкість прибирання і випуску шасі (VmaxLO)	380 км/ч
Максимально допустима швидкість польоту з випущеним шасі (VmaxLE)	420 км/ч
Максимально допустима швидкість з випущеними закрилками:	
- при злітному положенні і при заході на другий круг (VmaxFE)	355 км/ч
- при посадочному положенні (VmaxFE)	265 км/год

Швидкості, атаки, що відповідають граничним кутам, при масі літака 30062 кг:

- у польотній конфігурації	48 км/год
- у злітній конфігурації	205 км/год
- у конфігурації відходу на другий круг або посадці на одному двигуні (закрилки - 10°/25°)	219 км/год
- у посадочній конфігурації	185 км/год

Дальність польоту на висоті 10000 м і режимі максимальної дальності ($V=840$ км/год ИС) в умовах СА, при злітній масі 30062 кг, з резервом палива на 1 годину польоту складає 4000 км.

Витрата палива : 277г/т.км

Висота по тиску, на якій градієнт набору висоти в польотній конфігурації літака рівний 1,1% з одним непрацюючим двигуном (другий двигун працює в режимі ЧПР з відбором повітря для системи ВКВ від ВСУ, закрилки і шасі прибрані) :

- при 37500 кг 3800 м

Потрібна довжина ЗПС для зльоту при максимальній злітній масі:

- з урахуванням можливої відмови одного двигуна на злеті 1900 м

Потрібна довжина ЗПС для посадки при максимальній посадочній масі 1900 м

Мінімальна міцність ґрунту (σ):

-з дерновим покриттям $\geq 8,0$ кгс/см²

-з піщаним покриттям $\geq 7,5$ кгс/см²

Гранично допустиме експлуатаційне перевантаження в центрі тяжіння літака в крейсерській конфігурації ($n_{кр.з}$) 2,5

РОЗМІРИ І ПЛОЩІ

Крило

Площа 98,62 м²

Розмах 24,49 м

Стрілоподібність консольної частини крила по лінії 0,25 хорд 29°

Площа елеронів 3,87 м²

Площа закрилків 14,6 м²

Площа предкрилків 5,92 м²

Площа інтерцепторів 5,176 м²

Хвостове оперення

Площа горизонтального оперення 18,13 м²

Площа керма висоти 7,2 м²

Площа вертикального оперення 11,7 м²

Площа керма напряду	4,42 м ²
Фюзеляж	
Довжина	28,07 м
Максимальний діаметр	3,100 м
Загальний об'єм вантажної кабіни	91,5 м ³
Внутрішні розміри вантажної кабіни :	
- довжина	2,625 м
- ширина по підлозі	2,150 м
- максимальна ширина	2,500 м
- висота	2,200 м
Висота порогу вантажного люка над землею при масі літака 30062 кг і центруванню 31,5 % САХ	1,172 м
Розміри вантажного люка :	
- довжина	7,100 м
- ширина	2,400 м
Розміри вхідних дверей	1,650×0,800 м
Розміри бортового аварійного люка III типу	0,915× 0,510 м
Розміри верхнього аварійного люка	0,500× 0,510 м

Таблиця 1.3 - Масові характеристики літака

Найменування	Значення мас по варіантах застосування, кг
	Перевезення вантажів
Максимальна рульова маса	35350
Максимальна злітна маса	35760
Максимальна посадочна маса	27255
Максимальна маса завантаженого літака без палива	26427
Максимальна маса платного навантаження	9000
Маса порожнього літака	17427 ^{+1%}
Маса службового навантаження, у тому числі:	295,5
- екіпаж 3 людини	240
- кисень для екіпажа	5,8
- олія для двигунів	43,7
- багаж екіпажа	15,0

- вода для умивальника	36,0
- зливаний залишок палива, що не виробляється	40,0

ВІДОМОСТІ ПРО ДВИГУНИ

Кількість, тип і позначення двигунів :

- два ТРДД Д- 36 серій 3А з реверсом тяги;

Основні дані двигуна Д- 36 серій 4А

Тяга і питома витрата палива :

- статична тяга($H=0$, число $M=0$) 6500 кгс (63,7 кН)

Злітний режим($H=0$, число $M=0$) :

- тяга 6500 кгс (63,7 кН)

- питома витрата палива не більше 0,35 кг/кгс·г

Надзвичайний режим($H=0$, число $M=0$) :

- тяга 6500 кгс (63,7 кН)

Надзвичайний проміжний режим ($H=0$, число $M=0$) :

- тяга 5500 кгс (53,9 кН)

Максимальний крейсерський режим ($H=10$ км, число $M=0,79$) :

- тяга 1660кгс (16,6 кН)

- питома витрата палива 0,63 кг/кгс·г

Номінальний режим ($H=0$, число $M=0$) :

- тяга 5000 кгс (49кН)

Режим земного малого газу ($H=0$, число $M=0$) :

- тяга не більше 400 кгс (3.9 кН)

Суша маса двигуна 1109,5 кг

Габаритні розміри двигуна :

- довжина 3192 мм

- висота 1711,5 мм

- ширина 1541,0 мм

Експлуатаційні обмеження двигуна Д- 36 серій 3А

Час безперервної роботи двигуна :

- на надзвичайному режимі з одним несправним двигуном не більше 5 мін

- на проміжному надзвичайному режимі з одним без обмежень несправним двигуном до кінця польоту

- на злітному режимі не більше 5 мін

- на номінальному і крейсерських режимах без обмежень в межах ресурсу

- на режимі земного малого газу не більше 30 мін

Час роботи двигуна у відсотках від ресурсу:

- на злітному режимі з урахуванням застосування ЧР і ЧПР не більше 3,0 %

- на номінальному режимі з урахуванням застосування реверсу і ЧПР не більше 25 %

- на крейсерських режимах без обмеження

Вузли підвіски і підйому двигуна Д- 36 :

- вузли підвіски: два приливи на проміжному корпусі, задній силовий пояс і тяговий кронштейн, розташований на проміжному корпусі з боку силового кожуха газогенератора;

- вузли підйому: два кронштейни на корпусі вентилятора і два кронштейни на корпусі газогенератора.

Основні дані газотурбінного двигуна ТА- 12

Частота обертання ротора на режимі холостого ходу (24470 ± 245) об/хв (100 ± 1) %

Зміна частоти обертання ротора при роботі двигуна на режимах навантаження 98.102 %

Параметри відбіраного повітря від двигуна без відбору електроенергії на $H = 0$, $P_H = 760$ мм рт.ст.(101 кПа) :

а) при температурі зовнішнього повітря $+ 15$ °С:

- витрата не менше 1,6 кг/з

- тиск не менше 4,9 кгс/см² (0,48 МПа)

б) при температурі зовнішнього повітря $+ 50$ °С:

- витрата не менше 1,35 кг/з

- тиск не менше 4,3 кгс/см² (0,42 МПа)

- температура не вище 290 °С

Час безперервної роботи двигуна без дозаправки олії не менше 8 ч

Габаритні розміри двигуна :

- довжина 1588 мм

- ширина 682 мм

- висота 726 мм

Маса двигуна в стані постачання не більше 334,5 кг

ДІАПАЗОНИ ВИСОТ І РОБОЧИХ ТЕМПЕРАТУР

Діапазон температур :

- при зльоті:

на рівні моря - 50 ... + 45° С

на висоті 3600 м - 60 ... + 20° С

- при посадці:

на рівні моря - 50 ... + 45° С

на висоті 3600 м - 60 ... + 20° С

- при польоті по маршруту:
- на рівні моря - 50 ... + 35° С
- на висоті 10100 м - 70 ... + 30° С
- Діапазон висот(барометрична висота) :
- при зльоті 0 ... 3600 м
- при польоті по маршруту 0 ... 10100 м

РЕСУРСИ

Загальний технічний (розрахунковий) ресурс літака складає 80000 льотних годин, 40000 посадок, 30 років експлуатації, розрахунковий ресурс шасі складає 5000 посадок.

Початковий призначений ресурс літака складає:

- для країн з помірним кліматом - 2000 льотних годин, 5000 посадок, 7 років;
- для країн з вологим тропічним кліматом - 5000 льотних годин, 5000 посадок, 3 роки і може уточнюватися в договорі про продаж з урахуванням конкретних умов експлуатації.

Ресурси і терміни служби комплектуючих виробів, встановлених на літаку, відповідають початковому призначеному ресурсу літака.

Відробіток розрахункового ресурсу літака забезпечується проведенням оглядів і перевірок, що входять у види оперативного і періодичного технічного обслуговування, у тому числі періодичного обслуговування підвищеної трудомісткості через кожні 3600 ± 300 льотних годин, технічного обслуговування при зберіганні і спеціального технічного обслуговування.

Заміна агрегатів, обслуговування, включаючи форми підвищеної трудомісткості і усунення дрібних дефектів, виявлених в післягарантійний період, виконується за рахунок покупця.

1.1.9 Розрахунок характеристики «вантаж-дальність»

Вартість життєвого циклу літака може бути оцінена при змінних значеннях комерційного навантаження і дальності її перевезення, що є основною метою створення вантажного літака.

При зміні цих величин, природно, змінюється і усі інші технічні параметри літака, які можуть бути оцінені з урахуванням відомих виразів :

$$m_{\text{кн}} = m_0 - m_{\text{пс}} - m_{\text{т}};$$

де $m_{\text{пл}}$ – маса порожнього літака; $m_{\text{кн}}$ - маса комерційного навантаження; m_0 - злітна маса літака; $m_{\text{п}}$ - маса палива.

Величина дальності L також взаємозв'язана із загальними параметрами літака.

$$L = \frac{KV_{крейс}}{C_T} \ln \frac{1}{1 - m_{т_отн}}$$

де C_T - витрата палива; K - аеродинамічна якість; $V_{крейс}$ - крейсерська швидкість польоту; $m_{т_отн}$ - відносна маса палива (табл.1.4).

Таким чином, система рівнянь :

$$\begin{cases} m_{к.н.} = m_0 - m_{п.с.} - m_T \\ L = \frac{KV_{крейс}}{C_T} \ln \frac{1}{1 - m_{т_отн}} \end{cases}$$

Таблиця 1.4 - Розрахунок характеристики вантаж-дальність

№т очк и	мк.н.	m_0	мп.с.	m_T	m_T (від)	L(км)	K	$V_{крейс}$	C_T	ln
1	6045	36509	17164	13300	0,364294	2917,14	17,515	625	1,7	0,453019
2	7345	36509	17164	12000	0,328686	2566,195	17,515	625	1,7	0,398518
3	9345	36509	17164	10000	0,273905	2061,068	17,515	625	1,7	0,320075
4	9845	36509	17164	9500	0,26021	1940,744	17,515	625	1,7	0,301389
5	10345	36509	17164	9000	0,246515	1822,626	17,515	625	1,7	0,283046

По діаграмі «вантаж - дальність» виявлена залежність зміни дальності польоту від комерційного навантаження (рис1.6).

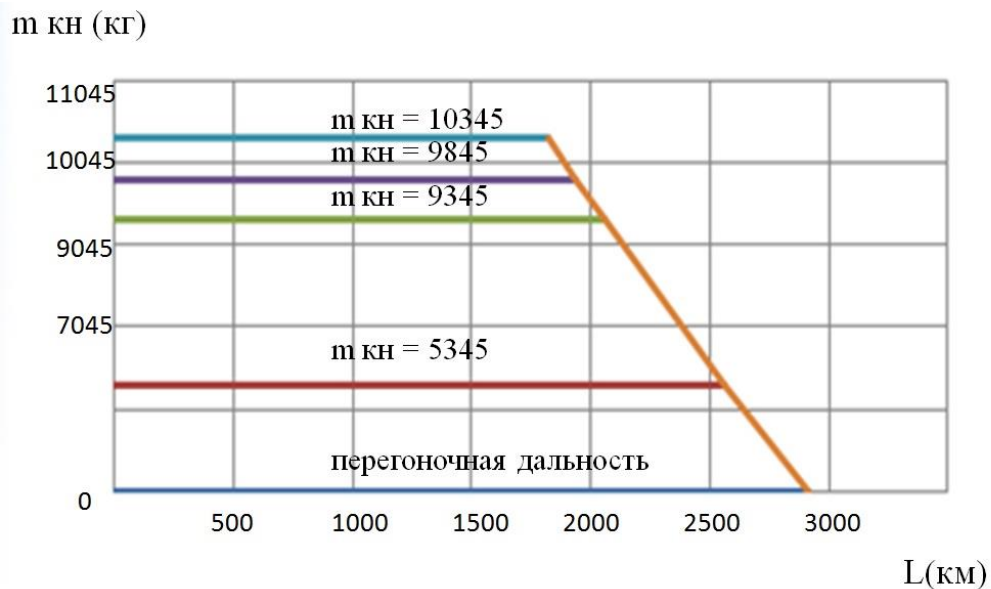


Рисунок 1.6 - Характеристика «вантаж - дальність»

1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні і масові характеристики літака[21]

1.2.1 Визначення лобового опору проектованого літака

Для оцінки льотних якостей літака необхідно знати його аеродинамічні характеристики в широкому діапазоні зміни швидкості, висот і режимів польоту.

У цьому аеродинамічному розрахунку літак розглядається в польотній конфігурації(шасі і механізація літака знаходяться в прибраному положенні) при подовжньому русі, що встановився, без кутів крену і ковзання.

Розрахунок ведеться з використанням ЕОМ за допомогою спеціальної програми, розробленої на кафедрі аеродинаміки.

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

Складовими частинами лобового опору літака є:

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

При дозвукових швидкостях польоту і малих кутах атаки значна частина лобового опору доводиться на профільний опір. Для розрахунку профільного опору використовується теорія пограничного шару, експериментальні дані і напівемпіричні залежності.

Згідно з експериментальними даними, профільний опір при безвідривному обтіканні літака, а також хвильовий опір, опір інтерференції і опір від місцевих джерел практично не залежить від кута атаки [12]. Коефіцієнт лобового опору можна представити у виді:

$$C_{x_a} = C_{x_0} + C_{x_i}, \quad (1.4)$$

де C_{x_0} - коефіцієнт лобового опору при нульовій підйомній силі ($C_{y_a} = 0$);

C_{x_i} - коефіцієнт індуктивного опору.

Перший доданок у формулі(1.4) визначається так: $C_{x_0} = C_{x_p} + C_{x_e} + \sum \Delta C_x$ де C_{x_p}, C_{x_e} - коефіцієнти профільного і хвильового опорів; ΔC_x - коефіцієнти опорів від різних місцевих джерел.

При дозвукових швидкостях польоту хвильовий опір відсутній і $C_{x_e} = 0$.

Профільний опір літака знаходять сумою опорів ізольованих його частин з урахуванням інтерференції між ними.

Розрахункова формула для коефіцієнта профільного опору літака має вигляд:

$$C_{x_p} = C_{x_{p\phi}} \cdot \bar{S}_{i.\phi} + k_T^* \cdot C_{x_{pe}} \cdot \bar{S}_{\hat{e}} + k_T \cdot C_{x_{pai}} \cdot \bar{S}_{\hat{a}i} + C_{x_{pai}} \cdot \bar{S}_{\hat{a}i} + n \cdot k_{\hat{a}\hat{a}} \cdot C_{x_{\hat{a}\hat{a}}} \cdot \bar{S}_{\hat{a}\hat{a}} + k_T^* \cdot \Delta C_{x_{pe(\phi)}} \cdot \bar{S}_{\hat{e}} + k_T \cdot \Delta C_{x_{pai(\phi)}} \cdot \bar{S}_{\hat{a}i},$$

тут $C_{x_{p\phi}}$, $C_{x_{pk}}$, $C_{x_{pe.o}}$, $C_{x_{pa.o}}$, $C_{x_{pa.o}}$ - коефіцієнти профільного опору ізольованого фюзеляжу, крила, горизонтального оперення, вертикального оперення, гондоли двигуна; $\Delta C_{x_{pk(\phi)}}$ і $\Delta C_{x_{pa.o(\phi)}}$ - коефіцієнти додаткового профільного опору, обумовленого інтерференцією крила і горизонтального оперення з фюзеляжем; $k_{\hat{e}.\phi}$ - коефіцієнт інтерференції гондоли двигуна з фюзеляжем або крилом; n - кількість гондол; k_T^* і k_T - коефіцієнти гальмування потоку перед крилом і горизонтальним оперенням;

$\bar{S}_{m.\phi}$, \bar{S}_k , $\bar{S}_{\hat{e}.\phi}$, $\bar{S}_{\hat{e}.\phi}$, $\bar{S}_{\hat{e}.\phi}$ - стосунки площ міделя фюзеляжу, ізольованого крила, горизонтального оперення, вертикального оперення, міделя гондоли двигуна до характерної площі S .

Профільний опір фюзеляжу розглядають як опір еквівалентного тіла обертання. Для обліку конструктивних особливостей фюзеляжу, що відрізняють його від тіла обертання, вводяться поправки.

Коефіцієнт профільного опору фюзеляжу визначається по формулі:

$$C_{x_{p\phi}} = C_{x_{pm.\phi}} + \Sigma \Delta C_{x_{p\phi}}.$$

Перший доданок є профільним опором еквівалентного тіла обертання і визначається по формулі:

$$C_{x_{pm.\phi}} = C_f \cdot \eta_\lambda \cdot \eta_m \cdot (F_{бок} / S_{m.\phi}),$$

де C_f - коефіцієнт опору тертя однієї сторони плоскої пластини в потоці нестискуваної рідини при однаковому, із заданим фюзеляжем, числі Рейнольдса Re і положенні точки переходу ламінарного пограничного шару в турбулентний \bar{x}_T .

$$\text{Визначимо цю величину: } C_f = \frac{0,087}{(\lg Re - 1,6)^2} \cdot (1 - \bar{x}_T) + \frac{1,33}{\sqrt{Re}} \cdot \sqrt{\bar{x}_T}.$$

Число Re фюзеляжу обчислюється по його довжині l_ϕ і параметрам польоту V_∞, H :

$Re = V_\infty \cdot l_\phi / \nu_\infty = M_\infty \cdot l_\phi \cdot f(H)$; $f(H) = a_\infty / \nu_\infty$, де a_∞ ν_∞ - швидкість звуку і кінематичний коефіцієнт в'язкості повітря на заданій висоті польоту.

$$f(H) = 2,33 \cdot (1 - H/12 + H^2/535) \cdot 10^7 (M^{-1}), \text{ де } H - \text{висота польоту, км.}$$

Величини η_λ і η_m визначають вклад сил тиску і ефекту стисливості в профільний опір фюзеляжу : $\eta_\lambda = 1 + \frac{0,5}{\lambda_\phi} \cdot (2 - \bar{x}_T) + \frac{1,5}{\lambda_\phi^2}$

$\eta_m = \left(\frac{1}{\sqrt{1 + 0,2 \cdot M_\infty^2}} + 0,055 \cdot \bar{x}_T^2 \cdot M_\infty \right) \cdot \left(1 + \frac{2 \cdot \lambda_\phi \cdot M_\infty}{\lambda_\phi^2 + 1} \right)$, де λ_ϕ - подовження фюзеляжу.

$F_{бок}/S_{м.ф} = 3,8 \cdot \lambda_\phi$ - відношення площі бічної(змоченою) поверхні фюзеляжу до площі міделя.

Орієнтовно положення точки переходу можна визначити по формулі:

$\bar{x}_T = \left(\frac{\lambda_{н.ч}}{\lambda_\phi} + \frac{1,5}{10^{-6} \cdot Re + 5} \right) \cdot (1 + 0,15 \cdot \sqrt[3]{M_\infty})$, де $\lambda_{н.ч}$ - подовження носової частини фюзеляжу.

Скошена або відігнута кормова частина призводить до виникнення додаткового опору :

$$\Delta C_{x_{рф}} = \frac{a}{\sqrt{C_{x_{рм.с}}}} \cdot tg^{3/2}(0,5 \cdot \beta_{хв.ч}^\circ), \quad \text{де} \quad \beta_{хв.ч}^\circ - \text{кут відхилення кормової}$$

частини по відношенню до осі фюзеляжу; $a = 0,04$.

Вплив ліхтаря кабіни екіпажа оцінюється таким значенням:

$$\Delta C_{x_{рф}} = 0,038 / \sqrt{\lambda_\phi}.$$

Обтічники основних стоек шасі, розташовані на бічній поверхні фюзеляжу, дають: $\Delta C_{x_{рф}} = 0,08 \cdot C_{x_{рм.с}}$.

Розрахувати профільний опір гондоли двигуна можна по формулі:

$$C_{x_{рз.д}} = C_{x_{рм.с.з.д}} + \Sigma \Delta C_{x_{рз.д}}, \quad C_{x_{рм.с.з.д}} = C_f \cdot \eta_\lambda \cdot \eta_m \cdot (F_{з.д}/S_{з.д}).$$

Приймаючи, що гондола обтекається повністю турбулентним потоком, значення $C_f, \eta_\lambda, \eta_m$ обчислюють за приведеною раніше методикою при $\bar{x}_T = 0$ і заміні подовження фюзеляжу λ_ϕ на подовження гондоли $\lambda_{з.д} = l_{з.д}/d_{з.д}$.

Число Рейнольдса Re визначають по довжині гондоли $l_{з.д}$: $Re = M_\infty \cdot l_{з.д} \cdot f(H)$.

Площа бічної поверхні береться без частини поверхні гондоли, що потрапляє в крило : $F_{з.д}/S_{з.д} \approx 4 \cdot \lambda_{з.д}$.

Профільний опір крила і горизонтального оперення розраховують по одних формулах. Для нормальної аеродинамічної схеми літака в першу чергу робиться розрахунок крила, потім горизонтального оперення.

Коефіцієнт профільного опору крила(чи горизонтального оперення) обчислюють таким чином: $C_{x_p} = 2 \cdot C_f \cdot \eta_c \cdot \eta_m$,

де C_f - коефіцієнт опору тертя однієї сторони плоскої пластини в потоці нестискуваної рідини при однаковому із заданим крилом(оперенням) числі Рейнольдса і положення точки переходу \bar{x}_T ; подвоєне значення коефіцієнта враховує обтікання верхньою і нижньою поверхонь; множники η_c і η_m визначають вклад опору тиску в профільний опір і враховують вплив стисливості.

Формули для визначення цих коефіцієнтів виглядають так:

$$C_f = \frac{0,087}{(\lg \text{Re} - 1,6)^2} \cdot (1 - \bar{x}_T) + \frac{1,33}{\sqrt{\text{Re}}} \cdot \sqrt{\bar{x}_T}; \quad \eta_c = 1 + 2 \cdot \bar{c} \cdot e^{-2,4 \cdot \bar{x}_T} + 9 \cdot \bar{c}^2 \cdot e^{-4 \cdot \bar{x}_T};$$

$$\eta_m = \left(\frac{1}{\sqrt{1 + 0,2 \cdot M^2}} + 0,055 \cdot \bar{x}_T^2 \cdot M \right) \cdot (1 + 5 \cdot \bar{c}^2 \cdot M), \quad \text{де } M - \text{число Маха, що}$$

відповідає швидкості набігаючого потоку перед :

$M = M_\infty \cdot \sqrt{k_T^*}$ - перед крилом $M = M_\infty \cdot \sqrt{k_T}$ - перед горизонтальним оперенням;

Число Рейнольдса обчислюють по середній хорді b_{cp} консолі крила або оперення і параметрам набігаючого потоку перед поверхнею, що несе :
 $\text{Re} = M \cdot b_{cp} \cdot f(H)$.

Відносна товщина профілю \bar{c} обчислюється за формулою:

$\bar{c} = (\bar{c}_o \cdot b_o + \bar{c}_k \cdot b_k) / 2 \cdot b_{cp}$, де \bar{c}_o і \bar{c}_k - відносна товщина профілів у бортовому і кінцевому перерізах.

Положення точки переходу \bar{x}_T на профілі крила визначається як середня величина між двома значеннями, отриманими для нижньої і верхньої поверхні :

$$\bar{x}_T = \bar{x}_T^0 \cdot k_\chi \cdot k_m; \quad \bar{x}_T^0 = \frac{\bar{c} \cdot \bar{x}_c}{\bar{c} + 0,02} + \frac{0,95}{10^{-6} \cdot \text{Re} + 2,4}; \quad k_m = 1 + 0,35 \cdot \sqrt{M};$$

$$k_\chi = (1 - 0,6 \cdot \sin^2 \chi_{n,k}) \cdot \cos^2 \chi_{n,k}.$$

Для горизонтального оперення в нормальній схемі літака, що потрапляє в аеродинамічний слід від крила або в струмінь повітряного гвинта, пограничний шар поверхні буде повністю турбулентним, в даному випадку $\bar{x}_T = 0$.

Коефіцієнти гальмування потоку :

Коефіцієнти гальмування потоку враховують відмінність швидкості повітряного потоку, оточуючого крило і оперення в системі літака, від швидкості набігаючого потоку на нескінченності. Коефіцієнт гальмування потоку дорівнює відношенню усередненого швидкісного натиску перед даним агрегатом до швидкісного натиску необуреної течії.

При дозвукових швидкостях польоту гальмування потоку перед крилом в нормальній схемі відбувається в пограничному шарі на розташованій попереду частині поверхні фюзеляжу. Враховуючи, що товщина пограничного шару

значно менше розмаху консолі крила або оперення, можна розглядати обтікання передніх поверхонь, що несуть, необтуреним потоком і прийняти $k_T^* = 1$.

У дозвуковому діапазоні швидкостей польоту гальмування потоку перед горизонтальним оперенням в нормальній схемі враховується, якщо воно знаходиться в аеродинамічному сліді від розташованої попереду поверхні, що несе.

Для горизонтального оперення в нормальній схемі коефіцієнт гальмування потоку обчислюють таким чином: $k_T = 1$ якщо $|y_{z.o}| \geq A \cdot b_1$ де $A = 0,86 \cdot (1 + 0,2 \cdot M_\infty^2) \cdot \sqrt{C_{x_{pk}} \cdot (\bar{x}_1 + 0,5)}$; $\bar{x}_1 = x_1/b_1$. Оскільки вертикальне оперення не потрапляє в попутний струмінь від двигуна, то приймаємо: $k_{T_{v.o}} = 1$.

Профільний опір вертикального оперення :

Профільний опір вертикального оперення обчислюємо за методикою, приведеною для крила і горизонтального оперення при $\bar{x}_T = 0$.

Додатковий профільний опір, обумовлений інтерференцією частин літака.

Джерелами додаткового опору є місця зчленування поверхонь(крила, горизонтального оперення), що несуть, з фюзеляжем і розташування гондол двигунів на крилі. Формули для розрахунку коефіцієнтів додаткового опору від взаємного впливу крила і оперення мають наступний вигляд:

$$\Delta C_{x_{pk(\phi)}} = k_{инт} \cdot C_{x_{pk}} \cdot (\Delta S_k / S_k); \Delta C_{x_{pz.o(\phi)}} = k_{инт} \cdot C_{x_{pz.o}} \cdot (\Delta S_{z.o} / S_{z.o}),$$

де $k_{инт} = 0,075$ - коефіцієнт інтерференції для високоплана з фюзеляжем круглого перерізу; $C_{x_{pk}}$ і $C_{x_{pz.o}}$ - коефіцієнти профільного опору ізольованого крила і горизонтального оперення; ΔS_k і $\Delta S_{z.o}$ - підфюзеляжні частини площі крила(разом з площею, зайнятою гондолами двигунів) і горизонтального оперення.

При розміщенні гондолок на крилі величина:

$k_{z.o} = k_1 \cdot k_2 \cdot k_3$, де $k_1 = 1 + 0,05 / (6 \cdot h^2 + 1) + 8,6 \cdot h^2 \cdot e^{-4 \cdot h^2}$ $k_2 = 1$ (оскільки на одній консолі розташований тільки один двигун) $k_3 = 1 + 0,6 \cdot \lambda_{z.o} / (\lambda_{z.o}^2 + 16 \cdot \bar{x}_{z.o}^2)$

У цих формулах: $h = H/d_{z.o}$ - відношення зміщення гондолок двигуна вгору(вниз) від хорди крила до діаметру гондолок; $\bar{x}_{z.o} = x_{z.o}/l_{z.o}$ - відношення зміщення гондолок уздовж хорди крила до довжини гондолок.

Коефіцієнти опору від різних місцевих джерел:

До місцевих джерел додаткового опору літака відносяться дрібні конструктивні елементи і надбудови, що виступають в потік, нерівності і стики листів обшивки, а також щілини на крилі в місці розташування механізації або органів управління на оперенні.

У сумарному балансі опору літака місцеві опори можуть досягати до 20% від початкової величини. Тому одним з шляхів зниження опору літака є поліпшення якості обтічної поверхні, скорочення числа зовнішніх надбудов і конструктивних елементів, проведення інших конструктивно-технологічних заходів.

У цьому розрахунку задаємося величиною додаткового опору від місцевих джерел величиною : $\sum \Delta C_x = 0,05 \cdot C_{x_p}$.

1.2.2 Підйомна сила, індуктивний опір, поляр літака, аеродинамічна якість літака

Розрахунок поляр і аеродинамічної якості в злітній, посадочній і крейсерській конфігураціях літака (табл..15).

Початкові дані:

123.00 - площа крила, м²; 12.00 - подовження крила; 18.00 - тах аеродинамічна якість; - 6.00 - кут нульової підйомної сили, гр.; 1.35 - коефіцієнт C_{y_a} _ тах; 19 - кількість рядків по кутах атаки;

№ альфа c_{y_a}

1 -6.00 0.0000

2 -5.00 0.0858

3 -4.00 0.1716

4 -3.00 0.2575

5 -2.00 0.3433

6 -1.00 0.4291

7 0.00 0.5149

8 1.00 0.6008

9 2.00 0.6866

10 3.00 0.7724

11 4.00 0.8582

12 5.00 0.9440

13 6.00 1.0299

14 7.00 1.1152

15 8.00 1.1955

16 9.00 1.2648

17 10.00 1.3171

18 11.00 1.3461

19 12.00 1.3500

Таблиця 1.5 - Поляра літака в польотній конфігурації

№	альфа	C_{ya}	C_{xa}	K
1	-6.00	0.0000	0.0224	0.00
2	-5.00	0.0858	0.0226	3.79
3	-4.00	0.1716	0.0234	7.34
4	-3.00	-0.2575	0.0247	10.44
5	-2.00	0.3433	0.0264	12.98
6	-1.00	0.4291	0.0287	14.94
7	0.00	0.5149	0.0315	16.34
8	1.00	0.6008	0.0348	17.25
9	2.00	0.6866	0.0386	17.77
10	3.00	0.7724	0.0429	17.98
11	4.00	0.8582	0.0478	17.96
12	5.00	0.9440	0.0533	17.71
13	6.00	1.0299	0.0604	17.05
14	7.00	1.1152	0.0705	15.82
15	8.00	1.1955	0.0848	14.09
16	9.00	1.2648	0.1029	12.30
17	10.00	1.3171	0.1212	10.87
18	11.00	1.3461	0.1334	10.09
19	12.00	1.3500	0.1352	9.98

Результати розрахунків поляри занесені в таблицю 1.6

Таблиця 1.6 - Поляри в злітній і посадочній конфігураціях

№	альфа	Злітна поляра			Посадочна поляра		
		суа_V	сха_V	Ка_V	суа_Z	сха_Z	Ка_Z
1	-6.00	0.2500	0.0470	5.32	0.4500	0.0671	6.70
2	-5.00	0.3358	0.0472	7.11	0.5358	0.0674	7.95
3	-4.00	0.4216	0.0480	8.78	0.6216	0.0681	9.12
4	-3.00	0.5075	0.0493	10.30	0.7075	0.0694	10.19
5	-2.00	0.5933	0.0511	11.62	0.7933	0.0712	11.14
6	-1.00	0.6791	0.0533	12.73	0.8791	0.0735	11.96
7	0.00	0.7649	0.0561	13.63	0.9649	0.0763	12.65
8	1.00	0.8508	0.0594	14.31	1.0508	0.0796	13.21
9	2.00	0.9366	0.0632	14.81	1.1366	0.0834	13.63
10	3.00	1.0224	0.0676	15.13	1.2224	0.0877	13.94
11	4.00	1.1082	0.0724	15.31	1.3082	0.0925	14.14
12	5.00	1.1940	0.0779	15.32	1.3940	0.0981	14.21
13	6.00	1.2799	0.0850	15.06	1.4799	0.1051	14.07
14	7.00	1.3652	0.0951	14.35	1.5652	0.1152	13.58
15	8.00	1.4455	0.1094	13.21	1.6455	0.1296	12.70
16	9.00	1.5148	0.1275	11.88	1.7148	0.1476	11.62
17	10.00	1.5671	0.1458	10.75	1.7671	0.1659	10.65
18	11.00	1.5961	0.1581	10.10	1.7961	0.1782	10.08
19	12.00	1.6000	0.1598	10.01	1.8000	0.1800	10.00

Розрахунок льотних характеристик літака методами тяги і потужностей

Методи тяги і потужностей Н.Е. Жуковського ґрунтовані на порівнянні тяги і потужностей, потрібних для забезпечення горизонтального прямолінійного польоту літака, що встановився, на заданому режимі(Н, М), з тягою, що розташовуються, і потужностями, які можуть розвинути двигуни силової установки. Ці методи дають можливість визначити такі важливі льотно-технічні характеристики літака, як діапазон висот і швидкостей горизонтального прямолінійного польоту, що встановився, характерні швидкості(максимальна, мінімальна теоретична, мінімальна допустима, крейсерська, найвигідна, економічна), статичну граничну висоту(стеля), скоропідйомність, витрати палива і часу у польоті, максимальну дальність і тривалість польоту. З достатньою для практики точністю можна обмежитися спрощеними методами тяги і потужностей, якщо прийняти, що напрям вектору тяги співпадає з напрямом вектору швидкості польоту і так далі

Розрахунок потрібної тяги і побудова кривих М.Є. Жуковського

Спрощена схема сил(вектор Р уздовж напрямку швидкості), що діють на літак в прямолінійному горизонтальному польоті, що встановився, показана на малюнку.

Задаємося рядом значень висоти польоту, наприклад, $H=0, 4000, 8000, 12000$ м. Для кожної висоти виписуємо з таблиці СА значення швидкості звуку a_H і атмосферного тиску p_H . Розраховуємо числа M_S звалювання:

$$mg = c_{ya \max} S \cdot 0,7 p_H M_S^2; \quad M_S = \sqrt{\frac{mg}{c_{ya \max} S \cdot 0,7 p_H}} = 0,2 (\text{при } H=0).$$

Таблиця 1.7 - Звалювання на критичному куті атаки

H, м	Ms	Cya _ max	Cxa _ кр
0	0.2000	1.3500	0.1352
2000	0.2299	1.3500	0.1352
4000	0.2580	1.3500	0.1352
6000	0.2945	1.3500	0.1352
8000	0.3393	1.3500	0.1352
9000	0.3647	1.3500	0.1352
10000	0.3925	1.3500	0.1352
11000	0.4247	1.3500	0.1352
11500	0.4409	1.3500	0.1352
12000	0.4581	1.3500	0.1352
12500	0.4774	1.3500	0.1352

Будуємо графік залежності $M_S(H)$.

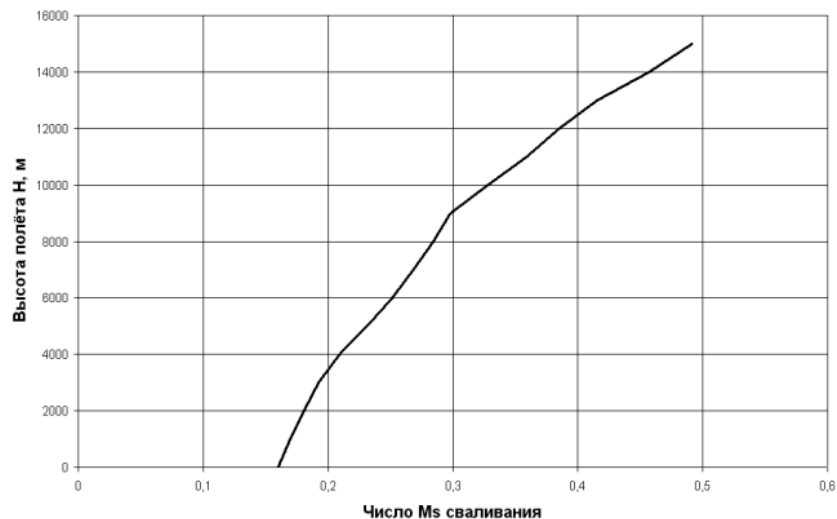


Рисунок 1.7 - Залежність $M_S(H)$

У горизонтальному прямолінійному польоті літака, що встановився, на висоті H із заданим числом M потрібна тяга в першому наближенні дорівнює величині лобового опору : $P_r = X_{a\Gamma}(H, M)$.

Лобовий опір визначається по формулі:

$$X_{a\Gamma} = \frac{m \cdot g}{K} = m \cdot g \cdot \frac{c_{xa\Gamma}}{c_{ya\Gamma}},$$

де m - розрахункова маса ЛА; g - прискорення земного тяжіння; K - аеродинамічна якість; $c_{ya\Gamma}$ $c_{xa\Gamma}$ - коефіцієнти аеродинамічної підйомної сили і сили лобового опору в горизонтальному прямолінійному польоті літака.

Для кожного значення числа M і кожної висоти H знаходимо значення відповідної швидкості польоту V і величини швидкісного натиску q (табл. 1.8, 1.9, 1.10, 1.11):

$$V = M \cdot a,$$

$$q = \frac{\rho V^2}{2} = \frac{\rho M^2 a^2}{2} = \frac{\rho M^2 \gamma p_H}{2\rho} = 0,7 p_H M^2,$$

потім знаходимо потрібний для прямолінійного горизонтального польоту коефіцієнт підйомної сили $c_{ya\Gamma}$: $Y_a = mg = c_{ya\Gamma} \frac{\rho V^2}{2} S = c_{ya\Gamma} q S$;

$$c_{ya\Gamma} = \frac{mg}{qS}.$$

Якщо отримаємо, що $c_{ya\Gamma} > c_{ya\max}$ то це означає, що горизонтальний політ, що встановився, на цьому числі M і висоті H неможливий.

Таблиця 1.8 - Значення чисел M , що відповідають порядковим номерам nM

$H, \text{ м/нМ}$	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	0.200	0.200	0.250	0.300	0.350	0.400	0.450	0.500	0.600	0.700	0.800
2000	0.000	0.230	0.250	0.300	0.350	0.400	0.450	0.500	0.600	0.700	0.800
4000	0.000	0.000	0.258	0.300	0.350	0.400	0.450	0.500	0.600	0.700	0.800
6000	0.000	0.000	0.294	0.300	0.350	0.400	0.450	0.500	0.600	0.700	0.800
8000	0.000	0.000	0.000	0.339	0.350	0.400	0.450	0.500	0.600	0.700	0.800
9000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.365	0.400	0.450	0.500	0.600	0.700	0.800
10000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.392	0.400	0.450	0.500	0.600	0.700	0.800
11000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.425	0.450	0.500	0.600	0.700	0.800
11500	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.441	0.450	0.500	0.600	0.700	0.800
12000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.458	0.500	0.600	0.700	0.800
12500	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.477	0.500	0.600	0.700	0.800

Таблиця 1.9 - Значення $C_{ya \Gamma}$, потрібні для горизонтального польоту

Н, м/нМ	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	1.350	1.350	0.864	0.600	0.441	0.337	0.267	0.216	0.150	0.110	0.084
2000	0.000	1.350	1.101	0.765	0.562	0.430	0.340	0.275	0.191	0.140	0.108
4000	0.000	0.000	1.350	0.986	0.724	0.555	0.438	0.355	0.246	0.181	0.139
6000	0.000	0.000	1.350	1.288	0.946	0.724	0.572	0.464	0.322	0.236	0.181
8000	0.000	0.000	0.000	1.350	1.253	0.959	0.758	0.614	0.426	0.313	0.240
9000	0.000	0.000	0.000	0.000	1.350	1.110	0.877	0.711	0.493	0.363	0.278
10000	0.000	0.000	0.000	0.000	1.350	1.290	1.020	0.826	0.574	0.421	0.323
11000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	1.350	1.190	0.964	0.670	0.492	0.377
11500	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	1.350	1.288	1.043	0.724	0.532	0.407
12000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	1.350	1.128	0.783	0.576	0.441
12500	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	1.350	1.220	0.847	0.623	0.477

Таблиця 1.10 - Значення $C_{xa \Gamma}$, що відповідають значенням $C_{ya \Gamma}$

Н, м/нМ	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	0.135	0.135	0.048	0.035	0.029	0.026	0.025	0.024	0.023	0.023	0.023
2000	0.000	0.135	0.069	0.043	0.033	0.029	0.026	0.025	0.024	0.023	0.023
4000	0.000	0.000	0.135	0.057	0.041	0.033	0.029	0.027	0.024	0.024	0.023
6000	0.000	0.000	0.135	0.111	0.053	0.041	0.034	0.030	0.026	0.024	0.024
8000	0.000	0.000	0.000	0.135	0.100	0.055	0.042	0.035	0.029	0.026	0.024
9000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.135	0.070	0.049	0.040	0.031	0.027	0.025
10000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.135	0.112	0.060	0.046	0.034	0.029	0.026
11000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.135	0.084	0.055	0.038	0.031	0.027
11500	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.135	0.111	0.062	0.041	0.032	0.028
12000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.135	0.073	0.044	0.034	0.029
12500	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.135	0.091	0.047	0.036	0.030

Для кожного значення числа M і кожної висоти H знаходимо відповідне значення аеродинамічної якості літака

$$K = \frac{C_{ya \Gamma}}{C_{xa \Gamma}}$$

і потім потрібне для прямолінійного горизонтального польоту, що встановився, значення сили тяги $P_{нотр. \Gamma}$:

$$P_{нотр. \Gamma} = X_{a \Gamma} = \frac{m \cdot g}{K} = \frac{m \cdot g \cdot C_{xa \Gamma}}{C_{ya \Gamma}}, \text{ Н.}$$

Таблиця 1.11 - Потрібна сила тяги, кН

Н, м	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	47.2	47.2	26.3	27.3	31.1	36.7	43.9	52.5	72.9	97.7	126.3

2000		0.0	47.2	29.4	26.2	27.9	31.5	36.6	42.8	58.4	77.5	100.0
4000		0.0	0.0	47.2	27.1	26.4	28.1	31.2	35.5	46.8	61.2	78.5
6000		0.0	0.0	47.2	40.5	26.6	26.4	27.8	30.3	38.0	48.5	61.2
8000		0.0	0.0	0.0	47.2	37.5	26.8	26.2	27.2	31.7	38.8	47.9
9000		0.0	0.0	0.0	0.0	47.2	29.7	26.3	26.4	29.4	35.0	42.6
10000		0.0	0.0	0.0	0.0	47.2	40.8	27.5	26.2	27.7	31.9	38.0
11000		0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	47.2	33.2	26.9	26.6	29.5	34.2
11500		0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	47.2	40.6	28.0	26.4	28.5	32.5
12000		0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	47.2	30.4	26.2	27.7	31.1
12500		0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	47.2	35.2	26.2	27.1	29.9

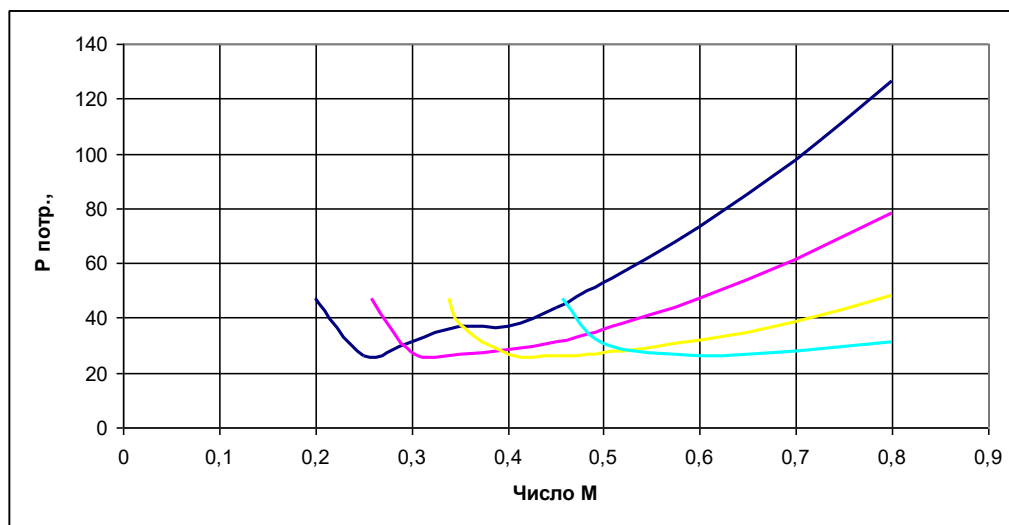


Рисунок 1.8 - Потрібна тяга для висот $H=0, 4, 8$ і 12 км(зліва направо)

Якщо $K = K_{\max}$ маємо мінімальне значення P_r . Відповідна швидкість (число M) польоту називається найвигіднішою. Точка дотику прямою з початку координат до лінії P_r визначає значення крейсерського числа M . Вертикальна дотична дає значення MS . Відповідні графіки залежностей характерних чисел M від висоти польоту H будуть побудовані нижче.

Потрібна потужність

Для горизонтального прямолінійного польоту, що встановився, потрібна потужність дорівнює:

$$N_r = P_r \cdot V.$$

Таблиця 1.12 - Потрібна потужність, кВт

$H, \text{ м}$	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	3212	3212	2234	2789	3705	5001	6723	8924	14877	23264	34391
2000	0	3608	2448	2616	3252	4190	5469	7122	11643	18047	26598
4000	0	0	3952	2642	2995	3645	4557	5762	9119	13909	20380
6000	0	0	4397	3849	2950	3337	3954	4800	7224	10746	15500

8000		0	0	0	4932	4044	3303	3639	4186	5853	8375	11815
9000		0	0	0	0	5230	3605	3598	4013	5364	7449	10346
10000		0	0	0	0	5547	4892	3708	3926	4986	6685	9102
11000		0	0	0	0	0	5916	4410	3964	4719	6088	8071
11500		0	0	0	0	0	6139	5385	4128	4667	5885	7683
12000		0	0	0	0	0	0	6378	4486	4638	5723	7344
12500		0	0	0	0	0	0	6647	5199	4643	5594	7063

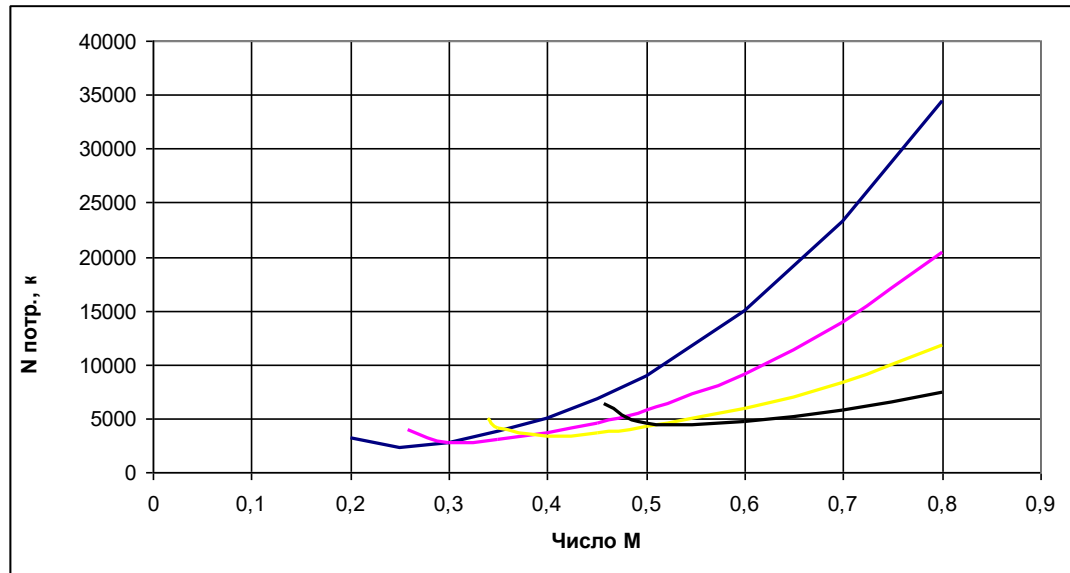


Рисунок 1.9 - Потрібні потужності для висот Н=0, 4, 8 і 12 км(зліва направо)

Таблиця 1.13 - Коефіцієнт впливу висоти на тягу ТВД

Н, м	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000	11000	12000	13000	14000
ksiH=	1.000	1.000	0.871	0.753	0.647	0.597	0.550	0.506	0.468	0.432	0.400

Таблиця 1.14 - Коефіцієнт впливу числа М на тягу ТВД при Н=0

nM	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
ksiM=	0.831	0.831	0.799	0.770	0.743	0.720	0.700	0.682	0.656	0.642	0.640

Таблиця 1.15 - Коефіцієнт тяги, що розташовується

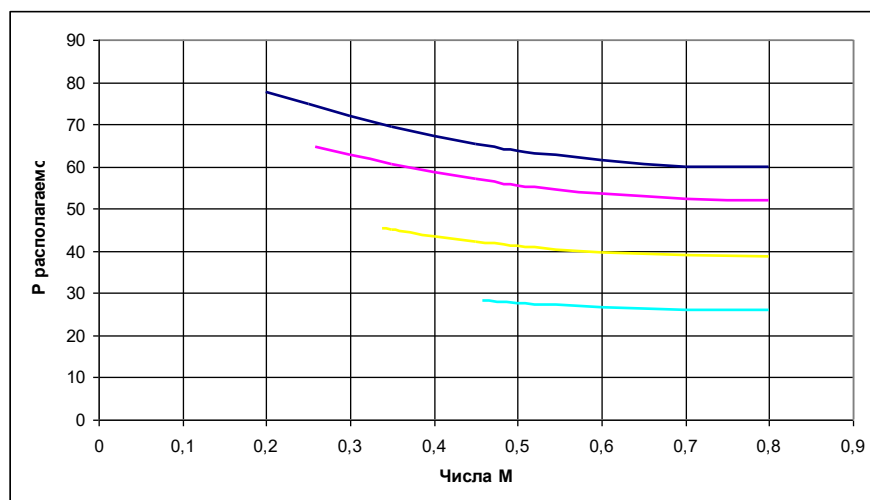
Н, м/nM	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	0.831	0.831	0.799	0.770	0.743	0.720	0.700	0.682	0.656	0.642	0.640
2000	0.990	0.812	0.799	0.770	0.743	0.720	0.700	0.682	0.656	0.642	0.640
4000	0.862	0.862	0.692	0.670	0.647	0.627	0.609	0.594	0.572	0.559	0.557
6000	0.746	0.746	0.582	0.580	0.560	0.542	0.527	0.514	0.494	0.484	0.482
8000	0.640	0.640	0.640	0.484	0.481	0.466	0.452	0.441	0.424	0.415	0.414
9000	0.591	0.591	0.591	0.591	0.440	0.430	0.418	0.407	0.392	0.384	0.382
10000	0.545	0.545	0.545	0.545	0.398	0.396	0.385	0.375	0.361	0.353	0.352
11000	0.501	0.501	0.501	0.501	0.501	0.359	0.354	0.345	0.332	0.325	0.324
11500	0.463	0.463	0.463	0.463	0.463	0.329	0.327	0.319	0.307	0.300	0.299

12000		0.428	0.428	0.428	0.428	0.428	0.428	0.301	0.295	0.284	0.278	0.277
12500		0.396	0.396	0.396	0.396	0.396	0.396	0.276	0.273	0.262	0.257	0.256

Таблиця 1.16 - тяга літака, що Розташовується, кН

93502 - стартова тяга усіх двигунів літака, Н;

Н, м/nM		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0		77.72	77.72	74.70	71.96	69.50	67.31	65.41	63.78	61.35	60.04	59.84
2000		0.00	75.88	74.70	71.96	69.50	67.31	65.41	63.78	61.35	60.04	59.84
4000		0.00	0.00	64.67	62.68	60.54	58.63	56.97	55.55	53.44	52.30	52.12
6000		0.00	0.00	54.44	54.22	52.36	50.72	49.28	48.05	46.23	45.24	45.08
8000		0.00	0.00	0.00	45.28	44.95	43.54	42.30	41.25	39.68	38.83	38.70
9000		0.00	0.00	0.00	0.00	41.11	40.21	39.07	38.10	36.65	35.86	35.74
10000		0.00	0.00	0.00	0.00	37.23	37.06	36.01	35.11	33.77	33.05	32.94
11000		0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	33.57	33.10	32.28	31.05	30.38	30.28
11500		0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	30.75	30.60	29.84	28.70	28.09	27.99
12000		0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	28.17	27.58	26.53	25.97	25.88
12500		0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	25.78	25.50	24.53	24.01	23.92

Рисунок 1.10 - тяга, що Розташовується, для висот $H=0, 4, 8$ і 12 км

Таблиця 1.17 - потужність літака, що Розташовується, кВт

Н, м/nM		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0		5289	5289	6355	7346	8278	9163	10016	10852	12527	14302	16289
2000		0	5801	6210	7179	8089	8954	9788	10604	12241	13975	15918
4000		0	0	5416	6104	6877	7613	8322	9016	10408	11882	13533
6000		0	0	5073	5147	5800	6420	7018	7603	8777	10020	11413
8000		0	0	0	4733	4847	5366	5865	6355	7336	8375	9539
9000		0	0	0	0	4556	4887	5342	5788	6682	7628	8688
10000		0	0	0	0	4376	4440	4853	5258	6070	6930	7893
11000		0	0	0	0	0	4209	4396	4763	5499	6278	7150
11500		0	0	0	0	0	4001	4063	4402	5082	5802	6608
12000		0	0	0	0	0	0	3807	4070	4698	5363	6109
12500		0	0	0	0	0	0	3631	3762	4343	4958	5647

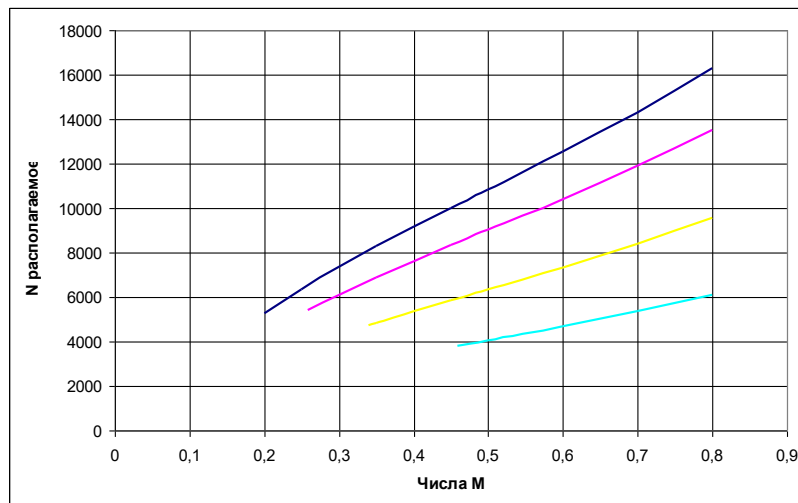


Рисунок 1.11 - Потужності, що Розташовуються, для висот Н=0, 4, 8 і 12 км

1.2.3 Аналітичне вираження поляри літака

Поляра літака в польотній конфігурації[17]

Найбільш надійним способом отримання поляри літака є випробування моделі літака в аеродинамічній трубі або у польоті за умов, що відповідають польоту літака в повітрі. Проте(особливо на початку проектування літака) результати таких випробувань є не завжди. Крім того, модель літака не повністю відповідає дійсному літаку, оскільки схематизація моделі в тому або іншому ступені неминуча. Тому доводиться прибїгати до теоретичного розрахунку, незважаючи на його наближеність.

Нижче дається опис наближених прийомів теоретичного розрахунку поляри літака. Аеродинамічну силу лобового опору можна представити у вигляді суми. Першим доданком буде профільний опір, тобто сумарне опори тертя і тиску, походження якого обумовлене властивістю в'язкості повітря. Другим доданком йде індуктивний опір, тобто опір тиску, який пов'язаний з утворенням підйомної сили і вихрової пелени. Індуктивний опір не пов'язаний безпосередньо з в'язкістю повітря, теоретично воно буде однаковим як в реальному, так і в ідеальному потоках. Сила індуктивного опору, як відомо, рівна

$$X_{ai} = c_{xai} \frac{\rho V^2}{2} S,$$

де ρ — масова щільність повітря; V — швидкість польоту; S — площа крила; c_{xai} — коефіцієнт індуктивного опору.

Якщо розподіл циркуляції швидкості по розмаху крила не дуже відрізняється від еліптичного, теорія індуктивного опору призводить до наступного вираження для c_{xai} :

$$c_{xai} = \frac{c_{ya}^2}{\pi\lambda} = \frac{1,3461^2}{3,14 \cdot 9,23} = 0,063,$$

де $\lambda = \frac{l^2}{S}$ — подовження крила.

Підставивши вираження c_{xai} у вираження для сили індуктивного опору і зважаючи, що підйомна сила дорівнює вазі літака, матимемо

$$X_{ai} = c_{xai} \frac{\rho V^2}{2} S = \frac{2}{\pi \rho V^2} \left(\frac{mg}{l} \right)^2, \text{ Н.}$$

Для подолання роботи, здійснюваною цією силою, необхідно витратити потужність, рівну

$$N_i = X_{ai} V = \frac{2}{\pi \rho V} \left(\frac{mg}{l} \right)^2, \text{ Вт.}$$

Цю індуктивну потужність можна назвати активною в тому сенсі, що індуктивна потужність пов'язана із створенням крилами необхідної для польоту літака підйомної сили.

Як видно з рівняння, величина індуктивної потужності не залежить від величини площі крил, а визначається величиною навантаження на розмах крил $\left(\frac{mg}{l} \right)$. З цього рівняння витікає також, що індуктивна потужність росте при збільшенні висоти польоту (при зменшенні щільності повітря) і зменшується при збільшенні швидкості польоту V . Зокрема, якщо швидкість польоту прагне до нескінченності, індуктивна потужність N_i наближається до нуля. Таким чином, виходить парадоксальний висновок про те, що чим більше швидкості польоту, тим менш потужний двигун треба ставити на літак. Проте це тільки уявний парадокс, оскільки доки ми розглядаємо не усю необхідну для польоту потужність, а тільки ту її частину, яка пов'язана із створенням підйомної сили.

Внаслідок хоча і невеликої, але такої, що помітно проявляється на поверхні крила, фюзеляжу і т. д. в'язкості повітря виникають сили тертя повітря об поверхню тіла, а в деяких місцях вихороутворення і відрив потоку від поверхні літака. На подолання опору тертя і опору тиску, що виникає внаслідок в'язкості повітря, також витрачається певна потужність. Ці сили опору, не пов'язані із створенням підйомної сили, можна назвати пасивним опором, на відміну від активного індуктивного опору, а відповідну потужність — пасивною потужністю.

Коефіцієнт пасивного опору при невеликих кутах атаки мало змінюється при зміні c_{ya} . У першому наближенні цей коефіцієнт можна вважати постійним, не залежним від c_{ya} . Означаючи коефіцієнт пасивного опору через c_{xa0} отримуємо коефіцієнт повної сили лобового опору c_{xa} літака (рівняння поляри):

$$c_{xa} = c_{xa0} + c_{xai} = c_{xa0} + \frac{c_{ya}^2}{\pi\lambda}.$$

Як видно з цього рівняння, залежність $c_{xa} = f(c_{ya})$ є параболою другого порядку, так що в першому наближенні поляру літака можна представити параболою другого порядку.

Напишемо вираження для величини, зворотної якості До літака

$$\frac{1}{K} = \frac{c_{xa}}{c_{ya}} = \frac{c_{xa0}}{c_{ya}} + \frac{c_{ya}}{\pi\lambda}, \text{ звідки } c_{xa0} = \left(\frac{1}{K} - \frac{c_{ya}}{\pi\lambda} \right) \cdot c_{ya} = \left(\frac{1}{18} - \frac{1,3461}{3,14 \cdot 9,23} \right) \cdot 1,3461 =$$

Розглядаючи отримане вираження, відмічаємо, що якість До літака змінюється при зміні c_{ya} і що повинне існувати таке значення c_{yaK} , при якому якість виходить найбільшою. Знайдемо це значення c_{yaK} і вираження максимальної якості. Візьмемо похідну від величини, зворотної якості, по c_{ya} і прирівняємо її нулю; отримуємо рівняння, з якого визначимо значення c_{yaK} при максимальній якості. Таким чином, знайдемо

$$\left(\frac{1}{K} \right)' = \left(\frac{c_{xa0}}{c_{ya}} + \frac{c_{ya}}{\pi\lambda} \right)' = -\frac{c_{xa0}}{c_{ya}^2} + \frac{1}{\pi\lambda} = 0;$$

звідки

$$c_{yaK} = \sqrt{\pi\lambda c_{xa0}} = \sqrt{3,14 \cdot 9,23 \cdot 0,022} = 0,7985.$$

Підставивши знайдене значення c_{yaK} у рівняння для якості, знайдемо максимальну якість

$$\frac{1}{K_{\max}} = \frac{c_{xa0}}{\sqrt{\pi\lambda c_{xa0}}} + \frac{\sqrt{\pi\lambda c_{xa0}}}{\pi\lambda} = \frac{\pi\lambda c_{xa0} + \pi\lambda c_{xa0}}{\pi\lambda \sqrt{\pi\lambda c_{xa0}}} = \frac{2c_{xa0}}{\sqrt{\pi\lambda c_{xa0}}};$$

$$K_{\max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi\lambda}{c_{xa0}}}.$$

Коефіцієнт індуктивного опору c_{xaiK} на режимі максимальної якості рівний:

$$c_{xaiK} = \frac{c_{yaK}^2}{\pi\lambda} = c_{xa0} = \frac{\pi\lambda}{(2 \cdot K_{\max})^2} = \frac{3,14 \cdot 9,23}{(2 \cdot 18)^2} = 0,022.$$

Таким чином, на режимі максимальної якості індуктивний опір рівно пасивному опору.

При значеннях c_{ya} менших c_{yaK} коефіцієнт індуктивного опору c_{xai} , пропорційний c_{ya}^2 швидко зменшується, тоді як коефіцієнт пасивного опору c_{xa0} у першому наближенні, як було відмічено вище, не залежний від c_{ya} , залишається незмінним. Звідси витікає, що на режимі максимальної швидкості, коли значення c_{ya} невеликі, індуктивний опір займає незначну долю в загальному балансі лобового опору літака.

На режимі набору висоти, коли значення c_{ya} наближаються до значення c_{yaK} , величина індуктивного опору стає сумірною з величиною пасивного опору, а при ще більших значеннях c_{ya} — переважаючою; при значеннях c_{ya} близьких до $c_{ya\max}$ внаслідок значного зростання коефіцієнта c_{xa0} при великих кутах атаки, роль пасивного опору знову зростає.

Припущення про незмінність коефіцієнта c_{xa0} при зміні c_{ya} є наближеним. Насправді, навіть при порівняно невеликих кутах атаки коефіцієнт пасивного опору c_{xa0} при збільшенні c_{ya} дещо збільшується. У першому наближенні можна вважати, що збільшення c_{xa0} прямо пропорційно c_{ya}^2 . Для приблизного обліку зростання пасивного опору при збільшенні кута атаки в розрахунок замість дійсного геометричного вводять ефективне подовження $\lambda_{эфф}$ яке приймають меншим, ніж геометричне подовження крил. При цьому з'являється додатковий до коефіцієнтів c_{xa0} при $c_{ya} = 0$ і c_{xai} коефіцієнт лобового опору, рівний нулю при $c_{ya} = 0$ і що збільшується при збільшенні c_{ya} пропорційно c_{ya}^2 . У першому наближенні для літаків з раціональним аеродинамічним компонуванням можна прийняти:

$$\frac{1}{\pi\lambda_{эфф}} = \frac{1}{\pi} \left(\frac{1}{\lambda} + 0,025 \right), \text{ чи } \lambda_{эфф} = \frac{\lambda}{1 + 0,025 \cdot \lambda} = \frac{12}{1 + 0,025 \cdot 12} = 9,23 .$$

Для літака, крило якого має подовження $\lambda = 5$ отримуємо ефективне подовження $\lambda_{эфф} = 4,45$. Для літака з крилом, що має подовження $\lambda = 10$, ефективне подовження виявляється рівним $\lambda_{эфф} = 8$ і т. д. При користуванні поняттям ефективного подовження все раніше написані вирази залишаються в силі, тільки замість λ у них потрібно підставляти $\lambda_{эфф}$.

Якщо політ відбувається при $c_{ya} > c_{yaK}$ у міру наближення до критичного кута атаки відбувається додаткове збільшення c_{xa0} на величину Δc_{xa0} яку приблизно можна розрахувати по формулі

$$\Delta c_{xa0} \approx 0,05 \cdot \left(\frac{c_{ya} - c_{yaK}}{c_{ya \max} - c_{yaK}} \right)^4 = \left(\frac{1,3461 - 0,7985}{1,35 - 0,7985} \right)^4 \cdot 0,05 = 0,0486.$$

Итак, маємо рівняння полярів дозвукового літака :

$$c_{xa} = c_{xa0} + \frac{c_{ya}^2}{\pi \lambda_{эфф}} \quad \text{при } c_{ya} \leq c_{yaK},$$

$$c_{xa} = c_{xa0} + \frac{c_{ya}^2}{\pi \lambda_{эфф}} + \Delta c_{xa0} = 0,022 + \frac{1,346^2}{3,14 \cdot 9,23} + 0,0486 = 0,1331. \quad \text{при } c_{ya} > c_{yaK}.$$

Аналітичне вираження полярів дуже зручне для отримання наближених формул, за допомогою яких можна швидко визначати основні льотні характеристики літака при попередніх розрахунках.

Побудова наближеною злітною і посадочною полярів

При розрахунках злітно-посадочних характеристик літака потрібні його полярів, побудовані з урахуванням випуску шасі, механізації крила, гальмівних пристроїв і так далі. Для побудови таких полярів бажано користуватися точними розрахунками або даними аеродинамічного експерименту для літака з близькою геометрією. За відсутності таких даних для наближених розрахунків можна скористатися статистичними матеріалами відносно впливу випуску шасі і механізації крила на полярів і залежність $c_{ya} = f(\alpha)$ для польотної конфігурації з малими дозвуковими числами М.

Вважатимемо, що випуск шасі впливає тільки на величину опору, збільшуючи коефіцієнт лобового опору на Δc_{xi} . Механізація крила на злеті і посадці збільшує c_{xa} на $\Delta c_{x \text{ мех}}$ а c_{ya} на $\Delta c_{y \text{ мех}}$. З випуском механізації зрушується в негативну область значення α_0 на $\Delta \alpha_0$ що призводить до збільшення $c_{ya \max}$ причому $c_{ya \max}$ досягається приблизно на тих самих кутах α що і без механізації. Таким чином, полярів на злеті і посадці можна отримати зрушенням початкової полярів для польотної конфігурації управо на $\Delta c_{xa} = \Delta c_{xi} + \Delta c_{y \text{ мех}}$ і вгору на $\Delta c_{y \text{ мех}}$. Розрахунок полярів в злітній конфігурації для кожної і- тієї точки виконується по формулах:

$$c_{ya} = (c_{ya})_i + 0,25; 1,3461 + 0,25 = 1,5961.$$

$$c_{xa} = (c_{xa})_i + (0,6 + 0,5) \cdot c_{xa0}; 0,1331 + 1,1 \cdot 0,022 = 0,1573$$

Аналогічно розраховується полярів літака в посадочній конфігурації:

$$c_{ya} = (c_{ya})_i + 0,45; 1,3461 + 0,45 = 1,7961,$$

$$c_{xa} = (c_{xa})_i + (0,6 + 1,4) \cdot c_{xa0} = 0,1331 + 2 \cdot 0,022 = 0,1771.$$

Полярів літака в польотній, злітній і посадочній конфігураціях представлені в таблицях 1.5, 1.6 і на рис.1.12.

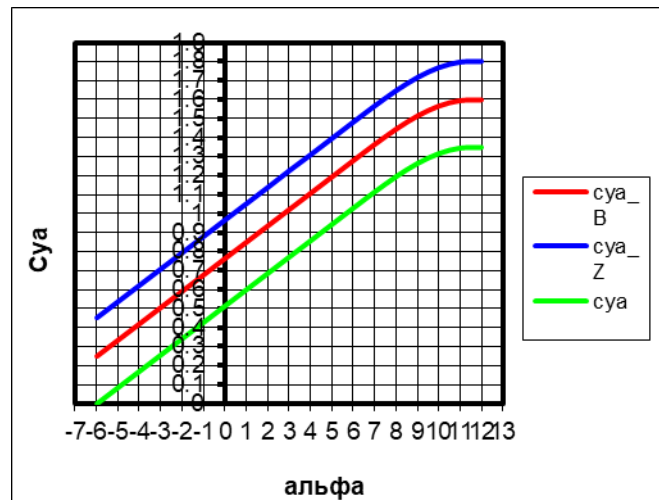


Рисунок 1.12 - Залежність C_{ya} від кута атаки в злітній, польотній і посадочній конфігураціях

1.3 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання елерона проектного літака

1.3.1 Розробка майстер-геометрії елерону

Застосування комп'ютерних інтегрованих систем CAD/CAM/CAE сприяє вирішенню завдань всіх етапах життєвого циклу повітряного судна [6].

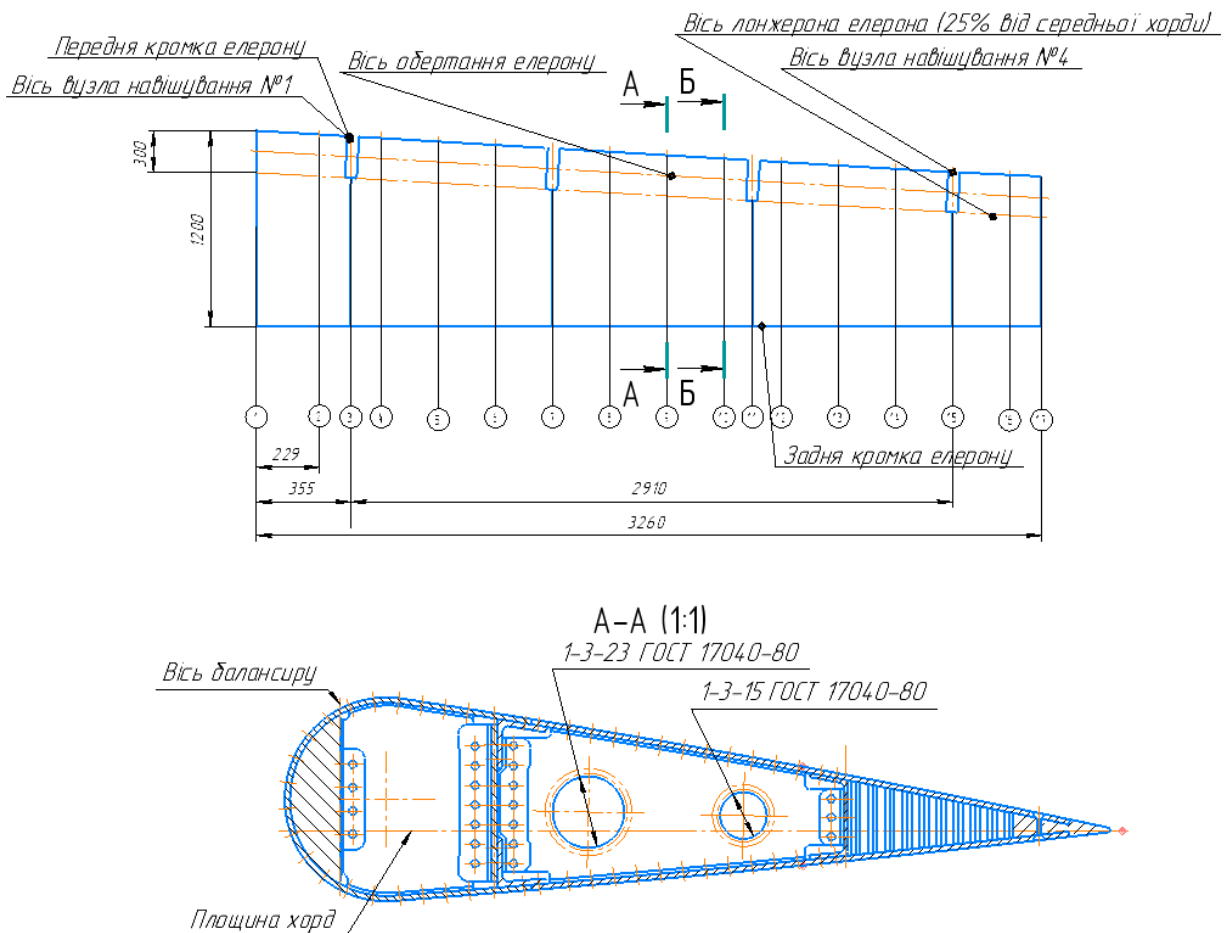


Рисунок 1.27 – Креслення проектованого елерону

Метод інтегрованого проектування включає проектування та комп'ютерне параметричне тривимірне моделювання (3D-моделі) конструкції літака та вертольота в цілому та окремих її частин. Авіаційна техніка включає безліч деталей, збірок, вузлів і агрегатів, з'єднаних між собою роз'ємними і нероз'ємними з'єднаннями різних типів, від якості проектування і виконання яких залежать вагові, ресурсні, аеродинамічні та інші характеристики повітряного судна. [14]

Усі будівлі були подрібнені у програмі Siemens NX.

Було побудовано ескіз профілю елерону в кореновому перетині.

Створено базову систему координат у кореновому перерізі та побудовано ескіз перерізу. Надалі для спрощення в ці ескізи додалися крім ліній профілю, що обрізуються, лінії контуру лонжеронів, вантажу балансування та ін. Силові елементи. Для побудови профілю два ескізи були з'єднані двома просторовими лініями. За допомогою команди «нотатки» збудовано профіль.

Для побудови нервюр було створено:

- площини у місцях їх розташування;
- за допомогою команди «Криві перерізи» побудовані лінії утворюють нервюри, так що лінія перерізу площини нервюри та поверхні профілю. Силові

елементи такі як лонжерон, балансувальний вантаж також побудовані за допомогою команди «замітання», але утворює тверде тіло. Кронштейни побудовані елементарними операціями - такі «ескіз» і видавлювання. Всі елементи для будівництва були приховані або перенесені на окремі слої. Модель розподілу простору елерону і Майстер-геометрія елерону показані на рисунку 1.28 і рисунку 1.29

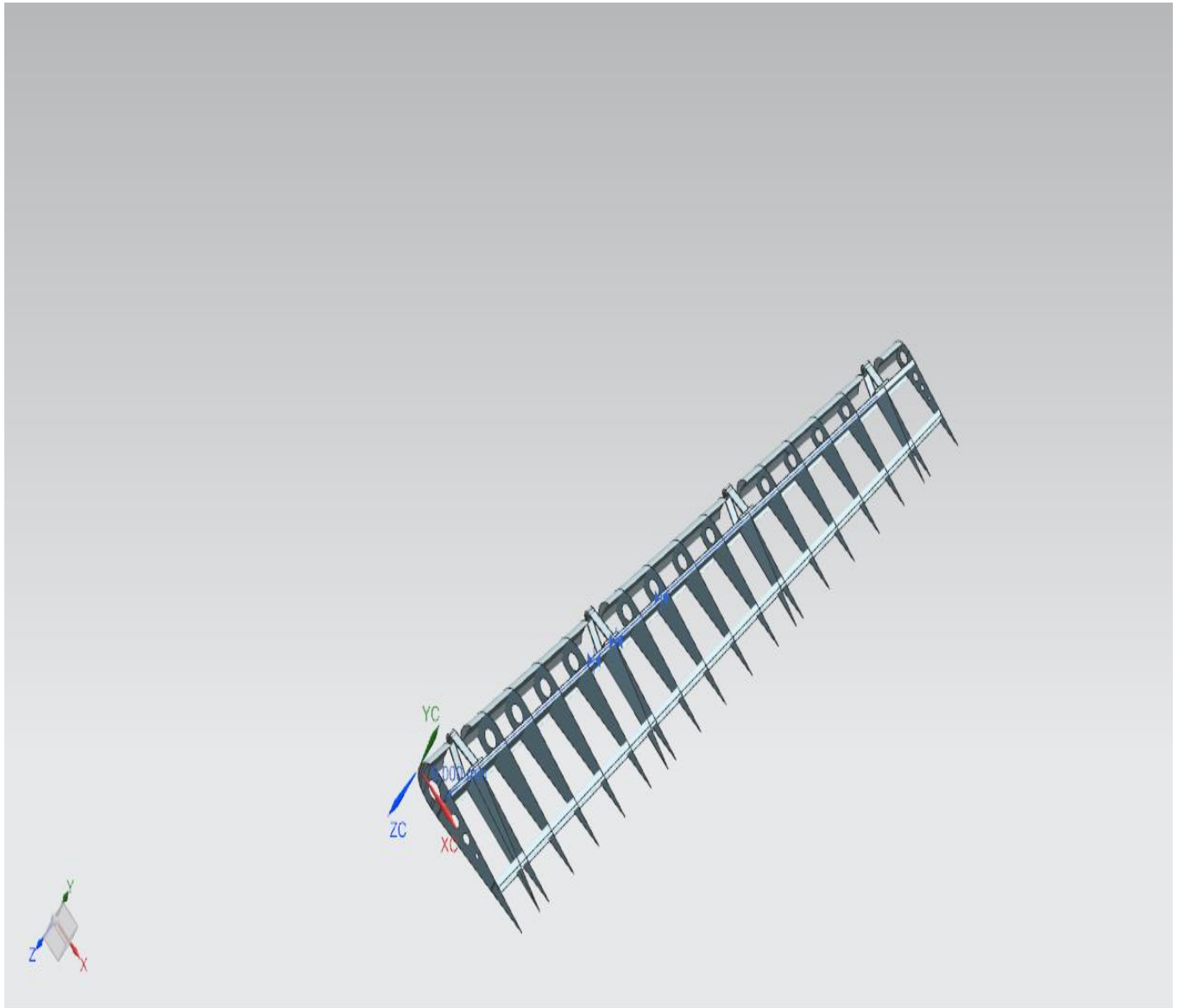


Рисунок 1.28 – Модель розподілу простору елерону

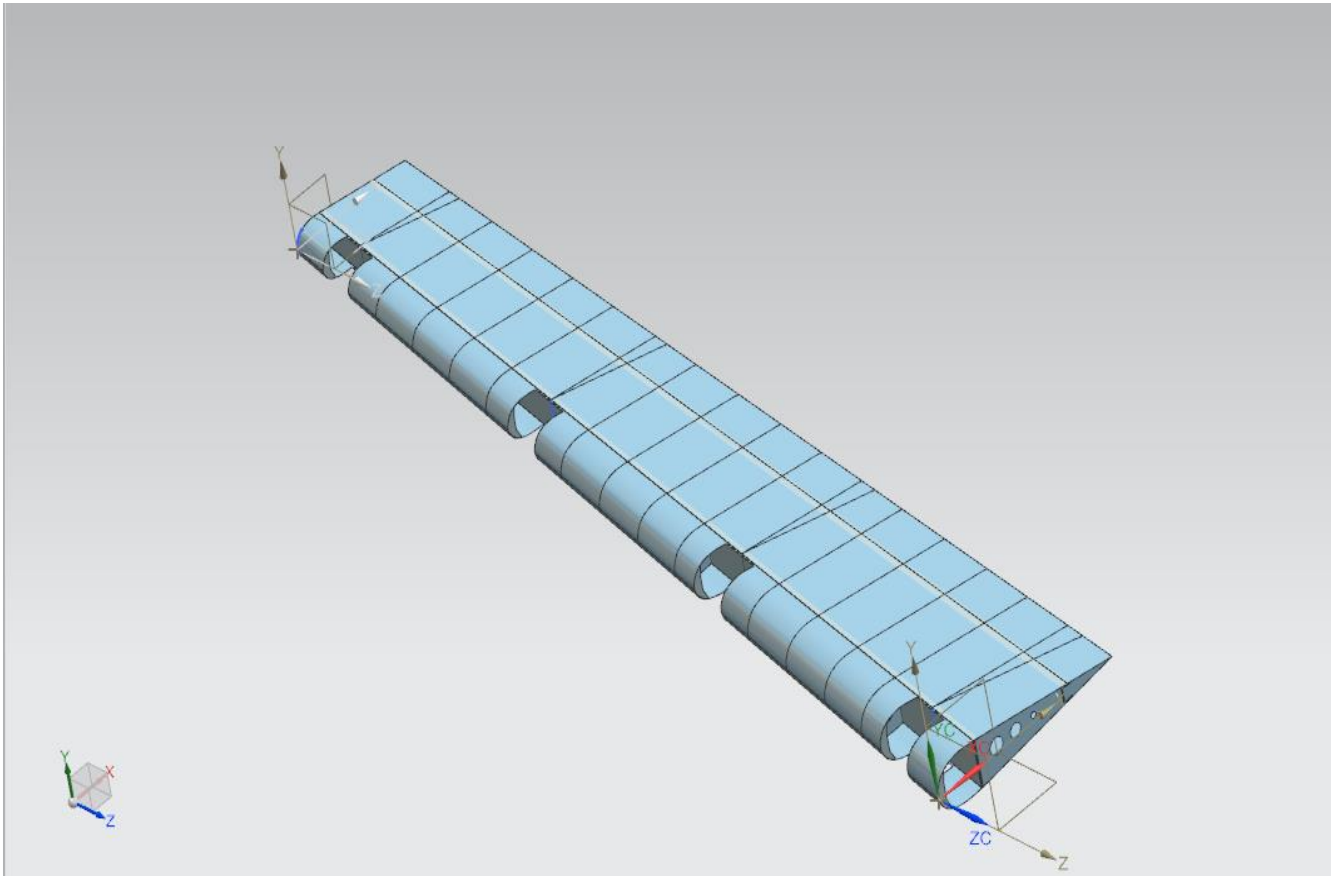


Рисунок 1.29 – Майстер-геометрія елерону

1.3.2 Визначення навантажень, що діють на агрегат

У практиці проектування і нормування при визначенні зовнішніх навантажень зазвичай користуються наближеними формулами. [15]

При визначенні навантажень на елерон розглядають три основних розрахункових випадку:

- врівноважують навантаження;
- маневрені навантаження;
- навантаження при польоті в неспокійному повітрі.

Розрахункове значення врівноважує навантаження елерона:

$$P_{\text{эл}}^p = k \cdot f \cdot S_{\text{эл}} \cdot q_{\text{max}}; \quad (1.1)$$

де k – коефіцієнт, який встановлюється нормами міцності;

f – коефіцієнт безпеки;

$S_{\text{эл}}$ – площа елерону;

q_{max} – швидкісний тиск на максимальній швидкості визначається за формулою:

$$q_{\text{max}} = \frac{\rho_H \cdot V_{\text{max}}^2}{2}; \quad (1.2)$$

де $V_{max} = 241,667$ м/с – максимальна швидкість польоту;
 ρ_H – тиск на висоті 11 км, визначається за формулою:

$$\rho_H = \frac{\rho_0 \cdot (20 - H)}{20 + H}. \quad (1.3)$$

де ρ_0 – щільність повітря;
 $H = 11$ км – крейсерська висота польоту.

$$\rho_H = \frac{0,365 \cdot (20 - 11)}{20 + 11} = 0,356 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}.$$

$$q_{max} = \frac{0,356 \cdot 241,6^2}{2} = 10385 \text{ Н/м}^2.$$

Тоді значення врівноважує навантаження елерона:

$$P_{эл}^p = 1,5 \cdot 2 \cdot 46145 \cdot 10385 = 129297 \text{ Н}.$$

Зазвичай як розрахункові навантаження для елерона на етапі проектальних розрахунків можуть бути прийняті навантаження при його відхиленні на максимальній швидкості. Розподілена аеродинамічна навантаження, яка припадає на одиницю площі елерону, приблизно може бути визначена за залежністю:

$$\rho_{эл} = 0,64 \cdot q_{max} = 0,64 \cdot 10385 = 6647 \text{ Н/м}^2. \quad (1.4)$$

1.3.2.1 Вибір положення опор елерона і побудова епюр згинальних моментів і сил, що перерізають

Розрахункова схема елерона представлена у вигляді балки на 5 опорах. При виборі положення опор прагнули забезпечити рівність згинальних моментів в польоті над опорами. Вибраний опор погоджено і пов'язане з конструктивно-силової схеми елерона. Також витримано умова рівної конструкції мінімальної маси.

Чотирьох схема ускладнена, в порівнянні з двухопорной, в слідстві технологічних, конструктивних і експлуатаційних вимог. Чотирьох схема є статично невизначеної.

Розрахункова схема елерона представлена на рисунку 1.30

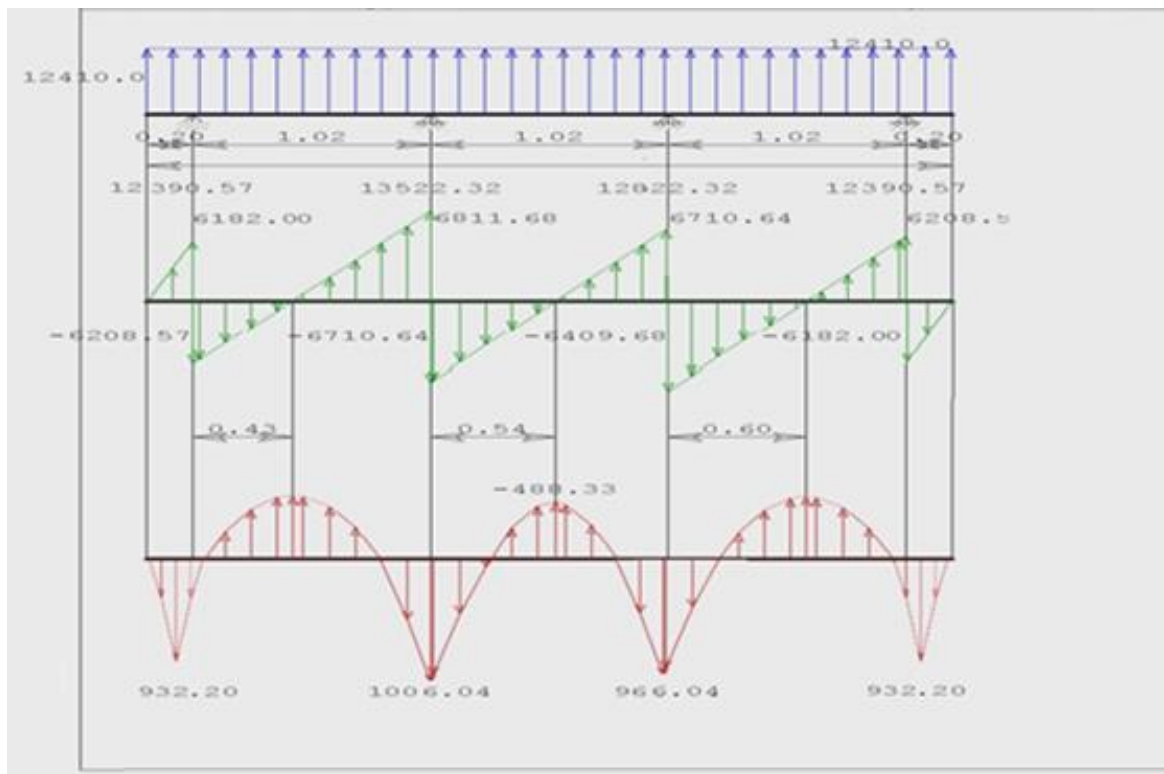


Рисунок 1.30 – Розрахункова схема елерона

1.3.3 Уточнення конструктивно-силової схеми агрегату

Елерон – це багатоопорна балка, підвішена до крила. Число вузлів підвіски – чотири.

Кріплення елерона до крила виконується за допомогою вузлів навішування.

Елерон має однолонжеронне конструктивно-силову схему. Конструкція безстрінгерная. Обшивка служить для утворення поверхні елерона і сприйняття крутного моменту. Нерв'юри пружно обперті на обшивку і стінку лонжерона, працюють на вигин при передачі на стінку повітряної навантаження. Стінки лонжеронів сприймають перерізають силу Q , потоки дотичних зусиль при крученні і спільно з обшивкою утворюють контури, що сприймають крутний момент.

Лонжерон виконується збірним, спосіб збирання здійснюється клепкою. Нерв'юри монолітні, виготовляються з штампованих конструкцій.

Крутний момент сприймається двома замкнутими контурами, освіченими обшивкою і стіною лонжерона.

При конструюванні елерона щоб уникнути згинально-елерони, згинально-рульового флатера необхідно його центрувати. Центрування забезпечує поєднання центру маси агрегату з віссю обертання. Зазвичай з цією метою в носовій частині доводиться розміщувати балансування вантаж. Конструктивно-силова схема представлена на рисунку 1.31.

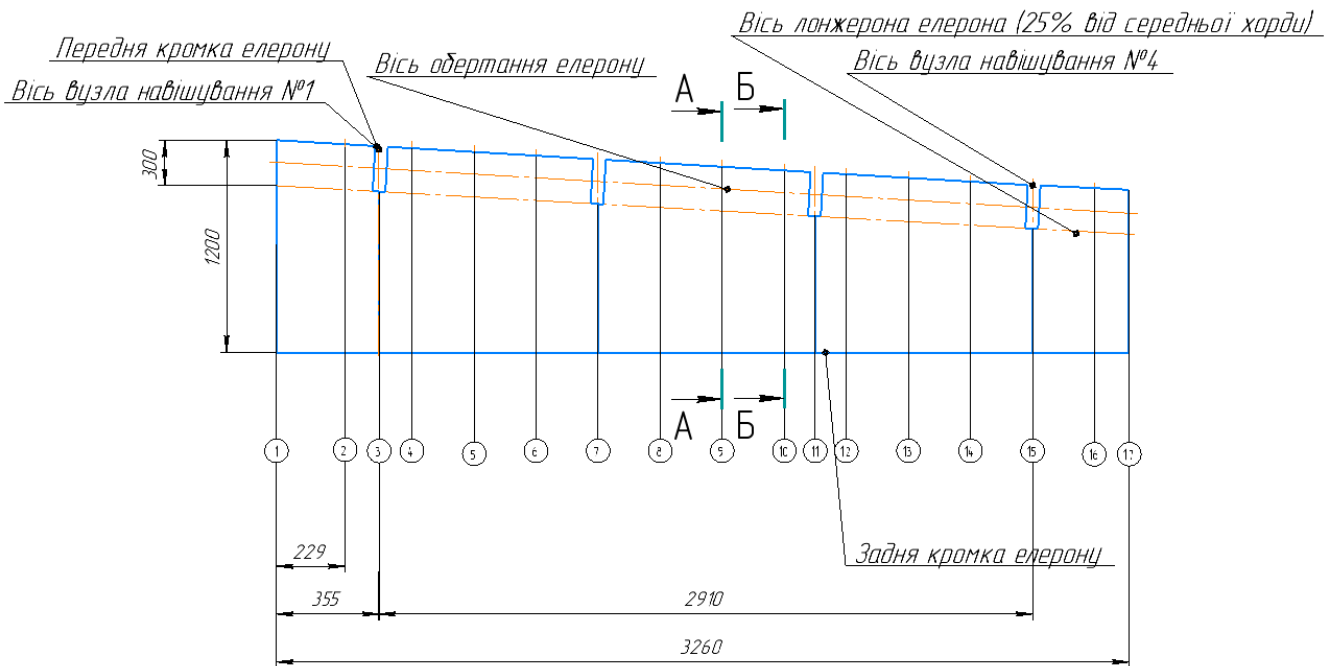


Рисунок 1.31 – КСС елерона

1.3.4 Вибір матеріалів для елементів конструкції агрегату

Перед початком проектування конструктивних елементів елерона слід визначитися з матеріалом з якого буде виготовлятися елементи проектного агрегату.

У виробництві літаків найбільш часто використовують алюмінієві, магнієві, титанові та інші металеві сплави, також виготовляють елементи конструкції літака з композиційних матеріалів. При виборі того чи іншого матеріалу керуються різними вимогами, що пред'являються до елементу, такі як: забезпечення достатньої міцності, твердості, жорсткості, втомної міцності матеріалу, пластичності і рядом інших властивостей.

Серед перерахованих матеріалів при виробництві літаків часто використовують алюмінієві сплави, які, володіючи невеликою вагою і достатню міцність, більш кращі перед іншими матеріалами за критерієм питомої міцності (в найпростішому випадку розтягування питома міцність - це відношення межі міцності матеріалу до його ваги).

У виробництві даного літального апарату основним конструкційним матеріалом є дюралюмінієвий сплав Д16Т. Основні характеристики сплаву Д16Т представлені в таблиці 1.27.

Таблиця 1.27 – Механічні властивості по Д16Т

Механічні властивості по ГОСТ 4543–71				
σ_B , МПа	$\sigma_{0.2}$, МПа	δ , %	$HB \cdot 10^{-1}$, МПа	ρ , кг / м ³

440	286	12	42	2800
-----	-----	----	----	------

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

- При виконанні проектувальних розрахунків введемо:
- такі припущені: вигинає момент сприймається поясами лонжерона, перерізує сила сприймається стінкою лонжерона;
- крутний момент сприймається двома замкнутими контурами, освіченими стінкою лонжерона і обшивкою і розподіляється між контурами пропорційно квадратах їх площ;
- за вісь центрів жорсткості приймаємо вісь лонжерона, щодо цієї осі визначається крутний момент.

1.3.5.1 Проектування поясів лонжерону

За даними наведеними у таблиці 1.28 призначаємо величину рівня розрахункових напруг для матеріалу Д16Т.

Таблиця 1.28 – Величини розрахункових напруг у поясах лонжеронів з урахуванням їхнього ресурсу (матеріал Д16Т)

Ресурс у польотах	Нижній пояс, МПа	Верхній пояс, МПа
10000	360	430
20000	300	360
40000	255	306
60000	230	275

Вибираємо для розрахунків з метою забезпечення ресурсу в 20000 польотів розрахункові напруги в нижньому поясі 300 МПа, в верхньому 360 МПа..

Знаходимо відношення σ_p/σ_B ,

де $\sigma_B = 440$ МПа:

- для нижнього пояса: $\sigma_p/\sigma_B = 0,682$,

- для верхнього пояса: $\sigma_p/\sigma_B = 0,818$.

За заданим рівнем розрахункових напруг визначаємо з урахуванням даних представлених на рисунках максимальне значення відношення, b/δ як як

саме при максимальному b/δ величина b/H буде мінімальною, а значить і мінімальною вийде маса лонжерону.

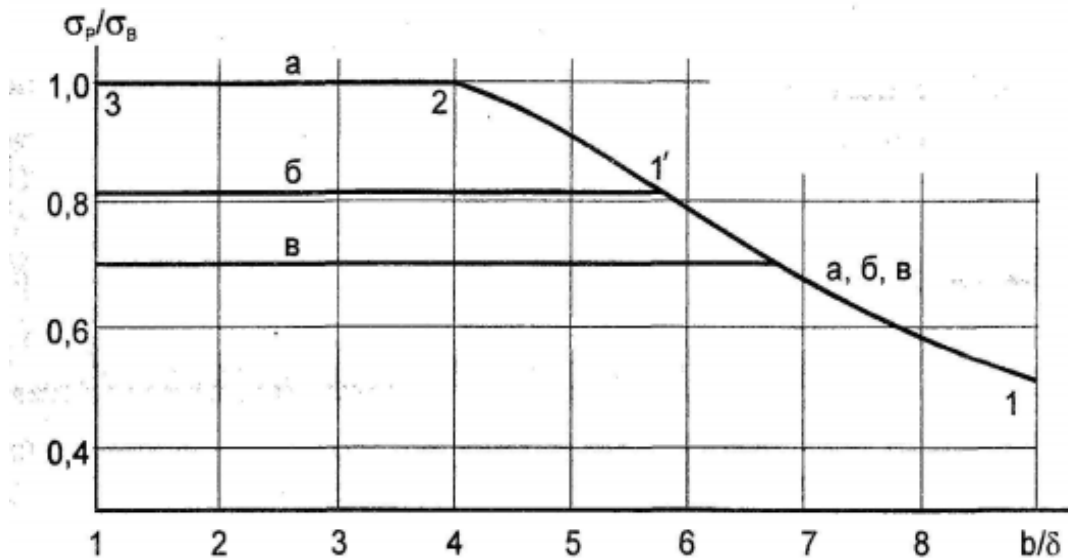


Рисунок 1.32 – Рівень розрахункових напруг

а – умовами статички без урахування ослаблення під кріплення обшивки;
 б – за умовами статички при наявності в поясі отворів для кріплення обшивки;

в – за умови забезпечення ресурсу в 20000 польотів.

Приймаємо $b/\delta = 6,9$ для нижнього (розтягнутого) пояса лонжерону.

Приймаємо $b/\delta = 5,7$ для верхнього (стисненого) пояса лонжерону.

Визначаємо величини правих частин для нижнього та верхнього поясів лонжерону:

$$\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2} = -\frac{M}{H^3} \cdot \frac{1}{\sigma_b} \cdot \frac{1}{\sigma_p/\sigma_b} \cdot \frac{1}{b/\delta}; \quad (1.5)$$

для нижнього пояса:

$$\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2} = -\frac{1006,04}{150^3} \cdot \frac{1}{440} \cdot \frac{1}{300/440} \cdot \frac{1}{6,9} = -0,000144;$$

для верхнього пояса:

$$\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2} = -\frac{1006,04}{150^3} \cdot \frac{1}{440} \cdot \frac{1}{300/440} \cdot \frac{1}{5,7} = -0,0001453.$$

Прирівнюємо праві частини виразів до лівих та отримуємо:

для нижнього пояса:

$$\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2} = -0,000144;$$

для верхнього пояса:

$$\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2} = -0,0001453.$$

За графіком представленим рисунок 1.32 маючи величини $\frac{\delta^3}{H^3} - \frac{\delta^2}{H^2}$ знаходимо співвідношення b/H (для верхнього пояса $b/H = 0.005$), (для нижнього пояса $b/H = 0.0045$).

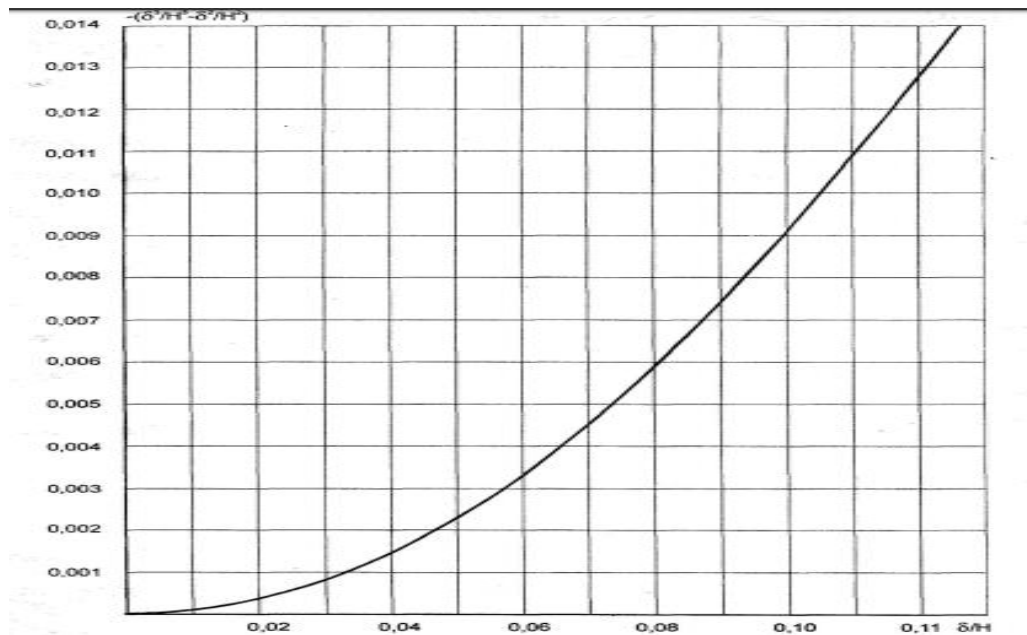


Рисунок 1.33 – Графічне визначення відношення за величиною правої частини виразу

$$\delta_H = 0,0045 \cdot 150 = 0,000675 \text{ м};$$

$$\delta_B = 0,005 \cdot 150 = 0,00075 \text{ м}.$$

Оскільки значення малі приймаємо $\delta_H = 1,1 \cdot 10^3 \text{ м}$ и $\delta_B = 1,1 \cdot 10^3 \text{ м}$.

Знаходимо ширину полиці по відношенню b/δ :

$$\text{для нижнього пояса: } b/\delta = 0,9$$

$$\delta_H = 0,00759 \text{ м};$$

$$\text{для верхнього пояса: } b/\delta = 5,7$$

$$\delta_B = 0,0062 \text{ м}.$$

1.3.5.2 Алгоритм вибору основних параметрів стінок балкових лонжеронів

Розрахунково-конструктивна схема стінки лонжерону показано на рис. 1.34

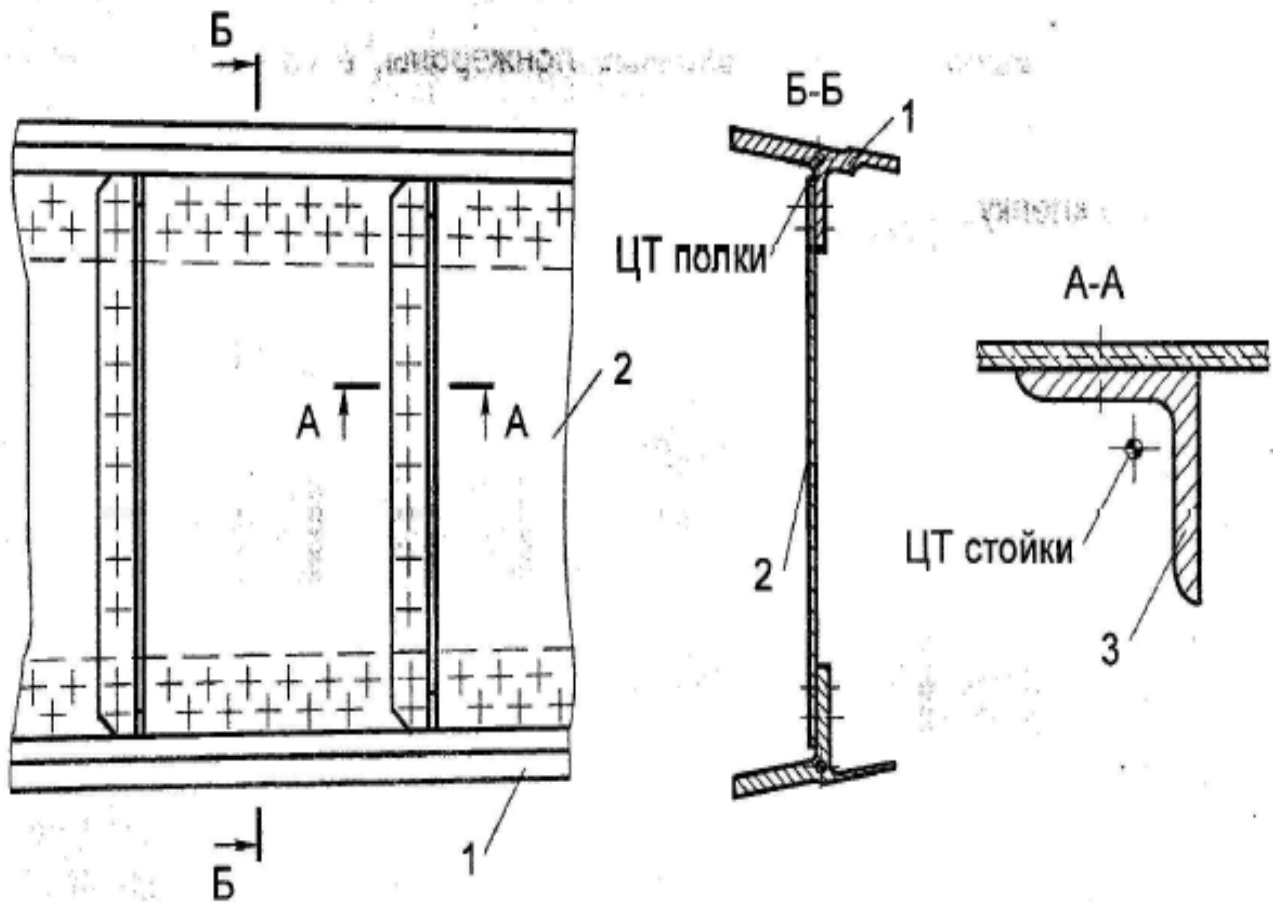


Рисунок 1.34 – Розрахунково-конструктивна схема стінки лонжерону:
1 – пояси; 2 – стіна; 3 – підкріплююча стійка

Знаходимо положення центрів тяжкості верхнього та нижнього поясів. Відстань між ними визначить ефективну висоту балки

$$h_{эф} = H - \left(\frac{\delta_B}{2} + \frac{\delta_H}{2} \right) = 0,150 - \frac{0,00627}{2} + \frac{0,00759}{2} = 0,149 \text{ м.} \quad (1.6)$$

Знаходимо параметр навантаження на балку

$$\frac{\sqrt{Q}}{h_{эф}} = \frac{\sqrt{13522,32}}{0,149} = 780,964 \text{ Н/м.}$$

Вибір основних параметрів стінок і стійок балкових лонжеронів базується на залежностях, наведених на рисунках 1.34-1.38 показаних нижче

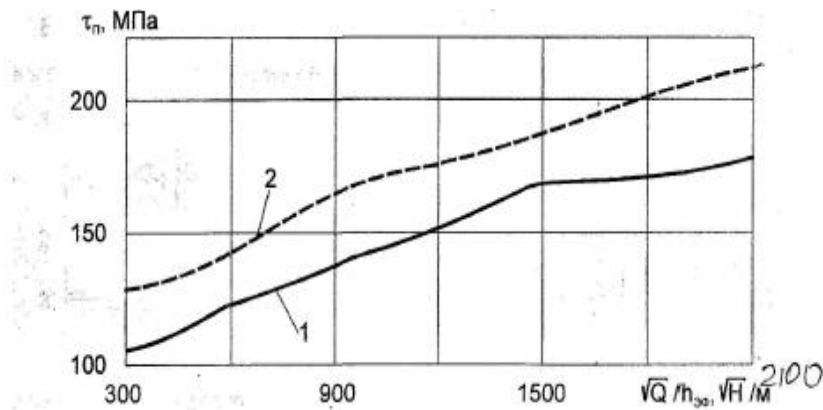


Рисунок 1.35 – Залежність максимального корисного напруги зсуву від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси:

1 – матеріал Д16Т, $\sigma_a = 440$ Па ; 2 – матеріал В95Т, $\sigma_a = 505$ Па

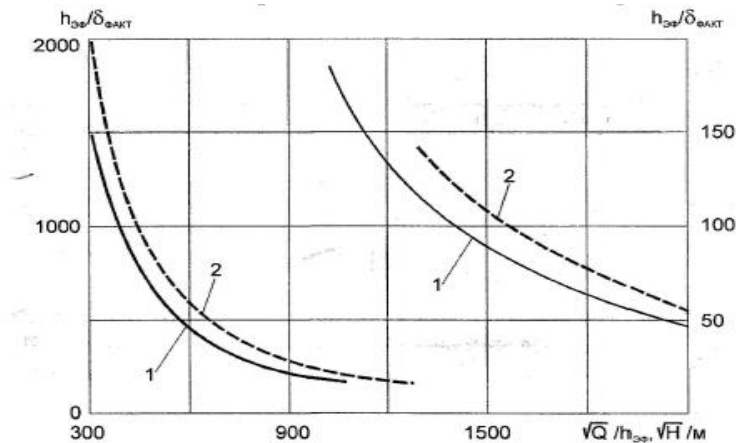


Рисунок 1.36 – Залежність відносини ефективної висоти від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси:

1 – матеріал Д16Т, $\sigma_a = 440$ Па ; 2 – матеріал В95Т, $\sigma_a = 505$ Па

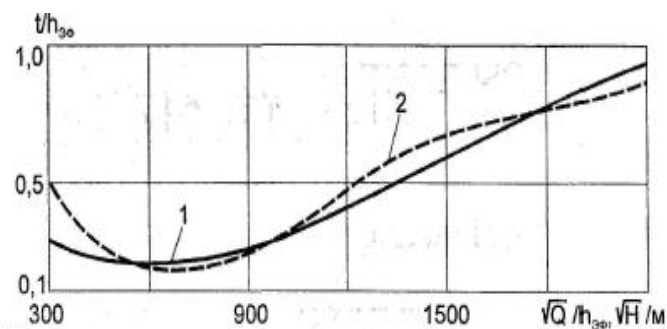


Рисунок 1.37 – Залежність відносини кроку стійок до ефективної висоти від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси

1 – матеріал Д16Т, $\sigma_a = 440$ Па ; 2 – матеріал В95Т, $\sigma_a = 505$ Па

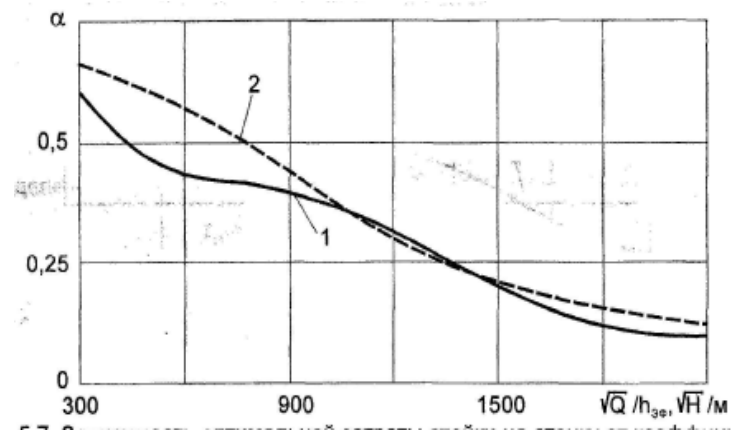


Рисунок 1.38 – Залежність оптимальної витрати стійки на стінку від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси:

1 – матеріал Д16Т, $\sigma_a = 440$ Па ; 2 – матеріал В95Т, $\sigma_a = 505$ Па

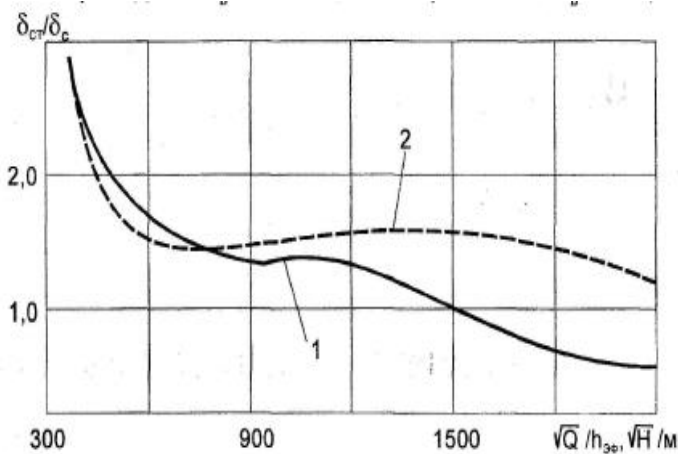


Рисунок 1.39 – Залежність оптимального відносини товщини стійки до товщини стінки від коефіцієнта напруженості для балок мінімальної маси:

1 – матеріал Д16Т, $\sigma_a = 440$ Па ; 2 – матеріал В95Т, $\sigma_a = 505$ Па

Таблица 1.29 – Парметры избранных по зависимостям

Парметры избранных по зависимостям	
$\tau_{II} = 135$ МПа	
$\frac{h_{эф}}{\delta_{факт}} = 210$	$\delta_{факт} = \frac{h_{эф}}{210} = \frac{0,149}{210} = 0,000709$ Принимаем $\delta_{факт} = 1,2$
$\frac{t}{h_{эф}} = 0,24$	$t = 0,24 \cdot h_{эф} = 0,24 \cdot 0,149 = 0,036$ м

$\alpha = 0,33$	
$\delta_{сп}/\delta_c = 1,5$	$\delta_{сп} = \delta_{факт} \cdot 1,5 = 1,2 \cdot 1,5 = 0,0018 \text{ м}$

Визначаємо потрібну мінімальну площу перетину стійки:

$$F_{ст} = \alpha \cdot t \cdot \delta_{факт} = 0,38 \cdot 0,036 \cdot 0,0012 = 16,3 \text{ мм}^2. \quad (1.7)$$

По сортаменту (рисунок 1.39) вибираємо площу перерізу профілю:

Визначаємо фактичний крок стійок:

$$t_{факт} = \frac{F_{ст.факт}}{\alpha \cdot \delta_{факт}} = \frac{23,4}{0,38 \cdot 1,2} = 51,316 \text{ мм}. \quad (1.8)$$

Зменшуємо товщину стінки при цьому допускаємо втрату її стійкості шляхом збільшення напруги, що діють у стінці:

$$\delta^y = \frac{Q}{h_{эф} \cdot \tau_p^y} = \frac{13522,32}{0,149 \cdot 135 \cdot 10^6} = 0,0006727 \text{ м}. \quad (1.9)$$

де $\tau_p^y = 135 \text{ МПа}$ - визначаємо по залежності представленій на рисунку 1.40.

1.3.5.3 Проектування клепааних швів

Зусилля діє на один кріпильний елемент визначаємо за наступним виразом:

$$P_3 = \beta \cdot \frac{Q \cdot t}{h_{эф} \cdot m} = \frac{13522,32 \cdot 0,02}{0,149 \cdot 1} = 1998 \text{ Н}. \quad (1.10)$$

Вибираємо заклепки з $d = 3,5 \text{ мм}$ і матеріалом В65 [7].

1.3.5.4 Визначення товщини обшивки

Під дією аеродинамічного навантаження q_{agr} обшивка прогинається, максимальний прогин її складе:

$$f_{обш} = cq_B b^4 / E \delta_{обш}^3, \quad (1.11)$$

де $c = 0,022$ – для умов шарнірного обпирання обшивки на стрингери і нервюри;
 b – відстань між стрингерами або нервюрами (менше значення з цих двох розмірів). Прогини спотворюють профіль агрегату, збільшують аеродинамічний опір.

Тоді:

$$\delta_{обш\ верхня} = b \cdot \sqrt[3]{9,5 \cdot \frac{q_B}{E}} = 0,2 \cdot \sqrt[3]{9,5 \cdot \frac{1352}{72}} = 2,357; \quad (1.12)$$

$$\delta_{\text{обш нижня}} = b \cdot \sqrt[3]{4,75 \cdot \frac{q_H}{E}} = 0,2 \cdot \sqrt[3]{4,75 \cdot \frac{1352}{72}} = 1,871. \quad (1.13)$$

Приймаємо товщину обшивки для верхнього контуру – $\delta_{\text{обш}} = 2,4$ мм,
для нижнього $\delta_{\text{обш}} = 2$ мм.

1.3.5.5 Проектування кронштейна навішування

Розрахункова схема кронштейна – плоска рама зі стіною. Завдання визначення зусиль елементах кронштейна – статично невизначена. Розглядаючи кронштейн як двох поясну тонкостінну балку, припускаємо, що пояси кронштейна повністю сприймають згинальний момент і працюють на розтягування-стиснення, стінка працює на зміщення від сили, що перерізає. Розрахункова схема у разі стає статично визначеною і є раму, закріплену двох опорах.

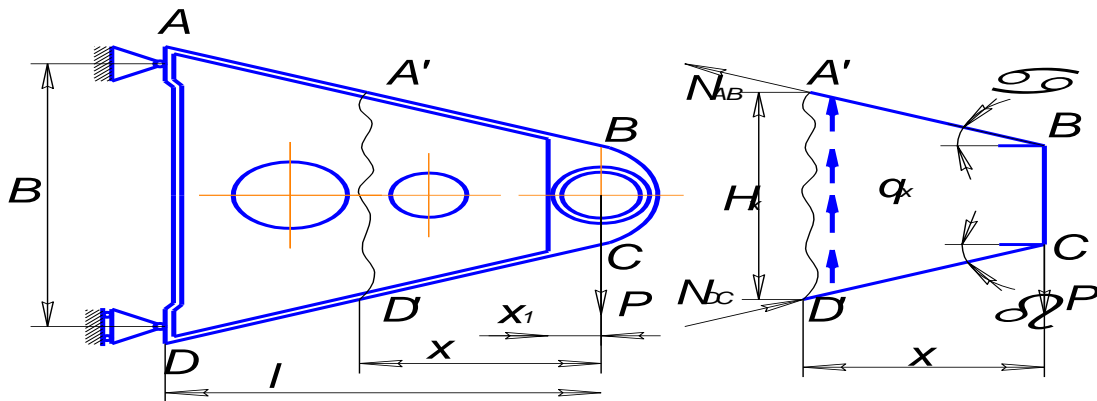


Рисунок 1.42 – Розрахункова схема кронштейна

Кронштейн пораховано за допомогою програмного забезпечення кафедри 103. Результати наведені нижче.

- Вихідні дані:

величина навантаження – 13522 Н;

кількість циклів навантаження – 50000;

висота лонжерона в місці кріплення підосви кронштейна – 150 мм;

відстань від підосви до осі обертання – 42 мм;

зсув осі обертання щодо осі кронштейна – 8 мм;

число болтів вгорі або внизу – 2;

- матеріал - алюмінієвий сплав;

модуль пружності матеріалу E – 72000 Н/мм²;

межа міцності матеріалу – 400 Н/мм²;

межа міцності болта – 1200 Н/мм².

- Параметри підшипника:

внутрішній діаметр – 7 мм;
 зовнішній діаметр – 17 мм;
 зовнішній діаметр внутрішньої обойми – 13 мм;
 ширина внутрішньої обойми – 5 мм;
 ширина зовнішньої обойми – 8 мм;
 радіус округлений зовнішньої обойми – 0.5 мм;
 товщина вушка кронштейна – 5.4 мм;
 товщина верхнього пояса – 2 мм;
 товщина нижнього пояса – 2 мм;
 критичні напруги в верхньому поясі – 400 Н/мм²;
 критичні напруги в нижньому поясі – 400 Н/мм²;
 діаметр болта – 6 мм;
 товщина підшви – 6 мм.

Таблиця 1.30 – Параметри кронштейна

Відстань ві вузла, мм	Площа верхнього пояса, мм ²	Ширина верхнього пояса, мм	Площа нижнього пояса, мм ²	Ширина нижнього пояса, мм.	Товщина стінки, мм.
13.0	9.3	3.7	4.6	1.9	1,3
14.0	9.5	3.8	4.7	1.9	1,2
15.0	9.7	3.9	4.8	1.9	1,1
16.0	9.8	3.9	4.9	1.9	1.0
17.0	9.9	4.0	4.9	2.0	0,9
18.0	10.1	4.0	5.0	2.0	0,8

1.3.5.6 Проектування посиленних нервюр[18]

Посилені нервюри рухомих частин крила та оперення розміщуються в районі опорних вузлів їх навішування. Крім збереження аеродинамічного контуру та сприйняття повітряного навантаження, вони призначені для сприйняття великих зосереджених навантажень від реакцій опор R. Посилені нервюри, сприймаючи опорні реакції R, передають їх на контур профілю у вигляді потоку стикаються сил q.

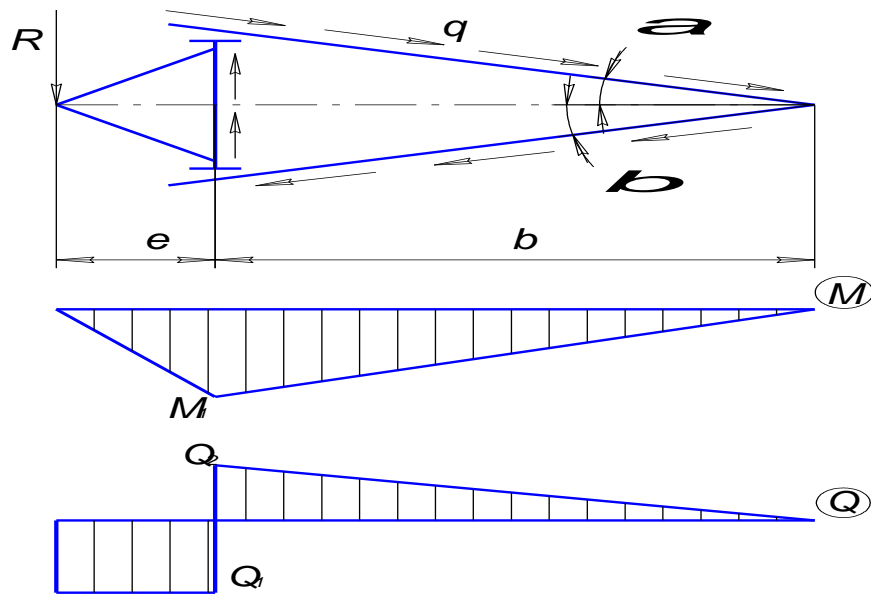


Рисунок 1.43 – Потоки дотичних зусиль на посиленій нервюрі

Так як повітряне навантаження значно менше діючої на нервюру зосередженого навантаження R , то при проектуванні нею зазвичай нехтують. Розрахункова схема нервюри - балка, пружно оперти на стінку лонжерона та обшивку. З умови рівноваги знаходимо:

$$q = \frac{R \cdot e}{b^2 \cdot (\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta)}, \quad (1.14)$$

де e – відстань від лонжерону до осі обертання елерона;
 b – відстань від лонжерону до кінця нервюри.

$$R = 13520 \text{ Н}, \quad e = 0,17 \text{ м}, \quad b = 0,6, \quad \alpha = 9^\circ, \quad \beta = 6,25^\circ;$$

$$q = \frac{13520 \cdot 0,17}{0,6^2 \cdot (\operatorname{tg} 9^\circ + \operatorname{tg} 6,25^\circ)} = 13150 \text{ Н/м}. \quad (1.15)$$

Згинальний момент нервюри:

$$M_H^P = R \cdot e = 13520 \cdot 0,17 = 2298 \text{ Н/м}; \quad (1.16)$$

Перерізна сила:

$$Q_2 = \frac{R \cdot e}{b} = 3831 \text{ Н}. \quad (1.17)$$

Від дії згинального моменту в поясах лонжерону виникають осьові зусилля N , величина яких обчислюється за співвідношенням:

$$N = \frac{M_{\text{изг}}}{h_{\text{ц.м}}} = \frac{M_{\text{изг}}}{k \cdot H} \quad (1.18)$$

де H – Будівельна висота лонжерона (висота профілю в місцеположенні лонжерона);

k – коефіцієнт використання будівельної висоти профілю (у першому наближенні $k=0,97$)

$h_{ц,м} = k \cdot H$ – відстань між центрами мас полиць лонжерону.

Для розтягнутого пояса

$$N = \frac{2298}{0,97 \cdot 0,15} = 15797 \text{ Н},$$

Площа поперечного перерізу пояса визначається за такою формулою:

$$F_{n1} = \frac{N}{\sigma_B}, \quad (1.19)$$

де $\sigma_B = 44 \text{ МПа}$ – руйнує нормальне напруження пояса.

$$F_{n1} = \frac{N}{\sigma_B} = \frac{15799}{0,75 \cdot 440} = 47,877 \text{ мм}^2.$$

По сортаменту вибираємо профіль №53 з площею перетину та $F_{n1} = 52,4 \text{ мм}^2$.

Для стисненого пояса:

$$F_{n2} = \frac{N}{\sigma_p}, \quad (1.20)$$

де $\sigma_p = 295 \text{ МПа}$ – руйнує нормальну напругу пояса

$$F_{n2} = \frac{15799}{295} = 53,557 \text{ мм}^2.$$

По сортаменту вибираємо профіль №4 із площею перетину: $F_{n2} = 56,4 \text{ мм}^2$.

Товщину стіни визначимо за такою формулою:

$$\delta_{ст} = \frac{Q_H^P}{\tau_{разр} \cdot h_{ст}}, \quad (1.21)$$

де $h_{ст} = 0,146 \text{ м}$ – висота стінки нервюри у розрахунковому перерізі;

$$\frac{Q}{h_{ст}^2} = \frac{3831}{0,146^2} = 17850 \text{ Па} \approx 0,2 \text{ МПа},$$

$$\tau_{разр} = 26 \text{ Мпа}$$

$$\delta_{ст} = \frac{3831}{26 \cdot 10^6 \cdot 0,146} = 1,006 \text{ мм}.$$

Конструктивно збільшуємо товщину стінки виходячи із стандартного ряду товщин $\delta_{ст} = 1,2 \text{ мм}$.

Площа поперечного перерізу стійки знайдемо залежно:

$$F_{\text{стойки}} = \left(\frac{Q}{h \cdot \tau_{\text{разр}}} - \delta_{\text{ст}} \right) \cdot l, \quad (1.22)$$

або приблизно:

$$\frac{F_{\text{стойки}}}{\delta_{\text{ст}} \cdot l} = 0,5, \quad (1.23)$$

звідки:

$$F_{\text{стойки}} = l \cdot 0,5 \cdot \delta_{\text{ст}} = 0,5 \cdot 0,073 \cdot 1,2 = 43,95 \text{ мм}^2.$$

За сортаментом вибираємо профіль №55 з площею перерізу:

$$F_{\text{стойки}} = 47,3 \text{ мм}^2, \quad H = B = 20 \text{ мм}, \quad S = 1,2 \text{ мм}.$$

1.3.6 Висновки

У цьому розділі було спроектовано елерон літака.

Розділ включає в себе розробку конструкції агрегату (елерону) і складається з визначення навантажень на агрегат, побудови епюр згинальних моментів і сил, що перерізають, по довжині агрегату, проектування силового набору в обраному перерізі, проектування кронштейна вузла навішування елерону. Також варіантне проектування агрегату. Вимоги до спроектованого агрегату: живучість, безвідмовність, достатня точність, міцність при малій масі.

Розрахункова схема елерону представлена у вигляді балки на шести опорах. При виборі положення опор було забезпечено рівність згинальних моментів у прольоті над опорами. Вибраний опір узгоджений і пов'язаний з конструктивно-силовою схемою елерону. Також витримано умову рівної конструкції мінімальної маси.

Елерон має однолонжеронну конструктивно-силову схему.

Основним силовим елементом елерона є лонжерон, в курсовому проекті було розглянуто питання вибору параметрів регулярної зони тонкостінних балкових лонжеронів, характерних для елеронів сучасних літаків, в умовах забезпечення статичної міцності та заданого ресурсу. При проектуванні розрахунку регулярної зони відсіку лонжерона згинає момент або його частина сприймається тільки поясами і стінка в його сприйнятті не бере участі. Крім того, поперечна сила сприймається тільки стінкою.

Обшивка служить для утворення поверхні елерону та сприйняття моменту, що крутить. Нервюри пружно спираються на обшивку та стінку лонжерона, працюють на вигин при передачі на стінку повітряного навантаження..

2 ТЕХНОЛОГІЧНИЙ РОЗДІЛ

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

Розглянута складальна одиниця – кермо напряду транспортного літака. Елерон відноситься до крила і призначений до колійної керованості літака [26]

Конструкція елерону – типова для кермів. На кінцях крила в хвостовій його частини на шарнірних вузлах підвішені елерони. Вузли кріпляться на посилених хвостиках нервюр крила.

До подовжнього набору елерона відносяться лонжерон і стрингери, які служать для підкріплення обшивки. Поперечний набір елерона складається з нервюр. Зверху каркас закривається металевою обшивкою. Згинальний момент елерона сприймається поясами лонжеронів, в яких виникають нормальні напруження. Перерізуюча сила сприймається в основному стінкою лонжерона і частково обшивкою. Крутний момент сприймається замкнутими контурами, сформовані обшивкою і стінкою лонжерона.

Лонжерони складаються зі стінки, поясів та підкріплювальних стояк, з'єднання яких здійснюється за допомогою клепок Кронштейни навішування та управління являють собою фрезеровані деталі виконані на верстатах з ЧПУ.

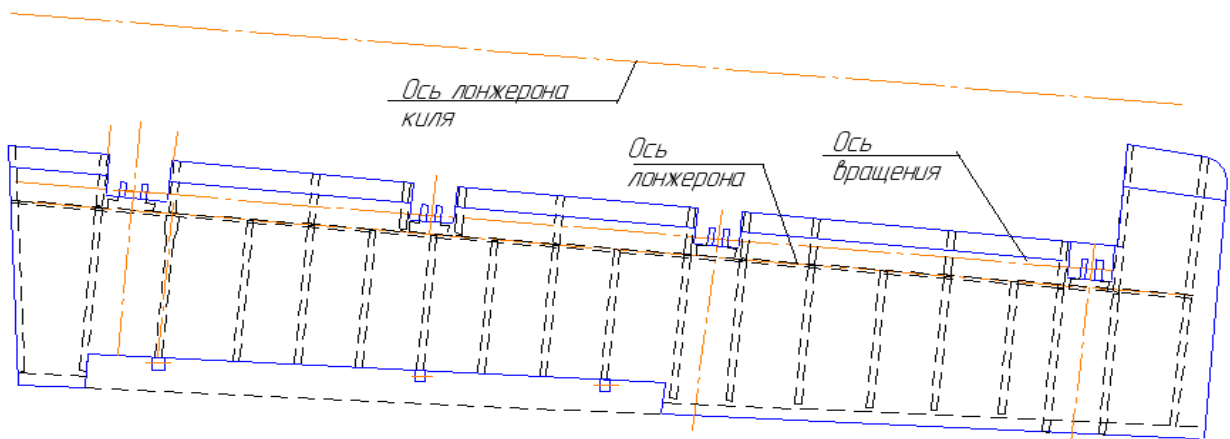


Рисунок 2.1. - Кермо напряду

Обшивка складається з трьох основних частин: ліва обшивка, права обшивка, та обшивка обтічника.

Конструкція виконана з алюмінієвих сплавів, основними з яких є Д16цАМО, Д16цАТВ, Д16АМ, Д16АТ, АМц, АК-16. Кронштейни виготовлені із сталі 30ХДСНА.

У конструкції використовуються як роз'ємні, так і нероз'ємні з'єднання. Роз'ємні з'єднання використовуються в конструкції носових частин так і в

кріпленні лівої обшивки, вони виконані за допомогою анкерних гайок. Решта ж конструкції виконана кліпанням.

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

Конструкції деталей повинні забезпечити можливість застосування високопродуктивних технологічних процесів, складатися з легко оброблюваних матеріалів. У конструкціях має бути якнайменше марок матеріалів і якнайбільше монолітних деталей і вузлів, отриманих штампуванням або пресуванням. Простота конструктивних форм деталей полегшує виготовлення заготовчої оснастки і скорочує її кількість. [23]

Для підвищення технологічності конструкції та зменшення циклового часу, можна запропонувати ввести нервюри в підбірку, так само використання композиційних матеріалів у конструкції.

У цілому нині технологічність конструкції впливає трудомісткість, собівартість, цикл виробництва, необхідну кваліфікацію робітників і виробничу площу.

Оцінка технологічності може бути якісною та кількісною.

Якісна - це, наприклад, простота геометричних форм, зручність підходів, зручність установки, менші витрати на виготовлення, спрощення операцій.

Кількісна оцінка виражається показниками, чисельні значення які характеризують ступінь задоволення вимог до технологічності конструкції.

Технологічними називають конструкції, які, забезпечуючи експлуатаційні якості виробу, у процесі виготовлення дозволяють досягти меншої трудомісткості, простоти обробки та збирання, зниження вартості продукції і т.п. Технологічність конструкції літака визначається такими факторами: формою деталі, вузлів та агрегатів; панелюванням та точністю виготовлення агрегатів; конструкцією стиків; способами з'єднання деталей, вузлів та відсіків між собою; матеріалом заготовок та точністю виготовлення деталей; застосуванням нормалізованих деталей та ін.

Проектоване кермо напряму відповідає наступним вимогам:

- Кермо напряму має складну просторову форму, що не забезпечує зручного двостороннього підходу до місць клепок.

- Вузол розчленований на раціональне число складальних одиниць (лонжерони, носки нервюр).

- У конструкції застосовані деталі зі стандартних профілів та стандартне кріплення.

- Компонування конструкції складальної одиниці забезпечує зручний доступ до місць, що потребують контролю.

- В основному застосовуються легко оброблювані алюмінієві сплави.
- Установчі бази в основному є складальними.
- Можливість застосування складального пристосування, зібраного зі стандартних елементів.

Все це свідчить про достатню технологічність вузла.

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

Складання літакової конструкції являє собою сукупність технологічних операцій, пов'язаних з установкою збираних елементів в положення, передбачене кресленням (складальне положення), скріплення їх, утворення з'єднань (заклепувальних, болтових, клейових, зварних) і т.п. [25]

Настановні роботи значною мірою впливають на точність обводів і міцність виробу, визначають величину витрат і визначаються базуванням - методом складання. Залежно від способу базування деталей у процесі складання можливі дві різні групи методів складання:

1. Деталі встановлюються за базами, розташованими на основний (базовий) деталі. До цієї групи належать такі методи збирання: по складальним отворах (ЗІ); за базовими отворами (БО); з розмітки на базовій деталі; по привалочним поверхням.

2. Деталі або вузли встановлюються за базами, розташованими на спеціальному жорсткому носії розмірів - складальному пристосуванні. Сюди ставитися складання в пристосуванні з компенсацією похибок вхідних деталей, наприклад: складання "від обшивки", складання "від каркаса" без компенсації, складання "від каркаса" з використанням систем фіксуючих отворів (КФО або БФО), ОСБ .

Найбільшого поширення в сучасному літакобудуванні отримали такі методи складання:

- 1) по складальним або базовим отворах (ЗВ або БО);
- 2) з розмітки на базових деталях;
- 3) по привалочним поверхням;
- 4) у пристосуванні з базуванням деталей та вузлів на обводи та контури;
- 5) у пристосуванням з базуванням деталей і вузлів по спеціальних отворах (КФО, БФО), ОСБ;

Кожен з перерахованих методів характеризується особливостями базування, ступенем забезпечення взаємозамінності при складанні та обсягом оснащення, а також певними точностними та економічними характеристиками.

Складання по складальних отворах (СО)

Складання по СО - процес, при якому взаємне розташування збираних складальних одиниць визначається положенням узгоджених СО на деталях, що входять в складання. При цьому забезпечується однозначне, незмінне положення деталей, що збираються, і на період з'єднання деталей в складальні отвори вставляють фіксатори. На точність складання по СО впливає точність виготовлення входять до збирається вузол деталей, точність координації СО, прийнятими розмірами фіксаторів.

Складання по СО широко поширена в літако- і вертольото-будові при різних типах виробництва, так як має багато переваг (простота технологічного процесу складання, зниження трудомісткості, не вимагає спеціальних складальних пристосувань, відрізняється низькою технологічною собівартістю, дає стабільні розміри). Але є й деякі недоліки: збільшення обсягу заготівельно-штампувальних робіт через необхідність отримання отворів, зростання кількості заготівельної та контрольно-виміральної оснастки для виготовлення деталей та підтримуючих пристроїв, необхідних при складанні вузлів складної форми, точність складання не перевищує $\pm 1,0 \dots 1,5$ мм.

Складання по розмітці та складання по привалочним поверхням (складання по кресленню) не підходить у вигляді великої програми випуску виробів та підвищеної точності заданої в ТУ.

Складання в складальному пристосуванні

Складальні пристосування забезпечують необхідне взаємне положення деталей, що збираються, певне положення обробного інструменту щодо деталі, надання форми недостатньо жорстким деталям і вузлам в процесі складання. При цьому в порівнянні з методами складання першої групи, створюються такі переваги, як: виключення розмітки і підгонки деталей, прискорення і полегшення процесу складання, досягнення взаємозамінності збираються вузлів, панелей, агрегатів; можлива механізація процесу зборки.

Але і цьому способу притаманний ряд недоліків: висока вартість складальних робіт, велика трудомісткість по монтажу складального пристосування, збільшення термінів ТПП.

них одиниць на складання. Існують такі схеми складання:

- послідовна;
- паралельна;
- послідовно-паралельна.

Доцільно використовувати паралельно-послідовну схему складання, так як при такій схемі на складання надходить більше однієї складальної одиниці, що має місце в даному випадку.

Щоб досягти необхідної точності виготовлення і ув'язки виробів, що збираються, розробляють схеми ув'язки заготівельної і складальної оснастки.

Існують три види схем ув'язування:

- ув'язування з незалежним перенесенням інформації про форми та розміри;

- ув'язування залежне, тобто. із залежним перенесенням інформації;

- ув'язування з компенсацією неузгодженості форми та розмірів.

Методи ув'язування реалізує той чи інший принцип ув'язування. Існують 12 методів ув'язки, найбільш поширені - 5:

1. Загальномашинобудівний метод.

2. Плазово-шаблонний метод – як вихідний зразок геометричних параметрів використовується теоретичний плаз агрегату. Геометричні розміри деталей та плоских вузлів забезпечується шаблонами.

3. Еталонно-шаблонний метод - як вихідний зразок для ув'язки заготівельної та складальної оснастки застосовуються зразки поверхні агрегату, що повністю відтворює агрегат за розмірами та формою. Всі зразки ув'язуються між собою, чим забезпечується точність і плавність виконання поверхонь окремих агрегатів.

4. КШМ забезпечує взаємозамінність агрегатів зі стиків, обводів та монтажів. Першоджерелами ув'язки є комплекти ШК та креслення пристроїв.

5. ПРИМ – незалежний спосіб забезпечення взаємозамінності, заснований на використанні електронно-обчислювальної техніки для завдання та обробки первинної вихідної інформації про геометричні образи оброблюваних об'єктів та застосування обладнання з ЧПУ, що використовується для виготовлення оснащення. Метод дозволяє широко використовувати засоби механізації та автоматизації технологічних процесів на всіх етапах виготовлення оснащення та деталей. Незалежно виготовляються шаблони, зразки поверхні, робочі контури рубильників, що веде до різкого скорочення термінів підготовки виробництва, зменшення трудомісткості обробки робочих контурів. Складальне оснащення виготовляється по КЧО та таблицях КФО (що дає координати центрів МО, ОСБ та взаємне положення окремих плоских перерізів). Метод доповнюється застосуванням ІВ і ПК, що дозволяє виготовити будь-яке складальне пристосування.

Кожен з перерахованих методів має свої переваги та недоліки, по-різному забезпечує точність виготовлення та ув'язання, терміни підготовки виробництва та собівартість виробів.

Вибір методу ув'язування заготівельної та складальної оснастки - важлива частина розробки технологічного процесу складання, т.к. від нього залежить точність виробу, що збирається, трудомісткість і вартість виготовлення виробу і складального пристосування. Остаточний вибір методу ув'язки зробимо після точності та економічного розрахунків.

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

Цикловий графік є основним технічним документом збирання. У ньому вказують такі відомості:

- Зміст укрупнених операцій;
- Послідовність їх виконання;
- Тривалість виконання кожного завдання та його складових частин, кількість одночасно працюють над кожним завданням;
- трудомісткість виконання завдання та цикловий час.

Характер циклового графіка визначається тактом випуску виробів. Тактом випуску називають відрізок часу між послідовним випуском із лінії (або робочого місця) наступних один за одним виробів. Величину такту знаходять за формулою:

$$\tau = \frac{\Phi_d}{N}$$

де Φ_d - розрахунковий фонд робочого часу в певному календарному періоді

$N = 65$ - програма випуску виробів за той же календарний період

Фонд робочого часу у календарному році визначається за формулою:

$$\Phi_d = m * s * t$$

де $m = 260$ - кількість робочих днів на рік.

$s=1$ - кількість робочих змін на добу

$t=8$ год - кількість годин у зміні

$$\Phi_d = 260 * 1 * 8 = 2080(\text{год})$$

$$\tau = \frac{2080}{52} = 40 (\text{год})$$

Цикловий графік характеризується також тривалістю циклу складання виробу. Технологічним циклом називають робочий час, протягом якого виріб виготовляється від початку до кінця. Величина циклу складання залежить від фронту робіт та «щільності» робочого місця та визначається за формулою:

$$Ц = \frac{T}{n},$$

де T – трудомісткість виготовлення об'єкта;

$n=2$ - кількість одночасно працюючих на збиранні об'єкта

Виконання заданої програми випуску виробу має бути забезпечене необхідною кількістю пристроїв та робочих.

Кількість робітників визначають за формулою:

$$P = \frac{TN}{\Phi_{д.р.}K'}$$

$$P = \frac{123,5 \cdot 52}{2055 \cdot 1,1} = 2,84,$$

Приймаємо кількість робочих $P_{np} = 2$.

Потрібну кількість пристроїв знайдемо за формулою:

$$M = \frac{T_{пр} \cdot N}{\Phi_{до} \cdot P_{пр}},$$

де $T_{пр} = 123,5$ (чел/ч)- трудомісткість складання РН у пристосуванні;

$\Phi_{до} = 2030$ (ч)- дійсний річний фонд часу роботи оснастки;

$$M = \frac{123,5 \cdot 52}{2030 \cdot 2} = 1,58 \text{ (шт)},$$

Приймаємо кількість пристроїв $M_{np} = 2$.

$$Ц = 123,5 / 3 = 61,75 \text{ (год)}$$

Технологічний цикл дорівнює 61,75 годин. Цикловий графік представлено у додатку.

2.5 Організація робочого місця й техніка безпеки

У процесі праці робітник взаємодіє із засобами виробництва з виробничим середовищем та з предметами праці. При цьому він, як правило піддається впливу факторів, що впливають на здоров'я та працездатність людини

Забезпечення сприятливих та безпечних умов праці є важливою частиною підготовки виробництва. Так як за оптимальних умов праці підвищується не тільки безпека робітників, але і їх продуктивність праці, а також якість виробів, що виготовляються.

До сприятливих умов праці слід віднести підтримку нормального мікроклімату у виробничих приміщеннях та відсутність небезпечних та шкідливих факторів, що діють на людину.

Мікроклімат у виробничих умовах визначається такими параметрами:

- Температура повітря. $t=20^{\circ}\text{C}$.
- Відносна вологість повітря, = 40-60%.

- Швидкість руху повітря на робочому місці. $V(\text{м/с})$. Взимку – 0.2...0.5 м/с; влітку -0.2...1м/с.

Крім цих параметрів, що є основними, не слід забувати про атмосферний тиск, який впливає на парціальний тиск основних компонентів повітря - кисню та азоту, а отже, на процес дихання.

Розглянемо шляхи зниження впливу шкідливих та небезпечних факторів, присутніх на розглянутих у пункті 4.1 схемах робочих місць.

Підвищений рівень шуму

Залежно від рівня та характеру шуму, його тривалості, а також від індивідуальних особливостей людини, шум може чинити на нього різний вплив.

Виробничий шум негативно діє як на людей, які працюють на галасливих виробничих ділянках, а й весь контингент обслуговуючих це виробництво, і населення, що проживає поблизу території заводу.

Інженерні методи боротьби з шумом на промислових підприємствах полягають у наступному:

- зменшення шуму у джерелі виникнення у процесі конструювання та виготовлення машин, а також шляхом правильної експлуатації обладнання;
- застосування звукоізолюючих конструкцій та звукопоглинаючих матеріалів,
- локалізація шумного обладнання у спеціальних звукоізолюючих кожухах;
- застосування індивідуальних засобів захисту, таких як беруші або навушники

Ці заходи зазвичай здійснюються окремо або в комплексі залежно від умов виробництва

Організаційно-технічні заходи також значно знижують шум виробництва:

- Заміна шумного обладнання менш шумним,
- Раціональне розташування машин і агрегатів в цеху, винесення найбільш галасливих у спеціальне приміщення або виділення їх в окрему частину цеху, щоб забезпечити в приміщенні рівень шуму, що допускається,
- Планування часу роботи шумного обладнання так, щоб у цей час у цеху працювало менше людей.

Підвищений рівень вібрації

Локальна вібрація викликає спазми судин, які починаються з кінцевих фаланг пальців рук і поширюються на всю кисть, передпліччя, захоплюючи судини серця. суглобах рук і пальців, що призводить до болю, деформацій та зменшення рухливості суглобів. Усі зазначені зміни посилюються у холодний

та зменшуються у теплий період року. При локальній вібрації спостерігаються порушення діяльності центральної нервової системи, як і за загальної вібрації.

Засоби захисту від вібрації:

- віброзахисні рукавиці;
- шкіряні або замшеві рукавички та наколінники з прокладками із губчастої гуми;
- проти вібраційні пристрої ручного механізованого інструменту (клепальні молотки випускаються з пневматичними амортизаторами та еластичними ручками);
- балансування обертової частини (якоря).

Недостатня освітленість

Недостатня освітленість має такий негативний вплив на людину та процес виробництва:

- очі робітників напружуються більше звичайного, що призводить до швидкого втомлення очей, а надалі - погіршення зору;
- знижується уважність робітника до погано освітлених об'єктів; неможливість якісної роботи з дрібними деталями.

Методи боротьби з цим негативним параметром дуже прості порівняно з рештою негативних факторів:

- при проектуванні будівлі цеху необхідно врахувати наявність віконних прорізів достатньої площі;
- Наявність у приміщенні штучного освітлення;
- установка місцевих світильників на стапелях та верстатах;
- за необхідності - забезпечити робітників переносними світильниками

Незахищені рухливі елементи обладнання, стружка оброблюваних матеріалів та уламки інструменту

Ці два фактори присутні при фрезеруванні і можуть призвести до травм і каліцтв не тільки робітника на цьому верстаті, але й робітників за сусідніми верстатами.

Як засоби уникнення травматизму внаслідок цих факторів необхідно передбачити:

- наявність захисних кожухів на частинах, що рухаються, і в місцях механічної обробки;
- огороження ділянок механічної обробки;
- проведення інструктажу з техніки безпеки для всього робочого персоналу.

2.6 Висновки

В технологічному розділі було розглянуто кермо напряму транспортного літака. Розглянуто проектування складального пристосування, схеми збирання й ув'язування заготівельно-складального оснащення. У разі недогляду системи, великий ризик її відмови.

3 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ. ЕКОНОМІЧНЕ ОБГРУНТУВАННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ЛІТАКА АН- 74, ЯК ЗАСОБИ ТРАНСПОРТУВАННЯ ВАНТАЖІВ

3.1 Маркетингові дослідження ринку внутрішніх і міжнародних перевезень вантажів

3.1.1 Сегментація ринку споживачів і визначення місткості перевезень (очікувана кількість вантажу)

Почнемо маркетингове дослідження з характеристики регіонів України, які потребують швидкої доставки вантажів.(рис.3.1)

Таблиця 3.1 - Чисельності населення великих міст України

Місто	Населення
1.Київ	2.89 млн.
2.Харків	1.45 млн.
3.Одеса	1.1 млн.
4.Дніпропетровськ	1 млн.
5.Львів	0.75млн.

1. Київ є великим промисловим центром України. У місті представлені багато галузей народного господарства : легкої і харчової промисловості, поліграфія, фармацевтика, машинобудування, металургія, авіабудування.

2. Харків — найбільше місто на північному сході України, адміністративний центр Харківської області. Друге за чисельністю населення місто України. Був найбільшим центром танко-, тракторо-, турбінобудування і третім за величиною індустріальним, науковим і транспортним центром [13]. У другій половині ХХ століття — головний транспортний вузол Південно-східної Європи.

3. Одеса - найбільший морський торговий порт України. Торгівля, металообробка, нафтопереробка, машинобудування, виробництво ліків і продуктів харчування. Санаторно-курортне лікування і пляжний відпочинок, круїзний туризм. Великий науково-освітній центр.

4. Дніпропетровськ — один з найбільших промислових, економічних і транспортних центрів, центр металургії України. Особливо розвинена чорна металургія(металургійні заводи ім. Петрівського, ім. Бабусино, Дніпропетровський трубний завод, Коминмет, Інтерпайп), металообробка і машинобудування(Дніпропетровськ — центр ракетобудування України — ПО ЮМЗ).

5. Львів залишається значним індустріальним центром України. У місті сконцентроване 95 % загальнодержавного виробництва освітлювальних ламп, 100 % виробництв автотранспорту, 11 % виробництв автобусів. На початку XXI століття основу промислового комплексу складають 240 підприємств різних форм власності.

Вантажоперевезення за 2016 рік

Вантажоперевезення авіаційним транспортом, згідно Державної служби статистики України, в 2016-му році скоротився на 19,5% - до 70 тис. тонн, а вантажообіг збільшився на 18,8% - до 225,9 млн. тонн/км в порівнянні з 2015 роком. Спад вантажоперевезення викликаний загальним спадом у світовій економіці. Відповідно, авіакомпанії скорочують об'єми провізних потужностей, намагаючись нормалізувати коефіцієнт завантаження і зберегти заплановану рентабельність авіавантажоперевезень, незважаючи на зростаючі ціни на паливо.

Визначення місця розташування базового обслуговуючого аеропорту і місця розташування кінцевих пунктів перевезення для визначення дальності безпосадочного польоту і витрат часу на доставку вантажів

Прийmemo Київський аеропорт за базовий. Для визначення кінцевих пунктів перевезення, треба проаналізувати підприємства, що потребують перевезення вантажів авіатранспортом.

Виберемо напрями, актуальні в нинішній геополітичній ситуації :

- Київ-Харків;
- Київ-Варшава.

3.1.2 Дослідження ринку авіаперевезень

Нині авіаперевезення - найперспективніший напрям міжнародної доставки вантажів. Безперечні переваги - оперативність і надійність.

Існують наступні категорії авіавантажів :

- звичайні вантажі;
- спеціальні вантажі.

Спеціальними вантажами вважаються авіаційні вантажі, що вимагають відповідної індивідуальної технології обробки. До категорії спеціальних вантажів належать:

- людські останки;
- великогабаритні вантажі;
- цінні вантажі;
- живі тварини;
- небезпечні вантажі;
- швидкопсувні вантажі.

Проаналізувавши можливі категорії авіавантажів, досить популярним рейсом вантажоперевезень може бути напрям Київ-Варшава. Цей рейс можна пускати для збірних вантажів до 10,5 тонн один раз в тиждень розраховуючи на повне завантаження туди і назад.

Основні переваги, характерні для збірних перевезень, — це економічність і зручність перевезень в такому форматі. Істотна економія досягається за рахунок ефективного використання вантажного простору.

3.2 Початкові дані для розрахунків техніко-економічних показників експлуатації ЛА

3.1.3 Льотно-технічні характеристики ЛА, які впливають на експлуатаційні витрати у базовому аеропорту (експлуатованій авіаційній компанії)

Основні характеристики ЛА, що впливають на економічні показники виробництва і експлуатації ЛА :

- злітна маса літака, $m_{взл} = 37500$ кг;
- вантажопідйомність, $m_{ком.нагр} = 9000$ кг;
- максимальна швидкість, $V_{мах} = 790$ км/год;
- крейсерська швидкість польоту, $V_{кр} = 625$ км/год;
- крейсерська дальність польоту - 2200 км;
- потрібна довжина ЗПС, $L_{разб} = 1900$ м;
- тип двигуна 2 ТРДД Д- 36 серій 4А;
- потужність двигуна на злітному режимі $R_{мах} = 6300$ кВт;
- тяга, $F = 2 \times 63,76$ кН.

3.1.4 Нормативні вартісні показники експлуатації

Каталожна ціна літака складає 21 000 000 дол.[2].

Ціна палива ТС- 1 складає близько 0.75 дол./літр.

3.2 Розрахунок повної собівартості експлуатації літака при перевезенні комерційного вантажу на один кілометр шляху

Вартість однієї години польоту визначається як:

$$C_{\text{шт}}=A+B; \quad (3.1)$$

де А - прямі витрати, що доводяться на одну льотну годину, дол.;

Бі - непрямі витрати, що доводяться на одну льотну годину, дол.

До прямих витрат відносяться витрати на амортизацію і капітальний ремонт літака і двигунів, на поточний ремонт і технічне обслуговування літака(планера) і двигунів, на паливо і заробітну плату льотно-підйомного складу(ЛПС) з нарахуваннями.

Непрямі витрати включають витрати на амортизацію, поточний ремонт і зміст усіх об'єктів аеродромів і аеропортів(аеровокзали, готелі, пакгаузи, рульові доріжки, ВПП, місця стоянки, метеослужба, ангари, склади, дороги, інженерні мережі, гаражі і так далі), окрім витрат по ремонтних заводах і лінійних майстернях(ЭРМ), а також витрати по заробітній платі облікового складу підрозділів ГА(за винятком заробітної плати ЛПС, працівників ЭРМ).

Повна собівартість експлуатації літака при перевезенні пасажирів або комерційного вантажу на один кілометр шляху (Сткм)

$$C_{\text{ткм}} = (A+B) / (m_{\text{гр}} K_3 V_p); \quad (3.2)$$

де $m_{\text{гр}}$ – максимальне комерційне навантаження літака; V_p - рейсова швидкість літака, км/год; K_3 - коефіцієнт використання завантаження літака. Для цього типу літака з $m_0=30.120\text{т}$, $K_3 = 0,60$.

Величина рейсової швидкості літака визначається на підставі його крейсерської швидкості. Рейсова (технічна) швидкість - це середня швидкість безпосадочного польоту в штиль, обчислена з урахуванням витрат часу на усіх етапах польоту від початку розгону в аеропорту зльоту до кінця пробігу в аеропорту посадки. Рейсову швидкість, км/год, можна розрахувати по формулі:

$$V_p = \frac{L \cdot V_{\text{кр}}}{L + V_{\text{кр}} + \Delta t}, \quad (3.3)$$

де $V_{\text{кр}}$ - крейсерська швидкість літака, км/год; L - безпосадочна дальність польоту, км; Δt - втрати часу на еволюцію або маневрування в районі аеропорту після зльоту і перед посадкою літака, а також на набір висоти і зниження, відповідні швидкості, рівною крейсерською(у годиннику). Величина цих втрат залежить від висоти польоту літака. Δt для $H_{\text{кр}}=10\text{км}$ дорівнює 0,355.

$$V_p = \frac{L \cdot V_{\text{кр}}}{L + V_{\text{кр}} + \Delta t} = (2500 \cdot 520) / (2500 + 520 \cdot 0,355) = 484,2 \text{ км/год.}$$

Прямі витрати, що доводяться на одну годину польоту, складаються з таких витрат:

$$A = \sum_{i=1}^7 A_i, \quad (3.4)$$

де A_1 - витрати на амортизацію і капітальні ремонти літака(планера);

A_2 - витрати на амортизацію і капітальні ремонти двигунів;

A_3 - витрати на техобслуговування і поточні ремонти планера;

A_4 - витрати на техобслуговування і поточні ремонти силових установок;

A_5 - заробітна плата льотно-підйомного складу з нарахуваннями;

A_6 -стоимость палива;

A_7 - інші прямі витрати.

Усі A_i беруться з розрахунку на одну льотну годину.

Витрати на амортизацію і капітальні ремонти 'Ш одна година роботи літака, дол./ч, визначаються по формулі:

$$A_1 = 0,01 \cdot K_1 \cdot C_c \frac{1 + K_{pc} \cdot \left(\frac{T_c}{t_c} - 1 \right)}{T_c}, \quad (3.5)$$

де $K_1 = 1,065$ - коефіцієнт, що враховує не виробничий наліт (тренування, навчання, обліт і так далі);

$C_{c \text{ без д.}}$ - ціна літака без двигунів

$$C_{c \text{ без д.}} = C_c - C_{дв} \times 2 = 21000000 - 776880 \times 2 = 20223120 \text{ долл}$$

K_{pc} - коефіцієнт, що показує відношення вартості капітального ремонту літака до ціни літака; $C_{л}$ - ціна літака без двигунів, дол.; $T_{л}$ - амортизаційний або повний термін служби літака, ч; t_c - термін служби літака між капітальними ремонтами, ч. Для літаків місцевих повітряних ліній $T_c = 25000$ ч, $t_c = 5000$ ч. K_{pc} розраховується укрупнено за виразом:

$$K_{pc} = 0,11 + \frac{3 \cdot 10^4}{C_c}, \quad (3.6)$$

$$K_{pc} = 0,11 + 3 \cdot 10000 / 16000000 = 0,112;$$

$$A_1 = 0,01 \times 1,065 \times 21000000 \times (1 + 0,112(25000/5000 - 1)) / 25000 = 12,95 \text{ дол./ч.}$$

Витрати на амортизацію і капітальний ремонт на 1 годину роботи двигунів, дол./ч, визначаються таким чином:

$$A_2 = 0,01 \cdot K_2 \cdot n_{дв} \cdot C_{дв} \frac{1 + K_{р.дв} \cdot \left(\frac{T_{дв}}{t_{дв}} - 1 \right)}{T_{дв}}, \quad (3.7)$$

де $K_2 = 1,07$ - коефіцієнт, що враховує не виробничий наліт; $n_{дв}$ - кількість двигунів, встановлених на літаку; $C_{дв}$ - ціна одного двигуна, дол.; $K_{р.дв}$ - коефіцієнт, що показує відношення вартості одного капітального ремонту двигуна до ціни двигуна; $T_{дв}$ - амортизаційний, або повний термін служби двигуна, ч; $t_{дв}$ - термін служби двигуна між капітальними ремонтами, ч. Для розрахунків приймається $T_{дв} = 6000$ ч, $t_{дв} = 3000$ ч, $n_{дв} = 2$.

$$K_{р.дв} = 0,15 + 4,15 \cdot 10^{-5} \left[1 - 0,2 \left(\frac{T_{дв}}{t_{дв}} - 1 \right) \right] T_{дв}, \quad (3.8)$$

$K_{р.дв}$

$$C_{дв} = 0,015 \cdot K_{НВО} \cdot K_{cx} \cdot K_{сов} \cdot R_{\max} (3400 - 10 \sqrt{R_{\max}}) \cdot [1, \text{ст.26}].$$

$R_{\max} = 6300$ кВт - потужність двигуна на злітному режимі;

$K_{НВО} = 1,61$, коефіцієнт, що враховує обов'язкові внески, податки, відрахування

[1.стр.7.]

$K_{cx} = 1$, - коефіцієнт, що враховує схему двигуна [1, ст.20].

$K_{сдв}$ коефіцієнт, що враховує серійність двигуна :

$$K_{сдв} = \left(\frac{1500}{\sum_{n_{дв}}} \right)^{0,5} = 1,96,$$

де $\sum_{n_{дв}} = 390$ – кількість двигателів в серії [1. стр. 20] - кількість двигунів в серії [1.ст.20]

$$\Pi_{дв} = 0,015 \cdot 1,61 \cdot 1 \cdot 1,96 \cdot 6300(3400 - 10 \cdot 79,37) = 776880 \text{ дол.}$$

$$A_2 = 0,01 \times 1,07 \times 2 \times 776880(1 + 0,349(6000/3000 - 1)) / 6000 = 3,611 \text{ дол./ч.}$$

Витрати на поточний ремонт і технічне обслуговування планера (A_3) і двигунів (A_4), дол./ч, складаються з витрат на матеріали і запасні частини, заробітну плату технічних працівників, зайнятих безпосередньо технічним обслуговуванням і ремонтом літаків і двигунів, і визначаються так:

$$A_3 = 0,024 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} m_{пс}) m_{пс} \quad (3.9)$$

де $K_3 = 0,35$ - коефіцієнт, що враховує метод технічного обслуговування; при введенні прогресивних норм техобслуговування цей коефіцієнт може бути зменшений до $0,35 - 0,4$; $K_4 = 1,0$ - для дозвукових літаків з ТРД і ДТРД;

$$m_{пс} = 19950 \text{ кг;}$$

$$A_3 = 0,024 \cdot 0,35 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 0,00001 \cdot 17154) 19950 = 37,692 \text{ дол./ч.}$$

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 1,6 \cdot K_2 \cdot K_5 \cdot n_{дв} \cdot \sqrt{R_{\max}}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot T_{дв}} \quad (3.10)$$

де $K_2 = 1,07$ - коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт; $K_3 = 1$ - для ТРД дозвукових літаків; $K_5 = 1$ - для двигунів ТВД;

$$A_4 = 0,024 \cdot 1,6 \cdot 1,07 \cdot 2 \cdot (6300) \cdot 0,5 / (1 + 0,00007 \cdot 6000) = 54,75 \text{ дол./ч.}$$

Витрати на заробітну плату льотно-підйомного складу за одну льотну годину (A_5), дол./ч, розраховують, виходячи з числа членів екіпажа літака (льотчики, штурмани, бортінженери і радисти) $n_{лпс}$ і числа бортпровідників $n_{бп}$:

$$A_5 = 0,015 \cdot (C_{лпс} \cdot n_{лпс} + C_{бп} \cdot n_{бп}) \quad (3.11)$$

де $C_{лпс}$ - середня годинна зарплата ЛПС; $C_{бп}$ - середня годинна зарплата бортпровідників.

Середня годинна зарплата визначається виходячи з місячних посадових окладів і різних надбавок (за класність, за роботу в нічний час і тому подібне) і середнього нальоту годинника екіпажем літака в місяць. K_3 - коефіцієнт використання завантаження літака. $K_3 = 0,85$, $C_{лпс} = 16,5$, $C_{бп} = 6$.

$$A_5 = 0,015 \times (16,5 \times 2 + 6 \times 1) = 0,585 \text{ дол./ч.}$$

Витрати на паливо, що доводяться на 1 годину польоту (A_6), дол./ч, розраховують таким чином:

$$A_6 = 1,5b \times \Pi_{т} \times m_{тч} \times n_{дв} \quad (3.12)$$

де $C_{\text{п}}=0,75$ - ціна авіакеросину, дол./кг;

$m_{\text{тч}} = 650$ кг/годину - годинна витрата палива одного двигуна, кг/ч.;

$b = 1,045$ - коефіцієнт, що враховує непродуктивну витрату палива;

$n_{\text{дв}}$ - кількість двигунів на літаку (при техніко-економічній оцінці проєктованого двигуна, вироблюваній за допомогою гіпотетичного літака, і коли усі витрати наводяться до одного двигуна, $n_{\text{дз}} \sim 1$).

$$A_6 = 1,5 \times 1,045 \times 0,75 \times 650 \times 2 = 1528 \text{ долл./час.}$$

Інші прямі витрати (A_7) ведуть на оплату підготовки ЛПС повернення літаків з рейсу за метеорологічними умовами і технічними причинами.

Інші витрати складають для літаків з ГТД і ТВД:

$$A_7 = 0,07 \cdot \sum_{i=1}^6 A_i. \quad (3.13)$$

$$A_7 = 0,07(12,95 + 3,611 + 37,692 + 54,75 + 0,585 + 1528) = 114,63 \text{ дол./ч.}$$

Прямі витрати, що доводяться на одну годину польоту :

$$A = 12,95 + 3,611 + 37,692 + 54,75 + 0,585 + 1528 + 114,63 = 1752,22 \text{ дол./ч.}$$

Непрямі витрати (Б) включають витрати по амортизації, поточному ремонту і змісту усіх об'єктів аеродромів і аеропортів і заробітну плату наземного складу (окрім заробітної плати технічних працівників, зайнятих технічним обслуговуванням і поточним ремонтом літакомоторного парку).

Непрямі витрати залежать від класності аеродрому і кількості зльотів-посадок, що доводяться на годину польоту.

Укрупнено непрямі витрати на одну льотну годину складають:

$$B = 0,4 \left(\sum_{s=1}^7 A^s \right) \quad (3.14)$$

$$B = 0,4 \cdot 1752,22 = 701 \text{ дол/ч.}$$

Вартість однієї години польоту по формулі [3.1] :

$$C_{\text{п}} = A + B$$

$C_{\text{п}}$

Повна собівартість експлуатації літака при перевезенні пасажирів і комерційного вантажу на один кілометр шляху розраховується за виразом:

$$C_{\text{ткм}} = \frac{A + B}{m_{\text{тп}} \cdot K_3 \cdot V_p} \quad (3.15)$$

$K_3 = 0,85$ – коефіцієнт використання завантаження літака. [1.стр.24].

$m_{\text{тп}} = 9000$ кг - маса вантажу.

$$C_{\text{ткм}} = 2453 / (9000 \cdot 0,85 \cdot 484,2) = 0,662 \text{ дол/т} \cdot \text{км.}$$

3.3 Оцінка ефективності експлуатації ЛА

3.3.1 Розрахунок виручки і прибутку експлуатуючої компанії ЛА, що доводиться на один тонно-кілометр

Визначимо мінімальну ціну вантажу, звідки:

$$C_{гр} = \frac{m_{пн} \times V_p \times \tau \times C_{ткм}}{n_{пас} \times K_3} = \frac{9 \times 484,2 \times 3,2 \times 0,662}{80 \times 0,85} = 136 \text{ долл.}$$

Приймаємо вагу середньостатистичної людини 80 кг

Додамо 25% комерційної надбавки і отримаємо $C_{гр} = 170$ долларов за 80 кг, за 3х годинний переліт на відстань 2000 км.

За один рейс прибуток дорівнюватиме $80 \times 170 = 13600$ дол.

Виручка, що отримується авіаційною компанією від експлуатації парення літаків цього типу, що доводиться на один тонно-кілометр, визначається по формулі:

$$B_{AK} = \frac{C_{гр} \cdot n_{пас} \cdot K_3}{m_{пн} \cdot \tau \cdot V_p} \quad (3.16)$$

де $C_{гр}$ - ціна вантажу за 80 кг;

$n_{пас} = 80$ - максимальна кількість пасажирів;

$K_3 = 0,85$ - коефіцієнт завантаження;

$m_{пн} = 9$ т. - маса повного завантаження;

$V_p = 484,2$ км/год - рейсова швидкість;

$\tau = 3$ ч. - середній час польоту;

$B_{AK} = 170 \cdot 80 \cdot 0,85 / 9 \cdot 3 \cdot 484,2 = 0,884$ дол/т·км;

Прибуток, що отримується авіаційною компанією від експлуатації парення літаків цього типу, що доводиться на один тонно-кілометр, розраховується за виразом:

$$\Pi_{AK} = B_{AK} - C_{ткм} \quad (3.17)$$

$\Pi_{AK} = B_{AK} - C_{ткм} = 0,884 - 0,662 = 0,222$ дол/тонни·км.

Отже, існуючі співвідношення цін, тарифів, податків і інших економічних параметрів є причиною прибутку літака цього класу при прийнятих в розрахунках обсягах виробництва.

3.3.2 Рентабельність експлуатації

Показником відносної економічної ефективності літака є коефіцієнт рентабельності

$$K_{рент} = \Pi_{ак} / K_{пк}$$

Тут $K_{ПК}$ - питомі капіталовкладення по кожному варіанту літака (капіталовкладення, що доводяться на один тонно-кілометр перевезення вантажу) :

$$K_{ПК} = \frac{(1,05C_c + 1,03 \cdot C_{дв} \cdot n_{дв} \cdot b)}{m_{ГР} \cdot V_p \cdot K_3 \cdot T_{ГН}}$$

Де $\tau_{ГН}$ - середньорічний наліт годинника на один літак цього типу.

При системі роздільного ремонту і технічного обслуговування транспортних літаків

$$T_{РН} = 100(3,32 \cdot \tau_{Л} + 2,65\sqrt{11,5 \cdot \tau_{Л}^2} - 2\tau_{Л} + 7,02)$$

$$T_{РН} = 100(3,32 \cdot 3 + 2,65\sqrt{11,5 \cdot 3^2} - 2 \cdot 3 + 7,02) = 4450(\text{ч/год})$$

де $t_{Л}$ - середня тривалість безпосадочного польоту літака=3ч.

$$K_{уе} = \frac{1,05 \times 20223120 + 1,03 \times 776880 \times 2 \times 1,045}{9 \times 484,2 \times 0,85 \times 4450} = 0,68 \text{ долл/ткм}$$

$$K_{рен} = \frac{0,222}{0,68} = 0,243$$

3.3.3 Розрахунок V_p , $C_{ТКМ}$, $V_{ак}$, $P_{ак}$, $K_{рен}$ на рейсах Київ-Варшава

Відстань від Києва до Варшави - $L=1800$ км.

$$V_p = \frac{L \times V_{КР}}{L + V_{КР} + \Delta t}$$

$$V_p = \frac{1800 \times 625}{1800 + 625 + 0,355} = 464 \text{ км/час}$$

$$C_{ТКМ} = \frac{A + B}{m_{пн} \cdot K_3 \cdot V_p} = \frac{2453}{9 \cdot 0,85 \cdot 464} = 0,69 \text{ долл/ткм}$$

$$C_{ГР} = \frac{m_{пн} \times V_p \times \tau \times C_{ТКМ}}{n_{пас} \times K_3} = \frac{9 \times 464 \times 1 \times 0,69}{80 \times 0,85} = 42 \text{ долл.}$$

Для рентабельності додамо 25% і отримаємо $C_{ГР} = 53$ доларів за 80 кг

За один рейс прибуток дорівнюватиме $53 \times 80 = 4260$ дол.

$V=1$ ч.

$$V_{ак} = \frac{42 \times 80 \times 1 \times 0,85}{9 \times 1 \times 610 \times 2} = 0,925 \text{ долл/ткм}$$

$P_{ак} = V_{ак} - C_{ТКМ} = 0,925 - 0,69 = 0,24 \text{ дол/ткм.}$

$$K_{уе} = \frac{1,05 \times C_c + 1,03 \times C_{дв} \times n_{дв} \times b}{m_{пн} \times V_p \times K_3 \times T_{ГН}} = \frac{1,05 \times 20223120 + 1,03 \times 776880 \times 2 \times 1,045}{9 \times 464 \times 0,85 \times 4450} = 1,45$$

$$K_{рен} = \frac{0,24}{1,45} = 0,17$$

3.3.4 Розрахунок прибутку авіакомпанії за рік на рейсах Київ-Варшава

Літак здійснює рейс у Варшаву кожні 3 дні.

$365/3=121$ рейс здійснює літак, враховуючи, що він летить назад з таким же завантаженням кількість рейсів дорівнює $121*2=242$ рейси.

$m_{пн}=9$ т.- маса повного завантаження;

$Пак=0,24$ долл/тонна км.

$L=1800$ км - відстань від Києва до Варшави.

Прибуток за один політ $П=П_{ак}*m_{пн}*L=0,24*9*1800=3596$ дол.

Прибуток за рік на рейсах у Варшаві складе :

$П=3596*242=999702$ доллара

3.3.5 Розрахунок V_p , $C_{ткм}$, $V_{ак}$, $Пак$, $Крен$ на рейсах Київ-Харків

Відстань від Києва до Харкова - $L=400$ км.

$$V_p = \frac{L \times V_{кр}}{L + V_{кр} + \Delta t}$$

$$V_p = \frac{400 \times 625}{400 + 625 + 0.355} = 610 \text{ км/час}$$

$$C_{ткм} = \frac{A + B}{m_{гр} * K_3 * V_p} = \frac{2453}{9 * 0,85 * 610} = 0,526 \text{ долл/ткм}$$

$$Ц_{гр} = \frac{m_{пн} \times V_p \times \tau \times C_{ткм}}{n_{пас} \times K_3} = \frac{9 \times 610 \times 1 \times 0,526}{80 \times 0,85} = 42 \text{ долл.}$$

Для рентабельності додамо 25% і отримаємо $Ц_{гр} = 53$ доларів за 80 кг

За один рейс прибуток дорівнюватиме $53*80=4260$ дол.

$\tau=1$ ч.

$$V_{ак} = \frac{42 \times 80 \times 1 \times 0,85}{9 \times 1 \times 610 \times 2} = 0,925 \text{ долл/ткм}$$

$П_{ак} = V_{ак} - C_{ткм} = 0,925 - 0,526 = 0,399$ дол/ткм.

$$K_{ye} = \frac{1,05 \times Ц_c + 1,03 \times Ц_{дв} \times n_{дв} \times b}{m_{пн} \times V_p \times K_3 \times T_{гн}} = \frac{1,05 \times 20223120 + 1,03 \times 776880 \times 2 \times 1,045}{9 \times 610 \times 0,85 \times 4450} = 1,1$$

$$K_{рен} = \frac{0,399}{1,1} = 0,36$$

3.3.6 Розрахунок прибутку авіакомпанії за рік на рейсах Київ-Харків

У Харків літак літає 4 місяці в зимовий період кожні 3 дні, тобто здійснює 80 рейсів.

Прибуток за один політ $П = П_{ак} * m_{пн} * L = 0,222 * 89 * 400 = 799$ дол.

Прибуток за рік на рейсах в Харків:

$1538,5 \times 80 = 123080$ долларовдоларів

Прибуток від рейсів Київ-Варшава і Київ-Харків складатиме .

$999702 + 123080 = 1122782$ долл/годдолл\rp

3.4 Висновки

У цьому розділі були проведені маркетингові дослідження ринку міжнародних і внутрішніх перевезень, визначені маршрути перспективних рейсів і порахована їх рентабельність, на рейсах Київ-Варшава - 0,17, а на рейсах Київ-Харьков- 0,36. Так само був порахований загальний прибуток з усіх рейсів за рік і вона складає 1063638 доларів.

Виходячи з вищеперелічених розрахунків можна сказати, що перевезення по одному з вибраних маршрутів економічно не вигідні, а саме Київ-Варшава.

СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

4.ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ ПС. МЕТОДИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ ПРИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ АТ. ЕКСПЛУАТАЦІЙНА ТЕХНОЛОГІЧНІСТЬ. АВІАЦІЙНА БЕЗПЕКА

4.1 Методи забезпечення БП при експлуатації АТ

Безпека польотів повітряних суден цивільної авіації(далі - безпека польотів) є станом авіаційної транспортної системи, при якому ризик спричинення шкоди особам або нанесення збитку майну понижений до прийняттого рівня і підтримується на цьому або нижчому рівні за допомогою безперервного процесу виявлення джерел небезпеки і контролю чинників ризику. При вирішенні питань безпеки польотів на нинішньому етапі розвитку цивільної авіації необхідно враховувати стрімке зростання об'ємів перевезень, масове оновлення парку повітряних суден і зміну покоління авіаційних фахівців.

Останніми роками значні зусилля були спрямовані на вивчення причин подій в авіації. Загальновизнаним є той факт, що більшість подій обумовлена помилками людини, що є останньою ланкою в ланцюжку чинників, які призводять до події. Авіаційні події часто обумовлені організаційними чинниками. Більшість ланок в ланцюжку подій і чинників, що призводять до аварії, піддаються контролю.

Після проведення глибоких досліджень тенденцій розвитку повітряних перевезень і авіаційної індустрії Міжнародна організація цивільної авіації дійшла висновку, що найбільш ефективним способом підвищення безпеки польотів є впровадження системного підходу до управління безпекою польотів. Результатом цих досліджень стало внесення істотних змін до обов'язкових для виконання міжнародних стандартів, передбачених додатками 6, 11 і 14 до Конвенції про міжнародну громадянську авіацію (далі - міжнародні стандарти). Міжнародними стандартами передбачається встановлення державою прийняттого рівня безпеки польотів при експлуатації повітряних суден, при обслуговуванні повітряного руху і експлуатації аеродромів, а також прийняття державної програми безпеки польотів в цілях забезпечення вказаного рівня безпеки. У рамках реалізації такої програми держави повинні встановлювати для авіапідприємств, аеропортів, організацій по технічному обслуговуванню повітряних суден і організацій по обслуговуванню повітряного руху вимоги до

введення прийнятних для держави систем управління безпекою польотів з метою:

- визначення ризику для безпеки польотів;
- забезпечення прийняття дій, що коригують, необхідних для підтримки прийнятного рівня безпеки польотів;
- проведення постійного моніторингу і регулярної оцінки забезпечуваного рівня безпеки польотів;
- постійного підвищення загального рівня безпеки польотів.

Міжнародними стандартами передбачається у рамках системи управління безпекою польотів необхідність чіткого визначення ієрархії відповідальності в питаннях безпеки польотів в авіапідприємстві і організаціях, у тому числі прямій відповідальності за безпеку польотів з боку старшого керівництва.

Для надання практичної допомоги державам в реалізації системного підходу до вирішення питань безпеки польотів в 2006 році Міжнародною організацією цивільної авіації розроблено керівництво по управлінню безпекою польотів. Забезпечення безпеки польотів при повітряних перевезеннях пасажирів і вантажів є пріоритетним завданням держави. При цьому в умовах ринкової економіки роль держави повинна полягати у введенні вимог до усіх елементів авіаційно-транспортної системи і організації контролю за їх виконанням.

4.2 Загальні принципи встановлення допустимих методів експлуатації агрегатів і систем літаків

Загальні принципи встановлення допустимих методів експлуатації агрегатів і систем літаків полягає в наступних положеннях.

Технічна експлуатація до безпечної відмови(ТЭО) з контролем динаміки зміни рівня надійності агрегатів і систем залежно від «віку» літака допускається при виконанні наступних умов :

- міра небезпеки видів відмови агрегату(системи) не гірше УУП;
- проведений аналіз показує відсутність дії на інші агрегати, або сумарні наслідки цієї дії створюють особливу ситуацію не гірше УУП.

Технічна експлуатація до передвідмовного стану застосовується за наступних умов:

- міра небезпеки видів відмови агрегату(системи) не гірше СС;
- сформульовані ознаки передвідмовного стану, при цьому для видів відмов, створюючих СС, визначені види контролю цих ознак;
- можливість контролю сформульованих ознак передвідмовного стану підтверджена досвідом експлуатації або відповідними випробуваннями.

Технічна експлуатація по ресурсу(термін служби) застосовується, якщо міра небезпеки видів відмови агрегату(системи) з урахуванням можливого впливу на інші агрегати(системи) гірше УУП і неможливо(чи недоцільно) експлуатувати агрегат до передвідмовного стану.

Викладені принципи визначення допустимих методів експлуатації приведені в таблиці 4.1.

Таблиця 4.1 - Принципи визначення допустимих видів відмов

Міра небезпеки агрегату	Можливість зовнішніх дій на інші агрегати при відмові	Наявність встановлених процесів старіння	Наявність ознак передвідмовного стану	Допустимий метод експлуатації
Не гірше УУП	Ні	–	–	ТЭО
Не гірше СС	Так	–	Так(для СС потрібне підтвердження досвідом експлуатації)	До передвідмовного стану
Не гірше СС	Так	Так	–	ПЕР(термін служби)
АС і гірше	–	–	–	ПЕР(термін служби)

Викладений підхід визначення допустимих методів експлуатації не поширюється на елементи планери і конструкції шасі, а також на агрегати, що входять в постачання двигуна. Експлуатація

електроджгутів і їх сполучних елементів здійснюється відповідно до технології планових ремонтно-відновних робіт по літаку.

Безпечна експлуатація парку вітчизняних літаків, у тому числі магістральних розробки 60-70-х г.г., довгі роки забезпечувалася і забезпечується існуючою міжвідомчою системою підтримки льотної придатності повітряних суден. В той же час, нові умови розвитку цивільної авіації визначають необхідність її вдосконалення, в першу чергу існуючої нормативної правової бази системи підтримки льотної придатності.

4.3 Чинники і показники експлуатаційної технологічності

Під експлуатаційною технологічністю ЛА розуміють сукупність властивостей його конструкції, що характеризують пристосованість до виконання усіх видів робіт по ТО і Р з використанням найбільш економічних технологічних процесів. До основних показників експлуатаційної

технологічності віднесені періодичність технічного обслуговування; питома трудомісткість технічного обслуговування; питома трудомісткість поточних ремонтів. [21]

При цьому відмітимо, що поняття експлуатаційна технологічність і технологічність при технічному обслуговуванні відносяться, як правило, до літака в цілому. За результатами пробігових випробувань визначають показники експлуатаційної технологічності, основними з яких є :

- періодичність ТО LTQ, тис. км;
- питома трудомісткість ТО TJQ, чел-г / тис, км;
- питома трудомісткість поточного ремонту.

Експлуатаційна технологічність визначається рядом чинників, які враховуються при створенні ЛА залежно від його призначення і умов експлуатації. Вони об'єднуються у взаємозв'язані групи: конструктивно-виробничі і експлуатаційні чинники. До конструктивно-виробничих чинників відносяться: доступність

контролепридатність, легкос`ємність, взаємозамінюваність, спадкоємність засобів наземного обслуговування і контрольно-вимірювальної апаратури, уніфікація функціональних систем і агрегатів. До групи експлуатаційних чинників входять форми організації виконання ТО і Р, стан виробничо-технічної бази, кваліфікація фахівців, повнота задоволення вимог в запасних частинах і матеріалах, а також повнота і якість експлуатаційно-технічної документації. Конструктивно-виробничі чинники визначають властивості самої конструкції і повинні враховуватися при створенні ЛА. Експлуатаційні ж чинники визначають середовище, в якому проявляються властивості конструкції, і повинні враховуватися як при створенні, так і при експлуатації ЛА.

Доступність до об'єкту ТО і Р — важливий чинник скорочення часу і трудових витрат при проведенні усіх планових видів ТО і Р, а також визначенні місць раптових відмов, ушкоджень і їх усуненні.

Контролепридатність - чинник проведення контролю параметрів систем і комплектуючих виробів ЛА різними засобами і методами.

Легкос`ємність означає придатність виробу до заміни з мінімальними витратами часу і праці.

Взаємозамінюваність комплектуючих виробів і деталей означає таку їх властивість, при якій з безлічі однойменних деталей можна узяти будь-кого і без підгонки встановити на ЛА.

Під спадкоємністю засобів наземного обслуговування і контрольно-перевірочної апаратури розуміють можливість використання для обслуговування нового типу ЛА вже наявних засобів загального призначення.

Уніфікація функціональних систем і виробів ЛА є важливим чинником не лише для підвищення його експлуатаційної технологічності, але і підвищення ефективності експлуатації парку ЛА в цілому.

4.4 Забезпечення безпеки при злітному - посадочних режимах

4.4.1 Посадка літака

Підготувавшись до посадки, пілот повинен опинитися в точці початку зниження, витримавши потрібну висоту, швидкість і дистанцію до початку смуги. Під час зниження треба постійно витримувати напрям руху уздовж смуги, опустити ніс літака, націлюється на точку початку смуги.

На самому початку зниження треба випустити закрилки на максимальний кут і випустити шасі. В результаті цього, літак значно сповільниться. Траєкторія зниження називається глісадою. Уся увага, окрім витримки точного напрямку на початок смуги, необхідно обернути на темп зниження швидкості.

Приблизний розрахунок швидкості такий. На висоті 300 метрів швидкість має бути 350-300 км/год, на висоті 200 метрів - 200-250 км/год. Біля самої землі(5-3 метрів) швидкість не повинна падати нижче посадочної швидкості літака. Витримка відповідної швидкості робиться регулюванням газу. У разі, якщо швидкість падає занадто швидко, можна прибрати закрилки або зменшити їх кут. Але, як правило, досить збільшити тягу двигуна. Відповідно, підвищена швидкість знижується зменшенням тяги до мінімуму. При сильному вітрі цей процес дещо ускладнюється, особливий при поривчастому і бічному вітрі, але основні дії залишаються тими ж.

Перед самим торканням необхідно вирівняти літак, перевести його в горизонтальний політ. Швидкість зниження сповільниться, але він продовжить повільно опускатися. Тут украй важливо не допустити падіння швидкості нижче посадочної, інакше літак провалиться і удариться об смугу. Він повинен опуститися дуже м'яко.

Після торкання, треба повністю скинути газ, і чекати, поки не опуститься хвіст(для літаків без носової опори шасі). Після цього можна прибрати закрилки і почати руління на місце стоянки, регулюючи швидкість газом, а напрям руху - педалями.

4.4.2 Правила посадки літака при бічному вітрі

Якщо посадку супроводжує бічний вітер, то треба враховувати знос літака, який при цьому буде відносно курсу ЗПС. Для правильного виконання посадки необхідно стежити, щоб курс літака відносно землі повністю співпадав з курсом потрібної смуги. Це досягається двома способами. [22]

Спосіб 1. Якщо подовжня вісь апарату співпадає з напрямом осі смуги, а вектор швидкості відхиляється у бік напрямку вітру на величину кута ковзання, то посадка здійснюється методом ковзання. Ковзання, як фізичне явище, часто використовують в побуті, наприклад тостер delonghi дозволяє легко вислизати тостам з приладу.

Щоб забезпечити прямолінійний рух машини потрібно трохи накрентити напівкрило з навітряного боку, а перед самим торканням коліс з посадочною смугою вирівняти крен з допомогою РУСЯВІЙ по напрямку руху потоку вітру.

Збільшення швидкості вітру, а також зменшення швидкості літака приводять до зростання цього кута ковзання, який використовують для компенсації зносу. При високих швидкостях бічних вітрових повітряних мас відхилення керма наближаються до максимальних показників, і цей вид посадки стає неможливим.

Спосіб 2. Він називається - з попередженням по курсу. Якщо літак рухається без ковзання і під кутом до злітно-посадочної смуги, при цьому його ніс розгорнуть у бік вітру, то саме ковзання відсутнє. І відпадає необхідність використати флаперони і кермо напрямку. В цьому випадку перед самим торканням колесами посадочної смуги або в перший момент торкання, літак потрібно докрутити на смугу енергійним відхиленням(натисненням педалей) керма напрямку. На відміну від першого методу, цей спосіб дозволяє посадити літак при будь-якій силі вітру, проте цей вид складніший по техніці пілотування.

4.4.3 Посадка літака в складних метеоумовах

У складних метеоумовах політ пов'язаний із заходом на посадку з показаннями приладів. Це найскладніший етап в літаководінні. При виконанні знижуючого маневру і заході на посадку екіпаж використовує наземні системи посадки і спеціальне устаткування, яке знаходиться на борту літака. Багато аеродромів обладнані такими спеціальними посадочними системами. Багато сучасних літаків для заходу на посадку мають автоматичні системи. Екіпаж має бути підготовлений до будь-яких погодних умов. [21]

При складних метеоумовах командир корабля повинен:

1. Вчасно доповісти диспетчерові точний час входу в район аеродрому.
2. Отримати, якщо це необхідно, від диспетчера точне місцерозташування літака. Отримати дозвіл на посадку. Упізнати інформацію про метеорологічну обстановку(швидкості вітру, напрямі вітру), умови зниження і кут входу.
3. Перевіряти готовність екіпажа і керувати його діями.
4. Переглянути схему заходу на посадку.

5. Уточнити курс.

6.

Перевірити розрахунок, який підготував штурман.

7. Дати відповідні вказівки екіпажу.

8. Встановити сигналізатор на висоту БПРМ, включити радіовисотомір, СП- 50.

9. Дати вказівки штурманові, щоб він настроїв радіокомпаси на БПРМ і ДПРМ.

10. Прослуховувати радіоефір, доповіді інших екіпажів, інформацію служби руху.

Штурман зобов'язаний:

1. Перевірити усе необхідне устаткування.

2. Вивчити схему зниження і розташування небезпечних ділянок.

3. Уточнити курс.

4. Зробити необхідний розрахунок заходу на посадку з урахуванням вітру.

І передати письмовий розрахунок командирові.

5. Настроїти радіокомпаси.

6. Контролювати політ і постійно вносити корективи в розрахунки.

7. Повідомити про момент зниження командирові корабля.

4.4.4 Зліт і його характеристики

Політ не може початися без зльоту. У сучасних літаків зліт може бути вертикальним або з розгону. Більшість літаків можуть піднятися в повітря тільки з розгону. Адже для вертикального зльоту у літака має бути така силова установка, яка створювала б вертикальну силу(тягу) що перевищує вагу літака.

У поняття зліт входить розгін літака від його початку і до набору потрібної висоти. Зліт з розгоном складається з трьох послідовних етапів: розгону літака, відриву від злітної смуги і розгону з підйомом в повітря.

Розгін - це перший етап зльоту. Він є прискореним рухом апарату по ділянці землі, при якій набирається необхідна швидкість, яка, у свою чергу, створює необхідну для підйому підйомну силу.

У кінці розгону у літака розвивається така швидкість, що його тяга, що несе, створює підйомну силу і літак починає відділятися від землі. Цей момент називається відривом. Але з цієї миті підйомна сила продовжує збільшуватися, і літак набирає розгін, який переходить в набір висоти. Для створення необхідної швидкості відриву літак здійснює розгін. Довжина розгону - це шлях, який проходить апарат від старту до певної точки відриву. Довжина розгону залежить від декількох показників. На величину довжини впливає сила тяги, злітна вага літака, стан злітної смуги, механізм крила конкретного літака, швидкість і напрям вітру, а також тиск і температура повітря на аеродромі.

Між першим і другим етапом процесу зльоту існує проміжний етап - витримка. Цей етап потрібний для надання потрібній швидкості літаку.

Останній етап - це під'їм. Швидкість підйому має бути вища за швидкість розгону. На величину підйому впливає злітна дистанція(відстань від моменту старту до набору висоти).

Висновки

Експлуатаційна технологічність - найважливіший експлуатаційний показник конструкції літака, що істотно впливає на надійність, довговічність літака, продуктивність праці при його обслуговуванні, на експлуатаційні витрати і ефективність використання літакового парку.

Для забезпечення БП парку повітряних суден потрібні спільні дії експлуатантів, виробників і національних регуляторів - тільки тісний зв'язок між ними дозволить, щоб будь-які дефекти, виявлені на ПС яким-небудь експлуатантом, оперативно доводилися усім зацікавленим організаціям авіаційної галузі. За наявності такої системи управління якістю, старіючі повітряні судна не стануть причиною зниження рівнів безпеки польотів.

ВИСНОВОК

В кваліфікаційній роботі магістра був спроектований елерон транспортного літака із заданими параметрами, розроблено системи літака, економічні розрахунки транспортного літака.

Проведений розрахунок основних льотно-технічних характеристик літака. Порівнюючи отримані результати і статистичні дані, приведені в посібнику [1], можна зробити укладення про відповідність цього ЛА вимогам, що пред'являються до нього.

1. Аеродинамічні характеристики ЛА забезпечують стійкий, безпечний і економічно вигідний крейсерський режим польоту.

2. Літак має прийнятні для ЛА свого класу злітно-посадочні характеристики.

3. Характеристики статичної і динамічної стійкості відповідають нормі.

4. Виходячи з отриманих даних, можна зробити висновок, що цей літак цілком відповідає вимогам безпеки, аеродинаміки, дальності і тривалості польоту, злітно-посадочних характеристик, статичної і динамічної стійкості і керованості, експлуатації, що пред'являються до нього.

Список використаних джерел

1. Основні положення повітряного кодексу України і норм льотної придатності літаків транспортної категорії. — Навчань. посібник / Є. Т. Василевський, В. А. Гребеніков, В. Н. Николаєнко. — Х.: Нац. аерокосм. університет «ХАІ», 2006. — 322 с.
2. Безпека авіації / В.П. Бабак, В.П. Марченко, В.О. Максимов та ін.; за ред. В.П. Бабака. - К.: Техніка, 2004. - 584 с.
3. Новожилов Г.В., Неймарк М.С., Цесар Л.Г. Безпека польоту літака. Концепція і технологія. - К.:Освіта, 2003. - 144 с.
4. CALS(Continuous Acquisition and Life cycle Support - безперервна інформаційна підтримка життєвого циклу виробу) в авіабудуванні / Братухин А.Г., Давидов Ю.В., Єлісеєв Ю.С., Павлов Ю.Б., Суворий В.И.; Під ред. А.Г. Братухина - М.: Вид-во ТРАВЕНЬ, 2000. - 304 с.
- 5.Eclipse 500 [Електронний ресурс] / Режим доступу: или URb: <http://www.airwar.ua/enc/aliner/eclipse500.html>
- 6.CALS (ContinuousAcquisitionandLifecycleSupport-безперервна інформаційна підтримка життєвого циклу виробу) в авіабудуванні/БратухінаА.Г.,ДавидовЮ.В.,ЄлісеєвЮ.С.,ПавловЮ.Б.,СуровВ.І.;Під ред.А.Г.Братухіна-М.:Изд-воМАІ, 2000.-304с.
7. Інформаційні технології в наукомісткому машинобудуванні: Комп'ютерне забезпечення індустріального бізнесу / Під. общ. ред. А.Г. Братухина. - К.: Техніка, 2001. - 728 с.: мул. - Библиогр. у кінці статей.
8. Орловський М.Н., Яковлев Ю.А. Технічна експлуатація повітряних суден - Харків: НАКУ "ХАІ", 2011.- 180 с.
9. Гончаренко О.Д. «Основні положення вимог по організації технічної експлуатації і ремонту авіаційної техніки цивільної авіації». Харків Національний Аерокосмічний університет «ХАІ» 2001, 212с.
10. В. С. Кривцов, Я. С. Карпов, М. Н. Федотов Інженерні основи функціонування і загальне облаштування аерокосмічної техніки. Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ», 2010. — 420 с
11. А. А. Кобилянський, А. Г. Гребінників Характеристики газотурбінних двигунів, Харків, ХАІ, 1985 р.
12. Авіаційні силові установки [Текст] : консп. лекцій / Р. Ю. Цуканов, О. І. Риженко, С. В. Єпіфанов. — Х.: Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ», 2017. — 550 с.
13. Альбом конструкцій агрегатів і систем літака Ан-74Т-200А Харків ХАІ 2006.
14. Кривцов В.С., Карпов Я.С., Федотов М.М. Інженерні основи функціонування і загальна будова аерокосмічної техніки / Харків: Нац. аерокосмічний ун-т "Харк. авіац. Інст..", 2002. - 723 с.
15. Е.П. Ударів. Вплив індивідуальних аеродинамічних особливостей на опір і витрати палива літаками // Прикладна аеродинаміка. Збірка наукових праць. - К.: КМУГА, 1997. - С.204-211.

16. С.А.Ищенко Оцінка впливу індивідуальних особливостей повітряних суден на характеристики витрати палива // Прикладна аеродинаміка. Збірка наукових праць. - К.: КМУГА, 1997. - С.118-131.

17. Іщенко С.О., Краюшкин О.В. Фактори технічного стану повітряного судна, які впливають на його льотну придатність та на величину грошових витрат у процесі його експлуатації / Зб. наук. праць. Віп. 14. - До, НАН України, 2001. - С. 127-129.

18. Бортові облаштування реєстрації польотних даних / Під ред. И. П. Коровина. - К.: КВАИУ, 1989. - 150 с.

19. Приймак А.В., Куренко О.Б., Сігайло Г.П. Визначення зміни показників енергетичного стану літака за записами бортових систем реєстрації параметрів польоту // Відкриті інформаційні і комп'ютерні інтегровані технології. Збірка наукових праць НАКУ ім Н.Е. Жуковського - Х.: НАКУ, 2006. - Вып. 30. - С.158-165.

20. Ю.Н. Геремес, А.Г. Гребеников, А.М. Гуменний, А.Ф. Іванько, А.И. Костенко, А.А. Сердюків, А.С. Чумак, В.Ф. Шмирев. Концепція створення пасажирського літака для місцевих повітряних ліній. Відкриті інформаційні і комп'ютерні інтегровані технології № 47 - Х.: 2010. - С.20-33.

21. Машошин О.Ф. М38 Діагноста авіаційної техніки. Навчальний посібник. - М.: МГТУ.ГА, 2007. - 141 с.

22. Техніко-економічне обґрунтування літаків і двигунів в дипломних проектах. А. И. Бабусин, В. А. Пильщиків, В. А. Різьбяр. А.И. Лисенко, Я.В. Сафронов.— Навчань. посібник з дипломного проектуванню.Х.: Нац. аерокосмічна ун-т «ХАИ», 2000. — 51 с.

23. Вибір параметрів і експлуатація авіаційних колесі з урахуванням особливостей шин і гальм б навчань. посібник / В.И. Рябков, Л.В. Капітанова, Д.В. Тиняков, Н.Г. Толмачьов.-Х. : Нац. аероеосмічний ун-т ім. М.Є.Жуковського «Харк.авіац. ін-т», 2014.-85 с.

24. Крохин З.Т., Скрипник Ф.И., Шестаков В.З. Інженерно-організаційні основи забезпечення безпеки польотів в громадянській авіації.- М. : Транспорт, 1987.-175 с.

25. Технічна експлуатація літальних апаратів : Навчань. для внз / Н.Н.Смирнов Н.И. Владимиров, Ж.С. Черненко та ін.; Під ред. Н.Н.Смирнова. - М.:Транспорт, 1990.-423 с.

26. Авіаційні правила. Частина 1. Норм льотної придатності літаків транспортної категорії. - М. МАК, 1993. - 483 с.

27.Eclipse 500 [Електронний ресурс] / Режим доступа: или URb: <http://www.airwar.ua/enc/aliner/eclipse500.html>

ДОДАТКИ



