

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

Пояснювальна записка
до дипломного проекту
(тип кваліфікаційної роботи)

магістра
(освітній ступінь)

на тему «Удосконалення технічного обслуговування систем шасі транспортного літака»

ХАІ.103.1-96Авт.22В.272.1601032 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу групи № 1-96Авт
Галузь знань 27 «Транспорт»
(код та найменування)

Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»
(код та найменування)

Освітня програма «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»
(найменування)

Радько А.Ю.
(прізвище та ініціали студента)

Керівник: Орловський М.М.
(ім'я прізвище)

Рецензент: Шеметов О.Ю.
(ім'я прізвище)

Харків – 2022

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)

Галузь знань 27 «Транспорт»

Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»
(код та найменування)

Освітня програма «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»
(найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

к.т.н., доц. Андрій Гуменний

« ____ » _____ 20__ р.

ЗАВДАННЯ
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

Радько Андрій Юрійович

(прізвище, ім'я, по батькові)

Тема кваліфікаційної роботи Удосконалення технічного обслуговування систем шасі транспортного літака

Керівник кваліфікаційної роботи Орловський М.Н. к.т.н., доцент
(Прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом Університету від “__” _____ 20__ р.

№ _____

Термін подання студентом дипломного проекту _____

Вихідні дані до проекту: $V_{\max}=620$ км/ч; $V_{\text{кр}}=520$ км/ч; $V_y=12$ м/с; $H_{\max}=11000$ км; $N_{\text{кр}}=10000$ км; $L=2500$ км; $L_{\text{раз}}=800$ м; $m_{\text{ц.н.}}=9$ т.

Зміст розрахунково-пояснювальної записки
(перелік завдань, які потрібно розробити)

1. Конструкторський розділ

Вступ, постановка мети і завдань проектування

1.1. Автоматизоване формування вигляду літака

- 1.1.1. Розробка концепції створення проектуемого літака і науково-технічної програми досягнення його характеристик.
- 1.1.2. Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака.
- 1.1.3. Збір, обробка та 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 нульовому наближенні.
- 1.1.6. Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу.
- 1.1.7. Визначення та оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів.
- 1.1.8. Стандартна специфікація проектного літака.
- 1.1.9. Розрахунок діаграми «вантаж-дальність».
- 1.2. Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні і масові характеристики літака.
 - 1.2.1. Визначення лобового опору проектного літака.
 - 1.2.2. Розрахунок аеродинамічних характеристик і характеристик польоту.
 - 1.2.3. Аналітичний вираз полярні літака.
- 1.3. Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання проектного літака.
 - 1.3.1. Розробка майстер-геометрії транспортного літака.
 - 1.3.2. Опис майстер-геометрії літака.

2. Експлуатаційний розділ

УДОСКОНАЛЕННЯ ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ СИСТЕМ ШАСІ ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА

- 2.1. Конструкція і експлуатація шасі.
 - 2.1.1. Призначення шасі.
 - 2.1.2. Основні вимоги до шасі
 - 2.1.3. Характеристика експлуатаційних чинників, які впливають на працездатність шасі.
 - 2.1.4. Труднощі технічного обслуговування шасі.
 - 2.1.5. Відмова шасі.
- 2.2. Розробка регламенту і технології технічного обслуговування шасі транспортного літака.
 - 2.2.1. Регламент технічного обслуговування.
 - 2.2.2. Класифікація робіт з технічного обслуговування.
 - 2.2.3. Технологія обслуговування.

3. Забезпечення безпеки польотів

- 3.1. Методи забезпечення БП при експлуатації АТ.
- 3.2. Фактори і показники експлуатаційної технологічності.
- 3.3. Забезпечення безпеки при злітно-посадкових режимах.

4. Економічний розділ

- Економічне обґрунтування ефективності експлуатації літака, як засобу транспортування вантажу
- 4.1. Маркетингове дослідження ринку внутрішніх і міжнародних перевезень вантажів.
 - 4.2. Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників експлуатації літака.
 - 4.3. Розрахунок повної собівартості експлуатації літака при перевезенні комерційного вантажу на один кілометр шляху.
 - 4.4. Оцінка ефективності експлуатації літака.
 - 4.4.1. Розрахунок виручки і прибутку експлуатуючої компанії, що припадають на один тонно-кілометр.
 - 4.4.2. Рентабельність експлуатації.
 - 4.4.3. Розрахунок V_p , $C_{ТКН}$, $V_{АК}$, $P_{АК}$, $K_{рен}$ на рейси Київ - Софія.
 - 4.4.4. Розрахунок прибутку авіакомпанії за рік на рейсах Київ – Софія
 - 4.4.5. Розрахунок V_p , $C_{ТКН}$, $V_{АК}$, $P_{АК}$, $K_{рен}$ на рейси Київ - Харків.
 - 4.4.6. Розрахунок прибутку авіакомпанії за рік на рейсах Київ – Харків.

Висновки.

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

- майстер-геометрія поверхні літака, креслення загального вигляду;
 - модель розподілу простору (об'ємно-масова компоновка);
 - конструктивно-силова компоновка літака.
-

– Консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання надав	завдання отримав
1.	к.т.н., доцент каф.103 Орловський М.Н.		
2.	к.т.н., доцент каф.103 Орловський М.Н.		
3.	к.т.н., доцент каф.103 Орловський М.Н.		
4.	д.т.н., зав. каф. 601 Ковальчук В.Г.		

Нормоконтроль _____ « ____ » _____ 20__ р.
 (підпис) (ініціали та прізвище)

Дата надання завдання « ____ » _____ р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітки
1.	Конструкторський розділ		
2.	Експлуатаційний розділ		
3.	Забезпечення безпеки польотів		
4.	Економічний розділ		

Студент _____

(підпис)

(прізвище та ініціали)

Керівник проекту _____

(підпис)

(прізвище та ініціали)

Реферат

Дипломна робота магістра на тему «Удосконалення технічного обслуговування шасі транспортного літака»

Звіт про випускную роботу магістра містить: 101 с., 4 розділа, 28 мал., 25 таблиць., 3 застосування, 26 джерел.

Об'єкт дослідження - транспортний літак з ТРД.

Мета роботи - інтегроване проектування і комп'ютерне моделювання транспортного літака із заданими параметрами, удосконалення технічного обслуговування шасі 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 дипломної роботи був спроектований транспортний літак, 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: тактико-технічні вимоги, льотно-технічні характеристики, злітна маса літака, питома навантаження на крило, шасі, гальмівне колесо, регламент ТЕ, технологічна карта, собівартість, прибуток, рентабельність.

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

Зміст

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ.....	8
1.1 Автоматизоване формування вигляду літака. Введення, постановка мети і завдань проектування	8
1.1.1 Розробка концепції створення проектного літака і науково-технічної програми досягнення його характеристик.....	8
1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва і експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака.....	11
1.1.3 Збір, обробка і аналіз статистичних даних. Вибір основних, відносних, початкових параметрів літака	16
1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки	21
1.1.5 Розрахунок маси літака в нульовому наближенні	22
1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розгону	25
1.1.7 Визначення і оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів	25
1.1.8 Стандартна специфікація проектного літака	28
1.1.9 Розрахунок характеристики «вантаж-дальність».....	34
1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні і масові характеристики літака	35
1.2.1 Визначення лобового опору проектного літака.....	35
1.2.2 Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака	40
1.2.3 Аналітичний вираз поляри літака	50
1.3 Інтегроване проектування і комп'ютерне моделювання проектного літака	54
1.3.1 Розробка мастер-геометрії транспортного літака	54
1.3.2 Опис літака	55
Висновок	56
2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ. УДОСКОНАЛЕННЯ ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ СИСТЕМ ШАССІ ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА.....	57
2.1 Конструкція і експлуатація шасі.....	57
2.1.1 Призначення шасі	57
2.1.2 Основні вимоги до шасі	57
2.1.3 Характеристика експлуатаційних чинників, які впливають на працездатність шасі.....	58
2.1.4 Труднощі технічного обслуговування шасі.....	60
2.1.5 Відмови шасі	66
2.2 Розробка регламенту і технології технічного обслуговування шасі транспортного літака	69
2.2.1 Регламент технічного обслуговування.....	69
2.2.2 Класифікація робіт по ТО	71
2.2.2.1 Оперативне технічне обслуговування системи шасі.....	74
2.2.2.2 Періодичне технічне обслуговування системи шасі	75
2.2.2.3 Технічне обслуговування при зберіганні.....	76
2.2.2.4 Спеціальне технічне обслуговування	77
2.2.3 Технологія обслуговування	78
2.2.3.1 Заміна агрегатів.....	78

2.2.3.2 Карта №601. Перевірка стану деталей коліс і гальм основних опор.....	79
2.2.3.3 Технологічна карта № 501. Перевірка працездатності системи гальмування коліс	80
2.2.3.4 Технологічна карта №601. Огляд системи гальмування коліс.....	81
Висновки	83
3 ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ ПС. МЕТОДИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ ПРИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ АТ. ЕКСПЛУАТАЦІЙНА ТЕХНОЛОГІЧНІСТЬ. АВІАЦІЙНА БЕЗПЕКА	84
3.1 Методи забезпечення БП при експлуатації АТ	84
3.1.1 Загальні принципи встановлення допустимих методів експлуатації агрегатів і систем літаків	85
3.2 Чинники і показники експлуатаційної технологічності	86
3.3 Забезпечення безпеки при злітно-посадкових режимах	88
3.3.1 Посадка літака.....	88
3.3.2 Правила посадки літака при бічному вітрі	88
3.3.3 Посадка літака у складних метеоумовах.....	89
3.3.4 Зліт і його характеристики	90
3.3 Висновки.....	91
4 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ. ЕКОНОМІЧНЕ ОБГРУНТУВАННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ЛІТАКА ТИПУ АН-74, ЯК ЗАСОБУ ТРАНСПОРТУВАННЯ ВАНТАЖІВ.....	92
4.1 Маркетингові дослідження ринку внутрішніх і міжнародних перевезень вантажів	92
4.1.1 .Сегментація ринку споживачів і визначення ємкості перевезень (очікувальна кількість вантажу)	92
4.1.2 Дослідження ринку авіаперевезень	93
4.2 Початкові дані для розрахунків техніко-економічних показників експлуатації ЛА	94
4.2.1 Льотно-технічні характеристики ЛА, які впливають на експлуатаційні витрати у вазовому аеропорту	94
4.2.2 Нормативні вартісні показники експлуатації	94
4.3 Розрахунок повної собівартості експлуатації літака при перевезенні комерційного вантажу на один кілометр шляху	94
4.4 Оцінка ефективності експлуатації ЛА	98
4.4.1 .Розрахунок виручки і прибутку експлуатуючої компанії ЛА, що доводиться на один тонно-кілометр.....	98
4.4.2 Рентабельність експлуатації	99
4.4.3 Розрахунок V_p , $Сткн$, B_{AK} , $П_{AK}$, Крен на рейсах Київ-Уфа	84
4.4.4 Розрахунок прибутку авіакомпанії за рік на рейсах Київ-Уфа.....	100
4.4.5 Розрахунок V_p , $Сткн$, B_{AK} , $П_{AK}$, Крен на рейсах Киев-Харьков .	84
4.4.6 .Розрахунок прибутку авіакомпанії за рік на рейсах Київ-Харків	101
Висновки	101
ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ	
ДОДАТОК 1	
ДОДАТОК 2	
ДОДАТОК 3	

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака. Введення, 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 багатоцільовий літак, який є суцільнометалевим високопланом з Т-подібним оперенням.

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-силової 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, необхідність заміни застаріваючого парку, зміну структури ринку авіаційних перевезень створюють потреба в розробці нових типів літаків. Внутрішній ринок цивільної авіаційної техніки країн СНД знаходиться в затяжній кризі. Авіаційні компанії вважають за краще максимально використати застарілу, але перевірену радянську техніку, що не вимагає значних вкладень. Головна причина ситуації, що склалася, полягає у відсутності у регіональних авіакомпаній фінансових коштів для закупівель нової техніки і у відсутності можливостей отримання таких коштів з використанням різних форм кредитування. 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 придбавати його навіть дрібним авіаперевізникам.

Метою даного підрозділу є розробка концепції транспортного літака, який доповнює наявні типи вітчизняної 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 ремонтопридатності.

Літак, що розробляється, повинен перевершувати існуючі аналоги за льотно-технічними, 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/пасс.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.

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 :

(а) Визначаються шляхом випробувань;

(b) Відповідають затвердженим технічним умовам, що гарантують міцність і інші властивості, прийняті в розрахункових даних;

(с) 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 $1.2V_{\text{ппп}}$ 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_c , L_p , $n_{эк}$, $V_{крейс}$, $N_{крейс}$, $V_{y_{H=0}}$, $N_{пот}$ обчислюються як середнє арифметичне даних статистичної таблиці.

За даними статистики таблиці заповнюємо таблицю 1.1, де значення, χ η \bar{C} $\bar{S}_{эл}$ λ_{ϕ} , ДФ, LФ 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 з	$\bar{S}_{эл}$	λ_{ϕ}	ДФ, м	LФ, м
8,5	19°	3,24	0,12	0,25	25/5 0	0,07 64	7,42	3,76 6	27
$\bar{S}_{го}$	\bar{S}_y	$\lambda_{го}$	λ_y	$\chi_{го}$	χ_y	$\bar{C}_{го}$	\bar{C}_y	$\eta_{го}$	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 проєктованому літаку і що мають близькі льотно-технічні характеристики і умови експлуатації. Ці дані внесені в статистичну таблицю 1.2

1. АН- 72(СРСР), 1971 р., АН- 74(СРСР), 1985 р.

Літак проєктувався 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.

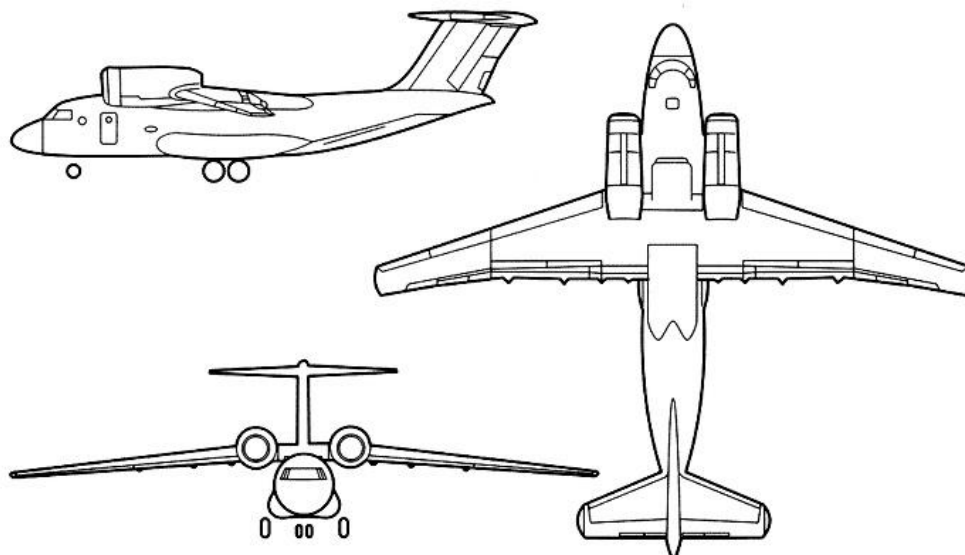


Рисунок 1.1 - Літак Ан- 72/Ан- 74

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;

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.

Літак за класичною схемою високоплана 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.

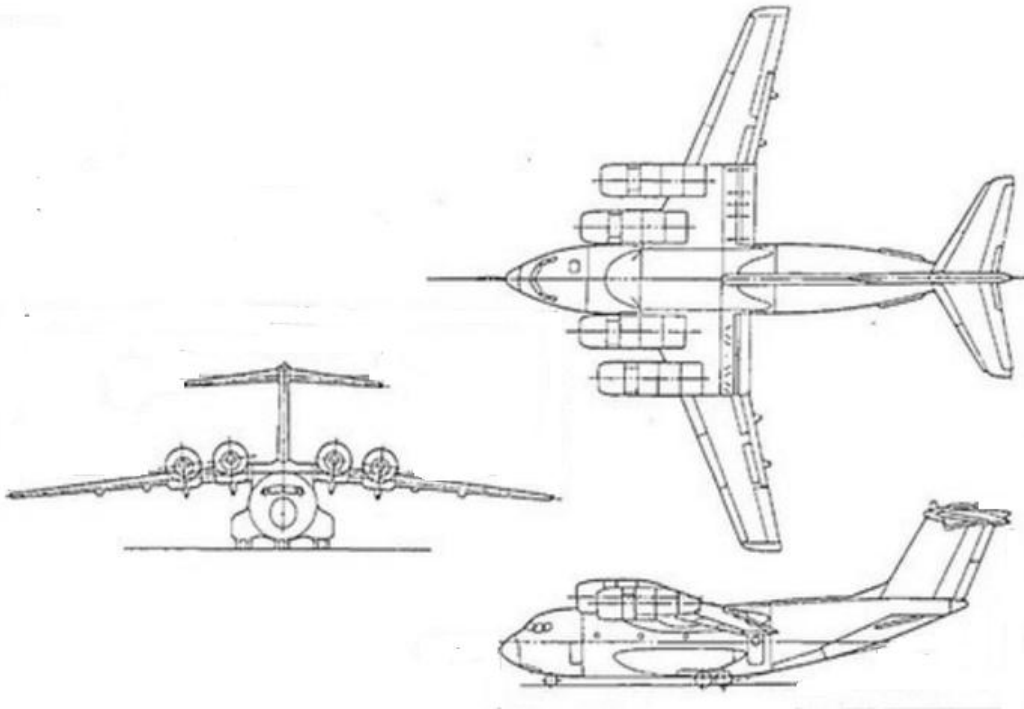


Рисунок 1.2 - Літак NAL QSTOL

3. Бритіш Аероспейс ВАе - 146СТА

Літак є транспортною модифікацією близькомагістрального пасажирського літака ВАе - 146 серій 300. За компоновальною 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 двоциліндричних 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 осової лінії фюзеляжу. Двигуни літака розташовані під крилом на пілонах.

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.

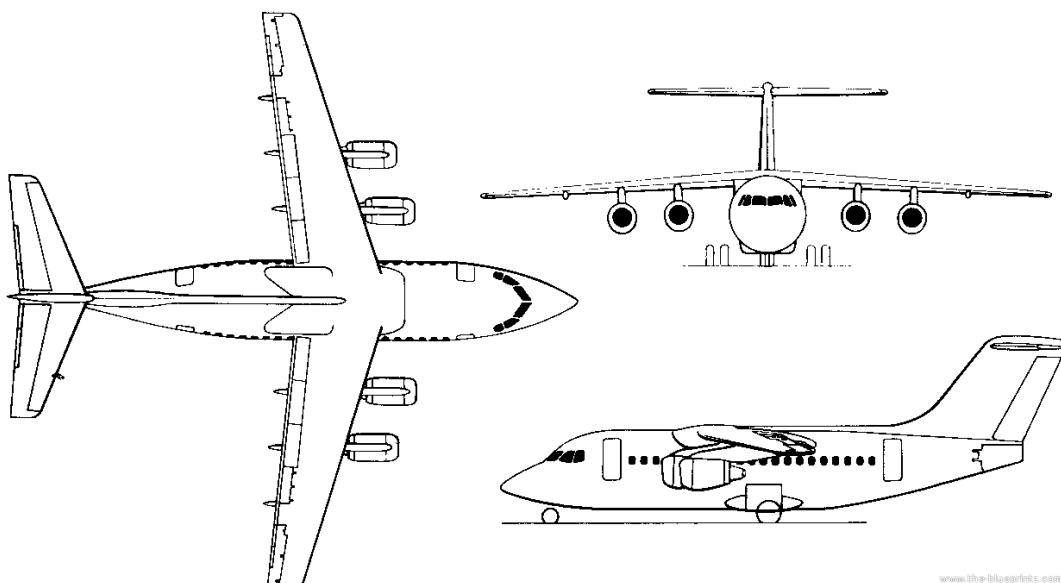


Рисунок 1.3 - Літак ВАе - 146СТА

4. С-1, Японія, 1974 р.

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

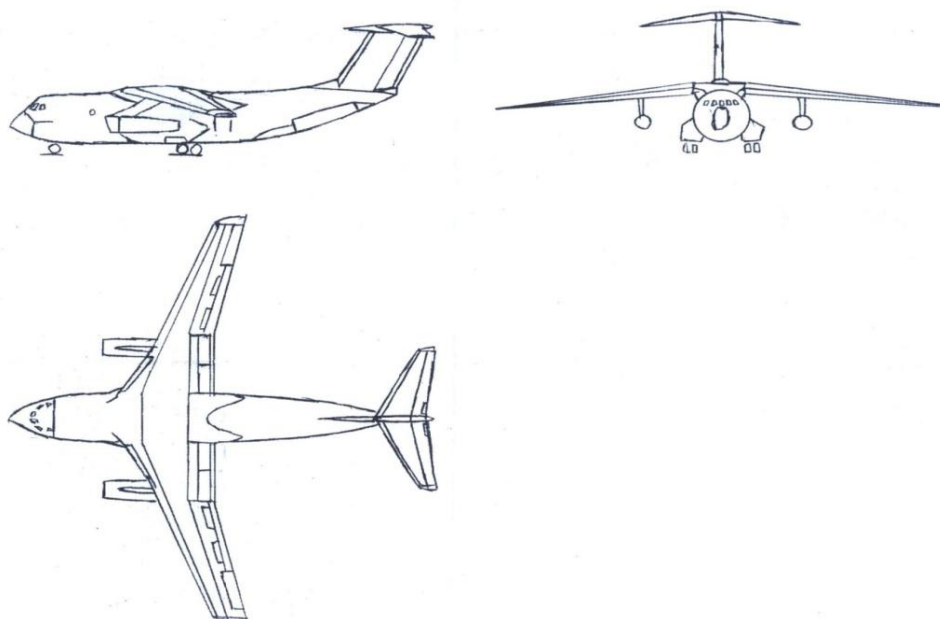


Рисунок 1.4 - Літак С- 1

Таблиця 1.2 - Статистична таблиця

	Найменування літака	Ан- 74	Ан- 72	NAL QSTOL	BAe - 146STA	С - 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

	Нкрейс, км	10	9,5	10,7	6,5	7,1
	Vвзл, км/год	175	165	180	180	185
	L(мг _{max}), км	2917	3800	3200	3096	3300
	L(мгр _{max}), км	1822	1324	1120	2522	1000
	Lразб, км	0,300	0,350	0,59	1,219	0,720
	Lпроб, км	0,250	0,300	0,495	1,067	0,600
Масові дані	m0 _{max} , кг	36850	34500	39000	42185	45000
	mпос, кг	33000	32000	39600	33153	34125
	mпуст, кг	19950	18650	18645	33153	20152
	mгр, кг	10550	9500	10530	8500	8910
	Nпас, чел	3	3	3	2-4	3
	mt, кг	13300	10500	9000	7800	9362

Продовження таблиці.1.2

Геометричні дані	S, м2	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	8,6	9	7,2	8,97	7,8
	η	3,1	3,25	3,75	3	3,1
	Lф, м	24,5	26,07	22	26,5	31,1
	Dф, м	3,75	3,75	4,2	3,33	3,8
	$\lambda_{\text{ф}}$, м	8,6	9	7,2	8,97	7,8
	Sф, м2	98,62	113	92	76,58	120,5
	Σ SMИД, м2	9,313	9,313	11,084	10,3	11,2
	Sго. _{отн}	0,415	0,4	0,27	0,26	0,37
Дані силової вуст.	Число і тип двигуна	2ТРДД	2 ТРДД	2ТРДД	4ТРДД	2ТРДД
	p0, л.с.	6500	6370	3200	3130	6580
	мдв, кг	1211	1211	650	589	1190

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.

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 керуваність, 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 нульовому наближенні

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 $m_k = f1(m_0, \text{параметри крила})$ - маса конструкції; $m_{cy} = f2(m_0, \text{параметри силової установки})$ - маса силової установки; $m_{уст.упр} = f3(m_0, \text{параметри устаткування управління і усього літака})$ - маса устаткування і управління;

$m_{\Pi} = f4(m_0, V, L, H, cP, K = cy / cx, \text{режим польоту})$ - маса палива;

$m_{кн} = const$ - задане корисне навантаження; $m_{ек} = const$ - 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 $m_k, m_{cy}, m_{\Pi}, m_{уст.упр}$, розділимо обидві частини(1.1) на m_0 :

$$1 = \bar{m}_k + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{уст.упр} + \frac{m_{кн} + m_{ек}}{m_0} \quad (1.2)$$

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

$$m_0 = \frac{m_c + m_{ек}}{1 - (\bar{m}_k + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_{\Pi} + \bar{m}_{об})}, \quad (1.3)$$

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].

$$m_0 = \frac{9000+240}{1-(0.28+0.1+0.311+0.1)} = 44210 \quad (\text{кг})$$

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

$$\overline{m_{KP}} = 0,396; \quad \overline{m_{\Phi}} = 0,351; \quad \overline{m_{OP}} = 0,081; \quad \overline{m_{Ш}} = 0,184;$$

$$\overline{m_K} = \overline{m_K} * \overline{m_0} = 0,28 * 44210 = 12378 \quad (\text{кг});$$

$$\overline{m_{KP}} = \overline{m_K} * \overline{m_{KP}} = 10012 * 0,397 = 3965,06 \quad (\text{кг});$$

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

$$\overline{m_{OP}} = \overline{m_K} * \overline{m_{OP}} = 10012 * 0,081 = 811,0368 \quad (\text{кг});$$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Координата САХ по осі ОХ

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Координата C_{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 C_{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 $b_0^{AI} = \frac{S_{AI}}{L_{AI}} \cdot \frac{2\eta_{AI}}{\eta_{AI} + 1} = \frac{223,775 \cdot 2 \cdot 1,1}{5,555951776 \cdot (1,1 + 1)} = 4,480 \text{ (м)};$

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:

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

Координата C_{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 C_{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 $b = 0,35 \cdot L_{\phi} = 0,35 \cdot 27,94 = 9,779 \text{ (м)}$

винесення передньої опори $a = b - e = 9,779 - 0,8312 = 8,9478(\epsilon) = 1,09 * b$,
розмір колії вибираємо рівним $B = 4,8$ (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 тягоозброєнність:

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

Визначимо потрібну тягу одного двигуна по формулі:

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

Підбираємо двигун Д- 36 серія 3А: $P_0 = 6500$ даН; $C_p = 0,35$ кг/ (даН*ч); $G_v = 400$ кг/з; $y = 5,6$; $\text{пторб} = 22$; $D_{\text{вх}} = 1600$ мм; $D_{\text{дв}} = 1810$ мм; $m_{\text{дв}} = 1150$ кг; $\gamma_{\text{дв}} = 0,171$ кг/даН.

Перевіряємо виконання вимоги по заданій довжині розгону :

$$L_{\text{разб}} = \frac{0,832 \cdot \delta_{\text{івд}}}{\tilde{N}_{y \text{ івд}} \left[\xi_{\text{дв}} \frac{\sum D_{0 \text{ дві}}}{G_{0 \text{ min}}} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{k_{\text{івд}}} + 2f \right) \right]} =$$

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

Оскільки $L_{\text{разб}}_{\text{расч}} \leq L_{\text{разб}}_{\text{зад}}$, 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 :

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

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 (малюнок 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 мал. 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.

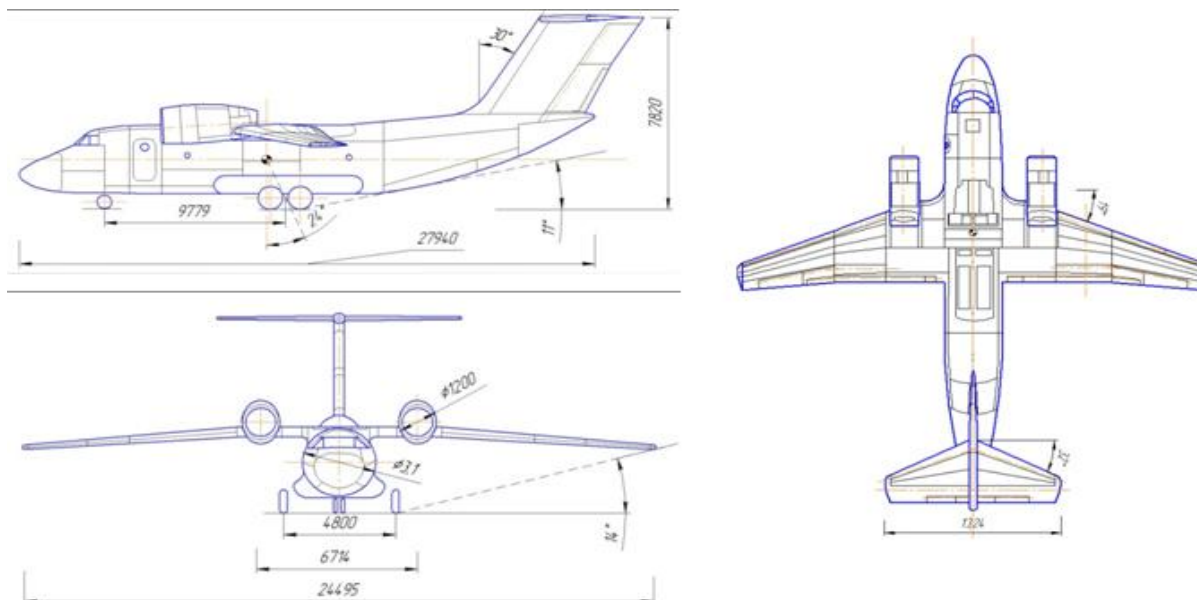


Рисунок 1.5 - Схема літака в трьох проекціях

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 73,1 м²

Розмах 24,93 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 напряму 4,42 м²

Фюзеляж

Довжина 27,9 м

Максимальний діаметр 3,100 м

Загальний об'єм вантажної кабіни 91,5 м³

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 (Н=0, число М=0)

6500 кгс (63,7 кН)

Злітний режим (Н=0, число М=0) :

- тяга

6500 кгс (63,7 кН)

- питома витрата палива не більше

0,35 кг/кгс·г

Надзвичайний режим (Н=0, число М=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 1660 кгс (16,6 кН)

- питома витрата палива 0,63 кг/кгс·г

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

- тяга 5000 кгс (49 кН)

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

- тяга не більше 400 кгс (3,9 кН)

Суха 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° C
- на висоті 3600 м - 60 ... + 20° C

- при посадці:

- на рівні моря - 50 ... + 45° C
- на висоті 3600 м - 60 ... + 20° C

- при польоті по маршруту:

- на рівні моря - 50 ... + 35° C
- на висоті 10100 м - 70 ... + 30° C

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.

$$L = \frac{KV_{\text{крейс}}}{C_r} \ln \frac{1}{1 - m_{\text{т отн}}}$$

де C_r – витрата палива; K – аеродинамічна якість; $V_{\text{крейс}}$ – крейсерська швидкість польоту; $m_{\text{т отн}}$ – відносна маса палива.

Таким чином, система рівнянь :

$$\begin{cases} m_{\text{кн.}} = m_0 - m_{\text{пс}} - m_{\text{т}} \\ L = \frac{KV_{\text{крейс}}}{C_r} \ln \frac{1}{1 - m_{\text{т отн}}} \end{cases}$$

Таблиця 1.4 - Розрахунок характеристики вантаж-дальність

№точки	$m_{\text{кн.}}$	m_0	$m_{\text{п.с.}}$	$m_{\text{т}}$	$m_{\text{т}}(\text{від})$	$L(\text{км})$	K	$V_{\text{кр}}$	C_r	\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.

$m_{\text{кн}}$ (кг)

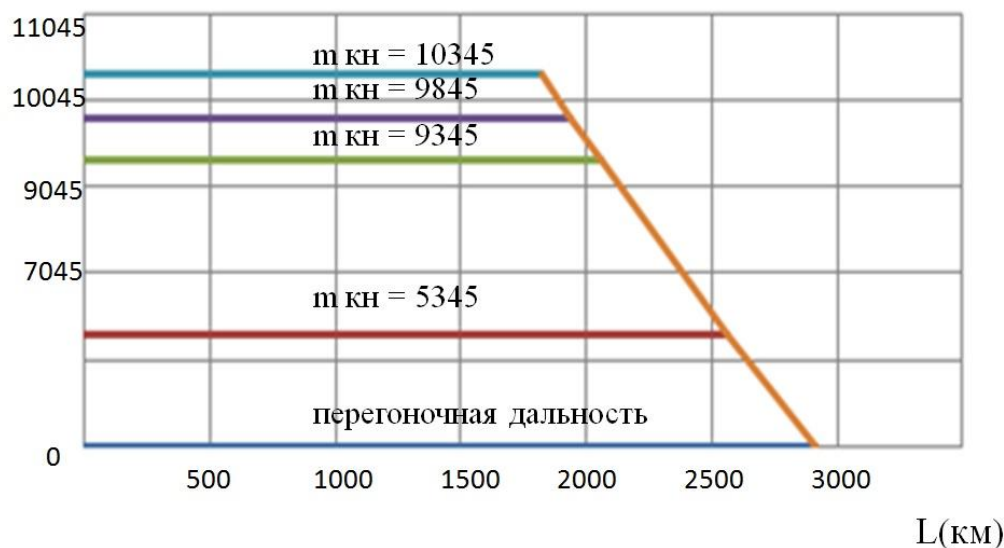


Рисунок 1.6 - Характеристика «вантаж - дальність»

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

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:

$$C_{x_p} = C_{x_{p\delta}} \cdot \bar{S}_{i\delta} + k_T^* \cdot C_{x_{p\epsilon}} \cdot \bar{S}_\epsilon + k_T \cdot C_{x_{p\alpha i}} \cdot \bar{S}_{\alpha i} + C_{x_{p\alpha i}} \cdot \bar{S}_{\alpha i} + n \cdot k_{\alpha\alpha} \cdot C_{x_{\delta\alpha\alpha}} \cdot \bar{S}_{\alpha\alpha} + \\ + k_T^* \cdot \Delta C_{x_{p\epsilon(\delta)}} \cdot \bar{S}_\epsilon + k_T \cdot \Delta C_{x_{p\alpha i(\delta)}} \cdot \bar{S}_{\alpha i},$$

тут $C_{x_{рф}}$, $C_{x_{рк}}$, $C_{x_{рз.о}}$, $C_{x_{рв.о}}$, $C_{x_{рз.д}}$ - коефіцієнти профільного опору ізолюваного фюзеляжу, крила, горизонтального оперення, вертикального оперення, гондоли двигуна; $\Delta C_{x_{рк(\phi)}}$ і $\Delta C_{x_{рз.о(\phi)}}$ - коефіцієнти додаткового профільного опору, обумовленого інтерференцією крила і горизонтального оперення з фюзеляжем; $k_{з.д}$ - коефіцієнт інтерференції гондоли двигуна з фюзеляжем або крилом; n - кількість гондол; k_T^* і k_T - коефіцієнти гальмування потоку перед крилом і горизонтальним оперенням;

$\bar{S}_{м.ф}$, $\bar{S}_к$, $\bar{S}_{з.о}$, $\bar{S}_{в.о}$, $\bar{S}_{з.д}$ - стосунки площ міделя фюзеляжу, ізолюваного 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:

$$C_{x_{рф}} = C_{x_{рм.с}} + \Sigma \Delta C_{x_{рф}}.$$

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

$$C_{x_{рм.с}} = C_f \cdot \eta_\lambda \cdot \eta_m \cdot (F_{бок} / S_{м.ф}),$$

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.

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

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

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

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

Орієнтовно положення точки переходу можна визначити по формулі:

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

фюзеляжу.

Скошена або відігнута кормова частина призводить до виникнення додаткового опору:

$\Delta C_{x_{pf}} = \frac{a}{\sqrt{C_{x_{pm.a}}}} \cdot tg^{3/2}(0,5 \cdot \beta^{\circ}_{xв.ч})$, де $\beta^{\circ}_{xв.ч}$ - кут відхилення кормової частини по відношенню до осі фюзеляжу; $a = 0,04$.

Вплив ліхтаря кабіни екіпажа оцінюється таким значенням: $\Delta C_{x_{pf}} = 0,038/\sqrt{\lambda_{\phi}}$.

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

Розрахувати профільний опір гондоли двигуна можна по формулі:

$$C_{x_{pz.d}} = C_{x_{pm.s.z.d}} + \Sigma \Delta C_{x_{pz.d}}, \quad C_{x_{pm.s.z.d}} = C_f \cdot \eta_{\lambda} \cdot \eta_m \cdot (F_{z.d}/S_{z.d}).$$

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 $\lambda_{z.d} = l_{z.d}/d_{z.d}$.

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

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

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:

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

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

швидкості набігаючого потоку перед :

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

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

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

$\bar{c} = (\bar{c}_{\sigma} \cdot b_{\sigma} + \bar{c}_{\kappa} \cdot b_{\kappa}) / 2 \cdot b_{cp}$, де \bar{c}_{σ} і \bar{c}_{κ} - 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 :

$$\bar{x}_T = \bar{x}_T^0 \cdot k_{\chi} \cdot k_m; \quad \bar{x}_T^0 = \frac{\bar{c} \cdot \bar{x}_c}{\bar{c} + 0,02} + \frac{0,95}{10^{-6} \cdot Re + 2,4}; \quad k_m = 1 + 0,35 \cdot \sqrt{M}; \quad k_{\chi} = (1 - 0,6 \cdot \sin^2 \chi_{n,\kappa}) \cdot \cos^2 \chi_{n,\kappa}.$$

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, необуреним 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, приведену 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:

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

де $k_{\text{инт}} = 0,075$ - 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 гондoli 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 гондoli двигуна вгору(вниз) від хорди крила до діаметру гондoli; $\bar{x}_{z.o} = x_{z.o}/l_{z.o}$ - відношення зміщення гондoli уздовж хорди крила до довжини гондoli.

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 Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака

Розрахунок поляр і аеродинамічної якості в злітній, посадочній і крейсерській конфігураціях літака

Початкові дані

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

№ альфа c_{ya}

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}	К
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

Таблиця 1.6 - Поляри в злітній і посадочній конфігураціях

№	альфа	Злітна поляра			Посадочна поляра		
		суа_В	сха_В	Ка_В	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 Н.Е. Жуковського

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

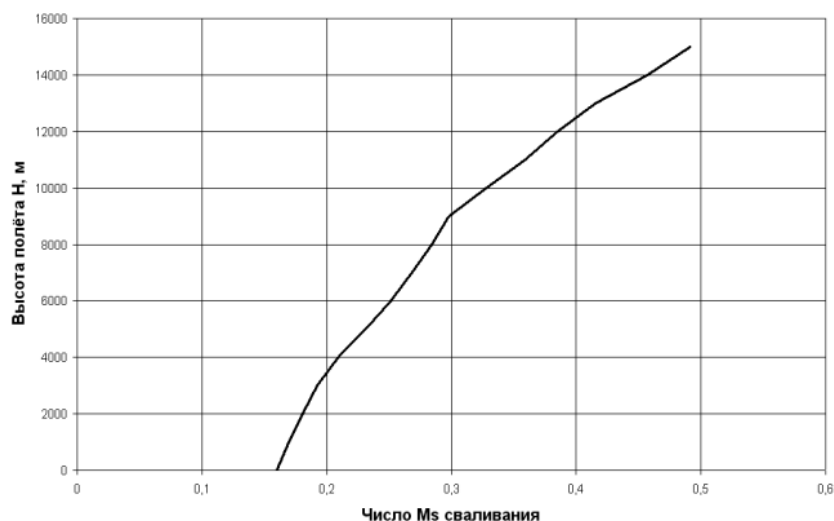
Задаємося рядом значень висоти польоту, наприклад, Н=0, 4000, 8000, 12000 м. Для кожної висоти виписуємо з таблиці СА значення швидкості звуку a_H і атмосферного тиску p_H . Розраховуємо числа M_s звалювання:

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

Таблиця 1.7 - Звалювання на критичному вугіллі атаки

Н, м	Ms	Суа_max	Сха_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 :

$$P_G = X_{a\Gamma}(H, M).$$

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 :

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

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 $c_{ya\Gamma} > c_{ya\Gamma \max}$ 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 пМ

H, м/пМ	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

H, м/пМ	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 $C_{ya \Gamma}$

$H, \text{ м/нМ}$	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 $P_{потр. \Gamma} : P_{потр. \Gamma} = X_{a \Gamma} = \frac{m \cdot g}{K} = \frac{m \cdot g \cdot C_{xa \Gamma}}{C_{ya \Gamma}}$, Н.

Таблиця 1.11 - Потрібна сила тяги, кН

$H, \text{ м}$	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

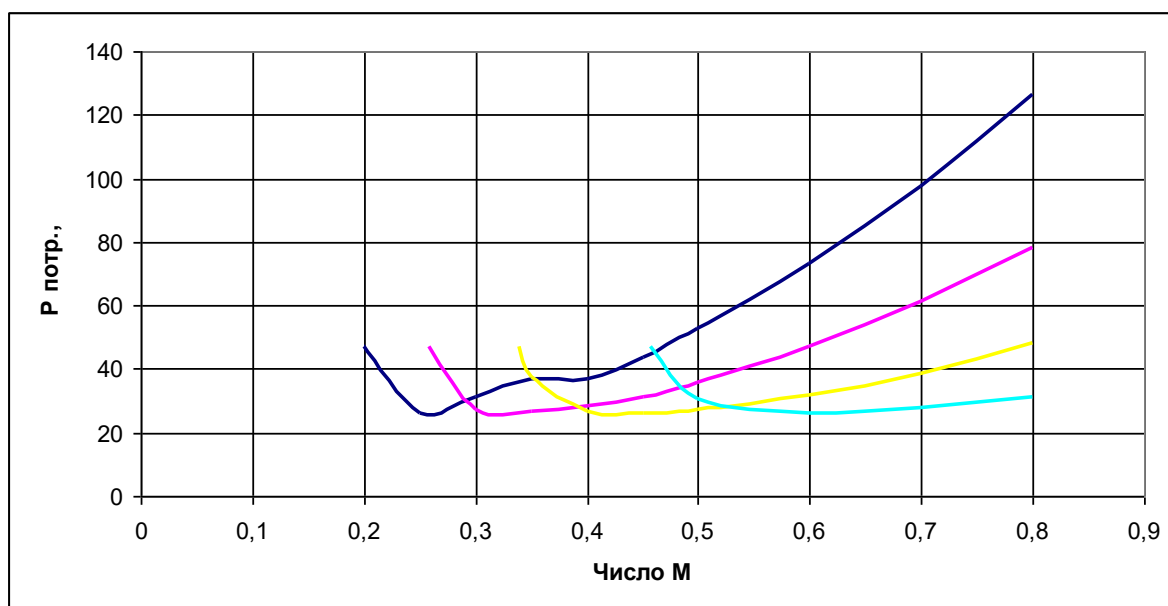


Рисунок 1.8 - Потрібна тяга для висот $H=0, 4, 8$ і 12 км(зліва направо)

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 M_S . 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

Н, 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

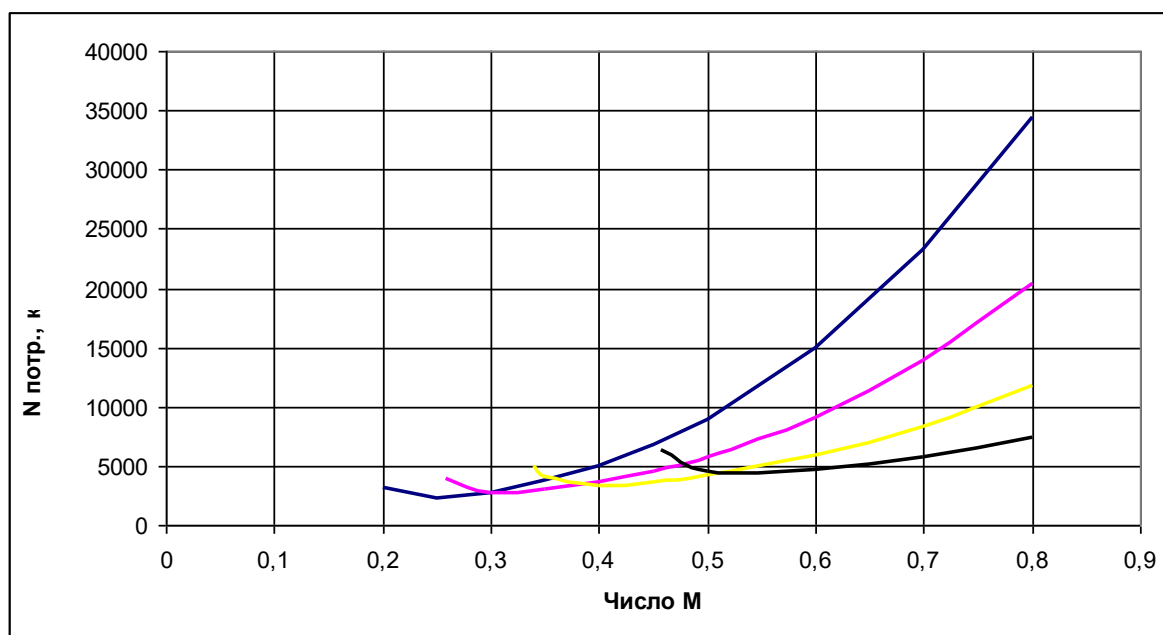


Рисунок 1.9 - Потрібні потужності для висот Н=0, 4, 8 і 12 км(зліва направо)

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

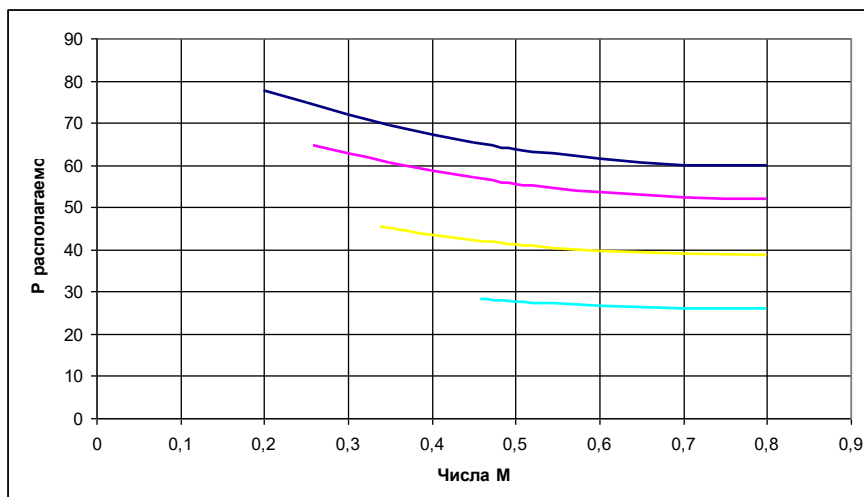
Таблиця 1.15 - Коефіцієнт тяги, що розташовується

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

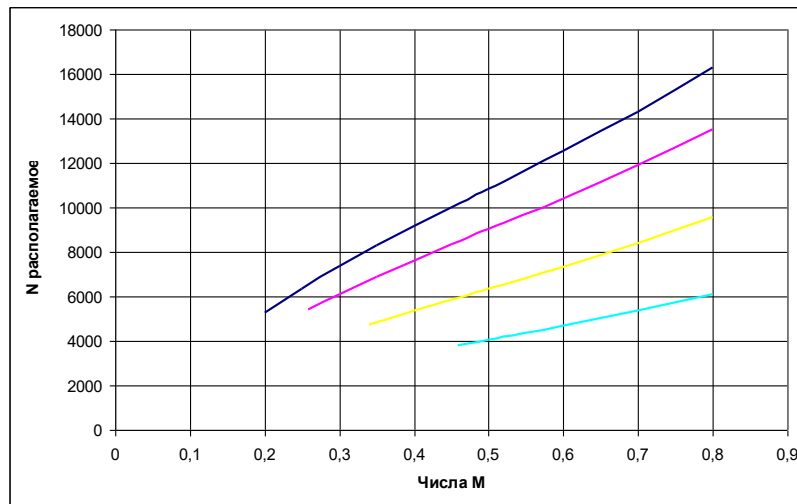


Рисунок 1.11 - потужності, що Розташовуються, для висот Н=0, 4, 8 і 12 км

1.2.3 Аналітичне вираження поляри літака

Поляра літака в польотній конфігурації

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 немінуча. 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} отримаємо 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 поляри 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; отримаємо

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 $\lambda_{\text{эфф}}$ 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:

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

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 полярної дозвукового літака :

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

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

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

Побудова наближеною злітною і посадочною поляр

При розрахунках злітно-посадочних характеристик літака потрібні його полярні, побудовані з урахуванням випуску шасі, механізації крила, гальмівних пристроїв і так далі. Для побудови таких поляр 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 полярну і залежність $c_{ya} = f(\alpha)$ для польотної конфігурації з малими дозвуковими числами M .

Вважатимемо, що випуск шасі впливає тільки на величину опору, збільшуючи коефіцієнт лобового опору на $\Delta c_{xш}$. 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, полярні на злеті і посадці можна отримати зрушенням початкової полярної для польотної конфігурації управо на $\Delta c_{xa} = \Delta c_{xш} + \Delta c_{y\text{мех}}$ і вгору на $\Delta c_{y\text{мех}}$. Розрахунок полярної в злітній конфігурації для кожної i - 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 полярна літака в посадочній конфігурації:

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

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

Поляри літака в польотній, злітній і посадочній конфігураціях представлені в таблицях 1.5, 1.6 і на рис.1.12, 1.13.

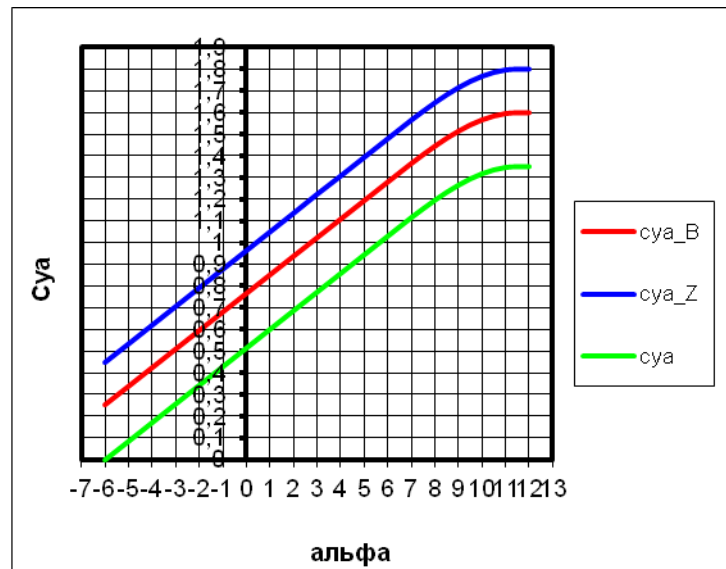


Рисунок 1.13 - Залежність C_{ya} від кута атаки в злітній, польотній і посадочній конфігураціях

1.3 Інтегроване проектування і комп'ютерне моделювання проектного літака

1.3.1 Розробка мастер - геометрії транспортного літака

Увесь процес моделювання здійснюватимемо в системі Unigraphics.

Unigraphics - це інтерактивна система автоматизації проектування і виготовлення. Це тривимірна система, яка дозволяє ідеально відтворити майже будь-яку геометричну форму, оперуючи числами з подвоєною точністю [10].

Система Unigraphics має модульну структуру. Процес моделювання здійснюватимемо за допомогою модуля Modeling.

Крило будується за допомогою команди Ruled (побудова лінійчастих поверхонь). Перед цим необхідно побудувати криві, що описують кінцевий і кореневий переріз крила, а також перерізу в місцях зламу крила. Після цього будуються законцовці крила.

Принцип створення хвостового оперення такий же як і принцип створення крила.

Фюзеляж будується за допомогою команди Section Body(побудова поверхонь другого порядку) по сегментах. Для цього необхідно побудувати усі криві, повністю визначальні усі сегменти фюзеляжу.

У місцях з'єднання крила з фюзеляжем будуються залисина, що зменшують опір інтерференції. Ці залисина повинні плавно сполучатися з крилом і фюзеляжем.

У місцях розміщення шасі будуються обтічники шасі, які теж повинні плавно сполучатися з фюзеляжем.

Майстер-геометрія проектного літака представлена на мал. 1.14.

1.3.2 Опис літака

Проектований літак розрахований на перевезення до 10000 кг на дальність до 5000 км.

У конструкції літака широко використані нові конструкційні матеріали і технологічні процеси, що забезпечило високу вагову віддачу літака.

Літак виконаний за схемою високоплану з двома двигунами турбовентиляторів Д-36 сер. 4А злітною тягою по 6500 кгс(63.7 кН) кожен, встановленими над крилом, хвостове оперення - Т-подібне.

Установка двигунів над верхньою поверхнею крила з великим винесенням вперед, практично виключає попадання в двигуни сторонніх предметів з поверхні злітно-посадочної смуги(ЗПС) при зльоті і посадці, підвищує підйомну силу крила завдяки обдуванню його верхньої поверхні і внутрішніх закрилків струменями двигунів і знижує рівень шуму на місцевості внаслідок екранування крилом реактивних струменів двигунів.

Вантаження і розвантаження вантажів в контейнерах і спакетованих на піддонах може здійснюватися з естакади за допомогою верхнього бортового навантажувального пристрою. За допомогою верхнього бортового навантажувального пристрою також робиться вантаження і розвантаження нестандартних вантажів масою до 2500 кг(24,5 кН). Вантаження і розвантаження самохідної техніки робиться своїм ходом, а несамохідної колісної техніки - за допомогою тягача і тросового пристрою.

Велика тяговоозброєність, наявність на літаку допоміжної силової установки(ВСУ) для автономного запуску двигунів і бортових засобів механізації навантажувально-розвантажувальних робіт, високе розташування двигунів і конструкція шасі з пневматиками низького тиску забезпечують автономну експлуатацію літака як з аеродромів з штучним покриттям(ІВПП), так і з ґрунтових, галечних, льодових і засніжених(ГВП, льодова ЗПС) аеродромів з міцністю покриття ЗПС 7,5 кгс/см²(736 кПа) і вище.

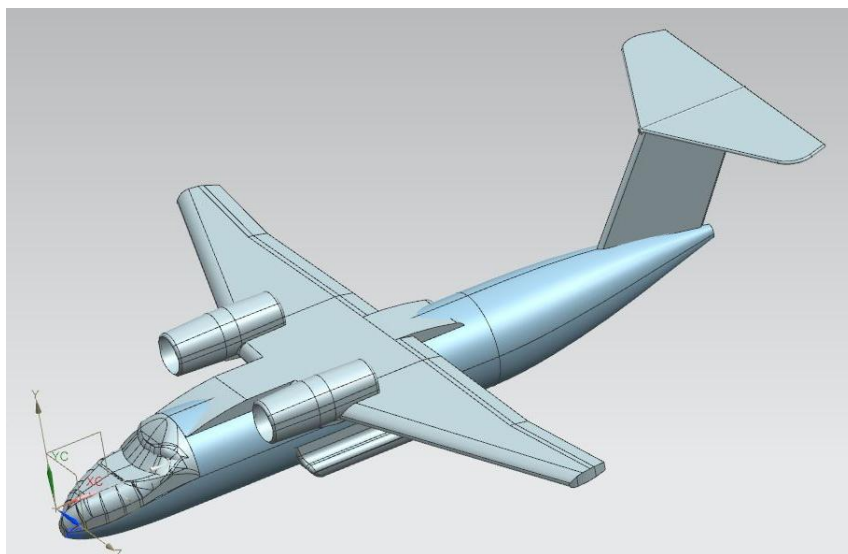


Рисунок 1.14 - Майстер-геометрія проектованого літака

Висновки

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. 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.

2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ. РОЗРОБКА РЕГЛАМЕНТУ І ТЕХНОЛОГІЇ ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ШАСІ ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА

2.1 Конструкція і експлуатація шасі

2.1.1 Призначення шасі

Шасі служить для розгону перед зльотом, для пересування літака по землі, для пробігу після посадки і при пересуванні по аеродрому. Шасі сприймає також навантаження, що діють на літак під час посадки і пересування по землі. Відповідно до цього шасі повинно мати пристрої, які будуть пом'якшувати удари, що виникають при посадці внаслідок наявності вертикальної швидкості зниження і при пробігу або розгоні по нерівній поверхні. При ударі літака об землю вертикальна швидкість зниження його зменшується до нуля за короткий проміжок часу, що супроводжується появою значних прискорень і інерційних сил. Шасі літака забезпечене пневматиками коліс і амортизаторами, що збільшують час гасіння вертикальної швидкості, що зменшують прискорення і сили, що діють на шасі. [З с.64]

2.1.2 Основні вимоги до шасі

Окрім загальних до усіх агрегатів вимог включають і ряд специфічних вимог. Шасі літака повинне забезпечувати в очікуваних умовах експлуатації (маються на увазі клас аеродрому, розміри і стан ЗПС, погодні умови і так далі) : - стійкість і керованість літака при розгоні, пробігу, рулюванні, маневруванні і буксируванні; - необхідні значення характеристик стійкості і керованості літака при його русі по аеродрому досягаються багато в чому вибором схеми і параметрів шасі, характеристик амортизаційної і гальмівної систем; - амортизацію динамічних навантажень, що виникають при посадці і рулюванні. Амортизаційна система - пневматики коліс (якщо опорні елементи - колеса) і амортизатори мають бути розраховані на поглинання усієї нормованої енергії удару при посадці, щоб зусилля в елементах конструкції літака не перевищили розрахункових. Ця енергія має бути розсіяна амортизацією; - можливість розворотів літака на 180 на ЗПС аеродромів заданого класу (певної ширини). Це досягається передусім використанням керованих опорних елементів, ефективністю гальмівних пристроїв, достатньою для енергійного розвороту літака, і використанням тяги двигунів, а також вибором параметрів шасі, типу, числа і розташування опорних елементів; - відповідність опорних елементів призначенню, умовам експлуатації і ваговим характеристикам літака. Це досягається вибором типу і значень параметрів опорних елементів. З їх допомогою повинна забезпечуватися можливість зміни в широкому діапазоні коефіцієнта опору руху для здійснення страгивання літака з місця на тязі власних двигунів, розгону з прискоренням при зльоті і пробігу з уповільненням при посадці. Усе це в межах певної довжини ЗПС, допустимого навантаження на її поверхню і глибини колії. Значення параметрів опорних елементів повинні визначатися з урахуванням забезпечення зльоту літака з максимальною для нього масою і посадки з максимальною дозволеною масою; - надійну фіксацію опор і стулок шасі у випущеному і прибраному положеннях. Має бути унеможливлена

мимовільного випадання шасі у польоті і складання його на землі. Для цього крани прибирання і випуску шасі повинні мати блокування. Випуск і прибирання шасі повинні робитися за можливо менший час(не більше 10...12 с). Шасі літака повинне мати можливо менші габарити(менший лобовий опір), особливо в прибраному положенні; забезпечувати літаку необхідний посадочний(а для деяких схем шасі і злітних) кут; полегшувати вантаження і розвантаження вантажних літаків зміною висоти опор; мати високу довговічність(20-30тис. посадок) і хороші підходи для огляду і ремонтів. [2 с.97]

2.1.3 Характеристика експлуатаційних чинників, які впливають на працездатність шасі

В процесі експлуатації ВС шасі підпадає під вплив наступних чинників :

1. Навантаження на шасі - це сили і моменти, які діють на шасі при приземленні ВС, його русі по аеродрому і на стоянці. Величина сил і їх напрям залежать від вертикальної швидкості приземлення, посадочної швидкості, посадочної маси, кута крену і кутової швидкості кренення, кута ковзання і кутової швидкості рискання, кута атаки і кутової швидкості тангажа, якості виконання посадки, характеру руху ВС, міри нерівностей аеродрому і жорсткості амортизації. При посадці на нерівному аеродромі, при приземленні з не розкрученими колесами, при гальмуванні коліс на шасі діють, окрім вертикальних, горизонтальні сили, спрямовані проти руху ВС. При посадці зі зносом або розвороті під час рулювання на колеса діють бічні горизонтальні сили.

2. Кліматичні умови: вологість, сніг, вітер, сонячна радіація, висока і низька температури навколишнього повітря. Ці чинники викликають корозію, руйнування лакофарбного покриття, старіння покришок, зниження їх еластичності при низьких температурах, примерзання покришок до ґрунту і їх ушкодження при різкому зрушенні ВС з місця.

3. Умови довкілля : пил, стан злітно-посадочних смуг(ЗПС), рульових доріжок(РД) і стоянок. Пил, потрапляючи в підшипники і шарнірні з'єднання, погіршує тертя, підвищує знос. Попадання твердих часток ґрунту на шасі призводить до появи вм'ятин, подряпин, порізів покришок і так далі. Нерівності на аеродромі при рулюванні, розгоні і пробігу ВС викликають вигин елементів конструкції шасі від горизонтальних сил. Повторно - змінні динамічні навантаження можуть привести до появи тріщин на стойках, підкосах, амортизаторах, осях і підшипниках. Паливно-мастильні матеріали, кислоти, потрапляючи на пневматики, призводять до зниження їх прочностних характеристик.

4. Умови льотної експлуатації і технічного обслуговування. При неправильній посадці ВС(груба посадка, посадка зі зносом) збільшуються навантаження на шасі, які можуть привести до руйнування пневматиків і інших елементів конструкції шасі. Нерозрахунковий режим гальмування(перевищення швидкості початку гальмування, перевищення посадочної маси, аварійне гальмування) призводить до інтенсивного зносу гальмівних дисків. Підвищення температури корпусів коліс вище допустимою призводить до руйнування пневматиків. Неякісне технічне обслуговування шасі(виконання дефектації не в повному об'ємі, заповнення шарнірних з'єднань, підшипників коліс забрудненим мастилом і так далі) може привести до інтенсивного зносу пар тертя, а також до руйнування елементів конструкції шасі.

5. Умови зберігання. При тривалому зберіганні ВС на покриттях пневматиків від впливу сонячної радіації з'являється сітка тріщин, яка призводить до старіння гуми, зниженню механічних властивостей пневматиків і при подальшій експлуатації ВС може привести до їх руйнування.

Кожен з перерахованих чинників визначається межею зміни ряду параметрів, які впливають на навантаження шасі при посадці літака. Так, наприклад, величина посадочної швидкості залежить від аеродинамічних характеристик, посадочної маси, ефективності засобів механізації крила, умов посадки, індивідуальних особливостей пілотування літака при посадці та ін. Для кожного літака, залежно від зміни перерахованих параметрів, розкид величини посадочної швидкості, який трохи вище мінімально допустимою, може складати 20-30 % від рекомендованої.

Величина вертикальної швидкості при посадці літака також залежить від характеристик літака на посадці, метеорологічних умов, ухилу ЗПС і інших чинників. При посадці в складних метеоумовах величина вертикальної швидкості може збільшитися приблизно в два рази в порівнянні з посадкою за умов хорошої видимості. Зрештою усі вищеперелічені чинники визначають величини перевантажень, які впливають на шасі літака при його посадці.

Істотно впливає на надійність шасі швидкість рулювання. Зміна швидкості рулювання, наприклад, з 25 км/год до 55 км/год призводить до збільшення напруги від втоми в 1,5-2,5 рази. Після збільшення швидкості рулювання більше 55 км/год відбувається значне зниження навантаженості шасі (розвантаження відбувається за рахунок збільшення підйомної сили).

Найбільше навантаження шасі сприймає при поглинанні кінетичної енергії за рахунок вертикальної складової швидкості при грубій посадці. При цьому вертикальна швидкість досягає величини 2-4 м/с. Окрім вертикального навантаження на шасі можуть діяти: бічний удар (при посадці зі зносом); бічні зусилля, які створюють моменти (при різкому розвороті), що вигинають; горизонтальні сили (при посадці, пересуванню по нерівному аеродрому, при гальмуванні). [6]

2.1.4 Труднощі технічного обслуговування шасі.

Обслуговування по технічному стану авіаційної техніки пов'язане з проведенням комплексу діагностичних заходів по виявленню дефектів методами неруйнівного контролю. Найбільшою труднощію є діагноз стану структури і властивостей матеріалів використовуваних для виготовлення елементів шасі. Встановлено, що зміни структури і властивостей металевих матеріалів, у тому числі використовуваних для виготовлення елементів конструкцій авіаційної техніки, що виникають при обдуванні дозвуковими нестационарними повітряними потоками можуть робити, залежно від напрямку і амплітудно-частотних характеристик набігаючого потоку, як позитивний, так і негативний вплив на конструктивну міцність елементів.

Тому елементи конструкції повітряних суден, що піддаються в процесі експлуатації дії нестационарних повітряних потоків, потребують належного контролю на предмет утворення тріщин, і, більше того, областей з підвищеною щільністю дефектів кристалічної будови, які також можуть бути концентраторами напруги. [6 - 5]

Особливості умов експлуатації, характерні відмови і типові роботи при технічному обслуговуванні конструктивних елементів системи кінематики шасі літака АН- 74

Амортизатори шасі

При ТО амортизаторів проводяться такі роботи:

1. Дефектація.
2. Усунення відмов і ушкоджень.
3. Перевірка тиску азоту в амортизаторі.

Цей контроль(за наявності упевненості в правильній заправці рідиною і відсутності течі рідини) здійснюється візуально по обтисканню амортизатора залежно від маси літака. Обтискання амортизатора визначається виміром видимої частини дзеркала штока або контролем ходу штока амортизатора по покажчику обтискання. Знаючи величину обтискання амортизатора, по графіках або по таблицях, наявних в технічній документації конкретного типу ВС, перевіряється(з урахуванням маси літака і температури зовнішнього повітря) тиск азоту в амортизаторі.

4. Під час виконання періодичних форм технічного обслуговування, а також при невідповідності обтискання амортизатора технічним умовам або за наявності течі рідини з-під ущільнення амортизатора, перевіряють початковий тиск азоту і кількість рідини в амортизаторі. Для цього літак піднімають на гідропідйомниках на висоту відриву коліс від бетону(амортизатори при цьому розтискали) . Використовуючи пристосування, заміряють початковий тиск азоту і, якщо воно велике, його підбурюють, а якщо мало - дозаряджають до початкового значення.

5. При перевірці кількості рідини спочатку з амортизатора(літак піднятий на підйомниках), що повністю розтискав, підбурюють тиск азоту до нуля, потім вивертають зарядний штуцер, амортистойку обтискають(гідродомкратом або опусканням літака на гідропідйомниках) і через отвір для зарядного штуцера в амортизатор шприцом заливають рідину(АМГ- 10, НГЖ- 4). У більшості амортизаторів рідина заливається до рівня отвору при цілком обжатою амортистойці. Потім літак знову піднімають на гідропідйомниках(чи опускають гідродомкрат, яким обтискалася амортистойка), завертають зарядний штуцер і азотом амортизатор заряджають до початкового тиску. Зарядка здійснюється від стандартних аеродромних балонів або від воздухо-заправника (ПЗ- 16, ПЗ- 22) з використанням спеціального пристосування. При зарядці амортизаторів азотом неприпустимо застосування аеродромних балонів з іншими газами(особливо, з киснем). [5 - 6]

Перевіряти об'єм рідини і початковий тиск азоту в амортизаторах необхідно також за наявності зауважень екіпажа по їх роботі(наприклад, подовжнє або поперечне розгойдування літака при посадці).

При перевірці кількості рідини в двокамерному амортизаторі(рис.7) з амортизатора, що цілком розтискав, підбурюють тиск азоту спочатку з верхньої камери(через штуцер 1), потім - з нижньої(через штуцер 2). Далі заправляють нижню камеру амортизатора рідиною до нижнього обріза масловикидної трубки і заряджають її початковим тиском азоту. Опустивши літак на гідропідйомниках до повного обтискання амортизаторів, у верхню камеру заправляють рідину до рівня отвору під зарядний клапан, літак піднімають на підйомниках, вкручують в отвір зарядний штуцер, після чого верхню камеру амортизатора заряджають азотом і літак опускають.

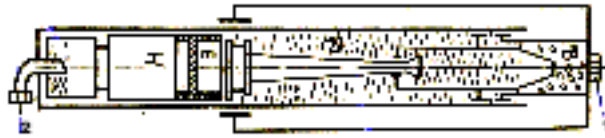


Рисунок 2.1. Схема двокамерного амортизатора : (1 - штуцер зарядки верхньої камери; 2 - штуцер зарядки нижньої камери)

6. При виконанні ТО шасі дзеркала штоків циліндрів, орієнтирів і амортизаторів змащують консистентним мастилом ЦИАТИМ- 201, яке наноситься на поверхню чистою серветкою. Якщо на поверхнях штоків(дзеркал) амортизаційних стоек виявлені подряпини, то необхідно чистою серветкою очистити поверхні штоків від бруду і пилу, а у разі забруднення обтюраторів нижніх букс їх необхідно замінити.

Зміна тиску азоту в стабілізуючому амортизаторі(чи демпфері візка) порушує кінематику закидання візка при прибиранні шасі, що може бути причиною неповного закидання візка або інших дефектів шасі. Тиск азоту в стабілізуючому амортизаторі перевіряють, використовуючи спеціальне пристосування з манометром, як на не піднятому, так і на піднятому на підйомниках, літаку.

Шарнірні з'єднання

Як вже було сказано раніше, на технічний стан шасі впливають великі навантаження і велика кількість шарнірних з'єднань, які є в конструкції шасі і які під впливом цих навантажень зношуються.

Умови роботи шарнірних з'єднань шасі дуже специфічні. Вони сприймають великі питомі і найчастіше ударні навантаження(при зносі деталей, порушенні технології складання), мають дуже маленькі швидкості ковзання(у парі ковзання болт-шарнір) і переміщаються на невеликий кут(двухзвенные шарніри, рами візка та ін.), тобто при посадці літака пари тертя шарнірного з'єднання не виконує навіть одного обороту. Крім того, на більшості літаків ці з'єднання негерметичні.

В результаті зносу деталей шарнірних з'єднань вузлів підвіски шасі, кріплення двухзвенникове, підкосів, рами візка та ін. збільшуються проміжки у вузлах і з'єднаннях, з'являються неприпустимі люфти. Збільшені проміжки в зчленуваннях при посадці літака можуть викликати появу ударних навантажень в конструктивних елементах силової схеми шасі, а за певних умов також і залишкові деформації цих елементів. Крім того, в шлиц- шарнірі передньої опори можуть виникати коливання типу "шимми".

З метою виключення появи вищезгаданих ушкоджень для шарнірних з'єднань застосовується консистентне мастило ЦИАТИМ- 201. Проте при тривалій експлуатації внаслідок попадання в ці з'єднання пилу, волога це мастило коксується і не повною мірою виконує свої функції. Тому, при технічному обслуговуванні потрібна своєчасна і якісна заміна мастила в шарнірних з'єднаннях, виконати яку можна застосовуючи спеціальні маслonaгнетувачі з гідро-, електро- або пневмоприводами, що створюють тиск 15-20 мПа(150 - 200 кг/см²).

Зменшення трудомісткості технічного обслуговування шасі можна досягти применением герметичних шарнірних з'єднань і матеріалів для них, які змащуються твердим мастилом. Нині на нових типах літальних апаратів в шарнірних з'єднаннях шасі застосовуються матеріали, які не вимагають мастила(оргалонові втулки та ін.).

При технічному обслуговуванні шарнірних з'єднань шасі виконується дефектація цих з'єднань з метою виявлення неприпустимих люфтів, корозії і інших ушкоджень. Виявляються люфти шляхом докладання зусилля від руки або з використанням важеля у різних напрямках (наприклад, осьовий і радіальний люфти у вузлах навішування шасі визначаються прикладанням до стоек шасі зусилля з використанням важеля). Величина люфтів визначається виміром інструментальним способом. На величину люфтів встановлюються допуски. Так, наприклад, у вузлах навішування опор шасі літака Ту-154 допускаються сумарні люфти: осьовий - до 2 мм; радіальний - до 0,2 мм. Усуваються люфти заміною шайб, втулок.

Силові елементи

Усі вищеперелічені навантаження сприймають конструктивні елементи силової схеми шасі (стойки, підкоси, рами візка та ін.). Хоча ці елементи шасі виготовлені з високолегованих сталей, проте під час дії ударних знакозмінних навантажень можлива поява в окремих вузлах залишкових деформацій і тріщин (особливо по зварювальних швах і законцівкам зварних швів). Тому при технічному обслуговуванні елементів силової схеми шасі потрібна ретельна дефектація цих елементів з метою виявлення залишкових деформацій, тріщин, корозії і інших ушкоджень. Тріщини виявляються візуально з використанням лупи, а також методами неруйнівного контролю (токовихревим, магнітним, фарб та ін.).

Перевірка кінематики системи прибирання-випуску шасі

До кінематики системи прибирання-випуску шасі зазвичай відносять: стойки, що складаються, підкоси з важелями, циліндри-підйомники, замки випущеного і прибраного положення, механізми управління стулками та ін. При технічному обслуговуванні виконується ретельна дефектація усіх перерахованих агрегатів і конструктивних елементів, виконується заміна мастила в шарнірних з'єднаннях, а також перевірка працездатності кінематики системи прибирання - випуску шасі.

Перевірка працездатності системи прибирання - випуску шасі робиться по формах регламенту (через певне число годинника напрацювання або посадок), після заміни окремих елементів системи або після виконання регулювальних робіт на ній. [5 с. 86]

Перед початком перевірки проводиться підготовча робота: [6]

- підготовка робочого місця (видалення сторонніх осіб, прибирання зайвого і установка необхідного устаткування поза контурами літака);
- підключення наземного джерела електроживлення;
- створення тиску в гідросистемі від наз. гідроустановки або борт. насосній станції;
- установка гідропідйомників під спеціальні гнізда на літаку;
- підйом літака на гідропідйомниках ("вивішування") до відриву коліс на 10 см;
- установка зв'язку кабіни (інженера або авіатехніка, які знаходяться в кабіні ВС) із землею (з авіатехніком, який контролює виконання правил техніки безпеки при вивішуванні ВС) по літаковому переговорному пристрою (СПУ);

виконання процесу прибирання - випуску шасі ("гонка" шасі) від усіх систем (основною, дублюючою, аварійною) по командах із землі.

Справність кінематики системи прибирання - випуску шасі перевіряється по комплексу показників, а саме:

А. В кабіні:

- час прибирання - випуску шасі;
- величина робочого тиску в гідросистемі і тиску у момент постановки шасі на замки випущеного і прибраного положення(зазвичай, 80-90 % від робочого тиску);
- синхронність прибирання - випуску візків шасі, що характеризує правильність регулювання механізмів прибирання - випуску;
- спрацьовування сигналізації(світловий, звуковий, електро і механічних показчиків);
- плавність прибирання - випуску, тобто відсутність ривків і заїдань(по ривках, які відчуються в кабіні), причиною яких можуть бути знос, забруднення і ушкодження шарнірних з'єднань і поверхонь тертя.

Б. На землі в процесі прибирання - випуску шасі :

- час прибирання - випуску;
- синхронність прибирання - випуску;
- плавність прибирання - випуску;
- повнота закидання або повернення в початкове положення візків шасі;
- щільність прилягання стулок шасі.

До або після процесу прибирання - випуску по спеціальних технологіях додатково перевіряються:

- наявність мастила і своєчасність його заміни в шарнірних з'єднаннях;
- відсутність тріщин і залишкових деформацій в тязі, важелях, підкосах механізму прибирання - випуску шасі;
- справність і правильність регулювання замків випущеного і прибраного положення шасі і механізмів управління ними, проміжки в них;
- справність стулок шасі, механізмів їх відкриття і закриття, відсутність в них несправностей;
- правильність спрацьовування блокуючих шасі механізмів, штирів або інших систем, які запобігають прибиранню його на землі;
- проміжок між пневматиком і обшивкою закритої стулки(не менше 20 мм).

Методи діагностування

Існують наступні методи діагностування устаткування : руйнівний і неруйнівний контроль.

Руйнівний контроль(РК) - це сукупність методів виміру і контролю показників якості виробу, після закінчення якого порушується придатність об'єкту контролю

Неруйнівний контроль(НК) - це контроль властивостей і параметрів об'єкту, при якому не має бути порушена придатність об'єкту до використання і експлуатації. Цей метод є основним при проведенні діагностики стану устаткування і елементів конструкцій, які вимагають особливої надійності. Перевага неруйнівного контролю полягає в тому, що не потрібно виведення об'єкту з роботи або його демонтаж.

Застосовуються наступні методи неруйнівного контролю :

- ультразвукова Дефектоскопія; (бувають Дефектоскопія зварних швів)
- рентгенографія;

- кольорова і магнітнопорошкова Дефектоскопія;
- акустична емісія;
- вимір твердості металу;
- візуальний і вимірювальний контроль;
- ультразвукова товщинометрія;
- вібродіагностика.

2.1.5 Відмови шасі

Шасі — дуже навантажена частина планера, оскільки їм сприймаються усі навантаження, що виникають при стоянці, пересуванні по землі, при зльоті і посадці. Шасі разом з навантаженнями на посадці і динамічними навантаженнями при розгоні і пробігу літака внаслідок нерівностей аеродрому випробовує значні навантаження від зусиль при гальмуванні. Установка автомата гальмування різко збільшує число циклів вантажень, тому на гальмівній тязі і важелях, коромислі візка, вузлі кріплення гальмівної тяги, на підкосах, верхній частині стойки і деяких інших деталях можуть з'явитися тріщини. [2 с.118]

У експлуатації можуть зустрітися і інші відмови і дефекти шасі :

- тріщини в місці зварювання деталей і в силових елементах шасі;
- задираки і руйнування болтів шарнірно-болтових з'єднань;
- негерметична агрегатів шасі;
- тріщини на ребордах коліс;
- руйнування підшипників коліс та ін.

Як же досліджуються відмови і дефекти шасі? Для виявлення тріщин на деталях шасі, як і на усіх деталях літака взагалі, необхідно строго виконувати приписи єдиних регламентів і інструкцій з технічної експлуатації, де стосовно кожного типу авіаційної техніки конкретно вказано, що, де, як і коли дивитися і перевіряти. Тріщини виявляються одним з методів дефектоскопії, вказаних вище. Дуже важливо тріщину виявити на самому початку її виникнення. Це дозволить своєчасно вжити необхідні заходи і запобігти руйнуванню тієї або іншої деталі.

У разі виявлення тріщини деталей знімають з літака і залежно від характеру тріщини направляють в ремонт або списують. Зазвичай в технічній документації наводиться перелік деталей, що допускаються до ремонту, з тріщинами, де вказується їх місцезосташування, кількість і довжина для окремих деталей цього типу авіаційної техніки. Якщо на деталі виявлена тріщина, місцезосташування і величина якої не обмовляються в документах, то до подальшої експлуатації вона не допускається.

У експлуатації може бути підвищений знос шарнірно-болтових з'єднань, що призводить до збільшення люфтів в з'єднаннях і ударних навантажень. При неправильному проектуванні(наприклад, невдалий підбір матеріалу пар, що труться) або виготовленні(відсутність канавок для підведення мастила, відсутність масельничок та ін.) в шарнірно-болтових з'єднаннях можливі задираки і навіть заклинювання болтів шарнірів. Своєчасною перевіркою часу підйому і випуску шасі на землі можна значною мірою зумовити задири і заклинювання болтів(при справній системі підйому і випуску шасі). Збільшення часу підйому і випуску шасі понад норму в цьому випадку є першим сигналом того, що необхідно ретельно обстежувати шарнірно-болтові з'єднання шасі.

Дуже важливо стежити за затягуванням болтових з'єднань, не допускати відхилень від вимог інструкцій з експлуатації або технічних умов, оскільки при правильному

затягуванні витривалість болтових з'єднань підвищується. На мал. 8 показаний характер впливу попереднього затягування на статичну витривалість болтових з'єднань. По вертикальній осі відкладена величина попереднього затягування ($y\%$) від розрахункового навантаження, а по горизонтальній — число циклів навантаження (при коефіцієнті навантаження $D_0 = 0,5$), яке витримує болтове з'єднання.

Серйозною несправністю є негерметичність амортизаторів, автоколивачів, стабілізуючих амортизаторів, демпферів, циліндрів здиблювання та ін. При негерметичності амортизаторів змінюється співвідношення гідравлічного і газового об'ємів амортизатора. При цьому змінюється обтискання амортизатора і зменшується навантаження, яке він може розсіяти.

Необхідно мати на увазі, що неправильна зарядка амортизаторів шасі приводить до збільшення навантажень на шасі, що може викликати поломку шасі або інших елементів конструкції літака. Так, при недостатній заправці в амортизатор рідини або зниженому (в порівнянні з вимогами інструкції з експлуатації) тиску газів в нім амортизація при цьому ході лоршня амортизатора не буде здатна сприймати нормовану роботу. Потрібна робота може бути сприйнята при ході більше за нормоване, що може привести до поломки амортизатора внаслідок удару об обмежувач ходу. При надмірній заправці амортизатора рідиною або підвищеному початковому тиску газу в нім амортизація буде жорсткішою, що може привести до поломки шасі (мал. 9) і окремих частин літака. Отже, амортизатори слід заряджати згідно з розрахунковими даними, бо тільки в цьому випадку вони, сприймаючи найбільшу можливу роботу три заданому ході, забезпечують допустиму величину експлуатаційного перевантаження.

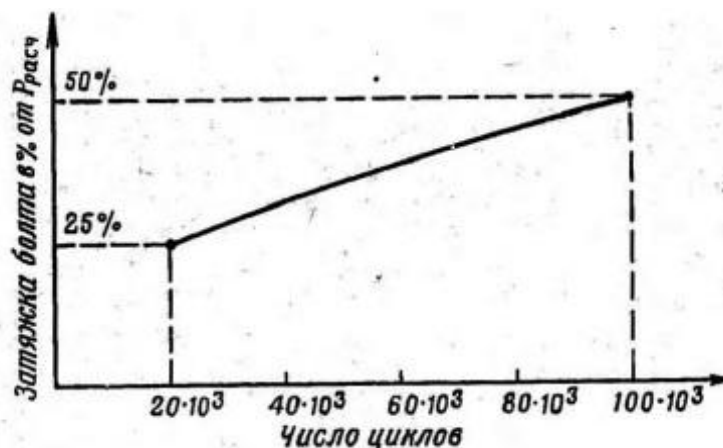


Рисунок 1.28 - Графік впливу попереднього затягування на статичну витривалість болтових з'єднань

Значні витіки рідини з демпфера автоколивачів можуть привести до виникнення автоколивачів шасі з усіма витікаючими звідси наслідками.

Наведені приклади показують, наскільки серйозними наслідками багаті порушення герметичності агрегатів шасі.

Зі збільшенням польотних вагів літаків і їх посадочних швидкостей - потрібна енергоємність гальмівних коліс значно зросла. Гальмівні колеса працюють в дуже скрутних умовах — вони сприймають великі навантаження при високих температурах. Тому в експлуатації необхідно уважно стежити за станом коліс.

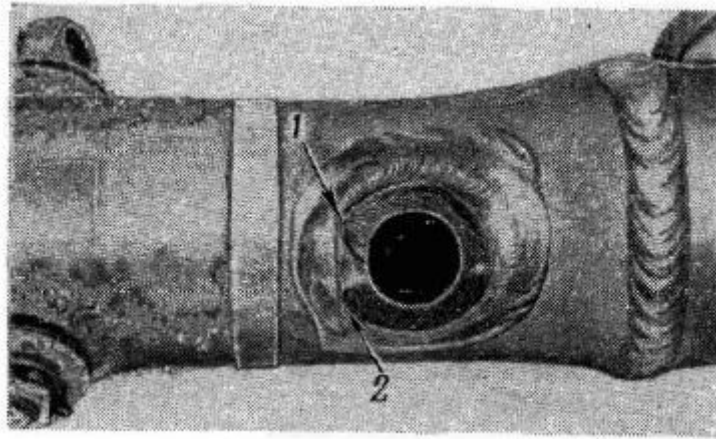


Рисунок 9 - Стойка шасі із зруйнованим вузлом підкосу(руйнуванню сприяло підвищення початкового тиску газу в амортизаторі) : 1 - зона втомного руйнування; 2 - зона злому

Тріщини можуть спостерігатися як на знімних, так і на незнімних ребордах барабана коліс. Цей дефект дуже серйозний і багатий тяжкими наслідками, якщо його своєчасно не виявити. Нині розроблені ефективні методи виявлення тріщин на ребордах коліс (токовихрьюва дефектоскопія), що дозволяють швидко і ефективно контролювати цілість реборд коліс в експлуатації. Бувають також випадки руйнування підшипників коліс шасі. Цей дефект, як правило, проявляється у коліс з поганою герметизацією підшипників внаслідок попадання в них пилю, бруду і вологи, а також при недбалій технічній експлуатації авіаційної техніки. Точне виконання у встановлений час робіт по перевірці і мастилу підшипників коліс дозволяє або позбавитися від цього дефекту взагалі, або виявити процес руйнування підшипників на самому його початку.

2.2 Розробка регламенту і технології технічного обслуговування шасі транспортного літака

2.2.1 Регламент технічного обслуговування

РТО - основний документ, що визначає об'єм і періодичність виконання робіт на ВС в процесі його експлуатації.

Його розробляють фахівці ОКБ - розробники ВС - в повній відповідності з програмою ТО і Р.

Перелік регламентних робіт формують з урахуванням появи цих робіт на аналогічних зразках АТ, особливостей конструкції і перспектив розвитку ЛА, міри впливу можливих відмов, залежних від робіт, що включаються в перелік, на безпеку польотів.

Залежно від призначення роботи по ТО розділяють:

- на заправно-мастильні(контроль наявності і поповнення запасів ГСМ, спецрідин і газів, карти мастила шарнірів);
- контроль технічного стану(оглядові, дефектація, перевірка функціонування і робочих параметрів об'єктів);
- очисні(видалення забруднення, льоду, сніги і тому подібне);
- відновні(регулювальні, ремонтні, демонтажно-монтажні і тому подібне);
- допоміжні(забезпечення доступу до об'єктів обслуговування, під'їм ВС, демонтажні роботи для проведення ТЕ(таблиця. 2.4)).

Таблиця 2.4 - Етапи формування РТО

Стадія розробки	Етапи життєвого циклу
1-й етап - початок практичної перевірки і уточнення первинного РТО, розробка документації, збір і аналіз несправностей і відмов, уточнення показників надійності, об'єму і періодичності, виконання типових робіт і форм ТЕ	Заводські випробування Заводські інструкції (початковий варіант РТО) Державні випробування
2-й етап - 1 - 1,5 року експлуатації нового типу ЛА, накопичення статистичної інформації по відмовах, уточнення першого варіанту РТО	Експлуатація ВС
3-й етап - уточнення РТО в процесі експлуатації	Коригування РТО

Більшість регламентних робіт проводять на усіх(чи більшості) експлуатованих типах ВС. Це типові роботи по ТЕ. Роботи, які виконують тільки на окремих типах ВС із-за особливостей їх конструкції або умов експлуатації, - нетипові.

При призначенні оптимальної періодичності ТО використовує як індивідуальний, так і груповий методи.

Індивідуальний - застосовують для розрахунку надійності і визначення періодичності ТО максимально відповідальних об'єктів. Він полягає в побудові детальної математичної моделі розвитку ушкодження цього виробу і використовується при встановленні ресурсу агрегатам, вузлам з однаковими умовами експлуатації.

Груповий - розрахунок виконують для групи виробів, розташованих поруч і що вимагають для свого ТО проведення одного комплексу підготовчо-завершальних робіт.

При визначенні оптимальної періодичності ТО використовують різні критерії. Найбільш загальні критерії ефективності регламентів - економічні, тобто оцінка економічних наслідків відмови, яка може бути відвернена частішим проведенням ТО.

У більшості випадків для встановлення періодичності ТО окремих агрегатів, систем і комплектуючих виробів застосовують імовірнісні методи:

1. Визначення періодичності ТО з використанням нормативів заданого рівня надійності - передбачається, що на основі досліджень встановлений необхідний рівень надійності ($R_{зад}(t)$, $K_{зад}$ 1000), який має бути забезпечений в процесі експлуатації. Виходячи з прийнятої(заданою) надійності за допомогою імовірнісної моделі визначають періодичність, яка може забезпечувати задану надійність.

2. Визначення оптимальної періодичності ТО з урахуванням швидкості розвитку відмови(ушкодження) - передбачається, що з усуненням ушкодження у встановлені терміни попереджається виникнення відмов(для моделей поступових відмов).

3. Визначення оптимальної періодичності ТО з урахуванням економічних показників - використовують критерій максимальної надійності роботи виробу в міжремонтний період $R(tp)$ при мінімальних трудовитратах на його ТЕ. Періодичність

ТО даному випадку встановлюється з умови досягнення максимального значення критерію

$$P_{tp} = \max\{P(TP)\} / T_{TO}.$$

Ці методи визначення періодичності ТО базуються на накопиченому досвіді, статистичних матеріалах про відмови зразків АТ і їх напрацюваннях, даних про трудовитрати на пошук і усунення несправностей.

В процесі експлуатації періодичність ТО може змінюватися.

2.2.2 Класифікація робіт за ТО

В процесі експлуатації АТ виконують комплекс регламентних робіт, пов'язаних з підтримкою її в справному і працездатному станах. Залежно від призначення роботи по ТО можна розділити таким чином:

- контроль технічного стану (оглядові, перевірка параметрів стану об'єктів обслуговування, їх робочих параметрів і функціонування);
- заправно-мастильні (контроль наявності і поповнення запасів ГСМ, спецрідин і газів);
- очисні (видалення забруднень і рідин, що скупчилися);
- відновні (кріпильні, регулювальні, ремонтні, демонтажно-монтажні для профілактичної заміни виробів);
- допоміжні (забезпечення доступу до об'єктів обслуговування, підйом на гідропідйомниках, очищення об'єктів від забруднення перед обслуговуванням, демонтажно-монтажні роботи для проведення обслуговування).

Більшість регламентних робіт проводять на усіх(чи більшості) експлуатованих типах ЛА. Такі роботи можна вважати типовими по ТЕ. Наявність переліку типових робіт полегшує процес формування базової програми ТО новостворюваних типів ЛА.

Найважливіша складова частина програми ТО об'єктів експлуатації - режими їх обслуговування.

Під режимом ТО розуміють сукупність об'ємів робіт і періодичність їх виконання.

У основу класифікації режимів ТО покладені:

- роботи (типові, за результатами інформації про технічний стан об'єкту діагностування, після настання відмови для усунення його наслідків);
- об'єми робіт (з постійними або випадковими інтервалами, вимірюваними льотним годинником, посадками або календарними термінами).

Режими ТО можуть бути загальними для усіх об'єктів АТ, груповими або індивідуальними, встановленими для групи і кожного об'єкту окремо.

При обслуговуванні виробів по стану використовують режим їх діагностування, що є сукупністю складу діагностичних параметрів, попереджуючих допусків і періодичність перевірок. Режими обслуговування АТ встановлюють регламентами технічного обслуговування(РТО) для кожного типу ЛА.

Стосовно ЛА цивільної авіації встановлені наступні види технічного обслуговування : оперативне, періодичне, сезонне, спеціальне, при зберіганні. Основними з перерахованих видів є оперативне і періодичне. Кожен з видів

технічного обслуговування відрізняється об'ємом і складністю робіт, потрібним часом і періодичністю їх виконання (мал. 2.14).

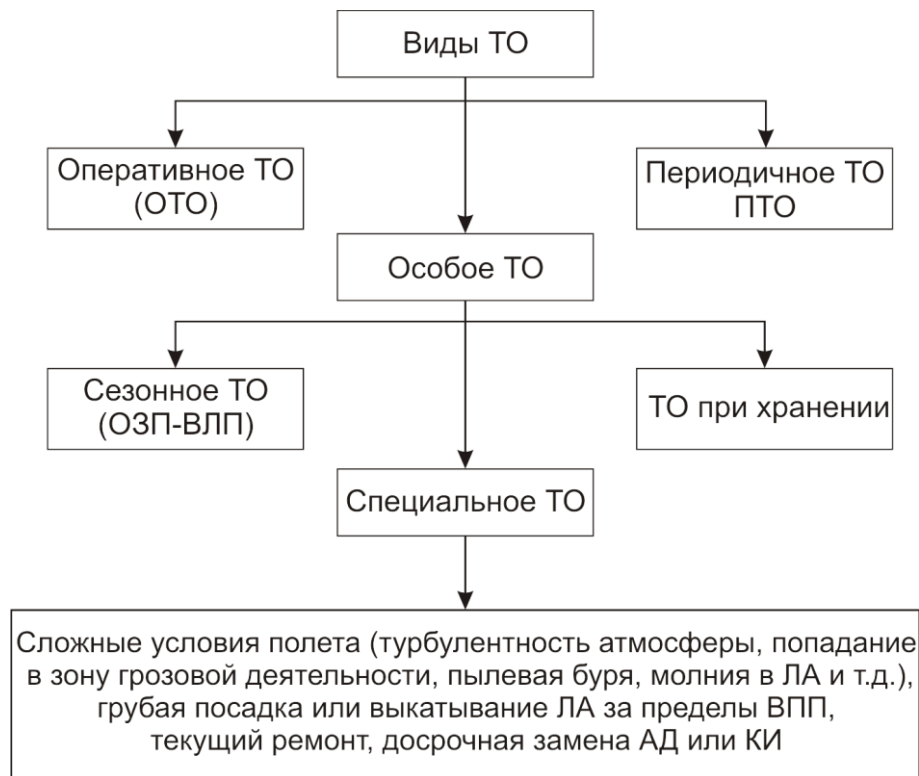


Рисунок 2.14 - Класифікація видів ТО

Оперативне ТО включає наступні види робіт :

- форми А1, А2, Би;
- роботи по зустрічі ВС;
- роботи по забезпеченню вильоту;
- роботи по забезпеченню стоянки.

Форма А1 виконується:

- перед польотом або після кожної посадки літака, якщо не потрібно виконання складнішої форми ТО;
- перед польотом при затримки від 12 до 24 годин літака, раніше обслуженого за формою оперативного ТО;
- перед польотом після періодичного ТО.

Форма А2 виконується у базовому або кінцевому аеропорту:

- один раз в добу після закінчення запланованих на поточну добу польотів, якщо не передбачено виконання складнішої форми ТЕ;
- у кінці льотного дня при учбово-тренувальних польотах;
- при підготовці літака до польотів після стоянки від 1 до 15 діб, якщо літак не встановлювався на зберігання;
- перед польотом після спеціального ТО або після зберігання до 15 діб без консервації двигунів.

Форма б виконується у базовому аеропорту:

- один раз в 10 ± 1 доби регулярної експлуатації (при виконанні хоч би одного польоту в добу), якщо не вимагається виконувати чергове періодичне ТЕ. Зазначений

термін може бути збільшений на кількість налітної доби, але не повинен перевищувати 15 діб;

- перед польотом після зберігання;
- після вступу літака в авіапідприємство із заводу-виготівника або ремонтного підприємства перед початком експлуатації;
- при учбово-тренувальних польотах після 50 ± 5 посадок.

Роботи по зустрічі виконуються безпосередньо після кожній посадці літака(при учбово-тренувальних польотах роботи при зустрічі виконуються при чергових заправках літака паливом).

Роботи по забезпеченню вильоту виконуються безпосередньо перед кожним вильотом літака після форми ТО або стоянки.

Роботи по забезпеченню стоянки виконуються у випадках, коли:

- літак передається в АТБ на технічне обслуговування або зберігання;
- літак переміщується на іншу стоянку;
- тривалість стоянки до чергового польоту більше 2 годин.

Періодичне ТО призначається по нальоту в годиннику або по календарному терміну експлуатації в місяцях залежно від умов експлуатації літака.

Відлік ведеться від базових цифр, кратних : для нальоту в годиннику - 300 л.ч., для календарних термінів - 4 місяці незалежно від того, з яким допуском виконувалося попереднє періодичне ТЕ. Періодичні форми ТО формуються з основних робіт, що виконуються через кожні 300 годин(4 місяці), і додаткових робіт, визначуваним напрацюванням планера в годиннику з початку експлуатації або календарних термінах в місяцях після останнього періодичного ТО відповідно через кожні 600, 900, 1200, 1500, 1800, 3000 і 3600 часов(8, 12, 16, 20, 24, 40 і 48 місяців).

ТЕ при зберіганні виконується залежно від термінів зберігання і складається з наступних робіт:

- підготовка літака до зберігання
- обслуговування літака через певні терміни зберігання
- підготовка літака до польотів після зберігання

Спеціальне ТО виконується після:

- польоту з перевищенням експлуатаційних перевантажень (у тому числі в зоні інтенсивної турбулентності атмосфери)
- грубої посадки або посадки з масою літака, що перевищує максимальну посадочну
- дія на літак атмосферного електричного розряду
- попадання літака в град
- попадання літака в запорошену або снігову бурю
- технічне обслуговування після перерваного зльоту
- зіткнення літака з птахами
- політ в умовах обмерзання
- помпажа двигуна
- безперервні роботи двигуна на злітному режимі більше 5 хвилин або застосування ЧР.

У розділ також входить сезонне ТО, виконуване при підготовці літака до осінньо-зимового і весняно-літнього періодам додатково до чергової форми ТО, починаючи з форми Б.

2.2.2.1 Оперативне технічне обслуговування системи шасі

Роботи, які виконуються на літаку при оперативному технічному обслуговуванні

:

Таблиця 2.5 - Роботи на літаку при оперативному ТО

№	Найменування об'єкту обслуговування	Форма обслуговування
1	Огляньте шасі	А1, А2, Би
2	Перевірте тиск повітря в шинах коліс	А2, Би
3	Огляньте основні опори шасі	Б
4	Огляньте передньою опору шасі	Б

2.2.2.2 Періодичне технічне обслуговування системи шасі

Роботи, які виконуються на літаку при періодичному технічному обслуговуванні

:

Таблиця 2.6 - Роботи на літаку при періодичному ТО

№	Найменування об'єкту обслуговування	Годинни к нальоту	Календ. термін	Примітка
1	Огляньте шасі	300	4	
2	Перевірте тиск повітря в шинах коліс	300	4	
3	Огляньте основні опори шасі	300	4	
4	Огляньте передню опору шасі	300	4	
5	Перевірте тиск азоту в амортизаторах стоек основних опор по обтисканню штоків амортизаторів	300	4	
6	Перевірте тиск азоту в амортизаторі стійки передній опори по обтисканню штока амортизатора	300	4	
7	Перевірте працездатність антиюзових автоматів УА51Б		-	Виконується через кожні 250_{-25}^{+80} посадок
8	Перевірте стан деталей коліс і гальм основних опор		-	Виконується через кожні 250_{-25}^{+80} посадок
9	Перевірте стан деталей коліс передньої опори		-	Виконується через кожні 150 ± 50 посадок
10	Перевірте стан підкосів стоек основних опор шасі, що складаються	600	8	
11	Змастіть шарнірні з'єднання шасі	300	4	

12	Огляньте систему гальмування коліс	600	8	
13	Перевірте працездатність системи гальмування коліс	1500	20	
14	Огляньте агрегати системи прибирання-випуску і вузли з кріплення	1500	20	
15	Огляньте систему управління поворотом коліс передньої опори і перевірте натягнення тросів	1500	20	
16	Перевірте працездатність системи управління поворотом коліс передньої опори	1500	20	
17	Перевірте стан замку випущеного положення передньої опори	1500	20	
18	Перевірте роботу системи прибирання - випуску шасі	1500	20	
19	Перевірте рівень рідини в амортизаторах стоек основних опор	1500	20	
20	Перевірте рівень рідини в амортизаторі передньої стойки	1500	20	

2.2.2.3 Технічне обслуговування при зберіганні

В процесі експлуатації при тимчасових перервах в польотах більше 15 діб літак ставиться на зберігання.

Технічне обслуговування при зберіганні складається з:

- робіт з підготовки літака до зберігання;
- роботи по огляду і обслуговуванню, виконуваних через кожні(30±6),(90±10),(180±15) доби зберігання;
- робіт з підготовки до польотів літака після закінчення терміну зберігання.

При зберіганні має бути забезпечене повне збереження літака, його агрегатів і устаткування.

Літак повинен зберігатися(незалежно від терміну зберігання) зі встановленим на нім повним комплектом чохла і заглушок.

Упродовж усього терміну зберігання літак має бути надійно заземлений.

Літак повинен зберігатися з повністю заправленими баками паливною, масляною і гідравлічною систем. Паливо повинне містити рідину «И» у кількості 0.2 - 0.3 % від об'єму палива. Заміну палива робите через кожні 12 місяців зберігання.

Місце зберігання літака має бути очищене від бруду, снігу, льоду. Якщо літак встановлюється на ґрунтовою майданчик, колеса мають бути встановлені на металеве, бетонне або з іншого твердого матеріалу покриття.

У течії усього періоду зберігання під колесами основних опор мають бути встановлені спереду і ззаду наполегливі колодки, стягнуті між собою стягуваннями.

На стоянці біля літака має бути справна пожежна установка або вогнегасники.

Сніг і лід повинні відразу віддалятися з чохлів і поверхонь літака відразу ж після снігопаду і обмерзання.

У течії усього періоду зберігання(незалежно від його терміну) один раз в 5 діб необхідно перевіряти справність чохлів і стан зачохлення, повноту установки заглушок, надійність заземлення літака, зарядку стоек шасі(по усадці) і шин(по обтисканню). При різкій зміні метеорологічних умов(буря, снігопад, обмерзання), вказана перевірка повинна робитися щодня.

Дренажні отвори мають бути відкритими для стоку конденсату, що утворюється під час зберігання.

2.2.2.4 Спеціальне технічне обслуговування

1) Технічне обслуговування після грубої посадки або посадки з масою літака, що перевищує максимальну посадочну :

- виконайте роботи за пунктами(3, 4, 7 - 10, 13, 14, 16 - 18)
- огляньте осі коліс по посадочним місцем підшипників і шліци установки гальмівних пристроїв при демонтованих колесах і гальмівних пристроях. Перевірте осі коліс на відсутність вигинистих деформацій.

При виявленні на осях коліс вигинистих деформації, не задовольняючих формам ТТ, рішення про подальшу експлуатацію літака приймають підприємство-розробник спільно з авіаційною адміністрацією.

2) Технічне обслуговування після попадання літака в заповнену або снігову бурю:

- зробіть зовнішній огляд шасі в об'ємі форми «Б»
- після заповненої бурі зверніть увагу на чистоту стулок, відсіків опор шасі, амортизаторів, перевірте чистоту штоків(протріть їх поверхні бавовняним дрантям, змочений АМГ - 10), замків шасі і стулок, нанесіть на їх робочу поверхню свіже мастило ЕРА(ЦИАТИМ- 201)
- після снігової бурі приберіть від снігу ніші шасі, при необхідності продуйте стислим повітрям тиском 1-2 кгс/см² колеса, ніші шасі і просушіть за допомогою наземного підігрівача.

2.2.3 Технологія обслуговування

2.2.3.1 Заміна агрегатів

При заміні агрегатів системи гальмування і інших роботах, що призводять до попадання повітря в систему, необхідно робити прокачування системи гальмування для видалення повітря за технологією.

Перелік технологічних карт :

Обслуговування

Прокачування системи гальмування Карта №301

Демонтаж і монтаж

Демонтаж і монтаж редукційного клапана УГ162 Карта №401

Демонтаж і монтаж редукційного клапана УГ122-2 Карта №402

Демонтаж і монтаж човникового клапана УГ128 Карта №403

Демонтаж і монтаж датчика тиску ИМД- 150 Карта №404

Демонтаж і монтаж модулятора УГ148А-4 Карта №405

Демонтаж і монтаж антиюзозового автомата УА51Б Карта №406

Регулювання і випробування

Перевірка працездатності системи гальмування коліс Карта №501

Перевірка працездатності антиюзозових автоматів УА51Б Карта №502

Огляд і перевірка

Огляд системи гальмування коліс Карта №601

2.2.3.2 Карта №601. Перевірка стану деталей коліс і гальм основних опор

1. Зніміть колесо з осі.

2. Приберіть і продуйте внутрішні порожнини барабана колеса від бруду, промийте вісь колеса, підшипники в розчиннику, протріть серветкою.

3. Огляньте вісь і гайку кріплення колеса.

Не допускаються деформації, забоїни, задираки, тріщини, ушкодження різьблення. Не допускаються подряпини на осі, корозія посадочних місць.

4. Огляньте бічні колеса.

Не допускаються:

– тріщини, забоїни, механічні ушкодження;

– порушення лакофарбного покриття.

5. Промийте бензином зовнішні кільця роликотідшипників і внутрішні кільця з роликами.

6. Перевірте стан деталей колеса :

а) Манжет ущільнювачів обойм 8.

Витік мастила, вифарбовування і підвертання манжет не допускаються;

б) роликотідшипників. Промийте підшипники в розчиннику і перевірте їх стан.

Подгар опорного буртика і торців роликів, тріщин на роликах, руйнування сепараторів, забоїни і тріщини на бігових доріжках, корозія на робочих поверхнях не допускаються.

7. Не знімаючи гальмо з осі, очистите його від продуктів зносу.

8. Перевірте робочий тиск в гальмі колеса.

9. Перевірте працездатність регуляторів проміжку, для чого зробіть декілька циклів подання і скидання тиску в гальмо.

Після скидання тиску проміжок між нажимним диском і пакетом дисків повинен відновлюватися. Величина проміжку в розгальмованому стані гальма має бути в межах 2,35-6,45 мм, як в новому, так і в зношеному гальмі. З урахуванням можливого перекосу нажимного диска в розмірах по колу має бути не більше 2,5 мм

10. Перевірте рухливість гальмівних дисків, для чого перемістите диски уздовж осі гальма.

Диски в розгальмованому стані гальма повинні рухатися від зусилля рук.

11. Зберіть колесо і встановіть його на літак.

Таблиця 2.7 - Пристосування і матеріали при роботах на літаку

Контрольно-проверочная аппаратура (КПА)	Инструмент и приспособления	Расходуемые материалы
Линейка - 500. Штангенциркуль ШЦ-Т-125-0,1 Глубиномер индикаторный ГИ-2 Лула 7 ^х . Набор щупов № 4.	Плоскогубцы комбинированные. Отвертка (S =I,0).	Баллон со сжатым воздухом. Растворитель Нефрас-С 50/170 Смазка ВНИИП-261. Смазка ЦИАТИМ-221. Проволока контрольная КС-0,8кд. Салфетки х/б.

2.2.3.3 Технолігічна карта № 501. Перевірка працездатності системи гальмування коліс

1. Розкрийте і відверніть заглушку клапана прокачування, і під'єднаєте прилад для перевірки тиску і прокачування гідравлічних гальмівних систем.
2. Підключіть аеродромні джерела електро- і гідро живлення (см 012.10.01, ТК № 301 і 012.10.06, ТК № 301).
3. Включіть АЗС електроланцюга сигналізації системи гальмування коліс.
4. Натисніть гальмівні педалі до упору з витримкою в крайньому положенні не менше 2 з(повторіть операцію 9.10 разів).

Тиск робочої рідини по літаковому покажчику в кабіні і по манометру приладу на колесі повинно бути $100 \text{ кгс/см}^2 \pm 10 \text{ кгс/см}^2$ ($10 \text{ МПа} \pm 1 \text{ МПа}$).

Світосигнальні табло ПЕРЕДН(лев, прав), ЗАДН(лев, прав) повинні спалахнути при тиску в системі $60 \text{ кгс/см}^2 \pm 3 \text{ кгс/см}^2$ ($6 \text{ МПа} \pm 0,3 \text{ МПа}$).

Примітка. При перевірці тиску робочої рідини в гальмах коліс при натисненні гальмівних педалей перевірте час загальмовування і розгальмування коліс. Час загальмовування контролюється від початку натиснення педалей до тиску $100 \text{ кгс/см}^2 \pm 10 \text{ кгс/см}^2$ ($10 \text{ МПа} \pm 1 \text{ МПа}$) (контролювати по манометру приладу на колесі). Час розгальмування контролюється з моменту зняття ніг з педалей до розгальмування колеса(контролювати по покажчику зносу гальмівних дисків). Час загальмовування і розгальмування коліс має бути не більше 1,5 с при $t_{н.у}$ більше $+5 \text{ }^\circ\text{C}$.

5. Витягніть обидва руків'я аварійного гальмування на повний хід з витримкою у витягнутому положенні не менше 2 з(повторіть операцію 8.10 разів).

Тиск робочої рідини по манометру приладу на колесі має бути () кгс/см^2 [() МПа].

Світосигнальні табло СТОЯН ТОРМ(лев, прав) повинні спалахнути при тиску в системі $400 \text{ кгс/см}^2 \pm 3 \text{ кгс/см}^2$ ($4,0 \text{ МПа} \pm 0,3 \text{ МПа}$).

Примітка. При перевірці тиску робочої рідини в колесах при витягуванні руків'я аварійного гальмування перевірте час загальмовування і розгальмування коліс. Час загальмовування контролюється від початку витягування руків'я до тиску в колесі (8 МПа МПа) (контролювати по манометру приладу на колесі).

Час розгальмування контролюється з моменту відпуску руків'я аварійного гальмування до розгальмування коліс(контролювати по індикатору зносу гальмівних дисків).

Час загальмовування і розгальмування коліс має бути не більше 1,5 с при $t_{н.у}$ більше $+5 \text{ }^\circ\text{C}$.

6. Зробіть гальмування стоянки коліс.

Тиск робочої рідини по манометру приладу на колесі має бути () кгс/см^2 (МПа).

Примітка. Перевірку по пп. 4, 5, 6 робите послідовно, встановлюючи прилад для прокачування рідини на кожне колесо.

7. Перевірте працездатність сигналізації системи гальмування :

7.1. Перевірте спрацьовування табло КОЛЕСА ЗАГАЛЬМОВАНІ, для чого :

– при включеному гальмуванні стоянки коліс встановите Руди в положення $55^{\circ} \pm 4^{\circ}$ по ИП- 33.

Повинне спалахнути табло КОЛЕСА ЗАГАЛЬМОВАНІ.

7.2. Перевірте спрацьовування табло ЗЛІТ ЗАБОРОНЕНИЙ, для чого :

– при включеному гальмуванні стоянки коліс встановите Руди в положення $83^{\circ} \pm 4^{\circ}$ по ИП- 33.

Повинне спалахнути табло ЗЛІТ ЗАБОРОНЕНИЙ.

8. Закрийте знімні панелі підлоги.

9. Відключіть АЗС.

10. Від'єднайте аеродромні джерела електро- і гідроенергії.

11. Зніміть прилад з колеса і заглушіть клапан.

Таблиця 2.8 - Апаратура і інструменти при роботах на літаку

Контрольно-перевірочна апаратура(КПА)	Інструмент і пристосування
Прилад 1-2-ОСТ 1 10108-85(чи 160-ОСТ В1 10108-71) для перевірки тиску і прокачування гідравлічних гальмівних систем коліс шасі. Лінійка металева 300 мм Секундомір	Аеродромне джерело електроенергії. Викрутка. Плоскогубці комбіновані

2.2.3.4 Технологічна карта №601. Огляд системи гальмування коліс

1. Розкрийте знімні панелі підлоги в кабіні екіпажа.
2. Зніміть підпедальні майданчики правого і лівого пілотів.
3. Підніміть носовий обтічник фюзеляжу.
4. Відкиньте ліву панель приладової дошки.
5. Огляньте механізм управління основним гальмуванням.

Тяга і гойдалки мають бути надійно закріплені і законтрили.

Не допускаються:

- торкання тяги об гойдалки(у крайніх положеннях);
- механічні ушкодження(тріщини, забоїни, потертості).

6. Огляньте механізм управління аварійним гальмуванням і механізм стопорення стоянки.

Тяга і серезки мають бути надійно закріплені і законтрили.

Не допускаються:

- механічні ушкодження деталей механізму;
- потертості і інші ушкодження пружин.

7. Огляньте редукційні клапани УГ162 і УГ122-2.

Не допускаються:

- підтікання рідини з штуцерів;

- послаблення кріплення клапанів, порушення контрень;
- механічні ушкодження деталей, тріщини;
- виміріть проміжки між нажимними роликками і штоками редуційних клапанів.

8. Перевірте кріплення і герметичність гідроагрегатів, трубопроводів системи гальмування.

Не допускаються:

- послаблення кріплення, порушення контрень;
- текти в з'єднаннях.

9. Огляньте шарнірну гідропроводку системи гальмування на стойках.

Механічні ушкодження не допускаються.

Негерметична шарнірної проводки допускається у вигляді наволочення рідини без відриву і падіння крапель.

10. Закрийте знімні панелі підлоги, встановіть підпедальні майданчики, закрийте ліву панель приладової дошки і носовий обтічник.

11. Приберіть інструмент і пристосування.

Трудомісткість (чел.-г.) — 1,333.

Таблиця 2.9 - Допоміжна апаратура при роботах на літаку

Контрольно-перевірочна апаратура(КПА)	Інструмент і засоби наземного обслуговування(СНО)	Витратні матеріали і запчастини	Додатково використовувані карти
Набір шупів № 2, кл.т. 2.	Лампа переносна 2ПЛ. Плоскогубці комбіновані. Викрутка(S = 1,0). Ключ гайковий 8x10.	Кисть волосяна. Серветки х/б.	ТК № 401, 402.

Висновки

Виходячи із звітів МАК, не варто нехтувати значущістю систем опор, треба чітко наслідувати вказівки регламенту обслуговування шасі. У разі недогляду системи, великий ризик її відмови.

3 ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ ВС

3.1 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 прийнятного 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 прийнятного 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.

3.1.1 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 3.1.

Таблиця 3.1 - 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	–	–	ТЗО
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.

3.2 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.

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, легкоос`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.

Легкоос`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.

3.3 Забезпечення безпеки при злітному - посадочних режимах

3.3.1 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 у край 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.

3.3.2 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.

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.

3.3.3 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.

При складних метеороумовах командир корабля повинен: 1. Вчасно доповісти диспетчерові точний час входу в район аеродрому. 2. Отримати, якщо це необхідно, від диспетчера точне місцезнаходження 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.

3.3.4 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.

4 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ. ЕКОНОМІЧНЕ ОБГРУНТУВАННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ЛІТАКА АН- 74, ЯК ЗАСОБА ТРАНСПОРТУВАННЯ ВАНТАЖІВ

4.1 Маркетингові дослідження ринку внутрішніх і міжнародних перевезень вантажів

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

Почнемо маркетингове дослідження з характеристики регіонів України, які потребують швидкої доставки вантажів.

Таблиця 4.1 - 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] СРСР після Москви і Ленінграда. 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 найбільш промислових, економічних і транспортних центрів, та 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 ХХІ століття основу промислового комплексу складають 240 підприємств різних форм власності.

Вантажоперевезення за 2020 рік

Вантажоперевезення авіаційним транспортом, згідно Державної служби статистики України, в 2020-му році скоротився на 19,5% - до 73 тис. тонн, а вантажообіг збільшився на 18,8% - до 235,9 млн. тонни/км в порівнянні з 2019 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.

Прийемо 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-Софія.

4.1.2 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.

4.2 Початкові дані для розрахунків техніко-економічних показників експлуатації ЛА

4.2.1 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.

4.2.2 Нормативні вартісні показники експлуатації

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

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

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

Вартість однієї години польоту визначається як:

$$C_{шт} = A + B; \quad (4.1)$$

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

Ві - 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)

$$Сткм = (A+B) / (m_{гр} K_3 V_p); \quad (4.2)$$

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

$$V_p = \frac{L \cdot V_{кр}}{L + V_{кр} + \Delta t}, \quad (4.3)$$

де $V_{кр}$ - 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 $N_{кр}=10$ км дорівнює 0,355.

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

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

$$A = \sum_{i=1}^7 A_i, \quad (4.4)$$

- 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:

$$A_i = 0,01 \cdot K_1 \cdot C_c \frac{1 + K_{pc} \cdot \left(\frac{T_c}{t_c} - 1 \right)}{T_c}, \quad (4.5)$$

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

$C_{с без д}$ - ціна літака без двигунів

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

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:

$$K_{pc} = 0,11 + \frac{3 \cdot 10^4}{C_c}. \quad (4.6)$$

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

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

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

$$A_2 = 0,01 \cdot K_2 \cdot n_{дв} \cdot C_{дв} \frac{1 + K_{р дв} \cdot \left(\frac{T_{дв}}{t_{дв}} - 1 \right)}{T_{дв}}, \quad (4.7)$$

де $K_2 = 1,07$ - коефіцієнт, що враховує невикористаний 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, $n_{дв} = 2$.

$$K_{r,дв} = 0,15 + 4,15 \cdot 10^{-5} \left[1 - 0,2 \left(\frac{T_{дв}}{t_{дв}} - 1 \right) \right] T_{дв} \quad (4.8)$$

$K_{р,дв}$

$$Ц_{дв} = 0,015 \cdot K_{НВО} \cdot K_{сх} \cdot K_{сдв} \cdot R_{max} (3400 - 10 \sqrt{R_{max}}) \cdot [1, ст. 26].$$

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

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

[1. стр. 7.]

$K_{сх} = 1$, - 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]

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

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

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:

$$A_3 = 0,024 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} m_{пс}) m_{пс} \quad (4.9)$$

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;

$m_{пс} = 19950$ кг;

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

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot K_2 \cdot K_5 \cdot n_{дв} \cdot \sqrt{R_{max}}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot T_{дв}} \quad (4.10)$$

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

$$A_4 = 0,024 \cdot 16 \cdot 1,07 \cdot 2 \cdot (6300) \cdot 0,5 / (1 + 0,00007 \cdot 6000) = 54,75 \text{ дол/ч.}$$

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 $n_{бп}$:

$$A_5 = 0,015 \cdot (C_{лпс} \cdot n_{лпс} + C_{бп} \cdot n_{бп}) \quad (4.11)$$

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:

$$A_6 = 1,5b \times C_{\text{п}} \times m_{\text{тч}} \times n_{\text{дв}} \quad (4.12)$$

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 проектного двигуна, вироблюваній за допомогою гіпотетичного літака, і коли усі витрати наводяться до одного двигуна, $n_{\text{дв}} \sim 1$).

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

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:

$$A_7 = 0,07 \cdot \sum_{i=1}^6 A_i \quad (4.13)$$

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

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:

$$A = 0,4 \left(\sum_{i=1}^7 A_i^3 \right) \quad (4.14)$$

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

Вартість однієї години польоту по формулі(5.1) :

$$C_{\text{ГП}} = A + B$$

$C_{\text{ГП}}$

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

$$C_{\text{ТКМ}} = \frac{A + B}{m_{\text{ГП}} \cdot K_3 \cdot V_{\text{Г}}} \quad (4.15)$$

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

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

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

4.4 Оцінка ефективності експлуатації ЛА

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

Визначимо мінімальну ціну вантажу, звідки:

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

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:

$$B_{AK} = \frac{C_{гр} \cdot n_{пас} \cdot K_3}{m_{пн} \cdot \tau \cdot V_p} \quad (4.16)$$

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:

$$П_{AK} = B_{AK} - C_{ткм} \quad (4.17)$$

$П_{AK} = B_{AK} - C_{ткм} = 0,884 - 0,662 = 0,222$ 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.

4.4.2 Рентабельність експлуатації

Показником відносної економічної ефективності літака є коефіцієнт рентабельності

$$K_{рент} = \frac{П_{ак}}{K_{пк}}$$

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

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

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 = 3 ч.

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

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

4.4.3 Розрахунок V_p , $C_{ткм}$, $B_{ак}$, $\Pi_{ак}$, $K_{рен}$ на рейсах Київ-Софія

Відстань від Києва до Софії - $L=1300$ км.

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

$$V_p = \frac{1300 \times 625}{1300 + 625 + 0,355} = 422 \text{ км/час}$$

$$C_{ткм} = \frac{A + B}{m_{гр} \times K_3 \times V_p} = \frac{2453}{9 \times 0,85 \times 422} = 0,75 \text{ долл/ткм}$$

$$C_{гр} = \frac{m_{пн} \times V_p \times \tau \times C_{ткм}}{n_{пас} \times K_3} = \frac{9 \times 422 \times 1 \times 0,75}{80 \times 0,85} = 42 \text{ долл.}$$

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

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

$\tau = 1$ ч.

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

$\Pi_{ак} = B_{ак} - C_{ткм} = 0,925 - 0,69 = 0,24 \text{ долл/ткм.}$

$$K_{уе} = \frac{1,05 \times C_c + 1,03 \times C_{дв} \times n_{дв} \times b}{m_{пн} \times V_p \times K_3 \times T_{гн}} = \frac{1,05 \times 20223120 + 1,03 \times 776880 \times 2 \times 1,045}{9 \times 422 \times 0,85 \times 4450} = 1,59$$

$$K_{рен} = \frac{0,24}{1,59} = 0,15$$

4.4.4 Розрахунок прибутку авіакомпанії за рік на рейсах Київ-Софія

Літак здійснює рейс в Софія кожні 3 дні.

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

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

$\Pi_{ак} = 0,24$ долл/тонна км.

$L = 1300$ км - відстань від Києва до Софії.

Прибуток за один політ $\Pi = \Pi_{ак} \times m_{пн} \times L = 0,24 \times 9 \times 1300 = 2808$ дол.

Прибуток за рік на рейсах в Софія складе :

$\Pi = 2808 \times 242 = 679536$ доллара

4.4.5 Розрахунок V_p , $C_{ткм}$, $B_{ак}$, $\Pi_{ак}$, $K_{рен}$ на рейсах Київ-Харьков

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

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

$$V_p = \frac{400 \times 625}{400 + 625 + 0,355} = 610 \text{ км/час}$$

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

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

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

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

$\tau = 1$ ч.

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

$P_{\text{ак}} = B_{\text{ак}} - C_{\text{ткм}} = 0,925 - 0,526 = 0,399 \text{ дол/ткм.}$

$$K_{\text{ує}} = \frac{1,05 * C_c + 1,03 * C_{\text{дв}} * n_{\text{дв}} * b}{m_{\text{пн}} * V_p * K_3 * T_{\text{гн}}} = \frac{1,05 * 20223120 + 1,03 * 776880 * 2 * 1,045}{9 * 610 * 0,85 * 4450} = 1,1$$

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

4.4.6 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 $P = P_{\text{ак}} * m_{\text{пн}} * L = 0,222 * 89 * 400 = 799$ дол.

Прибуток за рік на рейсах в Харків:

$$1538,5 * 80 = 123080 \text{ долларовдоларів}$$

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

$$999702 + 123080 = 1122782 \text{ долл/год дол\r}$$

Висновки

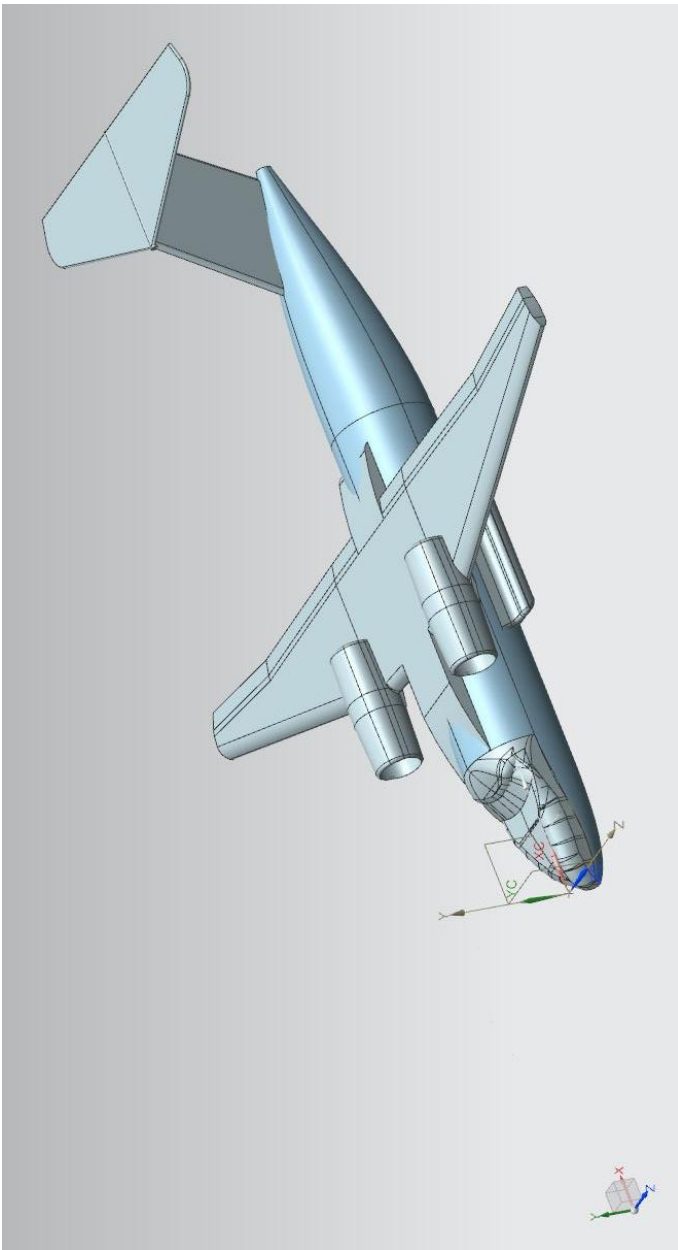
У цьому розділі були проведені маркетингові дослідження ринку міжнародних і внутрішніх перевезень, визначені маршрути перспективних рейсів і порахована їх рентабельність, на рейсах Київ-Софія - 0,15, а на рейсах Київ-Харьков- 0,36. Так само був порахований загальний прибуток з усіх рейсів за рік і вона складає **1063638** доларів.

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

ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ

1. Основні положення повітряного кодексу України і норм льотної придатності літаків транспортної категорії. — Навчань. посібник / Е. Т. Василевский, В. А. Гребеников, В. Н. Николаенко. — Х.: Нац. аеропатлів. ун тонна «ХАИ», 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. Рыженко А.И., Кривцов В.С. Живучість авіаційних силових установок / Підручник для студентів вищих учбових закладів(напряом "Авіація і космонавтика") — Харків: Нац. аеропатлів. ун тонна "Харк. авіац. ин тонна", 2004. — 659 с.
4. Риженко О.І., Рябков В.І. Особливі польотні ситуації та заподій їх виникнення на літаках і вертольотах : Навч. посібник по курсу «Надійність та живучість літаків і вертольотів». - Харків: Держ. аерокосмічний ун тонна «Харк. авіац. ін- тонна», 1999. - 287 с. Б- 3, К60.
5. Новожилов Г.В., Неймарк М.С., Цесар Л.Г. Безпека польоту літака. Концепція і технологія. - М.: Машинобудування, 2003. - 144 с.
6. 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.
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 "ХАИ", 2011.- 180 с.
9. Гончаренко О.Д. «Основні положення вимог по організації технічної експлуатації і ремонту авіаційної техніки цивільної авіації». Харків Національний Аерокосмічний університет «ХАИ» 2001, 212с.
10. В. С. Кривцов, Я. С. Карпов, М. Н. Федотов Інженерні основи функціонування і загальне облаштування аерокосмічної техніки.
11. А. А. Кобылянский, А. Г. Гребінників Характеристики газотурбінних двигунів, Харків, ХАИ, 1985 р.
12. Технологія виробництва літальних апаратів(курсове проектування), Під загальною ред. д-ра техн. наук, проф. В. Г. Кононенко. Видавниче об'єднання «Вища школа», 1974, 224с.
13. Альбом конструкцій агрегатів і систем літака Ан-74Т-200А Харків ХАИ 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. ін- тонна", 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. Иванько, А.И. Костенко, А.А. Сердюків, А.С. Чумак, В.Ф. Шмырев. 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 проектування.Х.: Нац. аерокосмічна ун-т «ХАИ», 2000. — 51 с.
23. Вибір параметрів і експлуатація авіаційних колесі з урахуванням особливостей шин і гальм 6 навчань. посібник / В.И. Рябков, Л.В. Капитанова, Д.В. Тиняков, Н.Г. Толмачев.-Х. : Нац. аеропатлів. ун-т ім. Н.Е.Жуковського « Харьк.авиац. 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.



Ан-74ТК-300

РЕГЛАМЕНТ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

ПУНКТ РО	НАИМЕНОВАНИЕ ОБЪЕКТА ОБСЛУЖИВАНИЯ И РАБОТЫ	ПЕРИОДИЧНОСТЬ ВЫПОЛНЕНИЯ		НОМЕР ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ КАРТЫ РЭ	ПРИМЕЧАНИЕ
		ЧАСЫ НАЛЕТА	КАЛЕНД. СРОК		
4.032.01	4.032. ШАССИ Осмотрите шасси	300	4	601/032.00.00	
4.032.02	Проверьте давление воздуха в шинах колес	300	4	601/012.11.04	
4.032.03	Осмотрите основные опоры шасси	300	4	601/032.10.00	
4.032.04	Осмотрите переднюю опору шасси	300	4	601/032.20.00	
4.032.05	Проверьте давление азота в амортизаторах стоек основных опор по обжатию штоков амортизаторов	300	4	601/032.11.01	
4.032.06	Проверьте давление азота в амортизаторе стойки передней опоры по обжатию штока амортизатора	300	4	601/032.21.01	
4.032.07	Проверьте работоспособность антинозовых автоматов УА51Б		—	502/032.44.00	Выполняйте через ка- ждые 250 ⁺⁸⁰ ₋₂₅ посадок
4.032.08	Проверьте состояние деталей колес и тормозов основных опор		—	601/032.41.00	Выполняйте через ка- ждые 250 ⁺⁸⁰ ₋₂₅ посадок
4.032.09	Проверьте состояние деталей колес передней опоры		—	601/032.42.00	Выполняйте через ка- ждые 150±50 посадок

Ан-74ТК-300

РЕГЛАМЕНТ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

ПУНКТ РО	НАИМЕНОВАНИЕ ОБЪЕКТА ОБСЛУЖИВАНИЯ И РАБОТЫ	ПЕРИОДИЧНОСТЬ ВЫПОЛНЕНИЯ		НОМЕР ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ КАРТЫ РЭ	ПРИМЕЧАНИЕ
		ЧАСЫ НАЛЕТА	КАЛЕНД. СРОК		
4.032.10	Проверьте состояние складывающихся подкосов стоек основных опор шасси	600	8	601/032.11.02	
4.032.11	Смажьте шарнирные соединения шасси	300	4	301/032.00.00	
4.032.12	Осмотрите систему торможения колес	600	8	601/032.44.00	
4.032.13	Проверьте работоспособность системы торможения колес	1500	20	501/032.44.00	
4.032.14	Осмотрите агрегаты системы уборки-выпуска и узлы их крепления	1500	20	601/032.30.00	
4.032.15	Осмотрите систему управления поворотом колес передней опоры и проверьте натяжение тросов	1500	20	601/032.50.00	
4.032.16	Проверьте работоспособность системы управления поворотом колес передней опоры	1500	20	501/032.50.00	
4.032.17	Проверьте состояние замка выпущенного положения передней опоры	1500	20	601/032.33.01	
4.032.18	Проверьте работу системы уборки-выпуска шасси	1500	20	501/032.30.00	

4.032

Стр. 2

Апр 5/05 1

Действительно: Ан-74ТК-300Д