

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**

магістра

(освітній рівень)

на тему «Удосконалення технічного обслуговування гальм  
коліс транспортного літака»

ХАІ.103.1-96авт.24О.272.238-9/22-2 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу групи № 1-96авт  
спеціальності 272 «Авіаційний транспорт»

(шифр спеціальності)

освітня програма «Технічне обслуговування та  
ремонт повітряних суден і авіадвигунів»

Халін О.Ю.

(прізвище й ініціали студента)

Керівник: Орловський М.М.

прізвище й ініціали

Рецензент: Іванов С.М.

(прізвище й ініціали)

Харків – 2024

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

Факультет \_\_\_\_\_ 1 Літакобудування  
 Кафедра \_\_\_\_\_ 103 «Проектування літаків і вертольотів»  
 Освітній рівень \_\_\_\_\_ «Магістр»  
 Галузь знань \_\_\_\_\_ 27 «Транспорт»  
 Спеціальність \_\_\_\_\_ 272 «Авіаційний транспорт»  
 Освітня програма \_\_\_\_\_ «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і  
 \_\_\_\_\_ авіадвигунів»

**ЗАТВЕРДЖУЮ**

**Завідувач кафедри**

к.т.н., доцент \_\_\_\_\_ Сергій Трубаєв

“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2023 р.

**ЗАВДАННЯ**  
**НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ МАГІСТРА**

\_\_\_\_\_ Халіну Олексію Юрійовичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

Тема дипломного проекту Удосконалення технічного обслуговування  
гальм коліс транспортного літака

Керівник дипломного проекту \_\_\_\_\_ Орловський М.М. к.т.н., доцент

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

затверджені наказом Університету № 2036-уч. от \_\_ від « 23 » 11 2023 року \_\_

Термін подання студентом дипломного проекту 10.01.2024 року

Вихідні дані до проекту:  $V_{\max}=620$  км/ч;  $V_{\text{кр}}=520$  км/ч;  $V_y = 12$  м/с;

$H_{\max}=1100$  км;  $H_{\text{кр}}=1000$ км;  $L = 2500$  км;  $L_{\text{роз}} = 800$  м;  $m_{\text{ц.н.}} = 9$  т.

**Зміст розрахунково-пояснювальної записки**

(перелік завдань, які потрібно розробити)

**1. Конструкторський розділ**

**1.1. Автоматизоване формування вигляду літака**

- Вступ, постановка мети і завдань проектування
- Розробка концепції створення проектуемого літака і науково-технічної програми досягнення його характеристик.
- Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва та

експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака.

- Збір, обробка та аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака.
- Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки.
- Розрахунок маси літака в нульовому наближенні.
- Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу.
- Визначення та оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів.
- Стандартна специфікація проектного літака.
- Розрахунок діаграми «вантаж-дальність».

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

- Визначення лобового опору проектного літака.
- Розрахунок аеродинамічних характеристик і характеристик польоту.
- Аналітичний вираз поляри літака.
- Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання проектного літака.

### **1.3. Розробка майстер-геометрії транспортного літака.**

- Опис майстер-геометрії літака

## **2. Експлуатаційний розділ**

### **2.1. Технічне обслуговування гальм коліс транспортного літака**

- Конструкція і експлуатація гальм коліс шасі.
- Загальний принцип роботи системи гальмування.
- Параметри, які характеризують роботу системи.
- Ефективність системи.
- Моделювання процесу гальмування.
- Вплив стану злітно-посадкової смуги на величину коефіцієнта тертя.
- Загальні відомості про гальмівні колеса шасі.
- Гальмівні пристрої у авіаційних колесах.
- Конструктивна будова дискових гальм.
- Матеріали, які використовуються в гальмах авіаційних коліс.
- Основні вимоги до стійок шасі, що містять гальма в їх колесах.
- Аналіз гальмівного пристрою в системі гальмування експлуатованого літака.
- Характерні відмови і пошкодження, типові роботи при технічному обслуговуванні елементів гальмівних пристроїв.

### **2.2. Регламент і технології технічного обслуговування гальм коліс транспортного літака**

- Регламент технічного обслуговування.
- Класифікація робіт з технічного обслуговування.
- Технологія обслуговування.

## **3. Безпека польотів. Експлуатація літака в екстремальних ситуаціях**

Методи забезпечення БП при експлуатації АТ.

Фактори і показники експлуатаційної технологічності.

Забезпечення безпеки при злітно-посадкових режимах.

#### **4. Економічний розділ**

##### **Економічне обґрунтування ефективності експлуатації літака, як засобу транспортування вантажу**

- Маркетингове дослідження ринку внутрішніх і міжнародних перевезень пасажирів.
- Сегментація ринку споживачів і визначення ємкості перевезень(очікуване число пасажирів).
- Дослідження ринку перевезень.
- Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників експлуатації літака.
- Льотно-технічні характеристики ЛА, які впливають на експлуатаційні витрати в базовому аеропорту(авіаційної експлуатованої компанії)
- Нормативні вартісні показники експлуатації.
- Розрахунок повної собівартості експлуатації літака при перевезенні комерційного вантажу на один кілометр шляху.
- Оцінка ефективності експлуатації літака
- Розрахунок виручки і прибутку експлуатуючої компанії, що припадають на один тонно-кілометр.
- Рентабельність експлуатації.
- Розрахунок  $V_p$ ,  $C_{ТКН}$ ,  $V_{АК}$ ,  $\Pi_{АК}$ ,  $K_{рен}$  на рейси
- Розрахунок прибутку авіакомпанії за рік на рейсах
- Розрахунок прибутку авіакомпанії за рік

##### **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
<b>1.</b>	к.т.н., доцент каф.103 Орловський М.М.		
<b>2.</b>	к.т.н., доцент каф.103 Орловський М.М.		
<b>3.</b>	к.т.н., доцент каф.103 Орловський М.М.		
<b>4.</b>	к.т.н., доцент каф.103 Орловський М.М.		

Нормоконтроль \_\_\_\_\_ « \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 20\_\_ р.  
(підпис) (ініціали та прізвище)

Дата надання завдання «22» \_ листопада \_2023 року

***КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН***

№ з/п	Назва етапів дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітки
<b>1.</b>	<b>Конструкторський розділ</b>		
<b>2.</b>	<b>Експлуатаційний розділ</b>		
<b>3.</b>	<b>Безпека польотів</b>		
<b>4.</b>	<b>Економічний розділ</b>		

Студент \_\_\_\_\_  
(підпис) (прізвище та ініціали)

Керівник проекту \_\_\_\_\_  
(підпис) (прізвище та ініціали)

## Реферат

Кваліфікаційна робота магістра на тему «**Удосконалення технічного обслуговування гальм коліс транспортного літака**»: 118 с., 4 розділи, 28 рис., 18 табл., 3 додатки, 26 джерел інформації.

**Об'єкт дослідження** - транспортний літак з ТРД.

**Мета роботи** - інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання транспортного літака з заданими параметрами, розробка регламенту та технології технічного обслуговування гальм коліс транспортного літака.

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

У кваліфікаційній роботі представлені: статистичне проектування вигляду літака; визначені аеродинамічні та льотно-технічні характеристики літака; розроблені алгоритми визначення тяги двигуна та алгоритм визначення зміни коефіцієнта лобового опору; розробка регламенту та технології технічного обслуговування гальм коліс, експлуатація літака в екстремальних ситуаціях, розрахунок собівартості експлуатації, витрати на експлуатацію та вартість авіаквитків.

У кваліфікаційній роботі було спроектовано транспортний літак, а також були закріплені знання, що отримані в теоретичному навчанні.

Робота була виконана на ЕОМ, з використанням різних програмних продуктів: Unigraphics NX9.0, Компас 3D версія 13, Microsoft Word 2010, всі розрахунки виконані в Microsoft Excel 2010 з використанням міжнародної мережі Інтернет.

**Ключові слова:** ТАКТИКО-ТЕХНІЧНІ ВИМОГИ, ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ, ЗЛІТНА МАСА ЛІТАКА, НАВАНТАЖЕННЯ НА КРИЛО, ШАСІ, ГАЛЬМІВНЕ КОЛЕСО, РЕГЛАМЕНТ ТО, ТЕХНОЛОГІЧНА КАРТА, СОБІВАРТІСТЬ, ПРИБУТОК, РЕНТАБЕЛЬНІСТЬ.

## ЗМІСТ

Вступ.....	9
1. Конструкторський розділ.....	10
1.1.1 Розробка концепції створення проектуємого літака і науково-технічної програми досягнення його характеристик.....	10
1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження .....	12
1.1.3 Збір, обробка та аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака.....	15
1.1.4 Вибір та обґрунтування схеми літака.....	19
1.1.5 Розрахунок маси літака в нульовому наближенні .....	19
1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розгону.....	23
1.1.7 Визначення та оптимізація проектних параметрів літака та його агрегатів.....	23
1.1.8 Стандартна специфікація літака.....	26
1.1.9 Розрахунок характеристики «вантаж-дальність».....	32
1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні та масові характеристики літака. Аеродинамічний розрахунок літака.....	34
1.2.1 Визначення лобового опору проектуваного літака.....	34
1.2.2 Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака.....	40
1.3 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання, підбір літака.....	54
1.3.1 Розробка майстер-геометрії близько-магістрального літака.....	54
1.3.2 Опис літака.....	54
2 ЕКСПЛУАТАЦІОННИЙ РОЗДІЛ.....	56
2.1 Конструкція і експлуатація гальмівних коліс шасі .....	56
2.1.1 Моделювання процесу гальмування.....	56
2.1.2 Вплив стану злітно-посадочної смуги на величину коефіцієнта тертя....	59
2.1.3 Загальні відомості про гальмівні колеса шасі.....	61
2.1.4 Гальмівні пристрої в авіаційних колесах.....	62
2.1.5 Конструктивний пристрій дискових гальм.....	65
2.1.6 Матеріали використовувані в гальмах авіаційних коліс.....	68
2.1.7 Експлуатація гальмівних пристроїв авіаційних коліс.....	70
2.1.7.1 Огляд агрегатів і проводки управління гальмами.....	70
2.1.7.2 Основні вимоги до стійок шасі, що містять гальма в їх колесах.....	71
2.1.8 Аналіз гальмівного пристрою в системі гальмування літака.....	72
2.1.9 Робота системи в режимі основного гальмування.....	75
2.1.10 Робота системи в режимі аварійного гальмування.....	75
2.1.11 Робота сигналізації гальмівної системи.....	76
2.1.12 Характерні відмови і пошкодження, типові роботи при технічному обслуговуванні елементів гальмівних пристроїв.....	79
2.2 Розробка регламенту і технології технічного обслуговування гальм коліс транспортного літака.....	84
2.2.1 Регламент технічного обслуговування.....	84
2.2.2 Класифікація работ по ТО.....	86

2.2.2.1	Оперативне технічне обслуговування системи шасі.....	89
2.2.2.2	Періодичне технічне обслуговування системи шасі.....	89
2.2.2.3	Технічне обслуговування при зберіганні.....	91
2.2.2.4	Спеціальне технічне обслуговування .....	92
2.2.3	Технологія обслуговування.....	92
2.2.3.1	Заміна агрегатів.....	92
2.2.3.2	Карта №601. Перевірка стану деталей коліс і гальм основних опор...	93
2.2.3.3	Технологічна карта № 501. Перевірка працездатності системи гальмування коліс.....	94
2.2.3.4	Технологічна карта №601. Огляд системи гальмування коліс.....	96
3.	ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ.....	98
3.1	Методи забезпечення БП при експлуатації АТ .....	98
3.1.1	Загальні принципи встановлення допустимих методів експлуатації агрегатів і систем літаків.....	99
3.2	Чинники і показники експлуатаційної технологічності.....	100
3.3	Забезпечення безпеки при злітно- посадкових режимах.....	102
3.3.1	Посадка літака.....	102
3.3.2	Правила посадки літака при бічному вітрі.....	102
3.3.3	Посадка літака в складних метеоумовах.....	103
3.4	Зліт і його характеристики.....	104
4	ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ.....	105
4.1	Маркетингові дослідження ринку внутрішніх і міжнародних перевезень пасажирів.....	105
4.1.1	Сегментація ринку споживачів і визначення ємності перевезень(очікувана кількість пасажирів).....	105
4.1.2	Дослідження ринку авіаперевезень.....	106
4.2	Вихідні дані для розрахунків техніко-економічних показників експлуатації проєктованого літака.....	107
4.2.1	Льотно-технічні характеристики ЛА, що впливають на експлуатаційні витрати в базовому аеропорту (авіаційної експлуатованої компанії.....	107
4.2.2	Нормативні вартісні показники експлуатації.....	107
4.2.3	Розрахунок повної собівартості експлуатації літака при перевезенні комерційного вантажу на один кілометр дороги.....	107
4.3	Оцінка ефективності експлуатації ЛА .....	112
4.3.1	Розрахунок виручки і прибутку експлуатуючої компанії ЛА, що доводиться на один тонно-кілометр .....	112
4.3.2	Рентабельність експлуатації .....	112
4.3.3	Розрахунок економічних показників на рейсах Київ-Харків.....	113
4.3.4	Розрахунок прибутку авіакомпанії за рік на рейсах Київ-Харків.....	114
	Висновки .....	114
	Список використаної літератури.....	115
	Додаток А Креслення загального вигляду літака.....	118
	Додаток Б Креслення конструктивно силової схеми.....	119
	Додаток В Майстер геометрія літака (SIEMENS).....	120



## **Вступ, постановка мети і задач проектування**

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

В даній кваліфікаційній роботі проектується багатоцільовий літак, який представляє собою суцільнометалевий високоплан з Т-образним оперенням.

Завданням даної кваліфікаційної роботи є удосконалення технічного обслуговування гальм коліс транспортного літака, використовуючи знання, отримані при навчанні в університеті, пошук інформації у рекомендованій літературі та світовій мережі Інтернету..

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

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

## 1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

### 1.1 Автоматизоване формування образу літака.

#### *1.1.1 Розробка концепції створення проектованого літака і науково-технічної програми досягнення його характеристик*

Постійне зростання вимог до авіаційної техніки, необхідність заміни застарілого парку, зміна структури ринку авіаційних перевезень створюють потребу в розробці нових типів літаків. Внутрішній ринок цивільної авіаційної техніки країн СНД знаходиться в затяжній кризі. Авіаційні компанії вважають за краще максимально використовувати застарілу, але перевірену радянську техніку, яка потребує значних вкладень. Основна 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 старої.

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

Метою даного підрозділу є розробка концепції транспортного літака, що доповнює наявні типи вітчизняної авіаційної техніки, здатного ефективно конкурувати із зарубіжними аналогами. Розроблюваний тип літака покликаний забезпечити ефективне вирішення перспективних завдань народно-господарського 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 та 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 безпеки, 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, аксесуарів, інструментів, техобслуговування.

Найбільш значущими комплексними параметрами, котрі характеризують рівень економічної ефективності його експлуатації, можна вважати питому вартість на одне пасажиро-місце (див.розділ 4) і паливну ефективність ВС. У сукупності ці параметри визначають прямі експлуатаційні витрати (ПЕР), а їх рівень дозволяє судити про конкурентоспроможність ВС даного класу при однаковому рівні доведених, ресурсів і характеристик надійності і ремонтпридатності.

Розроблюваний літак повинен перевершувати існуючі аналоги по льотно-технічним, ресурсним, експлуатаційним і економічним характеристикам:

- аеродинамічна компоновка літака повинна забезпечувати крейсерську аеродинамічну якість на рівні 19-20 одиниць, що на 5 ... 7% вище показників аналогів
- компонування салону повинна забезпечувати рівень комфорту на рівні сучасних світових стандартів для салонів економ-класу, з можливістю переобладнання і випуском літаків з салонами бізнес-класу і класу люкс для пасажирської модифікації даного транспортного ВС. Кабіна екіпажу і пасажирський салон повністю герметичні.
- злітно-посадкові характеристики повинні забезпечувати безпечну експлуатацію розробляемого літака з ґрунтових аеродромів при довжині ЗПС від 500 м, що відповідає класу Е за класифікацією СНИП 2.05.08-85, СНИП 32-03-96, або класу 1В згідно з класифікацією ІКАО, а також експлуатацію з необладнаних аеродромів.
- паливна ефективність. Необхідно забезпечити зниження витрати палива на крейсерському режимі на 10 ... 15% у порівнянні з аналогами, до рівня 24,9 г / пасс.км.
- висока транспортна ефективність - не більше 189 г / пасс.км (на 7 ... 15% нижче аналогів) повинна бути забезпечена за рахунок високого рівня вагової досконалості конструкції і систем, відносна маса планера - не більше 27%.
- силова установка повинна забезпечувати необхідний рівень тяговооруженості при низькому рівні шуму, вібрацій і витраті палива на крейсерському режимі не більше 0,55 ... 0,56 кг / кгс.ч. По шуму на місцевості літак повинен задовольняти вимогам глави 4 міжнародних

стандартів «Охорона навколишнього середовища», додатки 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію (том I «Авіаційний шум», 2001 р.).

- система управління і пілотажно-навігаційний комплекс повинні бути виконані із застосуванням сучасного обладнання. Необхідно, щоб точності 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 становити не менше 80000 льотних годин. Термін служби - не менше 30 років.
- вартість повинна складати не більше 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 екіпажу.
- для забезпечення конкурентоспроможності розробляемий літак 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 та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака***

Проектоване транспортне повітряне судно призначене для транспортування громіздких і особливо важких вантажів. При цьому можливо 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 в будь-який час року і доби з

бетонних, галькових, льодових і сніжних 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 екіпажу, пасажирів і вантажу, аварійне обладнання, вентиляцію та опалення, герметичність кабіни, пожежний захист.

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

- визначаються шляхом випробувань;
- чи відповідають затвердженим технічним умовам, що гарантує міцність і інші властивості, прийняті в розрахункових даних;
- оцінюються з урахуванням впливу навколишніх умов, очікуваних в експлуатації, таких, як температура і вологість.

Кожен елемент конструкції відповідним чином захищена від зниження або втрати міцності в процесі експлуатації по будь-якої причині, включаючи:

- атмосферні дії, корозію, стирання;
- забезпечений достатньо способів вентиляції і дренажування.

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

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:

- в разі відмови одного двигуна на зльоті при швидкості рівній  $1.2V_{\text{під}}$  з випущеним шасі і в злітному положенні механізація крила, повинна бути забезпечена можливість продовження зльоту літака;
- скоропідйомність в цьому випадку повинна бути не менше  $2 \text{ м / с}$ ;
- при відмові двигуна в польоті компенсуючі навантаження на органи управління не повинні бути надмірними, а за допомогою механізму триммерного ефекту повинні зводитися до нуля;
- при посадці з непрацюючим двигуном повинна бути забезпечена можливість відходу на друге коло.

Вимоги до конструкції літака:

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

- літак повинен бути стійкий і управляємо на всіх режимах польоту і руху по землі, при цьому зусилля на органах управління повинні 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 повинна задовольняти вимогам живучості при наявності значних пошкоджень;
- літак повинен бути простим в експлуатації, ремонті і обслуговуванні;
- всі деталі літака повинні мати посилену антикорозійну обробку;
- літак повинен бути простим і економічним у виробництві;
- літак повинен забезпечувати виконання завдання при незначній відмові систем літака;
- літак повинен зберігати працездатність при впливі зовнішніх факторів (явищ);
- системи літака повинні по максимуму попереджати помилки пілотів.

Етап розробки тактико-технічних вимог, що проводиться на основі аналізу статистичних даних (див.п.п. 1.1.3), полягає в доповненні заданих ТТТ на проєктований літак.

Додаткові вимоги внесені в таблицю 1.1, де величини  $m_c, L, L_p, n_{ек}, V_{крей}, H_{крей}, V_{у н} = 0, H_{пот}$  обчислюються як середнє арифметичне даних статистичної таблиці.

За даними статистики таблиці заповнюємо таблицю 1.1, де значення  $\lambda, \eta, \chi, \bar{S}_{ел}, \lambda_{\phi}, \bar{C}, D_{\phi}, L_{\phi}$  отримані з статистичної таблиці 1.1, значення інших величин взяті з [1].

Таблиця 1.1 - Основні параметри літака

$\lambda$	$\chi$	$\eta$	$\bar{C}$	$\bar{b}_3$	$\delta_3$	$\bar{S}_{ел}$	$\lambda_{\phi}$	$D_{\phi}, м$	$L_{\phi}, м$
8,5	19°	3,24	0,12	0,25	25/50	0,0764	7,42	3,766	27
$\bar{S}_{го}$	$\bar{S}_{во}$	$\lambda_{го}$	$\lambda_y$	$\chi_{го}$	$\chi_y$	$\bar{C}_{го}$	$\bar{C}_y$	$\eta_{го}$	$\eta_y$
0,343	0,212	4	1	25°	30°	0,09	0,06	2,4	1,5

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

Для збору статистичних даних необхідно використовувати дані літаків, які аналогічні проєктованому літаку і 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 потужної механізації крила, що складається з предкрилків і багатоцільових закрилків.

Літак являє собою високоплан з крилом малої стріловидності, Т-образним стріловидним оперенням і мотогондами, розташованими над крилом. Літак має шасі з носовим колесом. Основні опори являють собою чотири окремі стійки з поодинокими колесами. Крило літака являє собою двухлонжеронний кесон, технологічно розчленований на п'ять частин.

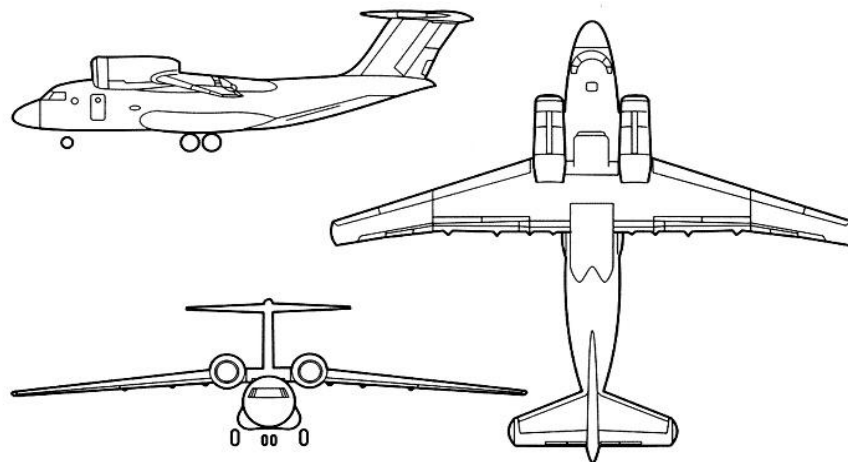


Рисунок 1.1 – Літак Ан-72 / Ан-74

Фюзеляж складається з трьох відсіків. Головними силовими елементами фюзеляжу є підлога вантажної кабіни, шпангоути і бімси, що обрамляють вантажну рампу. Обшивка підкріплена стрінгерами. Оперення має двухлонжеронну конструкцію. Кермо і елерони секціонованими.

Літак має наступні модифікації:

- Ан-72 – військово-транспортний літак;
- Ан-74Т, Ан-74-100 – цивільні транспортні літаки;
- Ан-71 – літак дальнього локаційного виявлення;
- Ан-72П – патрульний варіант для прикордонної служби;
- Ан-72П – повітряний командний пункт системи АВАКС;
- 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 високоплан із стрілоподібним крилом ( $16^\circ$  по лінії  $\frac{1}{4}$  хорд). Відносна товщина профілю в кореневій частині крила 0,125. Крило ежекторне. Є предкрилки і закрилки з обдуваючими верхніми і нижніми поверхнями, а також елерони. гальмо кут  $\varphi = -5^\circ$ . Оперення Т-образне, вертикальне оперення має стреловидність  $20^\circ$ , горизонтальне -  $22^\circ$ . Оперення однокільове. Звуження горизонтального оперення  $\eta_{го} = 2$ , вертикального -  $\eta_y = 1,2$ . На кілі є кермо напрямку, на стабілізаторі - кермо висоти.

Фюзеляж суцільнометалевий з широким застосуванням хромонікелевих сталей.

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

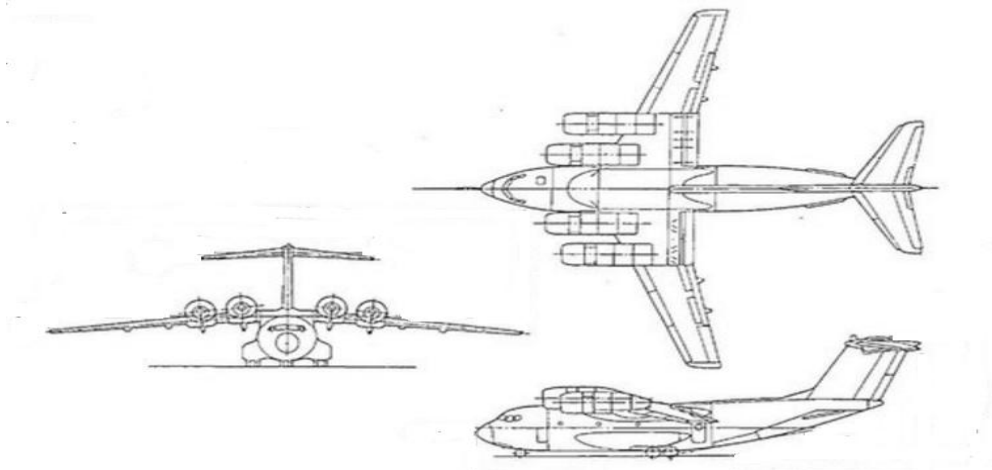


Рисунок 1.2 - Літак NAL QSTOL

### 3. Брітіш Аероспейс ВАе-146СТА

Літак є транспортною модифікацією близькомагістрального пасажирського літака ВАе-146 серії 300. За компоновальною схемою є високоплан з крилом малої стреловидності і стрілоподібним Т-образним оперенням. Силова установка літака складається з чотирьох ТРДД. Конструкція літака суцільнометалева, окремі частини виготовлені з вугле- і склопластиків. Крило літака технологічно ділиться на п'ять частин. Механізація крила складається з двохщільстих закрилків і щитків Крюгера. На елеронах є трімери. Конструкція крила двухлонжеронна кесонна.

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



Фюзеляж оснащений опускаємою хвостовою рампою. Шасі літака триопорне, прибираєме в фюзеляж. Передня стійка прибирається вперед, а основні - всередину до осьової 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.

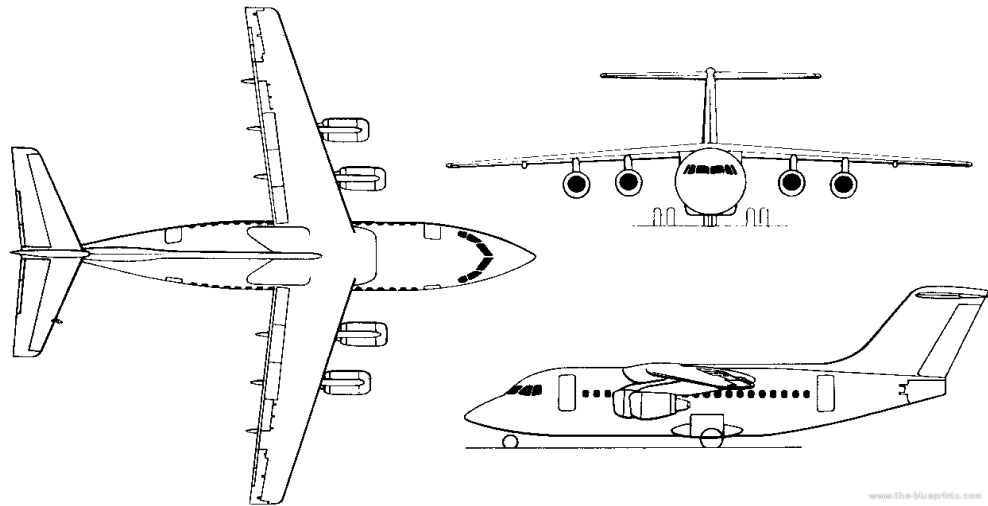


Рисунок 1.3 - Літак ВАе-146СТА

#### 4. С-1, Японія, 1974 р.

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

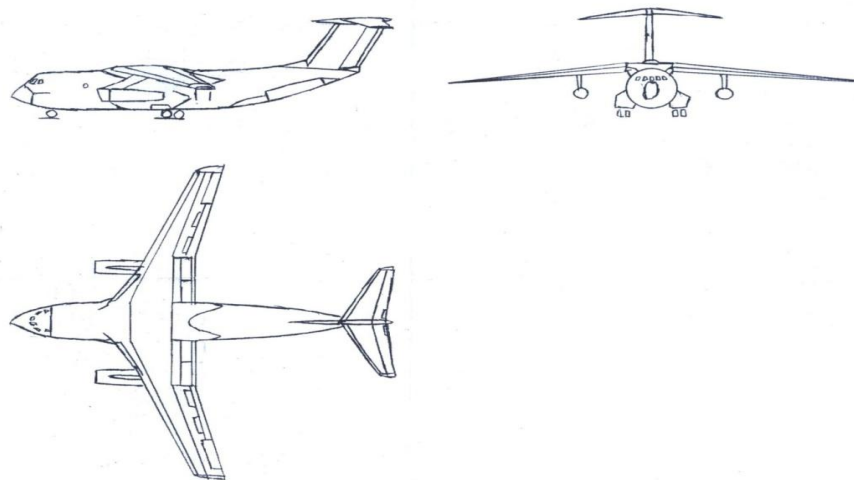


Рисунок 1.4 - Літак С-1

Таблиця 1.2 – Статистична таблиця

	Наіменування літака	Ан-74	Ан-72	NAL QSTOL	BAe-146STA	C-1
Льотні данні	$V_{max}$ , КМ/Г	790	760	815	788	805
	$H_{max}$ КМ,	11	10	11	8	7,62
	$V_{крей}$ , КМ/Г	625	500	650	710	800
	$H_{крей}$ , КМ	10	9,5	10,7	6,5	7,1
	$V_{взл}$ , КМ/Г	175	165	180	180	185
	$L_{m_t max}$ , КМ	2917	3800	3200	3096	3300
	$L_{m_{гр} max}$ , КМ	1822	1324	1120	2522	1000
	$L_{разб}$ , КМ	0,300	0,350	0,59	1,219	0,720
	$L_{проб}$ , КМ	0,250	0,300	0,495	1,067	0,600
Масові данні	$m_{0 max}$ , КГ	36850	34500	39000	42185	45000
	$m_{пос}$ , КГ	33000	32000	39600	33153	34125
	$m_{пуст}$ , КГ	19950	18650	18645	33153	20152
	$m_{гр}$ , КГ	10550	9500	10530	8500	8910
	$N_{пас}$ , ЧОЛ	3		3	2-4	3
	$m_T$ , КГ	13300	10500	9000	7800	9362
Геометричні данні	$S$ , М <sup>2</sup>	98,62	113	92	76,58	120,5
	$l$ , М	31,9	31,9	24	26,21	30,6
	$\chi$	1,3	3,5	2	3	4
	$\lambda$	8,6	9	7,2	8,97	7,8
	$\eta$	3,1	3,25	3,75	3	
	$L_{\phi}$ , М	24,5	26,07	22	26,5	31,1
	$D_{\phi}$ , М	3,75	3,75	4,2	3,33	3,8
	$\lambda_{\phi}$	8,6	9	7,2	8,97	7,8
	$S_{\phi}$ , М <sup>2</sup>	98,62	113	92	76,58	120,5
	$\sum S_{мид}$ , М <sup>2</sup>	9,313	9,313	11,084	10,3	11,2
	$S_{го отн}$	0,415	0,4	0,27	0,26	0,37
Дані силов. устан.	Число і тип двигуна	2ТРДД	2ТРДД	2ТРДД	4ТРДД	2ТРДД
	$p_0$ , Л. С..	6500	3670	3200	3130	6580
	$m_{дв}$ , КГ.	1211	1211	650	589	1190

### 1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака

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

Вибираємо крило стрілоподібної форми, оскільки стрілоподібні крила забезпечують сповна задовільні характеристики на навколосвукових швидкостях.

Взаємне розташування крила і фюзеляжу: високоплан, оскільки така компоновка не заважає завантаженню транспортного літака.

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

Тип шасі: триопорне з носовою стійкою.

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 проєктуванні кількість наближень залежить від типу ЛА, часу, відведеного на проєктуванні і потужності КБ. У даному проєкті буде виконано 3 наближення.

Злітна маса літака є сумою:

$$m_0 = m_k + m_{cy} + m_T + m_{об\ упр} + m_{пн} + m_{ек} \quad (1.1)$$

де  $m_k = f_1(m_0)$  ( $m_0$  – параметри крила) – маса конструкції;  $m_{cy} = f_2(m_0)$ , параметри силової установки) – маса силової установки;  $m_{об\ упр} = f_3(m_0)$ , параметри устаткування управління і всього літака) – маса устаткування і управління;  $m_T = f_4(m_0, v, l, H, K, c_p = c_y/c_x)$ , режим польоту) – маса палива;

$m_{пн} = const$  – задане корисне навантаження;  $m_{ек} = const$  – маса екіпажа.

В результаті отримується складне трансцендентне рівняння, яке неможливо розв'язати відносно  $m_0$  в явном (конечном) виді. Виходом з цього затруднення при розрахунку взлетної маси першого наближення є наступний.

Щоб зменшити вплив  $m_0$  на  $m_k$ ,  $m_{cy}$ ,  $m_T$ ,  $m_{об\ упр}$ , розділимо обидві частини (1.1) на  $m_0$ :

$$1 = \overline{m}_k + \overline{m}_{cy} + \overline{m}_T + \overline{m}_{об.упр} + \frac{m_{пн} + m_{эк}}{m_0} \quad (1.2)$$

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

$$m_0 = \frac{m_C + m_{ЭК}}{1 - (\overline{m}_k + \overline{m}_{cy} + \overline{m}_T + \overline{m}_{об})}, \quad (1.3)$$

де  $m_0$  – злітна маса літака нульового наближення;  $m_C$  – маса комерційного навантаження;  $m_{ЭК}$  – маса екіпажу;  $\overline{m}_k$  – відносна маса конструкції (по відношенню до злітної маси);  $\overline{m}_{cy}$  – відносна маса силової установки;  $\overline{m}_{об}$  – відносна маса устаткування;  $\overline{m}_T$  – відносна маса палива.  $m_{ЭК} = 80 * n_{ЭК} = 80 * 3 = 240$  (кг); [1]

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

$$\overline{m}_k = 0,28; \quad \overline{m}_{об} = 0,1; \quad \overline{m}_{cy} = 0,1.$$

Коефіцієнти  $a$  і  $b$ , а також значення відносних мас – из [1].

$$m_0 = \frac{9000 + 240}{1 - (0,28 + 0,1 + 0,1 + 0,261)} = 35760$$

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

$$\overline{m}_{кр} = 0,396; \quad \overline{m}_\phi = 0,351; \quad \overline{m}_{оп} = 0,081; \quad \overline{m}_{ш} = 0,184;$$

$$m_k = \overline{m}_k * m_0 = 0,28 * 35760 = 10012 \text{ (кг);}$$

$$m_{кр} = \overline{m}_{кр} * m_k = 10012 * 0,397 = 3965,06 \text{ (кг);}$$

$$m_\phi = \overline{m}_\phi * m_k = 10012 * 0,351 = 3514,49 \text{ (кг);}$$

$$m_{оп} = \overline{m}_{оп} * m_k = 10012 * 0,081 = 811,0368 \text{ (кг);}$$

$$m_{ш} = \overline{m}_{ш} * m_k = 10012 * 0,184 = 1842,35 \text{ (кг);}$$

$$m_T = \overline{m}_T * m_0 = 0,3 * 35760 = 9333,36 \text{ (кг);}$$

$$m_{CY} = \overline{m_{CY}} * m_0 = 0,1 * 35760 = 3576, (\text{кг});$$

$$m_{OB} = \overline{m_{OB}} * m_0 = 0,1 * 35760 = 3576 (\text{кг}).$$

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

$$P_0 = t_0 * T_0 * g = 0.365 * 35738 * 9.81 = 127834.826 \text{ Н}$$

$$P_{01} = P_0 / n = 127834.826 / 2 = 63917 \text{ Н}$$

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

$$P_0 = 6391.7 \text{ кгс}; \text{ ДВХ} = 1712 \text{ мм}; \text{ СР}_0 = 0,664 \text{ кг/даН}\cdot\text{ч}; L_{\text{д}} = 3470 \text{ мм};$$

$$\text{СУМ} = 21,4; m = 0,77; m_{\text{дв}} = 1150 \text{ кг}; G_{\text{в}} = 67 \text{ кг / с}; \text{ ДВ} = 0,19 \text{ кг/даН};$$

ТГ = 1425К.

$$\text{Площа крила } S = m_0 * g / 10 * p_0 = 35760 * 9.81 / 10 * 367 = 116.8 \text{ м}^2;$$

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

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

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

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

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

Координата САХ по осі ОХ

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

$$\text{Довжина фюзеляжу } L_{\text{ф}} = \lambda_{\text{ф}} * D_{\text{ф}} = 7.42 * 3.766 = 27.94 \text{ м};$$

Довжина	носової	частини	фюзеляжу
$L_{\text{Н}} = \lambda_{\text{Н}} * D_{\text{ф}} = 1,6 * 3,766 = 6,0256 \text{ м};$			

Довжина	хвостової	частини	фюзеляжу
$L_{\text{ХВ}} = \lambda_{\text{ХВ}} * D_{\text{ф}} = 2.5 * 3.766 = 9.415 \text{ м};$			

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

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

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

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

Середня аеродинамічна хорда ГО

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

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

Координата носка САХ по осі ОХ

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

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

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

Коренева хорда ВО  $b_0^{BO} = \frac{S_{BO}}{L_{BO}} \cdot \frac{2\eta_{BO}}{\eta_{BO} + 1} = \frac{223,775 \cdot 2 \cdot 1,1}{5,555951776 \cdot (1,1 + 1)} = 4,480 \quad (\text{м});$

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

Середня аеродинамічна хорда ВО:

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

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

Координата носка САХ по осі ОХ  $x_a^{BO} = y_a^{BO}$

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

Вибираємо значення, що рекомендуються [1]:

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

кут касання хвостової п'яти  $\varphi = 11^\circ$ ;

кут виносу головних колес  $\gamma = \varphi + 2 = 13^\circ$ ;

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

винос передньої опори  $a = b - e = 9,779 - 0,640 = 9,139 \quad (\text{м});$

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

### 1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розгону

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

$$m_0^1 = 32530 = 35\,400 \text{ кг};$$

$$P_{\text{опт}} =$$

Визначимо потрібну тягу одного двигуна по формулі:

$$P_{\text{оопт}} = \frac{g \cdot m_{0\text{min}} \cdot t_{0\text{оопт}}}{10 \cdot n_{\text{об}}} = \frac{9,81 \cdot 32530 \times 0,375}{10 \times 2} = 5977 \text{ даН.}$$

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

Перевіряємо виконання вимоги по заданій довжині розгону:

$$L_{\text{разб}} = \frac{0,832 \cdot P_{\text{оопт}}}{C_{y\text{опт}} \left[ \xi_{\text{взл}} \frac{\sum P_{0\text{расч}}}{G_{0\text{min}}} - \frac{1}{3} \left( \frac{1}{k_{\text{опт}}} + 2f \right) \right]} =$$

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

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

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

У 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 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 такою, 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, устаткуванню і т.д.

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

$$\delta_y = \frac{(P_0 \cdot S \cdot z_A - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i - m_{KP} \cdot g \cdot z_A) \cdot n^P}{0,96 \cdot \bar{C} \cdot b_0^2 \cdot \sigma_p}, \quad (1.4)$$

де  $P_0$  – питоме навантаження на крило при зльоті, Н/м<sup>2</sup>;  $S$  – 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;  $\sigma_p$  – руйнівна напруга поясу лонжерона.

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

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

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

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

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

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



Конструктивно-силову схему крила можна вибрати також по критерію інтенсивності моментної навантаження, що діє на крило.

Величину інтенсивності моментної навантаження для кореневого перетину крила визначають по вираженню:

$$\frac{M}{H^3} = \frac{((P_0 \cdot S - m_{KP} \cdot g) \cdot z_A - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i) \cdot n^P}{1,03 \cdot (\bar{C} \cdot b_0)^3} ; \quad (1.5)$$

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

Згідно [1], оскільки величина інтенсивності моментної 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 носка профіля. Нервюри розташовуються паралельно фюзеляжу, відстань між ними складає 456 мм. Всього в крилі 33 нервюр, з яких 17, – силові. Нумерація нервюр виробляється 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 0,043 хорди крила.

Фюзеляж.

Як 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 шагом 202 мм. Вони разом з обшивкою сприймають весь 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 В. 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, – силові. Нумерація нервюр виробляється від кореневої нервюри і далі по розмаху. Бортові нервюри розташовуються паралельно осі фюзеляжу. Обшивка підкріплена стрингерами. Профіль ВО – Мунк - 1 [10]:  $\bar{c} = 6\%$   $\bar{b}_c = 40\%$ .

Передній лонжерон розташований на відстані 0,25 хорд від носка 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 ВО 14 нервюр, з яких 8, – силові. Нумерація нервюр виробляється від кореня кіля. Обшивка підкріплена стрингерами. На панелях розташована однакова кількість стрингерів. Відстань між стрингерами складає приблизно 0,041 хорди.

### ***1.1.8 Стандартна специфікація проектного літака***

#### ***Загальні положення***

Проектованим літаком є суцільнометалевий вільнонесучий моноплан з високорозташованим крилом і Т-подібним оперенням. Схема літака показана на рис. 1.5.

#### ***Тип і призначення літака***

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

#### ***Тип і кількість двигунів***

На літаку встановлюються два ТРДД Д-36 на крилі.

#### ***Склад екіпажа, платне навантаження***

Екіпаж складається з двох чоловік льотного складу (командир повітряного судна і другий пілот) і 1 людини обслуговуючого персоналу. Максимальна маса платного навантаження – 9000 кг.

#### ***Зовнішнє покриття***

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

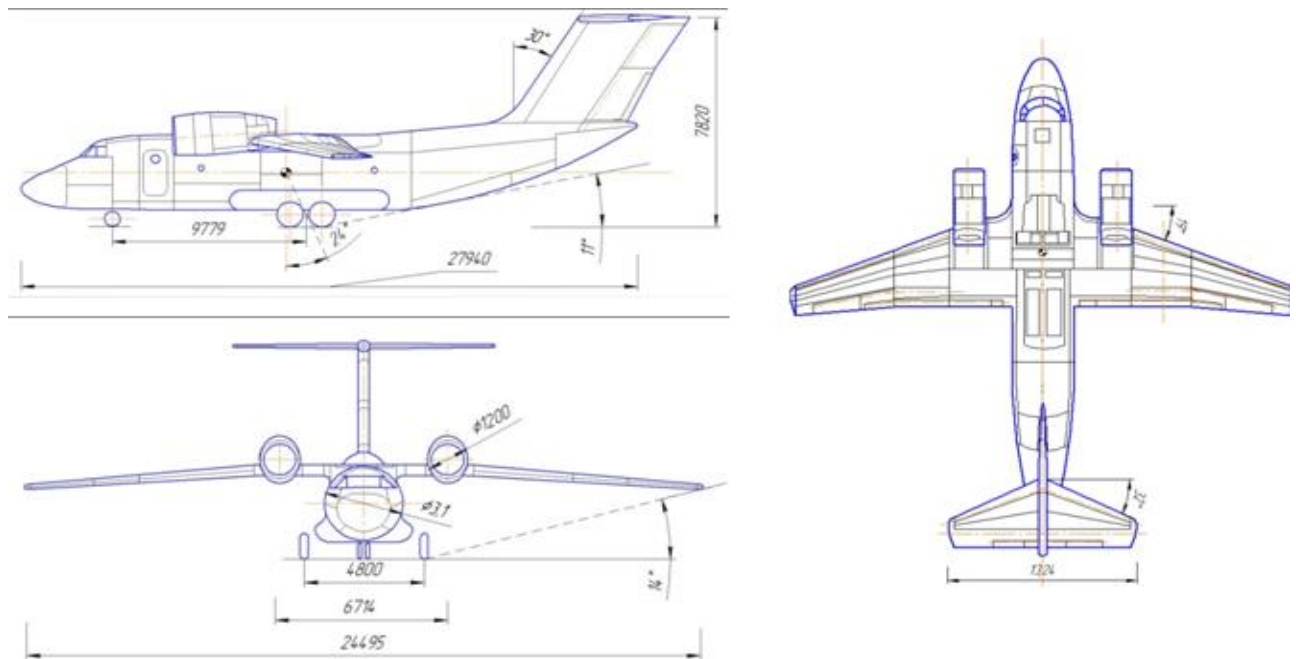


Рисунок 1.5 – Схема літака в трьох проекціях

**Льотні характеристики** (умови: СА, НВПІ = 0) Номенклатура швидкостей (швидкості даються індикаторні для максимальної злітної маси 30062 кг):

Мінімально еволютивна швидкість розгону (VMGC) – 195 км/ч;

Мінімально еволютивна швидкість зльоту (VMC) – 195 км/ч;

Швидкість підйому передньої стійки шасі (VR) – 260 км/ч;

Швидкість відриву літака (Vотр) – 280 км/ч;

Безпечна швидкість зльоту (V2) – 275 км/ч;

Швидкість початку набору висоти (V2Н) – 300 км/ч;

Швидкість початку прибирання закрилків (V3) – 325 км/ч;

Швидкість кінця прибирання закрилків (V4) – 360 км/ч;

Швидкість заходу на посадку (VЗП) – 250 км/ч.

**Мінімально еволютивна швидкість на посадку (VMCL):**

– при убраній механізації – 250 км/ч;

– при злітному положенні закрилків – 195 км/ч;

– при посадочному положенні закрилків – 180 км/ч.

**Максимальна експлуатаційна швидкість на номінальному режимі**

Максимально допустима швидкість прибирання і випуску шасі (VmaxLO)– 380км/ч;

Максимально допустима швидкість польоту з випущеним шасі (VmaxLE)– 420км/ч;

**Максимально допустима швидкість з випущеними закрилками:**

– при злітному положенні і при заході на другий круг (VmaxFE) 355км/ч;

– при посадочному положенні (VmaxFE) 265 км/ч.

**Швидкості, відповідні граничним кутам атаки при масі літака 30062 кг:**

- в польотній конфігурації – 48 км/ч;
- во злітній конфігурації – 205 км/ч;
- в конфігурації відходу на другий круг або посадці на одному двигуні (закрилки 10°/25°) – 219 км/ч;
- в посадочній конфігурації – 185 км/ч.

Дальність польоту на висоті 10000 м-коду і режимі максимальної дальності ( $V=840$  км/ч IC) 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 дорівнює 1,1% з одним непрацюючим двигуном (другий двигун працює в режимі ЧПР з відбором повітря для системи СКВ от ВСУ, закрилки і шасі прибрані):- при 37500 кг 3800 м.

**Потрібна довжина ВПП для зльоту при максимальній злітній масі:**

- з врахуванням можливої відмови одного двигуна на злеті 1900 м.

Потрібна довжина ВПП для посадки при максимальній посадочній масі 1900 м-кодів

Мінімальна міцність ґрунту ( $\sigma$ ):

- з дерновим покриттям  $\geq 8,0$  кгс/см<sup>2</sup>;
- з піщаним покриттям  $\geq 7,5$  кгс/см<sup>2</sup>.

Гранично допустиме експлуатаційне перевантаження в центрі тяжестісамолета в крейсерській конфігурації (пкр.з) 2,5.

**Розміри і площі**

Крило

Площа – 73,1м<sup>2</sup>;

Размах – 24,93 м;

Стреловідність консольної частини крила по лінії 0,25 хорд – 29°;

Площа елеронів – 3,87 м<sup>2</sup>;

Площа закрилків – 14,6 м<sup>2</sup>;

Площа предкрилків – 5,92 м<sup>2</sup>;

Площа інтерцепторів – 5,176 м<sup>2</sup>;

Хвостове оперення

Площа горизонтального оперення – 18,13 м<sup>2</sup>;

Площа керма висоти – 7,2 м<sup>2</sup>;

Площа вертикального оперення – 11,7 м<sup>2</sup>;

Площа керма напряду – 4,42 м<sup>2</sup>;

Фюзеляж

Довжина – 27,9 м;

Максимальний діаметр – 3,100 м;

Загальний об'єм вантажної кабіни – 91,5 м<sup>3</sup>;

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 центрівці 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 ІІІ 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 вживання, кг
	Перевезення вантажів
Максимальна стернова 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
– масло 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 серії 3А з реверсом тяги.

Основні дані двигуна Д-36 серії 4А

Тяга і питома витрата палива:

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

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

– тяга 6500 кгс(63,7 кН);

– питома витрата палива не більше 0,35 кг/кгс·ч.

Надзвичайний режим ( $H=0$ , число  $M=0$ ): тяга 6500 кгс(63,7 кН).

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

– тяга 5500 кгс(53,9 кН).

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

– тяга 1660кгс(16,6 кН);

– питома витрата палива – 0,63 кг/кгс·ч.

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

– тяга 5000 кгс(49кН).

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

– тяга не більш 400 кгс(3.9 кН).

Суша маса двигуна 1109,5 кг.

Габаритні розміри двигуна:

– довжина 3192 мм;

– висота 1711,5 мм;

– ширина 1541,0 мм;

Експлуатаційні обмеження двигуна Д-36 серії 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 врахуванням вживання ЧР і ЧПР не більш 3,0 %;

– на номінальному режимі з врахуванням вживання реверсу і ЧПР не більш 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/мін (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°C:

- витрата не менше 1,6 кг/с;
- тиск не менше 4,9 кгс/см<sup>2</sup> (0,48 МПа).

б) при температурі зовнішнього повітря + 50 ОС:

- витрата не менше 1,35 кг/с;
- тиск не менше 4,3 кгс/см<sup>2</sup> (0,42 МПа);
- температура не вища 290° С.

Час безперервної роботи двигуна без дозаправки масла не менше 8 ч.

Габаритні розміри двигуна:

- довжина 1588 мм;
- ширина 682 мм;
- висота 726 мм.

Маса двигуна в стані постачання не більш 334,5 кг

### ***Діапазони висот і робочих температур***

Діапазон температур:

а) при зльоті:

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

б) при посадці:

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

в) при польоті по маршруту:

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

Діапазон висот (барометрична висота):

- при зльоті 0...3600 м;
- при польоті по маршруту 0...10100 м.

### ***Ресурси***

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

Початковий призначений ресурс літака складає:

– для країн з помірним кліматом – 2000 льотних годин, 5000 посадок, 7 років;

– для країн з вологим тропічним кліматом – 5000 льотних годин, 5000 посадок, 3 роки і може уточнюватися в договорі про продаж з врахуванням 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 кожних 3600/300 льотного годинника, 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 цикли 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 всі інші технічні параметри літака, які можуть бути оцінені з врахуванням відомих виразів:

$$m_{\text{кн}} = m_0 - m_{\text{пс}} - m_{\text{т}}, \quad (1.6)$$

де  $m_{\text{пс}}$  – маса порожнього літака;  $m_{\text{кн}}$  – маса комерційного навантаження;  $m_0$  – злітна маса літака;  $m_{\text{т}}$  – маса палива.

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

$$L = \frac{KV_{\text{крейс}}}{Cr} \ln \frac{1}{1 - m_{\text{т_отн}}}, \quad (1.7)$$

де  $Cr$  – витрата палива;  $K$  – аеродинамічна якість;  $V_{\text{крейс}}$  – крейсерська швидкість польоту;  $m_{\text{т_отн}}$  – відносна маса палива

Таким чином, система рівнянь:



$$\begin{cases} m_{\text{к.н.}} = m_0 - m_{\text{пс}} - m_{\text{т}} \\ L = \frac{KV_{\text{крейс}}}{C_r} \ln \frac{1}{1 - m_{\text{т отн}}} \end{cases} \quad (1.8)$$

Таблиця 1.4– Розрахунку характеристики вантаж-дальність

№ точки	к.н.	о	п.с.	Т	mt(отн)	L(км)	К	кр	г	ln
1	6045	6509	7164	3300	0,364294	2917,14	17,515	25	7	0,453019
2	7345	6509	7164	2000	0,328686	2566,195	17,515	25	7	0,398518
3	9345	6509	7164	0000	0,273905	2061,068	17,515	25	7	0,320075
4	9845	6509	7164	500	0,26021	1940,744	17,515	25	7	0,301389
5	10345	6509	7164	000	0,246515	1822,626	17,515	25	7	0,283046

По діаграмі «вантажів – дальність» виявлена залежність зміни дальності польоту від комерційного навантаження.

m кн (кг)

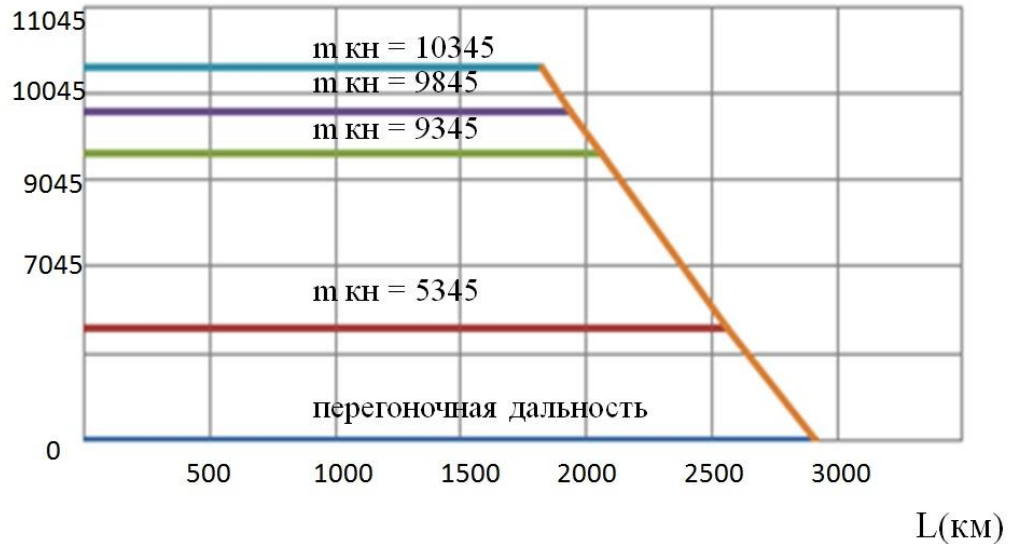


Рисунок 1.6 – Характеристика «вантаж – дальність»

## 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 даному аеродинамічному розрахунку літак розглядається в польотній конфігурації (шасі і механізація літака знаходяться в прибраному положенні) при сталому подовжньому русі 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, другі, – опір тиску.

Складовими частинами лобового опору літака є:

- профільний опір, визначуваний зміною картини тиску на телі, викликаний в'язкістю повітря і опором тертя;
- хвилевий опір, визначуваний наявністю стрибків ущільнення на поверхні обтічного тіла і в потоці, що також змінюють картину тиску;
- індуктивний опір, визначуваний наявністю підіймальної 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 хвилевий опір, опір інтерференції і опір від місцевих джерел практично не залежить від кута атаки [12]. Коефіцієнт лобового опору можна представити у вигляді:

$$C_{x_a} = C_{x_0} + C_{x_i}, \quad (1.9)$$

де  $C_{x_0}$  – коефіцієнт лобового опору при нульовій підіймальній 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;  $\Delta C_x$  – коефіцієнти опорів від різних місцевих джерел.

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

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

Розрахункова формула для коефіцієнта профільного опору літака має вигляд:

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

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

$\bar{S}_{m.\phi}$ ,  $\bar{S}_{\kappa}$ ,  $\bar{S}_{z.o}$ ,  $\bar{S}_{v.o}$ ,  $\bar{S}_{z.\delta}$  – співвідношення площ міделя фюзеляжу, ізольованого крила, горизонтального оперення, вертикального оперення, міделя гондолои двигуна до характерної площі  $S$ .

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

Коефіцієнт профільного опору фюзеляжу визначається по формулі:

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

Першим доданком є профільний опір еквівалентного тіла обертання і визначається по формулі:

$$C_{x_{pm.\phi}} = C_f \cdot \eta_\lambda \cdot \eta_m \cdot \left( F_{бок} / S_{m.\phi} \right), \quad (1.10)$$

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  $\bar{x}_T$ .

Визначимо цю величину:

$$C_f = \frac{0,087}{(\lg Re - 1,6)^2} \cdot (1 - \bar{x}_T) + \frac{1,33}{\sqrt{Re}} \cdot \sqrt{\bar{x}_T}. \quad (1.11)$$

Число  $Re$  фюзеляжу обчислюється по його довжині  $l_\phi$  і параметрам польоту  $V_\infty, H$ :

$$Re = V_\infty \cdot l_\phi / \nu_\infty = M_\infty \cdot l_\phi \cdot f(H); \quad f(H) = a_\infty / \nu_\infty \quad (1.12)$$

де  $a_\infty, \nu_\infty$  – швидкість звуку і кінематичний коефіцієнт в'язкості повітря на заданій висоті польоту.

$$f(H) = 2,33 \cdot (1 - H/12 + H^2/535) \cdot 10^7 (M^{-1})$$

де  $H$  – висота польота, км.

Величини  $\eta_\lambda$  и  $\eta_m$  визначають вклад сил тиску і ефекту стисливості в профільний опір фюзеляжу:

$$\eta_\lambda = 1 + \frac{0,5}{\lambda_\phi} \cdot (2 - \bar{x}_T) + \frac{1,5}{\lambda_\phi^2}, \quad (1.13)$$

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

де  $\lambda_\phi$  – подовження фюзеляжу.

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

Орієнтування положення точки переходу можна визначити по формулі:

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

де  $\lambda_{н.ч}$  – подовження носової частини фюзеляжу.

Скошена або відігнута кормова частина приводить до виникнення додаткового опору:

$$\Delta C_{x_{рф}} = \frac{a}{\sqrt{C_{x_{рм.в}}}} \cdot tg^{3/2}(0,5 \cdot \beta_{хв.ч}^\circ) \quad (1.14)$$

де  $\beta_{хв.ч}^\circ$  - кут відхилення кормової частини по відношенню до осі фюзеляжу;  $a = 0,04$ .

Вплив ліхтаря кабіни екіпажа оцінюється таким значенням:

$$\Delta C_{x_{рф}} = 0,038 / \sqrt{\lambda_\phi} \quad (1.15)$$

Обтічники основних стійок шасі, розташовані на бічній поверхні фюзеляжу, дають:  $\Delta C_{x_{pf}} = 0,08 \cdot C_{x_{pt.6}}$ .

Розрахувати профільний опір гондоли двигуна можна по формулі:

$$C_{x_{pz.d}} = C_{x_{pt.6.z.d}} + \Sigma \Delta C_{x_{pz.d}}, \quad C_{x_{pt.6.z.d}} = C_f \cdot \eta_\lambda \cdot \eta_m \cdot (F_{z.d} / S_{z.d}). \quad (1.16)$$

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  $\lambda_\phi$  на подовження гондоли  $\lambda_{z.d} = l_{z.d} / d_{z.d}$ .

Число Рейнольдса  $Re$  визначають по довжині гондоли  $l_{z.d}$ :

$$Re = M_\infty \cdot l_{z.d} \cdot f(H) \quad (1.17)$$

Площа бічної поверхні береться без частини поверхні гондоли, що потрапляє в крило:

$$F_{z.d} / S_{z.d} \approx 4 \cdot \lambda_{z.d}. \quad (1.18)$$

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

Коефіцієнт профільного опору крила (або горизонтального оперення) обчислюють таким чином:

$$C_{x_p} = 2 \cdot C_f \cdot \eta_c \cdot \eta_m, \quad (1.19)$$

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 верхньої і нижньої поверхонь; множники  $\eta_c$  и  $\eta_m$  визначають вклад опору тиску в профільний опір і враховують вплив стисливості.

Формули для визначення цих коефіцієнтів виглядають так:

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

$$\eta_m = \left( \frac{1}{\sqrt{1 + 0,2 \cdot M^2}} + 0,055 \cdot \bar{x}_T^2 \cdot M \right) \cdot (1 + 5 \cdot \bar{c}^2 \cdot M), \quad (1.20)$$

де  $M$  - число Маху, відповідне швидкості набігаючого потоку перед:

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

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

Відносна товщина профілю обчислюється за формулою:

$$\bar{c} = (\bar{c}_\delta \cdot b_\delta + \bar{c}_\kappa \cdot b_\kappa) / 2 \cdot b_{cp}$$

де  $\bar{c}_\delta$  і  $\bar{c}_\kappa$  - відносна товщина профілів в бортовому і кінцевому перетинах.

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

$$\begin{aligned} \bar{x}_T &= \bar{x}_T^0 \cdot k_\chi \cdot k_m; \\ \bar{x}_T^0 &= \frac{\bar{c} \cdot \bar{x}_c}{\bar{c} + 0,02} + \frac{0,95}{10^{-6} \cdot Re + 2,4}; k_m = 1 + 0,35 \cdot \sqrt{M}; \\ k_\chi &= (1 - 0,6 \cdot \sin^2 \chi_{n,\kappa}) \cdot \cos^2 \chi_{n,\kappa}. \end{aligned} \quad (1.21)$$

Для горизонтального оперення в нормальній схемі літака, що потрапляє в аеродинамічний слід від крила або в струміль 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  $|y_{z.o}| \geq A \cdot b_1$ ,

$$\text{де } A = 0,86 \cdot (1 + 0,2 \cdot M_\infty^2) \cdot \sqrt{C_{x_{pk}} \cdot (\bar{x}_1 + 0,5)}; \bar{x}_1 = x_1/b_1.$$

Оскільки вертикальне оперення не потрапляє в попутний струмінь від двигуна, то приймаємо:  $k_{T_{v.o}} = 1$ .

Профільний опір вертикального оперення:

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

Додатковий профільний опір, обумовлений інтерференцією частин літака.

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

$$\Delta C_{x_{pk(\phi)}} = k_{инт} \cdot C_{x_{pk}} \cdot (\Delta S_{\kappa} / S_{\kappa}); \Delta C_{x_{pz.o(\phi)}} = k_{инт} \cdot C_{x_{pz.o}} \cdot (\Delta S_{z.o} / S_{z.o}), \quad (1.22)$$

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

При розміщенні гондолок на крилі величина:

$$k_{z.o} = k_1 \cdot k_2 \cdot k_3, \quad (1.23)$$

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 лише 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 зсуву гондолок двигуна вгору (вниз) від хорди крила до діаметру гондолок;  $\bar{x}_{z.o} = x_{z.o}/l_{z.o}$  - відношення зсуву гондолок уздовж хорди крила до довжини гондолок.

Коефіцієнти опору від різних місцевих джерел:

До місцевих джерел додаткового опору літака відносяться дрібні конструктивні елементи і надбудови, промовці 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 вихідної величини. Тому однією з доріг зниження опору літака є поліпшення якості обтічної поверхні, скорочення числа зовнішніх надбудов і

конструктивних елементів, проведення інших конструктивно-технологічних заходів.

У даному 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*

Вихідні дані

123.00 – площа крила, м<sup>2</sup>; 12.00 – подовження крила; 18.00 – max аеродинамічна якість; -6.00 – кут нульової підйимальної сили, гр.; 1.35 – коефіцієнт  $C_{y_{max}}$ ; 19 – кількість рядків по кутах атаки;

Таблиця 1.5 – Поляра літака в польотній конфігурації

альфа	$C_y$	$C_{x_a}$	K
-6.00	0.0000	0.0224	0.00
-5.00	0.0858	0.0226	3.79
-4.00	0.1716	0.0234	7.34
-3.00	-0.2575	0.0247	10.44
-2.00	0.3433	0.0264	12.98
-1.00	0.4291	0.0287	14.94
0.00	0.5149	0.0315	16.34
1.00	0.6008	0.0348	17.25
2.00	0.6866	0.0386	17.77
3.00	0.7724	0.0429	17.98
4.00	0.8582	0.0478	17.96
5.00	0.9440	0.0533	17.71
6.00	1.0299	0.0604	17.05
7.00	1.1152	0.0705	15.82
8.00	1.1955	0.0848	14.09
9.00	1.2648	0.1029	12.30
10.00	1.3171	0.1212	10.87
11.00	1.3461	0.1334	10.09
12.00	1.3500	0.1352	9.98



Таблиця 1.6 – Поляри в злітній і посадочній конфігураціях

№	$\lambda$	Взлітна поляра			Посадочна поляра		
		$C_{ya\_B}$	$C_{xa\_B}$	$Ka\_B$	$C_{ya\_Z}$	$C_{xa\_Z}$	$Ka\_Z$
1	-6.00	0.25	0.0470	5.32	0.45	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	1.6	0.1598	10.01	1.8	0.18	10

Розрахунок льотних характеристик літака методами тяги і потужностей

Методи тяги і потужностей Н.Е. Жуковського засновані на порівнянні тяги і потужностей, потрібних для забезпечення горизонтального прямолінійного сталого польоту літака на заданому режимі (Н, М-код), 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 сталого польоту, характерні швидкості (максимальна, мінімальна теоретична, мінімальна допустима, крейсерська, найвігоднейшая, економічна), статичну граничну висоту (потовк), 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 вектора тяги збігається з напрямом вектора швидкості польоту і т.д.

Розрахунок потрібної тяги і побудова кривих Н.Е. Жуковського

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

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

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

Таблиця 1.7 – Звалювання на критичному вугіллі атаки

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

Будуємо графік залежності  $M_s(H)$ .

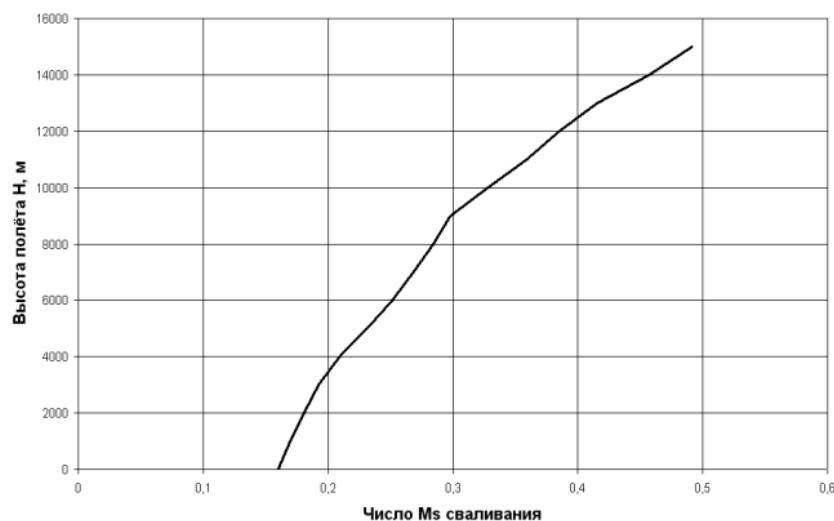


Рисунок 1.7 – Залежність  $M_s(H)$

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

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 підймальної 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  $q$ :

$$V = M \cdot a,$$

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

потім знаходимо потрібний для прямолінійного горизонтального польоту коефіцієнт підймальної сили

$$c_{ya\Gamma} : Y_a = mg = c_{ya\Gamma} \frac{\rho V^2}{2} S = c_{ya\Gamma} q S;$$

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

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

Таблиця 1.8 – Значення чисел  $M$ -коди, відповідні порядковим номерам  $nM$

<u>H, м/nM</u>	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	0.2	0.2	0.25	0.3	0.35	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7	0.8
2000	0	0.23	0.25	0.3	0.35	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7	0.8
4000	0	0	0.258	0.3	0.35	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7	0.8
6000	0	0	0.294	0.3	0.35	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7	0.8
8000	0	0	0	0.339	0.35	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7	0.8
9000	0	0	0	0	0.365	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7	0.8
10000	0	0	0	0	0.392	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7	0.8
11000	0	0	0	0	0	0.425	0.45	0.5	0.6	0.7	0.8
11500	0	0	0	0	0	0.441	0.45	0.5	0.6	0.7	0.8
12000	0	0	0	0	0	0	0.458	0.5	0.6	0.7	0.8
12500	0	0	0	0	0	0	0.477	0.5	0.6	0.7	0.8

Таблиця 1.9 – Значення  $C_{ya}$ , потрібні для горизонтального польоту

$\frac{H, м}{nM}$	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	1.35	1.35	0.864	0.6	0.441	0.337	0.267	0.216	0.150	0.11	0.084
2000	0	1.35	1.101	0.765	0.562	0.430	0.340	0.275	0.191	0.14	0.108
4000	0	0	1.350	0.986	0.724	0.555	0.438	0.355	0.246	0.181	0.139
6000	0	0	1.350	1.288	0.946	0.724	0.572	0.464	0.322	0.236	0.181
8000	0	0	0	1.350	1.253	0.959	0.758	0.614	0.426	0.313	0.240
9000	0	0	0	0	1.350	1.110	0.877	0.711	0.493	0.363	0.278
10000	0	0	0	0	1.350	1.290	1.020	0.826	0.574	0.421	0.323
11000	0	0	0	0	0	1.350	1.190	0.964	0.67	0.492	0.377
11500	0	0	0	0	0	1.350	1.288	1.043	0.724	0.532	0.407
12000	0	0	0	0	0	0	1.350	1.128	0.783	0.576	0.441
12500	0	0	0	0	0	0	1.350	1.220	0.847	0.623	0.477

Таблиця 1.10 – Значення  $C_{xa}$ , відповідні значенням  $C_{ya}$ 

$\frac{H, м}{nM}$	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	0.135	1.35	0.048	0.035	0.029	0.026	0.025	0.024	0.023	0.023	0.023
2000	0	0.135	0.069	0.043	0.033	0.029	0.026	0.025	0.024	0.023	0.023
4000	0	0	0.135	0.057	0.041	0.033	0.029	0.027	0.024	0.024	0.023
6000	0	0	0.135	0.11	0.053	0.041	0.034	0.03	0.026	0.024	0.024
8000	0	0	0	0.135	0.1	0.055	0.042	0.035	0.029	0.026	0.024
9000	0	0	0	0	0.135	0.070	0.049	0.04	0.031	0.027	0.025
10000	0	0	0	0	0.135	0.112	0.06	0.046	0.034	0.029	0.026
11000	0	0	0	0	0	0.135	0.084	0.055	0.038	0.031	0.027
11500	0	0	0	0	0	0.135	0.111	0.062	0.041	0.032	0.028
12000	0	0	0	0	0	0	0.135	0.073	0.044	0.034	0.029
12500	0	0	0	0	0	0	0.135	0.091	0.047	0.036	0.03

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 сталого прямолінійного горизонтального польоту значення сили тяги  $P_{нотр. \Gamma}$ :

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

Таблиця 1.11 – Потрібна сила тяги, кН

H,м\пM	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	47.2	29.4	26.2	27.9	31.5	36.6	42.8	58.4	77.5	100
4000	0	0	47.2	27.1	26.4	28.1	31.2	35.5	46.8	61.2	78.5
6000	0	0	47.2	40.5	26.6	26.4	27.8	30.3	38	48.5	61.2
8000	0	0	0	47.2	37.5	26.8	26.2	27.2	31.7	38.8	47.9
9000	0	0	0	0	47.2	29.7	26.3	26.4	29.4	35	42.6
10000	00	0	0	0	47.2	40.8	27.5	26.2	27.7	31.9	38
11000	0	0	0	0	0	47.2	33.2	26.9	26.6	29.5	34.2
11500	0	0	0	0	0	47.2	40.6	28	26.4	28.5	32.5
12000	0	0	0	0	0	0	47.2	30.4	26.2	27.7	31.1
12500	0	0	0	0	0	0	47.2	35.2	26.2	27.1	29.9

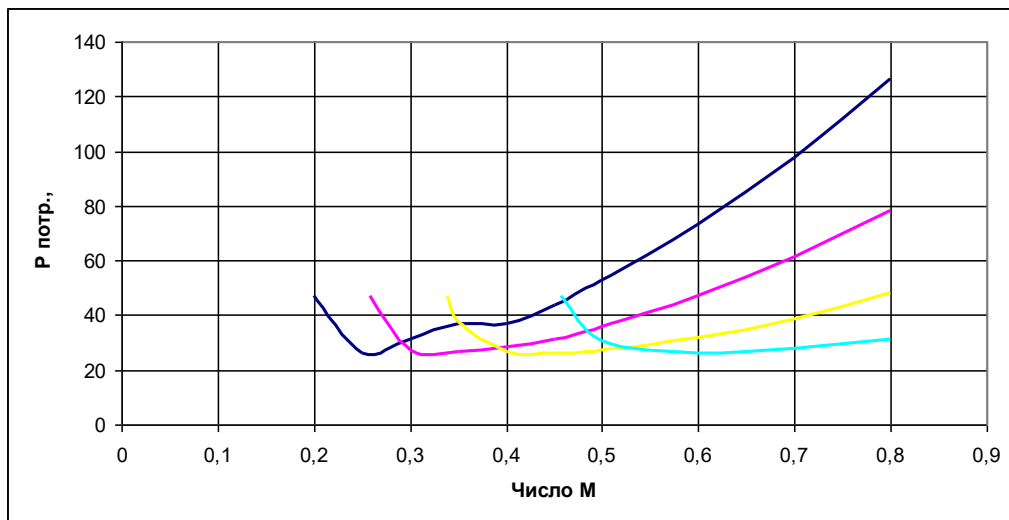


Рисунок 1.8 – Потрібна тяга для висот Н=0, 4, 8 і 12 км (зліва направо)

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

#### Потрібна потужність

Для горизонтального прямолінійного сталого польоту потрібна потужність дорівнює:  $N_r = P_r \cdot V$ .

Таблиця 1.12 – Потрібна потужність, кВт

H,м\пM	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	3957	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	6647	5199	4643	5594	7063

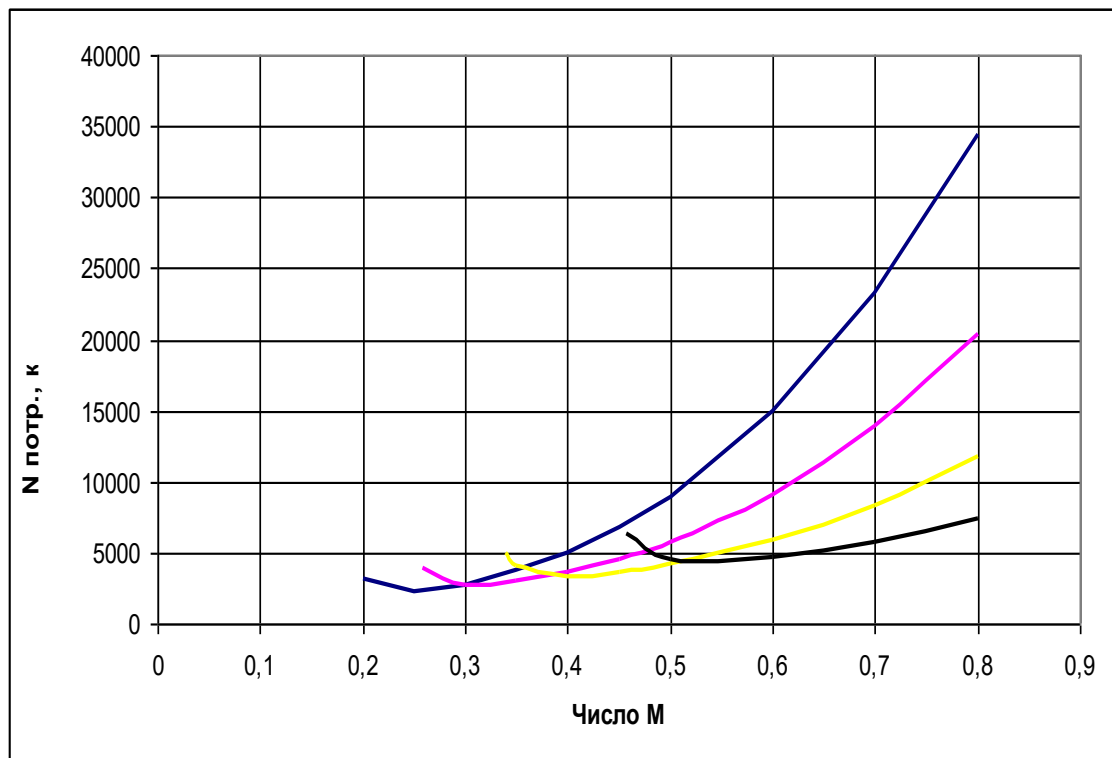


Рисунок 1.9 – Потрібні потужності для висот Н=0, 4, 8 і 12 км (зліва направо)

Таблиця 1.13 – Коефіцієнт впливу висоти на тягу ТВЛД

H,м	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000	11000	12000	13000	14000
ksiH	1	1	0.871	0.753	0.647	0.597	0.550	0.506	0.468	0.432	0.4

Таблиця 1.14 – Коефіцієнт впливу числа М-кодом на тягу ТВЛД при Н=0

nM	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
ksiH	0.831	0.831	0.799	0.77	0.743	0.72	0.7	0.682	0.656	0.642	0.64

Таблиця 1.15 – Коефіцієнт тяги

H, м/nM	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	0.831	0.831	0.799	0.77	0.743	0.72	0.7	0.682	0.656	0.642	0.64
2000	0.990	0.812	0.799	0.77	0.743	0.72	0.7	0.682	0.656	0.642	0.64
4000	0.862	0.862	0.692	0.67	0.647	0.627	0.609	0.594	0.572	0.559	0.557
6000	0.746	0.746	0.582	0.58	0.560	0.542	0.527	0.514	0.494	0.484	0.482
8000	0.640	0.64	0.64	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	0.43	0.418	0.407	0.392	0.384	0.382
1000	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	0.3	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, кН

93502 – Стартова тяга всіх двигунів літака, Н;

H, м/nM	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	77.72	77.72	74.7	71.96	69.5	67.31	65.41	63.78	61.35	60.04	59.84
2000	0	75.88	74.7	71.96	69.5	67.31	65.41	63.78	61.35	60.04	59.84
4000	0	0	64.67	62.68	60.54	58.63	56.97	55.55	53.44	52.30	52.12
6000	0	0	54.44	54.22	52.36	50.72	49.28	48.05	46.23	45.24	45.08
8000	0	0	0	45.28	44.95	43.54	42.30	41.25	39.68	38.83	38.70
9000	0	0	0	0	41.11	40.21	39.07	38.10	36.65	35.86	35.74
10000	0	0	0	0	37.23	37.06	36.01	35.11	33.77	33.05	32.94
11000	0	0	0	0	0	33.57	33.10	32.28	31.05	30.38	30.28
11500	0	0	0	0	0	30.75	30.60	29.84	28.70	28.09	27.99
12000	0	0	0	0	0	0	28.17	27.58	26.53	25.97	25.88
12500	0	0	0	0	0	0	25.78	25.5	24.53	24.01	23.92

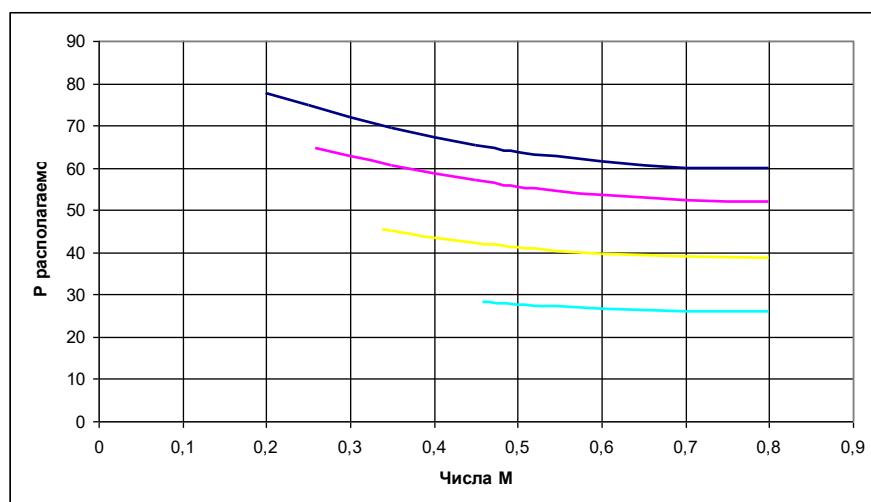


Рисунок 1.10 – Тяга для висот H=0, 4, 8 і 12 км

Таблиця 1.17 – Потужність літака, кВт

$H, \text{м/нМ}$	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	2089	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	877	10020	11414
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

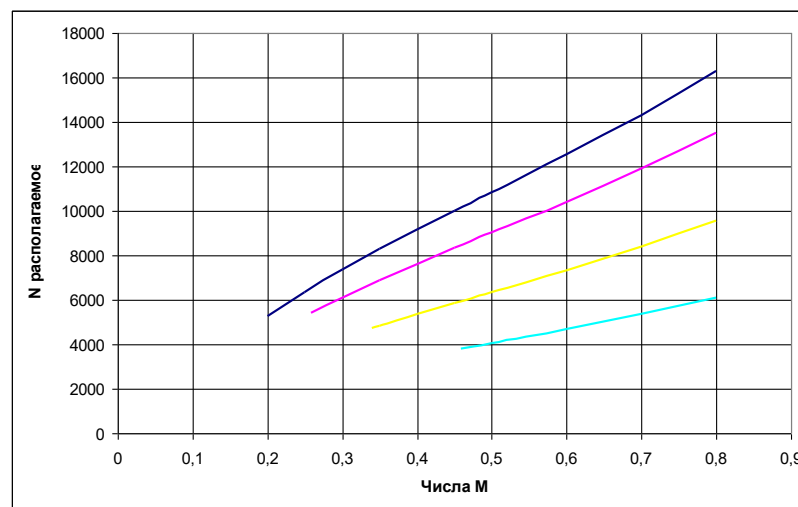


Рисунок 1.11 – Потужності для висот  $H=0, 4, 8$  і  $12$  км

### Аналітичне вираження полярів літака

#### Поляр літака в польотній конфігурації

Найбільш надійним способом здобуття полярів літака є випробування моделі літака в аеродинамічній трубі або у польоті за умов, відповідних 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 тій або іншій мірі неминуха. Тому доводиться удаватися до теоретичного розрахунку, не дивлячись на його наближеність.

Нижче дається опис наближених прийомів теоретичного розрахунку полярів 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 підйімальної 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  $\rho$  — 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 приводить 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 підймальна 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, що здійснюється цією силою, необхідно витратити потужність, рівну:

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

Ету індуктивну потужність можна назвати активною в тому сенсі, що індуктивна потужність пов'язана із створенням крилами необхідною для польоту літака підйальної 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 зростає при збільшенні висоти польоту (при зменшенні щільності повітря) і зменшується при збільшенні швидкості польоту  $V$ . Зокрема, якщо швидкість польоту прагне до нескінченності, індуктивна потужність прагне до нуля. Таким чином, виходить парадоксальний вивід про те, що чим більше швидкість польоту, тим менш потужний двигун потрібно ставити на літак. Проте це парадокс, що лише здається, оскільки доки ми розглядаємо не всю необхідну для польоту потужність, а лише ту її частину, яка пов'язана із створенням підйальної сили.

Унаслідок хоча і невеликий, але помітно виявляється на поверхні крила, фюзеляжу і так далі в'язкість повітря виникає 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 унаслідок в'язкості повітря, також витрачається певна потужність. Ці сили опору, не пов'язані із створенням підйімальної 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  $c_{ya}$ . Позначаючи коефіцієнт пасивного опору через  $c_{xa0}$ , отримаємо коефіцієнт повної сили лобового опору літака (рівняння поляри):

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

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

Напишемо вираження для величини, зворотної якості

$$\text{літака } \frac{1}{K} = \frac{c_{xa}}{c_{ya}} = \frac{c_{xa0}}{c_{ya}} + \frac{c_{ya}}{\pi\lambda}$$

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

Розглядаючи отримане вираження, відзначаємо, 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

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

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 дорівнює 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 вищим, 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, близьких до  $c_{yamax}$ , унаслідок 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  $c_{ya}$  декілька 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 ефективно 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 раціональною аеродинамічною компоновкою можна прийняти:

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

Для літака, крило якого має подовження, 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 всі раніше написані вирази залишаються в силі, лише замість  $\lambda$  у них треба 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  $\Delta c_{xa0}$ , яку приблизно можна розрахувати по формулі:

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

Отже, маємо рівняння полярів дозвукового літака:

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

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

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

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

Вважатимемо, що випуск шасі впливає лише 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  $\alpha_0$  на що приводить до збільшення  $c_{ya\max}$ , причому  $c_{ya\max}$  досягається приблизно на тих самих кутах що і без механізації. Таким чином, полярів на злеті і посадці можна отримати зрушенням вихідної

поляри для польотної конфігурації управо на  $\Delta c_{xa} = \Delta c_{xш} + \Delta c_{y, мех}$  і вгору на  $\Delta c_{y, мех}$ . Розрахунок поляри в злітній конфігурації для кожної і-тієї крапки 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 поляра 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 польотні, злітні і посадочні конфігураціях представлені в таблицях 1.5, 1.6 і на рис.1.13.

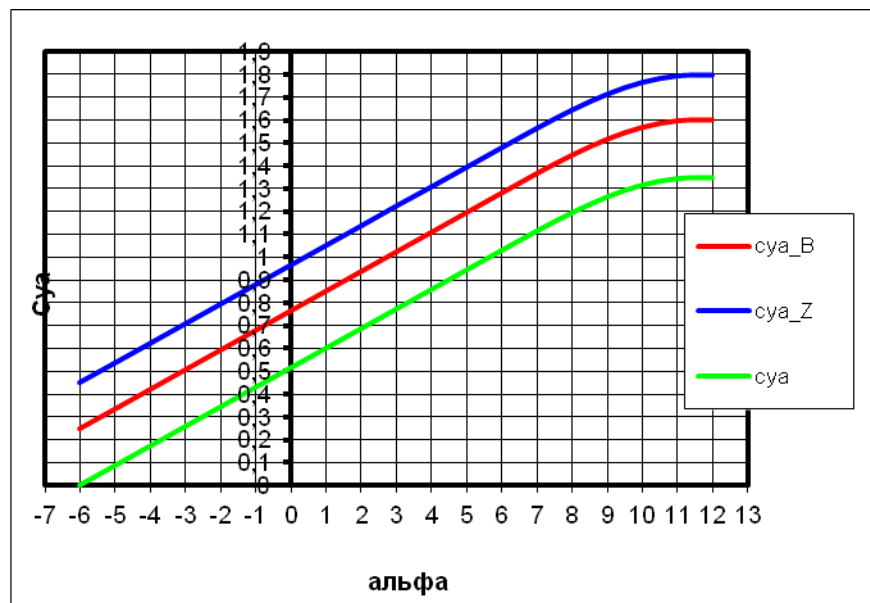


Рисунок 1.13 – Залежність  $C_y$  від кута атаки в злітній, польотній і посадочній конфігураціях

## **1.3 Інтегроване проектування і комп'ютерне моделювання проектного літака**

### ***1.3.1 Розробка майстер-геометрії транспортного літака***

Весь 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 лінійчатих поверхонь). Перед цим необхідно побудувати криві, що описують кінцевий і кореневий перетин крила, а також перетину в місцях зламу крила. Після цього будуються законцовки 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 всі криві, що повністю визначають всі сегменти фюзеляжу.

У місцях з'єднання крила з фюзеляжем будуються записини, що зменшують опір інтерференції. Ці записини 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 високоплана з двома двигунами турбовентиляторів Д-36 сірок. 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 (ВПП) при зльоті і посадці, підвищує підймальну силу крила завдяки обдуванню його верхньої поверхні і внутрішніх закрилків струменями двигунів і знижує рівень шуму на місцевості унаслідок екранування крилом реактивних струменів двигунів.

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

Велика тяговооруженність, 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 (ГВПП, льодова ВПП) аеродромів з міцністю покриття ВПП 7,5 кгс/см<sup>2</sup> (736 кПа) і вище.

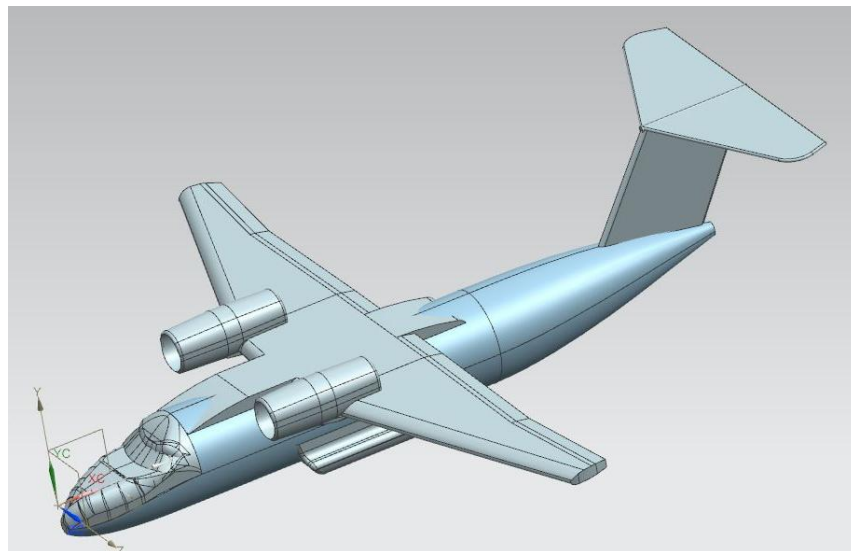


Рисунок 1.14 – майстер-геометрія проектованого літака

## 2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ

### 2.1 Конструкція і експлуатація гальмівних коліс шасі

#### 2.1.1 Моделювання процесу гальмування

Гальмо призначене для того, щоб забезпечити зупинку літака при його максимальній масі на сухій поверхні. Внаслідок цього він володіє надлишковим гальмівним моментом в наступних випадках:

- літак має знижену масу або розвантажений підйнятною силою;
- поверхня смуги зволожена, покрита льодом або снігом.

Регулювальник гальмування повинен володіти здатністю в кожен момент часу автоматично встановлювати таку величину гальмівного моменту, при якій сила гальмування була б максимально можливою в даних умовах.

Літак котиться по смузі із швидкістю  $V_a$  до початку гальмування. Колесо цього літака обертається з кутовою швидкістю:

$$\Omega_a = \frac{V_a}{R}$$

де  $R$  – радіус кочення колеса.

Як тільки починається гальмування, кутова швидкість колеса змінюється і стає рівною  $\Omega$  (при цьому  $\Omega < \Omega_a$ ), відповідній лінійній швидкості  $V = R\Omega$ .

Ковзання визначається відношенням:

$$g = \frac{\Omega_a - \Omega}{\Omega_a} = \frac{V_a - V}{V_a}$$

Якщо колесо не загальмоване ( $V = V_a$ ), то  $g = 0$ .

Якщо колесо блоковане ( $V = 0$ ), то  $g = 1$ .

Коли до колеса, навантаженого вертикальною силою  $P$ , прикладається гальмівний момент  $Z$ , то виникає тангенціальне зусилля  $F$ , зване силоміць зчеплення. В цьому випадку коефіцієнт зчеплення визначається відношенням

$$\mu = \frac{F}{P}$$

Добре відомо, що коефіцієнт  $\mu$  залежить від полягання смуги, тиску в шині, швидкості літального апарату.

Крім того, цей коефіцієнт залежить і від ковзання  $g$ . Якщо всі інші умови рівні (тиск в шині, швидкість літака, стан ґрунту і інші показники є постійними чинниками), то функціональна залежність  $\mu$  від  $g$  має форму, показану на малюнку 2.1, а.



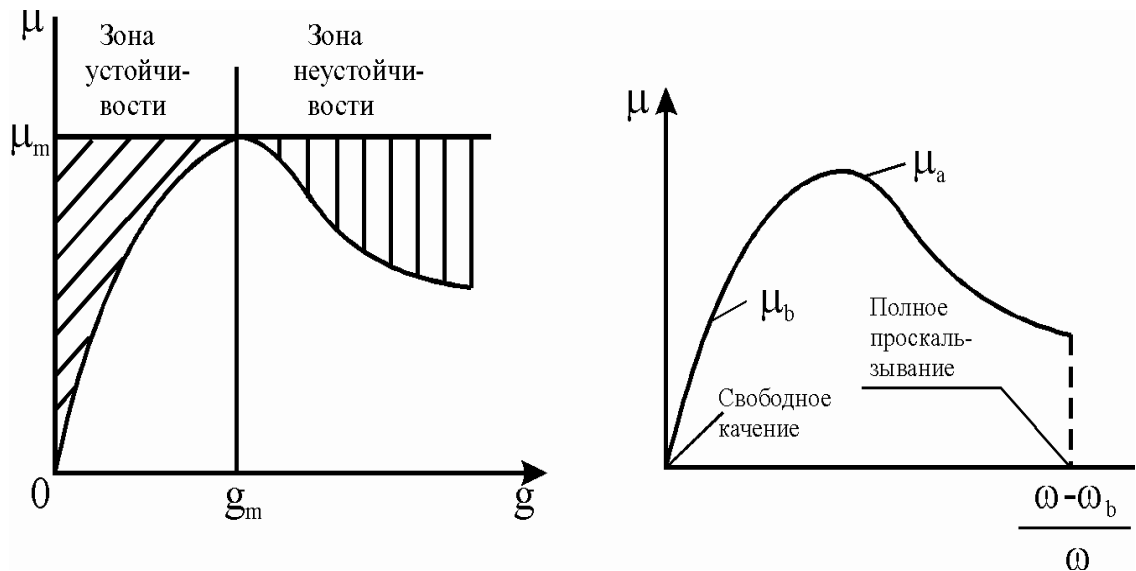


Рисунок 2.1 – Залежність коефіцієнта  $\mu$ : а – від ковзання; б – от углової швидкості проскальзування;  $\omega$  – від кутової швидкості прослизання  $\omega_b$  – кутова швидкість загальмованого колеса

Відмічено, що незалежно від значення інших параметрів крива залежності  $\mu$  від ковзання зазвичай має максимум  $\mu_m$  при значенні ковзання  $g_m$  в межах від 5 до 30 %.

Значення  $g_m$  не постійно, воно залежить фактично від кутової швидкості, стану поверхні смуги (сухий ґрунт, вологий, покритий льодом) і покриття смуги (бетон, асфальт).

З приведених на малюнку 2.1, би даних витікає, що на початку процесу гальмування коефіцієнт  $\mu$  зростає, а потім досягає свого максимального значення ( $\mu_a$ ). При подальшому збільшенні швидкості прослизання коефіцієнт тертя зменшується до тих пір, поки колесо не буде повністю затиснуто гальмом. В змозі, відповідному  $\mu_a$ , колесо нестійке, оскільки при гальмівному моменті, необхідному для досягнення  $\mu_a$ , будь-яке незначне обурення, що зменшує швидкість обертання колеса, приведе до його повному застопоренню. Те ж саме станеться, якщо гальмівний момент перевищить величину, потрібну для здобуття  $\mu_a$ . Умови для досягнення  $\mu_a$  називають початковими умовами гальмування.

Якщо при гальмуванні колесами коефіцієнт тертя рівний  $\mu_a$  протягом всього пробігу, то в цьому випадку літак гальмується найефективніше. Насправді унаслідок недоліків існуючої методики гальмування або браку наявної потужності гальмівної системи величина коефіцієнта тертя менша  $\mu_a$  (вона рівна  $\mu_b$ ) (див. рис. 2.1, б). У разі, коли пілот сам регулює тиск в гальмівній системі (рисунок 2.2), значення, що досягаються  $\mu_b$  істотно знижуються і складають лише 30...50 % від  $\mu_a$

Якщо тиск в гальмівній системі регулюється за допомогою автомата розгальмування, то величина коефіцієнта тертя в цьому випадку складає 60.80 % від  $\mu_a$  і залежить від стану поверхні ВПП і схеми автомата розгальмування (рисунок 2.3).

При такій моделі гальмування величина коефіцієнта тертя, що реалізовується, може складати  $\mu_b = 0,35 \dots 0,45$ .

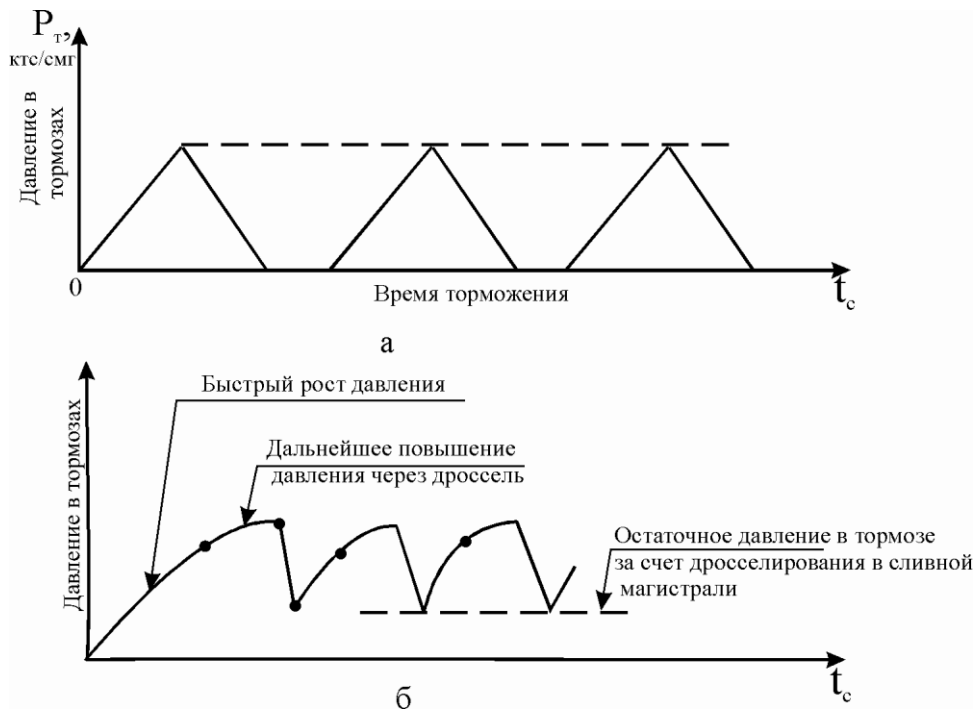


Рисунок 2.2 – Вплив характеру зміни тиску в гальмах на величину коефіцієнта  $\mu$ : а –  $\mu_b = 0,22 \dots 0,25$ ; б –  $\mu_b = 0,3 \dots 0,35$

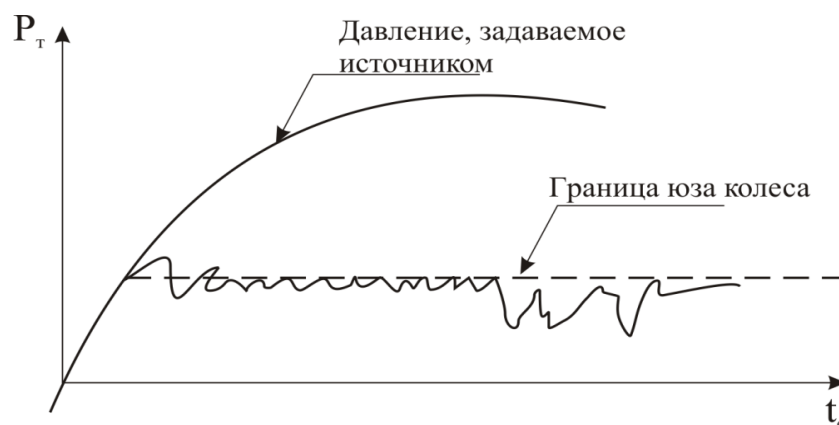


Рисунок 2.3 – Зміна тиску в гальмах за наявності в системі автомата розгальмування

### ***2.1.2 Вплив стану злітно-посадочної смуги на величину коефіцієнта тертя***

З рисунків 2.2 і 2.3 очевидно, що абсолютна величина коефіцієнта тертя і закони зміни цього параметра грають істотну роль в процесах гальмування літака за допомогою коліс основних опор.

Велика частина даних про тертя раніше визначалася для повністю загальмованих або затиснутих коліс. Дані про повністю загальмоване колесо можуть бути отримані в тому випадку, якщо величина кінетичної енергії, що поглинається колесом, невелика, оскільки лише в цьому випадку колесо не отримає серйозних пошкоджень. Проте для літака, що володіє на пробігу значною кінетичною енергією, що перевищує нормовану для гальмівних коліс величину, гальмування із затиснутим колесом приведе до несприятливого результату. Без сумніву, знос пневматика залежить від швидкості прослизання: чим менше прослизання, тим менше знос колеса. Знос пневматика колеса може бути значно зменшений, якщо колесо працюватиме в початковій стадії прослизання, при якій, як відомо, виходить максимальне значення коефіцієнта тертя пневматика об поверхню ВПП, забезпечуюче найбільш ефективне гальмування. З цієї причини, а також унаслідок наявності систем розгальмування коліс, що дозволяють їм (колесам) працювати в зоні початку прослизання, дані про максимальний коефіцієнт тертя  $\mu_a$  представляють зараз набагато більший інтерес, чим зведення про величини коефіцієнтів тертя для затиснутого колеса.

У НАСА були отримані дані про величини  $\mu_a$  для доріжок з різних матеріалів і з різним покриттям при випробуваннях літака з вагою 50000 фунтів, що має шасі з пневматиками діаметром 48 дюймів і з тиском 65 фунтов/дюйм.

Дані дійсні для сухих і вологих, а також для покритих снігом і льодом доріжок з асфальтобетону і з бетону на основі портландцементу. Остаточні результати цих випробувань приведені в таблиці 2.1, де поміщені середні значення максимальних коефіцієнтів тертя  $\mu_a$  для різних покриттів ВПП.

Таблиця 2.1 – Значення максимального коефіцієнта тертя

Поверхня смуги	Коеф. $\mu_a$	Діапазон швидкостей (вузли)
Бетон на основі портландцементу	0,77	46–88
Асфальтобетон	0,81	49–108
1/4 дюйма якого щойно випав, м'якого, вологого снігу над обмерзлою смугою	0,28	20–60
От 1/4 до 1/2 дюйма свіжого твердоутоптанного снігу над бетонним покриттям. Сніг ущільнений снігоочисником	0,35	17–27
От 5 до 6 дюймов свежеснежного, м'якого, сухого снігу над бетонною смугою, місцями обледенілою	0,35	11–65
От 1 до 4 дюймів якого щойно випав дрібного, вологого снігу над крижаною поверхнею, покритою плівкою ущільненого снігу	0,24	39–115
5 дюймів старого шару снігу, залишеного на морозі після прибирання 7-дюймового шару снігоочисником, що злежався, вологого	0,26	11–90
От 1 до 3 дюймів якого щойно випав м'якого сухого снігу над 5-дюймовим шаром старого снігу, що злежався, залишився після останнього прибирання снігоочисником	0,28	32–86
Поверхня смуги	Коефіцієнт $\mu_a$	Діапазон швидкостей (вузли)
Суха крижана поверхня, покрита тонким шаром снігу, залишеного після прибирання снігоочисником. Температура поверхні і повітря 32°C	0,18	17–78
Волога смуга		
Вологий бетон на основі портландцементу	0,36	53–94
	0,42	44–109
	0,43	33–93
Асфальтобетон при сильному дощі	0,90	61–103
Асфальтобетон при слабкому дощі	0,53	48–98
Асфальтобетон при слабкому дощі і з калюжами, що залишилися від попереднього дощу	0,8	69–91

Як видно, середнє значення  $\mu$  вагається від 0,78 до 0,81 для сухої доріжки, від 0,36 до 0,8 для вологої доріжки (залежно від кількості вологи), від 0,24 до 0,35 для засніженої смуги (для різних умов) і рівно 0,18 для сухого льоду при температурі від 19 до 32 °F.

### *2.1.3 Загальні відомості про гальмівні колеса шасі*

Окремі спроби забезпечити літак гальмами робилися давно. Вже під час світової імперіалістичної війни зустрічалися бойові машини, забезпечені гальмами. Так, наприклад, в 1916—1917 рр. англійська фірма Фейрі випустила літак «Фейрі Файтер», забезпечений колісними гальмами. Шасі цього літака було з чотирма колесами, розташованими в тандем, що унеможливило капотування при включенні гальм.

У 1923 р. фірма Віккерс пристосувала до літакових коліс стрічкове гальмо з гідравлічним управлінням. Ефективність цього гальма була вельми незначна, унаслідок чого пробіг літака скорочувався лише на 20%. До того ж гальма цього типу швидко перегрівалися.

Проте, не дивлячись на те, що вже починаючи з 1915 р. в європейській авіації більш менш регулярно робилися спроби застосувати на літаках колісні гальма, вирішення цієї проблеми як в Європі і Америці, так і в СРСР було поставлено на твердий ґрунт лише в 1930—1931 гг.

Призначення гальм літака зводиться до вирішення двох основних завдань: скорочення пробігу літака при посадці і полегшення руління на землі.

Необхідно відзначити, що друге призначення в разі багатомоторного літака стає менш актуальним, оскільки для розворотів можуть бути використані бічні мотори. На одне моторному ж літаку гальма повинні обов'язково мати диференціальну дію.

Скорочення пробігу, особливо літаків великої ваги, важко навантажених, є абсолютно необхідним.

Сучасні літаки володіють аеродинамічністю і хорошою обтічністю, тому потреба в надійних потужних гальмах для них особливо зросла. Крім того, існує один клас бойових літаків, на яких вживання гальм для поліпшення маневреності на аеродромі особливо важливе, — це корабельна авіація. При посадці на палубу необхідно зберегти абсолютно прямолінійний курс уздовж палуби, кермо ж літака при після посадочному пробігу діють вельми слабо і, отже, у пілота залишається один засіб для витримки прямої — швидко і гальма, що надійно діють.

Переваги, які дає літаку вживання гальм на колесах, можна резюмувати таким чином.

Літак з гальмівними колесами на землі володіє більшою безпекою.

Маневрування літака, обладнаного гальмами, при рулінні на старт і назад значно полегшується. Це скорочує час і дорогу після посадочного пробігу і в той же час дає можливість уникати зіткнення літаків на аеродромі. Загальмувавши колеса, можна виробляти пробу мотора без підкладок під колеса, що особливо важливе при підготовці літаків на старті до зльоту стрійовими з'єднаннями. Якщо літак обладнаний гальмами, то при рулінні на землі можна обходитися без людей, супроводжуючих машину, і тим зменшити потребу в наземній команді на аеродромі. При зльоті і посадці з'єднаннями потрібно дотримувати певні дистанції; виконання цієї вимоги за наявності гальм полегшується.

Гальма допускають заміну милиці хвостовим колесом, що усуває псування поверхні аеродрому і утворення хмари пилу за літаком, що згубно впливає на матеріальну частину. Гальма дають можливість застосувати колеса на роликівих підшипниках, які спрощують експлуатацію і укорочують розгін при зльоті. На не гальмівних колесах вживання цих підшипників не вигідне, оскільки пробіг літака при цьому виходить дуже великим. Гальма дають можливість посадки і зльоту на невеликих, обмежених аеродромах. При посадці з гальмуванням літак скорочує довжину після посадочного пробігу на 50—60%. Цим збільшується безпека посадок літака. У практиці експлуатації гальм можна відзначити значну кількість випадків запобігання аваріям літака лише завдяки гальмам.

Гальма додають одномоторному літаку на землі маневреність двомоторного і зменшують напругу в хвостовій частині фюзеляжу унаслідок заміни хвостової милиці колесом, що орієнтується.

Нарешті, гальма дають можливість безпечної посадки на вищих посадочних швидкостях, що дозволяє поряд з механізацією крила збільшити максимальну швидкість літака.

Гальмівні пристрої коліс бувають колодки, дискові і камерні з гідравлічними, електричними, повітряними і механічними приводами.

#### ***2.1.4 Гальмівні пристрої в авіаційних колесах***

Гальма колодок. Основним елементом конструкції такого гальма є колодка, що є деталлю таврового перетину, відлитою з легкого сплаву. До колодки кріпиться гальмівна стрічка з пластмаси з високим коефіцієнтом тертя і підвищеною теплостійкістю. Колодок може бути одна, дві, три і більше.

При гальмуванні колодки притискаються своєю поверхнею до гальмівного барабана і створюють гальмівний момент.

Гальмівні пристрої колодок бувають прямої, зворотної і подвійної дії. У гальмівному пристрої прямої дії колодки повертаються при гальмуванні у напрямі обертання колеса. У гальмівному пристрої зворотної дії колодки

повертаються в напрямі, зворотному обертанню колеса. В даний час гальма колодок застосовуються рідко.

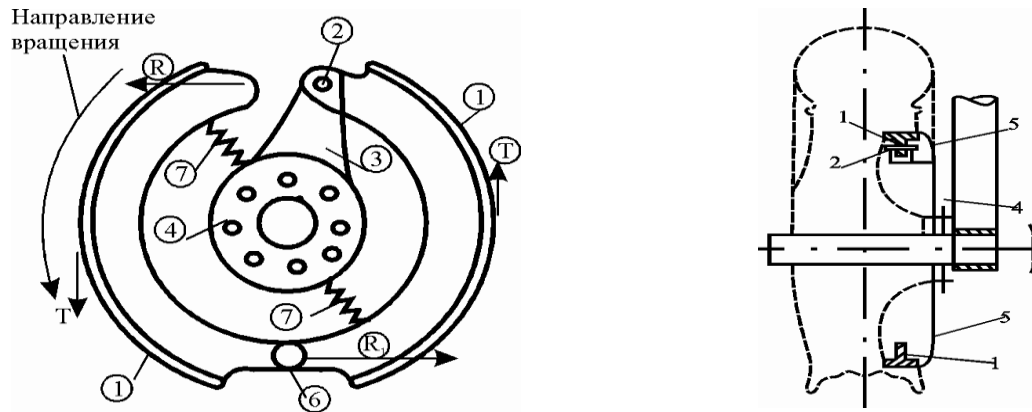


Рисунок 2.4 – Схема гальма колодки: 1 – колодки; 2 – анкерний болт; 3 – кронштейн; 4 – фланець; 5 – чашка; 6 – шарнір; 7 – пружини

Камерні гальма. У камерних гальмівних пристроях гальмівний момент створюється в результаті тертя між гальмівними колодками і гальмівним барабаном колеса. Колодки при гальмуванні переміщуються в радіальному напрямі під дією повітря або рідини, що поступають в гумову камеру, і по всьому колу притискаються до гальмівного барабана колеса. Коли тиск в камері знижується, пружини, вставлені в колодки, відсовують останні від барабана.

Камерні гальмівні пристрої володіють малою вагою, працюють плавно без заклинювання, відрізняються простотою виготовлення і експлуатації, мають рівномірний знос гальмівних колодок, але мало надійні із-за швидкого руйнування камери і порівняно малопотужні.

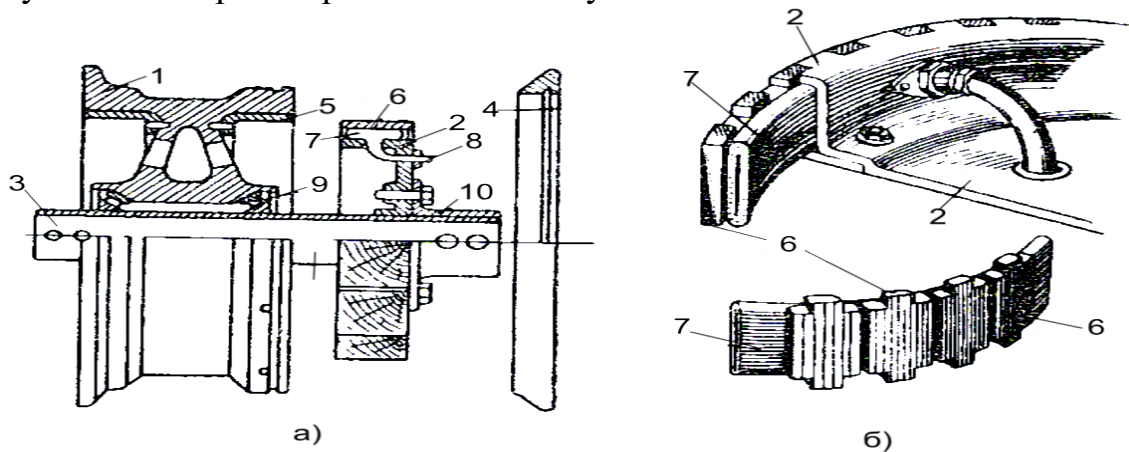


Рисунок 2.5 – Схема колеса з двостороннім камерним гальмом:

1 – обід колеса; 2 – гальмівний диск; 3 – вісь; 4 – знімна реборда; 5 – гальмівна сорочка; 6 – гальмівні колодки; 7 – гумова камера; 8 – вентиль; 9 – роликівий підшипник; 10 – гальмівний фланець

Дискові гальма. Колеса з дисковими гальмами в сучасній авіації на важких літаках застосовуються частіше за інших, оскільки вони в порівнянні з колодками і камерними володіють при рівних розмірах колеса великим

гальмівним ефектом, надійніші, не вимагають складної і трудомісткої роботи по регулюванню зазорів, забезпечують плавне гальмування.

Краща ізолюваність гальма від обода зменшує можливість руйнування камери пневматика від дії високих температур при перегріві гальма.

Колеса з дисковими гальмівними пристроями гальмуються тертям між нерухомими дисками, закріпленими на корпусі гальма, і дисками рухливими, такими, що обертаються спільно з колесом, з яким ці диски зчеплені, і можуть переміщатися у напрямі осі маточини колеса.

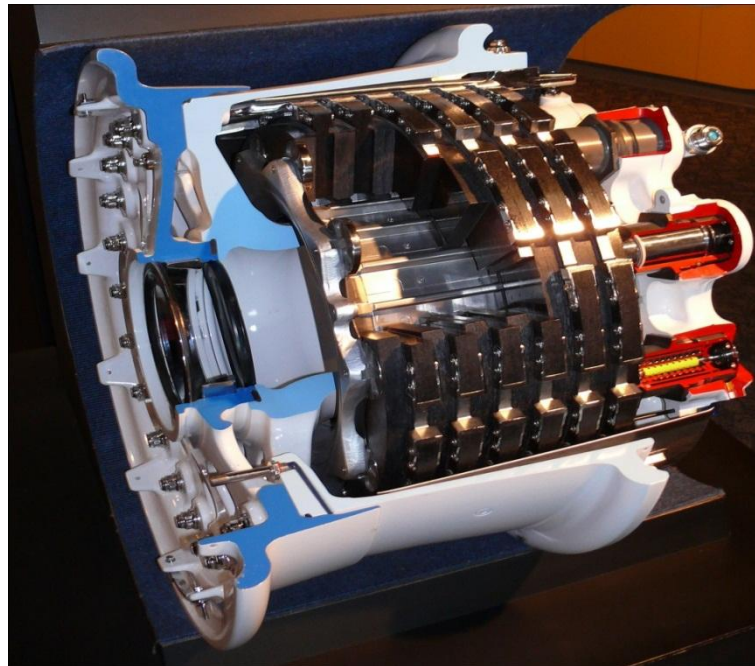


Рисунок 2.6 – Дисковий гальмівний пристрій

Дискове гальмо складається з корпусу гальма і кільцевого поршня, гальмівних дисків і притискного диска.

При подачі тиску рідини в кільцеву порожнину гальма поршень почне переміщатися і при цьому усувається первинний зазор, що був в гальмі, між дисками. Притискний диск сприймає від поршня зусилля розпору і стискує весь пакет дисків.

При обертанні колеса завдяки притисненню дисків один до одного виникають сили тертя і, отже, гальмівний момент. При зменшенні тиску в кільцевій порожнині притискний диск і поршень повертаються у вихідне положення.

### ***2.1.5 Конструктивний пристрій дискових гальм***

Колеса, як правило складаються з двох половин, сполучених болтами. Боковини колеса виготовляються з алюмінієвого сплаву підвищеної міцності. У колесах встановлені радіально - напольгиві конічні роликові підшипники.



Гальма складаються з дисків, корпусу і гідравлічного приводу. На вимогу замовника гальма комплектуються або вуглецевими дисками, або дисками з накладками з фрикційного матеріалу на залізній основі і легованого чавуну.

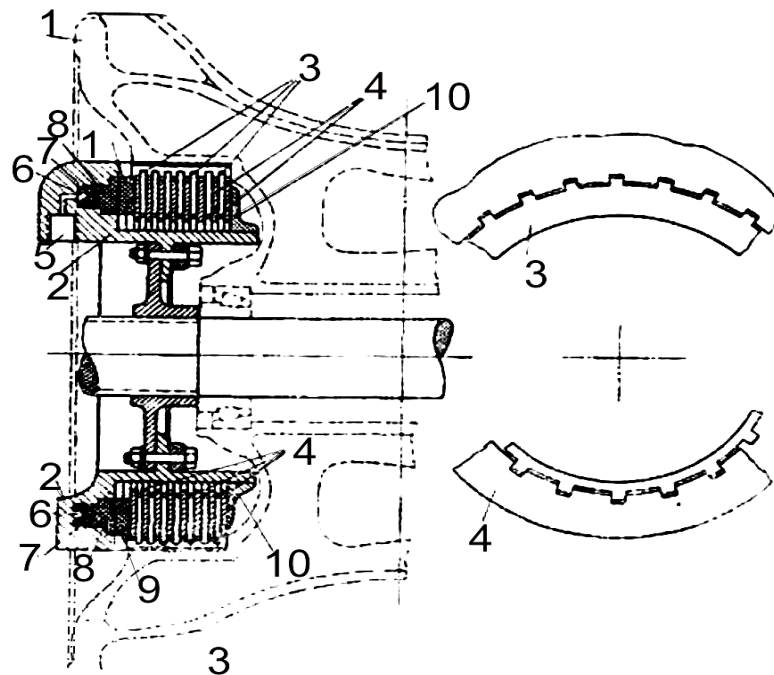


Рисунок 2.7 – Дисківе гальмо: 1 – корпус колеса; 2 – корпус барабана; 3 – диски, що обертаються; 4 – нерухомі диски; 5 – канал для рідини; 6 – кільцева порожнина; 7 – гумове кільце; 8 – кільцевий поршень; 9 – кільцевий диск; 10 – кільцева регулювальна шайба

Гальмівні накладки виготовлені методом порошкової металургії. В цілях зниження маси конструкції колеса і гальма може застосовуватися титановий сплав.

Вживання негорючої робочої рідини в гальмівних системах у поєднанні із спеціально вибраними конструкційними матеріалами забезпечує колесам і гальмам пожаробезопасність.

Підібрані конструкційні матеріали у поєднанні з антикорозійним захистом забезпечують безвідмовну експлуатацію коліс і гальм у всіх кліматичних зонах.

В цілях підвищення експлуатаційної надійності і технологічності гальмівні колеса оснащуються:

- вентилятором повітряного охолодження з приводом від електродвигуна;
- приводом до датчика кутових швидкостей гальмівної системи;
- автоматичним регулювальником зазору в гальмі;
- покажчиком зносу пакету гальмівних дисків;
- датчиком температури системи контролю температур;

- сигналізаторами температури, що показують досягнення максимально допустимої температури у вразливих місцях;
- плавкими запобіжниками, що забезпечують вибухобезпечність шини при перегрівих.

Детально зупинимося на дискових гальмах, оскільки вони ширше використовуються в сучасній авіації.

На рисунку 2.17, а представлено авіаційне гальмівне колесо, що містить розташовану на нерухомій осі 1 рухливу частину з диском 2 і ободом 3, розташоване в гальмівному колесі багатодискове гальмо, що складається з корпусу гальма 4, блоку циліндрів 5 з поршнями 6, пакет гальмівних дисків з поперемінно встановленими рухливими 7 і нерухомими 8 дисками. При цьому рухливі диски 7 сполучено з ободом 3 колеса за допомогою направляючих виступів 9 і пазів 10 на дисках 7, нерухомі диски 8 сполучені з корпусом гальма 4 за допомогою направляючих виступів 11 на корпусі гальма 4 і пазів 12 на дисках 8.

Для охолодження деталей гальмівного колеса на нерухомій осі 1 гальмівного колеса встановлений вентилятор 13, який приводиться в обертання від електродвигуна (не показаний). Повітряний потік, що проходить через канали 14 в колесі 1, має виходи в диску 2 гальмівні колеса і в порожнині 15 між ободом 3 гальмівні колеса і блоком циліндрів 5.

З метою поліпшення екологічних характеристик гальмівного колеса, в повітряному потоці, що створюється вентилятором 13, встановлюється повітряний фільтр 16. При цьому фільтр, залежно від напрямку потоку повітря, може бути встановлений або на диску 2 гальмівні колеса і кришці 17 диска 2 (рис. 2.7, а), або в порожнині 15 між ободом 3 гальмівні колеса і блоком циліндрів 5 (рис. 2.7, б). Кріплення фільтру 16 може бути як до обода 3 (рис. 2.7, б), так і до блоку циліндрів 5.

Процес гальмування відбувається таким чином. При подачі тиску в робочу порожнину поршнів 6 поршнів переміщуються у напрямі пакету дисків, стискаючи їх гальмівним зусиллям, тим самим створюючи гальмівний момент між рухливими 7 і нерухомими 8 дисками. При цьому відбувається стирання (знос) робочих поверхонь дисків 7 і 8 і утворюються продукти зносу вуглецевих гальмівних дисків. У гальмівному колесі, показаному на рисунку 2.8, а, створюваний вентилятором 13 повітряний потік, показаний стрілками, проходить в порожнині 15 між ободом 3 гальмівні колеса і блоком циліндрів 5 і через канали 14 в диску 1. Далі повітряний потік підводиться до фільтру 16, встановленому на диску 2 гальмівні колеса або на кришці 17, і викидається назовні, залишаючи продукти зносу в повітряному фільтрі 16.

У гальмівному колесі (див. рис. 2.8, а) повітряний потік, що створюється вентилятором 13, проходить через канали 14 диска 2, потрапляє в порожнину 15 між ободом 3 і блоком циліндрів 5 і викидається назовні, залишаючи продукти зносу в повітряному фільтрі 16, встановленому між ободом 3 і блоком циліндрів 5.

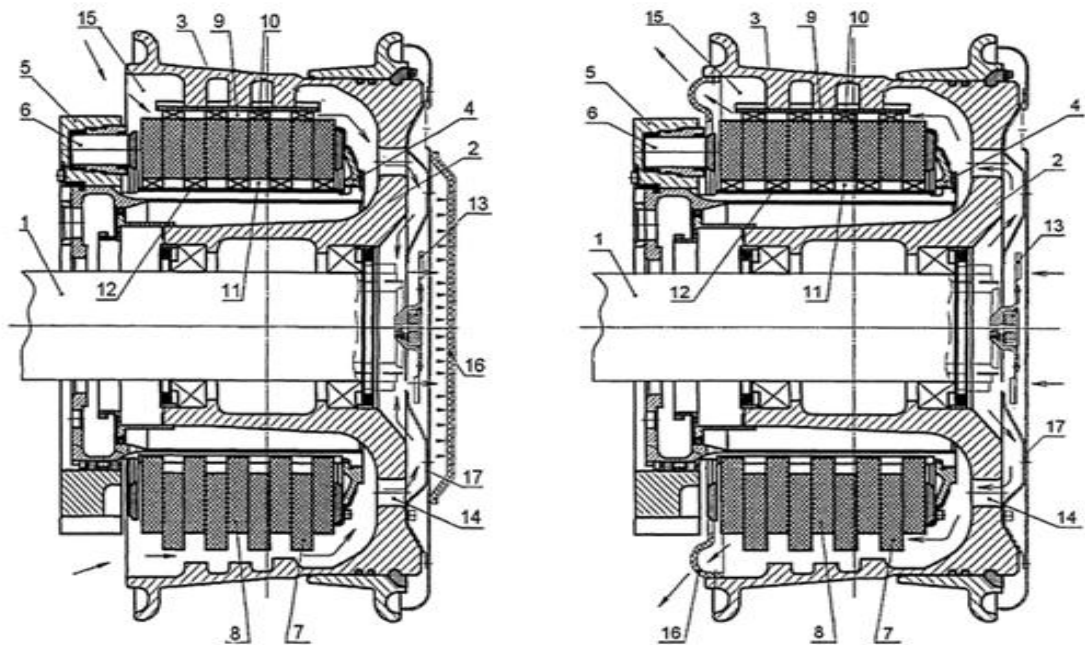


Рисунок 2.8 – Авіаційне гальмівне колесо з повітряним фільтром, розташованим на диску гальмівного колеса або кришці диска (а), в порожнині між ободом гальмівного колеса і блоком циліндрів (б)

У запропонованому технічному рішенні продукти зносу гальмівних дисків гальмівного колеса уловлюватимуться повітряним фільтром, тим самим захищаючи докільця від забруднення. Продукти зносу надалі можуть утилізуватися або використовуватися в інших технологіях.

Авіаційне гальмівне колесо, що містить розташовану на нерухомій осі, рухливу частину з диском і ободом, багатодискове гальмо, що включає корпус, блок циліндрів з поршнями, гальмівні рухливі і нерухомі диски, виконані з вуглецевого матеріалу, вентилятор, встановлений на нерухомій осі колеса і створюючий повітряний потік, що охолоджує, рухомий по каналах, що мають виходи на диску колеса і в порожнині між ободом колеса і блоком циліндрів, що відрізняється тим, що воно забезпечене фільтром, що перекриває вихід повітря, що охолоджує, на диску гальмівного колеса або фільтром, що перекриває вихід повітря, що охолоджує, з порожнини між блоком циліндрів і ободом гальмівного колеса, при цьому фільтр закріплений на блоці циліндрів або на ободі гальмівного колеса.

### 2.1.6 Матеріали використовувані в гальмах авіаційних коліс

До 1963 року більшість теплопоглотітелей гальм виконувалися із сталі. Для літака Lockheed C-5A був вибраний берилій в цілях зменшення маси на 1600 фунтів в 24 гальмах, встановлених на цьому літаку. Цей матеріал також використовується на інших літаках, таких, як Grumman F-14 і ін. При виробництві літаків C-5B і Boeing-757 використовують вуглець.

У 1986 році було встановлено, що заміна берилієвих гальм на вуглецевих на літаку C-5B дала економію маси в 400 фунтів на літак і що вони мають однакові або навіть декілька кращі (для вуглецю) характеристики. Крім того, час ремонту вуглецевих гальм на 37 % менше, ніж берилієвих.

Характеристики вживаних теплопоглотітельних матеріалів представлені в таблиці 2.2.

Таблиця 2.2 – Порівняння матеріалів теплопоглотітелів

Властивості	Вуглець	Берилій	Сталь	Необхідний показник
Щільність, фунт/дюйм <sup>3</sup>	0,061	0,066	2,283	Висока
Теплоємність при температурі 500°F, (Btu/фунт) °F	0,310	0,56	0,130	Висока
Теплопровідність при температурі 500 °F	100	75	24	Висока
Термічне розширення при температурі 500°F·106·дюйм/дюйм/°F	1.500	6,400	8,400	Низька
Коефіцієнт опору термічному удару 105	141	2,700	5,500	Висока
Гранична температура, °F	4000	1700	2100	Висока

Як видно, вуглець має такі властивості, що робить вельми бажаним його вживання як теплопоглотітеля. Його висока теплоємність сприяє зниженню маси гальма, а висока теплопровідність забезпечує теплообмін через однорідний диск швидкістю.

Проте є ще ряд чинників, які вимагають серйозною аналізу, так, наприклад, вживання берилія істотно збільшує токсичність таких гальм. Це вимагає спеціальних запобіжних засобів, зокрема, необхідно застосовувати заходи по запобіганню утворенню токсичного пилу в результаті тертя берилія об будь-який інший матеріал.

В порівнянні із сталевим теплопоглотітелем, берилієвий і вуглецеві теплопоглотітелі вимагають більшого об'єму гальма, що інколи створює конструкторські проблеми.

Для ілюстрації деяких аспектів економіки в 1971 році була вироблена оцінка, яка показала, що на літаку Concorde вуглецеві гальма дозволили виконати 3000 посадок в порівнянні з 500 - 600 посадками для сталевих дисків до повного зносу гальма і заощадили 1200 фунтів маси, що еквівалентно 5 % трансатлантичного корисного навантаження (оцінний).

#### Фрикційні полімерні матеріали

У тому випадку, коли температура на поверхні тертя фрикційних елементів не перевищує 250 °С, середньомасова температура не більше 400 °С, а температура на фактичних пятнах контакту не перевищує 500 °С, можуть бути застосовані фрикційні полімерні матеріали (ФПМ) на комбінованому або смоляному єднальному. Таким полімерним матеріалом, що знайшов широке вживання в авіації для малонавантажених гальм, став матеріал ФК-16Л (ретинакс).

#### Фрикційні спекаєміє порошкові матеріали –металлокераміка

Фрикційні спекаєміє порошкові матеріали (ФСПМ) застосовуються за умов роботи, коли температура на поверхні тертя не перевищує 1000°С, а об'ємна температура теплопоглотітеля не більш 700°С. Найбільш поширеними марками ФСПМ є ФМК-11, ФМК-79, МКВ-50А, що працюють в парі з литим фрикційним чавуном ЧНМХ, порошковим чавуном ФМК-845, сталлю 3Х13. Фрикційні і знос характеристики вказаних матеріалів, отримані на зразках при випробуванні їх по стандартній методиці на машині тертя типу ІМ58.

#### Вуглецеві фрикційні композиційні матеріали

Вуглецеві фрикційні композиційні матеріали (УФКМ) застосовуються за важких умов роботи, коли температура на поверхні тертя може перевищувати 1000°С, а об'ємна - 700°С. Питома енерговіддача окремих матеріалів теплопоглотітеля, зокрема, вітчизняного «Термар АДФ» і американського «Карбеникс-4000», може досягати 2000 кДж/кг. Володіючи високою міцністю, УФКМ дозволили створювати гальмівні монодиски, що працюють і як ротори, і як статори. Мала щільність, велика теплоємність і теплопровідність в порівнянні з властивостями ФСПМ, висока зносостійкість, стабільність фрикційних характеристик і відсутність «схоплювання» роблять УФКМ переважними перед ФСПМ для гальмівних пристроїв сучасних літаків.

### ***2.1.7 Експлуатація гальмівних пристроїв авіаційних коліс***

Сучасні гальмівні пристрої отримали значний розвиток, і їх експлуатація вимагає від льотно-технічного складу спеціальних знань як по питаннях їх установки на літак, так і користування цими пристроями і догляду за ними.

Суть експлуатації гальмівних пристроїв літака полягає в тому, щоб шляхом правильного вживання цих пристроїв і ретельного, технічно грамотного догляду за ними повністю дістати від конструкції закладені в неї можливості як в сенсі надійності і довговічності її роботи, так і в сенсі ефективності її дії.

Практика експлуатації показала немало прикладів, коли задовільні конструкції унаслідок їх безграмотного монтажу на літаку, неправильного регулювання і відходу ставали ненадійними, недовговічними і малоефективними. Можна також вказати на ряд прикладів, коли при правильно налагодженій експлуатації удавалося повністю отримати ті дані, які конструкція могла дати.

Установка гальм на літак пред'являє до конструкції його посадочних пристроїв деякі особливі вимоги, які в основному зводяться до відповідного вибору параметрів шасі і милиці і до обліку при конструюванні осі і вузлів шасі можливості правильної установки гальма на осі шасі і забезпечення передачі на вісь гальмівного моменту.

#### ***2.1.7.1 Огляд агрегатів і проводки управління гальмами***

Управління гальмами, що складається з агрегатів і проводки, повинне піддаватися періодичним оглядам в ті ж терміни, що і гальма, тобто максимум через 20 годин роботи літака.

При огляді управління гальмами необхідно звертати увагу на наступне:

а) трубопровід пневматичного управління повинен мати чисту поверхню як зовнішню, так і особливо внутрішню, яка під дією конденсату іржавіє.

Крім того, при тому, що можливого ржавить витратного балона усередині, іржа може проникати з балона в трубопровід і з нього в агрегати управління, слідством чого будуть перебої і відмови в роботі системи.

Ознакою того, що ржавить внутрішньої поверхні трубопроводу є поява нальоту усередині агрегатів управління — фільтрів, клапанів, замочних кранів.

Заіржавілий трубопровід необхідно ретельно очистити йоршиком, промити і просушити.

У місцях гнучких вставок — дюрітових шлангов — необхідно спостерігати, чи не відбувається зачіпання шланговий какиє- або деталі і пошкодження оболонки шлангів; за цим же слід спостерігати і в тих місцях, де трубопровід пролягає дуже близько від рухомих частин літака.

При оглядах необхідно перевіряти герметичність трубопроводу, яка може порушуватися як унаслідок пошкоджень трубопроводу, так і розхитування з'єднань, особливо якщо вони виконані у вигляді кульових сталевих наконечників і свинцевих прокладок. При появі течі гайки з'єднань необхідно підтягнути.

б) трубопровід гідравлічного управління менш схильний до того, що ржавить зсередини, і в цьому відношенні він не вимагає такого ретельного спостереження, як повітропровід. У останньому гідравлічеськийпровідс точки зору огляду нічим не відрізняється від повітропроводу, і при його оглядах необхідно керуватися вищепереліченими правилами. При огляді гідравлічної системи необхідно спостерігати за рівнем рідини в заливному бачку і за правильним заповненням магістралі, а також за якістю рідини, особливо за її в'язкістю.

в) механічна проводка вимагає ретельного спостереження за її зчленуваннями як в місцях приєднання до агрегатів, так і в самому ланцюзі.

В разі вживання механічної проводки у вигляді троса Боудена необхідно стежити за мастилом внутрішньої порожнини оболонки. Мастило це необхідно виробляти консистентним мастилом, тій же, яка застосовується для анкерних болтів і зчленувань гальм і колісних роликотідшипників.

При оглядах механічної проводки необхідна особлива увага обертати на появу люфтів в її ланцюги, які необхідно негайно усувати, оскільки вони порушують кінематику управління, а отже, і ефективність і чіткість дії гальм і зручність користування ними.

г) агрегати управління гальмами також вимагають регулярного спостереження. При оглядах агрегатів управління необхідно звертати увагу на стан ущільнень, появу того, що ржавить і заїдань взаємно рухомих деталей.

Крім того, у фільтрі має бути оглянута поверхня, що фільтрує. Якщо вона засмічена, її потрібно очистити.

### ***2.1.7.2 Основні вимоги до стійок шасі, що містять гальма в їх колесах***

Гальмівне шасі повинне задовольняти наступним основним вимогам:

а) шасі повинне забезпечити літаку можливість пересуватися і маневрувати по землі із застосуванням гальм на швидкостях до злітної включно;

б) винесення шасі повинне допускати повне використання гальм без небезпеки капотування і в той же час дозволяти легко відривати хвіст на злеті;

в) шасі повинне витримувати всі навантаження, що виникають при гальмівному пробігу і рулінні;

г) амортизація шасі разом з пневматиком колеса повинна вільно і м'яко поглинати енергію ударів при посадці, зльоті і рулінні.

З точки зору стійкості при рулінні, зльоті і посадці, а також маневреності літака на землі якість шасі визначають наступні чотири параметри:

- винесення шасі;
- винесення шасі;
- ширина колії;
- положення милиці відносно центру тяжіння літака.

### ***2.1.8 Аналіз гальмівного пристрою в системі гальмування літака***

Система гальмування коліс виконана за гидромеханічеської схемою і складається з гідравлічної мережі, що забезпечує подачу робочої рідини в гальма коліс, і механічної проводки, що зв'язує редукційні клапани гідромережі з органами управління гальмуванням.

Мережа основного гальмування харчується від загальної лінії нагнітання правої гідросистеми (Рис. 2.9), складається з редукційних клапанів 2, двох датчиків тиску 3, модуляторів 4 (УГ148А), чотирьох сигналізаторів тиску 5 (Мст-6qa) і двох сигналізаторів тиску 12 (МСТ-15А), чотирьох антиюзових автоматів 6, чотирьох човникових клапанів 7 і трубопроводів.

Кожен редукційний клапан управляє гальмуванням коліс однієї з опор, причому правий гальмівний клапан зв'язаний за допомогою механічної проводки з правими педалями обох льотчиків і забезпечує подачу рідини в гальма коліс правої опори. Аналогічні зв'язки має лівий редукційний клапан.

Мережа аварійного гальмування харчується від гідроаккумулятора аварійного гальмування, складається з редукційного клапана 9, двох сигналізаторів тиску 10, чотирьох дозаторів 8 і трубопроводів, прокладених від агрегатів гальмування 9 до човникових клапанів 7 підключень аварійної системи гальмування до гальм.

Для підвищення терміну експлуатації мережі гальм рідина від гальмівних редукційних клапанів основного і аварійного гальмування подається по окремих трубопроводах аж до човникових клапанів 7, встановлених на корпусах гальм коліс основних опор шасі.



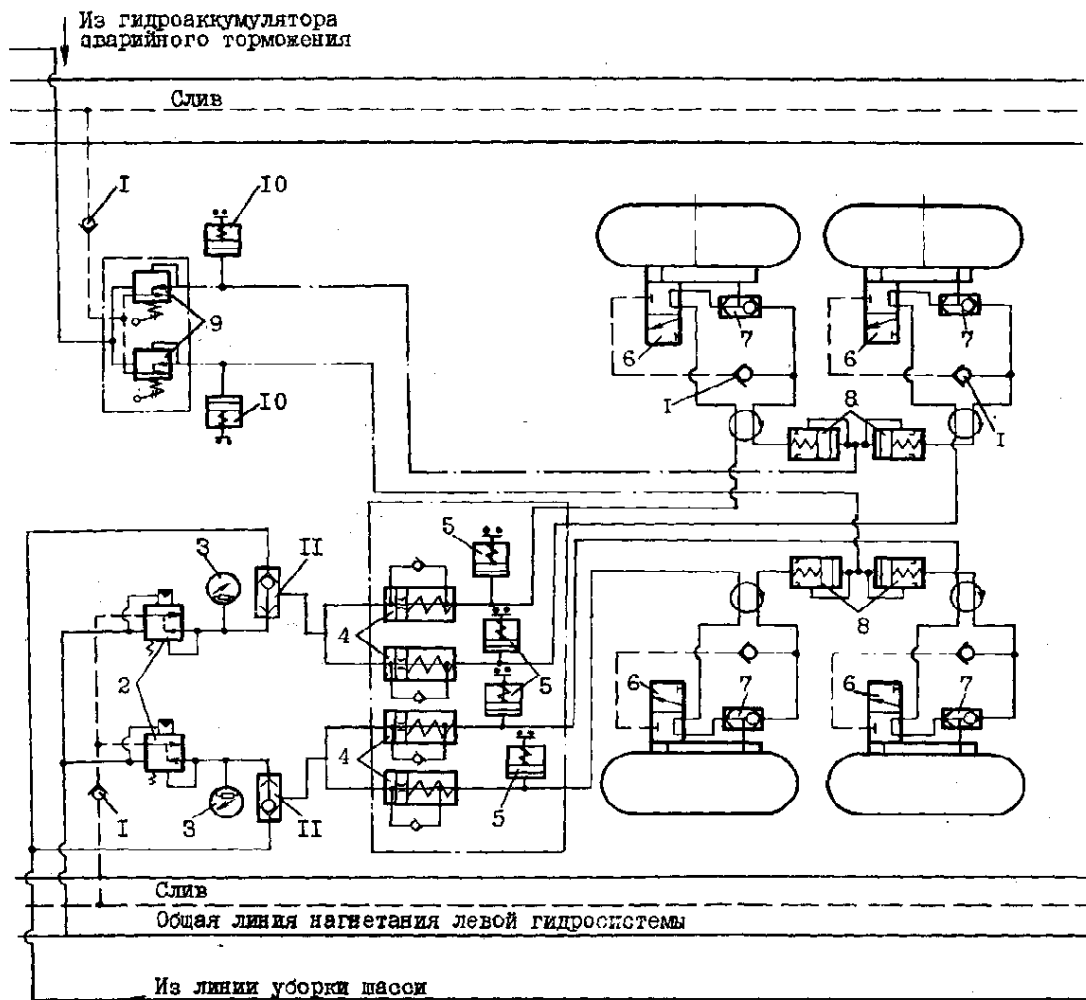


Рисунок 2.9 – Принципова схема гальмування коліс шасі літака Ан-74:

1 - зворотний клапан 671600Б; 2 - редукційний клапан УГ162; 3 - датчик тиску ВДД-150; 4 - модулятор УГ148А4; 5 - сигналізатор тиску МСТ-60А; 6 - антиюзвий автомат УА51Б; 7 - човниковий клапан УГ128; 8 - дозатор ГА172-00-3/Т; 9 - редукційний клапан УГ122-2; 10 - сигналізатор тиску МСТ-40А; 11 - човниковий клапан; 12 – сигналізатор тиску МСТ-15А.

Механізм управління основним гальмуванням забезпечує обтискання гільз клапанів 2 основні гальмування. Механізм (рисунок 2.10) складається з тяги 1, 2, 7, 9, двоплечих гойдалок 4, 8, 11, трохплечих гойдалок 10, важелів 3, гермовиводов 6.

При натисненні на педаль рух через важіль 3, тягу 2, тягу 9, гойдалку 8, тягу 7 передається на гойдалку 4. Гойдалка 4 ролик, встановленим у вилці, натискує на гільзу редукційного клапана 5. Механізм управління основним гальмуванням забезпечує кінематичний зв'язок між правими і лівими педалями льотчиків і передає рух однойменної пари педаль через систему тяги і гойдалок на відповідну гойдалку 4. Зв'язок між однойменними парами педаль здійснюється тягою 1, які сполучають двоплечі гойдалки педаль лівого льотчика з трохплечими гойдалками 10 педаль правого льотчика.

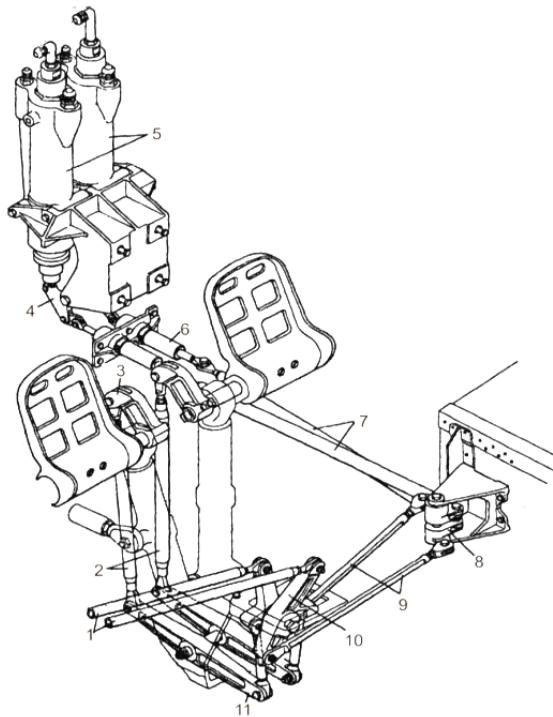


Рисунок 2.10 – Механізм управління основним гальмуванням:  
1, 2, 7, 9 – тяга; 3 – важіль; 4, 8, 11 – двоплечі гойдалки; 5 – редукційний клапан УГ162; 6 – гермовивод; 10 – трохплечая гойдалка; 11 – двоплеча гойдалка

Управління аварійним гальмуванням (рисунок 2.11) здійснюється рукоятками 12, сполученою тягою з верхніми кінцями важелів 6. До нижніх кінців важелів 6 приєднана тяга 13, які через гермовиводи 4 виведені за гермошпангоут 2, де на кронштейні 14 встановлений редукційний клапан 1. Обтискання гільз клапана 1 здійснюється роликами 2, розташованими на гойдалках 3. На тязі розташовані упори 8, 9.

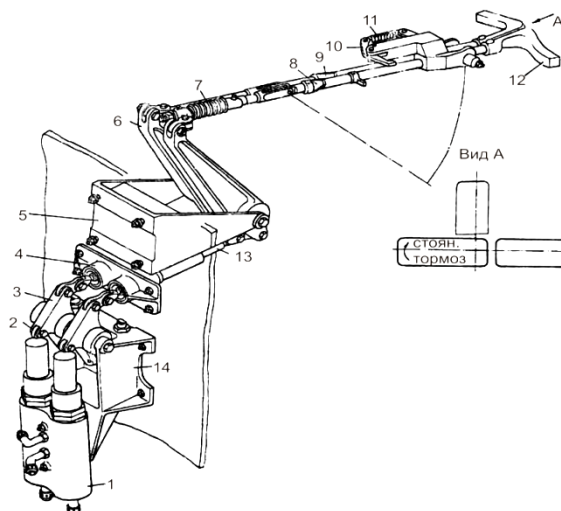


Рисунок 2.11 – Механізм управління аварійним гальмуванням коліс основних стійок шасі літака Ан-72: 1 – редукційний клапан УГ122-2; 2 – ролик; 3 – гойдалка; 4 – гермовивод; 5, 14 – кронштейн; 6 – важіль; 7, 11 – пружини; 8, 9 – упори; 10 – фіксатор; 12 – рукоятка; 13 – тяга

Для фіксації рукояток у витягнутому положенні (при гальмуванні стоянки) встановлений фіксатор 10. Фіксатор є двоплечою гойдалкою, на нижньому кінці якої виконаний виступ. Пружина 11 притискує фіксатор до упору.

### ***2.1.9 Робота системи в режимі основного гальмування***

Робоча рідина під тиском підводиться до редукційних клапанів 2.

При натисненні на педаль (педалі) одного з льотчиків відбувається обтискання гільзи (гільз) редукційного клапана, при цьому перекривається лінія зливу і рідина з лінії нагнітання перепускається в лінію гальмування з тиском, пропорційним куту повороту педалі.

Редукційні клапани відрегульовані так, що при повороті педалей до упору, що є на клапані, створюється тиск в гальмах  $100 \pm 10$  кгс/см<sup>2</sup> ( $10 \pm 1$  МПа). Від редукційних клапанів рідина через модулятори 4, антиюзовіє автомати 6 і човникові клапани 7 подається на гальмівні циліндри. Колеса загальмовуються. При основному гальмуванні човникові клапани 7 знаходяться в положенні, що відключає лінії аварійного гальмування.

При знятті навантаження з педалі гільза редукційного клапана 2 повертається у вихідне положення. При цьому лінія нагнітання закривається, а трубопровід, що йде до гальм, сполучається з лінією зливу. Колеса розгальмовуються.

При спрацьовуванні антиюзових автоматів рідина з гальм зливається безпосередньо в лінію зливу через трубопроводи аварійного гальмування і редукційний клапан УГ122-2.

Контроль за тиском в гальмах здійснюється по показчиках ІІП-150Б і І2П-150, пов'язаним з датчиками тиску ІМД-150. При прибиранні шасі рідина через човникові клапани 11 поступає з гідромережі прибирання шасі в мережу основного гальмування, забезпечуючи автоматичне пригальмовування коліс.

### ***2.1.10 Робота системи в режимі аварійного гальмування***

Робоча рідина під тиском підводиться до штуцерів редукційного клапана.

При витягуванні рукоятки аварійного гальмування відбувається обтискання штока редукційного клапана, при цьому перекривається лінія зливу і рідина з лінії нагнітання перепускається в лінію гальмування з тиском, пропорційним ходу рукоятки. При повному витягуванні рукояток в гальмах створюється тиск  $(80 \pm 10)$  кгс/см<sup>2</sup> [ $(8,0 \pm 1)$  МПа].

Від гальмівного клапана рідина через дозатори 8 і човникові клапани 7 поступає в гальмівні циліндри, унаслідок чого колеса загальмовуються. При аварійному гальмуванні човникові клапани 7 відключають лінії основного

гальмування. Наявність тиску в гальмах при аварійному гальмуванні контролюється по загорянню светосигнальних табло гальмування стоянки.

Аварійне гальмування виробляється витягуванням на себе однієї або обох рукояток. Рукоятки необхідно витягувати плавно для запобігання створенню надмірно великого тиску в гальмах, виключаючи тим самим прослизання коліс (юз), особливо на початку пробігу, коли навантаження на колеса мале і зчеплення коліс з поверхнею ВПП невелико.

Одночасне основне і аварійне гальмування не допускається щоб уникнути перекриття човниковими клапанами 7 ліній, що йдуть до гальм коліс (при середньому положенні човника).

Гальмування стоянки виробляється від гідроаккумуляторів аварійного гальмування, при цьому редукційний клапан 9 залишається постійно відкритим (на час гальмування), перепускаючи робочу рідину в лінію гальмування. Рукоятки аварійного гальмування при гальмуванні стоянки стопоряться у витягнутому положенні фіксатором 10 (див. рис.2.11).

При повороті лівої рукоятки на  $90^\circ$  за годинниковою стрілкою і подальшому її витягуванні упор 8 одним плечем захоплює упор 9 і захоплює за собою тягу правої рукоятки. При повністю витягнутій лівій рукоятці друге плече упору 8 проходить через фіксатор 10 і стопориться його виступом. Переміщення рукояток 12 через важелі 6 і тяга 13 передається на гойдалки 3, які роликками 2 обжимають гільзи редукційного клапана.

Для відключення гальмування стоянки ліва рукоятка витягується на себе і повертається на  $90^\circ$  проти годинникової стрілки. Упор 8 виходить із зачеплення з фіксатором 10 і упором 9. Тяга переміщається вперед, колеса розгальмовуються.

### ***2.1.11 Робота сигналізації гальмівної системи***

Сигналізація гальмівної системи призначена для візуального контролю членами екіпажа її перебування на землі і у польоті. Контроль стану гальмівної системи здійснюється по загорянню (згасанню) відповідних светосигнальних табло.

Розміщення светосигнальних табло показане на рисунку 2.12.

За наявності тиску в гальмах коліс основних опор більше  $60 \text{ кгс/см}^2$  (6 МПа) спрацьовують сигналізатори тиску 22/24, 23/24, 24/24, 25/24 і через контакти, що замкнулися, і блок 29/29 мінус бортсеті поступає на табло «ПЕРЕДН.», «ЗАДН.». Потрібне табло спалахує. За відсутності тиску в гальмах коліс будь-якій із стійок відповідне табло не горить. Сигналізація гальмування стоянки здійснюється при витягуванні рукояток аварійного гальмування.

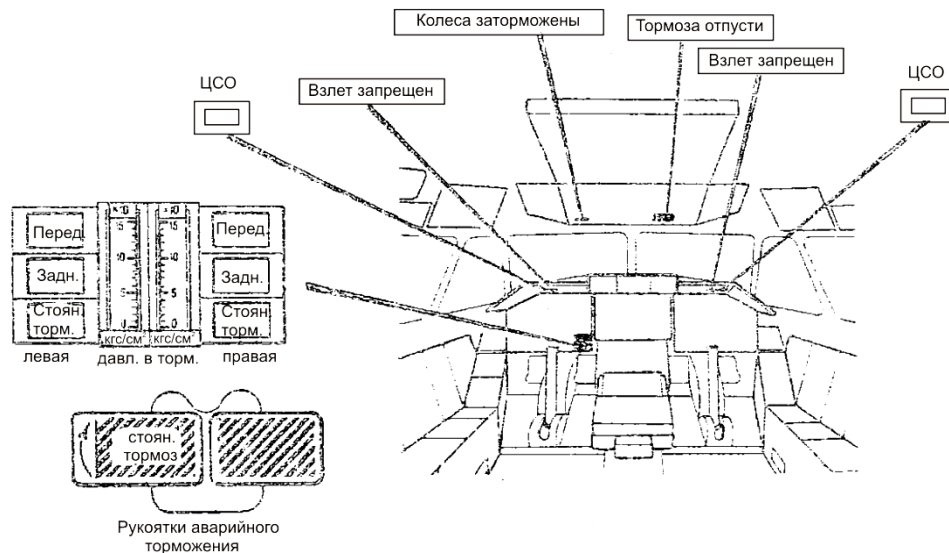


Рисунок 2.12 – Розміщення органів управління і індикації гальмами коліс в кабіні екіпажа

При включеному автоматі захисту мережі 29/24 і наявності тиску в гальмах коліс лівою і правою (або будь-який) стійок основних опор більше 40 кгс/см<sup>2</sup> (4 МПа) спрацьовують сигналізатори тиску 104/24, 32/24. Напруга 27 В і мінус бортсеті через блоки БУ 38/29, 30/29 поступають на табло 103/24, 30/24 «СТОЯН. ТОРМ.» стійок лівої і правої основної опори.

Одночасно спрацьовують реле 107/24, 106/24 і готують електричний ланцюг для формування сигналу «ЗЛІТ ЗАБОРОНЕНИЙ».

Светосигнальное табло 31/24 «КОЛЕСА ЗАГАЛЬМОВАНІ» спалахує при включеному гальмуванні стоянки і установці РУД двигунів в режимі  $755^{\circ}4^{\circ}$  по УПРТ. При цьому спрацьовують мікроперемикачі МКВ-48 57/32 РУД лівого і РУД правого двигунів, замикають контакти 1–2, через яких мінус поступає на обмотку реле 105/24. Реле спрацьовує і підключає табло 31/24.

З включенням табло «КОЛЕСА ЗАГАЛЬМОВАНІ» 31/24 включається центральний сигнальним вогонь ЦСО.

При установці РУД двигунів в режимі  $\geq 83^{\circ} \pm 4^{\circ}$  по УПРТ спалахує табло «ЗЛІТ ЗАБОРОНЕНИЙ» і в телефонах льотчиків прослухується переривистий зумер.

Светосигнальное табло 35/24 «ГАЛЬМА ВІДПУСТИ» спалахує у польоті, оскільки мінус бортсеті на табло поступає лише за відсутності обтискання основних опор шасі, а напруга 27 В поступає при спрацьовуванні сигналізаторів тиску.

За наявності тиску в гальмах коліс лівою і правою стійок (або в будь-якій одній) вище 1,5 кгс/см<sup>2</sup> (0,15 МПа) спрацьовують сигналізатори тиску 33/24, 34/24 і подають напругу 27 В через блок БАП 37/29 на табло 35/24 «ГАЛЬМА ВІДПУСТИ».

Загальні параметри системи гальмування коліс приведені в таблиці 3.3.

Таблиця 2.3 – Основні параметри системи гальмування коліс літака

Тип системи	Гідромеханіческа
Тиск в гальмах при: – основному гальмуванні	100 кгс/см <sup>2</sup> ±10 кгс/см <sup>2</sup> (10 МПа±1 МПа)
– аварійному гальмуванні	(80-10) кгс/см <sup>2</sup> [(8,0-1,0) МПа]
– гальмуванні стоянки	(50 <sup>+10</sup> <sub>-5</sub> ) кгс/см <sup>2</sup> [(5,0 <sup>+1,0</sup> <sub>-0,5</sub> ) МПа]
Тиск спрацьовування світлової сигналізації в лініях гальмування:	
– основного	60 кгс/см <sup>2</sup> ±3кгс/см <sup>2</sup> (6,0 МПа±0,3 МПа)
– аварійного (стоянки)	40 кгс/см <sup>2</sup> ±3кгс/см <sup>2</sup> (4,0 МПа±0,3 МПа)

З точки зору кваліфікаційних ознак розглянуту систему слід віднести до другого типу. Така схема гальмування реалізує вищі коефіцієнти зчеплення ( $\mu_b = 0,3 \dots 0,35$ ) і використовується також у вітчизняних літаках Ан-72 і Ан-74.

Максимальна ж підтримка гальмівної сили протягом всього пробігу забезпечується за допомогою самоналагоджувальних автоматичних систем третього типу і реалізоване в шасі літаків Ан-124, Ан-70 і Ан-148. У системах такого типу коефіцієнт зчеплення має максимальну величину і складає  $\mu_b = 0,35 \dots 0,45$ .

### ***2.1.12 Характерні відмови і пошкодження, типові роботи при технічному обслуговуванні елементів гальмівних пристроїв***

Гальмівні пристрої коліс шасі сучасних літаків є основними засобами поглинання кінетичної енергії (50-65%), що розвивається літаком на пробігу після посадки. Вживання і вдосконалення систем автоматичного гальмування (двохсигнальні системи, системи з програмним регулюванням) значно підвищує ефективність гальмування і у зв'язку з цим викликає додаткове теплове навантаження на гальма. На сучасних ВС застосовуються дискові гальмівні пристрої авіаколіс. Широке вживання дискових гальм пов'язане з рядом їх конструктивних і експлуатаційних переваг порівняно з іншими типами гальм.

У дискових гальмівних пристроях в процесі експлуатації сумарний зазор між дисками у міру зносу дисків підтримується незмінним вузлами розгальмування (рисунок 2.13, поз. 3) і вузлами підтримки постійного зазору (рис. 2.13, поз. 2). Тому, дискове гальмо вимагає менше часу на регламентне обслуговування і регулювальні роботи.

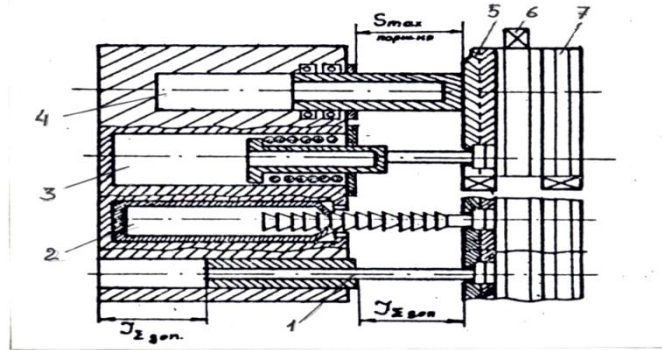


Рисунок 2.17 – Деталі дискового гальма (перетини умовно сполучені) досягши допустимого сумарного зносу дисків (стан “загальмований”):

1-показчик допустимого зносу дисків; 2- вузла підтримки постійного сумарного зазору між дисками; 3- вузла розгальмування; 4- гальмівний циліндр з поршнем; 5- притискний диск; диск, що 6-обертається; 7- необертальний диск.

Основними відмовами і пошкодженнями гальмівних пристроїв дискового типу є:

- нерівномірне прилягання секторів дисків і нерівномірний їх знос;
- тріщини секторів дисків;
- викривлення або усадка дисків;
- схвативааніє фрикційних матеріалів;
- втрата герметичності гальмівних циліндрів;
- руйнування вузлів розгальмування.

При роботі гальм відбувається перетворення кінетичної енергії маси рухомого ВС, в теплову енергію за рахунок тертя деталей гальма, виготовлених з фрикційних матеріалів. Величина цієї енергії у ряді гальм досягає величезних величин, яка приводить до різкого нагрівання деталей гальма (градієнт температури по глибині гальмівного диска, наприклад, може складати 800 – 1000 град/мм), хоча гальмування відбувається лише впродовж 15-30 секунд. У цих умовах гальмівний пристрій сучасного літака повинен поглинути енергію, рівну 2-3 млн. кДж.

Так, при нормальній посадці сучасного далекомагістрального літака, що має велику посадочну масу, гальма коліс, миттєво розвивають середню сумарну потужність 20000 квт. При цьому повна кінетична енергія, що поглинається гальмами, досягає 225000 кДж, температура в зоні тертя дисків гальмівних пристроїв при цьому досягає 1000-1100 0С, а об'ємна – 300-500 0С.

Основними фрикційними матеріалами дисків гальмівних пристроїв, які застосовуються на літаках, що експлуатуються в даний час, є: для дисків, що обертаються, – металокераміка, для необертальних – легований чавун.

В процесі роботи гальм у фрикційних вузлах виникають різного роду явища: термічна втома, викликана швидкими циклічними і нерівномірними нагріваними і охолодженнями всього об'єму деталей гальма; фазові перетворення з утворенням залишкового аустеніту; структурні і хіміко-діфузні перетворення з інтенсивним окисленням металу, особливо, по кордонах зерен, і зміною вмісту легуючих елементів. При цьому окислення вуглецю приводить до утворення мікротріщин між зернами металу, які є концентраторами напруги. Надалі ці тріщини поступово збільшуються і на поверхні тертя гальмівних дисків з'являється велика кількість дрібних тріщин. Інколи такі тріщини поширюються на всю ширину і товщину секторів фрикційних дисків, що приводять до необхідності їх заміни. Гострі кромки тріщин сприяють руйнуванню поверхневого шару, дрібні роздроблені частки, що з'являються, діють як абразив, що також підвищує знос секторів гальмівних дисків.

Вивчення умов експлуатації і фізико-хімічних процесів, що протікають на поверхнях тертя фрикційних дисків гальмівних пристроїв, дозволяє пізнати фізичну природу відмов, несправностей і обмеженого терміну служби гальмівних пристроїв, що дають можливість розробляти експлуатаційні, технологічні і конструктивні заходи по підвищенню їх експлуатаційної надійності. До їх числа відносяться:

- під час експлуатації гальмівних пристроїв на ВС не рекомендується перевищувати нормованих режимів роботи гальма (по величині швидкості початку гальмування, по частоті включення, часу гальмування, кількості гальмувань без охолодження і так далі). Перевищення режимів може викликати недопустиме підвищення температури і інтенсивне протікання небажаних явищ;
- чітке дотримання величин посадочної маси ВС, посадочної швидкості і швидкості включення гальм. Крім того, при проведенні безперервних зльотів-посадок, наприклад, при учбово-тренувальних польотах, після кожного гальмування слід приймати заходи по охолодженню гальм для запобігання інтенсивному протіканню небажаних процесів і явищ. Такими заходами можуть бути перерви між окремими посадками з гальмуванням, охолодження авіаколіс стислим повітрям (від балонів або спеціальних вентиляторів), виконання польоту впродовж певного часу з випущеним шасі і др.
- не слід застосовувати різке охолодження деталей після гальмування (наприклад, водою), оскільки це приводить до значного збільшення



поверхневої напруги і різних перетворень в матеріалах і до швидшого виходу деталей гальм з буд.

З метою виявлення несправностей, їх усунення і запобігання відмовам виконується технічне обслуговування гальм, яке можна умовно розбити на два види: із зніманням гальмівного колеса або без знімання.

Без демонтажу гальмівного колеса виконується лише зовнішня дефектація колеса і гальм, при виконанні якої звертається увага на цілісність деталей і агрегатів, надійність їх кріплення, герметичність гідросистеми управління гальмом. Крім того, на більшості дискових гальм передбачені контрольні штирі (рис.2.13, поз. 1), пластини або мітки, по яких визначається величина сумарного зносу дисків без зняття колеса і розбирання гальма. На рис. 2.13 показано положення деталей гальма досягши допустимого сумарного зносу дисків, який обмежується товщиною дисків, що обертаються, і запобіганням втраті герметичності гальмівних циліндрів. При такому положенні штиря 1 (рис. 2.13) диски, що обертаються, підлягають заміні на нових.

Після демонтажу колеса віддаляється забруднення і додатково дефектуються диски з торцевої частини. За відсутності недопустимого короблення, тріщин, розшаровування або руйнування матеріалу дисків (а ці несправності зустрічаються рідко) розбирання гальм не виконується і обслуговування зводиться до ретельної дефектації деталей, у тому числі гальмівних дисків.

При цьому не допускаються:

- вифарбовування і тріщини в торцевій частині дисків;
- розкриті тріщини, які проходять через всю ширину і товщину сектора;
- те, що зім'яло шліц дисків.

Допускаються:

- вифарбовування дисків на площі, більше допустимій;
- будь-яка кількість дрібних тріщин на поверхні секторів фрикційних дисків, а також кільцеві задири завглибшки до 0,5 мм;
- допустимий знос дисків;
- викривлення дисків, якщо воно не викликає пригальмовування колеса (при розгальмованому колесі).

Після монтажу коліс перевіряється дія гальм і датчиків розгальмування шляхом натиснення на педалі гальмування до упору і контролю за зростанням і падінням тиску в гальмівній системі.

Перевіряється також робота систем гальмування стоянки і аварійного коліс.

Постійне зростання посадочної кінетичної енергії літаків вимагає вдосконалення гальмівних пристроїв з метою підвищення їх енергоємності і зниження теплової напруги. У цьому напрямі останнім часом найбільші успіхи досягнуті в області створення фрикційних матеріалів з углепластиков на основі вуглецю. Успіх вживання вуглецю в конструкції авіаційних гальм обумовлений його винятковою здатністю поглинати енергію (у тому числі кінетичну енергію літака на пробігу) без перегріву і втрати працездатності.

Композиційний матеріал на основі вуглецю може одночасно виконувати функції фрикційного матеріалу, теплопоглинального і силового елемента. По величині коефіцієнта тертя цей матеріал відрізняється вищою зносостійкістю. По поглинанню тепла на одиницю маси вуглець поступається лише берилію і здатний поглинати ~ на 40% більше теплової енергії, чим матеріал еквівалентних гальмівних дисків. Питома енергоємність вуглецевих дисків досягає 600 кДж на 1 кг маси гальма, а робоча температура ~1800 0С.

Сучасні вітчизняні і закордонні гальмівні пристрої з дисками з фрикційного матеріалу мають гранично допустиму температуру 950 – 1200 0С. Така різниця в гранично допустимій температурі фрикційних пар привела до того, що віддача маси гальмівних пристроїв з вуглецевими дисками перевищує ~ у 2 рази віддачу маси гальм, виконаних з дисками з композиційних матеріалів.

Висока питома теплоємність вуглецю і менша схильність до дії високих температур приводять до підвищення зносостійкості дисків, а у зв'язку з тим, що пил від вуглецю менш абразивний, збільшується термін служби рухливих елементів і ущільнень гальма. Вживання нового матеріалу дозволяє підвищити теплостійкість гальмівних дисків до 3000 0С і збільшити термін їх служби до 2000-3000 посадок (замість 800 – 1500 посадок для дисків з фрикційного матеріалу на основі заліза).

Менша міра викривлення (деформації) вуглецевих дисків при високому нагріванні зменшує втрати ефективності гальма впродовж всього періоду його експлуатації. Вживання гальм з вуглецевими дисками дозволило зменшити масу літаків (наприклад, В-747-300, АН-124) більш ніж на 600 кг.

## **2.2 Розробка регламенту і технології технічного обслуговування гальм коліс 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 врахуванням появи даних 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-змащувальних (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, снігу і т.п.);
- відновні (регулювальні, ремонтні, демонтажно-монтажні і т.п.);
- допоміжні (забезпечення доступу до об'єктів обслуговування, під'їм ВС, демонтажні роботи для проведення ТО (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 ТО	Заводські випробування Заводські інструкції (початковий варіант РТО) Державні випробування
2-й етап – 1 – 1,5 років експлуатації нового типу ЛА, накопичення статистичної інформації по відмовах, уточнення першого варіанту РТО	Експлуатація ВС
3-й етап – уточнення РТО в процесі експлуатації	Коректування РТО

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

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

Індивідуальний – застосовують для розрахунку надійності і визначення періодичності ТЕ максимально відповідальних об'єктів. Він полягає в побудові детальної математичної моделі розвитку пошкодження даного виробу і

використовується при встановленні ресурсу агрегатом, вузлам з однаковими умовами експлуатації.

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

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

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

- 1 Визначення періодичності ТЕ 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 ТЕ з врахуванням швидкості розвитку відмови (пошкодження) – передбачається, що з усуненням пошкодження у встановлені терміни запобігає виникненню відмов (для моделей поступових відмов).
- 3 Визначення оптимальної періодичності ТЕ з врахуванням економічних показників – використовують критерій максимальної надійності роботи виробу в міжремонтний період  $P(t_p)$  при мінімальних трудовитратах на його ТЕ. Періодичність ТЕ в даному випадку встановлюється з умови досягнення максимального значення критерію

$$P_{tp} = \max\{P(TP)\} / T_{ТО}$$

Дані методи визначення періодичності ТЕ 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 работ по 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-змащувальні (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, під'їм на гідропідйомниках, очищення об'єктів від забруднення перед обслуговуванням, демонтажно-монтажні роботи для проведення обслуговування).

Більшість регламентних робіт проводять на всіх (або більшості) експлуатованих типах ЛА. Такі роботи можна вважати типовими по ТЕ. Наявність переліку типових робіт полегшує процес формування базової програми ТЕ 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.

В основу класифікації режимів ТО положені:

- 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, вимірюваним льотним годинником, посадками або календарними термінами).

Режими ТО можуть бути загальними для всіх 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).

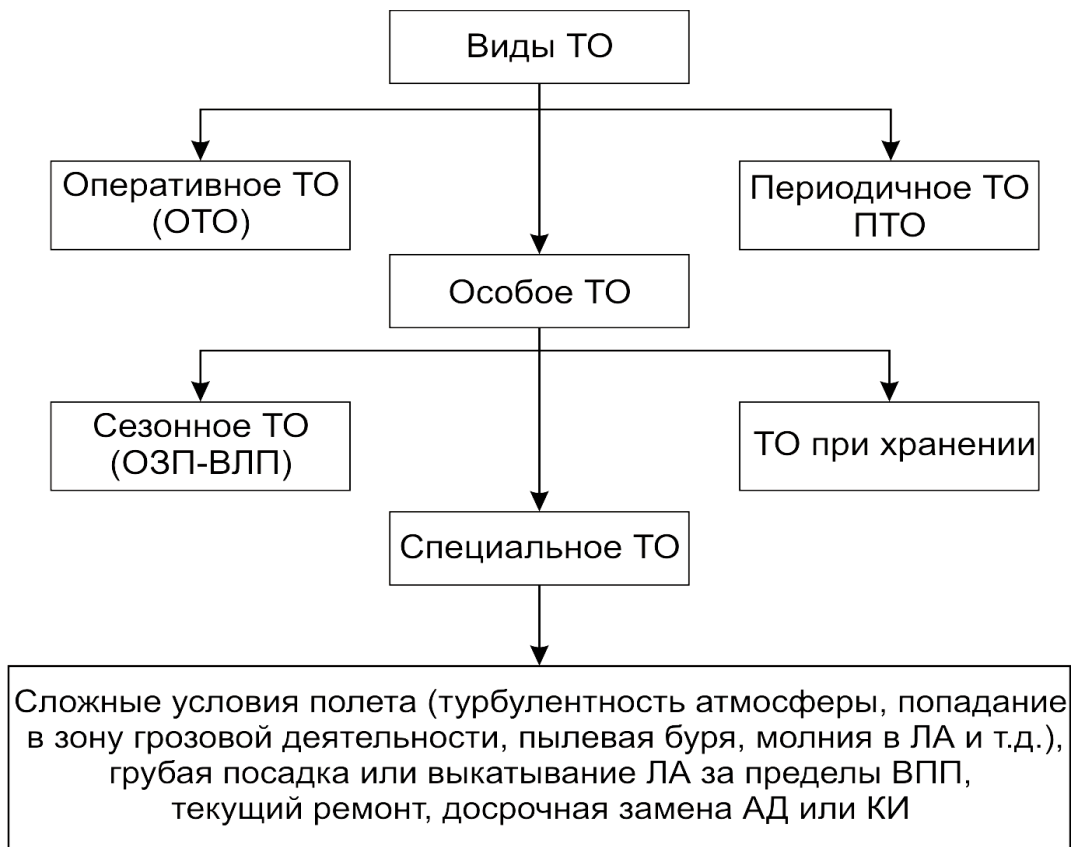


Рисунок 2.14 – Класифікація видів ТО

Оперативне ТО включає наступні види робіт:

- форми А1, А2, Б;
- роботи по встрече ВС;
- роботи по забезпеченню вильоту;
- роботи по забезпеченню стоянки.

Форма А1 виконується:

- перед польотом або після кожної посадки літака, якщо не потрібне 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 в базовому або кінцевому аеропорту:

- один раз в добу після закінчення запланованих на поточну добу польотів, якщо не передбачено виконання складнішої форми ТО;
- в 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 ТЕ або після зберігання до 15 діб без консервації двигунів.

Форма Б виконується в базовому аеропорту:

- один раз в  $10 \pm 1$  доба регулярної експлуатації (при виконанні хоч би одного польоту в добу), якщо не потрібно 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  $50 \pm 5$  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 переміщається 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 ТО. Періодичні форми ТО формуються з основних робіт, що виконуються через кожних 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 кожних 600, 900, 1200, 1500, 1800, 3000 і 3600 часов (8, 12, 16, 20, 24, 40 і 48 місяців).

ТО 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 птицями;
- політ в умовах обмерзання;
- помпажа двигуна;
- безперервні роботи двигуна на злітному режимі більше 5 хвилин або вживання ЧР.

У розділ також входить сезонне ТО, виконуване при підготовці літака до осінньо-зимового і весінньо-літнього періодів 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 ТО
Оглянете шасі	A1, A2, Б
Перевірте тиск повітря в шинах коліс	A2, Б
Оглянете основні опори шасі	Б
Оглянете 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'єкта обслуговування	Години нальоту	Календеро к	Примітки
Оглянете шасі	300	4	
Перевірте тиск повітря в шинах коліс	300	4	
Оглянете основні опори шасі	300	4	
Оглянете передню опору шасі	300	4	
Перевірте тиск азоту в амортизаторах стійок основних опор по обтисканню штоків амортизаторів	300	4	



## Продовження таблиці 2.6

Перевірте тиск азоту в амортизаторі стійки передній опори по обтисканню штока амортизатора	300	4	
Перевірте працездатність антиюзових автоматів УА51Б		-	Виконується через кожних 250-25+80 пос.
Перевірте стан деталей коліс і гальм основних опор		-	Виконується через кожних 250-25+80 пос.
Перевірте стан деталей коліс передньої опори		-	Виконується через кожних 150±50 посадок
Перевірте стан підкосів стійок основних опор шасі, що складаються	600	8	
Змастіть шарнірні з'єднання шасі	300	4	
Огляньте систему гальмування коліс	600	8	
Перевірте працездатність системи гальмування коліс	1500	20	
Огляньте агрегати системи прибирання-випуску і вузли з кріплення	1500	20	
Огляньте систему управління поворотом коліс передньої опори і перевірте натягнення тросів	1500	20	
Перевірте працездатність системи управління поворотом коліс передньої опори	1500	20	
Перевірте стан замку випущеного положення передньої опори	1500	20	
Перевірте роботу системи прибирання – випуску шасі	1500	20	
Перевірте рівень рідини в амортизаторах стійок основних опор	1500	20	
Перевірте рівень рідини в амортизаторі передньої стійки	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 кожних (30±6), (90±10), (180±15) доби зберігання;
- робіт з підготовки до польотів літака після закінчення терміну зберігання.

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

Літак повинен зберігатися (незалежно від терміну зберігання) зі встановленим на нім повним комплектом чохлів і заглушок. Впродовж всього терміну зберігання літак має бути надійно заземлений.

Літак повинен зберігатися з повністю заправленими баками паливної, масляної і гідравлічної систем. Паливо повинне містити рідину «І» в кількості 0.2 – 0.3 % від об'єму палива. Заміну палива виробляєте через кожних 12 місяців зберігання.

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

У перебігу всього періоду зберігання під колесами основних опор мають бути встановлені спереду і ззаду наполегливі колодки, поцуплені 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 перебігу всього 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 стійок шасі (по усадці) і шин (по обтисканню ). При різкій зміні метеорологічних умов (буривши, снігопад, обмерзання), вказана перевірка повинна вироблятися 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:

- виконаєте роботи за пунктами (3, 4, 7 – 10, 13, 14, 16 – 18);
- оглянете осі коліс по посадочним местомом 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, що не задовольняють формам ТТ, рішення про подальшу експлуатацію літака приймають підприємство-розробник спільно з авіаційною адміністрацією.

2 Технічне обслуговування після попадання літака в запорошену або снігову бурю:

- виробіть зовнішній огляд шасі в об'ємі форми «Б»;
- після запорошеної бурі звернете увагу на чистоту стулок, відсіків опор шасі, амортистоек, 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 очистите від снігу ніші шасі, при необхідності продуйте стислим повітрям тиском 1-2 кгс/см<sup>2</sup> колеса, ніші шасі і просушите за допомогою наземного підігрівача.

### **2.2.3 Технологія обслуговування**

#### **2.2.3.1 Заміна агрегатів**

При заміні агрегатів системи гальмування і інших роботах, що приводять до попадання повітря в систему, необхідно виробляти 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 антиюзових 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. Очистите і продуйте внутрішні порожнини барабана колеса від грязі, промийте вісь колеса, підшипники в розчиннику, простріте серветкою;
3. Оглянете вісь і гайку кріплення колеса.  
Не допускаються деформації, забоїни, задираки, тріщини, пошкодження різьблення. Не допускаються подряпини на осі, корозія посадочних місць.
4. Оглянете бічні колеса.  
Не допускаються:
  - тріщини, забоїни, механічні пошкодження;
  - порушення лакофарбного покриття.
5. Промийте бензином зовнішні кільця роликотітшипників і внутрішні кільця з роликами.
6. Перевірте стан деталей колеса:
  - а) манжет ущільнювачів обойм 8.  
Вітік мастила, вифарбовування і підвертання манжет не допускаються;
  - б) роликотітшипників. 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.

- не знімаючи гальмо з осі, очистите його від продуктів зносу;
- перевірте робочий тиск в гальмі колеса;
- перевірте працездатність регулювальників зазору, для чого виробіть декілька циклів подачі і скидання тиску в гальмо.

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

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

Диски в розгальмованому стані гальма повинні рухатися від зусилля рук.

2. Зберіть колесо і встановите 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 <sup>х</sup> . Набор щупов № 4.	Плоскогубцы комбинированные. Отвертка (S =1,0).	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 Технологічна 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. Підключите аеродромні джерела електро- і гідропитання (див. 012.10.01, ТК № 301 і 012.10.06, ТК № 301).
3. Включите АЗС електроланцюга сигналізації системи гальмування коліс.
4. Натискуйте гальмівні педалі до упору з витримкою в крайньому положенні не менше 2 з (повторите операцію 9.10 разів).

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

Светосигнальное 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 сік при тн.в більш  $+5 \text{ }^\circ\text{C}$ .

1. Витягніть обидві рукоятки аварійного гальмування на повний хід з витримкою у витягнутому положенні не менше 2 з (повторите операцію 8.10 разів).

Тиск робочої рідини по манометру приладу на колесі має бути  $( ) \text{ кгс/см}^2$   $[ ( ) \text{ МПа}]$ .  $80_{-10}^{+5}$   $8,0_{-1,0}^{+0,5}$

Светосигнальные 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 рукояток

аварійного гальмування перевірте час загальмовування і розгальмування коліс. Час загальмовування контролюється від початку витягування рукояток до тиску в колесі (8 МПа МПа) (контролювати по манометру приладу на колесі).  $80 \text{ кгс/см}^2 \begin{matrix} +5 \\ -10 \end{matrix}$   $\text{кгс/см}^2 \begin{matrix} +0,5 \\ -1,0 \end{matrix}$

– Час розгальмування контролюється з моменту відпуску рукояток аварійного гальмування до розгальмування коліс (контролювати по індикатору зносу гальмівних дисків);

– Час загальмовування і розгальмування коліс має бути не більше 1,5 с при тн.в більш +5 °С.

2. Виробіть гальмування стоянки коліс.

Тиск робочої рідини по манометру приладу на колесі має бути ) кгс/см<sup>2</sup> ( МПа).  $63 \begin{matrix} +5 \\ -10 \end{matrix}$   $6,3 \begin{matrix} +0,5 \\ -1,0 \end{matrix}$

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

3. Перевірте працездатність сигналізації системи гальмування:

Перевірте спрацьовування табло КОЛЕСА ЗАГАЛЬМОВАНІ, для чого:

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

Повинне спалахнути табло КОЛЕСА ЗАГАЛЬМОВАНІ.

Перевірте спрацьовування табло ЗЛІТ ЗАБОРОНЕНИЙ, для чого:

– при включеному гальмуванні стоянки коліс встановіть Руди в положення  $83^\circ \pm 4^\circ$  по ИП-33;

– Повинне спалахнути табло ЗЛІТ ЗАБОРОНЕНИЙ;

– Закрийте знімні панелі підлоги;

– Відключите АЗС;

– Від'єднаєте аеродромні джерела електро- і гідроенергії;

– 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-ОСТУ 1 10108-85 (або 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.

4. Підніміть носовий обтічник фюзеляжу.

5. Відкиньте ліву панель приладової дошки.

6. Оглянете механізм управління основним гальмуванням.

Тяга і гойдалки мають бути надійно закріплені і законтрили.

Не допускаються:

– стосується тяги об гойдалки (у крайніх положеннях);

– механічні пошкодження (тріщини, забоїни, потертості).

7. Оглянете механізм управління аварійним гальмуванням і механізм стопорення стоянки.

Тяга і сережки мають бути надійно закріплені і законтрили.

Не допускаються:

– механічні пошкодження деталей механізму;

– потертості і інші пошкодження пружин.

8. Оглянете редукційні клапани УГ162 и УГ122-2.

Не допускаються:

– підтікання рідини з штуцерів;

– ослабіння кріплення клапанів, порушення контрень;

– механічні пошкодження деталей, тріщини;

– виміріть зазори між нажимними роликками і штоками редукційних клапанів.

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

Не допускаються:

– ослабіння кріплення, порушення контрень;

– текти в з'єднаннях.

10. Оглянете шарнірну гидропроводку системи гальмування на стійках.

Механічні пошкодження не допускаються.

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

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

12. Приберіть інструмент і пристосування.

Трудомісткість (чол.-г.) — 1,333.

Таблиця 2.9 – Допоміжна апаратура при роботах на літаку

Контрольно-перевірочна	Інструмент і засоби наземного	Витратні матеріали і	Додатково використувані
------------------------	-------------------------------	----------------------	-------------------------

апаратура (КПА)	обслуговування (СНО)	запчастини	карти
Набор щупів № 2, кл.т. 2.	Лампа переносна 2ПЛ. Плоскогубці комбіновані. Викрутка (S = 1,0). Ключ гайковий 8x10.	Кисть волосяна. Серветки х/б.	ТК № 401, 402.

Агрегати управління гальмами повинні розміщуватися на загальній магістралі відповідно до монтажною схемою і креслення. Як правило, майже всі агрегати управління гальмами зосереджуються в пілотській кабіні. Це представляє зручності при користуванні ними, а також при догляді за ними і контролі за їх роботою.

Оскільки всі агрегати управління гальмами вимагають періодичного огляду, то при їх монтажі необхідно передбачати можливість вільного до них доступу.

Кожен з агрегатів управління гальмами має свої особливості, обумовлені його призначенням і умовами роботи, які необхідно враховувати при монтажі.



## **3 ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ ВС**

### **3.1 Методи забезпечення БП при експлуатації АТ**

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

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

Після проведення глибоких досліджень тенденцій розвитку повітряних перевезень і авіаційної індустрії Міжнародна організація цивільної авіації прийшла до виводу, 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 к Конвенції про міжнародну цивільну авіацію (далі - міжнародні стандарти). Міжнародними стандартами передбачається встановлення державою прийняттого рівня безпеки польотів при експлуатації повітряних судів, при обслуговуванні повітряного руху і експлуатації аеродромів, а також прийняття державної програми безпеки польотів в цілях забезпечення вказаного рівня безпеки. В рамках реалізації такої програми держави повинні встановлювати для авіапідприємств, аеропортів, організацій по технічному обслуговуванню повітряних судів 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 коректують, необхідних для підтримки прийняттого рівня безпеки польотів;

- проведення постійного моніторингу і регулярної оцінки забезпечуваного рівня безпеки польотів;
- постійного підвищення загального рівня безпеки польотів.

Міжнародними стандартами передбачається в 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 всіх елементів авіаційно-транспортної системи і організації контролю за їх виконання.

### ***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 (ТЕО) 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 врахуванням можливого впливу на інші агрегати (системи) гірше УУП і неможливо (або недоцільно) експлуатувати агрегат до передвідмовного стану. Викладені принципи визначення допустимих методів експлуатації приведені в таблиці 3.1.

Таблиця 3.1 – Принципи визначення допустимих видів відказов

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	Нет	–	–	ТЭО
Не гірше СС	Да	–	Так (для СС необхідне підтвердження досвідом експлуатації)	До передвідмовного стану
Не гірше СС	Да	Да	–	ТЭР (термін служби)
АС і гірше	–	–	–	ТЭР (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 судів. 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 всіх видів робіт по ТЕ 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 відзначимо, що поняття експлуатаційна технологічність і технологічність при технічному обслуговуванні відносяться, як правило, до літака в цілому.

За результатами пробігових випробувань визначають показателі експлуатаційної технологічності, основними з яких є:

- періодичність ТО LTQ, тис. км;
- питома трудомісткість ТО TJQ, чол-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, контролепрігодність, легкос'ємність, взаємозамінюваність, спадкоємність засобів наземного обслуговування і контрольно-вимірювальної апаратури, уніфікація функціональних систем і агрегатів. До групи експлуатаційних чинників входять форми організації виконання ТОїР, 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 виявляються властивості конструкції, і повинні враховуватися як при створенні, так і при експлуатації ЛА.

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

Контролепрігодність – чинник проведення контролю параметрів систем і комплектуючих виробів ЛА різними засобами і методами.

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

Взаємозамінюваність комплектуючих виробів і деталей означає таке їх властивість, при якій з безлічі однойменних деталей можна узяти будь-яку 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 злітно- посадкових режимах**

#### **3.3.1 Посадка літака**

Підготувавшись до посадки, пілот повинен виявитися в точці початку зниження, витримавши потрібну висоту, швидкість і дистанцію до початку смуги. Під час зниження потрібно постійно витримувати напрям руху уздовж смуги, опустити ніс літака, націлюється на точку початку смуги.

На самому початку зниження потрібно випустити закрилки на максимальний кут і випустити шасі. В результаті цього, літак значно сповільниться. Траєкторія зниження називається глісадою. Вся 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/ч, на висоті 200 метрів – 200-250 км/ч. В самої землі (5-3 метрів) швидкість не повинна падати нижче за посадочну швидкість літака.

Витримка відповідної швидкості виробляється регулюванням газу. У випадку, якщо швидкість падає дуже 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 декілька ускладнюється, особливо 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 поважно не допустити падіння швидкості нижче посадочною, інакше літак провалиться і удариться об смугу. Він повинен опуститися дуже м'яко.

Після торкання, потрібно 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 потрібно враховувати снос літака, який при цьому буде відносно курсу ВПП. Для правильного виконання посадки необхідно стежити, щоб курс літака відносно землі повністю збігався з курсом потрібної смуги. Це досягається двома способами.

Спосіб 1. Якщо подовжня вісь апарату збігається 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 треба 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 даного кута ковзання, який використовують для компенсації сноса. При високих швидкостях бічних вітрових повітряних мас відхилення керма наближаються до максимальних показників, і даний вигляд посадки стає не можливим.

Спосіб 2. Він називається – з попередженням по курсу. Якщо літак рухається без ковзання і під кутом до злітно-посадочної смуги, при цьому його ніс розвернуть у бік вітру, то само ковзання відсутнє. І відпадає необхідність використовувати флаперони і кермо напрямку. В цьому випадку перед самим торканням колесами посадочної смуги або в перший момент торкання, літак треба 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 даний вигляд складніший по техніці пілотування.

### ***3.3.3 Посадка літака в складних метеоумовах***

У складних метеоумовах політ пов'язаний із заходом на посадку зі свідченнями 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 обладнано 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 метеоумовах командир корабля повинен:

1. Вчасно доповісти диспетчерові точний час входу в район аеродрому
2. Отримати, якщо це необхідно, від диспетчера точне місцерозташування літака. Отримати дозвіл на посадку. Дізнатися 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 набудував радіокомпаси на БПРМ і ДПРМ.
10. Прослухувати радіоефір, доповіді інших екіпажів, інформацію служби руху.

Штурман зобов'язаний:

1. Перевірити все необхідне устаткування.
2. Вивчити схему зниження і розташування небезпечних ділянок.
3. Уточнити курс.
4. Виробити необхідний розрахунок заходу на посадку з врахуванням вітру. і передати письмовий розрахунок командирові.
5. Налаштувати радіокомпаси.
6. Контролювати політ і постійно вносити корективи до розрахунків.
7. Повідомити про момент зниження командирові корабля.

### ***3.4 Зліт і його характеристики***

Політ не може початися без зльоту. В сучасних літаків зліт може бути вертикальним або з розгону. Більшість літаків можуть піднятися в повітря лише з розгону. Адже для вертикального зльоту в 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 підймальну силу.

В кінці розгону в літака розвивається така швидкість, що його тяга, що несе, створює підймальну силу і літак починає відділятися від землі. Цей момент називається відривом. Але з цієї миті підймальна сила продовжує збільшуватися, і літак набирає розгін, який переходить в набір висоти.

Для створення необхідної швидкості відриву літак здійснює розгін. Довжина розгону – це дорога, яка 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 додання потрібній швидкості літаку.

Останній етап – це під'їм. Швидкість підйому має бути вище за швидкість розгону. На величину підйому впливає злітна дистанція (відстань від моменту старту до набору висоти).



## 4 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ. ЕКОНОМІЧНЕ ОБГРУНТУВАННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ЛІТАКА, ЯК ЗАСОБИ ТРАНСПОРТУВАННЯ ВАНТАЖІВ

### 4.1 Маркетингові дослідження ринку внутрішніх і міжнародних перевезень вантажів

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

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

Таблиця 4.1 – Чисельності населення крупних міст України

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

1. Київ є крупним промисловим центром України. У місті представлено багато галузей народного господарства: легка і харчова 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 по величині 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 торгівельний порт України. Торгівля, металообробка, нафтопереробка, машинобудування, виробництво ліків і продуктів харчування. Санаторно-курортне лікування і пляжний відпочинок, круїзний туризм. Крупний науково-освітній центр.

4. Дніпро- один з найбільших промислових, економічних і транспортних центрів, центр металургії України. Особливо розвинена чорна металургія (металургійні заводи ім. Петровського, ім. Бабусина, Дніпропетровський трубний завод, Комінмет, 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 % проїзводстваавтопогрузчиков, 11 % проїзводстваавтобусов. На початку XXI століття основу промислового комплексу складають 240 підприємств різних форм власності.

#### Вантажоперевезення за 2019 рік

Вантажоперевезення авіаційним транспортом, згідно Державної служби статистики України, в 2016-м-кодї року скоротився на 19,5% - до 70 тис. тонн, а вантажообіг збільшився на 18,8% - до 225,9 млн. т/км в порівнянні з 2018 роком. Спад вантажоперевезення викликаний загальним спадом в світовій економіці. Відповідно, авіакомпанії скорочують об'єми провізних потужностей, прагнучи нормалізувати коефіцієнт завантаження і зберегти заплановану рентабельність авіавантажоперевезень, не дивлячись 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.

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

Виберемо напрями, актуальні в нинішній геополітичній ситуації:

Київ-Харків;

Київ-Уфа.

#### **4.1.2 Дослідження ринку авіаперевезень**

В даний час 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 відносяться:

- людські останки;
- великогабаритні вантажі;
- коштовні 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 Вихідні дані для розрахунків техніко-економічних показників експлуатації ЛА**

### ***4.2.1 Льотно-технічні характеристики ЛА, які впливають на експлуатаційні витрати в 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/ч;
- крейсерська швидкість польоту,  $V_{кр} = 625$  км/ч;
- рейсерська дальність польоту – 2200 км;
- потрібна довжина ВПП,  $L_{разб} = 1900$  м;
- тип двигуна 2 ТРДД Д-36 сериї 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 біля 0.75 дол./літр.

### ***4.2.3 Розрахунок повної собівартості експлуатації літака при перевезенні комерційного вантажу на один кілометр дороги***

Вартість однієї години польоту визначається як:

$$C_{чп} = A + B; \quad (4.1)$$

де А – прямі витрати, що доводяться на одну льотну годину, долл.;

Б – непрямі витрати, що доводяться на одну льотну годину, долл.

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-підіймального складу (ЛПС) з нарахуваннями.

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

Повна собівартість експлуатації літака при перевезенні пасажирів або комерційного вантажу на один кілометр дороги (Сткм) визначається по формулі:

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

де  $m_{гр}$  - максимальне комерційне навантаження літака;  $V_p$  - рейсова швидкість літака, км/год;  $K_3$  - коефіцієнт використання завантаження літака. Для даного типа літака  $m_0=30 \dots 120$ 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 врахуванням витрат часу на всіх етапах польоту від початку розгону в аеропорту зльоту до кінця пробігу в аеропорту посадки. Рейсову швидкість, км/ч, 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/ч;  $L$  - безпосадочна дальність польоту, км;  $\Delta t$  - 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 годинах). Величина цих втрат залежить від висоти польоту літака.  $\Delta t$  для  $H_{кр}=10$ км рівна 0,355.

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

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-піддйимального складу з нарахуваннями;

$A_6$  - вартість палива;

$A_7$  - інші прямі витрати.

Всі  $A_i$  беруться з розрахунку на одну льотну годину.

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

$$A_1 = 0,01 \cdot K_1 \cdot C_c \frac{1 + K_{rc} \cdot \left( \frac{T_c}{t_c} - 1 \right)}{T_c} \quad (4.5)$$

де  $K_1 = 1,065$  - коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт (тренування, вчення, обліт і т.д.);

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

$$C_{c \text{ без д.}} = 21000000 - 776880 \cdot 2 = 20223120 \text{ дол}$$

$K_{rc}$  - коефіцієнт, що показує відношення вартості капітального ремонту літака до ціни літака;  $C_c$  - ціна літака без двигунів, долл.;  $T_c$  - амортизаційний або повний термін служби літака, г;  $t_c$  - термін служби літака між капітальними ремонтами, ч. Для літаків місцевих повітряних ліній  $T_c = 25000$  г,  $t_c = 5000$  г.  $K_{rc}$  розраховується укрупнено по вираженню:

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

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

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

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

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

де  $K_2 = 1,07$  - коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт;  $n_{дв}$  - кількість двигунів, встановлених на літаку;  $C_{дв}$  - ціна одного двигуна, долл.;  $K_{рдв}$  - коефіцієнт, що показує відношення вартості одного капітального ремонту двигуна до ціни двигуна;  $T_{дв}$  - амортизаційний, або повний термін служби двигуна, г;  $t_{дв}$  - термін служби двигуна між капітальними ремонтами, г. Для розрахунків приймається  $T_{дв} = 6000$  г,  $t_{дв} = 300$  г,  $n_{дв} = 2$ .

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

$$K_{рдв} = 0,15 + 4,15 \cdot 0,00001 (1 - 0,2 \cdot (6000 / 3000 - 1)) \cdot 6000 = 0,03;$$

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

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

$K_{НВО} = 1,61$ , коефіцієнт, що враховує обов'язкові внески, податки, відрахування [1.стр.7.]

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

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

$$K_{сов} = \left( \frac{1500}{\sum_{n, дв}} \right)^{0.5} = 1.96$$

де  $\sum_{n, дв} = 390$  – кількість двигунів в серії [1. стр. 20]

$$\text{ЦДВ} = 0,015 \cdot 1,61 \cdot 1 \cdot 1.96 \cdot 6300(3400 - 10 \cdot 79,37) = 776880 \text{ дол.}$$

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

Витрати на поточний ремонт і технічне обслуговування планера (A3) і двигунів (A4), дол./г, 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;

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

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

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

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

Витрати на заробітну плату льотно-підіймального складу за одну льотну годину (A5), долл./ч, розраховують, виходячи з числа членів екіпажа літака (льотчики, штурмани, бортінженери і радисти) пспс і числа бортпровідників пбп:

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

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.  $K_3 = 0,85$ ,  $C_{лпс} = 16,5$ ,  $C_{бп} = 6$ .

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

Витрати на паливо, що доводяться на 1 годину польоту (A6), долл./ч, розраховують таким чином:

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

де  $\text{Цт} = 0,75$  - ціна авіакеросина, долл./кг;

$m_{тч} = 650$  кг/час – годинна витрата палива одного двигуна, кг/г.;

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

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

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

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

Інші витрати складають для літаків з ГТД И ТВД:

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

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

Прямі витрати, що доводяться на одну годину польоту:

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

Непрямі витрати ( $B$ ) включають витрати по амортизації, поточному ремонту і вмісту всіх об'єктів аеродромів і аеропортів і заробітну плату наземного складу (окрім заробітної плати технічних працівників, зайнятих технічним обслуговуванням і поточним ремонтом самолетомоторного парку).

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

Укрупнено непрямі витрати на одну льотну годину складають:

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

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

Вартість однієї години польоту по формулі (5.1):

$$C_{чп} = A + B$$

$$C_{чп} = 1752,22 + 701 = 2453 \text{ дол/г.}$$

Повна собівартість експлуатації літака при перевезенні пасажирів і комерційного вантажу на один кілометр дороги розраховується по вираженню:

$$C_{ткм} = \frac{A + B}{m_{гп} \cdot K_3 \cdot V_{гп}} \quad (4.15)$$

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

$m_{гп} = 9000$ кг – маса вантажу.

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

### 4.3 Оцінка ефективності експлуатації ЛА

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

Визначимо мінімальну ціну вантажу, звідки:

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

Приймаємо вагу середньостатистичної людини 80 кг.

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

За один рейс прибуток буде рівний  $80 \cdot 170 = 13600$  дол. ×

Виручка, що отримується авіаційною компанією від експлуатації парення літаків даного 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/ч - рейсова швидкість;

$\tau = 3$  ч. - середній час польоту;

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

Прибуток, що отримується авіаційною компанією від експлуатації парення літаків даного типу, що доводиться на один тонно-кілометр, розраховується по вираженню:

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

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

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

#### 4.3.2 Рентабельність експлуатації

Показником відносної економічної ефективності літака є коефіцієнт рентабельності:

$$K_{рент} = \Pi_{AK} / C_{уэ}$$



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

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

де  $\tau_{\text{гн}}$  – середньорічний наліт годин на один літак даного типа.

При системі роздільного ремонту і технічного обслуговування транспортних самолетов:

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

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

де  $t_{\text{л}}$  - середня тривалість безпосадочного польоту літака = 3ч.

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

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

### 4.3.3 Розрахунок економічних показників на рейсах Київ-Харків

Відстань від Києва ка Харкова –  $L=400$  км.

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

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

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

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

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

За один рейс прибуток буде рівний  $5380=4260$  долл. ×

$\tau=1$  ч.

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

$$\text{ПАК} = \text{ВАК} - \text{СТМК} = 0,925 - 0,526 = 0,399 \text{ долл/ткм.}$$

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

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

#### **4.3.4 Розрахунок прибутку авіакомпанії за рік на рейсах Київ-Харків**

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

Прибуток за один політ  $\Pi = \Pi_{ак} * m_{пн} * L = 0,222\ 799 \text{ долл.} * 89 * 400 =$

Прибуток за рік на рейсах до Харкова:

$1538,5 \times 80 = 123080$  долларов

Прибуток від рейсів Київ-Уфа і Київ-Харків складатиме  $999702 + 123080 = 1122782$  долл/год

#### **Висновки**

У даному розділі були проведені маркетингові дослідження ринку міжнародних і внутрішніх перевезень, визначені маршрути перспективних рейсів і порахована їх рентабельність, на рейсах Київ-Уфа -0,17, а на рейсах Київ-Харків-0,36. Так само був порахований загальний прибуток зі всіх рейсів за рік і вона складає доларів **1063638**

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

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Основные положения воздушного кодекса Украины и норм лётной годности самолётов транспортной категории. — Учеб. пособие / Е. Т. Василевский, В. А. Гребеников, В. Н. Николаенко. — Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «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. Живучесть авиационных силовых установок / Учебник для студентов высших учебных заведений (направление "Авиация и космонавтика") — Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т "Харьк. авиац. ин-т", 2004. — 659 с.
4. Риженко О.І., Рябков В.І. Особливі польотні ситуації та причини їх виникнення на літаках і вертольотах: Навч. посібник по курсу «Надійність та живучість літаків і вертольотів». - Харків: Держ. аерокосмічний ун-т "Харк. авиац. ін-т", 1999. - 287 с. Б-3, К60.
5. Новожилов Г.В., Неймарк М.С., Цесарский Л.Г. Безопасность полета самолета. Концепция и технология. – М.: Машиностроение, 2003. – 144 с.
6. CALS (Continuous Acquisition and Life cycle Support – непрерывная информационная поддержка жизненного цикла изделия) в авиастроении / Братухин А.Г., Давыдов Ю.В., Елисеев Ю.С., Павлов Ю.Б., Суров В.И.; Под ред. А.Г. Братухина – М.: Изд-во МАИ, 2000. – 304 с.
7. Информационные технологии в наукоемком машиностроении: Компьютерное обеспечение индустриального бизнеса / Под. общ. ред. А.Г. Братухина. – К.: Техніка, 2001. – 728 с.: ил. – Библиогр. в конце статей.
8. Орловский М.Н., Яковлев Ю.А. Техническая эксплуатация воздушных судов – Харьков: НАКУ “ХАИ”, 2011.- 180 с.
9. Гончаренко О.Д. «Основные положения требований по организации технической эксплуатации и ремонту авиационной техники гражданской авиации». Харків Національний Аерокосмічний університет «ХАИ» 2001, 212с.
10. В. С. Кривцов, Я. С. Карпов, М. Н. Федотов Инженерные основы функционирования и общее устройство аэрокосмической техники.
11. А. А. Кобылянский, А. Г. Гребенников Характеристики газотурбинных двигателей, Харьков, ХАИ, 1985 г.
12. Технология производства летательных аппаратов (курсовое проектирование), Под общей ред. д-ра техн. наук, проф. В. Г. Кононенко. Издательское объединение «Вища школа», 1974, 224с.
13. Альбом конструкций агрегатов и систем самолета Ан-74Т-200А Харьков 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-т", 2002. – 723 с.

15. Е.П. Ударцев. Влияние индивидуальных аэродинамических особенностей на сопротивление и расходы топлива самолетами // Прикладная аэродинамика. Сборник научных трудов. - К.: КМУГА, 1997. - С.204-211.

16. С.А.Ищенко Оценка влияния индивидуальных особенностей воздушных судов на характеристики расхода топлива // Прикладная аэродинамика. Сборник научных трудов. - 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. Вип. 14. – К, НАН України, 2001. – С. 127-129.

18. Бортовые устройства регистрации полетных данных / Под 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 // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. Сборник научных трудов НАКУ им Н.Е. Жуковского – Х.: НАКУ, 2006. – Вып. 30. – С.158-165.

20. Ю.Н. Геремес, А.Г. Гребеников, А.М. Гуменный, А.Ф. Иванько, А.И. Костенко, А.А. Сердюков, А.С. Чумак, В.Ф. Шмырев. Концепция создания пассажирского самолёта для местных воздушных линий. Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии № 47– Х.: 2010. – С.20-33.

21. Машошин О.Ф. М38 Диагностика авиационной техники. Учебное пособие. - М.: МГТУ.ГА, 2007. – 141 с.

22. Технично-економічне обґрунтування самолетів і двигателів в дипломних проектах. А. И. Бабушкин, В. А. Пильщиков, В. А. Резчик. А.И. Лысенко, Я.В. Сафронов.- Учеб. пособие по дипломному проектированию.Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ», 2000. — 51 с.

23. Выбор параметров и эксплуатация авиационных колес с учетом особенностей шин и тормозов 6 учеб. пособие / В.И. Рябков, Л.В. Капитанова, Д.В. Тиняков, Н.Г. Толмачев.-Х. : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е.Жуковского «Харьк.авиацион-т»,2014.-85 с.

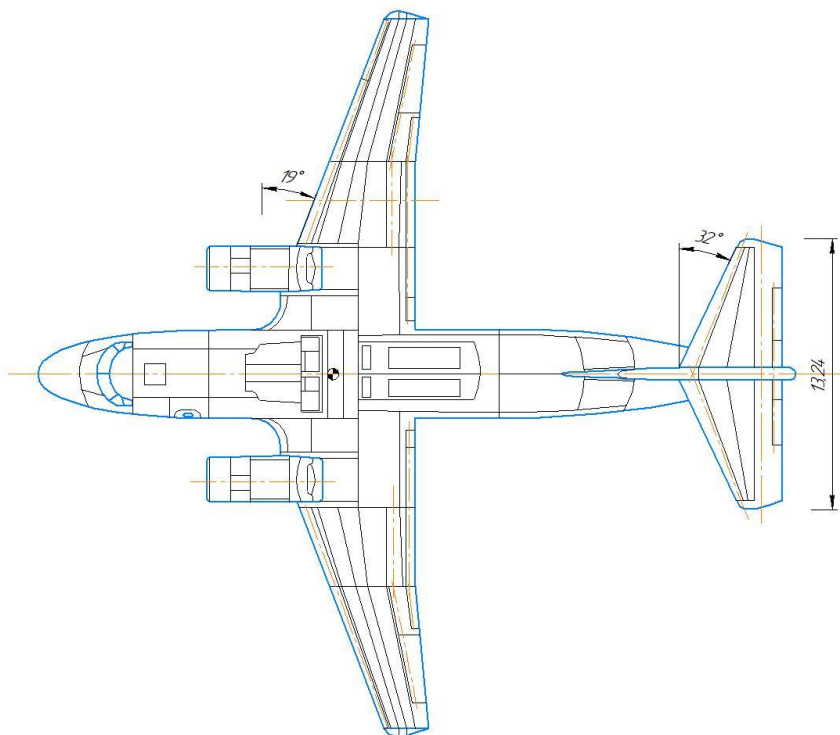
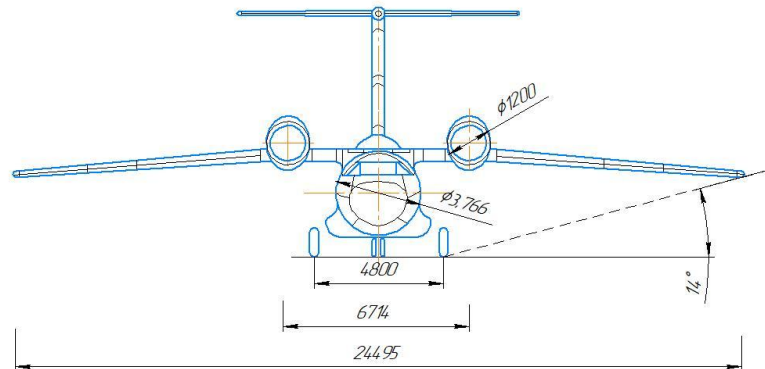
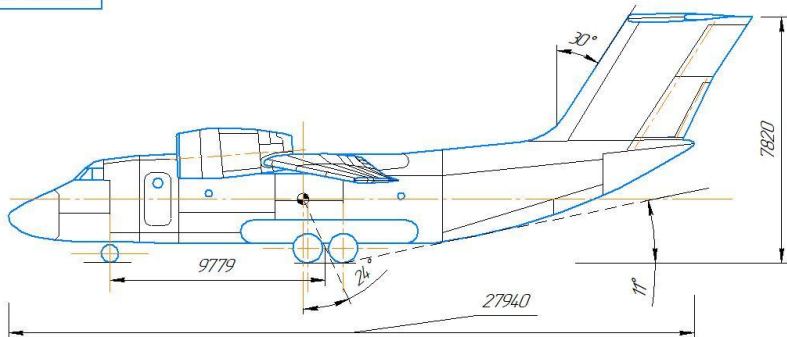
24. Крохин З.Т., Скрипник Ф.И., Шестаков В.З. Инженерно-организационные основы обеспечения безопасности полетов в гражданской авиации.- М.: Транспорт, 1987.-175 с.

25. Техническая эксплуатация летательных аппаратов: Учеб. для вузов / Н.Н.Смирнов Н.И. Владимиров, Ж.С. Черненко и др.; Под ред. Н.Н.Смирнова. - М.:Транспорт, 1990.-423 с.

26. Авиационные правила. Часть 1. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории. - М. МАК , 1993. - 483 с.

# Додаток А Креслення загального вигляду літака

103.BPM.1-96адт.03.00.00



Деталь	Назва	Єд.	Кількість
1	Вкр	км/ч	625
2	Нкр	км	10
3	Внос	км/ч	210
4	Лраз	м	800
5	L	км	2200
6	Пустого	кг	19950
7	т <sub>в</sub>	кг	36850
8	т <sub>ком</sub>	кг	9000
9	Пак	чел	3
10	Рз	кН	6500
11	h <sub>0</sub>		0,17
12	Число и тип двигателей		2 ТРДД
13	Скрыла	м <sup>2</sup>	98,62
14	S з.а.	м <sup>2</sup>	0,415
15	S в.а.	м <sup>2</sup>	0,24
16	η крыла		3,1
17	χ крыла		1,3
18	λ крыла		8,6
19	Dφ	м	3,75
20	λφ		8,6

103.BPM.1-96адт.03.00.00

Изм.	Лист	№ док.	Подп.	Дата
Разр.	Халин О.В.			
Проб.	Орловский М.М.			
Т.контр.				
Утв.				

Общий вид самолёта

Лит.	Масса	Масштаб
	1100	
Лист	Листов 1	
ХАИ гр.1-96адт		

Копировал

Формат А2

Лист прачен.

Стор. №

Лист и дата

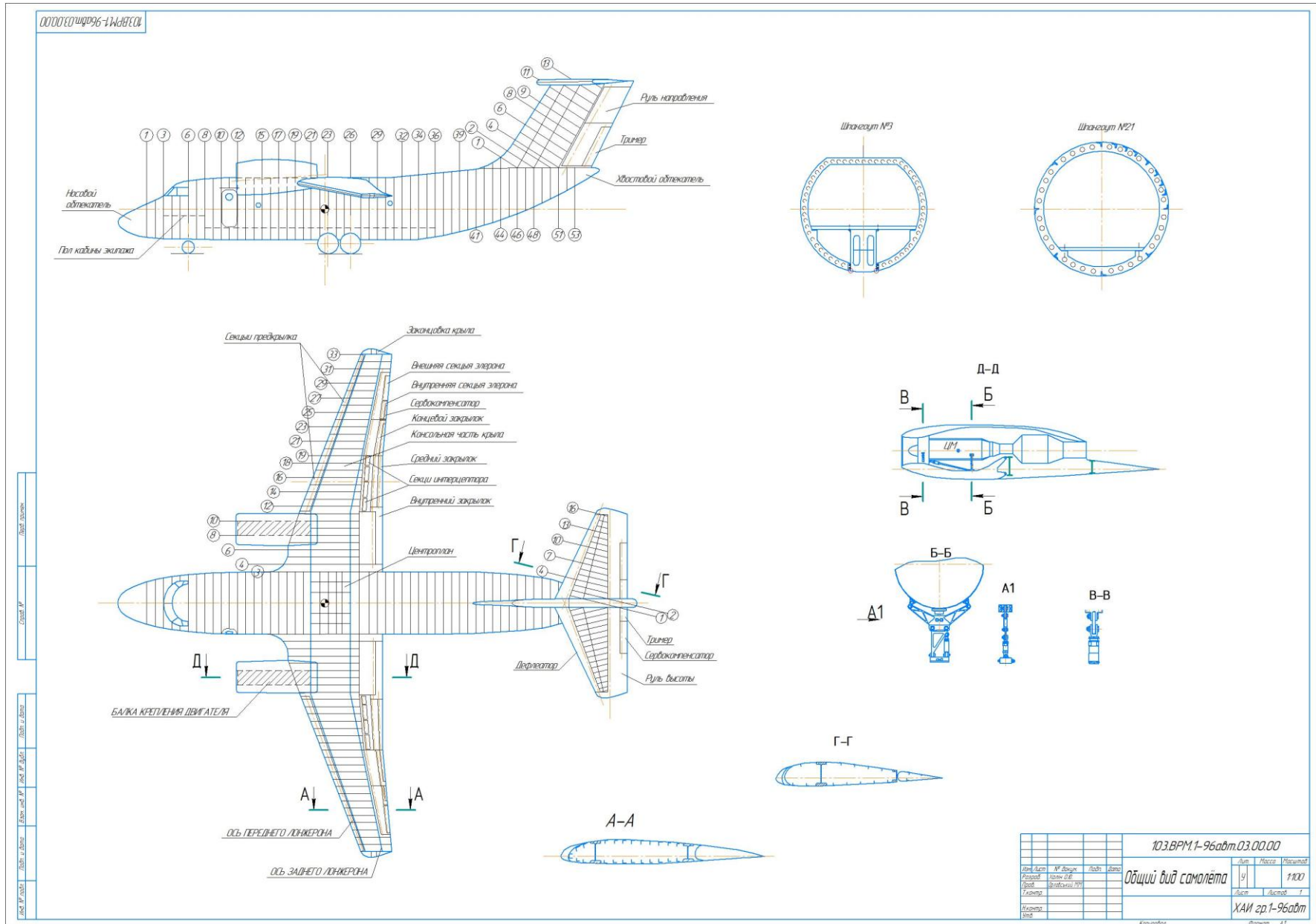
Имя, № лист

Вариант №

Лист и дата

Имя, № лист

### Додаток Б Креслкеея конструктивно силовой схеми



**Додаток В Майстер геометрія літака (SIEMENS)**