

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

**Пояснювальна записка**  
**до дипломного проекту**  
(тип кваліфікаційної роботи)

магістра  
(освітній ступінь)

на тему:

«Удосконалення технічного обслуговування гідравлічної  
системи регіонального пасажирського літака»

XAI.103.160опс.24O.272.36-1/2022 ПЗ

Виконав: студент(ка) 6 курсу групи № 160опс  
Галузь знань 27 «Транспорт»  
(код та найменування)

Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»  
(код та найменування)

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

Кравченко К.В.  
(прізвище та ініціали студента)

Керівник: Овчаренко С.І.  
(прізвище та ініціали)

Рецензент: Іванов С.М.  
(прізвище та ініціали)

Харків – 2024

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

Факультет Літакобудування  
(повне найменування)  
 Кафедра 103 «Проектування літаків і вертольотів»  
(повне найменування)  
 Рівень вищої освіти другий (магістерський)  
 Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»  
(код та найменування)  
 Освітня програма «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»  
(найменування)

**ЗАТВЕРДЖУЮ**  
**Завідувач кафедри**  
 К.Т.Н., доц. Трубаєв С.В.  
 “ ” 2024 року

**ЗАВДАННЯ**  
**НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ СТУДЕНТУ**

Кравченко Кирилу Владиславовичу  
(прізвище, ім'я та по батькові)

Тема кваліфікаційної роботи Удосконалення технічного обслуговування  
гідролічної системи регіонального  
пасажирського літака

керівник кваліфікаційної роботи К.Т.Н., доц. Овчаренко С.І.  
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом Університету №2036-уч від « 23 » 11 2023 року  
 Термін подання студентом кваліфікаційної роботи «10» 01 2024 року

Вихідні дані до проекту  $n = 80$  пас.,  $L = 3100$  км,  $H_{\text{крейс}} = 8$  км,  $R = 65000$  годин,  $V_{\text{крейс}} = 760$  км / год;  $H_{\text{max}} = 11.1$  км;  $V_{\text{max}} = 870$  км / год.

Зміст пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити)

## Реферат

### 1. Конструкторський розділ

#### 1.1. Формування вигляду літака на основі статистичних даних.

*Вступ, постановка цілі й задач проектування*

1.1.1. Загальні вимоги до проєктованого літака

1.1.2. Розробка технічного завдання

1.1.3. Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз 1.1.4. Вибір та обґрунтування схеми літака

#### 1.2. Визначення відносних параметрів літака в нульовому наближенні.

1.2.1. Визначення злітної маси літака у нульовому наближенні та маси конструкції основних агрегатів, силової установки, палива, обладнання та управління

1.2.2. Вибір двигуна і його характеристик

1.2.3. Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Визначення положення центру мас. Розробка загального вигляду літака

1.2.4. Визначення геометричних параметрів шасі

1.2.5. Об'ємно-масове компонування літака

#### 1.3. Вибір, обґрунтування, розробка та ув'язування конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака.

1.3.1. Вибір та обґрунтування КСС крила

1.3.2. Вибір конструктивно-силової схеми фюзеляжу

1.3.3. Вибір конструктивно-силової схеми горизонтального оперення

1.3.4. Вибір конструктивно-силової схеми вертикального оперення

1.3.5. Вибір конструктивно-силової схеми кріплення двигунів

#### 1.4. Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання літака, що проєктується.

1.4.1. Розрахунок аеродинамічних та льотних характеристик ПС

1.4.2. Аналіз впливу геометричних параметрів крила на його аеродинамічні характеристики та положення фокусу літака.

### 2. Експлуатаційний розділ.

2.1. Гідролічна система. Загальна частина - опис і робота

2.2. Агрегати гідросистем

2.3. Прилади контролю

2.4. Робоче тіло. Гідролічна рідина

2.5. Основні відмови гідросистем при експлуатації

### 3. Забезпечення безпеки польотів при відмові елементів гідролічною системи.

3.1. Аналіз відмов компонентів гідролічною системи

3.2. Наслідки відмов гідролічних систем та шляхи зниження їх впливу на БП

3.3. Аварії та інциденти

### 4. Економічний розділ.

4.1. Розрахунок грошових витрат на експлуатацію літака і двигуна, і собівартості перевезення однієї тони вантажу на один кілометр шляху

- майстер-геометрія поверхні літака, креслення загального вигляду (формат А1);
  - модель розподілу простору (об'ємно-масове компонування);
  - конструктивно-силове компонування літака (формат А1).
  - принципова схема системи;
-

**Керівник і консультанти розділів проекту**

Розділ	Прізвище, ініціали та посада керівника і консультантів	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1.	Овчаренко С.І., доцент каф.103	20.11.23	20.11.23
2.	Овчаренко С.І. доцент каф.103	30.11.23	30.11.23
3.	Овчаренко С.І. доцент каф.103	10.12.23	10.12.23
4.	Овчаренко С.І. доцент каф.103	20.12.23	20.12.23

Нормоконтроль \_\_\_\_\_ Орловський М.М. «10» січня 2024 р.  
(підпис) (ініціали та прізвище)

Дата видачі завдання «20» листопада 2024 р.

**КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН**

№ з/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1.	<b>Конструкторський розділ</b>	20.11.23- 30.11.23	
2.	<b>Експлуатаційний розділ</b>	30.11.23- 10.12.23	
3.	<b>Забезпечення безпеки польотів</b>	10.12.23- 20.12.23	
4.	<b>Економічний розділ</b>	20.12.23- 30.12.23	

**Студент**

\_\_\_\_\_ Кравченко К.В.  
(підпис) (прізвище та ініціали)

**Керівник кваліфікаційної роботи**

\_\_\_\_\_ Овчаренко С.І.  
(підпис) (прізвище та ініціали)

Зміст	
Реферат.....	7
1. Конструкторський розділ .....	8
1.1. Формування вигляду літака на основі статистичних даних.....	8
1.1.1. Загальні вимоги до проєктованого літака .....	8
1.1.2. Розробка технічного завдання .....	11
1.1.3. Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз .....	12
1.1.4. Вибір та обґрунтування схеми літака .....	19
1.2. Визначення відносних параметрів літака в нульовому наближенні.....	21
1.2.1. Визначення злітної маси літака у нульовому наближенні та маси конструкції основних агрегатів, силової установки, палива, обладнання та управління .....	22
1.2.2. Вибір двигуна і його характеристик.....	23
1.2.3. Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Визначення положення центру мас. Розробка загального вигляду літака.....	24
1.2.4. Визначення геометричних параметрів шасі.....	26
1.2.5. Об'ємно-масове компонування літака.....	27
1.3 Вибір, обґрунтування, розробка та ув'язування конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака.....	28
1.3.1. Вибір та обґрунтування КСС крила.....	28
1.3.2. Вибір конструктивно-силової схеми фюзеляжу .....	29
1.3.3. Вибір конструктивно-силової схеми горизонтального оперення.....	29
1.3.4. Вибір конструктивно-силової схеми вертикального оперення .....	29
1.3.5. Вибір конструктивно-силової схеми кріплення двигунів.....	29
1.4. Інтегроване проєктування та комп'ютерне моделювання літака, що проєктується.....	31
1.4.1. Розрахунок аеродинамічних та льотних характеристик ПС.....	32
1.4.2. Аналіз впливу геометричних параметрів крила на його аеродинамічні характеристики та положення фокусу літака.....	42
Висновки.....	44
2. Експлуатаційний розділ .....	44
2.1. Гідравлічна система. Загальна частина - опис і робота.....	44
2.2 Агрегати гідросистем.....	49
2.3. Прилади контролю.....	55
2.4. Робоче тіло. Гідравлічна рідина.....	56
2.5. Основні відмови гідросистем при експлуатації.....	61
Висновки .....	67
3. Забезпечення безпеки польотів при відмові елементів гідравлічною системи.....	67
3.1. Аналіз відмов компонентів гідравлічною системи.....	67
3.2. Наслідки відмов гідравлічних систем та шляхи зниження їх впливу на БП.....	69
3.3. Аварії та інциденти .....	71
Висновки .....	72
4. Економічний розділ .....	73
4.1. Розрахунок грошових витрат на експлуатацію літака і двигуна, і собівартості перевезення однієї тони вантажу на один кілометр шляху.....	73
Висновки .....	76
Перелік посилань .....	77

## Реферат

Тема кваліфікаційної роботи магістра: Удосконалення технічного обслуговування гідравлічної системи регіонального пасажирського літака. Пояснювальна записка складається з: 78 сторінок, 4 розділів, 7 таблиць, 27 рисунків.

Мета роботи – визначити параметри літака в нульовому наближенні та обрати конструктивно-силову схему, розрахувати аеродинамічні характеристики спроектувати регіональний пасажирський літак. Провести аналіз особливостей конструкції гідросистеми літака і вдосконалення її технічної експлуатації, розгляд питань безпеки польоту, оцінка економічної ефективності експлуатації проєктованого літака.

Дослідити і удосконалити гідравлічну систему та проаналізувати дефекти які можуть виникнути при її експлуатації.

Методи аналізу – застосовується метод проєктування на основі статистичних даних наявних літаків, а також проводяться аналітичні та графоаналітичні розрахунки, обробка даних конструкції гідравлічної системи і удосконалення технічного обслуговування її конструкції та порівнянням з аналогами на основі програмного забезпечення.

Результати роботи – спроектований регіональний пасажирський літак із удосконаленою гідравлічною системою здатний здолати 3100 км за 80 пасажирами. Обрана аеродинамічна схема, сформований загальний вид літака, визначено конструктивна-силова схема, досліджена гідравлічна система літака, та розглянути питання забезпечення безпеки польотів при відмові елементів гідравлічною системи ,визначена ціна на експлуатацію літака, а також вартість двигуна.

**КЛЮЧОВІ СЛОВА:** регіональний пасажирський літак, особливості конструкції, гідравлічна система, технічна експлуатація, вартість літака і білета.

## 1. КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

### 1.1. Формування вигляду літака на основі статистичних даних

Сучасний рівень розвитку міждержавних та внутрішньодержавних комунікацій, високі вимоги до мобільності людей, товарів та послуг потребує значного підвищення рівня та інтенсивності авіаперевезень. Особливо це помітно на регіональних авіаціях, де різко зросла потреба як у пасажирських перевезеннях, так і вантажних. Тому вирішення завдання проектування регіонального пасажирського літака, який відповідав би вимогам міжнародної організації повітряного транспорту, є актуальним.

Згідно цих вимог літак повинен забезпечувати відповідати наступним критеріям:

- забезпечення безпеки польотів;
- підвищення комфортності польотів;
- зниження шуму працюючих двигунів;
- зниження викидів в атмосферу шкідливих газів та ін.
- комфорт пасажирського салону, що задовольняє найвищі вимоги;
- можливість виконувати зліт та посадку на необладнані ґрунтові ЗПС;
- експлуатація у широкому діапазоні температур та висот аеродромів;
- надійність та простота в експлуатації перевірена багаторічною експлуатацією базової моделі;
- оптимальне співвідношення вартості, економічності та комфорту.

#### 1.1.1. Загальні вимоги до проектуваного літака

Літак та його двигуни, експлуатаційні документи повинні відповідати:

- авіаційним правилам EASA ;
- двигун - авіаційним правилам EASA AMM chapters - 71,72( T ),72( R ), 73, 74, 75,76,77,78;
- ЗСУ - авіаційним правилам EASA AMM chapter – 49;
- гідравлічна система - авіаційним правилам EASA AMM chapter -29 ;

#### Очікувані умови експлуатації

Експлуатаційні фактори:

1. Тип ЗПС – зі штучним покриттям, підготовлений відповідно до відповідних НАС ГА.
2. Особливості застосування літака.

Літак призначений для виконання польотів: за правилами візуальних польотів за приладами; у простих та складних метеоумовах, в умовах зледеніння; вдень і вночі.

3. Склад та характеристики зовнішніх наземних засобів забезпечення польоту - відповідно до НВП ГА.

#### Спеціальні вимоги до конструкції літака

1. Літак має бути спроектований за принципом «безпечної ушкодження»
2. Вагове компонування та центрування повинні забезпечувати можливість експлуатації як з повною, так і з неповною кількістю пасажирів при всіх можливих в експлуатації варіантах завантаження та заправки паливом.

#### Вимоги до функціональних систем та обладнання

1. Компонування пасажирського та буфетно-кухонного обладнання.



1.1. Літак повинен мати вхідні двері, обладнані трапом, для забезпечення автономності посадки та висадки пасажирів та екіпажу. Необхідно, щоб висота пасажирської кабіни була щонайменше 1900мм, ширина центрального проходу – 400...500мм.

1.2. Багажно -вантажні відсіки повинні допускати перевезення в них багажу з розрахунку 15кг на одного пасажирів, а також дозавантаження їх поштою та вантажем у допустимих для літака межах. Відсіки мають бути розташовані в герметизованій частині фюзеляжу. У салоні мають бути передбачені багажні полиці закритого типу для ручної поклажі. Необхідно забезпечити можливість доступу екіпажу до багажу у польоті.

1.3. Усі пасажирські місця мають бути обладнані освітленням, системою виклику бортпроводника, відкидними столиками для їди.

1.4. Пасажирський салон повинен бути освітлений м'яким розсіяним світлом, що забезпечує освітленість не нижче за норму (90...100лкм) у всіх точках кабіни. Повинне бути передбачене чергове та аварійне освітлення.

1.5. Повинні бути передбачені місця встановлення засобів забезпечення безпеки перевезення дітей.

1.6. На літаку має бути передбачена буфетна стійка модульного типу, що забезпечує обслуговування пасажирів прохолодними напоями, а екіпажу – гарячим раціоном харчування.

1.7. Система водопостачання та каналізації повинні бути виконані відповідно до ОСТів.

2. Система управління літаком :

При використанні гальмівних пристроїв у системах механізації крила необхідно забезпечити стабільність моментів гальмівних даних пристроїв в експлуатації.

3. Гідравлічна система та шасі літака:

- конструкція гідравлічної системи повинна забезпечувати демонтаж фільтроелементів і агрегатів, що мають ресурс менший за відповідні ресурси планера.

- повинно бути виключено забруднення гідравлічної системи від основного джерела тиску у разі втрати системи робочої рідини

4. Паливна система:

- повинна унеможливити накопичення забруднень у паливних баках літака

- паливна система має бути забезпечувати централізовану заправку літака паливом при ЗСУ. Необхідно передбачити можливість заправки при електроживленні від акумуляторів

5. Допоміжна силова установка:

- на літаку має бути передбачена закрита заправка ЗСУ олією

- система управління та контролю ЗСУ має забезпечувати її експлуатацію на землі без присутності технічного персоналу в кабіні. Окремі елементи повинні розташовуватись зовні літака.

6. Пожежний захист літака:

- повинні бути розроблені конструктивні засоби , що забезпечують живучість конструкції силової установки при пожежі на двигуні, а також захист крила від впливу полум'я.

### **Вимоги до захисту довкілля**

- по шуму біля літак повинен задовольняти вимогам глави 4 міжнародних стандартів «Охорона довкілля», додатка 16 Конвенція про міжнародну цивільну авіацію.

- для зниження забруднення атмосфери та скорочення витрати палива на літаку повинна бути опрацьована можливість виконання керування до зльоту та після посадки з одним працюючим двигуном.

### **Фізіолого-гігієнічні вимоги**

На борту мають бути визначені місця та контейнери для розміщення бортової аптечки медичної допомоги відповідно до вимог МДА.

### **Вимоги до експлуатаційної технологічності**

1. Загальні вимоги до системи технічного обслуговування та ремонту – ТОіР. Кошти ТО повинні підтримувати льотну придатність літака протягом усього терміну служби.

2. Умови технічного обслуговування:

- несправності повинні усуватися при оперативному технічному обслуговуванні із забезпеченням льотної придатності літака під час його експлуатації з наявністю допустимих відмов та несправностей за встановленим переліком

- оперативне ТО, пошук та усунення відмов та несправностей повинні забезпечуватися на відкритих стоянках у всіх кліматичних зонах

- повинні бути розроблені переліки відмов та несправностей, з якими дозволяється відправлення літака в рейс або експлуатація для чергової форми ТО

### 3. Умови ремонту:

- Літак в цілому повинен експлуатуватися без капітального ремонту в межах призначеного ресурсу

- конструкція планера повинна забезпечувати можливість агрегатно-вузлового та балочного методів роботи

- має бути забезпечена можливість відновлення СУ методом заміни окремих модулів двигуна

### **Засоби наземного обслуговування**

1. Комплекс засобів наземного технічного обслуговування повинен забезпечувати якісне, високопродуктивне ТО, пошук та усунення відмов та несправностей літака на всіх формах регламентних робіт, як в умовах ангару, так і на пероні.

2. Прилади контролю повноти заправки робочими компонентами бортових ємностей повинні розташовуватись у зоні відповідного штуцера

3. ЗІП літака повинен містити пробовідбірники, які забезпечують закритий відбір проб палива, олій та робочих рідин.

4. Інструменти та пристрої, що використовуються для обслуговування, повинні бути полегшеними, зручними в роботі, не масивними.

### **Вимоги до експлуатаційної документації**

1. Експлуатаційну документацію складають з урахуванням план - проектів, розроблених Виконавцем і погоджених із Замовників у порядку.

2. Регламент технічного обслуговування повинен бути розроблений відповідно до MRO та передбачати мінімальну кількість оперативних форм.

### **Вимоги до засобів евакуації пошкодженого літака**

1. Конструкція літака повинна мати вузли кріплення буксирувальних тросів.

2. На фюзеляжі крилі літака повинні бути позначені місця зон, шпангоутів та інших силових елементів, під які можна підводити підйомні та транспортні засоби.

### **Режимне забезпечення безпеки польотів**

1. Повинен бути виключений доступ пасажирів до багажу у польоті

2. Забезпечення виявлення закладки вибухового пристрою на борту ПС

3. Конструкція люків, лючків та дверей повинна забезпечувати їхню можливість опечатування або опломбування

4. Забезпечення зв'язку наземних служб з екіпажем у кабіні та пасажирським салоном під час стоянки

5. У кабіні екіпажу має бути встановлений знімний сейф для зберігання особистої зброї членів екіпажу та журналу прийому - видачі зброї.

### **Вимоги щодо метрологічного забезпечення**

1. Технічна документація на літак та його комплектуючі вироби на всіх стадіях розробки повинна пройти метрологічну експертизу на підприємстві-розробнику.

2. Експлуатаційна документація на КПА має бути погоджена з метрологічною службою Замовника.

### **Вимоги щодо забезпечення експлуатації літака у закордонних аеропортах**

1. Характеристики системи централізованої заправки мають бути пов'язані з характеристиками закордонних заправних систем (продуктивність тощо).
2. Розташування та конструкція роз'ємів електроживлення, СПУ, заправка паливом, маслом, водою, хімічними речовинами, а також системи повітряного запуску двигуна та ін. повинні відповідати міжнародним вимогам та забезпечувати застосування закордонного наземного обладнання.

### 1.1.2. Розробка технічного завдання

В сучасному інженерному проектуванні широко використовуються фізичні та математичні моделі для отримання оптимальних рішень. Ці моделі враховують різні умови та обмеження за допомогою різних методів програмування на електронних обчислювальних машинах (ЕОМ).

У даній роботі використовується метод проектування, що базується на зборі та обробці статистичних даних існуючих літаків, а також на проведенні розрахунків.

Для проведення расчётов в качестве исходных данных для проектируемого самолёта были заданы такие исходные данные:

Вихідні дані до проекту  $n = 80$  пас.,  $L = 3100$  км,  $H_{\text{крейс}} = 8$  км,  $R = 65000$  годин,  $V_{\text{крейс}} = 760$  км / год;  $H_{\text{max}} = 11.1$  км;  $V_{\text{max}} = 870$  км / год.

Ці дані лягли в основу розрахунків загальних компоновальних рішень, злітної маси в нульовому наближенні, конструктивно-силової схеми агрегатів пасажирського літака, їх взаємне ув'язування.

Такі розрахунки вимагають виконання наступних етапів проектування

1. Збір і обробка статистичних даних (льотних, масових, геометричних характеристик), параметрів силової установки літаків;
2. Доповнення заданих тактико-технічних вимог (ТТВ)
3. Вибір і обґрунтування аеродинамічної схеми літака і його основних параметрів;
4. Спрощене (нульове наближення) визначення злітної маси літака;
5. Виконання креслень загального вигляду;
6. Для забезпечення ефективності проектування літака слід широко застосувати сучасні системи автоматизованого проектування та системи інтегрованого проектування CAD/CAM/CAE/PLM.

Відповідно до розробленого технічного завдання літак повинен відповідати наступним вимогам і мати такі характеристики: допустимі стани ЗПС: (суха, волога, мокра, з ділянками води, залита водою до 10 мм, покрита шаром сльоти до 15 мм, засніжена при  $f \leq 0,3$ ), можливість експлуатації з коротких, погано підготовлених ґрунтових ЗПС, гірських аеродромів, у простих та складних метеоумовах;

### 1.1.3. Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз

Вихідними даними для проектування літака нульового наближення стали:

- призначення: пасажирський літак;
- тип двигуна: ТРДД;

- маса платного навантаження: 80 пасажирів;

- Дальність польоту: 3100 км;

Керуючись цими параметрами, було проведено збір статистичних даних.

Таблиця 1.1 - Статистичні дані літаків-аналогів

	Назва літака	Ан-74ТК-300	RJ85 AVRO	Ту-134	ERJ - 170	728JET Dornier	Проект. літак
Льотні дані	$V_{\max}$ , км/ч	750	831	850	890	917	870
	$H_{\max}$ , км	10,1	11	11,8	12,5	113	11
	$V_{\text{крейс}}$ , км/ч	600	763	750	820	864	750
	$H_{\text{крейс}}$ , км	8	9	10	11,4	10	8
	$L(m_{\Gamma \max})$ , км	5600	2963	2770	3890	4260	6000
	$L(m_{\Gamma \max})$ , км	1500	2075	1750	3420	3700	3000
Масові дані	$m_0(m_{\text{взл}})$ , кг	35000	-	44000	34000	-	29400
	$m_{0 \max}$ , кг	37500	43898	47000	36000	37500	31000
	$m_{\text{пос}}$ , кг	34000	22830	40000	25000	19500	23000
	$m_{\text{пуст}}$ , кг	22450	24600	27270	21040	20435	18100
	$m_{\Gamma}$ , кг	10000	8574	7700	9000	8660	8000
Дані силових установок	Число і тип двигуна	2-ТРДД	4* ТРДД Honeywell LF 507-1F	2-ТРДД	2-ТРДД	2 ТРДД General Electric CF34 - 8D1	2-ТРДД
	$P_0$ , кН	2*63.76	4*31.00	2*68	2*62	2*55.00	2*63,76
Геометричні	$S$ , м <sup>2</sup>	98.62	77.30	127,3	78	75	72,1
	$l$ , м	31,89	26.21	29	26	26.62	27,5

	X, град.	13,58	17	35	28	16	25
	$\lambda$ , м	11	9.77	7,3	6,8	9.44	9,43
	$\eta$	3	2.7	3,2	2,6	3.1	3,1
	$L_{\phi}$ , м	25,73 5	28.60	30,6	28,6	26.1	23,5
	$D_{\phi}$ , м	3,1	3.1	2,9	3,35	2.9	2,8
	$S_{\Gamma 0}$ , м <sup>2</sup>	24,5	14.9	30,6 8	21	15.3	14,4
	$S_{\text{во}}$ , м <sup>2</sup>	16,1	14.3	21,2 5	18,4	14.8	11,54
Похідні величі	$P_0 = m_0 g / 10$ $S$ , Н/м <sup>2</sup>	347,8		361,8	541		399,6

**АН-74ТК-300** (Рис.1.1) — вантажопасажирський літак, створений у 2001 році на ХДАВП на базі транспортного літака Ан-74с перенесеними під крило двигунами та новим інтер'єром пасажирського салону, розробленим «ІнтерАМІ Інтер'єр». АН-74ТК-300 був запланований як модернізація літака Ан-74, але, по суті, став принципово новим високоекономічним літаком сімейства «Антонов» з покращеними аеродинамічними властивостями та сучасним дизайном інтер'єру пасажирської кабіни. 20 квітня 2001 року у Харкові відбувся перший політ літака АН-74ТК-300 на аеродромі ХДАВП. Проекції даного літака вказані на 1.2.



Рисунок 1.1 – Зовнішній вигляд Ан-74ТК-300

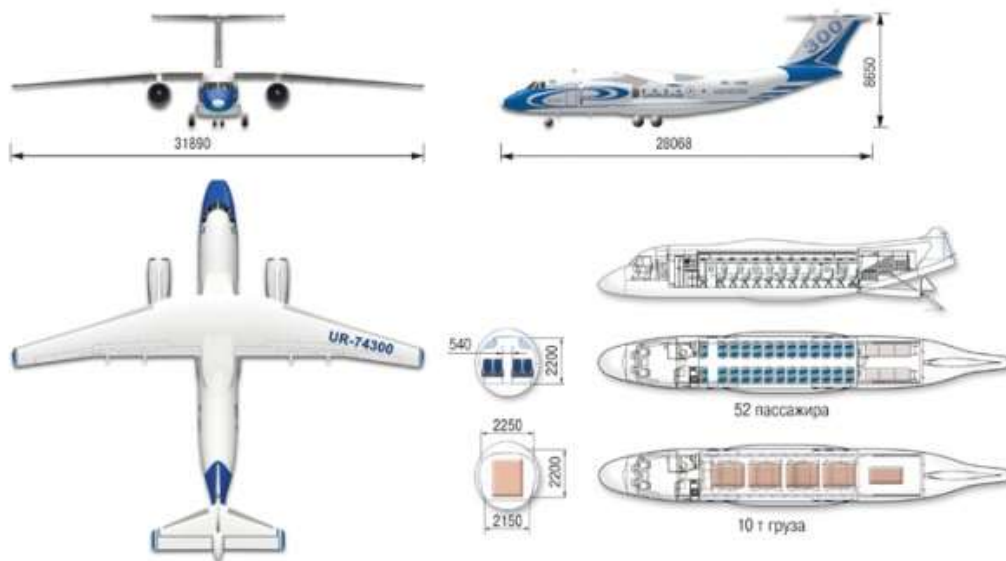


Рисунок 1.2 – Проекції Ан-74ТК-300

**AVRO RJ85** (Рис.1.3) - До 2000 року замовлені 80 літаків. На базі літака побудований транспортний літак Avro RJ85QT(Quiet Trader) здатний перевозити до 9 стандартних контейнерів LD3.

Літак побудований за нормальною аеродинамічною схемою, з високо розташованим крилом. На крилі розташовується проста механізація що полягає з предкрылка, закрилка, інтерцепторів. На задній кромці в кінцевому перерізі розташовуються елерони. Оперення Т-подібне, шасі триопорне з носовою стойкою. Проекції даного літака вказані на 1.4.



Рисунок 1.3 – Зовнішній вигляд RJ85 AVRO

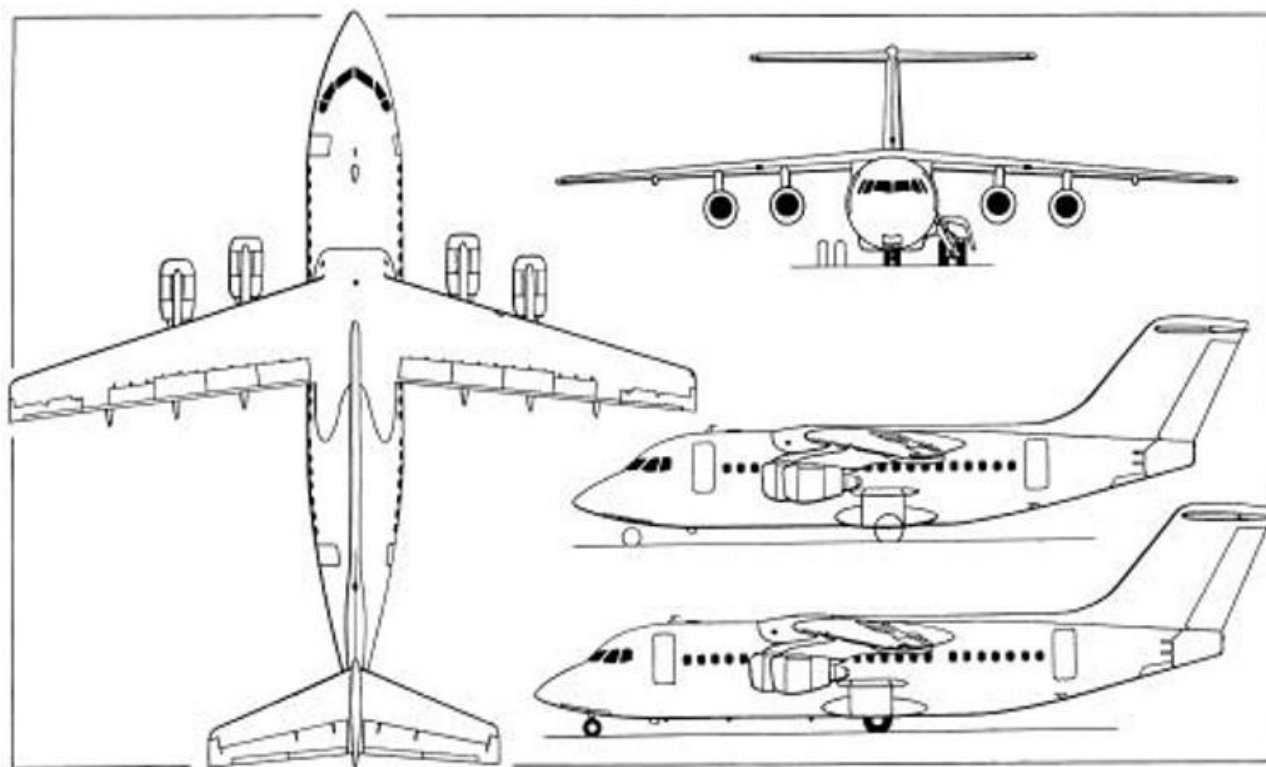


Рисунок 1.4 – Проекції RJ85 AVRO

**Ту-134** (Рис.1.5) - радянський пасажирський літак для авіаліній малої та середньої довжини, розроблений на початку 1960-х років в ОКБ ім. Туполєва і серійно, що випускався з 1966 по 1984 рік на Харківському авіаційному виробничому об'єднанні. Перший політ виконав 29 липня 1963 року, в експлуатації з вересня 1967 року. Один із наймасовіших пасажирських літаків, що збиралися в Радянському Союзі. Ту-134 — близькомагістральний пасажирський літак із двома турбореактивними двоконтурними двигунами Д-20П-125 на досвідченому

літаку та Д-30 на серійних. Двигуни встановлені у хвостовій частині фюзеляжу на пілонах, що значно знижує шум у салоні порівняно з літаками попередніх поколінь. Горизонтальне оперення піднято на вершину кіля (Т-подібне оперення). Літак здатний перевозити до 80 пасажирів на дистанцію 2100 км із крейсерською швидкістю 880 км/год на висоті 12 км. Проекції даного літака вказані на 1.6.



Рисунок 1.5 – Зовнішній вигляд Ту-134



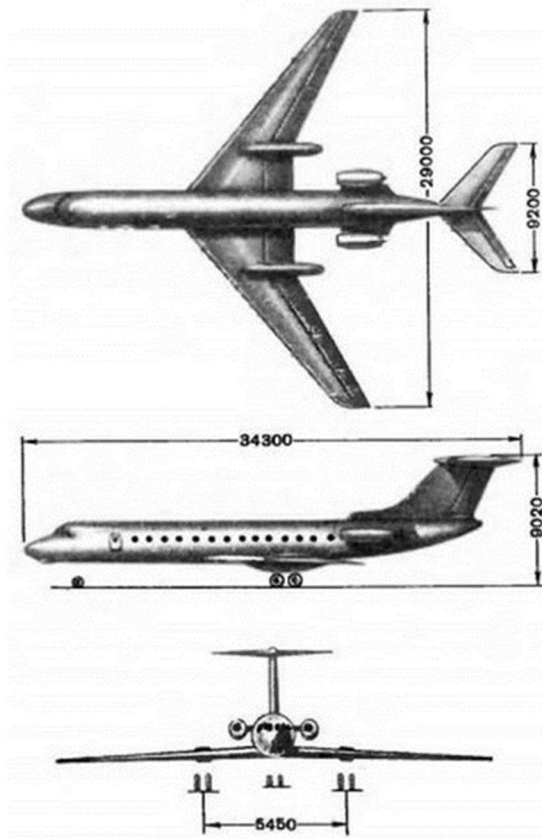


Рисунок 1.6 – Проекції Ту-134

**ERJ-170** (Рис.1.7) - середньомагістральний пасажирський літак для місцевих авіаліній, розроблений бразильської фірмою Embraer. Embraer E-Jet - сімейство двомоторних узкофюзеляжних пасажирських літаків середньої дальності. Удосконалена конструкція, покращені технічні характеристики, експлуатаційна економічність, низький рівень викидів шкідливих речовин в атмосферу і простора кабіна є основними відмінними рисами літака. Спільність конструкцій сімейства "E-Jet" дозволяє значно скоротити витрати на запчастини, витрати по оснащенню тренажерами і навчання персоналу, а також витрати на технічне обслуговування і поточний ремонт. літак був представлений 11 лютого 1999 року і показаний в червні 1999 року на Паризькій авіавиставці. Перший політ відбувся 9 лютого 2002 року. Серійне виробництво розпочато в кінці 2002 року. Випуск у 2003 році 70-місцевої моделі ERJ-170 ознаменував собою народження нового покоління комерційних лайнерів - більш містких і відповідають вимогам авіаліній національного значення. Вартість літака оцінюється в 21 мільйонів доларів. Проекції даного літака вказані на 1.8.



Рисунок 1.7 – Зовнішній вигляд ERJ-170

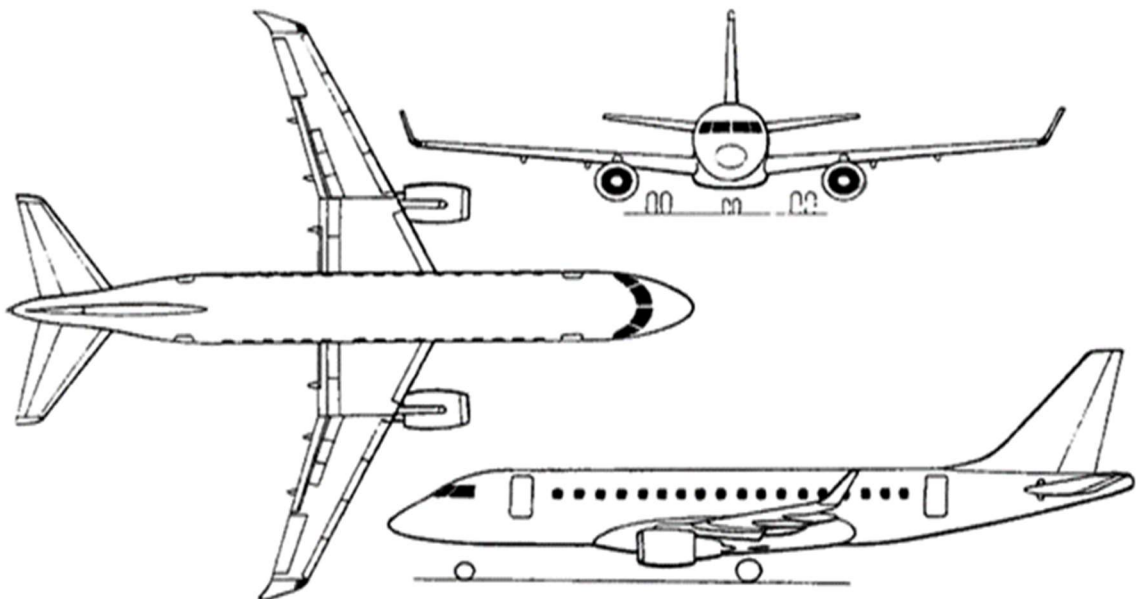


Рисунок 1.8 – Проекції ERJ-170

**Dornier 728JET** (Рис.1.9) близькомагістральний пасажирський літак для місцевих авіаліній, розроблений німецькою фірмою Dornier(Fairchild, що входить в концерн). Уперше літак би представлений в листопаді 1997 року на авіавиставці в Дубаї. Літак проектувався паралельно модифікації Do.528JET, з розрахунком на 70 пасажирів. Зацікавленість в подібному літаку виявила німецька авіакомпанія Lufthansa CityLine. Окрім корпорації Fairchild Aerospace в проєкті беруть участь : CASA(проєктування крил), Honeywell(авіоніка Primus Epic), BF Goodrich(посадочне шасі і паливна система), Lucas Aerospace(системи управління польотом), AlliedSignal(рухова частина), Parker Aerospace(гідродинамічні системи) і Sundstrand(електричні системи). Перший політ літака запланований на початок 2001 року.

Серійне виробництво передбачається почати в 2002 році. До 2000 року підписані контракти на постачання літаків для трьох фірм(включаючи літаки підвищеної комфортабельності Envoy 7 на базі Do.728JET). Вартість літака оцінюється в 26 мільйонів доларів. Проекції даного літака вказані на 1.10.



Рисунок 1.9 – Зовнішній вигляд Dornier 728JET

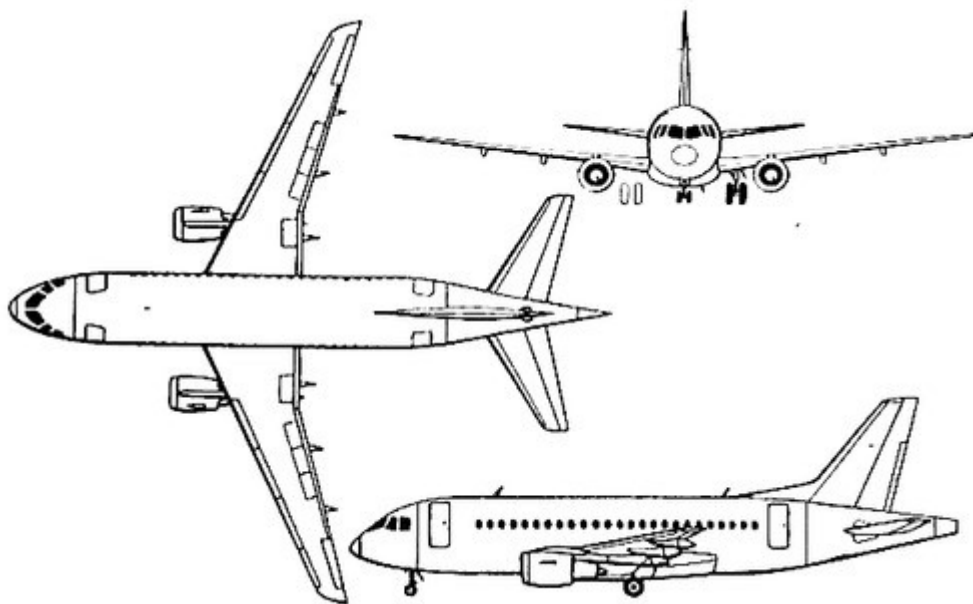


Рисунок 1.10 – Проекції Dornier 728JET

#### 1.1.4. Вибір та обґрунтування схеми літака

Виходячи з аналізу тактико-технічних вимог для літака, що проектується, і аналізу статистичних даних, вибираємо наступну схему (рис. 1.11):

- вільнонесучого моноплана з високо розташованим, стрілоподібним крилом;
- оперення Т-подібне, розташоване в хвостовій частині фюзеляжу і складається з:

а). однокільового вертикального оперення з кермом напрямку і триммером-сервокомпенсатором;

б). горизонтального оперення з кермом висоти, триммером і сервокомпенсатором;

- шасі триопорне з носовою опорою.

**Переваги** вибраної схеми літака:

- спрощується експлуатація літака на аеродромі;
- забезпечується вільне маневрування транспорту, що обслуговує літак;
- зменшується ймовірність потрапляння сторонніх предметів у повітряний тракт двигуна.

**Недоліки** прийнятої схеми:

- при аварійній посадці на воду, на відміну від низькоплану, схема високоплану має знижену плавучість і стійкість;

- аварійна посадка на фюзеляж практично завжди веде до його значних пошкоджень, які потребують тривалого ремонту;

- погіршуються умови обслуговування двигунів, т.к. для доступу та демонтажу СУ потрібні драбини та допоміжні пристрої.

Це з тим, що у АНТК імені Антонова вже кілька років випускає літаки такого типу. Перенесення двигунів під крило дозволить покращити паливну ефективність літака за рахунок усунення гальмування реактивного струменя від двигунів на верхню поверхню крила на крейсерських режимах польоту. Схема літака вказана на рисунку 1.11.

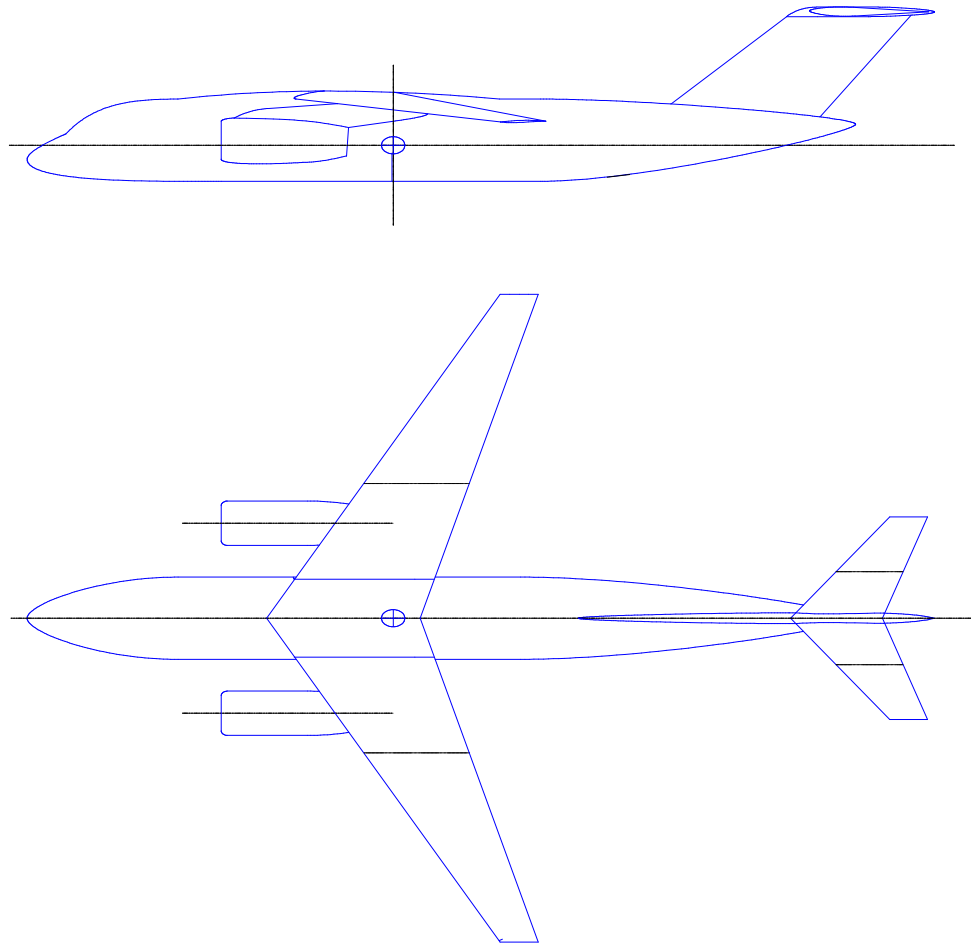


Рис.1.11 – Схема літака

## 1.2. Визначення відносних параметрів літака в нульовому наближенні

В табл. Приведены основні геометричні параметри літака з урахуванням статистичних даних.

Так основні параметри крила  $\lambda$ ,  $\chi$ ,  $\eta$ ,  $\bar{c}$ , відносна хорда закрилка  $\bar{b}_3 = \frac{b_3}{b}$ , кути відхилення закрилків  $\delta_3$ , відносна площа елерона  $\bar{S}_{эл} = \frac{S_{эл}}{S}$  параметри фюзеляжу, ГО, В, були визначені за статистичними даними і занесені в таблицю 1.3.

Таблица 1.2 – Основні параметри літака “некоторые меняют”

$\lambda$	$\chi^\circ$	$\eta$	$\bar{c}$	$\bar{b}_3$	$\delta_3$	$\bar{S}_{эл}$	$\lambda_\phi$	$D_{\phi,м}$	$L_{\phi,м}$
9,40	21	3,3	0,1	0,6	30	0,06	8,4	2,8	23,5
$\bar{S}_{зо}$	$\bar{S}_{бо}$	$\lambda_{го}$	$\lambda_{во}$	$\chi^\circ_{го}$	$\chi^\circ_{во}$	$\bar{c}_{го}$	$\bar{c}_{во}$	$\eta_{го}$	$\eta_{во}$
0,2	0,17	5	1,5	25	33	0,1	0,12	2	1,1

### 1.2.1. Визначення злітної маси літака у нульовому наближенні та маси конструкції основних агрегатів, силової установки, палива, обладнання та управління

Злітна маса літака в нульовому наближенні визначається за такою формулою:

$$m_0 = \frac{m_{гр.} + m_{эк.}}{1 - (m_k + m_{с.у.} + m_T + m_{об.упр.})} = \frac{8000 + 320}{1 - (0,28 + 0,1 + 0,26 + 0,11)} = 33280 \text{ (кг)}.$$

Використовуючи статистичні дані, обчислюємо:

$$\text{маса екіпажу } m_{эк} = 80 \cdot n_{эк} = 80 \cdot 4 = 320 \text{ (кг)};$$

$$\text{маса комерційного навантаження } m_{пас} = 100 \cdot n_{пас} = 100 \cdot 80 = 8000 \text{ (кг)};$$

$$\text{відносна маса палива } \bar{m}_m = a + \frac{bL}{V} = 0,26, \text{ де } L - \text{ дальність польоту, } L = 3100 \text{ (м)},$$

$$b = 0,05$$

$$a = 0,06$$

$$V - \text{ швидкість польоту, } V = 760 \text{ (км/ч)},$$

$$\text{Відносна маса конструкції } \bar{m}_k = 0,28;$$

$$\text{Відносна маса силової установки } \bar{m}_{с.у.} = 0,1;$$

$$\text{Відносна маса обладнання } m_{об} = 0,11$$

$$\text{Визначаєм маси конструкції літака: } m_k = 0,28 \cdot 33280 = 9318,4 \text{ (кг)}.$$

$$\text{Маса крила } m_{кр} = 0,396 \cdot 9318,4 = 3690,08 \text{ (кг)}.$$

$$\text{Маса фюзеляжа } m_{ф} = 0,351 \cdot 9318,4 = 3270,75 \text{ (кг)}.$$

$$\text{Маса оперення } m_{оп} = 0,069 \cdot 9318,4 = 642,96 \text{ (кг)}.$$

$$\text{Маса шасі } m_{ш} = 0,184 \cdot 9318,4 = 1714,58 \text{ (кг)}.$$

$$\text{Маса палива } m_m = 0,25 \cdot 33280 = 8320 \text{ (кг)}.$$

$$\text{Маса силової установки } m_{с.у.} = 0,1 \cdot 33280 = 3328 \text{ (кг)}.$$

Усі значення мас заносимо до таблиці 1.3.

Таблиця 1.3 – Значення мас агрегатів літака

$m_0$ , кг	$m_{гр.}$ , кг	$m_{эк.}$ , кг	$m_k$ , кг	$m_{кр.}$ , кг	$m_{ф.}$ , кг	$m_{оп.}$ , кг	$m_{ш.}$ , кг	$m_T$ , кг	$m_{с.у.}$ , кг	$m_{дв.}$ , кг
33280	8000	320	9318,4	3690,05	3270,75	642,96	1714,58	8320	3328	1124

### 1.2.2. Вибір двигуна і його характеристик

Зі статистичних даних визначаємо тягоозброєність літака даного класу:  $t_0 = 0.35$  (даН/даН).

Тоді потрібна тяга дорівнюватиме  $P_0 = t_0 m_0 g = 10821$  (даН).

З урахуванням того, що потрібна тяга становить 10821 (кгс) було прийнято рішення встановити на літаку два двигуни та допоміжну силову установку. З цих умов було підібрано двигун ТРДД Д-36 серії 4А (Рис.1.16).

Цей двигун має такі параметри:

потрібна стартова тяга  $P_0 = 6500$  (кгс);

питома витрата палива на зльоті  $C_{p\text{взл}} = 0,350$  (кг/кгс·с);

ступінь двоконтурності  $m = 5,6$ ;

температура газу перед турбіною  $t_T = 1520\text{K}$ ;

діаметр двигуна  $D_{\text{дв}} = 1541$  (мм);

двожина двигуна  $L_{\text{дв}} = 3192$  (мм);

маса сухого двигуна  $m_{\text{дв}} = 1124,2$  (кг).



Рисунок 1.12 - Двигун ТРДД Д-36

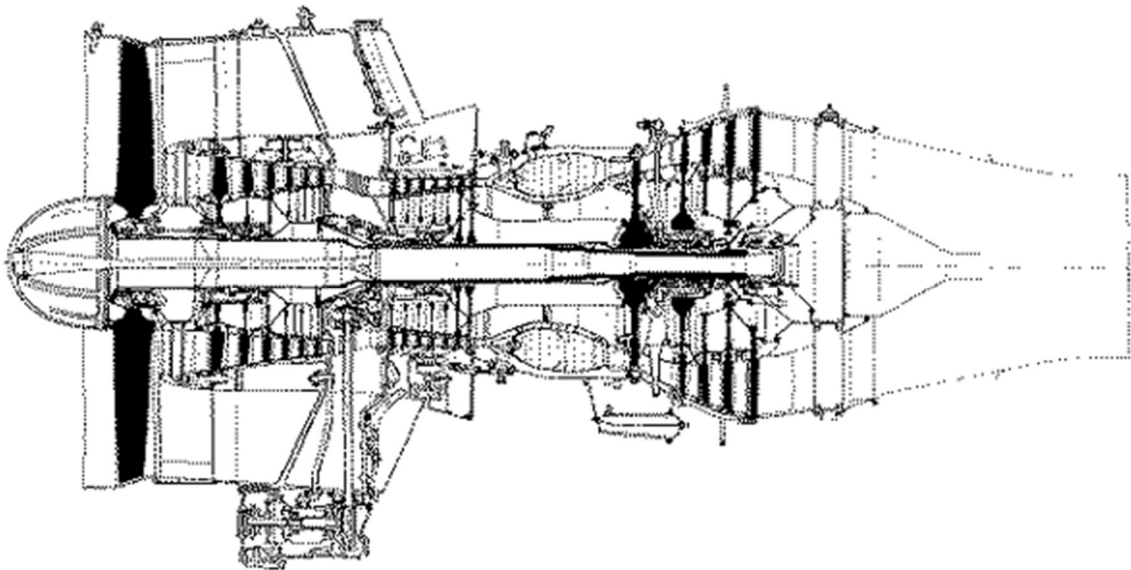


Рисунок 1.13 – Схема двигуна ТРДД Д-36

### 1.2.3. Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Визначення положення центру мас. Розробка загального вигляду літака

*Визначення геометричних параметрів крила*

Питоме навантаження на крило при зльоті  $P_0=400$ (даН/м<sup>2</sup>).

Визначаємо площу крила із співвідношення:

$$S = \frac{m_0 \cdot g}{10 \cdot P} = \frac{33280 \cdot 9,81}{10 \cdot 400} = 81,6(\text{м}^2)$$

Розмах крила:

$$l = \sqrt{\lambda \cdot S} = \sqrt{9,40 \cdot 72,1} = 26,03 \text{ (м)}, \text{ где } \lambda=9,40 \text{ – видовженість крила.}$$

Коренева  $b_0$  і кінцева  $b_k$  хорди крила визначаються з умов значень  $S$ ,  $l$ ,  $\eta$ :  $\eta = 3,3$  – звуження крила,

$$b_0 = \frac{S}{L} \cdot \frac{2\eta}{\eta+1} = \frac{81,6}{26,03} \cdot \frac{2 \cdot 3,3}{3,3+1} = 4,78 \text{ м.}$$

$$b_k = \frac{b_0}{\eta} = \frac{4,78}{3,3} = 1,44 \text{ м.}$$

Середня аеродинамічна хорда обчислюється за формулою:



$$b_a = \frac{2}{3} b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta \cdot (\eta + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 4,78 \cdot \frac{3,3^2 + 3,3 + 1}{3,3 \cdot (3,3 + 1)} = 3,2 \text{ (м)}.$$

Визначаємо координату САХ за розмахом крила:

$$z_a = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{26,03}{6} \cdot \frac{3,3 + 2}{3,3 + 1} = 5,37 \text{ (м)}.$$

Координата носка САХ по осі Х:

$$X_a = \frac{b}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} \operatorname{tg} \chi_{нк}, \quad \text{де } \chi_{нк} = 21^\circ - \text{кут по передній кромці крила,}$$

$$X_a = Z_a \operatorname{tg} \chi_{нк} = 2,7 \text{ (м)}.$$

*Визначення геометричних параметрів фюзеляжу*

Довжина фюзеляжу

$$l_\phi = \lambda_\phi \cdot D_\phi = 8,4 \cdot 2,7 = 22,6 \text{ (м)}.$$

Довжина носової частини фюзеляжу:

$$l_\phi = \lambda_{н.ч.} \cdot D_\phi = 1,7 \cdot 2,7 = 4,5 \text{ (м)}.$$

Довжина хвостової частини фюзеляжу:

$$l_\phi = \lambda_{хв.ч.} \cdot D_\phi = 3 \cdot 2,7 = 8,1 \text{ (м)}.$$

*Визначення геометричних параметрів горизонтального оперення*

Площа ГО:

$$S = \bar{S}_{з.о.} \cdot S_{к.р.} = 0,2 \cdot 81,6 = 16,32 \text{ (м}^2\text{)}.$$

Також, як і для крила, визначаються  $l_{го}, l_{во}, b_{ого}, b_{ово}, b_{к.го}, b_{к.во}$ :  
розмах ГО:

$$l_{з.о.} = \sqrt{\lambda_{з.о.} \cdot S_{з.о.}} = \sqrt{5 \cdot 16,32} = 9 \text{ (м)};$$

Коренева хорда ГО:

$$b_0 = \frac{S}{L} \cdot \frac{2\eta}{\eta + 1} = \frac{16,32}{9} \cdot \frac{2 \cdot 3,3}{2 + 3,3} = 2,23 \text{ м}.$$

Кінцева хорда ГО:

$$b_k = \frac{b_{ого}}{\eta_{го}} = \frac{2,23}{2} = 1,11 \text{ м}.$$

Середня аеродинамічна хорда ГО:

$$b_{АГО} = \frac{2b_{ого}}{3} \cdot \frac{\eta_{го}^2 + \eta_{го} + 1}{\eta_{го}(\eta_{го} + 1)} = \frac{2 \cdot 2,23}{3} \cdot \frac{2^2 + 2 + 1}{2(2 + 1)} = 1,27 \text{ м}.$$

Координата САХ за розмахом ГО:

$$Z_{Azo} = \frac{L_{ГО}}{6} \cdot \frac{\eta_{ГО}+2}{\eta_{ГО}+1} = \frac{9}{6} \cdot \frac{2+2}{2+1} = 2 \text{ м.}$$

Координата носка САХ по осі ОХ:

$$X_{Azo} = Z_{Azo} \cdot \operatorname{tg}\chi_{н.к} = 2 \cdot 0,33 = 0,64 \text{ м.}$$

*Визначення геометричних параметрів вертикального оперення*

Площа ВО:

$$S_{\text{в.о.}} = \bar{S}_{\text{в.о.}} \cdot S = 0,17 \cdot 81,6 = 13,87(\text{м}^2);$$

Розмах ВО

$$l_{\text{в.о.}} = \sqrt{\lambda_{\text{в.о.}} \cdot S_{\text{в.о.}}} = \sqrt{1,5 \cdot 13,87} = 4,56(\text{м});$$

Коренева хорда ВО:

$$b_0 = \frac{S_{\text{во}}}{L_{\text{во}}} \cdot \frac{\eta_{\text{во}}}{\eta_{\text{во}}+1} = \frac{13,87}{4,56} \cdot \frac{2 \cdot 1,1}{1,1+1} = 2,92 \text{ м.}$$

Кінцева хорда ВО:

$$b_{\text{к.во}} = \frac{b_{0\text{во}}}{\eta_{\text{во}}} = \frac{2,92}{1,1} = 2,65 \text{ (м);}$$

Середня аеродинамічна хорда ВО:

$$b_{\text{Аво}} = \frac{2b_{0\text{во}}}{3} \cdot \frac{\eta_{\text{во}}^2 + \eta_{\text{во}} + 1}{\eta_{\text{во}}(\eta_{\text{во}} + 1)} = \frac{2 \cdot 2,65}{3} \cdot \frac{1,1^2 + 1,1 + 1}{1,1 \cdot (1,1 + 1)} = 2,23 \text{ м.}$$

Координата САХ за розмахом ВО:

$$Y_{\text{Аво}} = \frac{L_{\text{во}}}{3} \cdot \frac{\eta_{\text{во}}+2}{\eta_{\text{во}}+1} = \frac{4,56}{3} \cdot \frac{1,1+2}{1,1+1} = 2,24 \text{ м.}$$

Координата носка САХ по осі ОУ:

$$X_{\text{а.во}} = Y_{\text{а.во}} \cdot \operatorname{tg}35^\circ = 2,24 \cdot \operatorname{tg}33 = 1,45 \text{ (м).}$$

#### 1.2.4. Визначення геометричних параметрів шасі

Параметри шасі включають базу шасі (відстань між основними опорами і носовою опорою), колію (відстань між головними опорами), винос головних опор і винос передньої стійки, висоту шасі і висоту центру мас, а також похідну від останніх величину посадкового кута  $\varphi$ , величину протикапотажного кута  $\gamma$ .

База шасі мас знаходитися в межах  $(0,3 \dots 0,4)L_\phi$ , де  $L_\phi$  – довжина фюзеляжа. У нашому випадку база складає 9 м, т.е.  $0,4 L_\phi$ .

Висота шасі визначається з умови забезпечення мінімального зазору між поверхнею ЗПС та планером літака –  $(200 \dots 250)$ мм. Приймаємо висоту шасі 500мм. Висоту ЦМ над ЗПС приймаємо рівною 2,175м.

Посадковий кут  $\varphi$  (кут між віссю фюзеляжу і дотичною до головних опор і хвостової частини фюзеляжу) лежить в межах  $10...16$ , . Приймаємо у разі  $\varphi = 12^\circ$ .

Протикапотажний кут  $\gamma$  (кут між нормаллю до осі літака, проведеної через ЦМ, та прямий, що з'єднує ЦМ з точкою перетину осі головних опор з ВПП) лежить в межах  $8^\circ - 18^\circ$ . Приймаємо  $\gamma = 13^\circ$ . Вынос главных колес определяется из условия нагружения передней опоры на стоянке  $e = 0,12 \cdot L_{\text{базы}} = 1080(\text{мм})$ .

Колія шасі значною мірою визначає поперечну стійкість при русі по землі, а також впливає на маневреність та керуваність. Її величина лежить у межах  $2H \leq B < 15(\text{м})$ . Однак для високоплану з основними стійками шасі, що забираються в гондоли фюзеляжу, важко забезпечити велику величину колії, тому приймаємо мінімально допустиму:  $B = 2 \cdot H$ , де  $H$  – висота ЦМ над ЗПС.

Тоді:  $B = 4 (\text{м})$ .

### 1.2.5. Об'ємно-масове компонування літака

Об'ємно-масове компонування зводяться до того, щоб екіпаж, пасажирів, обладнання, силова установка та паливо розміщені раціонально. Екіпаж зобов'язан мати хороший огляд всіх режимах польоту, зручний вхід.

Проектований літак має однокласне компонування на 80 місць з кроком крісел 762 мм або 30 дюймів. Розміщення крісел в однокласному компонуванні - 2+3.

Обладнані допоміжні приміщення - зручні гардероби для пасажирів та екіпажу, кухонні блоки: буфети у передній та задній частині літака. Туалетні модулі мають вакуумні туалети. До особливостей інтер'єру можна віднести наявність різних варіантів компонування побутового обладнання, а також зниження рівня шуму в кабіні екіпажу та пасажирському салоні за рахунок застосування сучасних високоякісних матеріалів. Літак має два підпільні багажники: передній та задній (кожний ділитися на 3 відсіки), які відповідають класу С, та задній багажник наприкінці салону, який відповідає класу В (Рис.1.14).

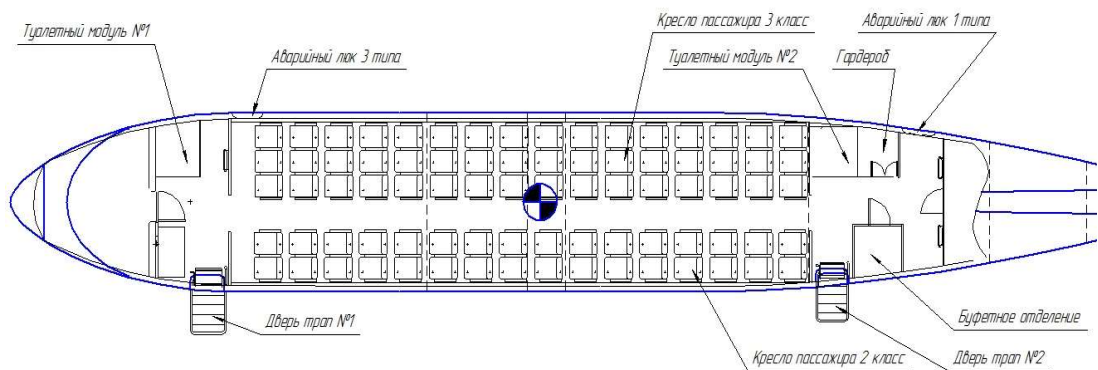


Рисунок 1.14 – Об'ємно-масове компонування літака

### 1.3. Вибір, обґрунтування, розробка та ув'язування конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака.

#### 1.3.1. Вибір та обґрунтування КСС крила

Як критерій вибору КСС крила можна скористатися поняттям умовного лонжерона. Силовий набір крила, що сприймає навантаження, ми замінюємо умовно одним лонжероном. За діючими навантаженнями визначаємо товщину пояса умовного лонжерону і за отриманим результатом даємо якісну оцінку на вибір КСС крила. Товщина пояса умовного лонжерону визначається за такою формулою:

$$\delta_y = \frac{(P_0 \cdot S \cdot z_A - m_i g \cdot z_i - m_{кр} g \cdot z_A) \cdot n^p}{0.96 \cdot 0.6 \cdot \bar{c} \cdot b_0^2 \sigma_p} = 6,781 \cdot 10^{-3} (M),$$

$P_0$  - питоме навантаження на крило при зльоті  $P$ ;  $S$  - площа крила;  $Z_a$  - координата середньої аеродинамічної хорди від бортової нервюри за розмахом крила;  $m_i$  – маса вантажу, розташованого на крилі. На одній консолі крила розташовується силова установка, а також паливо;  $z_i$  - координата центру мас вантажу, розташованого на крилі, від бортової нервюри по розмаху крила;  $n_p$  - коефіцієнт розрахункового навантаження;  $m_{кр}$  - маса крила;  $\bar{c}$  - відносна товщина профілю крила;  $b_0$  – коренева хорда крила. Припускаємо, що крило виконане з алюмінієвого сплаву Д16Т.  $\sigma_p = 330 \text{ МПа} = 330 \cdot 10^6 \text{ Па}$ ;

Обчислимо величини інтенсивності моментного навантаження і сили, що перерізує, що визначаються за виразом:

$$\frac{M}{H^3} = \frac{[(P_0 S - m_{кр} g) z_a - m_i g z_i] n^p}{1.03 (\bar{c} b_0)^3};$$

$$\frac{M}{H^3} = 195 (MПа).$$

Оскільки значення  $\delta_y > 3 \text{ мм}$ , то вигіднішою у ваговому відношенні є кесонна КСС крила. Така схема крил доцільна для літаків з малими подовженнями, малими відносними товщинами і великим питомим навантаженням. Основною технологічною властивістю кесонної схеми є зручність її панелювання. Така схема доцільна для отримання більшої жорсткості крила на кручення.

Крило кріпиться до фюзеляжу за допомогою фітингових стиків. Силові елементи крила (лонжерони) стикаються з силовими шпангоутами №25 та №32 відповідно. Двигуни кріпляться до нервурів №11, №12. Закрилки кріпляться до силових нервюр №4,8,11,12,16,20,24. Елерон навішується на підшипниках на силові нерви №28,33,37. Передкрилки кріпляться до нервюр №4,6,9,16,20,24,28,33,37. З міркування технологічності складання крила, нервюри розташовуються перпендикулярно задньому лонжерону, а в носінні - перпендикулярно передній кромці крила.

Перевагою такого розташування є постійна малка. Відстань між нервюрами дорівнює 350 мм та крок стрінгерів 150 мм.

### **1.3.2. Вибір конструктивно-силової схеми фюзеляжу**

При виборі конструктивно-силової схеми фюзеляжу необхідно брати до уваги такі обставини: – наявність зосереджених сил та необхідність їх плавного розподілу за конструктивними елементами фюзеляжу; – Необхідність забезпечення якомога більшого корисного внутрішнього об'єму. Вибір КСС фюзеляжу ґрунтується насамперед на вимогах забезпечення заданого внутрішнього обсягу при мінімальній вазі. Найбільший обсяг забезпечує фюзеляж з несучою обшивкою балкового або стрінгерно-балкового типу. Обшивка фюзеляжу дюралева зі стрінгерним підкріпленням та шпангоутами для забезпечення заданої форми перерізу. Так як фюзеляж повинен бути герметичний, то переріз був обраний оптимальним з точки зору живучості, тобто круглим, а також введені два силові герметичні шпангоути, в носі пілотської кабіни-№3, і хвостової частини фюзеляжу-№50. Фюзеляж має один виходу для пасажирів – у носовій частині між шпангоутами №10-13 та аварійний люк правим бортом у кормовій частині між шпангоутами №37-39. Основні стійки шасі кріпляться до шпангоутів №27-29, 30-33. Навантаження від носової стійки шасі сприймаються силовою підлогою та силовим шпангоутом №6, зусилля з вертикального оперення сприймаються силовими шпангоутами №50,54.

### **1.3.3. Вибір конструктивно-силової схеми горизонтального оперення**

При виборі КСС горизонтального оперення були використані поняття «умовна товщина умовного лонжерона» і «інтенсивність навантаження». Для оперення була обрана лонжеронна КСС з працюючою обшивкою. Стабілізатор кріпиться до лонжеронів кіля, та його консолі кріпляться між собою діафрагмами. Шкарпетки та закінчування стабілізатора передбачається виконати на основі композиційних матеріалів. Рулі висоти кріпляться до силових нервюр №3,7,11 симетрично щодо будівельної осі літака.

### **1.3.4. Вибір конструктивно-силової схеми вертикального оперення**

Для вертикального оперення КСС вибиралося з умов прямої передачі зусиль на силові шпангоути фюзеляжу та зручності кріплення. Для вертикального оперення було обрано лонжеронну схему з несучою обшивкою. Кермо напряму двосекційне кріпиться на металевих кронштейнах до силових нервюр №1,7,10,13,15,17. Вертикальне оперення кріпиться за силовими шпангоути на фюзеляжі (шпангоути №50,54).

### **1.3.5. Вибір конструктивно-силової схеми кріплення двигунів**

Для кріплення двигуна було обрано найбільш поширену схему для літаків такого типу – кріплення на пілонах під крилом. Двигуни кріпляться до двох силових нервюр на крилі

(№11,12) за допомогою кесона через демпфери. КСС кріплення двигунів представлена на кресленні загальної ув'язки силових агрегатів літака.

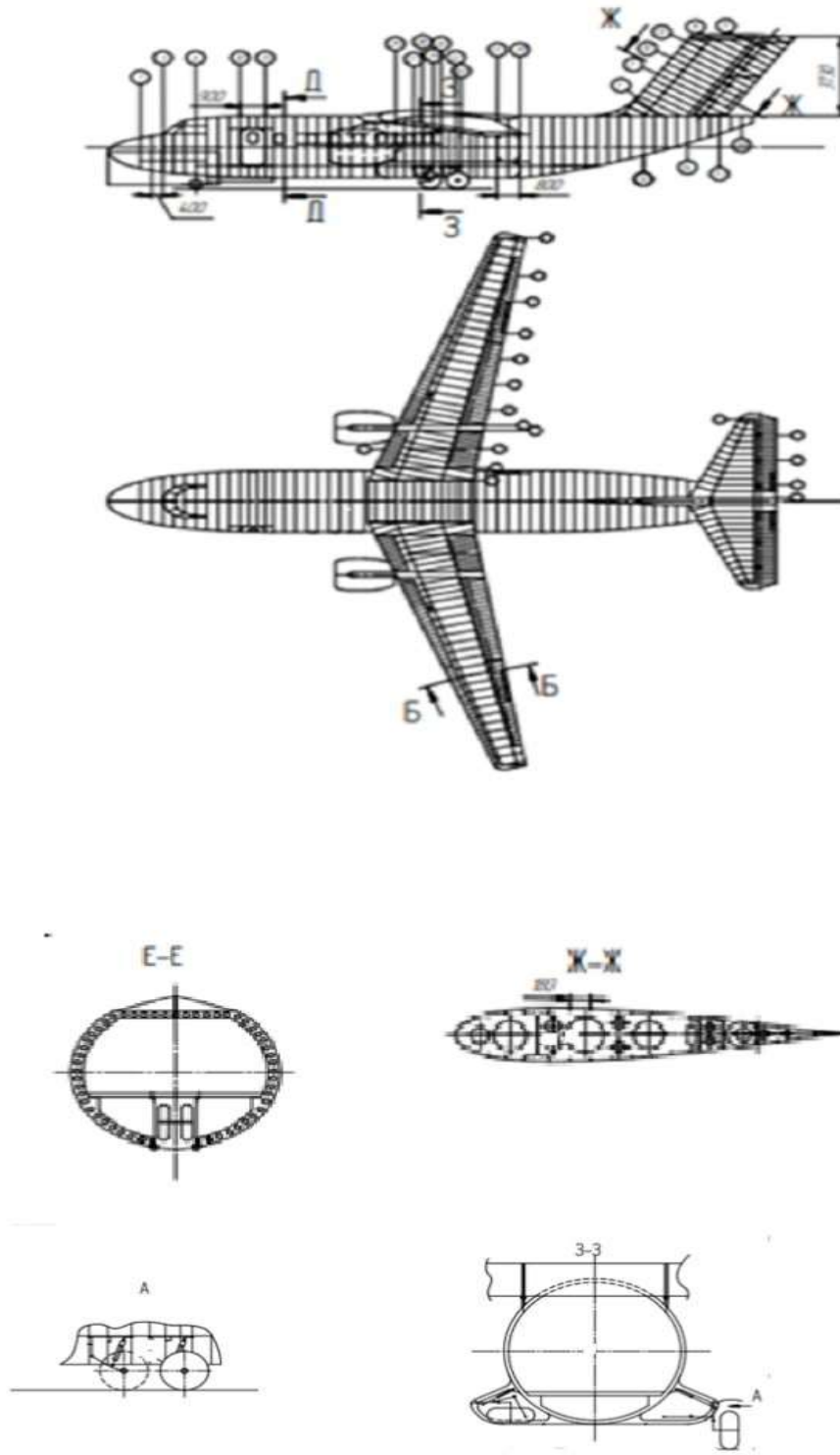


Рисунок 1.15 – КСС літака

На рисунку 1.15 зображено КСС літака та його основні елементи

#### 1.4. Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання літака, що проектується

Дана схема являє собою вільнонесучий моноплан з високорозташованим, стрілоподібним крилом, на якому розміщені 2 ТРДД.

Крило стрілоподібне, помірної стріловидності (180 по лінії 1/4 хорд), механізовано по задній кромці двощілинними закрилками з фіксованим дефлектором, по передній кромці встановлені передкрилки, в кінцевій частині крила розташовані елерони.

Оперення Т-подібне. При цій схемі збільшується плече ГО від центру мас літака до центру тиску горизонтального оперення, що дозволяє зменшити площу горизонтального оперення та його масу. У такій схемі оперення ГО відіграє роль кінцевої шайби для ВО, збільшуючи його ефективне подовження. Це дозволяє зменшити площу кіля та знизити його масу. Також ГО виноситься із зони затемнення турбулентного потоку.

Оперення, розташоване в хвостовій частині фюзеляжу і складається з однокільового вертикального оперення з двосекційним кермом напрямку і триммером-сервокомпенсатором, горизонтального оперення з кермом висоти і триммером-сервокомпенсатором.

Трихопірне шасі з носовою опорою забезпечує більш ефективне гальмування при пробігу, суттєво зменшується можливість "козлення", покращує огляд при зльоті - посадці для пілотів. Крім цього схема шасі з носовою опорою має кращу стійкість при русі по аеродрому. Носова опора забирається вперед у фюзеляж, основні – у спеціальні обтічники на фюзеляжі.

Весь процес моделювання відбувається у системі Siemens NX, що є інтерактивною системою автоматизації проектування та виробництва. Ця тривимірна система дозволяє точно відтворювати практично будь-яку геометричну форму з подвоєною точністю в числовому представленні.

Siemens NX має модульну структуру, і для проведення процесу моделювання використовується модуль Modeling. Для побудови крила використовується команда Ruled для створення лінійчастих поверхонь.

Принцип створення хвостового оперення аналогічний принципу створення крила. Фюзеляж формується за допомогою команди Section Body для побудови поверхонь другого порядку, розділеної на сегменти. Всі криві, що повністю визначають усі сегменти фюзеляжу, повинні бути побудовані.

Майстер-геометрія задуманого літака представлена на рисунку 1.16.





Кормова 0.12471  
 Фюзеляж 0.38332

Додатковий хвильовий опір ізольованого фюзеляжу

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
 0.00000

Похідна  $dC_u/d\alpha$  ізольованого фюзеляжу та його частин Alfa0= 0.28

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
 Носова 2.0000 2.0000 2.0000 2.0000 2.0000 2.0000 2.0000 2.1632  
 Ціліндр. 0.2002  
 Кормова -0.4000 -0.4000 -0.4000 -0.4000 -0.4000 -0.4000 -0.4000 -0.4000  
 Фюзеляж 1.6000 1.6000 1.6000 1.6000 1.6000 1.6000 1.6000 1.9635

Положення фокусу  $X_f$  фюзеляжу та його частин у частках довжини фюзеляжу щодо носка

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
 Носова 0.0000 0.0000 0.0000 0.0000 0.0000 0.0000 0.0000 0.0000  
 Ціліндр. 0.2488  
 Кормова 0.8616 0.8616 0.8616 0.8616 0.8616 0.8616 0.8616 0.8616  
 Фюзеляж -0.2154 -0.2154 -0.2154 -0.2154 -0.2154 -0.2154 -0.2154 -0.1502

### Геометричні параметри та аеродинамічні характеристики ІЗОЛОВАНОГО КРИЛА

$B_0=4.400$   $B_b=4.064$   $B_k=1.420$   $B_s=2.742$   $L=27.500$   $L_k=12.200$   $F_{ikp}=-4.00$   
 $V_a=2.955$   $X_a=2.387$  (без напливу)  
 $S_k=66.906$   $S_{ot}=0.7581$   $L_m=8.898$   $E_t=2.862$  (без напливу)  
 $X_{i00}=20.0$   $X_{i05}=19.7$   $X_{i10}=14.0$   $X_{ic}=21.3$   $X_{i20}=22.4$  (без напливу)

Тип профілю – класичний  $K_p=2.1$   $m=0.350$   
 $C_b=0.140$   $C_k=0.100$   $C=0.130$   $X_c=0.350$   $f=0.040$   $X_f=0.250$   $M^*=0.782$

$X_{B0}=11.000$   $X_{Bb}=11.723$   $F_i=-3.000$  відстань від носка фюзеляжу та кут установки  
 $X_{14}=12.739$   $D_{14}=3.100$   $X_{12}=13.755$   $D_{14}=3.100$

Компонування - крило + фюзеляж круглого перерізу  $K_{int}=0.069$

$D_\phi=3.100$   $H=1.500$   $Sig=0.113$

Кінцеві елементи – відсутні

Коефіцієнт гальмування потоку перед крилом

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
 $H=0.0$  1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 0.97913  
 $H=6.0$  1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 0.97913  
 $H=11.0$  1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 0.97913

Профільний опір ізольованого крила

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
 $X_t$  0.33732 0.31333 0.29923 0.29024 0.28423 0.28012 0.27729 0.00000  
 $H=0.0$  0.00539 0.00511 0.00491 0.00475 0.00461 0.00448 0.00436 0.00584  
 $H=6.0$  0.00578 0.00550 0.00529 0.00513 0.00498 0.00484 0.00472 0.00633  
 $H=11.0$  0.00622 0.00592 0.00571 0.00554 0.00539 0.00525 0.00511 0.00692

Хвильовий опір ізольованого крила  $M^*=0.782$

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
0.16242

-----  
Похідна  $dC_y/d\alpha$  ізольованого крила  $\alpha_0 = -3.85$

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
4.0670 4.1443 4.2611 4.4284 4.6655 5.0086 5.5341 5.4952

-----  
Положення фокусу  $X_f$  крила в частках бортової хорди щодо носіння бортової хорди

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
0.7375 0.7375 0.7375 0.7375 0.7375 0.7375 0.7375 0.9506

=====

Геометрич. параметри та а/д характеристики ІЗОЛОВАНОГО ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРІННЯ

=====

$B_0 = 2.400$   $B_6 = 2.400$   $B_k = 1.100$   $B_s = 1.750$   $L = 9.000$   $L_k = 4.500$   
 $B_a = 1.830$   $X_a = 1.232$  (без напливу)  
 $S_k = 15.750$   $S_{ot} = 0.1785$   $L_m = 5.143$   $E_t = 2.182$  (без напливу)  
 $X_{i00} = 32.0$   $X_{i05} = 25.7$   $X_{i10} = 18.6$   $X_{ic} = 27.0$   $X_{i25} = 28.9$  (без напливу)

-----  
Тип профілю - класичний  $K_p = 2.1$   $m = 0.350$

$C_b = 0.100$   $C_k = 0.060$   $C_c = 0.087$   $X_c = 0.400$   $f = -0.020$   $X_f = 0.300$   $M^* = 0.849$

-----  
 $X_{B0} = 27.000$   $X_{Bb} = 27.000$   $F_i = 0.000$  відстань від носіння фюзеляжу та кут установки

$X_{14} = 27.600$   $D_{14} = 0.000$   $X_{12} = 28.200$   $D_{14} = 0.000$

$X_1 = 12.444$   $B_1 = 3.912$   $X_{go} = 14.861$   $Y_{go} = 4.000$   $S^* / S_k = 0.734$

-----  
Компонування - Т-подібне оперення  $\text{Sig} = 0.000$   $K_{int} = 0.000$

Кінцеві елементи - відсутні

-----  
Коефіцієнт гальмування потоку перед горизонтальним оперенням

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
H = 0.0 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 0.93823  
H = 6.0 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 0.93823  
H = 11.0 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 0.93823

-----  
Профільний опір ізольованого горизонтального оперення M=0.20 M=0.30 M=0.40

M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20

$X_t$  0.31501 0.29339 0.27962 0.27029 0.26372 0.25898 0.25550 0.00000

H= 0.0 0.00560 0.00527 0.00503 0.00484 0.00468 0.00453 0.00439 0.00523

H= 6.0 0.00607 0.00571 0.00545 0.00525 0.00507 0.00491 0.00476 0.00568

H=11.0 0.00664 0.00623 0.00594 0.00572 0.00552 0.00535 0.00519 0.00623

-----  
Хвильовий опір ізольованого горизонтального оперення  $M^* = 0.849$

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
0.04780

-----  
Похідна  $dC_y/d\alpha$  ізольованого горизонтального оперення  $\alpha_0 = 1.32$

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
3.4519 3.5040 3.5816 3.6908 3.8416 4.0516 4.3548 4.6208

-----  
Положення фокусу  $X_f$  горизонтального оперення в частках бортової хорди

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
 0.6629 0.6629 0.6629 0.6629 0.6629 0.6630 0.6633 0.8891

### Геометрич. параметри та а/д характеристики ІЗОЛОВАНОГО ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРІННЯ

Вертикальне оперення - центральне (1шт)

B0 = 3.500 Bб = 3.500 Bk = 1.800 Bs = 2.650 L = 4.000 Lk = 4.000

Ba = 2.741 Ха = 1.553 (без напливу)

Sk = 10.600 Sot = 0.1201 Lm = 1.509 Et = 1.944 (без напливу)

Xi00 = 41.0 Xi05 = 33.3 Xi10 = 24.0 Xic = 35.8 Xi25 = 37.3 (без напливу)

Тип профілю - класичний Kp = 2.1 m = 0.350

Cб = 0.120 C k = 0.080 C = 0.106 Xc = 0.350 f = 0.000 Xf = 0.000 M \* = 0.846

XB0=23.880 XBб=23.880 Fi= 0.000 відстань від носіння фюзеляжу та кут установки  
 X14 = 24.755 D14 = 0.000 X12 = 25.630 D14 = 0.000

Компонування a = 2.185 b = 1.107 Lmф = 2.293

Коефіцієнт гальмування потоку перед вертикальним оперенням

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
 H = 0.0 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 0.99809  
 H = 6.0 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 0.99809  
 H=11.0 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 0.99809

Профільний опір ізольованого вертикального оперення

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
 Xt 0.19201 0.17800 0.16970 0.16437 0.16079 0.15831 0.15659 0.00000  
 H = 0.0 0.00595 0.00560 0.00536 0.00516 0.00499 0.00485 0.00471 0.00508  
 H = 6.0 0.00648 0.00609 0.00582 0.00561 0.00543 0.00526 0.00511 0.00551  
 H=11.0 0.00711 0.00667 0.00637 0.00613 0.00593 0.00575 0.00559 0.00602

Хвильовий опір ізольованого вертикального оперення M\*=0.846

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
 0.03875

### Геометричні параметри та аеродинамічні характеристики ІЗОЛЮВАНИХ М/ГОНДОЛ

Розташування м/гондол - на крілі Ngd = 2 Kint = 1.869

Lгд = 3.200 Dгд = 1.600 Dцт = 0.000 Lm = 2.000 S = 2.011 Sot = 0.0228 Fб / Sm = 8.000

Відстань від шкарпетки фюзеляжу Lмгд=10.482 M\*= 0.500

Тип двигуна - ТРД

Xгд = 2.500 Hгд = -1.000 Aгд = 0.000

Профільний опір ізольованої м/гондололи M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60  
 M=0.70 M=0.80 M=1.20

Точка Xt 0.00000 0.00000 0.00000 0.00000 0.00000 0.00000 0.00000 0.00000

H= 0.0	0.02589	0.02587	0.02621	0.02667	0.02717	0.02769	0.02818	0.02979
H= 6.0	0.02833	0.02824	0.02855	0.02901	0.02953	0.03006	0.03057	0.03225
H=11.0	0.03136	0.03115	0.03142	0.03187	0.03240	0.03294	0.03347	0.03522

Додатковий профільний опір ізольованої м/гондоли

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H = 0.0	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
H = 6.0	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
H=11.0	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000

Хвильовий опір ізольованої м/гондоли  $M^*=0.500$

M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
							0.00861

Похідна підйомна сила ізольована м/гондоли  $dC_y/dA_1 = 2.0000$

Критичне число Маха літака  $M^* = 0.95 \min \{0.782, 0.849, 0.846, 0.917, 0.500\} = 0.743$

Опір частин літака та додаткових елементів у системі літака

Профільний опір фюзеляжу в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H = 0.0	0.00951	0.00935	0.00925	0.00919	0.00913	0.00908	0.00904	0.01296
H = 6.0	0.00983	0.00966	0.00955	0.00947	0.00941	0.00935	0.00930	0.01309
H=11.0	0.01021	0.01002	0.00990	0.00982	0.00974	0.00968	0.00963	0.01326

Хвильовий опір фюзеляжу в системі літака

M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
							0.03278

Профільний опір крила в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H = 0.0	0.00408	0.00387	0.00372	0.00360	0.00349	0.00340	0.00331	0.00434
H = 6.0	0.00438	0.00417	0.00401	0.00389	0.00377	0.00367	0.00358	0.00470
H=11.0	0.00472	0.00449	0.00433	0.00420	0.00408	0.00398	0.00388	0.00514

Профільний опір інтерференції крило + фюзеляж

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H = 0.0	0.00006	0.00005	0.00005	0.00005	0.00005	0.00005	0.00004	0.00006
H = 6.0	0.00006	0.00006	0.00005	0.00005	0.00005	0.00005	0.00005	0.00006
H=11.0	0.00006	0.00006	0.00006	0.00006	0.00006	0.00005	0.00005	0.00007

Хвильовий опір крила в системі літака

M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H = 0.0	0.12057						
H = 6.0	0.12057						
H = 11.0	0.12057						

Хвильовий опір інтерференції крило + фюзеляж

M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H = 0.0	0.00000	0.00000					
H = 6.0	0.00000	0.00000					
H = 11.0	0.00000	0.00000					

Профільний опір горизонтального оперення в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H= 0.0	0.00100	0.00094	0.00090	0.00086	0.00083	0.00081	0.00078	0.00088
H= 6.0	0.00108	0.00102	0.00097	0.00094	0.00090	0.00088	0.00085	0.00095
H=11.0	0.00119	0.00111	0.00106	0.00102	0.00099	0.00095	0.00093	0.00104

Профільний опір інтерференції горизонтальне оперення + фюзеляж

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H = 0.0	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
H = 6.0	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
H=11.0	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000

Хвильовий опір горизонтального оперення в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H = 0.0	0.00800							
H = 6.0	0.00800							
H = 11.0	0.00800							

Хвильовий опір інтерференції горизонтальне оперення + фюзеляж

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H = 0.0	0.00000							
H = 6.0	0.00000							
H = 11.0	0.00000							

Профільний опір вертикального оперення в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H = 0.0	0.00072	0.00067	0.00064	0.00062	0.00060	0.00058	0.00057	0.00061
H = 6.0	0.00078	0.00073	0.00070	0.00067	0.00065	0.00063	0.00061	0.00066
H=11.0	0.00085	0.00080	0.00077	0.00074	0.00071	0.00069	0.00067	0.00072

Хвильовий опір вертикального оперення в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H = 0.0	0.00465							
H = 6.0	0.00465							
H = 11.0	0.00465							

Профільний опір м/гондол у системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H = 0.0	0.00220	0.00220	0.00223	0.00227	0.00231	0.00236	0.00240	0.00254
H = 6.0	0.00241	0.00241	0.00243	0.00247	0.00251	0.00256	0.00260	0.00275
H=11.0	0.00267	0.00265	0.00268	0.00271	0.00276	0.00281	0.00285	0.00300

Хвильовий опір м/гондол у системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
								0.00039

Профільний опір літака (без урахування додаткових елементів)

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H = 0.0	0.01757	0.01709	0.01680	0.01659	0.01642	0.01627	0.01614	0.02138
H = 6.0	0.01855	0.01804	0.01772	0.01749	0.01730	0.01714	0.01700	0.02221
H=11.0	0.01970	0.01914	0.01879	0.01854	0.01834	0.01817	0.01800	0.02323

Хвильовий опір літака (без урахування додаткових елементів)

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
 H = 0.0 0.16639  
 H = 6.0 0.16639  
 H = 11.0 0.16639

---

Сумарний додатковий опір літака  $KdCx = 0.100$

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
 H = 0.0 0.00176 0.00171 0.00168 0.00166 0.00164 0.00163 0.00161 0.01878  
 H = 6.0 0.00185 0.00180 0.00177 0.00175 0.00173 0.00171 0.00170 0.01886  
 H=11.0 0.00197 0.00191 0.00188 0.00185 0.00183 0.00182 0.00180 0.01896

---

Коефіцієнт лобового опору літака за  $S_{\text{ла}}=0$

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
 H = 0.0 0.01932 0.01880 0.01848 0.01825 0.01806 0.01790 0.01776 0.20655  
 H = 6.0 0.02040 0.01984 0.01949 0.01924 0.01903 0.01886 0.01870 0.20746  
 H=11.0 0.02167 0.02106 0.02067 0.02040 0.02018 0.01998 0.01981 0.20859

---

Хвильовий опір літака від  $M^* = 0.743$  до  $M = 1.2$

M=0.5 M=0.6 M=0.7 M=0.8 M=0.9 M=1.0 M=1.1 M=1.2  
 H = 0.0 0.00117 0.02005 0.06846 0.13140 0.16639  
 H = 6.0 0.00117 0.02005 0.06846 0.13140 0.16639  
 H=11.0 0.00117 0.02005 0.06846 0.13140 0.16639

---

Лобовий опір літака від $M^*=0.743$ до $M=1.2$	$M=0.5 \quad M=0.6 \quad M=0.7 \quad M=0.8 \quad M=0.9$				
	$M=1.0$	$M=1.1$	$M=1.2$		
H= 0.0	0.02353	0.04685	0.09972	0.16711	0.20655
H= 6.0	0.02447	0.04779	0.10065	0.16803	0.20746
H=11.0	0.02560	0.04892	0.10177	0.16915	0.20859

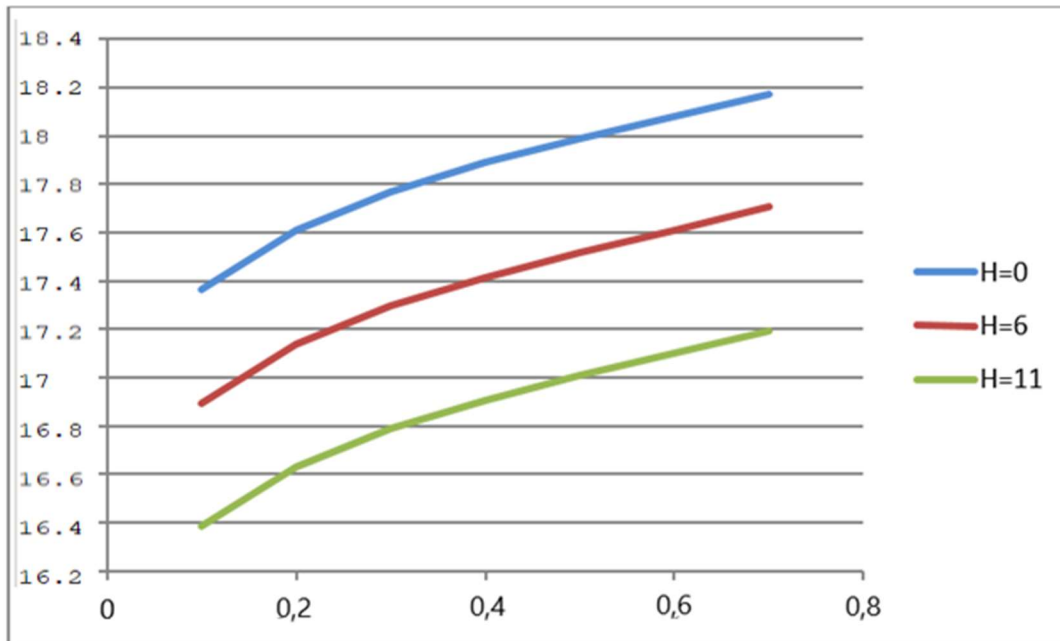
---

На наступному етапі було зроблено розрахунок поляр та поляр аеродинамічної якості у злітній, посадковій та крейсерській конфігураціях.

**На основі проведених розрахунків були отримані залежності:**

Максимальна якість  $K_{\text{max}}$

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
 H = 0.0 16.967 17.209 17.368 17.488 17.588 17.681 17.773 1.835  
 H = 6.0 16.494 16.736 16.895 17.015 17.117 17.211 17.305 1.829  
 H=11.0 15.386 15.630 15.788 15.908 16.009 16.103 16.796 1.823

Рисунок 1.17 – залежності максимальна якість  $K_{max}$ 

### Підйомна сила частин літака у системі літака

Середнє значення коефіцієнта гальмування потоку перед крилом

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 0.97913

Коефіцієнти інтерференції: крило + фюзеляж  $k_{A10}=1.01631$

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
 $k_{A1}$  0.95682 0.95682 0.95682 0.95682 0.95682 0.95682 0.95682 0.95662  
 $Dk_{A1}$  0.01560 0.01560 0.01560 0.01560 0.01560 0.01560 0.01560 0.01560  
 $k_{Fi}$  0.94147 0.94147 0.94147 0.94147 0.94147 0.94147 0.94147 0.94127  
 $Dk_{Fi}$  0.01535 0.01535 0.01535 0.01535 0.01535 0.01535 0.01535 0.01535

Середнє значення коефіцієнта гальмування потоку перед горизонтальним оперенням

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 0.93823

Коефіцієнти інтерференції: горизонтальне оперення + фюзеляж  $k_{A10}=1.00000$

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
 $k_{A1}$  1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000  
 $Dk_{A1}$  0.00000 0.00000 0.00000 0.00000 0.00000 0.00000 0.00000 0.00000  
 $k_{Fi}$  1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000  
 $Dk_{Fi}$  0.00000 0.00000 0.00000 0.00000 0.00000 0.00000 0.00000 0.00000

Скос потоку перед горизонтальним оперенням

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20  
 $\epsilon_{ps0}$  0.115° 0.117° 0.119° 0.123° 0.128° 0.135° 0.146° 0.111°  
 $\epsilon_{psA1}$  0.1364 0.1382 0.1410 0.1451 0.1509 0.1594 0.1728 0.1318

Похідна  $dC_y/d\alpha$  та кут  $\alpha_0$  крила в системі літака

$M=0.20$   $M=0.30$   $M=0.40$   $M=0.50$   $M=0.60$   $M=0.70$   $M=0.80$   $M=1.20$   
 $dC_y/d\alpha$  2.99830 3.05532 3.14143 3.26476 3.43956 3.69249 4.07995 3.96585  
 $\alpha_0$   $-0.83^\circ$   $-0.83^\circ$   $-0.83^\circ$   $-0.83^\circ$   $-0.83^\circ$   $-0.83^\circ$   $-0.83^\circ$   $-0.83^\circ$

---

Похідна  $dC_y/d\alpha$  та кут  $\alpha_0$  горизонтального оперення в системі літака

$M=0.20$   $M=0.30$   $M=0.40$   $M=0.50$   $M=0.60$   $M=0.70$   $M=0.80$   $M=1.20$   
 $dC_y/d\alpha$  0.53203 0.53890 0.54905 0.56313 0.58216 0.60781 0.64290 0.67174  
 $\alpha_0$   $1.67^\circ$   $1.67^\circ$   $1.68^\circ$   $1.69^\circ$   $1.71^\circ$   $1.73^\circ$   $1.78^\circ$   $1.65^\circ$

---

Похідна  $dC_y/d\alpha$  та кут  $\alpha_0$  фюзеляжу в системі літака

$M=0.20$   $M=0.30$   $M=0.40$   $M=0.50$   $M=0.60$   $M=0.70$   $M=0.80$   $M=1.20$   
 $dC_y/d\alpha$  0.13684 0.13684 0.13684 0.13684 0.13684 0.13684 0.13684 0.16793  
 $\alpha_0$   $0.28^\circ$   $0.28^\circ$   $0.28^\circ$   $0.28^\circ$   $0.28^\circ$   $0.28^\circ$   $0.28^\circ$   $0.28^\circ$

---

Похідна  $dC_y/d\alpha$  мотогондол у системі літака  $dC_y/d\alpha = 0.09113$

---

Похідна  $dC_y/d\alpha$  та кут  $\alpha_0$  літака без горизонтального оперення

$M=0.20$   $M=0.30$   $M=0.40$   $M=0.50$   $M=0.60$   $M=0.70$   $M=0.80$   $M=1.20$   
 $dC_y/d\alpha$  3.22627 3.28330 3.36941 3.49273 3.66753 3.92046 4.30792 4.22491  
 $\alpha_0$   $-0.59^\circ$   $-0.59^\circ$   $-0.59^\circ$   $-0.59^\circ$   $-0.59^\circ$   $-0.59^\circ$   $-0.60^\circ$   $-0.59^\circ$

---

Похідна  $dC_y/d\alpha$  та кут  $\alpha_0$  літака з горизонтальним оперенням

$M=0.20$   $M=0.30$   $M=0.40$   $M=0.50$   $M=0.60$   $M=0.70$   $M=0.80$   $M=1.20$   
 $dC_y/d\alpha$  3.75830 3.82220 3.91846 4.05586 4.24969 4.52827 4.95083 4.89665  
 $\alpha_0$   $-0.46^\circ$   $-0.46^\circ$   $-0.46^\circ$   $-0.47^\circ$   $-0.47^\circ$   $-0.47^\circ$   $-0.48^\circ$   $-0.47^\circ$

---

Коефіцієнт підйомної сили літака  $C_{y\alpha} = dC_y/d\alpha(\alpha - \alpha_0)$  (лінійна ділянка)

$M=0.20$   $M=0.30$   $M=0.40$   $M=0.50$   $M=0.60$   $M=0.70$   $M=0.80$   $M=1.20$   
 $\alpha = 0.0^\circ$  0.03028 0.03086 0.03175 0.03301 0.03481 0.03742 0.04143 0.04025  
 $\alpha = 10.0^\circ$  0.68622 0.69796 0.71565 0.74090 0.77652 0.82775 0.90551 0.89487  
 $\alpha = 20.0^\circ$  1.34217 1.36506 1.39955 1.44878 1.51824 1.61809 1.76959 1.74950

---

Коефіцієнт максимальної підйомної сили літака та критичний кут атаки

$M=0.20$   $M=0.30$   $M=0.40$   $M=0.50$   $M=0.60$   $M=0.70$   $M=0.80$   $M=1.20$   
 $C_{y\alpha \max}$  1.33314 1.29543 1.25501 1.21190 1.16609 1.11758 1.06637  
 $\alpha_{кр}$   $21.36^\circ$   $20.46^\circ$   $19.39^\circ$   $18.16^\circ$   $16.75^\circ$   $15.17^\circ$   $13.36^\circ$

---

Коефіцієнт відвалу поляри

$M=0.20$   $M=0.30$   $M=0.40$   $M=0.50$   $M=0.60$   $M=0.70$   $M=0.80$   $M=1.20$   
0.04193 0.04192 0.04190 0.04188 0.04184 0.04179 0.04171 0.20422

---

Максимальна якість  $K_{\max}$

$M=0.20$   $M=0.30$   $M=0.40$   $M=0.50$   $M=0.60$   $M=0.70$   $M=0.80$   $M=1.20$   
 $H = 0.0$  16.967 17.209 17.368 17.488 17.588 17.681 18.773 1.835  
 $H = 6.0$  16.494 16.736 16.895 17.015 17.117 17.211 17.305 1.829  
 $H = 11.0$  15.986 16.230 16.388 16.508 16.609 16.703 16.796 1.823



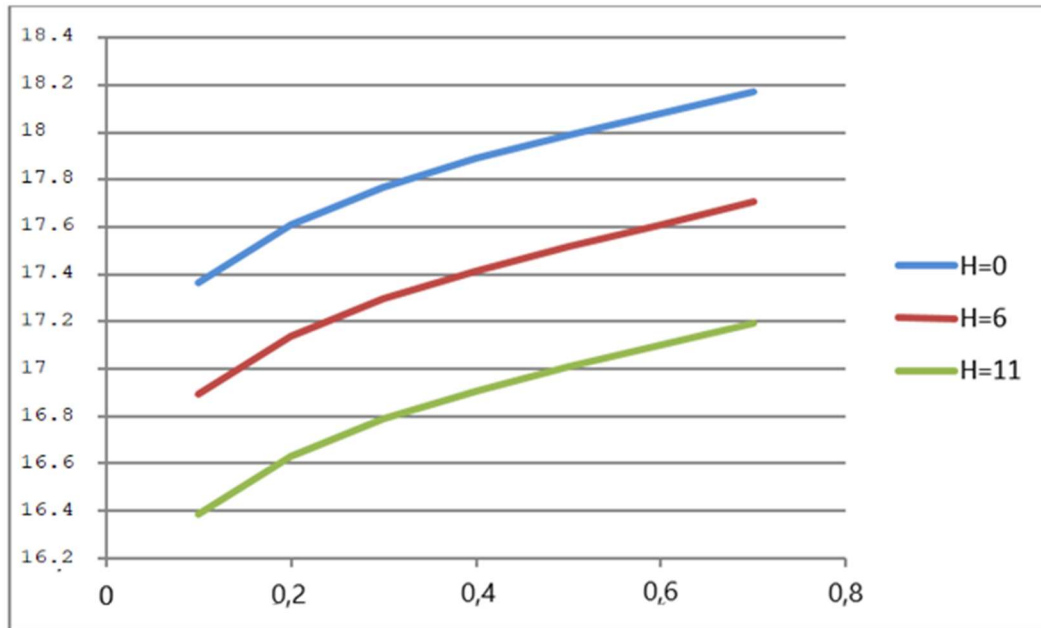


Рисунок 1.18 –

Залежність  $K_{max}=f(M)$ Найвигідніший коефіцієнт підйомної сили  $C_{yH}$ .

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
H = 0.0	0.67884	0.66978	0.66411	0.66009	0.65700	0.65449	0.65245	1.00569
H = 6.0	0.69759	0.68805	0.68207	0.67779	0.67446	0.67174	0.66950	1.00790
H=11.0	0.71898	0.70873	0.70241	0.69790	0.69438	0.69148	0.68907	1.01064

Поляр літака  $C_{x\alpha} = C_{x0} + A \cdot C_{y\alpha}^2$  для  $H = 0.0$ 

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
$C_{y\alpha} = 0.0$	0.01932	0.01880	0.01848	0.01825	0.01806	0.01790	0.01776	0.20655
$C_{y\alpha} = 0.2$	0.02100	0.02048	0.02016	0.01992	0.01973	0.01957	0.01942	0.21472
$C_{y\alpha} = 0.4$	0.02603	0.02551	0.02518	0.02495	0.02476	0.02459	0.02443	0.23922
$C_{y\alpha} = 0.6$	0.03442	0.03390	0.03356	0.03332	0.03312	0.03295	0.03277	0.28007
$C_{y\alpha} = 0.8$	0.04616	0.04563	0.04530	0.04505	0.04484	0.04465	0.04445	0.33725
$C_{y\alpha} = 1.0$	0.06125	0.06072	0.06038	0.06012	0.05990	0.05969	0.05947	0.41077
$C_{y\alpha} = 1.2$	0.07970	0.07917	0.07882	0.07855	0.50062			

Додатковий індуктивний опір літака  $dC_{xi}$  для  $H=0.0$ 

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
$C_{y\alpha} = 0.0$	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
$C_{y\alpha} = 0.2$	0.00003	0.00004	0.00004	0.00005	0.00005	0.00006	0.00007	
$C_{y\alpha} = 0.4$	0.00027	0.00030	0.00033	0.00036	0.00041	0.00047	0.00071	
$C_{y\alpha} = 0.6$	0.00094	0.00103	0.00114	0.00127	0.00144	0.01003	0.03842	
$C_{y\alpha} = 0.8$	0.00236	0.00260	0.00289	0.00325	0.01697	0.05083	0.08611	
$C_{y\alpha} = 1.0$	0.00512	0.00571	0.00646	0.03224	0.07245	0.11311	0.15575	
$C_{y\alpha} = 1.2$	0.01115	0.01340	0.06071	0.11238				
$C_{y\alpha Krit}$	1.33518	1.19900	1.05458	0.89947	0.72957	0.53676	0.29881	

Поляр літака  $C_{x\alpha} = C_{x0} + A \cdot C_{y\alpha}^2 + dC_{xi}$  для  $H = 0.0$ 

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
$C_{y\alpha} = 0.0$	0.01932	0.01880	0.01848	0.01825	0.01806	0.01790	0.01776	0.20655
$C_{y\alpha} = 0.2$	0.02103	0.02052	0.02020	0.01997	0.01979	0.01963	0.01949	0.21472
$C_{y\alpha} = 0.4$	0.02630	0.02581	0.02551	0.02531	0.02517	0.02505	0.03314	0.23922
$C_{y\alpha} = 0.6$	0.03536	0.03493	0.03471	0.03460	0.03456	0.04297	0.07119	0.28007



Xf/Lf -0.2154 -0.2154 -0.2154 -0.2154 -0.2154 -0.2154 -0.2154 -0.1502

-----  
 Похідна  $dMz/dA_l$  мотогондол у системі літака  $dMz/dA_l = -0.0341$

Положення мотогондолу щодо носка фюзеляжу  $X_{мгд}/L_f = 0.3743$

-----  
 Похідна  $dMz/dA_l$  та положення фокусу Xf/Lf літака без горизонтального оперення

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20

$dMz/dA_l$  -1.5809 -1.6109 -1.6562 -1.7210 -1.8129 -1.9459 -2.1496 -2.2164

Xf/Lf 0.4900 0.4906 0.4915 0.4927 0.4943 0.4963 0.4990 0.5246

-----  
 Похідна  $dMz/dA_l$  та положення фокусу Xf/Lf літака з горизонтальним оперенням

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20

$dMz/dA_l$  -2.1242 -2.1612 -2.2168 -2.2960 -2.4073 -2.5665 -2.8061 -2.9154

Xf/Lf 0.5652 0.5654 0.5657 0.5661 0.5665 0.5668 0.5668 0.5954

-----  
 Фокус Xf/Va літака без горизонтального оперення щодо носіння САХ крила

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20

Xf/Va -0.1319 -0.1261 -0.1176 -0.1061 -0.0912 -0.0720 -0.0470 0.1960

-----  
 Фокус Xf/Va літака з горизонтальним оперенням щодо носіння САХ крила

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20

Xf/Va 0.5806 0.5827 0.5857 0.5891 0.5927 0.5955 0.5956 0.8667

-----  
 Зміщення фокусу літака  $dXf/Va$

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20

$dXf/Va$  0.7125 0.7088 0.7032 **0.6952 0.6839 0.6676 0.6426 0.6707**-----

-----  
 Коефіцієнт моменту  $mz_0$  крила та фюзеляжу в системі з крилом (віднесено до САХ крила)

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20

$mz_{0из.к}$  -0.0026 -0.0020 -0.0012 0.0001 0.0018 0.0044 0.0083 0.0071

$mz_0\phi(к)$  0.0143 0.0143 0.0143 0.0144 0.0144 0.0145 0.0146 0.0144

$mz_0^*$  0.0096 0.0101 0.0107 0.0117 0.0131 0.0151 0.0181 0.0171

-----  
 Коефіцієнт моменту  $mz_0$  частин літака без горизонтального оперення

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20

$mz_0\kappa'$  -0.0148 -0.0148 -0.0148 -0.0149 -0.0149 -0.0150 -0.0151 -0.0175

$mz_0\phi'$  -0.0044 -0.0044 -0.0044 -0.0044 -0.0044 -0.0045 -0.0045 -0.0052

-----  
 Коефіцієнт моменту  $mz_0$  літака без горизонтального оперення (віднесено до САХ кр.)

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20

-0.0096 -0.0092 -0.0085 -0.0076 -0.0063 -0.0044 -0.0014 -0.0056

-----  
 Коефіцієнт моменту  $mz_0$  частин літака з горизонтальним оперенням

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20

$mz_0\kappa$  0.0163 0.0167 0.0174 0.0182 0.0194 0.0209 0.0231 0.0212

$mz_0\sigma_0$  0.0668 0.0679 0.0695 0.0717 0.0748 0.0792 0.0858 0.0817

$mz_0\phi$  -0.0049 -0.0049 -0.0049 -0.0049 -0.0049 -0.0049 -0.0049 -0.0057

-----  
 Коефіцієнт моменту  $mz_0$  літака з горизонтальним оперенням (віднесено до САХ крила)

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20

0.0879 0.0898 0.0927 0.0967 0.1024 0.1104 0.1222 0.1144

## Висновки

У даному розділі на основі аналізу статистичних даних існуючих літаків та тактико-технічних вимог до літака, що проектується, було обрано його схему.

Проведені розрахунки маси літака в нульовому наближенні; маси всіх основних агрегатів. Розроблено загальний вигляд літака та підбрано двигуни. Розроблено конструктивно-силову схему проектованого літака, та його основних елементів.

Проведено компю'терне моделювання загального вида літака.

Аналіз результатів розрахунків основних льотно-технічних характеристик літака, показує, що:

- аеродинамічні характеристики ЛА забезпечують стійкий, безпечний та економічно вигідний крейсерський режим польоту.
- літак має прийнятні для ЛА свого класу злітно-посадкові характеристики.
- характеристики статичної та динамічної стійкості відповідають нормі. Таким чином, можна зробити висновок, що даний літак цілком відповідає вимогам безпеки, аеродинаміки, дальності і тривалості польоту, злітно-посадкових характеристик, та експлуатації.

## 2. Експлуатаційні особливості гідравлічної системи літака

### 2.1. Гідравлічна система. Загальна частина - опис і робота

Гідравлічна система літака призначена для управління механізмами та системами, які відповідають за безпеку польоту. На сучасних літаках гідравлічна система має велике значення, спостерігається широке використання гідроприводів кермових поверхонь. Довговічність, живучість та надійність гідросистеми забезпечує досконалість конструкції агрегатів, багаторазове резервування гідроприводу як джерела енергії – підвищує безпеку польоту, дозволяє автоматизувати керування польотом. При цьому екіпаж може здійснювати контроль роботи гідросистеми.

Використання гідроприводів на літаку викликано відносно малими розмірами та габаритами, малою інерційністю та великою швидкістю виконавчих механізмів. Гідравлічний апарат має масу та габарити у розмірі 10% габаритів та маси електричного агрегату такої ж потужності та призначення.

Гідравлічна система пасажирського літака забезпечує:

- управління літаком,
- роботу мереж прибирання-випуску шасі,
- повороту коліс передньої опори шасі,
- гальмування,
- вантажним люком,
- опорами під порогом вантажного люка,
- реверсом тяги двигунів,
- склоочисниками.

ГС літака є поєднанням двох частин:

- мережі джерел тиску;
- мережі споживачів.

Мережа джерел тиску призначена для створення робочого тиску, акумулювання енергії, регулювання тиску в системі, розподілу споживачів та розміщення деякого запасу робочої рідини. Номінальний тиск ГС становить – 150кгс/см<sup>2</sup> (15МПа).

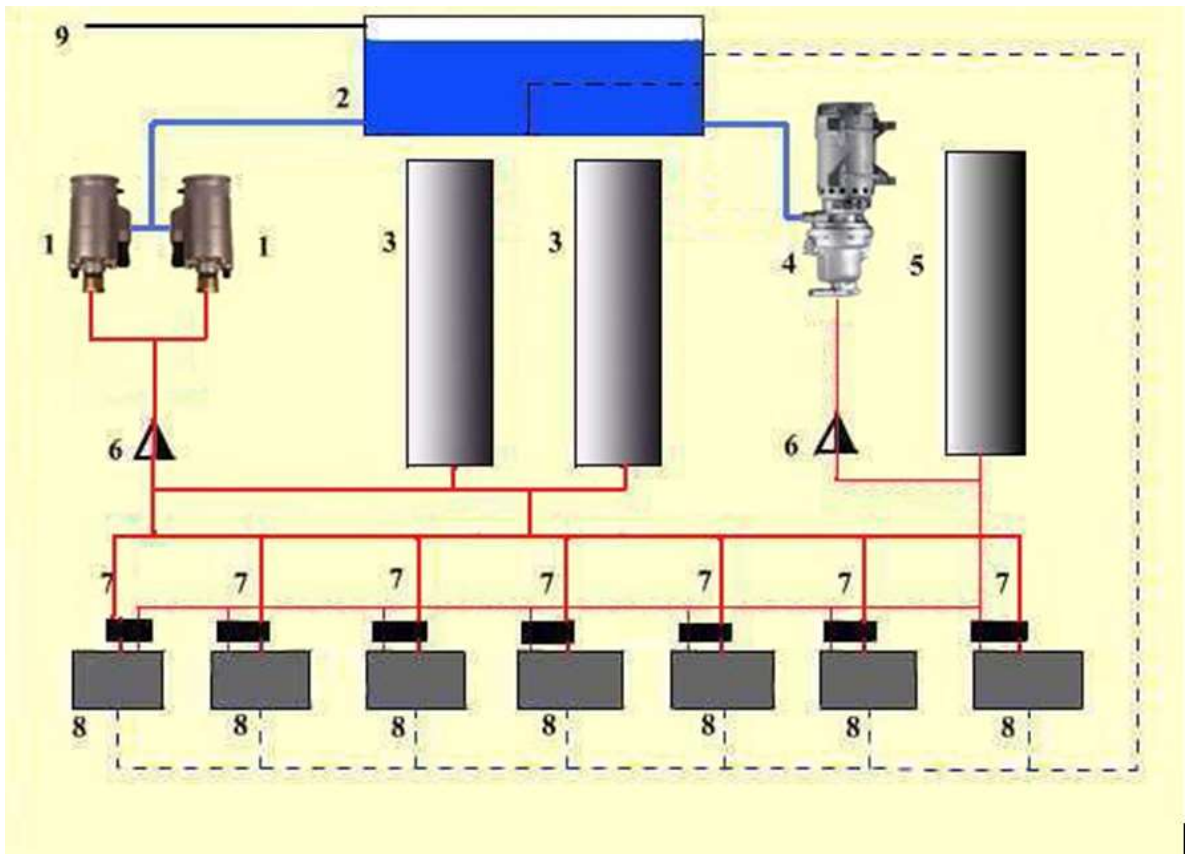
Мережа споживачів складається з окремих частин, кожна з яких призначена для приводу будь-якого механізму.

Багато споживачів живляться одночасно від кількох гідросистем. Це підвищує надійність їх роботи, тому що при виході з ладу однієї із систем споживач продовжує отримувати живлення від іншої системи.

Кожна рульова поверхня (закрилки, елерони, керма висоти, напрями) управляється від максимальної кількості гідросистем, що є на літаку, а відповідальні споживачі (закрилки, шасі тощо) - як мінімум від двох гідросистем (резервування). Менш відповідальні споживачі та споживачі, які працюють лише на землі, керуються від однієї гідросистеми.

Так, наприклад, літаком Ан-124 «Руслан» гідросистема складається з чотирьох автономних систем. Кожна із систем має своє основне джерело живлення – насос змінної подачі з приводом від основного (власного) двигуна літака. Насоси живлять робочою рідиною приводи систем керування літаком та механізації крила, механізм повороту коліс передньої опори, мережі керування передніми та задніми вантажними люками. Гальма підключені до трьох автономних гідросистем для підвищення надійності. У разі зниження тиску в напірних магістралях нижче за допустимий, для забезпечення нормальної роботи основних споживачів інші споживачі отримують менше робочої рідини або взагалі відключаються. У кожній автономній гідравлічній системі крім основних насосів передбачені резервні джерела живлення - автоматично або вручну гідротрансформатори, що включаються, турбонасосна установка і електропровідна насосна станція.

Гідравлічні системи в «чистому» вигляді в даний час знаходять все більш рідкісне застосування, оскільки поступаються електричним схемам зручності передачі командних імпульсів і необхідної масі трубопроводів (у порівнянні з електропроводами) при передачі однакової потужності.



**На рисунку 2.1 зображена типова схема гідросистеми з агрегатами**

Склад основних компонентів гідросистеми, де:

1. Гідронасоси; 2. Гідробак;
  3. Гідроакумулятори; 4. Аварійна насосна станція;
  5. Гідроакумулятор аварійної гідросистеми; 6. Зворотні клапани; 7. Гідрокрани підведення рідини до споживачів;
  8. Споживачі (гідропідсилювачі, гідроциліндри);
  9. Трубопроводи підведення тиску наддуву гідробака;
- Синій пунктир - лінія зливу.

Ліва гідросистема забезпечує: прибирання-випуск шасі, поворот коліс передньої опори шасі, аварійне і стоянку гальмування коліс, випуск-прибирання внутрішніх закрилків в основному і резервному режимах, випуск-прибирання предкрылков, випуск-прибирання кінцевих закрилків в резервному режимі, випуск-прибирання інтерцепторів № 4 і 6 на лівому і правому напівкрилах, випуск-прибирання дефлекторів стабілізатора в резервному режимі. Окрім цього; живлення приводу керма напряму, живлення гідропідсилювач лівой половини керма висоти, дублювання живлення гідропідсилювач правої половини керма висоти, відкриття і закриття вантажного люка, управління опорами під поріг вантажного люка, роботу лівого склоочисника, реверс тяги лівого і правого двигунів.

Права гідросистема забезпечує, резервний випуск шасі, гальмування коліс, випуск-прибирання кінцевих закрилків, випуск-прибирання інтерцепторів № 3 і 5 на лівому і правому напівкрилах, випуск-прибирання дефлекторів стабілізатора, дублювання живлення приводу керма напряму, живлення гідропідсилювач правої половини керма висоти, дублювання

живлення гідропідсилювач лівій половини руля висоти, роботу правого склоочисника. Для підвищення надійності в лівій гідросистемі конструктивно виділені, автономна мережа насосної станції і мережа з автономним гідроакумулятором. За відсутності тиску в лівій гідросистемі автономна мережа насосної станції забезпечує випуск-прибирання внутрішніх закрилків в резервному режимі, випуск-прибирання передкрилків, поворот коліс стойки передньої опори шасі, роботу лівого склоочисника. Мережа з автономним гідроакумулятором, за відсутності тиску в лівій гідросистемі, забезпечує реверс тяги лівого і правого двигунів, аварійне і стоянка гальмування коліс.

**До складу гідросистеми входять також:**

- Ручні насоси;
- Масляні фільтри – осушувачі, фільтри тонкого очищення;
- Дренажні баки;
- Запобіжні клапани;
- Теплообмінники;
- Штуцер заправки гідросистеми;
- Сигналізатори тиску;
- Трубопроводи, сполучна арматура;
- Прилади контролю та керування гідросистемою.

У лівій гідросистемі є електропривідна насосна станція і блок живлення з ручним приводом, які служать допоміжними джерелами тиску. Насосна станція забезпечує прибирання шасі при відмові двигуна на злеті, живлення споживачів автономної мережі насосної станції при відмові лівої гідросистеми або при відмові лівої і правої гідросистем, а також живлення робочою рідиною споживачів при наземному обслуговуванні літака і заряджання автономного гідроакумулятора. Насос з ручним приводом використовується для виконання операцій по управлінню вантажним люком при вимкнених інших джерелах живлення, а також для дозаправки гідробаків у польоті при розгерметизації однієї з гідросистем або при втраті рідини в процесі заміни переобладнання у разі відсутності засобів наземного обслуговування гідросистем.

Приводи систем управління кермом, гальмуванням коліс, управління поворотом коліс передньої опори шасі, склоочисником лівого льотчика, інтерцепторами і реверсом тяги двигунів мають перевагу по живленню, для чого в лініях нагнітання встановлені підпірні клапани, які перекривають подання робочої рідини до інших споживачів при зниженні тиску в системі нижче певної величини. Лінії нагнітання гідросистем можуть бути сполучені між собою при відкритті крану кільцювання, що забезпечує (за відсутності розгерметизації гідросистем) роботу обох гідросистем від одного насоса при відмові іншого або при останові одного з двигунів.

Дозаправка гідробаків робочою рідиною робиться закритим способом через клапан нагнітання, встановлений на бортовій панелі гідросистеми, або за допомогою ручного насоса з ємності із запасом рідини.

Електроживлення мережі джерел тиску здійснюється постійним струмом напругою 27В від аварійних шин РУ 27В лев. і основних шин ЦРУ 27В лев., ЦРУ 27В прав. і РУ 27В лев., а також змінним струмом напругою 200/115В від основних шин Г1, Г2 ЦРУ 200/115В лев., ЦРУ 200/115В прав. Захист ланцюгів живлення здійснюється автоматами захисту мережі АЗК і АЗРГК і запобіжниками ПМ, встановленими в даних розподільчих засобах. Комутаційна апаратура розташована в ЦРУ 27В лев., на щитку управління грузолоком і в РК кабіни екіпажу.

#### Переваги ГС

Гідропривід, тим не менш, має переваги в порівнянні з іншими типами приводів там, де потрібне створення значної потужності, швидкодія, точність позиційної виконавчих механізмів, компактність, мала маса, висока надійність роботи і розгалуженість приводу.

Висока питома потужність гідроприводу,

#### Переваги ГС

Гідропривід, тим не менш, має переваги в порівнянні з іншими типами приводів там, де потрібне створення значної потужності, швидкодія, точність позиційної виконавчих механізмів, компактність, мала маса, висока надійність роботи і розгалуженість приводу.

Висока питома потужність гідроприводу

Основні переваги гідроприводів

Висока питома потужність гідроприводу.

Відносно легко забезпечується можливість безступінчастого регулювання швидкості вихідної ланки гідроприводу в широкому діапазоні.

Висока швидкодія гідроприводу.



## Основні недоліки гідроприводу

Чутливість до забруднення робочої рідини та необхідність досить високої культури обслуговування. Забруднення робочої рідини абразивними частинками призводить до швидкого зношування елементів прецизійних пар у гідравлічних агрегатах і виходу їх з ладу.

Недоліком гідросистеми літака є порівняно велика маса робочого тіла, трубопроводів та агрегатів, залежність їхньої роботи від температури навколишнього простору. Ушкодження трубопроводів і агрегатів, через що втрачається герметичність, можуть спричинити викид рідини, а далі – відмов гідросистеми, можливе виникнення пожежі.

### 2.2. Агрегати гідросистем

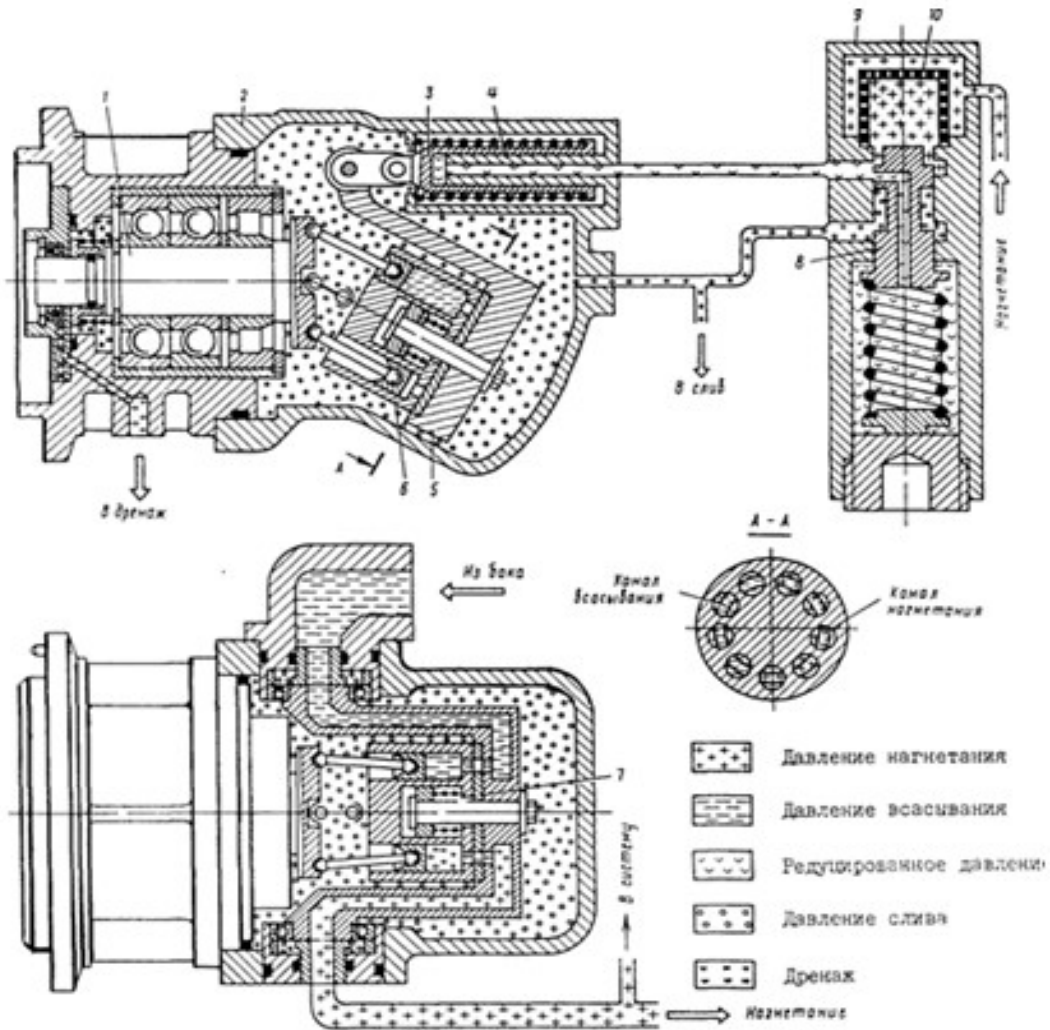
**Привід або гідравлічний двигун** є основним компонентом системи і здійснює передачу потужності від приводного двигуна до робочих органів. Обов'язковими елементами гідроприводу є насос та двигун.

Загалом, передача потужності в гідроприводі відбувається таким чином:

1. Привідний двигун передає крутний момент на вал насоса, який повідомляє енергію робочої рідини.
2. Робоча рідина по гідролінії через регулюючу апаратуру надходить у гідродвигун, де гідравлічна енергія перетворюється на механічну.
3. Після цього робоча рідина гідро лініями повертається або в бак, або безпосередньо до насоса.

**Насос** - гідравлічна машина (гідравлічний привід), що перетворює механічну енергію приводного двигуна на енергію потоку рідини, що служить для переміщення та створення напору рідин, механічної суміші - робочої рідини.

Стара назва – гідропомпа.



Насоси утворюють тиск робочої рідини 20...30МПа при швидкості обертання ротора до 5000об/хв, забезпечуючи швидкість подачі рідини від 4 до 90 л/хв.

Крім забезпечення необхідного тиску та витрати (подачі) при мінімальних масі та об'ємі насоси повинні забезпечити на виході мінімальну пульсацію тиску та витрати, щоб не викликати вібраційну напругу в трубопроводах та агрегатах, а також надійно працювати в широкому діапазоні температур від -65 до 180 °С .

**Насосні станції** встановлюються на літаки як дублюючі, аварійні джерела гідроживлення.

Всі вони мають незалежний електричний привід і включаються в роботу за командою пілотів або в автоматичному режимі, при зниженні тиску нижче за певне значення. В аварійному режимі насосні станції живлять не всі гідроагрегати, а лише ті, які необхідні для завершення польоту. У разі відмови основної гідросистеми (несправності гідронасосів або обрив трубопроводів) насосна станція живиться або від свого гідробака або мають спеціальний відсік в гідробаці основної гідросистеми.

Витрата рідини у насосних станцій набагато менше витрати гідронасосів, то відповідно і час спрацьовування гідроагрегатів значно більший. Так, якщо час випуску шасі на Ту-134 від основної гідросистеми становить 7-9сек., то від аварійної станції воно збільшується до 50 секунд.

**Турбонасосні установки** призначені для створення тиску рідини у польоті при відмові двигуна відповідної системи та для роботи споживачів гідросистеми на землі при непрацюючих двигунах.

Турбонасосна установка є гідравлічним насосом з приводом від повітряної турбіни. Привід турбонасосної установки здійснюється стисненим повітрям, яке відбирається від будь-якого працюючого двигуна або від ВСУ.

### Силові приводи

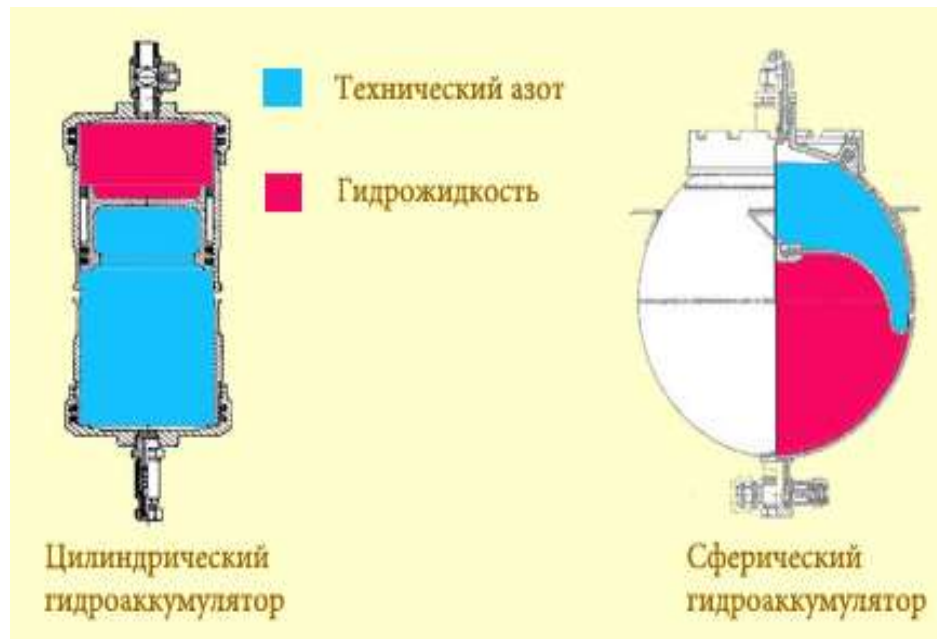
Як силовий привод гідравлічного насоса служать різні силові установки:

- двигун внутрішнього згоряння (ДВЗ);
- дизельні двигуни;
- електродвигуни.

### Гідравлічні акумулятори – гідротрансформатори

**Гідравлічним акумулятором називається** гідроємність, призначена для акумулювання енергії робочої рідини, що знаходиться під тиском, з метою подальшого використання цієї енергії в гідроприводі - створення тиску в гідросистемі у разі відмови в ній основних насосів або відмови двигуна за рахунок енергії суміжної гідросистеми.

При цьому передача потужності з однієї системи до іншої відбувається без обміну робочою рідиною.



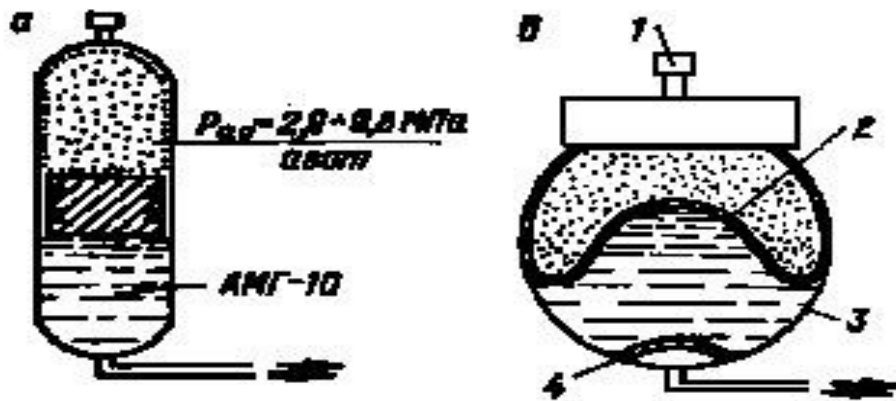


Рис. 4.3. Схеми гідроаккумуляторів:  
 а - с плаваючим поршнем, б - с мембраною, 1 -  
 обратный клапан, 2 - мембрана, 3 - стальной корпус,  
 4 - металлический грибок, предохраняющий  
 мембрану от вдавливания в штуцер.

**Гідроаккумулятор за конструкцією являє собою** циліндричний або кульовий балон, внутрішні порожнини якого розділені на частини вільноплаваючим поршнем або пружною гумовотканинною мембраною. Верхні порожнини гідроаккумуляторів заповнюються азотом, а нижні з'єднуються з магістраллю, що нагнітає. Під тиском робочої рідини поршень зміщується (мембрана прогинається) і стискає азот, акумулюючи запас енергії.

Витрата енергії відбувається, коли стислий азот, розширюючись, виштовхує рідину з гідроаккумулятора в систему.

Як бачимо з малюнка, циліндричний гідроаккумулятор має поршень, з одного боку якого знаходиться технічний азот з початковим тиском  $\sim 70\text{-}80\text{кг/см}^2$ , гідрорідина, що накачується гідронасосом. При споживанні витрати рідини стиснутий азот видавлює гідрорідину в магістраль нагнітання.

У сферичному гідроаккумуляторі межею розділу двох середовищ є гумова діафрагма, всередину якої також накачується азот з тиском  $\sim 30\text{-}40\text{кг/см}^2$ . З іншого боку на діафрагму тисне гідрорідина, що закачується гідронасосом. Принцип роботи такого гідроаккумулятора такий самий, як і циліндричного.

#### **Гідроаккумулятор виконує декілька функцій:**

- зменшує коливання тиску рідини, що викликаються роботою насоса, автомата розвантаження, розподільчих пристроїв та гідроприводів;
- короткочасно збільшує при включенні гідроприводу початкову потужність системи;
- служить аварійним джерелом енергії при відмові насоса;

#### **Гідравлічні підсилювачі (бустер)**

Гідравлічним підсилювачем називається пристрій, що переміщає золотник або інший керуючий пристрій гідравлічного виконавчого механізму і одночасно посилює потужність вхідного сигналу.

Гідравлічний підсилювач забезпечує в системах регулювання односпрямоване проходження сигналу від електромеханічного перетворювача до вихідного гідравлічного виконавчого механізму великої потужності.

Гідропідсилювачі використовуються для побудови високоякісних швидкодіючих гідравлічних та електрогідравлічних систем, що слідкують, і систем автоматичного регулювання.

Тиск рідини в напірній магістралі гідропідсилювачів може змінюватись від 7 до 300 кг/см<sup>2</sup>. Вага гідропідсилювачів знаходиться в межах від 0,3 до 20 кг. Потужність потоку рідини, керована гідропідсилювачем, може змінюватись в діапазоні від 1 до 206кВт, а коефіцієнт посилення за потужністю - в межах 300...300000од.

**Гідравлічний підсилювач має такі переваги** перед іншими підсилювальними пристроями:

- високу чутливість до переміщення вхідної ланки керування;
- високу швидкість виконання, практичне узгодження динаміки вхідної та вихідної ланок;
- велике зусилля, що розвивається, залежить тільки від тиску гідрорідини і діаметра циліндра виконавчого механізму.

### **Гідравлічні розподільні пристрої - гідроапаратура**

Розподільні пристрої призначені для спрямування потоку рідини до робочих порожнин силових агрегатів, захисту агрегатів і трубопроводів системи від підвищення тиску понад допустимого, а також регулювання доступу рідини до агрегатів.

#### **Основні конструктивні вузли розподільників бувають трьох типів:**

- клапанні;
- золотникові;
- кранові.

#### **Сполучна арматура**

Сполучна арматура складається - гідрокранів, хомутів, колодок - (кріпильних елементів) та сталевих та алюмінієвих трубок. Сталеві трубки використовуються у магістралі нагнітання та мають менший діаметр. Усі виготовлені з вогнестійких матеріалів.

#### **Гідрокрани**

Підведення гідрорідини в магістралі нагнітання до споживачів здійснюється через спеціальні гідрокрани, що мають електродистанційне керування.

Частина цих кранів керується екіпажем з кабіни пілотів за допомогою тумблерів, а деякі гідрокрани керуються автоматично за допомогою логічних схем.

#### **Система наддуву та дренажу**

Служить для створення надлишкового тиску в г/баку з метою підвищення висотності ГС та забезпечення надійної роботи г/насосів та насосної станції. Система наддуву та дренажу є загальною для всіх ГС.

У систему наддуву та дренажу входять:

фільтри – для поглинання вологи, що знаходиться в повітрі. У фільтрі знаходиться силікогель, який у міру зволоження стає блакитним, сірим, бузковим, жовтим, помаранчевим.

- фільтри – для очищення повітря від механічних домішок.
- редуктора – для зниження тиску повітря;
- запобіжні клапани, які відкриваються при тиску наддуву.
- гідрогасники.

Зважаючи на те, що обороти гідронасосів мають значну величину, близько 4000об/хв, усередині них відбувається наступний процес. При русі плунжерів (поршнів) на всмоктування, гідрорідина не встигає заповнити об'єм, що утворився за плунжером, в результаті чого всередині циліндриків обладнується вакуум, потім рідина різко надходить у об'єм, що утворився, відбувається схлопування вакуумної бульбашки, при цьому виникають великі руйнівні сили - гідроуду гідронасос.

### **Гідробак**

Гідробак (гідролічний бак) - ємність для зберігання робочої рідини.

Гідравлічні баки виконують такі функції:

- зберігання робочої рідини;
- відстій робочої рідини. Оскільки системи об'ємного гідроприводу дуже чутливі до забруднення робочої рідини, дуже важливим є очищення робочої рідини;
- охолодження робочої рідини.

Гідробак з наддувом — гідробак, в якому газ над рідиною знаходиться під тиском вище за атмосферний.

Для забезпечення максимального статичного напору гідробак встановлюється в найвищій точці. З г/бака здійснюють забір г/суміші основної та аварійної ГС.

**Гальмівна система** літака має, як правило, свою насосну станцію та свій гідроаккумулятор, що працює тільки на гальма.

На будь-якому літаку також є система гальмування стоянки, яка використовується при стоянці літака.

Тиск в системі гальмування стоянки забезпечується спеціальним гідроаккумулятором.

### **Трубопроводи гідросистеми**

Трубопроводи гідросистеми виготовляються з матеріалу:

- лінії високого тиску – нержавіючих сталей – 12X18H10T;
- лінії низького тиску – алюмінієво-магнієві сплави АМг2М.

З'єднання трубопроводів з арматурою та агрегатами виконується:

- за зовнішнім конусом – 74гр.
- за внутрішнім конусом – 24гр.

Кріплення трубопроводів здійснюється гумовими колодками та хомутами зі стрічкою металізації, для зняття статичної електрики. У рухомих з'єднаннях застосовуються шарніри.

Трубопроводи із сталі – не фарбуються.

Трубопроводи з алюмінієвих сплавів забарвлюються в сірий колір.

На трубопроводах наноситься інформація – призначення (злив, нагнітання, випуск, збирання), креслярський номер трубопроводу.

Сполучна арматура трубопроводів виготовляється з алюмінієвих та титанових сплавів (ВТ-6).

### 2.3. Прилади контролю

Прилади контролю здійснюють контроль наступних параметрів гідросистеми:

- рівня гідрорідини у гідробаках;
- Тиску гідрорідини;
- тиск газу в газових порожнинах гідроаккумуляторів;
- температури гідрорідини у гідробаках;
- засмічення фільтрів ліній зливу та нагнітання.

Прилади контролю забезпечують формування сигналів, що видаються на мнемокадр НУД, дисплей технічного обслуговування гідросистем (MDU) та аварійно-сигнальних повідомлень, що видаються на дисплеї EWD.

Система контролю рівня гідрорідини забезпечує вимірювання та індикацію рівня гідрорідини у гідробаках ГС1, ГС2, ГС3.

Система контролю тиску забезпечує вимірювання та індикацію поточного тиску гідрорідини та тиску газу в газових порожнинах гідроаккумуляторів ГС1, ГС2, ГС3.

Система сигналізації тиску забезпечує сигналізацію та наявність тиску гідрорідини в лініях нагнітання ГС1, ГС2, ГС3

Система контролю температури забезпечує вимірювання та індикацію поточного значення температури гідрорідини у гідробаках ГС1, ГС2, ГС3.

Система сигналізації засмічення фільтрів забезпечує контроль та сигналізацію засмічення фільтрів ліній зливу та нагнітання ГС1, ГС2, ГС3 за винятком фільтра заправки.

Контроль за роботою гідравлічної системи здійснюється вимірювальними приладами, світлосигнальними табло, елементами мнемосхеми. Елементи контролю розташовані на щитку гідросистеми, встановленому в кабіні екіпажа. Вимірювальні табло застосовані профільного типу і призначені: два датчики ИМД- 240 і два індикатори П-240Б(для виміру тиску рідини в лівій і правій гідросистемі), датчик ИМД- 240 і індикатор ИП-240Б (для виміру тиску азоту в автономному гідроаккумуляторі), датчик ДУ2-1(у лівому гідробаку) і ДУ2-2(у правому гідробаку), а також індикатори ИП1-23ПБ(для лівого гідробака) і ИП2-23ПБ(для правого гідробака), для виміру кількості рідини в лівому і правому гідробаках системи. Роботу светосигнальных табло і елементів мнемосхеми в основному забезпечують сигналізатори тиску, МСТВ - 1,2А - що замикає контакти при тиску більше 1,2 кгс/см<sup>2</sup>(0,12 МПа) в мережі наддування гідробаків, МСТ-60А - що замикає контакти при тиску більше 60 кгс/см<sup>2</sup>(6 МПа) робочої рідини в гідросистемі, МСТ - 100А - що замикає контакти при тиску більше 100 кгс/см<sup>2</sup>(10 МПа).робочій рідині за гідронасосами, МСТ-60А, що замикає контакти при тиску більше 60 кгс/см<sup>2</sup>(6МПа) робочої рідини за насосною станцією НС46-3.

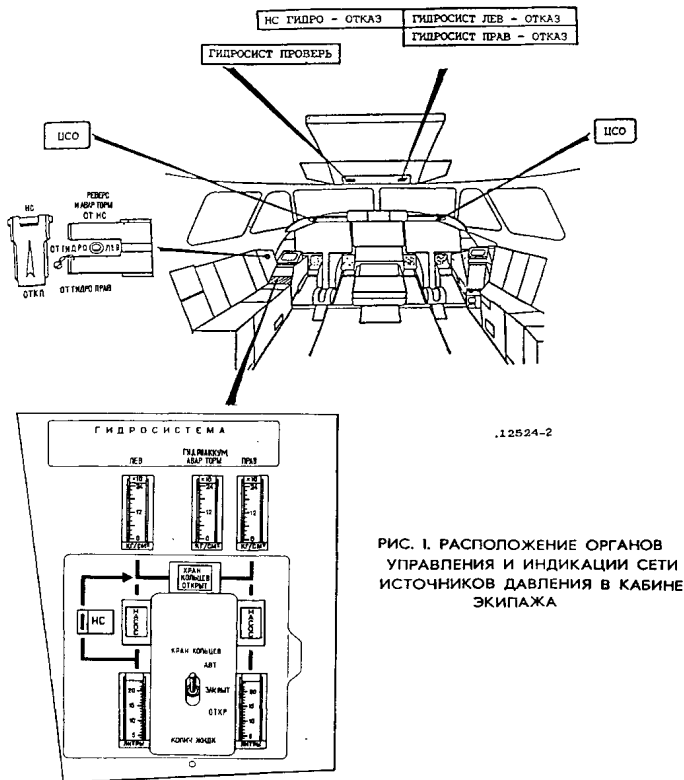


РИС. 1. РАСПОЛОЖЕНИЕ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ И ИНДИКАЦИИ СЕТИ ИСТОЧНИКОВ ДАВЛЕНИЯ В КАБИНЕ ЭКИПАЖА

Рисунок 2.3. Розташування органів управління і індикації

#### 2.4. Робоче тіло. Гідравлічна рідина

Гідравлічна рідина виконує декілька функцій:

- Передача енергії – є основною метою використання гідравлічної рідини. Для ефективної передачі гідравлічної енергії необхідна рідина, яка не стискається і легко протікає по гідравлічному контуру.

- Змащування - обладнання, яке використовується в гідравлічних системах, виготовляється, як правило, з високою точністю. Всі деталі, що рухаються, повинні бути відповідним чином змащені для мінімізації тертя і зношування. Гідравлічна рідина постійно використовується для цієї мети, як для передачі енергії.

- Захист - система має бути захищена від корозії.

- Охолодження – рідина повинна бути здатна розсіювати будь-яку кількість тепла, що виділяється у гідравлічній системі.

Здатність витримувати умови, що існують у системі - гідравлічна рідина має бути стійкою до впливу тепла та окислення, а також не повинна розкладатися з утворенням відкладень та шламів.



Рідина також повинна швидко відокремлювати воду та легко фільтруватися для видалення твердих домішок, повинна мати гідролітичну стабільність.

Гідравлічні рідини поділяють на:

- нафтові,
- синтетичні;
- водно-гліколеві.

Більшість масових сортів гідравлічних рідин виробляють на основі добре очищених базових масел, одержуваних з рядових нафтових фракцій з використанням сучасних технологічних процесів екстракційного та гідро каталітичного очищення.

Робочим тілом гідроагрегатів є капілярні рідини. Їх особливостями є високий об'ємний модуль стискування і в'язкості. Вони повинні відповідати таким вимогам:

1. Високі масляні властивості матеріалів пар, що тнуться.
2. Мінімальна залежність в'язкості від температури в робочому діапазоні температур.
3. Мала температура згущування.
4. Нейтральність до вживаних матеріалів.
5. Висока стійкість до механічної і хімічної деструкції.
6. Мала пружність насиченої пари.
7. Великий об'ємний модуль пружності.
8. Великий коефіцієнт тепло провідності і питомою тепло провідності, а також малий коефіцієнт теплового розширення.
9. Найбільш придатними в авіації слід рідкості:
10. Олія АМГ-10(92)
11. Робоча рідина 7-50С-3
12. FH – 15
13. Робоча рідина «Гідронікойл» FH-51

14. У більшості літаків робочим тілом гідросистеми є гідравлічна авіаційна олія АМГ-10. Багато в чому характер роботи системи залежить від властивостей цієї рідини.

15. Вона нейтральна до дюралюмінію та сталі, а в'язкість трохи змінюється за температурою. Рідина стає пожежонебезпечною при досягненні температури 120°C. На літаку Іл-86 застосовують негорючу вибухобезпечну рідину на основі мінеральних масел НГЖ-4, яка витримує температуру до 200°C

16. В таб. 3.1. приведені основні характеристики Олії АМГ-10(92)

Таблиця 2.1. Основні властивості

Характеристики	ГОСТ 6794-75
Зовнішній вигляд	Прозора однорідна рідина червоного кольору
Температура початку кипіння, З, не нижче	210
В'язкість кінематична мм	10

Стабільність олії після «озвучування» олії на ультразвуковій установці УЗДН- 1 або УЗДН-2Т на протязі 50 мін, % не більше	42
Щільність при 20 З, гс/мЗ, не більше	0,850
2 /з(сСт) При +50 З, не менше При - 50 З, не менше	1250
Кислотне число, мг КОНІВ на 1 г олії, не більше	0,03
Випробування на корозію	Витримує
Кінематична в'язкість після окислення мм <sup>2</sup> /с (сСт): При +50 З, не менше При - 50 З, не більше	9,5 × 10 <sup>-6</sup> (9,5) 1500 × 10 <sup>-6</sup> (1500)
Кислотне число після окислення, мг КОНІВ на 1г олії, не більше Ваговий показник корозії при випробуванні металевих пластинок упродовж 50 година, мг/см <sup>2</sup>	0,15 ±0,1
Наявність водорозчинних кислот і лугів	Відсутні
Масова частина механічних домішок, %, не більше	0,003
Наявність води	Відсутній
Температура займання, визначена у відкритому вогні З, не вище	93
Температура згущування, З, не вище	-70
Якість плівки олії після підігрівання його при температурі 65±1 З упродовж 4 годин	Плівка не має бути твердої і липкої на усій поверхні пластини

В процесі експлуатації в рідині відбувається накопичення механічних домішок в наслідку роботи металевих деталей, зношення захисних покриттів, стирання гуми ущільнювача. Усі ці чинники призводять до зменшення в'язкості рідини, збільшення її кислотного числа, погіршення чистоти, накопичення води, що вимагає часткової або повної заміни рідини. Періодичність заміни визначається в процесі підконтрольної експлуатації кожного конкретного літака.

Після удосконалення властивостей та відновлення виробництва АМГ-10 має наступні характеристики (табл.2.2.)

Таблиця 2.2 Склад олії АМГ- 10 після відновлення його виробництва 2000р.

Компонент	Процентний склад %	Виробник
Основа олії АМГ- 10 по ТУ 38.301-29-21-92	До 100	ООА «Лукойл-Волгоград-нафтопереробка»(блок КМ- 3)
Вініпол ВБ- 2 по ТУ 650РК05600294-21-95	До 9,0	ВАТ «Оргсинтез», м. Нижній Новгород, ВАТ «Кабид», м. Темиртау
Трикрезилфосфат технічний по ДСТУ 5728	0,4...0,5	-"-
Неозон А по ТУ6-14-202-74	0,3...0,35	-"-
Барвник жирорастворюваний темно-червоний марки ж по ТУ 6-14-37-80	До 0,01	-"-

Випробування нової олії АМГ- 10 виявилися позитивними, за винятком впливу олії на гуму В- 14-1 за двома з чотирьох показників. Збільшення маси гуми В- 14-1 перебільшує норму на 2-3%. Проте це збільшення відповідає допускам на ширину посадочних місць кілець ущільнювачів.

### Робочі рідини для амортизаторів шасі

Для амортизаторів шасі розроблено спеціальні рідини, які мають ряд антикорозійних інгібіторів і присадок, що сприяють збільшенню довговічності, стабільності характеристик і збільшенню мастильних властивостей.

Таблиця 2.3 Порівняння показників рідин, що застосовуються в амортизаторах шасі

Показники	АМГ- 10 (по ГОСТ 6794-75)	FH - 5FW
Зовнішній вигляд	Прозора однорідна рідина червоного кольору	Прозора рідина

Температура початку кипіння, З, не нижче	200	208
Кінематична в'язкість, сСт: При 50 З, не менше При 40 З, не менше	10 -	11,51 -
Кислотне число, мг КОНІВ на 1 г олії, не більше	0,03	0,035
Випробування на корозію	Витримано	Витримано
Температура займання, що визначається у відкритому вогні, З, не нижче	97	98
Щільність при температурі 20 З, г/см <sup>3</sup> , не більше	0,850	0,870

Фірма Shell випускає за цим стандартом рідини AERO - SHELLSFiLGF. За умови відсутності цих рідин дозволяється тимчасово застосовувати в амортизаторах рідин за стандартом MIL - 6083 или MIL - 5606.

### **Рідини вживані в гідросистемі Ан74-ТК300**

Основним джерелом тиску в кожній гідросистемі служить насос змінної продуктивності з приводом від двигуна. Номінальний тиск в гідросистемах - 150 кгс/см<sup>2</sup> (15 МПа). Робоча рідина - олія АМГ- 10. Загальна кількість робочої рідини в гідросистемах - 88 л

В якості робочої рідини в гідравлічній системі використовується мінеральна олія АМГ-10 ГОСТ 6794-75.

Зарубіжні замінники олії АМГ- 10 :

AeroShellFluid 41, RoycoMicronic 756D, BraycoMicronic 756D, AM - 1, HydraulicoilBB, Petrofluid 5606B(США), Castrolaero 585B, UnivisS13, YACCOLHM(Франція), MobileAeroHFD(фірмаMobiloil).

Рідина має бути сертифікована для сучасного літака, виробництво мастило тільки після ретельного дослідження її фізико-хімічних властивостей, вивчення її впливу на агрегати та матеріали ущільнювачів гідроагрегатів, дослідження її робітників на стендах в очікуваних умовах експлуатації літака.

Перед прийняттям рішення про застосування рідини її піддають таким випробуванням:

- лабораторним;
- стендовий;
- льотним, сертифікаційним;
- Експлуатаційним.

## 2.5. Основні відмови гідросистем при експлуатації

Гідравлічна система(ГС) є одним з найважливіших компонентів ВС, у зв'язку з цим необхідно приділяти велике значення її стану і в процесі експлуатації своєчасно виявляти і усувати відмови, оскільки ГС грає чималу роль в забезпеченні безпеки польотів

Що виникають в процесі експлуатації гідросистем сучасних повітряних суден відмови і ушкодження можна класифікувати унаслідок їх виникнення:

- 1) відмови, що виникають через помилку виготовлення пристроїв;
- 2) відмови і ушкодження, обумовлені порушенням умов роботи;
- 3) відмови і ушкодження, виявлені в гідроагрегатах в процесі експлуатації з дотриманням вимог технічної документації і пов'язані з недостатнім знанням фізико-хімічних процесів в матеріалах, елементах і схемах пристроїв, інших чинників, не врахованих при проектуванні.

### Опис причин виникнення відмов :

1. Недотримання конструкторської і технологічної документації при виготовленні, застосування матеріалів і елементів низької якості, неякісний контроль виробів в процесі їх виробництва. Подібні відмови відносяться до конструктивно-виробничих і проявляються вони, як правило, в початковий період експлуатації ВС або після виконання капітальних ремонтів. Це обумовлює проведення відповідних заходів по їх усуненню(найчастіше у вигляді доопрацювань конструкції або пристроїв, а також виконання профілактичних заходів в процесі експлуатації);

2. Недбала експлуатація з недотриманням правил експлуатації, вказаних в технічній документації. Подібні відмови носять випадковий характер і можуть проявляються протязі усього періоду експлуатації. Тому їх усунення можливо лише за умови виявлення причин їх появи, аналізу і вивчення умов роботи агрегатів в гідросистемах, обліку усіх експлуатаційних чинників, що впливають на зміну технічного стану виробів, визначення оптимальних режимів профілактичного обслуговування. Отже, усунення подібних відмов связанос проведенням додаткових досліджень в експлуатаційних або лабораторних умовах, вивченням реальних умов експлуатації;

3. Усунення відмов у зв'язку з недостатнім знанням фізико-хімічних процесів в матеріалах, елементах і схемах пристроїв, інших чинників, не врахованих при проектуванні, вимагає додаткового вивчення залежності протікаючих процесів від чинників, які на них впливають закономірностей зміни характеристик елементів за заданих умов і режимів експлуатації і зважених при проектуванні.

Статистичний аналіз експлуатації гідросистем ВС різних типів показує, що більше 90% усіх відмов складають часткові відмови гідроагрегатів, які не призводять до відмови усїєї системи, а лише близько 10% - повні відмови, що впливають на безпеку польотів. До них відносяться повні відмови резервних каналів що мають, як правило, ідентичну фізичну основу, і що відрізняються тільки за своїми результатами, а також тим, де вони виникли : в резервованому або нерезервованому гідроприводі.

Більшість відмов гідроприводів(до 50%) зв'язана з виходом з ладу ущільнень рухливих елементів і нерухомих з'єднань. До відмов механічних елементів гідросистем відносяться руйнування, потертості, корозія трубопроводів і з'єднань, корпусів агрегатів і тому подібне. Наприклад, втомні руйнування трубопроводів виникають найчастіше по тій, що утворює і обумовлені коливаннями тиску робочої рідини, і поперечні, такі, що з'являються із-за поперечних коливань і вібрації в місцях вигинів з великою кривизною.



Малюнок 2.4 Основних видів руйнувань трубопроводів гідросистем :  
а - при поперечних коливаннях; би - біля опори; у - уздовж тієї, що утворює при  
пульсаціях тиску

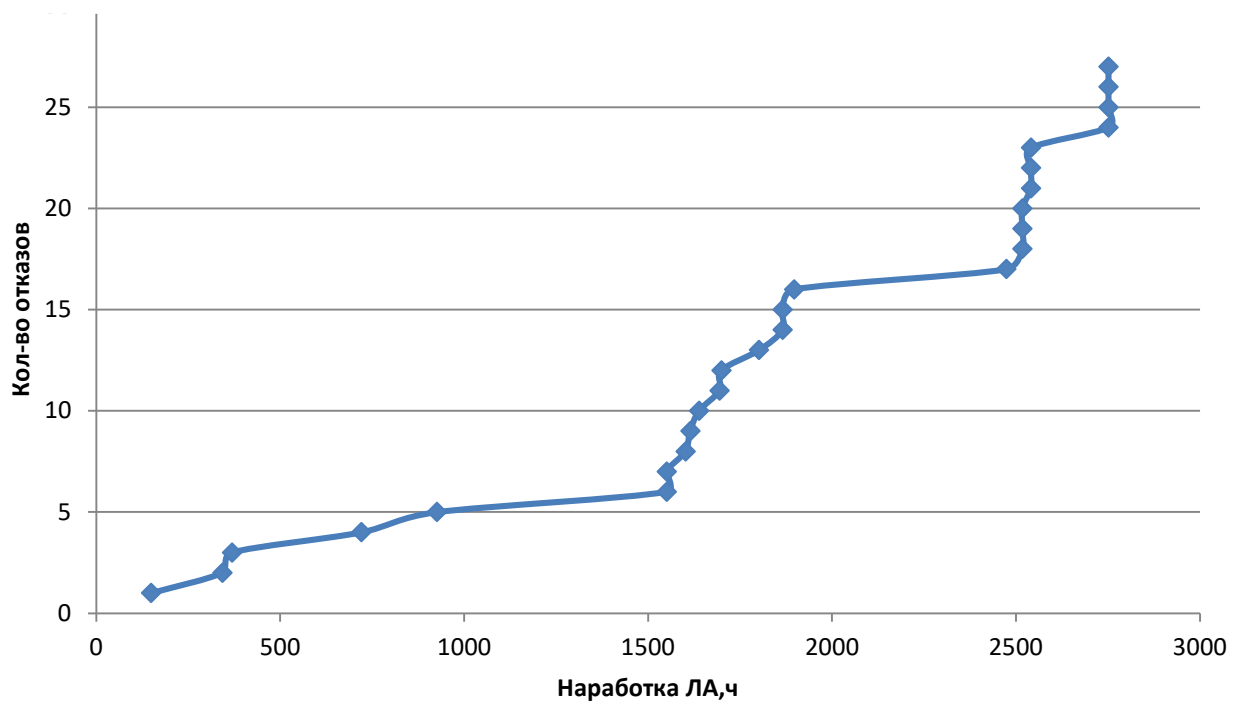
Основний вид відмов гідромеханічних розподільних пристроїв - підвищене зусилля їх начального страгування(до 60%), у тому числі і заклинювання золотників. До 20% відмов золотникових пристроїв, зв'язано з витоками рідини по ущільненнях приводу золотника. Значна частина відмов гідроагрегатів, електричних елементів управління що мають, пов'язана з їх ушкодженнями при справному золотниковому пристрої.

У гідросистемах сучасних ВС використовується велика кількість гідро і електро-гідравлічних агрегатів із золотниковими і плунжерними парами, таких, що мають дуже малі проміжки(5...10 мкм), що обумовлює особливі вимоги до чистоти робочої рідини. Попадаючи

такі проміжки сторонніх часток приводить не лише до збільшення сил тертя, зміні часу спрацьовування або навіть до заклинювання зв'язаних пар, але і до порушення їх поверхневого шару, подряпин, підвищеного зносу, а отже, до порушення нормальної течії рідини, збільшення внутрішніх витоків в системі.

До порушення нормальної роботи гідросистеми часто призводить попадання повітря в систему. Воно веде до збоїв в роботі насосів, сприяє виникненню кавітації, а в гальмівній системі викликає зниження ефективності гальм, збільшення часу їх спрацьовування, що призводить до перегрівання гальм і їх відмови. Найчастіше повітря потрапляє в систему із-за недотримання елементарних норм і правил обслуговування, а видалення повітря з системи є трудомістким і складним технологічним процесом.

Проаналізувавши дані залежно від напрацювання по льотному годиннику, кількості посадок і етапах виявлення можна скласти графіки:



Малюнок 2.5. Відмов трубопроводу від напрацювання ЛА по льотному годиннику

#### Причини відмов.

Найбільша кількість відмов була пов'язана з тріщиною накидної гайки і як наслідок протікання гідрорідин, також при оглядах були виявлені забоини і негерметична в трубопроводах.

У усіх випадках була вироблена заміна трубопроводу.

А також велика кількість відмов була пов'язана з не включенням електродвигуна на етапі випуску шасі, а так само з великою кількістю сторонніх часток як металевих так і органічного походження в робочій рідині гідросистеми, що привели до підклинювання золотника регулятора подання. Усі відмови проявлялися в падінні тиску в гідросистемі і заклинюванню окремих елементів(не прибирання шасі, не випуск закрилків і так далі).

У більшості випадків була зроблена заміна НС46-3.

### АНАЛІЗ ВІДМОВ І НЕСПРАВНОСТЕЙ І СПОСІБ ЇХ УСУНЕННЯ

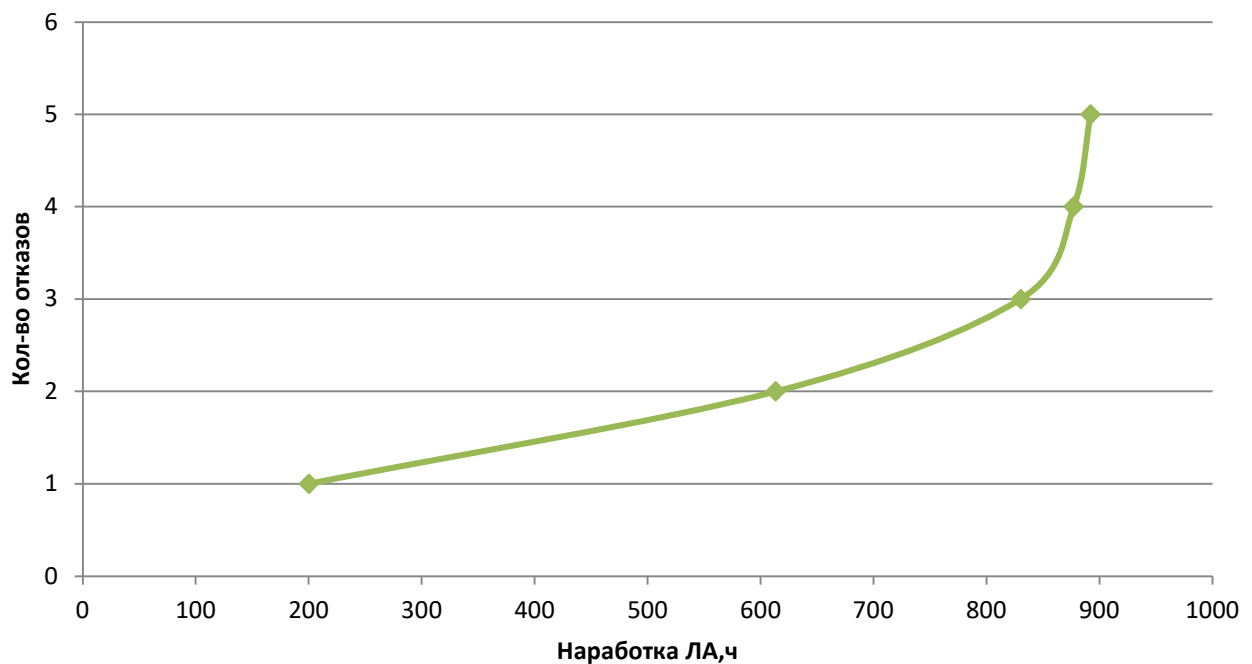
Несправність	Причини несправності	Спосіб усунення несправності
Витік масла з апарату	Гідравлічні сполуки має зазор	Закрутити або замінити з'єднання
	Витік у циліндрі	Звернутися до сервісної служби
Гідравлічна система не функціонує	Відключено або пошкоджено гідравлічні шланги або кабель живлення	Перевірити підключення та пошкодження шлангів та кабелів
Витік масла з гідравлічної системи та низький тиск	Один або кілька роз'ємів гідравлічної системи мають зазори	Закрутити з'єднання або замінити їх
Витік масла з гідравлічної системи та низький тиск	Недостатньо олії в баку	Додати олію
Витік масла з гідравлічної системи та низький тиск	Присутність бульбашок повітря у гідравлічній системі	З'єднати між собою роз'єми гідрошлангів та запустити гідравлічну систему на 30 секунд
Витік масла з гідравлічної системи та низький тиск	Присутність бульбашок повітря у гідравлічній системі	Злегка розкрутити гвинти спуску в циліндрі, підвищити тиск до появи олії, закрити гвинти.
Витік масла з гідравлічної системи та низький тиск	Присутність домішок у гідравлічній системі	Звернутися до сервісної служби
Торцівник не працює	Відсутнє електроживлення або мікроконтакт знаходиться у відкритому положенні	Перевірити електроживлення та стан мікроконтакту
Не працює нагрівальний елемент	Відсутнє електроживлення	Перевірити підключення до електроживлення
Нагрівальний елемент не нагрівається до робочої температури	Пошкоджено температурний зонд	Замініть кабель, замініть нагрівальний елемент
Нагрівальний елемент не нагрівається до робочої температури	Пошкоджено опір	Замінити нагрівальний елемент
Відмова у роботі гідравлічного циліндра будь-якого механізму при	А) Неправильно відрегульований золотник	А) Відрегулювати золотник регулювальним гвинтом важеля



нормальному тиску в системі		
Відмова у роботі гідравлічного циліндра будь-якого механізму при нормальному тиску в системі	Б) Зламани пружини золотника	Б) Перевірити та замінити пружину
Відмова у роботі гідравлічного циліндра будь-якого механізму при нормальному тиску в системі	В) Заклинився плунжер золотника	В) Перевірити золотник, якщо заїдання буде виявлено, розібрати золотник і усунути причину
Відмова у роботі гідравлічного циліндра будь-якого механізму при нормальному тиску в системі	Г) Заклинився штовхач, що коливається, на пульті управління при натисканні	Г) Перевірити та усунути причину
Відмова у роботі гідравлічного циліндра будь-якого механізму при нормальному тиску в системі	Д) Зношувалася манжета або поламаний шток гідравлічного циліндра	Д) Перевірити та замінити манжету або шток
Відмова у роботі гідравлічного циліндра будь-якого механізму при нормальному тиску в системі	Е) Течія масла в з'єднаннях трубок між циліндром і золотником або поломка трубок	Е) Перевірити та усунути
Сильне піноутворення в олії	А) Низька якість масла, що довго пропрацювала, а також занадто густа олія в холодну погоду	А) Замінити масло
Сильне піноутворення в олії	Б) Наявність повітря у системі	Б) Підтягнути гайки на всмоктувальному трубопроводі до насоса
Сильне піноутворення в олії	В) Зламана пружина ударної головки штока	В) Перевірити та замінити пружину
Сильне піноутворення в олії	Г) Заклинилася кулька або штовхач у перепускному клапані	Г) Перевірити та усунути причину
Нагрівання насоса	А) Несправність насоса	А) Перевірити та замінити насос
Нагрівання насоса	Б) Приробіток відремонтованого насоса	Б) Якщо нагрівання зменшується з часом, це можна вважати нормальним; якщо збільшується – зняти та перевірити насос

Нагрів олії в системі	А) Олія не переливається через перепускний клапан	А) Перевірити, чи відкривається перепускний клапан
Нагрів олії в системі	Б) Дуже високий тиск у системі при неправильному регулюванні акумулятора	Б) Відрегулювати ударник штока так, щоб олія переливалася

Проаналізувавши дані в залежності від наробітку за літнім часом, кількості посадок і етапах виявлення можна скласти графіки:



Малюнок 2.6. Відмов індикатора тиску по напрацювання ЛА по льотному годиннику

**Причини відмов.**

Найбільша кількість відмов полягала в тому що не працювало підсвічування індикатора тиску гідросистеми, а так само в декількох випадках були виявлені неправильні показання приладу.

Усі неполадки були усунені шляхом заміни елемента підсвічування і заміни індикатора тиску.

### **Висновк**

Для попередження відмов в роботі агрегатів гідросистем, необхідно приділяти велику увагу забезпеченню контролю чистоти робочої рідини. Забруднення робочих рідин гідросистем різними домішками знижує надійність і термін служби гідроагрегатів. Залежно від якості чистоти рідини термін служби гідроагрегатів може бути збільшений або понижений

у декілька разів. Також необхідно детальніше відноситися до контролю чистоти і герметичності фільтрів в процесі експлуатації. В процесі фільтрації рідини відбувається засмічення елементу(ФЭ), що фільтрує. При цьому знижується пропускна спроможність ФЭ із-за забруднення парових каналів, погіршується якість очищення внаслідок проходження частини рідини через перепускні клапани при збільшенні перепаду тисків на фільтрі або втрати їх герметичності при деформації(руйнуванні). Отже, при ТЕ гідросистем необхідно виконувати періодичний контроль чистоти і герметичності фільтр елементів. Для запобігання небезпеки виникнення пожежі на борту літака, внаслідок порушення герметичності ГС, потрібно в якості робочого тіла використовувати пожежобезпечну гідро життєвість. При експлуатації трубопроводних магістралей необхідно приділити велику увагу культурі технічного обслуговування, через поганий її рівень виникають ушкодження трубопроводів. Низька якість технічного обслуговування найчастіше є причиною відмов гідросистем, і може призводити до небажаних наслідків.

### **3. Забезпечення безпеки польотів при відмові елементів гідравлічною системи**

#### **3.1. Аналіз відмов компонентів гідравлічною системи**

Вдосконалення авіаційної техніки , що призвели до значного підвищення вимог до надійності їх функціональних систем, відмови яких впливають на безпеку польотів. До таких систем належать і гідравлічні системи ЗС.

Рішення проблеми надійності може бути здійснено тільки при комплексному підході до ній: проблема надійності повинна вирішуватись на етапах проектування, виготовлення та експлуатації ВС.

Гідравлічні системи присутні практично на всіх типах повітряних судів . У легкій авіації або авіації спільного призначення , використання гідравлічною енергії може бути обмежено застосуванням тільки колісних гальм. У більш великих і більше складних літаках деякі системи можуть бути використано , щоб забезпечити механічний привід широкого спектру компонентів та систем. Наприклад, вони можуть включати первинні та вторинні системи управління польотом, шасі, напрямком коліс, гальмами коліс, реверсором тяги та вантажними дверима.

Як слідство , при зростанні потужності гідравліки , цілісність гідравлічних систем стає дедалі більше критичної для безпеки польоту . Через важливість гідравлічних систем, передбачено багато конструктивних особливостей, резервування щоб забезпечити надійність та керованість літака у разі одного або кількох відмов. Для этого часто використовують дві або більше гідравлічних систем.

Кожна система має різні джерела тиску робочого середовища та виробництва енергії. Ця енергія передається робочої рідиною через систему конкретних гідравлічних ліній та використовується для забезпечення роботи двигунів і приводів , пов'язаних з цією системою.

У конструкції сучасного літака число трубопроводів складає кілька тисяч , а їх сумарна довжина кілька кілометрів. Існуюче часом думка про незначне впливі трубопроводів на надійність всією конструкції призводить до недооцінки їх ролі у системі забезпечення безпеки польотів літальних апаратів (ЛА). За даними статистики до 65% усіх відмов та несправностей літаків пов'язані з роботою гідравлічних, паливних та повітряних систем. З них до 40% припадає на гідравлічні системи. Найбільш слабкими елементами цих систем виявляються трубопроводи та їх з'єднання. Практика показує, що основна причина несправностей трубопроводів (до 90%) – це розгерметизація з'єднань та розриви труб, зазвичай у місцях згинів та кріплень. Більшість руйнувань носить яскраво виражений багаточисловий характер втоми. Втома міцність суттєво залежить від ряду технологічних факторів. Це, перш за все

всього, монтажні напруги та початкові геометричні неправильності (овальність і різниця) криволінійних ділянок труби.

Експлуатацію трубопроводів ЛА відрізняє високий рівень вібронпруженості. Поряд з характерними статичними та квазістатичними силовими, монтажними, інерційними, температурними навантаженнями діють потужні кінематичні впливи та вібрації. Кінематичні впливи пов'язані з коливальними рухами елементів корпуси ЛА, агрегатів, силових установок. Для них характерний порівняно низький частотний спектр (до 80-100 Гц) і, як правило, високий рівень амплітуд. Джерелами вібрацій служать пульсуючий внутрішній потік, механічні та гідравлічні удари. Характеристики пульсацій багато в чому залежать від конструкції та режиму роботи насоса, їх відрізняє спектр більше високих частот (200-450 Гц).

В реальних умовах діє комплекс статичних та динамічних навантажень. Сукупність навантажень характеризує заданий режим навантаження та визначає рівень вібрацій та вібронпруженості. Критерієм втомної міцності трубопроводу є величина віброннапруг. Вдосконалення конструкцій ЛА пов'язане з інтенсифікацією робочих процесів, з жорсткими обмеженнями на вагу. Прагнення до вагового досконалості зумовлює застосування тонкостінних труб. Для виготовлення трубопроводів ЛА широке поширення набули безшовні холоднотягнуті та холоднокатані труби з високоміцних сталей, міді, алюмінієвих та титанових сплавів із товщиною стінки від 0,5 до 1,5 мм, зовнішнім діаметром  $d=6-40$  мм (труби  $d>40$  мм, як правило, штампосварні).

Додатковий вага конструкції, до якого неминуче приводили гідроциліндри, виправдовували себе повністю, оскільки нічого кращого на той момент не існувало. Але гідроциліндри тоді не являли собою незалежні конструкції та потребували забезпечення їх робочою рідиною. Була застосована філософія бакових гідравлічних систем, тобто живлення робочим тілом здійснюється з одного джерела та по трубопроводах розподіляється на споживачі. В цілях підвищення льотної придатності, іноді навіть на шкоду експлуатаційній технологічності, широке поширення набуло резервування гідросистем. Тобто функцію системи яка відмовила повністю або частково (залежно від технічної реалізації конструкторській думки) брала на себе сусідня гідравлічна система. Бакова схема зі зростанням рівня технічного знання ставала все більше наукомісткою і наблизилася до досить високого рівня надійності. Прикладом цього є дуже цікаві технічні рішення, знайдені на різних типах повітряних судів.

Так, наприклад, на Іл-86 було розроблено та впроваджено в масове виробництво турбонасосні установки (ТНУ), які в екстремому випадку при відмові всіх гідравлічних насосів, як відцентрових від коробки приводів, так і електричних, здатні створити необхідне робоче тиск у 210 атм (або 3000 psi) у гідравлічній системі. Зарубіжними компаніями були розроблені пристрої, які за рахунок однієї робочої системи здатні створити необхідне робоче тиск в іншій. Подібний пристрій називається PTU (Power Transfer Unit) і використовується на літаках фірми Airbus. Щось подібне використовує і Boeing, але з деякими обмеженнями.

Підвищуючи льотну придатність та експлуатаційну технологічність, гідравлічні системи забезпечуються датчиками температур, датчиками тиску, а так само пристроями, здатними у випадку раптової розгерметизації системи заблокувати магістраль, що представляє загрозу для існування всією системи в цілому. Принципи цієї системи вже застосовуються на сучасних літальних апаратах.

Але, з'явилися нові напрямки розвитку гідравлічних систем. Наприклад, на літаку фірми Boeing B-767-300 в системі відкриття ступок реверсу вже використовуються гідравлічні моноблоки (Thrust Reverser Power Pack). Основна перевага таких гідравлічних моноблоків полягає в абсолютній незалежності їх функціонування від загальної гідросистеми літака та здібності переміщати стулки вагою близько 400 кг, використовуючи лише літакове електроживлення. Подібні моноблоки вже показали своє домінування над баковими гідравлічними системами. Їх раціональне використання може поступово привести до того, щоб відмовитися від бакових систем, які служили авіації довгі роки.

### 3.2. Наслідки відмов гідравлічних систем та шляхи зниження їх впливу на БП

Відмови або ушкодження гідравлічною системи можуть призвести до тяжких, з точки зору забезпечення БП, наслідків :

- Втрата контролю над ЗС
- Часткова або повна втрата управління конкретними кермами
- Відмова автопілота
- Вплив на функціонування інших систем (наприклад, через розрив гідравлічного трубопроводу)
- Втрата можливості посадки в умовах низької видимості через відмову автопілота або керування польотом
- Проблеми з нормальним випуском шасі
- Неможливість прибирання шасі
- Неможливість випустити/прибрати механізацію : закрилки або передкрилки
- Зниження здатності гальмування під час посадки
- Відмова систем протиковзання
- Неможливість приведення в роботу реверсорів тяги
- Втрата управління напрямом коліс

У таблиці 3.1. приведені Статистичні дані щодо відмов та несправності гідравлічних систем деяких типів літаків

Таблиця 3.1.

Статистичні дані щодо відмов та несправності гідравлічних систем (за тимчасовою інтервал часу з 2003 по 2006 рік )																	
Відмови Роки	2003				2004				2005				2006				
	Різні течі в ГС ( негерметичність )	1 14	2 28	3 5	4 23	1 9	2 43	3 11	4 34	1 10	2 68	3 7	7 30	1 37	2 116	3 9	4 25
Падіння тиску в ГС	8	13	12	33	14	14	16	32	13	17	17	33	31	19	16	24	
Збої у роботі насосних станцій ГС	7	8	2	12	4	3	1	14	13	7	2	15	16	6	5	28	
Немає зростання тиску в ГС під час запуску АТ	2	3	7	14	1	2	6	32	-	2	4	15	1	3	1	9	

Де: 1- Ту-134; 2- Ту-154 ; 3- Іл-86 ; 4- Іл-96-300.

Як видно з наведених вище статистичних даних, що найчастіше зустрічають - ся дефекти (для літака Ту-134) проглядаються за трьома параметрами, які пов'язані з чистотою гідравлічною рідини. На чистоту гідрорідини сильно впливає як безпосередньо закачуване робоче тіло, так і переміщення рідини по багатометровим трубопроводам. Перехід до моноблокової гідравлічною системі як мінімум вдвічі прибере цю проблему, зважаючи на ліквідації одного з джерел забруднень.

Випадки негерметичність також зможуть значно зменшитися, оскільки потенційні джерела течі будуть видалені (трубопроводи , місця згинів та з'єднань ). Простеживши ж випадки з «невстановленими причинами дефектів» та вивчивши їх, ми зможемо впевнитися, що вони так чи інакше пов'язані з параметрами, що вимірюються в баковій системі. А блукаючи

дефекти виникають з огляду на те що бакова гідравлічна система – це складна, постійно динамічно змінна система.

Системи моноблочної гідравлічною філософії виявляють собою простоту протікаючих у них процесів. Представляючи з себе лише керуючий блок, електрогідромотор та гідроциліндр із власною робочою рідиною, моноблок відносно простий у зчитуванні з нього параметрів, стеження за динамікою роботи та ін. Моноблоки також значно зручніше з точки зору експлуатації.

Провівши лише поверхневе оцінювання переваг подібною системи, можна знайти їй досить широкий спектр застосувань. Продовжуючи вивчати технічні досягнення в даному напрямі, наша увага торкається системи Iron Bird фірми Airbus. Вона передбачає металевий каркас літака, на малі кермові поверхні якого змонтовані гідравлічні моноблоки. Кожен моноблок має своє власне робоче тіло – свій гідро двигун. Таким чином кожен гідроциліндр вже є незалежною гідросистемою. З огляду чого відсутність центральних гідробаків, відсутність кілометрових труб призводить до суцільно вентильного виграшу у вазі .

Вирішується проблема з нескінченними течами гідротрубок у місці з'єднань та у робочих магістралях. Стає доступним метод багаторазового резервування системи. Адже протягнути додатковий провід від управителя пристрої до виконавчого механізму набагато простіше, легше і надійніше. Для збільшення ж експлуатаційної надійності можливо дублювання тросовими проводками. Розвиток авіаційної техніки в даному напрямку значно підвищить параметри збереження льотних придатності.

Управління малими кермовими поверхнями за рахунок безбаковий гідравлічною системи дозволить більш точно здійснювати контроль за зміною параметрів, що забезпечить більше точне відстеження роботи системи в реальному часу.

Нині існуючих гідравлічних системах відстежуються наступні параметри :

- температура робочого тіла (дозволяє визначити правильність роботи гідронасосів і повідомляє про перегрівання, оскільки при перепідвищенні в 140° температури у НГЖ4 і НГЖ5у відбувається розкладання ортофосфорної кислоти (складова практично всіх гідравлічних рідин сучасних літаків) на складові твердих фракцій , що сприяє забрудненню гідравлічною системи в цілому та засмічення агрегатів, що входять до неї; визначення рівня рідини (дозволяє запобігти роботу гідронасосів у «сухому» режимі, що призводить до перегріву та розрушенню агрегатів);
- датчики тиску, що дозволяють визначити достатній рівень тиску для роботи агрегатів ( як правило величина цього тиску становить 210 АТМ чи 3000psi).

Але контроль цих параметрів не дозволяє врахувати всі потенційні небезпеки, які можуть виникнути при переміщенні робочого тіла по численним, багатометровим трубкам, які містять багато з'єднань, вигинів та ін.

В останні роки ВПС, флот та армія США спільно з авіаційною промисловістю завершили виконання низки контрактів та науково-дослідних робіт, які можуть забезпечити зменшення вразливості систем управління майбутніх літаків. До них відносяться:

1. Розробка логічних блоків гідравлічної системи управління, що забезпечують виявлення витіку та відключення пошкоджених гілок. До складу такої системи входять клапани перекриття гілки гідросистеми, датчики рівня робочої рідини в гідробачках та датчики тиску в лініях зворотного зв'язку. Автоматичний пристрій перекриття гілки гідросистеми здатний виявляти витік робочої рідини як в помірних, так і в незначних кількостях в умовах нормальної роботи гідросистеми або при пошкодженні в бою. Датчик рівня робочої рідини в гідробачці є не тільки приладом контролю, але й забезпечує відключення менш важливих ділянок гідросистеми у разі, якщо рівень рідини в бачку опускається нижче за встановлений. Датчик тиску рідини в лінії зворотного зв'язку додатково подає сигнал резервну гідросистему і запобігає її підключення до пошкоджених ділянок основної гідросистеми. Ці заходи забезпечують збереження рідини у працездатних частинах гідросистеми. Такий підхід до підвищення живучості системи управління реалізований на винищувачі McDonnell - Douglas F -15 " Eagle ".

2. До складу гідравлічних та електрогідравлічних систем управління входить значна кількість гідроприводів та протяжні магістралі їх живлення. Їхні бойові пошкодження можуть супроводжуватися пожежею, умови виникнення та розвитку якої ускладнюються в тих випадках, коли можливий контакт витікаючої з пошкоджених трубопроводів і агрегатів гідросуміші з нагрітими частинами конструкції двигуна та елементами електропроводки. Ситуація погіршується тим, що струмінь рідини, що витікає з пошкодженого силового приводу, може мати дуже високий тиск (до ста і навіть двохсот атмосфер), що збільшує зону поширення рідини, диспергування і власну руйнівну дію. Зниження пожежонебезпечності гідроприводів може бути забезпечене розробкою нових типів малогорючих і важкозаймистих гідрорідин (цілком неприпустимо реалізоване на деяких літаках минулого покоління використання як робочої рідини палива).

### 3.3. Аварії та інциденти

- DC10, польоту за маршрутом, диверсія Су-Сіті США, 1989 (AW LOC ПОЖЕЖА) спроби вимушеної посадки, за яким пішла пост аварії пожежі.
- A340 , Гельсінкі Фінляндія , 2009 ( AW ) ( 22 червня 2009 року ,Airbus A340-300 експлуатувався Фіннейром зазнала один збій тиску в шинах під час зльоту на регулярних пасажирських рейсах в Гельсінкі і несправності оцінюються як конструкція. політ продовжувався до пункту призначення і провели денну посадку там у нормальній видимості без подальшого пошкодження повітряного судна. посадки, літак було зупинено на злітній смузі, а потім відбуксували у ворота. Ніхто не був травмований у цьому інциденті. )
- CRJ1 , Саутгемптон Великобританія, 2007 ( RE ВЧ AW ) ( 17 січня 2007 року Bombardier CRJ 100 експлуатувався французькою авіакомпанією Brit Air на заплановану ніч пасажирський рейс з Парижа CDG до Саутгемптона не міг бути спрямовано контрольованим після приземлення на сухій поверхні вітрах і пішов на бік злітно-посадкової смуги під час прокрученої посадки. Не було травм жодних із 36 пасажирів та не було жодних пошкоджень літака.
- B733 , Paris CDG Франція , 2011 ( RE AW ВЧ ) ( 23 липня 2011,Боїнг 737-300 експлуатували Jet2.com на пасажирському рейсі з Лідс / Бредфорд до Парижа CDG випробував насильницькі вібрації від основного шасі в дотик у -посадочній смузі 27R на нормальній швидкості вимикання заходу на посадку.Ця вібрація супроводжувалася бічним прискоренням, який зробив напрям управління ускладненим , але літак був стриманий на злітній смузі і на швидкості 75 вузлів, вібрації різко зупинився. , літак був зупинений і вимкнення двигунів було до буксира до воріт. Жоден зі 133 пасажирів не отримали поранення
- A300 В, початкові підйом, Багдад Ірак, 2003: 22 листопада 2003 року відбулося A300B4 працює вантажний рейс з Багдада в Бахрейн переніс на поверхні в повітрі ракетний удар до лівого крила при проходженні 8000 футів у сходження, завдано серйозної шкоди. Два гідравлічні контури загинули відразу, а потім незабаром третя гідравлічна система. Це супроводжувалося значним витіканням палива з лівого крила. У зв'язку з повною втратою гідравліки, обидві первинні та вторинні управління польотом були втрачені; Однак, обидва двигуни були як і раніше в роботі. Екіпаж успішно скористався тягою двигуна, щоб повернути літак назад до виходу на аеродром, де контрольована посадка відбувалася 25 хвилин після ракетного удару.
- В 747 , Ханеда Японія, 1985: 12 серпня 1985 року, кормовий перебирання з JAL B747 розірвав зв'язки України із вже існуючим дефектом. Отримана вибухова декомпресія розірвала гідравлічні лінії і сам політ поступово став некерованим.

### Висновок

1. У цьому розділі розглянуто та проаналізовано найбільш характерні відмови гідравлічної системи літака.
2. Найбільш слабкими елементами цих систем виявляються трубопроводи та їх з'єднання.
3. Забруднення гідравлічної рідини у процесі експлуатації також є вагомим фактором, що впливає на працездатність гідравлічної системи.
4. Зниження пожежонебезпечності гідроприводів може бути забезпечене розробкою нових типів малогорючих і важкозаймистих гідрорідин.
5. Підвищення надійності функціонування гідравлічної системи може бути забезпечене резервуванням гідросистем в цілому або окремими її елементами.
6. Найбільш перспективним підходом підвищення надійності гідросистем та безпеки польотів є розробка логічних блоків гідравлічної системи управління, що забезпечують виявлення витoku та відключення пошкоджених гілок; перехід до часткового чи повного використання гідравлічних моноблоків.



## 4. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

### 4.1. Розрахунок витрат на експлуатацію літака і двигуна та собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр шляху

Витрати на експлуатацію середньомагістрального пасажирського літака, що припадають на 1 годину польоту (льотну годину), складаються з прямих і непрямих (аеропортових) витрат:

$$C_{чп} = A + B,$$

де А - прямі витрати, що припадають на одну льотну годину, дол;  
 Б - непрямі витрати, що припадають на одну льотну годину, дол.

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

Непрямі витрати включають у себе витрати на амортизацію, поточний ремонт і утримання всіх об'єктів аеродромів та аеропортів (автовокзали, готелі, пакгаузи, ВПГ, руліжні доріжки, місця стоянки, метеослужба, ангари, склади, дороги, інженерні мережі, гаражі тощо), крім витрат по ремонтних заводах, лінійних майстернях (ЕРМ), а також витрати із заробітної плати спискового складу підрозділів ГА (крім заробітної плати ЛПС, працівників лінійних майстерень (ЕРМ) і т. д. д.), крім витрат по ремонтних заводах і лінійних майстернях (ЕРМ), а також витрати із заробітної плати спискового складу підрозділів ЦА (за винятком заробітної плати ЛПС, працівників ЕРМ і ремонтних заводів).

Повна собівартість експлуатації літака при перевезенні пасажирів або комерційного вантажу на один кілометр шляху ( $C_{ТКМ}$ ) визначається за формулою:

$$C_{ТКМ} = \frac{A+B}{m_{ГР} \cdot K_3 \cdot V_P},$$

де  $m_{ГР} = 8000$  кг, - максимальне комерційне навантаження літака;  
 $V_P = 603,82$  км/год - рейсова швидкість літака;  
 $K_3 = 0,60$  - коефіцієнт використання навантаження літака.

Величина рейсової швидкості літака визначається на підставі його крейсерської швидкості. Рейсова (технічна) швидкість - це середня швидкість безпосадочного польоту в штиль, обчислена з урахуванням витрат часу на всіх етапах польоту від початку розбігу до аеропорту посадки. рейсову швидкість розрахуємо за формулою:

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

де  $V_{КР} = 750$  км/год - крейсерська швидкість літака;  
 $L = 3100$  км - безпосадкова дальність польоту;  
 $t = 0,435$  - втрати часу на еволюцію або маневрування в районі аеропорту після зльоту і перед посадкою літака, а також на набір висоти і зниження, відповідне швидкості, що дорівнює крейсерській (у годинах). Величина цих втрат залежить від висоти польоту літака.

$$V_P = \frac{3100 \cdot 750}{3100 + 750 + 0,435} = 603,82 \text{ км/год}$$

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

$$A = \sum_{i=1}^7 A_i$$

де  $A_1$  - витрати на амортизацію та капітальні ремонти літака (планера);  
 $A_2$  - витрати на амортизацію та капітальні ремонти двигунів;  
 $A_3$  - витрати на техобслуговування і поточні ремонти планера;  
 $A_4$  - витрати на техобслуговування та поточні ремонти силових установок;  
 $A_5$  - заробітна плата льотно-підйомного складу з нарахуваннями;  
 $A_6$  - вартість палива;

$A_7$  - інші прямі витрати.

Усі  $A_i$ , беремо в розрахунку на одну льотну годину.

Витрати на амортизацію та капітальні ремонти на одну годину роботи літака, визначимо за формулою:

$$A_1 = K_1 \times C_C \times \frac{1 + K_{PC} \times \left(\frac{T_C}{t_C} - 1\right)}{T_C}$$

де  $K_1 = 1,065$  - коефіцієнт, що враховує невикористаний наліт (тренування, навчання, обліт тощо).

$C_C$  - ціна літака без двигунів, дол.

$C_C = 15034523$  дол.

$K_{PC}$  - коефіцієнт, що показує відношення вартості капітального ремонту літака до ціни літака:

$$K_{PC} = 0,11 + \frac{3 \cdot 10^4}{C_C} = 0,11 + \frac{3 \cdot 10^4}{15034523} = 0,112$$

Для середньомагістрального пасажирського літака у середньому:

$T_C = 30000$  ч;

$t_C = 5000$  ч.

$$A_1 = 0,01 \cdot 1,065 \cdot 15034523 \cdot \frac{1 + 0,112 \cdot \left(\frac{30000}{5000} - 1\right)}{30000} = 8,33 \text{ дол/год.}$$

Витрати на амортизацію та капітальний ремонт на 1 годину роботи двигунів, дол/год, визначаються за формулою:

$$A_2 = K_2 \cdot n_{ДВ} \cdot C_{ДВ} \cdot \frac{1 + K_{РДВ} \cdot \left(\frac{T_{ДВ}}{t_{ДВ}} - 1\right)}{T_{ДВ}}$$

де  $K_2 = 1,07$  - коефіцієнт, що враховує невикористаний наліт;

$n_{ДВ} = 2$  - кількість двигунів, встановлених на літаку;

$C_{ДВ}$  - ціна одного двигуна, дол.:

$$C_{ДВ} = 0,015 \cdot K_{НВО} \cdot K_{сх} \cdot K_{сдв} \cdot N \sqrt{N_{Еmax} E_{max}}$$

$N_{Еmax}$  кВт - максимальна потужність двигуна;

$K_{НВО} = 1,71$

$K_{сх} = 1,15$

$K_{сдв} = 2,15$

$$C_{ДВ} = 0,015 \cdot 1,71 \cdot 1,15 \cdot 2,15 \cdot 6500 \cdot (3400 - 10\sqrt{6500}) = 1069225 \text{ дол.}$$

$T_{ДВ} = 6000$  ч;

$t_{ДВ} = 3000$  ч;

$K_{РДВ} = 0,6$ ;

$$A_2 = 0,01 \cdot 1,07 \times 2 \times 1069225 \times \frac{1 + 0,6 \cdot \left(\frac{6000}{3000} - 1\right)}{6000} = 6,10 \text{ дол/год.}$$

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

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

$K_3 = 0,35$  - коефіцієнт, що враховує метод технічного обслуговування;

$K_4 = 1$  - для літаків із ТРД і ДТРД;

$m_{ПС} = 18544$  кг;

$$A_3 = 0,024 \cdot 0,35 \cdot 1 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} \cdot 18544) \cdot 18544 = 57,25 \text{ дол/год}$$

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

$K_2 = 1,07$  - коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт;

$K_5 = 1$ ;

$RE_{max_{max}}$  кВт;

$T_{ДВ} = 6000$  ч.

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot 1,07 \cdot 1 \cdot 2 \cdot \sqrt{6500}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot 6000} = 69,98 \text{ дол/год.}$$

Витрати на заробітну плату льотно-підйомного складу за одну льотну годину ( $A_5$ ), дол/рік розглянемо, виходячи з числа членів екіпажу літака:

$$A_5 = 1,5 \cdot (0,9 \cdot n_{ЭК} - 0,00237 \cdot n_{ЭК}^2 - 2,9 \cdot 10^{-6} \cdot n_{ЭК}^3),$$

$n_{ЭК} = 3$  чел. – чисельність екіпажу літака

$$A_5 = 1,5 \cdot (0,9 \cdot 3 - 0,00237 \cdot 3^2 - 2,9 \cdot 10^{-6} \cdot 3^3) = 2,68 \text{ дол/год.}$$

**Витрати на паливо, що припадають на 1 годину польоту ( $A_6$ ) розраховуємо за формулою:**

$$A_6 = 1,5b \times \text{Ц}_T \times m_{Тч} \times n_{ДВ}, \text{ де}$$

$\text{Ц}_T = 0,75$  - ціна авіакеросина, дол/кг.

$m_{Тч} = 650$  кг/год - годинна витрата палива одного двигуна;

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

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

$$A_7 = 0,07 \cdot \sum_{i=1}^6 A_i, \text{ топлива.}$$

Витрати на паливо, що припадають на 1 годину польоту ( $A_6$ ), дол/рік, розраховуємо за формулою:

$$A_6 = 1,5 \cdot b \cdot \text{Ц}_T \cdot m_T \cdot n_{ДВ} = \frac{\overline{m}_T \cdot m_0}{t_{\Sigma} \cdot n_{ДВ}}$$

$\overline{m}_T = 8320$  - відносна маса палива;

$m_0 = 33280$  кг - злітна маса літака;

$t_{\Sigma} = 4,2$  год - сумарний час польоту;

$n_{ДВ} = 2$

$\text{Ц}_T = 0,9$  дол./кг - ціна гасу;

$b = 1,045$  - коефіцієнт, що враховує продуктивну витрату палива.

$$A_6 = \frac{0,26 \cdot 33280}{4,2 \cdot 3} = 521,69 \text{ дол/год.}$$

Інші витрати для літака становлять:

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

$$A_7 = 0,07 \cdot (8,33 + 6,1 + 57,25 + 69,98 + 2,68 + 725,69) = 61,9 \text{ дол/год.}$$

$$A_{\Sigma} = \sum_{i=1}^7 A_i = 8,33 + 6,1 + 57,25 + 69,98 + 2,68 + 725,69 + 61,9 = 787,59 \text{ дол/год.}$$

Непрямі витрати (Б) включають у себе витрати з амортизації, поточного ремонту й утримання всіх об'єктів аеродромів та аеропортів і заробітну плату наземного складу (окрім заробітної плати технічних працівників, зайнятих технічним обслуговуванням і поточним ремонтом літакомоторного парку).

Непрямі витрати залежать від класності аеродрому і кількості злетів-посадок, що припадають на годину польоту і витрати, що йдуть на задоволення потреб пасажирів, складають 1,1 дол. на одного пасажирів.

Отже, для цього літака непрямі витрати становитимуть:

$$B = 0,4 \cdot A_{\Sigma} \cdot B_{пас} = 0,4 \cdot 931 \cdot 1,1 = 409,84 \text{ дол/год.}$$

Витрати на експлуатацію цього літака, що припадають на 1 годину польоту (льотна година), становлять:

$$C_{чл} = A + B,$$

$$C_{\text{цп}} = 931 + 409,64 = 1320,64 \text{ дол/год.}$$

Повна собівартість експлуатації літака під час перевезення пасажирів і комерційного вантажу на один кілометр шляху розраховується за виразом (2.2):

$$C_{\text{ТКМ}} = \frac{A+B}{m_{\text{ГР}} \cdot K_3 \cdot V_P} = \frac{1320,64}{8000 \cdot 0,35 \cdot 603,82} = 6,75 \cdot 10^{-4} \text{ дол/ТКМ.}$$

Виручку, одержувану авіаційною компанією від експлуатації парку літаків даного типу, що припадає на один тонно-кілометр, визначимо за формулою:

$$B_{\text{АК}} = \frac{C_B \cdot n_{\text{ПАС}} \cdot K_3}{m_{\text{ГР}} \cdot V_P \cdot \tau} = \frac{552,67 \cdot 100 \cdot 0,35}{8000 \cdot 603,82 \cdot 3,4} = 7,5 \cdot 10^{-4} \text{ дол/ТКМ.}$$

Прибуток, одержуваний авіаційною компанією від експлуатації парку літаків цього типу, що припадає на один тонно-кілометр, розрахуємо за формулою:

$$P_{\text{АК}} = B_{\text{АК}} - C_{\text{ТКМ}} = 7,5 \cdot 10^{-4} - 6,75 \cdot 10^{-4} = 1,25 \cdot 10^{-3} \text{ дол/ТКМ.}$$

Для визначення ціни квитка за умови беззбитковості експлуатації літака цього класу. Запишемо формулу прибутку авіаційної компанії у вигляді  $B_{\text{АК}} = C_{\text{ТКМ}} + P_{\text{АК}}$ , де  $P_{\text{АК}} = 0$  (умова беззбитковості), і поклавши невідомою ціну квитка у виручці, отримаємо: 460,5\$

$$C_B = \frac{m_{\text{зр}} \cdot V \cdot \tau \cdot C_{\text{ТКМ}}}{n_{\text{ПАС}} \cdot K_3} = \frac{9600 \cdot 600 \cdot 4,04 \cdot 6,65 \cdot 10^{-4}}{80 \cdot 0,35} = 460,5 \text{ (долл.)}$$

За рентабельності 25%, ціна квитка:

$$C_B = 1,25 \cdot 460,5 = 575,6 \text{ дол.}$$

### Висновок

У цьому розділі було проведено розрахунок витрат на експлуатацію літака і двигуна та собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр, а також визначено ціну квитка на рейс з відстанню 3100 км, яка склала 460,5 дол. Непрямі витрати на одну годину польоту становлять 575,6 дол.

### Перелік посилань

1. Основні положення повітряного кодексу України та норм льотної придатності літаків транспортної категорії. — Учеб. посібник / Е. Т. Василевський, В. А. Гребеников, Ст. Н. Ніколаєнко. — Х.: Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ», 2006. — 322 с.
2. Безпека авіації / В. П. Бабак, В. П. Марченко, В. О. Максимов та ін.; за ред. В. П. Бабака. — К: Техніка, 2004. -584 с.
3. Розробка аванпроекта літака: навч. посібник / А.К. М'ялиця, Л.А. Малашенко, А.Г. Гребеников и др Х.: Нац. Аерокосм. Ун-т «Харк. Авіація. ін-т », 2010.- 233с.
4. Авіаційні правила АП-25. Норми льотної придатності для літаків транспортної категорії.
5. Аеродинаміка і динаміка польоту (В.А.Семенчін, В.А. Захаренко, В.В. Чмовж-конспект лекцій-Харків: Національний аерокосмічний ун-т «ХАІ» 2003-381с).
6. Орловський М. Н., Яковлев Ю. А. Технічна експлуатація повітряних суден – Харків: НАКУ "ХАІ", 2011.- 180 с.
7. Техніко-економічне обґрунтування літаків та двигунів у дипломних проектах. А. І. Бабушкін, В. А. Пильщиков, В. А. Різьбяр. А.І. Лисенка, Я.В. Сафронов.- Навч. посібник з дипломного проектування. Х.: Нац. аерокосмічний ун-т «ХАІ», 2000. - 51 с.
8. Орловський М.М. Технічне обслуговування повітряних суден та авіадвигунів – Харків: НАКУ “ХАІ”, 2020.- 188 с.
9. Орловський М.М., Приймак А.В., Сердюков О.А. Авіаційна безпека – Харків: НАКУ “ХАІ”, 2022.- 204 с.
10. Орловський М.М., Літвін В.Л. Контроль гідравлічних систем літальних апаратів у процесі експлуатації.- Харків: ХІ ВПС. 2004, 69 с.
11. Системи та обладнання авіаційної техніки / С. І. Овчаренко, С. В. Філіпковський, С. Ш. Шаабдієв – Конспект лекцій. – Нац. Аерокосм. Ун-т ім. М.Є. Жуковського "Харк. Авіац. Ін-т". 2022. – 150 с.
12. Безпека авіації / В. П. Бабак, В. П. Харченко, В. О. Максимов –К. : Техніка, 2004. – 584 с.
13. Pryimak, A. Theories and models of human errors occurrence / A. Pryimak, M. Orlovskiy, Y. Tretyakov // Simulation of aircraft maintenance processes. Safety and Risk Assessment of Civil Aircraft during Operation : monograph / ed. L. Longbiao. – London : [S.n.] , 2020. – С. 81-106. – ISBN 978-1-78984-793-2.
14. Doc. ICAO №9760 AN/967 «Керівництво з льотної придатності». Видання третє. – Монреаль: ICAO, 2014. – 420 с.
15. Конвенція про міжнародну громадянську авіацію. ИКАО, 8-е видавництво, 2000 (Doc. 7300).
16. Додаток 6 і Конвенції «Експлуатація ПС». - Ч. 1, ИКАО, 2000.