

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 середньомагістрального пасажирського літака

ХАІ.103.160опс.24О.272.44-1/2022 ПЗ

Виконав: студент 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)

Колбаса О. І.
(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

Колбасі Олександр Ігоровичу

(прізвище, ім'я та по батькові)

Тема кваліфікаційної роботи Удосконалення технічного обслуговування
 гідравлічної системи середньомагістрального
 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., $L = 2500$ км, $H_{\text{крейс}} = 8$ км, $R = 63000$
 годин, $V_{\text{крейс}} = 790$ км / год; $H_{\text{max}} = 11$ км; $V_{\text{max}} = 870$ км / год.

Зміст пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити)

1. Конструкторський розділ

1.1. Статистичне проектування вигляду літака. Тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами

- 1.1.1 Призначення і тактико-технічні вимоги до проектного літака.
- 1.1.2 Обмеження, що накладаються авіаційними правилами під час проектування літака.
- 1.1.3 Збір, опрацювання та аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака.
- 1.1.4 Розробка тактико-технічних вимог до літака.
- 1.1.5 Вибір та обґрунтування схеми літака.
- 1.1.6 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні.
- 1.1.7 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання та управління.
- 1.1.8 Вибір двигуна та його характеристик.
- 1.1.9 Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі).
- 1.1.10 Вибір КСС основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі).

1.2. Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання літака

1.3. Розрахунок аеродинамічних характеристик літака

- 1.3.1 Розрахунок полярних і аеродинамічних якостей у злітній, посадковій і крейсерській конфігураціях літака.
- 1.3.2 Аналіз впливу геометричних параметрів крила на його аеродинамічні характеристики і положення фокусу літака. Аналіз поздовжньої і поперечної стійкості літака

1.4. Розрахунок аеродинамічних та льотних характеристик ПС

- 1.4.1. Розрахунок поляр та аеродинамічної якості у злітній, посадковій та крейсерській конфігураціях літака.
- 1.4.2. Аналіз впливу геометричних параметрів крила на його аеродинамічні характеристики та положення фокусу літака.

2. Експлуатаційний розділ

- 2.1. Призначення та склад гідравлічних систем.
- 2.2. Робоче тіло. Гідравлічна рідина.
- 2.3. Основні відмови гідросистем при експлуатації та організація технічного обслуговування та ремонту гідро системи.
- 2.4. Прилади контролю.
- 2.5. Техніка безпеки під час робіт.
- 2.6. Основні стратегії технічного обслуговування та ремонту АТ.

3. Розподіл безпеки польотів

3.1. Загальні вимоги забезпечення безпеки польотів.

3.1.1 Забезпечення надійності на етапах життєвого циклу повітряного судна.

3.2. Дії пасажирів у разі аварії на повітряному транспорті.

3.2.1 Аварійна посадка на сушу.

3.2.2 Аварійна посадка літака на воду.

3.2.3 Виникнення загоряння на борту літака.

3.3. Заходи з евакуації пасажирів у разі вимушеної посадки на воду.

3.3.1 Загальні положення.

3.3.2 Плавучість сухопутних літаків

3.3.3 Розрахунковий оптимальний час, необхідний для пересадження пасажирів із літака на рятувальні човни

3.3.4 Швидкість надування рятувального човна

3.3.5 Дійсний час, необхідний для пересадження пасажирів із літака на рятувальні човни

3.3.6 Інші фактори, що впливають на тривалість пересадки пасажирів

3.3.7 Аналіз наслідків у разі вимушеної посадки літака на воду

3.4. Обов'язки членів екіпажу під час вимушеної посадки літака на сушу або на воду

3.4.1 Обов'язки членів екіпажу в разі вимушеної посадки літака на водну поверхню.

4. Економічний розділ

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

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

- 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 2023 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

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

Студент

_____ Колбаса О. І.
(підпис) (прізвище та ініціали)

Керівник кваліфікаційної роботи

_____ Овчаренко С.І.
(підпис) (прізвище та ініціали)

РЕФЕРАТ

Дипломний проект бакалавра: сторінок – 96, рисунків – 24, таблиць – 8.

Об'єкт дослідження: Середньомагістральний пасажирський літак.

Мета роботи: Метою даної роботи є розробка аванпроекту середньомагістрального пасажирського літака, включаючи визначення злітної маси і геометричних параметрів в нульовому наближенні, вибір КСС основних агрегатів літака, визначення повітряних та масових навантажень, що діють на крило, аналіз особливостей конструкції гідросистеми літака і вдосконалення її технічної експлуатації, розгляд питань безпеки польоту, оцінка економічної ефективності експлуатації проектованого літака.

Результати випускної роботи магістра: В результаті виконання випускної роботи бакалавра отримані наступні результати:

- 1) визначені геометричні, масові, енергетичні параметри середньомагістрального пасажирського літака з ТРДД в нульовому наближенні;
- 2) вибрано КСС основних агрегатів літака;
- 3) визначені повітряні і масові навантаження, що діють на крило;
- 4) проаналізовано основні причини відмов гідросистем під час експлуатації та питання організації технічного обслуговування і ремонту гідросистеми;
- 5) розглянуто питання забезпечення безпеки польоту в аварійних ситуаціях;
- 6) визначено собівартість експлуатації літака під час перевезення пасажирів і комерційного вантажу на один кілометр шляху;
- 7) визначено ціну квитка.

Ключові слова: СЕРЕДНЬОМАГІСТРАЛЬНИЙ ЛІТАК, ТЕХНІЧНА ЕКСПЛУАТАЦІЯ, ГІДРОСИСТЕМА, ОСОБЛИВОСТІ КОНСТРУКЦІЇ, БЕЗПЕКА ПОЛЬОТА, СОБІВАРТІСТЬ ТОННО-КІЛОМЕТРА.

Зміст

1. КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ	9
1.1 Статистичне проектування вигляду літака. Тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами	10
1.1.1 Призначення і тактико-технічні вимоги до спроектованого літака	10
1.1.2 Обмеження, що накладаються авіаційними правилами під час проектування літака	11
1.1.3 Збір, опрацювання та аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака	13
1.1.4 Розробка тактико-технічних вимог до літака	18
1.1.5 Вибір та обґрунтування схеми літака	18
1.1.6 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні	21
1.1.7 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання та управління	21
1.1.8. Вибір двигуна та його характеристик	22
1.1.9 Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі)	23
1.1.10 Вибір КСС основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі)	27
1.2 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання літака	35
1.3 Розрахунок аеродинамічних характеристик літака	36
1.3.1 Розрахунок полярних і аеродинамічних якостей у злітній, посадковій і крейсерській конфігураціях літака	36
1.3.2. Аналіз впливу геометричних параметрів крила на його аеродинамічні характеристики і положення фокусу літака. Аналіз поздовжньої і поперечної стійкості літака	45
2. ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ	48
2.1 Призначення та склад гідравлічних систем	49
2.2 Робоче тіло. Гідравлічна рідина	60
2.3 Основні відмови гідросистем при експлуатації та організація технічного обслуговування та ремонту гідро системи	63
2.4 Прилади контролю	69
2.5 Техніка безпеки під час робіт	70
2.6 Основні стратегії технічного обслуговування та ремонту АТ	71
3. РОЗДІЛ БЕЗПЕКА ПОЛЬОТІВ	74
3.1 Загальні вимоги забезпечення безпеки польотів	75
3.1.1 Забезпечення надійності на етапах життєвого циклу повітряного судна	76
3.2 Дії пасажирів у разі аварії на повітряному транспорті	77

3.2.1 Аварійна посадка на сушу.....	77
3.2.2 Аварійна посадка літака на воду	78
3.2.3 Виникнення загоряння на борту літака	79
3.3 Заходи з евакуації пасажирів у разі вимушеної посадки на воду.....	79
3.3.1 Загальні положення	79
3.3.2 Плавучість сухопутних літаків	80
3.3.3 Розрахунковий оптимальний час, необхідний для пересадження пасажирів із літака на рятувальні човни	80
3.3.4 Швидкість надування рятувального човна.....	81
3.3.5 Дійсний час, необхідний для пересадження пасажирів із літака на рятувальні човни	82
3.3.6 Інші фактори, що впливають на тривалість пересадки пасажирів ..	82
3.3.7 Аналіз наслідків у разі вимушеної посадки літака на воду	83
3.4 Обов'язки членів екіпажу під час вимушеної посадки літака на сушу або на воду	84
3.4.1 Обов'язки членів екіпажу в разі вимушеної посадки літака на водну поверхню.....	85
4. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ.....	89
4.1 Розрахунок витрат на експлуатацію літака і двигуна та собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр шляху	90
Перелік джерел.....	96

1. КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Статистичне проектування вигляду літака. Тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами

У процесі розвитку конструкцій літаків було вироблено єдиний комплексний критерій оцінки їхньої досконалості - показник ефективності застосування літака. У цій роботі містяться розрахунки загальних компоновальних рішень, злітної маси, конструктивно-силової схеми агрегатів пасажирського літака, їхнє взаємне ув'язування.

1.1.1 Призначення і тактико-технічні вимоги до проектуваного літака

Аеродинамічні вимоги.

За обраного двигуна літак повинен володіти якомога вищими льотними даними і бути стійким і керованим на всіх режимах польоту. Льотні дані літака визначаються величинами горизонтальної, вертикальної і посадкової швидкостей, висотою і дальністю польоту, вантажопідйомністю, величинами злітної і посадкової дистанції.

Вимоги жорсткості

Жорсткість конструкції має унеможливити появу неприпустимих з погляду аеродинаміки деформацій і виникнення небезпечних вібрацій, що призводять до руйнування конструкцій.

Вимоги мінімальної маси

Конструкція літака загалом, відокремлених його частин, елементів і деталей має мати якомога меншу масу, тому що у літака, як ні в жодній іншій машині, його маса сильно впливає на основні функціональні характеристики - льотні дані. Зменшення маси конструкції досягається забезпеченням рівномірності, скороченням кількості роз'ємів, вирізів, несилкових елементів, застосуванням нових конструкційних матеріалів.

Експлуатаційні вимоги

Повинна бути забезпечена надійність роботи всіх агрегатів літака за можливо більш простого їх обслуговування.

Простота обслуговування літака забезпечуються хорошим доступом до всіх вузлів літака, агрегатів обладнання та силової установки, що потребують огляду, швидким заправленням паливом і мастилом, зручними підходами до штуцерів заряджання киснем і стиснутим повітрям, зручністю та швидкістю монтажу та демонтажу окремих агрегатів, простотою ремонту і т. п.

Найважливішою експлуатаційною характеристикою є безпека польоту, що забезпечується створенням конструкції, яка має якомога вищу живучість, тобто не руйнується після отримання окремих пошкоджень, встановленням відповідного аеронавігаційного обладнання, надійного протикригового захисту, ефективного протипожежного захисту.

Виробничі вимоги

У виробництві найкращою вважається конструкція, витрати на виробництво якої будуть найменшими.

Основними вимогами технології, виконання яких здешевлює і прискорює процес виробництва літака, є такі:

- Взаємозамінність агрегатів і деталей і виключення підгоночних робіт під час складання.
- Простота конструкцій і широке застосування в ній стандартних і нормалізованих деталей.
- Застосування передових методів виробництва, таких як прокатка, штампування, лиття, пресова клепка тощо.
- Ув'язка конструкцій з характером виробництва, тобто врахування масовості виробництва і виробничих можливостей заводу, на якому будуватиметься літак.
- Застосування недорогих матеріалів, що допускають більш просту обробку.
- Широке розчленування конструкцій літака на агрегати, секції та панелі, що дає змогу механізувати низку процесів, зменшує трудомісткість виготовлення, підвищує продуктивність, скорочує цикл збирання і монтажу.

1.1.2 Обмеження, що накладаються авіаційними правилами під час проектування літака

Зазначимо тільки деякі з багатьох обмежень, які накладаються на проєктований літак.

Польотні обмеження

Швидкість звалювання VS є земною індикаторною швидкістю звалювання або мінімальною швидкістю усталеного польоту, вираженою в км/год, повинна бути мінімальною швидкістю, що отримується в такий спосіб: збалансувати літак на режимі прямолінійного польоту на швидкості не менше ніж $1,2 VS$ і не більше ніж $1,4 VS$. На швидкості, що перевищує швидкість звалювання настільки, щоб забезпечити витримування режиму сталого польоту, важіль керування кермом висоти повинен переміщатися з такою швидкістю, щоб падіння швидкості літака не перевищувало $2,0$ км/год за секунду.

Потребуваний на політ запас палива

Потребуваний на політ запас палива (ПЗП) включає основний і резервний запаси палива. Потребуваний запас палива повинен забезпечувати можливість продовження польоту і посадки або на аеродромі вильоту, або на аеродромі призначення, або на найближчому запасному аеродромі в разі виникнення в будь-якій точці маршруту відмов функціональних систем літака.

Міцнісні обмеження

Конструкція повинна витримувати експлуатаційні навантаження без появи небезпечних залишкових деформацій. За всіх навантажень, аж до

експлуатаційних, деформації конструкції не повинні впливати на безпеку експлуатації.

Конструкція повинна витримувати розрахункові навантаження без руйнування протягом щонайменше трьох секунд.

Конструктивні та технологічні обмеження

1) Конструкція літака не повинна мати таких особливостей і частин, які, як показав досвід, створюють аварійні умови або є ненадійними.

2) Літак повинен мати таку конструкцію, щоб він був керований у разі відмови всіх двигунів.

3) Застосовувана технологія виробництва повинна забезпечувати сталість необхідної якості виготовлення конструкції.

Кріпильні деталі

1) Усі знімні болти, гвинти, гайки, шпильки, що знімаються, та інші знімні кріпильні деталі повинні мати два незалежні контрпристрої, якщо випадання цих кріпильних деталей може:

- Завадити продовженню польоту і посадці в межах розрахункових обмежень літака і за звичайної кваліфікації та сили пілота або

- Призвести до зниження керованості за тангажем, нишпором або креном, або зниження чутливості порівняно з тією, що вимагається в розділі В цих норм.

2) Кріпильні деталі, перелічені в пункті (а), та їхні контрпристрої не повинні погіршуватися від впливу навколишніх умов у місці їхнього встановлення.

Забезпечення доступу

Повинні бути забезпечені перевірка та огляд (включно з оглядом основних елементів конструкції та систем керування), заміна складових частин, що зазвичай потребують заміни, регулювання та змащування, необхідні для збереження льотної придатності.

Системи управління

1) Усі важелі та системи керування повинні працювати легко, плавно і чітко, забезпечуючи правильне виконання заданих функцій.

2) Кожний елемент системи керування літаком має бути так сконструйований або мати чітке і постійне маркування, щоб звести до мінімуму ймовірність невірної складання, яке може призвести до неправильного функціонування цієї системи.

Ймовірні несправності не повинні чинити значного впливу на роботу системи керування і повинна бути забезпечена можливість їх легкого парировання пілотом.

Мають бути передбачені засоби аварійного випуску шасі.

Аварійна евакуація

1) Кожна зона розміщення екіпажу і пасажирів повинна бути оснащена аварійними засобами, що забезпечують швидку евакуацію при аварійній посадці як з випущеним, так і прибраним шасі з урахуванням можливості пожежі на літаку.

2) Для літаків з кількістю пасажирських місць понад 44 повинно бути показано, що максимальна кількість людей, на яку запитується сертифікація, включно з такою кількістю членів екіпажу, скільки вимагається правилами експлуатації, може бути евакуйована з літака на землю в межах 90 секунд при імітації аварійних умов.

3) За кількості пасажирських місць понад 299 кожен аварійний вихід на борту фюзеляжу повинен бути виходом типу А або типу І. На кожну пару виходів типу А дозволяється мати 110 пасажирських місць, а на кожну пару виходів типу І - 45 місць.

Паливо має бути розміщене поза герметичною кабіною. Паливна система повинна мати протипожежне обладнання. Усі пожежонебезпечні агрегати силової установки мають бути ізольовані від легкозаймистих предметів.

На літаку має бути передбачена система аварійного зливу палива під час вимушеної посадки;

На всіх етапах польоту має забезпечуватися підтримання в кабінах літака сталої температури повітря в межах 17°...25°С. Зазначені значення температури повітря повинні досягатися не більше ніж через 20 хвилин після зльоту за умови наземної підготовки.

Кожне приміщення для пасажирів та екіпажу повинно мати вентиляцію.

1.1.3 Збір, опрацювання та аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака

У цій роботі застосовується метод проектування на базі статистичних даних наявних літаків.

Для збору статистичних даних використовуються дані літаків, аналогічних проєктованому, які мають близькі льотно-технічні характеристики та умови експлуатації.

Аналіз статистичного матеріалу дає можливість розробити ТТТ до проєктованого літака, вибрати його схему.

Зібрані статистичні дані наведено в табл. 1.1

Таблиця 1.1- Статистичні дані

	Найменування лігака	Do.428JE Т Німеччина	АН-148 100 Україна	SSJ100	ERJ-170 Бразилія	CRJ-700 Канада	Проектів аний
Льотні дані	V_{\max} , км/Г	806	870	950	870	860	870
	H_{\max} , км	11	12,5	12	12	12,5	11
	$V_{\text{крейс}}$, км/Г	765	820	780	840	818	790
	$H_{\text{крейс}}$, км	10,67	11	10	11	11	8
	$V_{\text{взл}}$, км/Г	200	260	230	270	265	250
	$L(m_{\text{Г max}})$, км	3000	6000	3000	4075	6000	2500
	$L(m_{\text{Гр max}})$, км	1665	3600	2500	2780	3760	2000
	$L_{\text{разб}}$, км	1,1	1,1	2,05	1,5	1,5	1,5
	$L_{\text{проб}}$, км	0,8	0,7	1,63	1,2	1,2	0,9
Дані мас	$m_0(m_{\text{взл}})$, кг	21200	36800		36200	33000	
	$m_0 \text{ max}$, кг	22400	37780	38820	36600	34020	35168
	$m_{\text{пуст}}$, кг	12000	22500	13650	19400	19700	18544
	$N_{\text{пас}}$	44	55-80	98	70	68	80
	$m_{\text{р}}$, кг	5500	9000	12245	8900	8550	9600
	$m_{\text{Г}}$, кг	5800	12100	15805	10000	9500	8704
Дані СУ силової уст.	Число і тип двигуна	2 ТРДД Pratt & Whitney Canada PW308B	2 ТРДД Д-436-148	2 ТРДД SaM146	2 ТРДД General Electric CF34- 8E/10E	2 ТРДД General Electric CF34-8C1	ТРДД Д- 36
	P_0 , даН	2×4000	2×6500	2×3884		2×6400	2×6500
Геометричні данні	S , м ²	80,5	87,32	77	78	68,63	90,69
	l , м	21,78	28,91	29,94	25,9	23,01	29,3
	α , град	5	25	15,5	28	30	25
	λ	4	9,45	8,25	6,8	5,2	9,45
	η	2	4,04	3,1	2,6	3,3	4,04
	$L_{\text{ф}}$, м	25,3	26,45	29,94	28,6	32,94	33,1
	$D_{\text{ф}}$, м	3,2	3,35	2,9	3,35	2,69	3,5
	$\lambda_{\text{ф}}$, м	8,5	8,3	9,5	6	10,1	8,3
	$\Sigma S_{\text{מיד}}$, м ²	68	72	62	74	64	72
	$S_{\text{го}}$, м ²	19,1	19,9	18,3	21	18,3	17,12
	$S_{\text{во}}$, м ²	18,2	18,9	15,1	20	17,5	18,01

АН-148

АНТК ім. О.К. Антонова спільно з підприємствами України та Росії наразі розробляє сімейство дводвигунових реактивних літаків Ан-148 пасажиромісткістю до 80 осіб.

Базовим варіантом є регіональний літак Ан-148-100, що забезпечує перевезення в однокласному компонуванні від 70 пасажирів із кроком крісел 864 мм до 80 пасажирів із кроком крісел 762 мм. З метою забезпечення гнучкості задоволення вимог різних авіакомпаній, а також з метою зниження експлуатаційних витрат і підвищення рентабельності перевезень передбачається сертифікація базового літака у варіантах з максимальною дальністю польоту від 2200 до 5100 км. Крейсерська швидкість польоту 820-870 км/год.

Літак Ан-148-100 виконано за схемою високоплана з двигунами Д-436-148, розміщеними на пілонах під крилом. Наявність допоміжної силової установки, бортової системи реєстрації стану літака, а також високий рівень експлуатабельності та надійності систем дають змогу використовувати Ан-148-100 на мережі технічно слабооснащених аеродромів. Оперення Т-подібне зі стрілоподібним стабілізатором. Шасі триопорне з носовою стійкою. Загальний вигляд літака представлений на малюнку 1.2.

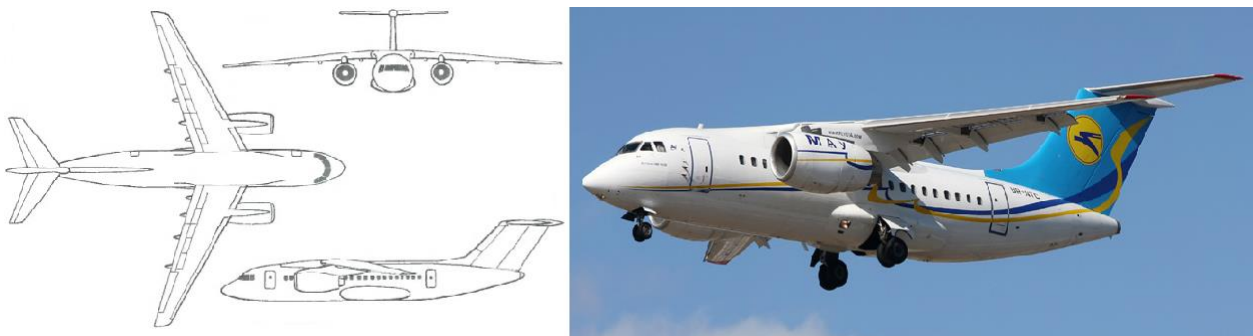


Рисунок 1.2 - Загальний вигляд літака "АН-148"

Do.428.JET

Do.428JET - близькомагістральний турбовентиляторний пасажирський літак для місцевих авіаліній, розроблений німецькою фірмою Dornier (входить до концерну Fairchild). Літак являє собою подовжену версію (на 4.3 метра) пасажирського літака Do.328JET. Пасажиромісткість збільшено до 44 місць. На літаку встановлено більш потужні двигуни Pratt & Whitney Canada PW308B.

Літак виконаний за схемою високоплана з двигунами, розміщеними на пілонах під крилом. Це дає змогу підвищити рівень захищеності двигунів і конструкції крила від пошкоджень сторонніми предметами. Оперення Т-подібне.

Фюзеляж круглого перерізу, герметичний, являє собою балково-стрингерний напівмонокок. Загальний вигляд літака представлений на малюнку 1.3.

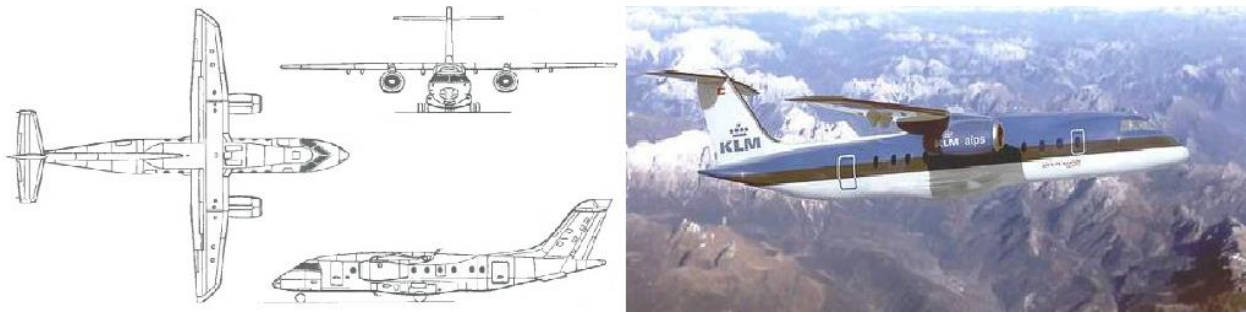


Рисунок 1.3 - Загальний вигляд літака "Do.428.JET"

Sukhoi Superjet 100

Sukhoi Superjet 100 — російський близькомагістральний пасажирський літак, розроблений компанією «Цивільні літаки Сухого» за участю ряду іноземних компаній. Літак побудований за нормальною компоувальною схемою — двомоторний турбовентилятор низкоплан із стріловидним крилом і однокільовим оперенням. У конструкції крила надкритичного профілю застосовані одинцілінні закрилки. Частина механізації крила, а також носовий обтічник і обтічник кореневої частини крила виконані з композиційних матеріалів. Конструктори віддали перевагу бічній ручці управління літаком традиційному штурвалу, внаслідок чого «Суперджет-100» став першим російським серійним цивільним пасажирським літаком з «сайдстиком». Опрацьовується можливість установки законцовок крила, причому передбачається обладнати ними як нові, так і вже здані в експлуатацію літаки. Перший політ був здійснений 19 травня 2008 року, а початок експлуатації почався 21 квітня 2011 року. Всього зроблені 89 одиниць. Основними експлуатантами являються Аерофлот (Росія) і InterJet (Мексика). Вартість однієї одиниці 35,5 млн доларів США.



Рисунок 1.4. Літак Sukhoi Superjet 100

ERJ-170

ERJ-170 - середньомагістральний пасажирський літак для місцевих авіаліній, розроблений бразильською фірмою Embraer. Літак є новою розробкою фірми Embraer у класі зі збільшеною пасажиромісткістю порівняно з

літаками ERJ-135/140/145. У розробці літака беруть участь фірми: General Electric (турбовентиляторні двигуни CF34-8E/10E), Hamilton Sundstrand (розробка хвостової частини), Honeywell (авіоніка Primus Epic), Kawasaki, Latécoere, Liebherr, Gamesa, Sonaca (різні частини фюзеляжу), Parker Hannifin (гідродинаміка і паливна система). Роботи над літаком було розпочато 1998 року. Вперше літак був представлений 11 лютого 1999 року і показаний у червні 1999 року на Паризькій авіавиставці. Перший політ відбувся 9 лютого 2002 року.

Літак виконаний за схемою низькоплана з двигунами, розміщеними на пілонах під крилом.

Фюзеляж круглого перерізу, герметичний, являє собою балочно-стрингерний напівмонокок. Шасі триопорне з носовою стійкою. Загальний вигляд літака представлений на малюнку 1.4.



Рисунок 1.5 - Загальний вигляд літака "ERJ-170"

CRJ-700

CRJ700 - середньоміагістральний пасажирський літак для місцевих авіаліній, розроблений канадською фірмою Bombardier Regional Aircraft (входить до корпорації Bombardier Aerospace). Він розроблявся на основі літака CRJ200 і мав збільшену довжину (32,41 м), більший розмах крила (24,07 м) і двигуни General Electric CF34-8C1 тягою по 6510 кгс. Максимальна злітна маса становитиме 32,8 т, платне навантаження - 8,52 т. Літак CRJ-700 призначений для польотів за маршрутами протяжністю 3000-3200 км.

Максимальна швидкість літака становить 0,85 М, максимальна стеля 12500 м. При повному навантаженні CRJ 700 може здійснювати перельоти до 3600 км. Змінена порівняно з CRJ 200 форма крил, розширений фюзеляж дають йому змогу приймати на борт до 78 пасажирів. CRJ-700 поставляється у двох варіантах - Серія 701 і Серія 705.

Даний літак виконаний за схемою низькоплана з двигунами, розміщеними на пілонах у хвостовій частині фюзеляжу. Крило має стрілоподібну форму. Шасі трьохопорне з носовою стійкою. Загальний вигляд літака наведено на малюнку 1.5.

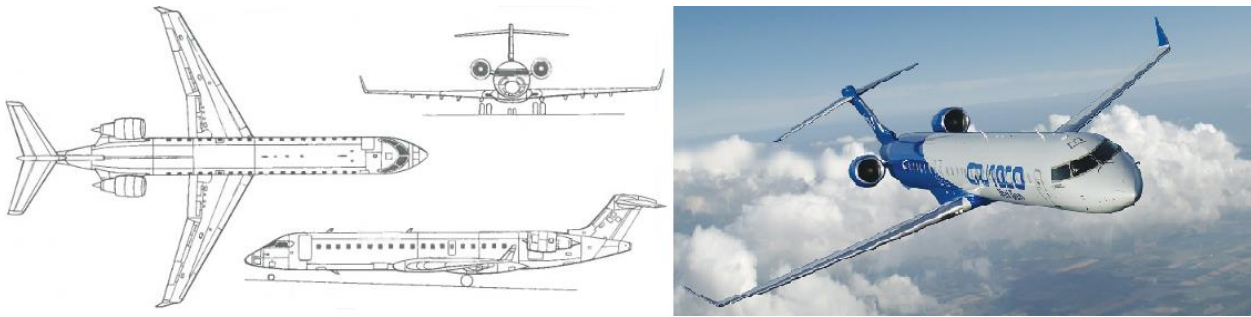


Рисунок 1.6 - Загальний вигляд літака "CRJ-700"

1.1.4 Розробка тактико-технічних вимог до літака

Після збору статистичних даних переходимо до розроблення ТТТ. Цей етап проводитиметься на основі аналізу статистичних матеріалів, які доповнюють задані ТТТ до проєктованого літака.

Приймаємо 3 члени екіпажу; на відділення І класу з числом пасажирів до 80 необхідно 1 бортпровідник.

Отримані ТТТ заносимо в таблицю 1.2.

Таблиця 1.2 - Тактико-технічні вимоги

V_{\max}	$L, \text{км}$	$H_{\text{пот}}, \text{км}$	$H_{\text{кр}}, \text{км}$	$V_{\text{кр}}, \text{км/г}$	$R, \text{г}$	$n_{\text{пас}}$	$n_{\text{ек}}$
870	2500	11	8	790	63000	80	3

1.1.5 Вибір та обґрунтування схеми літака

На підставі зібраних статистичних даних обрано нормальну аеродинамічну схему, ознакою якої є розташування ГО позаду крила. Більшість літаків світу виконують за цією схемою, оскільки вона має такі переваги:

- крило працює в чистому незавихреному потоці, який плавно обтікає його і утворює значну підйомну силу;
- носова частина фюзеляжу вкорочена, що призводить до зменшення потрібної площі (а значить і маси) ВО;
- зменшення довжини носової частини фюзеляжу покращує огляд передньої півсфери.

Слід врахувати і недоліки нормальної схеми, такі як:

- робота ГО в завихреному крилом потоці значно зменшує його ефективність, що зумовлює необхідність використання ГО більшої площі та маси;
- для забезпечення стійкості польоту ЛА на ГО необхідно створювати негативну підйомну силу, що зменшує сумарну підйомну силу літака. Для нейтралізації цього явища потрібно використовувати крило збільшеної площі (а значить і маси).

За розміщенням крила літак є високопланом. Таке компонування має переваги, такі як:

- невелике значення опору інтерференції;
- гарний огляд нижньої півсфери;
- спрощення компоновання пасажирських салонів і вантажних відсіків середини фюзеляжу;

Недоліками високоплана є:

- складність розташування стійок шасі на крилі;
- необхідність додаткового посилення нижньої частини фюзеляжу.

Крило й оперення вибираємо стрілоподібної форми для зменшення хвильового опору та збільшення максимальної швидкості. Оперення має Т-подібну схему. Це призводить до зниження маси самого ГО за рахунок збільшення плеча аеродинамічної сили, перешкоджає перетіканню повітря в кінцевій частині кіля. Т-подібне ГО винесено зі збуреного потоку від крила, що істотно покращує умови його роботи.

За формою поперечного перерізу фюзеляжу вибираємо круглий переріз. Фюзеляж із круглою формою поперечного перерізу має меншу поверхню за заданого об'єму порівняно з іншими перерізами, отже, менший опір тертя. Крім того, круглий переріз є найбільш раціональним для фюзеляжів із герметичними відсіками, хоча з точки зору розміщення екіпажу та пасажирів не вважається найкращим.

Приймаємо трьохопорну схему шасі з носовою стійкою, що запобігає ймовірності літака до козління, капотажу, можливе використання ефективного гальмування одразу після торкання землі. За такої схеми шасі можлива посадка на більш високих швидкостях. Але при цьому таке шасі має велику масу. Можлива поява самозбуджувальних коливань коліс передньої опори, що вільно орієнтуються, так званих шимм. Крім того, потрібні значні обсяги фюзеляжу, необхідні для прибирання передньої опори.

Силова установка складається з двох ТРДД, розміщених під крилом. Такий вибір зумовлений зручністю обслуговування двигунів, розташованих під крилом і спрощенням силового компоновання крила. Але слід врахувати, що при такому розташуванні велика ймовірність потрапляння в повітрозабірник сторонніх предметів при зльоті - посадці.

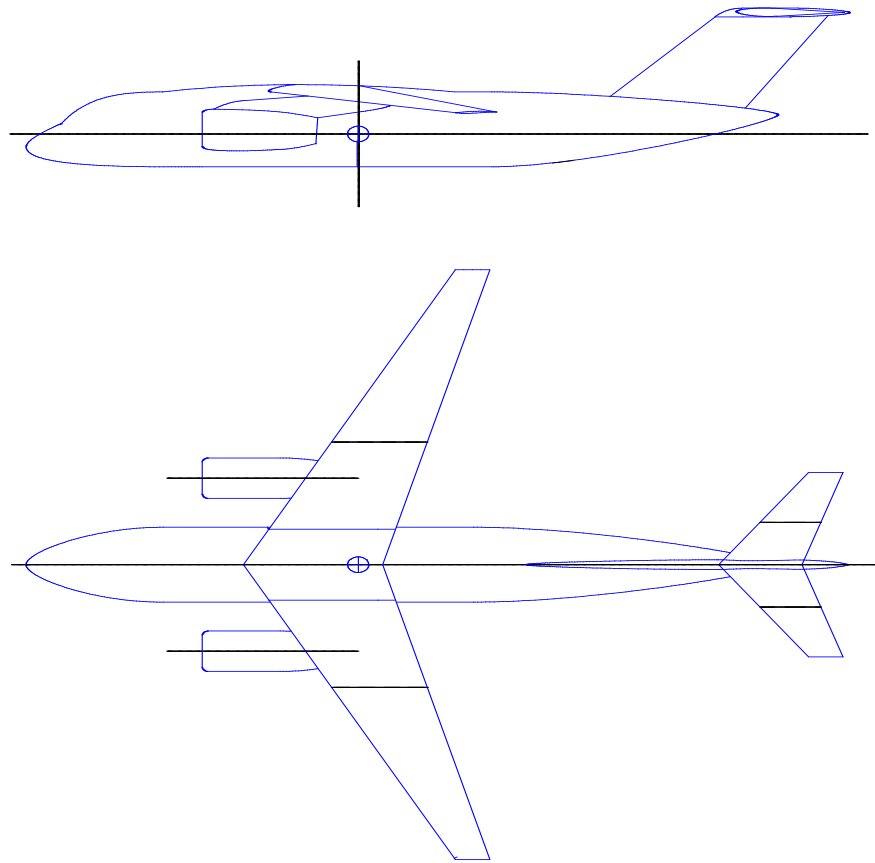


Рисунок 1.7 – Схема літака

На основі зібраних статистичних даних вибираємо основні геометричні параметри агрегатів літака: λ – подовження крила (при збільшенні λ падає лобовий опір і збільшується підйомна сила); χ_0 – кут стріловидності (при збільшенні кута стріловидності збільшується критична швидкість дивергенції, флаттера, але зменшується підйомна сила); η – звуження крила (при збільшенні η зменшується маса конструкції та збільшуються критичні швидкості флаттера, реверсу та дивергенції); \bar{c} – відносна товщина профілю (при збільшенні \bar{c} зростає підйомна сила, зменшується маса конструкції, а також збільшуються швидкості флаттера, реверсу і дивергенції); $\bar{S}_{эл}, \bar{S}_{z0}, \bar{S}_{в0}$ – відносні площі елеронів, горизонтального і вертикального оперення, які повинні забезпечувати достатню та ефективну керованість і стійкість на всіх режимах польоту; D_ϕ и L_ϕ обираються таким чином, щоб розмістити у фюзеляжі пасажирів, багаж, агрегати та обладнання.

Призначені геометричні параметри заносимо в таб. 1.3.

Таблиця 1.3.- Основні геометричні параметри агрегатів літака

λ	χ°	η	\bar{c}	$\bar{S}_{эл}$	λ_ϕ	D_ϕ	L_ϕ	\bar{S}_{z0}	$\bar{S}_{в0}$	λ_{z0}	$\lambda_{в0}$	χ_{z0}	$\chi_{в0}$	\bar{c}_{z0}	η_{z0}	$\eta_{в0}$
-----------	--------------	--------	-----------	----------------	----------------	----------	----------	----------------	----------------	----------------	----------------	-------------	-------------	----------------	-------------	-------------

												°	°			
9.5	25	4.0	0,1	0,0	8.3	3.5	26.	18.	19.	4.6	1	31.	41	0,0	2,5	1.2
1		4	2	7			2	88	86			5		5		5

1.1.6 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні

Злітну масу літака нульового наближення визначають за формулою, отриманою з рівняння відносних мас із використанням статистичних даних:

$$m_0 = \frac{\overline{m_{ГР}} + \overline{m_{ЭК}}}{1 - (\overline{m_K} + \overline{m_{CV}} + \overline{m_T} + \overline{m_{ОБ.УПР}})},$$

де m_0 - злітна маса літака нульового наближення;

$m_{ер}$ - маса корисного навантаження;

$m_{эк}$ - маса екіпажу;

$\overline{m_K}$, $\overline{m_{CV}}$, $\overline{m_T}$, $\overline{m_{об}}$ - відносні маси конструкції, силової установки, палива, обладнання та управління.

Значення $m_{ер}$, $m_{эк}$ визначаються за залежностями:

$$m_{ер} = 120 \cdot n_{нас}, \quad m_{эк} = 80 \cdot n_{эк}.$$

Тоді $m_{ер} = 120 \cdot 80 = 9600$ кг, $m_{эк} = 80 \cdot 3 = 240$ кг.

Значення відносної маси палива визначаємо за формулою:

$$\overline{m_T} = a + \frac{bL}{V_{КРЕЙС}},$$

де L - дальність польоту в км;

$V_{КРЕЙС}$ - крейсерська швидкість польоту;

a, b - розрахункові коефіцієнти.

Обираємо значення $a = 0,06$; $b = 0,05$ За формулою отримаємо:

$$\overline{m_T} = 0,06 + \frac{0,05 \cdot 2500}{790} = 0,2182.$$

Значення $\overline{m_K}$, $\overline{m_{CV}}$, $\overline{m_{ОБ.УПР}}$ приймаємо за статистичними таблицями рівними:

$$\overline{m_K} = 0,282, \quad \overline{m_{CV}} = 0,1, \quad \overline{m_{ОБ.УПР}} = 0,12.$$

Тоді злітна маса літака становить:

$$m_0 = \frac{9600 + 240}{1 - (0,282 + 0,1 + 0,2182 + 0,12)} = 35168 \text{ кг}.$$

1.1.7 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання та управління

Після визначення злітної маси літака нульового наближення визначаємо масу конструкції літака m_K та її складові: масу крила - m_{KP} ; фюзеляжу - m_Φ ; оперення - m_{OP} ; шасі - $m_{Ш}$.

Визначаємо також масу палива m_T , силової установки m_{CV} і двигуна $m_{ДВ}$.
За статистичними даними приймаємо відносні значення мас:

$$\bar{m}_K = 0,282, \bar{m}_{KP} = 0,396, \bar{m}_\Phi = 0,351, \bar{m}_{OP} = 0,069, \bar{m}_{Ш} = 0,184.$$

Підставляючи прийняті значення, отримуємо:
 $m_K = 35168 \cdot 0,282 = 9917$ (кг); $m_{KP} = 9917 \cdot 0,396 = 3927$ (кг); $m_\Phi = 9917 \cdot 0,351 = 3481$ (кг);
 $m_{OP} = 9917 \cdot 0,069 = 684$ (кг); $m_{Ш} = 9917 \cdot 0,184 = 1825$ (кг); $m_T = 35168 \cdot 0,2475 = 8704$ (кг);
 $m_{CV} = 35168 \cdot 0,1 = 3517$ (кг); $m_{OB} = 35168 \cdot 0,12 = 4220$ (кг).

Отримані результати заносимо в таблицю 1.4.

Таблиця 1.4 - Відносні значення мас

m_0	$m_{ГР}$	$m_{ЭК}$	m_K	m_{KP}	m_Φ	m_{OP}	$m_{Ш}$	m_T	m_{CV}	$m_{ДВ}$	m_{OB}
35168	9600	240	9917	3927	3481	684	1825	8704	3517	1124	4220

1.1.8. Вибір двигуна та його характеристик

Зі статистичних даних визначаємо тягоозброєність літака даного класу:

$$t_0 = 0.33 \text{ (даН)}.$$

Тоді потрібна тяга дорівнюватиме $P_0 = t_0 m_0 g = 11385$ (даН).

З урахуванням того, що потрібна тяга становить 11385 (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.1.8).

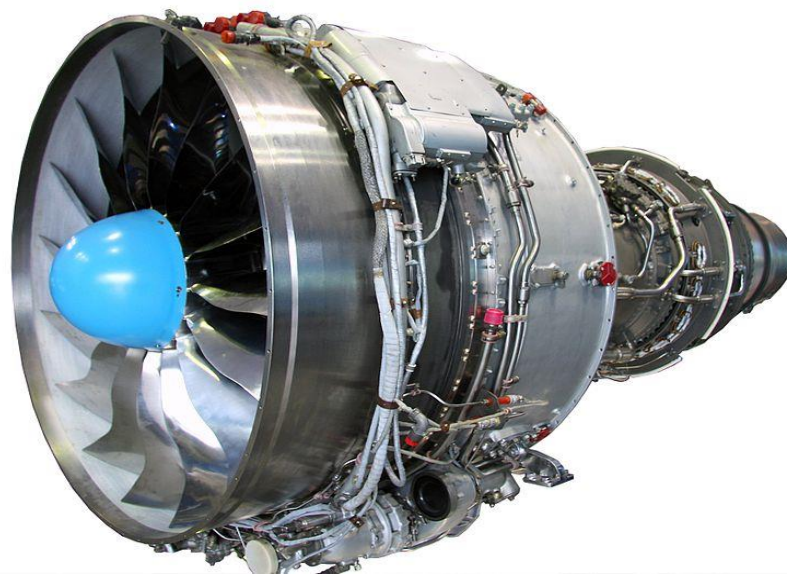


Рисунок 1.8 – Схема двигуна ТРДД Д-36

Параметри двигуна представлені в таблиці 1.5.

Таблиця 1.5 - Параметри двигуна ТРДД Д-36

Злітний режим в умовах: Р _н =760 мм рт ст.; Мп=0;	
Тяга , даН	6500
Питома витрата палива на зльоті С _{р вzl} , кг/кгс·с	0,350
Температура газу перед турбіною t _г ,К	30
Ступінь двоконтурності	5,6
Габаритні розміри	
Діаметр двигуна, мм	1541
Довжина двигуна, мм	3192
Маса сухого двигуна m _{дв} , кг	1124

1.1.9 Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі)

Під час проведення розрахунків з визначення геометричних розмірів основних агрегатів ВС будемо використовувати похідні величини, задані на підставі опрацювання статистичних даних таблиця. 1.6.

Таблиця 1.6 - Похідні величини

Похідні величини	$P_0 = m_0 g / 10S$, даН/м ²	260	380		262	215	380
	$t_0 = 10P_0 / m_0 g$	0,43	0,47		0,51	0,43	0,33
Найменування літака	Do.428JET Німеччина	АН-148 100 Україна	SSJ100		ERJ-170 Бразилія	CRJ-700 Канада	Проектова ний

Крило

Площу крила літака визначаємо зі співвідношення:

$$S = m_0 g / 10P_0,$$

де P_0 – питома навантаження на крило.

Приймаємо $P_0 = 380$ (даН/м²) використовуючи дані з таблиці 1.6.

$$S = 35168 \cdot 9,8 / (10 \cdot 380) = 90.69 \text{ м}^2$$

Розмах крила визначається за формулою:

$$l = \sqrt{\lambda S},$$

Тоді: $l = \sqrt{9,45 \cdot 90,69} = 29,3 \text{ м.}$

Коренева b_0 і кінцева b_k хорди крила визначаються зі співвідношень:

$$b_0 = \frac{S}{l} \cdot \frac{2\eta}{\eta+1}, \quad b_k = \frac{b_0}{\eta},$$

з урахуванням значень отримуємо:

$$b_0 = \frac{90,69}{29,3} \cdot \frac{2 \cdot 4,04}{4,04+1} = 4,96 \text{ м}, \quad b_k = \frac{4,96}{4,04} = 1,23 \text{ м.}$$

Середню аеродинамічну хорду крила (САХ) визначаємо за формулою:

$$b_A = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta + 1)}, \quad b_A = \frac{2}{3} \cdot 4,96 \cdot \frac{4,04^2 + 4,04 + 1}{4,04(4,04 + 1)} = 3,5 \text{ м.}$$

Координату САХ за розмахом крила визначаємо за формулою:

$$z_A = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1}, \quad z_A = \frac{29,3}{6} \cdot \frac{4,04 + 2}{4,04 + 1} = 5,85 \text{ м.}$$

Координату САХ уздовж поздовжньої осі визначаємо за формулою:

$$\chi_A = z_A \operatorname{tg} \chi_{ПК},$$

Кут стріловидності по передній кромці крила визначаємо зі співвідношення:

$$\operatorname{tg} \chi_{ПК} = \operatorname{tg} \chi + \frac{\eta - 1}{4(\eta + 2)},$$

$$\operatorname{tg} \chi_{ПК} = \operatorname{tg} 25^\circ + \frac{4,04 - 1}{4,04(4,04 + 2)} = 0,581, \quad \chi_A = 5,85 \cdot 0,581 = 3,4 \text{ м.}$$

Фюзеляж

На основі статистичних даних за формулами визначаємо такі параметри фюзеляжу:

l_ϕ - довжина фюзеляжу; $l_{НЧ}$ - довжина носової частини фюзеляжу; $l_{ХВЧ}$ - довжина хвостової частини фюзеляжу

$$l_\phi = \lambda_\phi \cdot D_\phi$$

$$l_{НЧ} = \lambda_{НЧ} \cdot D_\phi,$$

$$l_{ХВЧ} = \lambda_{ХВЧ} \cdot D_\phi.$$

де $\lambda_{НЧ} = 1,3,$

$\lambda_{ХЧ} = 2,9$ – зі статистичних даних.

$$l_\phi = 9,45 \cdot 3,5 = 33,1 \text{ м},$$

$$l_{НЧ} = 1,3 \cdot 3,5 = 4,55 \text{ м}$$

Горизонтальне оперення

Площа горизонтального оперення $S_{ГО}$ визначається співвідношенням:

$$S_{ГО} = \bar{S}_{ГО} \cdot S,$$

де $S_0=0,1888$

$$S_{ГО} = 0,1888 \cdot 90,69 = 17,12 \text{ м}^2.$$

Размах горизонтального оперення определяется по формуле:

$$l_{ГО} = \sqrt{\lambda_{ГО} S_{ГО}},$$

де $\lambda_{ГО}=4,6$ – з таблиці 1.3.

$$l_{ГО} = \sqrt{4,6 \cdot 17,12} = 8,874 \text{ м}.$$

Коренева і кінцева хорди горизонтального оперення визначаються так само, як і для крила:

$$b_{0ГО} = \frac{S_{ГО}}{l_{ГО}} \cdot \frac{2\eta_{ГО}}{\eta_{ГО} + 1};$$

де $\eta_{ГО}=2,5$ – з таблиці 1.3;

$$b_{0ГО} = \frac{17,12}{8,874} \cdot \frac{2 \cdot 2,5}{2,5 + 1} = 2,8(\text{м});$$

$$b_{КГО} = \frac{b_{0ГО}}{\eta_{ГО}};$$

$$b_{КГО} = \frac{2,8}{2,5} = 1,12(\text{м}).$$

Середню аеродинамічну хорду горизонтального оперення визначаємо зі співвідношення:

$$b_{АГО} = \frac{2}{3} b_{0ГО} \frac{\eta_{ГО}^2 + \eta_{ГО} + 1}{\eta_{ГО}(\eta_{ГО} + 1)};$$

$$b_{АГО} = \frac{2}{3} \cdot 2,8 \cdot \frac{2,5^2 + 2,5 + 1}{2,5(2,5 + 1)} = 2,08(\text{м}).$$

Координату САХ ГО за розмахом горизонтального оперення визначаємо зі співвідношення:

$$z_{АГО} = \frac{l_{ГО}}{6} \cdot \frac{\eta_{ГО} + 2}{\eta_{ГО} + 1};$$

$$z_{АГО} = \frac{8,874}{6} \cdot \frac{2,5 + 2}{2,5 + 1} = 1,9 \text{ м}.$$

Координату носка САХГО по осі ОХ для горизонтального оперення визначаємо зі співвідношення:

$$\chi_{АГО} = z_{АГО} \cdot \text{tg } \chi_{ПКГО};$$

$$\text{tg } \chi_{ПКГО} = \text{tg } \chi_{ГО} + \frac{\eta_{ГО} - 1}{4(\eta_{ГО} + 2)}$$

Зі статистики $\chi_{ГО} = 31,5$, тоді:

$$\text{tg } \chi_{ПКГО} = \text{tg } 31,5^\circ + \frac{2,5 - 1}{4(2,5 + 2)} = 0,696.$$

Виходить:

$$\chi_{AГО} = 2 \cdot 0,696 = 1,392$$

Вертикальне оперення

З таблиці 1.3 $\bar{S}_{BO} = 0,1986$; $\lambda_{BO} = 1$; $\eta_{BO} = 1,25$.

Площу вертикального оперення визначаємо зі співвідношення:

$$S_{BO} = \bar{S}_{BO} \cdot S,$$

$$S_{BO} = 0,1986 \cdot 90,69 = 18,01 \text{ (м}^2\text{)}.$$

Висоту вертикального оперення визначаємо за формулою:

$$l_{BO} = \sqrt{\lambda_{BO} \cdot S_{BO}};$$

$$l_{BO} = \sqrt{1 \cdot 18,01} = 4,24 \text{ (м)}.$$

Коренева і кінцева хорда вертикального оперення, як і для крила, визначається за формулою:

$$b_{0BO} = \frac{S_{BO}}{l_{BO}} \cdot \frac{2\eta_{BO}}{\eta_{BO} + 1};$$

$$b_{0BO} = \frac{18,01}{4,24} \cdot \frac{2 \cdot 1,25}{1,25 + 1} = 4,72 \text{ (м)}.$$

$$b_{KBO} = \frac{b_{0BO}}{\eta_{BO}};$$

$$b_{KBO} = \frac{4,72}{1,25} = 3,78 \text{ (м)}.$$

Плече $l_{ГО} \approx l_{BO}$ для "нормальної" схеми літака (відстань від центру мас літака до центру тиску горизонтального оперення) визначаються зі співвідношення:

$$l_{ГО} = 3 \cdot b_A;$$

$$l_{ГО} = 3 \cdot 3,5 = 10,5 \text{ (м)},$$

Величина x_T має таке значення:

$$x_T = 0,3b_a = 0,3 \cdot 3,5 = 1,05 \text{ (м)}$$

Шасі

Основними параметрами для триопорного шасі є:

- база шасі b , тобто відстань між осями головної та носової опор;
- колія шасі B , тобто відстань між площинами симетрії головних коліс;
- винос головних коліс e , тобто відстань між вертикаллю, що проходить через центр мас літака і віссю головного колеса;
- винос переднього колеса a , тобто відстань між вертикаллю, що проходить через центр мас літака і віссю головного колеса;

Для проектованого літака, враховуючи статистичні дані:

$$b = (0,3..0,4) \cdot l_{\phi}$$

$$b = 0,38 \cdot 26,2 = 9,956(м).$$

Колія шасі $B=4$ м – на основі статистичних даних.

Винос передньої опори а обирають таким чином, щоб під час стоянки літака навантаження на неї становило 6-12% від маси літака.

Тоді:

$$a = 0,9b = 0,9 \cdot 9,956 = 8,96(м);$$

1.1.10 Вибір КСС основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі)

КСС крила

Для наближеного вибору КСС крила використовуємо поняття умовного лонжерона, ширина пояса якого становить 60% хорди крила в розрахунковому перерізі.

Товщину пояса умовного лонжерона визначаємо за формулою:

$$\delta_{ycl} = \frac{M}{0,95cb_0^2 0,6[\sigma]},$$

де $[\sigma] = 330 МПа$;

$b_0 = 4,85 м$ – коренева хорда крила;

$C = 0,12$ – відносна товщина профілю крила.

Для розрахунку Q і M стрілоподібного крила вводимо еквівалентне пряме крило, що отримується поворотом стрілоподібного (див. рис. 1.9). Поворот консолі стрілоподібного крила забезпечує перпендикулярність лінії центрів жорсткості до поздовжньої осі літака. Положення лінії центрів жорсткості приймаємо на 40% хорди. При цьому забезпечується рівність площ вихідного та еквівалентного крил.

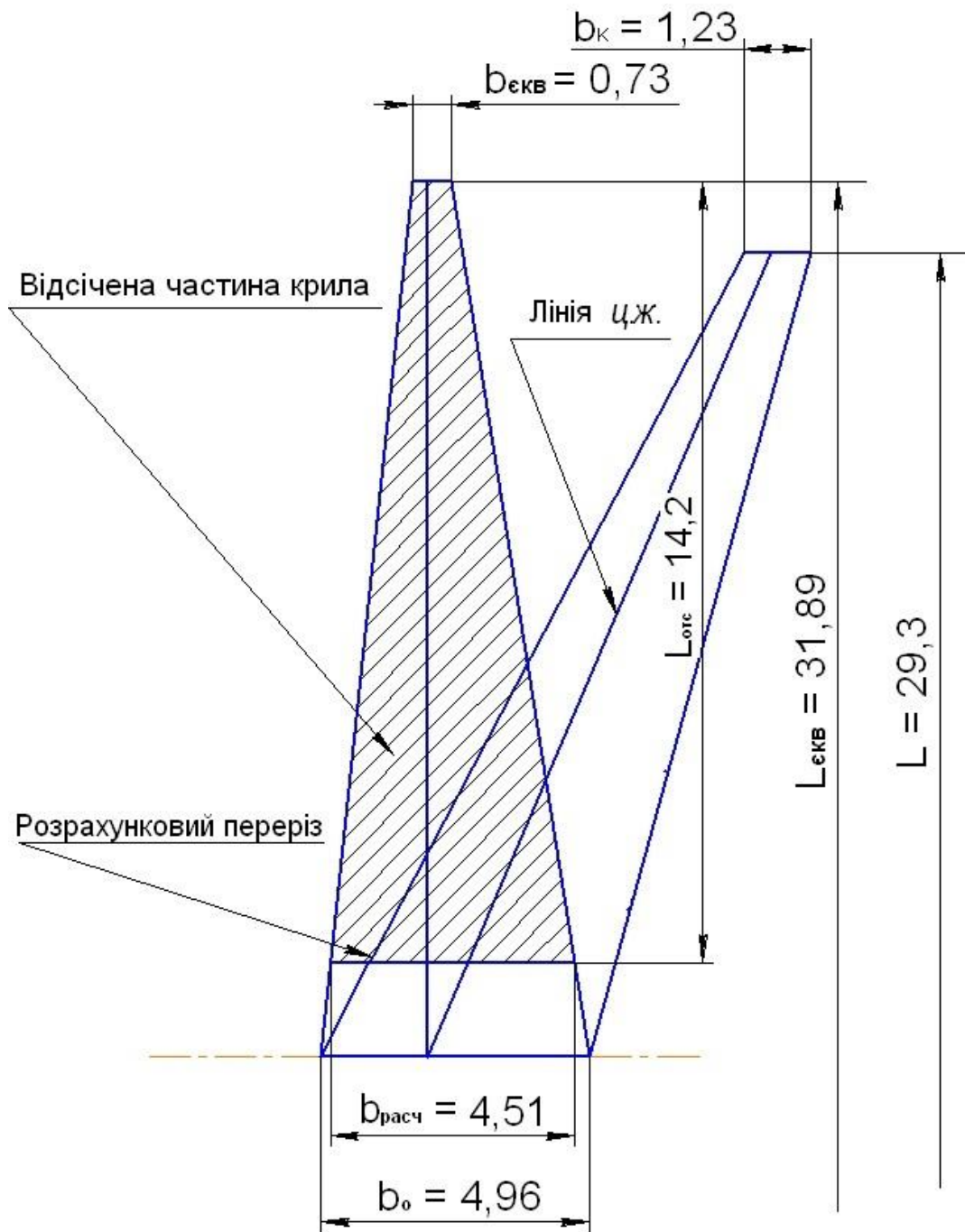


Рисунок 1.9 – Схема еквівалентного крила

$$S = 90,69(\text{м}^2) \quad m_{\text{кр}}^{\text{омс}} = 1555(\text{кг}) \quad f = 1.5 \quad n^{\circ} = 2,5 \quad m_0 = 35168(\text{кг})$$

$$S_{\text{отс}} = 37,29(\text{м}^2) \quad m_{\text{ог}} = 1124(\text{кг}) \quad m_m = 8704(\text{кг}) \quad Z_m = Z_{\text{отс}} \quad Z_{\text{ог}} = 2,42(\text{м})$$

$$b_{\text{екв}} = \frac{(b_0 + b_k)L}{L_{\text{екв}}} - b_0 = \frac{(4,96 + 1,23)29,3}{31,89} - 4,96 = 0,73(\text{м})$$

Можна використовувати такі формули для визначення поперечної сили Q_{Σ} і згинального моменту M_{Σ} у розрахунковому перерізі крила:

$$Q_{\Sigma} = n^3 f \left(\frac{S_{omc}}{S} (m_0 - m_{omc_{кр}}) g - \sum m_i g \right);$$

$$M_{\Sigma} = n^3 f \left(\frac{S_{omc}}{S} (m_0 - m_{omc_{кр}}) g z_{omc} - \sum m_i g z_i \right),$$

де n^3 - коефіцієнт експлуатаційного перевантаження;
 f - коефіцієнт безпеки;
 S - площа крила літака;
 S_{omc} - площа "відсіченої" частини крила;
 m_0 - злітна маса літака;
 $m_{omc_{кр}}$ - маса конструкції "відсіченої" частини крила;
 z_{omc} - відстань від розрахункового перерізу до точки прикладання
рівнодіючої аеродинамічних і масових завантажень:

$$z_{omc} = \frac{l_{omc}}{3} \frac{b_{расч} + 2b_{экв}}{b_{расч} + b_{экв}} = \frac{14,2}{3} \cdot \frac{4,51 + 2 \cdot 0,73}{4,51 + 0,73} = 5,39(м)$$

m_i - маси агрегатів і вантажів, розташованих на "відсіченій" частині крила (двигуни, паливо, стійки шасі тощо);
 z_i - відстань від розрахункового перерізу до центрів ваги m_i ;
 l_{omc} - довжина "відсіченої" частини крила;
 $b_{расч}$ - хорда в розрахунковому перерізі;
 b_0 - коренева хорда крила.

Отже:

$$Q_{\Sigma} = 2,5 \cdot 1,5 \left(\frac{37,29}{90,69} (35168 - 1555) \cdot 9,81 - 1124 \cdot 9,81 - 4352 \cdot 9,81 \right) = 307(кН)$$

$$M_{\Sigma} = 2,5 \cdot 1,5 \left(\frac{37,29}{90,69} (35168 - 1555) \cdot 9,81 \cdot 5,39 - 1124 \cdot 9,81 \cdot 2,42 - 4352 \cdot 9,81 \cdot 5,39 \right) =$$

$$= 1777,5(кНм)$$

Тоді:

$$\delta_{усл} = \frac{1777,5 \cdot 10^3}{0,95 \cdot 0,12 \cdot 4,96^2 \cdot 0,6 \cdot 330 \cdot 10^6} = 0,0032(м) = 3,2(мм)$$

$$3,2 \text{ мм} > 3 \text{ мм}$$

Отже, для вибору конструкції крила розроблюваного літака рекомендується зупинити вибір на кесонному крилі з двома лонжеронами. Це обумовлено тим, що під час розрахунків було виявлено, що умовна товщина пояса лонжерона перевищує 3 міліметри, відповідно до схеми кесонного крила. У кесонному крилі 80% згинального моменту покладаються на панелі кесона.

Кесонне крило складається з центроплана і двох консолей. Кесон формується за допомогою двох лонжеронів, нервюр і панелей. До нього кріпляться знімні носові та хвостові частини крила, закрилки, елерони. Стінки лонжеронів, нервюр і панелі утворюють відсіки для паливних баків. Герметичність відсіків досягається застосуванням кріпильних з'єднань і герметизації швів. Сполучення центроплана і консолей здійснюється за допомогою фітингів. Поздовжній силовий набір складається з 2-х лонжеронів, розташованих на 15% і 60% хорд і 12 стрингерів. Оскільки часто підкріплена обшивка краще працює, то згідно з [1], відстань між стрингерами приймають рівною 150 мм.

Поперечний набір консолі крила складається з 34 нервюр, з них 12 посилених. Нервюри №0, №1, №2 - належать центроплану, №3 - коренева,

№33 - кінцева, до нервюр №7, №14, №15, №19, №23 кріпляться вузли навішування двосекційного закрилка, до нервюр №27, №29, №32 - вузли навішування елерона. До нервюр №9, №11 кріпляться вузли кріплення двигуна. Нервюри розташовані перпендикулярно задньому лонжерону, що робить їх коротшими порівняно з тими, які розташовуються по потоку. Крок нервюр становить 500 (мм). Нервюри №9, №11 розташовані по потоку, тому що до них кріпляться вузли навішування двигуна.

Розташування лонжеронів представлено на рис. 1.10.

Закрилок на крилі організований як розривний і складається з двох секцій, спроектованих з урахуванням необхідності уникнення значних шарнірних моментів у системі керування закрилками. Крило прикріплено лонжеронами до центроплана, що розташований на фюзеляжі. Конструктивно-силова схема крила показана на рис. 1.10.

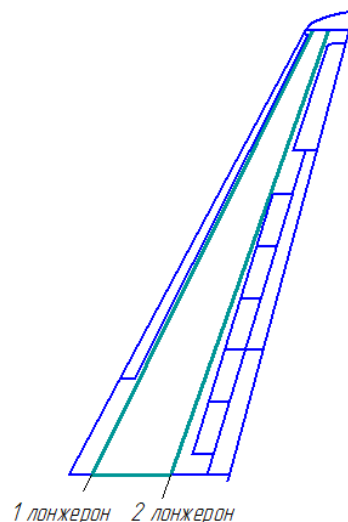


Рисунок 1.10 – Схема розташування лонжеронів крила

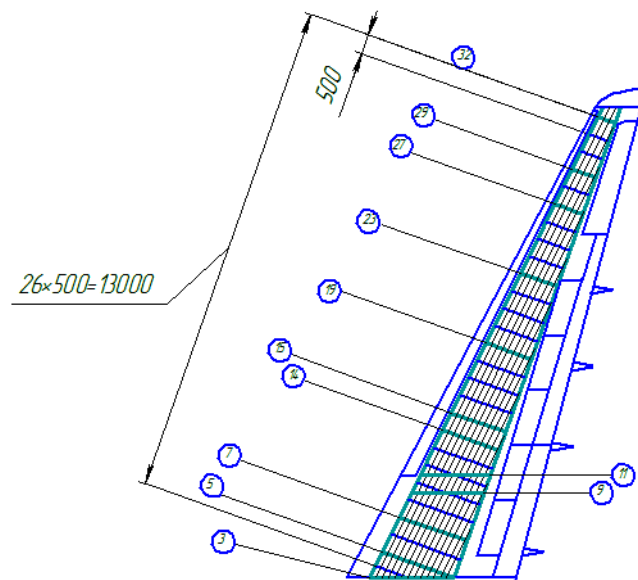


Рисунок 1.11 – КСС крила

КСС фюзеляжу

Фюзеляж проектується за балочно-стрінгерною схемою, що забезпечує оптимальний баланс міцності та жорсткості конструкції при мінімальних витратах маси. Конструкція фюзеляжу розробленого літака має круглий поперечний переріз, сприяючи високій аеродинаміці, мінімальному лобовому опору та найменшій масі конструкції.

Балкові фюзеляжі дозволяють отримувати найвигідніші аеродинамічні форми, забезпечуючи гладку поверхню. Вони також створюють ідеальні умови для максимального використання внутрішнього об'єму фюзеляжу та розміщення герметизованих кабін тощо. Балочно-стрінгерна конструкція КСС, завдяки товстій обшивці, дозволяє вирізати невеликі отвори у фюзеляжі та має високу стійкість.

Фюзеляж поділено на носову, середню та хвостову частини технологічними роз'ємами. Також передбачено розділення його на верхню та нижню частини площиною підлоги. Це структурне розподілення дозволяє ефективно використовувати простір фюзеляжу, забезпечуючи його функціональність та технологічну зручність. Поперечний силовий набір складається з 48 шпангоутів, з них 12 посилених. Відстань між шпангоутами за рекомендацією [1] обрано рівними 500(мм). Шпангоут №1 є передньою стінкою герметичної частини фюзеляжу. Між шпангоутами №2 і №5 розташована ніша передньої стійки шасі і ліхтар кабіни пілотів. До шпангоутів №18, №22 кріпиться центроплан крила. Шпангоути №22, №25 є стінками вирізу під основні стійки шасі. Між шпангоутами №37, №39 встановлено аварійний люк, між №7, 9 - двері-трап. До шпангоутів №41, 44 лонжеронами кріпиться киль.

Поздовжній силовий набір містить 68 стрингерів із кроком 150 (мм). Конструктивно-силову схему фюзеляжу показано на малюнку 1.12

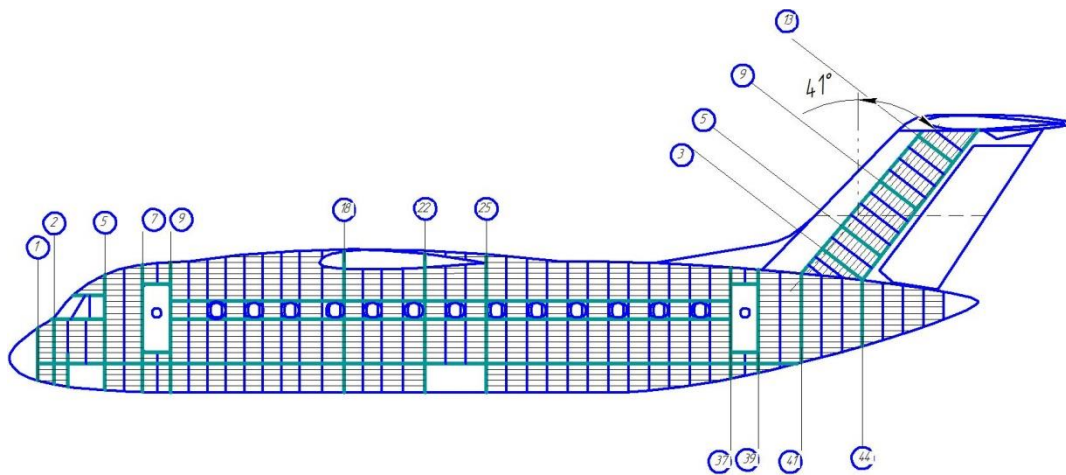


Рисунок 1.12 — Конструктивно-силова схема фюзеляжу

КСС горизонтального оперення

Горизонтальне оперення включає стабілізатор і кермо висоти. Стабілізатор вирізняється несиметричним профілем і виготовлений за двома лонжеронною схемою, розташованими на 17% і 63% хорди стабілізатора. Лонжерони ГО (головного оперення) кріпляться до лонжеронів ВО (хвостового оперення).

Поздовжній силовий набір, крім лонжеронів, формується також шістьма стрінгерами на кожній поверхні. Відповідно до рекомендацій [1], визначено крок між стрінгерами на рівні 150 мм. Це структурне вирішення сприяє оптимальному розподілу силового навантаження та забезпечує високу міцність конструкції горизонтального оперення.

Поперечний силовий набір стабілізатора складається з 14-ти нервюр, 4 з яких силові. Нервюра №2 - коренева, до нервюр №4, №8, №13 кріпляться вузли навішування керма висоти. Нервюри розташовані перпендикулярно задньому лонжерону з кроком 400 (мм).

Кермо висоти є однолонжеронним, де кожна половина має конструкцію зі стільниковим заповненням. Обидві частини керма висоти з'єднані карданним валом із важелем керування. Додатково, у кермі висоти враховано вагове балансування, досягнуте за допомогою встановлення контрвантажів. Конструктивно-силова схема горизонтального оперення (ГО) проілюстрована на малюнку 1.13.

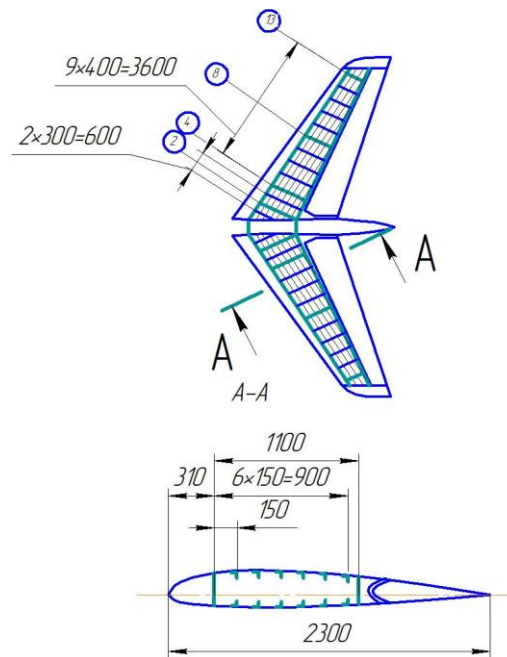


Рисунок 1.13 — Конструктивно-силова схема ГО

КСС вертикального оперения

Вертикальне оперення складається із кіля та керма напрямку. Кіль має стрілоподібну форму та представляє дволонжеронну конструкцію. Він включає лонжерони, зокрема кінцевий (14), силові (3,5,9,13), та нормальні нервюри, а також знімний ніс. Передній лонжерон розташований на 22% хорди кіля, тоді як задній - на 65%. Крок нервюр становить 400 мм, а їхнє розташування перпендикулярно задньому лонжерону.

Конструкція керма напрямку виконана зі застосуванням стільникового заповнювача, що додає легкості та міцності.

Лонжерони вертикального оперення стикуються із силовими шпангоутами фюзеляжу №41, №44. Кількість стрингерів обох панелей вертикального оперення дорівнює 8. Їхній крок 150(мм). Конструктивно-силова схема ВО показана на малюнку 1.14.

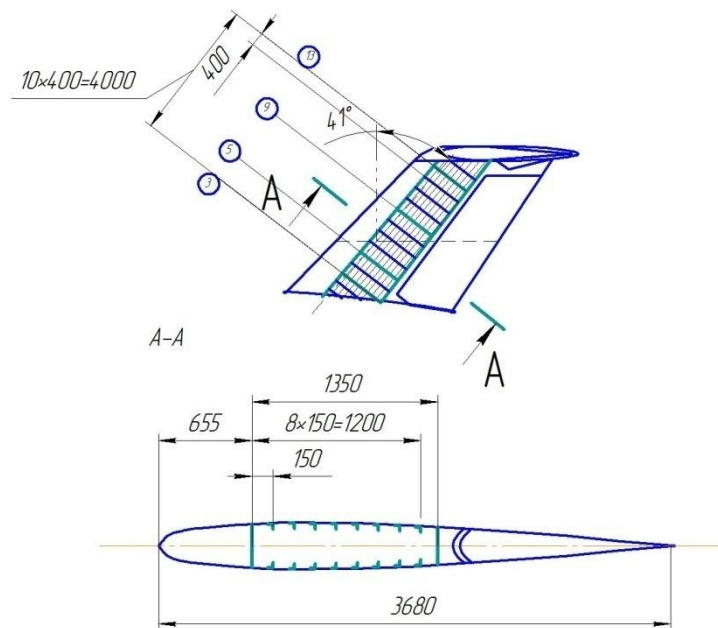


Рисунок 1.14 — Конструктивно-силова схема ВО

КСС шасі

Триопорна схема шасі з передньою опорою є оптимальним вибором для забезпечення безпеки та стійкості під час посадки літака. Ця конструкція дозволяє ефективно вирішувати ключові аспекти зазначених питань:

- безпека під час посадки. Завдяки передній опорі триопорна схема забезпечує додаткову стійкість та контроль під час посадки, зменшуючи ризик потрапляння в небезпечні ситуації;
- стійкість у поздовжньому та шляховому відношенні. Рух літака з таким шасі є досить стійким і під час руху по землі, і під час руху по поздовжньому напрямку, що забезпечує надійну поведінку в різних ситуаціях;
- ефективність конструкції. Триопорна схема з передньою опорою дозволяє оптимально розподіляти силове навантаження, забезпечуючи ефективність конструкції та довгий термін служби;
- маневреність та контроль. Зазначена схема сприяє високій маневреності та точному контролю літака на землі і в повітрі;
- мінімальний вплив зовнішніх факторів. Триопорне шасі з передньою опорою дозволяє зменшити вплив вітру та інших зовнішніх факторів на роботу шасі під час руху і посадки;

Схема передньої опори шасі є балковою з підкосом та напівважільною підвіскою коліс. Основні опори прикріплені до силових шпангоутів №2 і №5. Колесо розташоване ззаду для зменшення ефекту шиммі. Прибирання передньої опори вгору-вперед виконується у носову частину фюзеляжу.

Схема основної опори шасі є балковою з підкосом. Сійка підтримується бічним складним підкосом, який розвантажує верхню частину сійки від вигину. Основна опора прибирається в гондоли, розташовані на бічній поверхні фюзеляжу, і кріпиться до силових шпангоутів №22 і №25. Схеми прибирання носової та основної сійок шасі зображено на малюнку 1.15.

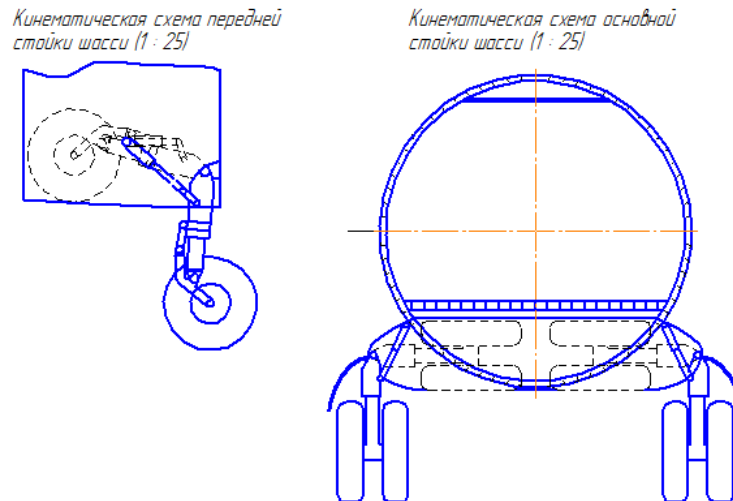


Рисунок 1.15 Схема прибирання носової та основної стійок шасі

1.2 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання літака

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.



Рисунок 1.16 Майстер-геометрія проєктованого літака

1.3 Розрахунок аеродинамічних характеристик літака

Літаки рухаються у просторі, підкорюючись законам механіки, які визначають їхні рухи. У загальному розумінні, літальні апарати представляють собою тіла змінної маси.

Динаміка польоту — це наука, що вивчає рух літальних апаратів під впливом різноманітних сил, таких як масові, аеродинамічні та реактивні. Ця наука є теоретичною основою для розрахунків у процесі розробки літаків.

У сучасній авіації вивчення динамічних характеристик літальних апаратів стає особливо важливим. Зі збільшенням швидкостей та висуванням вимог до маневреності і керованості, складність динамічних розрахунків різко зростає. Нові умови, які ставлять вимоги до літаків, роблять це ще складнішим завданням. Така ситуація вимагає високого рівня обчислювальної техніки для ефективного вирішення завдань динаміки польоту.

Незважаючи на це, іноді рівняння можуть бути нерозв'язними, якщо не прийняти певні припущення. Тому наявність відносно простих аналітичних методів, які використовуються у цій роботі, важлива, оскільки вони в першому наближенні надають достовірні результати.

1.3.1 Розрахунок полярних і аеродинамічних якостей у злітній, посадковій і крейсерській конфігураціях літака.

Для розрахунку льотно-технічних характеристик (ЛТХ) швидкісних ЛА зручно користуватися польотними полярями, які є коефіцієнтом аеродинамічної підъемної сили (C_{ya}), необхідного для горизонтального прямолінійного польоту ЛА заданої маси при фіксованій висоті, функції коефіцієнта лобового опору, що встановився C_{xa} .

Задаємося значеннями висоти польоту Н, км(0.0 2.0 4.0 5.0 6.0 7.0 8.0 8.5 9.0 9.5 10.0 10.5 11.0 11.5 12.0).

Числа Маха: (0.20 0.25 0.30 0.35 0.40 0.45 0.50 0.55 0.60 0.65 0.70 0.75 0.80 0.85 1.25).

Для кожної швидкості М і висоти Н, з урахуванням розрахункової маси ЛА, находимнеобходимоезначение c_{ya} по формулі:

$$c_{ya} = \frac{mg}{0.7\rho_H M_i^2 S},$$

де g - прискорення вільного падіння

$$g=9.81 \text{ м/с}^2;$$

ρ_H - атмосферний тиск на висоті Н.

для висоти $H=0$ км $\rho_H=101325$ Па,

$H=6$ км $\rho_H=47217,6$ Па,

$H=11$ км $\rho_H=22700$ Па.

Розрахунок коефіцієнтів виконаний в комп'ютерній программе «Aircraftaerodynamics» розробленою на кафедрі 101(автор Чмовж В.В.). Розрахунок проводиться для висот $H = 0$ км, $H = 6$ км і $H = 11$ км.

Розрахунок аеродинамічних характеристик літального апарату

=====
Студент: гр.160опс Колбаса Олександр

Тип літака: дозвуковий неманеврений. Схема: звичайна. Площа $S_h = 90.69$

Геометричні параметри і аеродинамічні характеристики ІЗОЛЬОВАНОГО ФЮЗЕЛЯЖУ

=====
Lф=33.1 Dф= 3.5 Lmф= 8.000 Smф= 9.186 Sotф=0.0841 Fб/Sm=27.737 M*=0.905
Ln= 4.400 Dн= 0.000 Lmн= 1.287 Eтн= 0.000 Betн= 0.000 Форма: еліпсоїдна
Lк= 7.900 Dк= 0.000 Lmk= 2.310 Eтк= 0.000 Betк=13.000 Форма: криволінійна
Повітрозабірник - відсутній Sвз= 0.000 Sцт= 0.000 Sцтот=0.0000
Ліхтар Lфон= 0.000 Sфон= 0.000
Наявність обтічників основних стоек

Профільний 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
Точка Xт 0.16905 0.15961 0.15498 0.15236 0.15077 0.14976 0.14912 0.14827
H= 0.0 0.05957 0.05747 0.05619 0.05530 0.05461 0.05402 0.05348 0.05142

N=11.0	0.06921	0.06685	0.06537	0.06430	0.06346	0.06273	0.06206	0.05953
--------	---------	---------	---------	---------	---------	---------	---------	---------

Додатковий профільний опір ізолюваного 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
N= 0.0	0.06262	0.06326	0.06367	0.06396	0.06420	0.06441	0.06460	0.11513
N=11.0	0.06018	0.06072	0.06107	0.06134	0.06155	0.06174	0.06192	0.10959

Хвильовий опір ізолюваного фюзеляжу і його частин

M*=0.905

	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								0.30670
Кормова								0.14331
Фюзеляж								0.45001

Додатковий хвильовий опір ізолюваного 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 dCy/dAl ізолюваного фюзеляжу і його частин

Alfa0= 0.47

	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	2.1649
Цилидрич								0.2838
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	2.0487

Положення фокусу Xf фюзеляжу і його частин в долях довжини фюзеляжу відносно шкарпетки

	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
Цилидрич								0.2534
Кормова	0.8556	0.8556	0.8556	0.8556	0.8556	0.8556	0.8556	0.8556
Фюзеляж	- 0.2139	-0.2139	-0.2139	-0.2139	-0.2139	-0.2139	-0.2139	-0.1320

Геометричні параметри і аеродинамічні характеристики ІЗОЛЮВАНОВОГО КРИЛА

B0= 5.260	Bб= 4.877	Bк= 1.787	Bs= 3.332	L= 31.000	Lк=13.790	Fікрр= 0.00
Ba= 3.571	Ха= 3.231					(без напливу)
Sk= 91.894	Sот=0.8412	Lm= 8.277	Et= 2.729			(без напливу)
Xi00= 29.0	Xi05= 23.9	Xi10= 18.3	Xic= 29.0	Xi25= 26.5		(без напливу)

Тип профілю - класичний

Kр= 2.1 m= 0.350

Сб= 0.200	Ск= 0.050	з= 0.160	Хс= 0.000	f= 0.000	Xf= 0.000	M*=0.878
-----------	-----------	----------	-----------	----------	-----------	----------

XВ0= 8.166	XВб= 9.114	Fі= 6.200	відстань від шкарпетки фюзеляжу і кут установки
X14=10.333	D14= 3.420	X12=11.552	D14= 3.420

Компонування - крило + фюзеляж круглого перерізу

Kint= 0.057

Dф= 3.420 N= 1.510 Sig=0.110

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
N= 0.0	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	0.96633
N=11.0	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	0.96633

Профільний опір ізолюваного 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
Xt	0.08802	0.06653	0.05363	0.04504	0.03890	0.03430	0.03072	0.00000
N= 0.0	0.00793	0.00761	0.00739	0.00721	0.00705	0.00691	0.00678	0.00639
N=11.0	0.00898	0.00868	0.00846	0.00828	0.00813	0.00798	0.00784	0.00754

Хвильовий опір ізолюваного крила

M*=0.878

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

0.17142

 Похідна $dC_y/d\Delta l$ ізольованого крила Alfa0= 0.00
 M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20
 3.8740 3.9428 4.0461 4.1929 4.3988 4.6918 5.1284 5.1938

 Положення фокусу X_f крила в долях бортової хорди відносно шкарпетки 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
 0.8013 0.8013 0.8013 0.8013 0.8013 0.8013 0.8013 1.0280
 =====

Геометрич. параметри і а/д характеристики ІЗОЛЬОВАНОГО ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕННЯ

 B0= 3.380 Bб= 3.380 Bк= 0.850 Bs= 2.115 L= 10.035 Lк= 5.018
 Ва= 2.367 Ха= 1.160 (без напливу)
 Sk= 21.224 Sot=0.1943 Lm= 4.745 Et= 3.976 (без напливу)
 Xi00= 30.0 Xi05= 18.0 Xi10= 4.2 Xic= 30.0 Xi25= 24.3 (без напливу)

 Тип профілю - класичний Kp= 2.1 m= 0.350
 Cб= 0.100 Cк= 0.050 z= 0.090 Xc= 0.000 f= 0.000 Xf= 0.000 M*=0.909

 XB0=25.227 XBб=25.227 Fi= 0.000 відстань від шкарпетки фюзеляжу і кут установки
 X14=26.072 D14= 0.000 X12=26.917 D14= 0.000
 X1=12.421 B1= 4.698 Xго=15.739 Yго= 3.153 S*/Sk= 0.700

 Компонування - Т-подібне оперення Sig=0.000 Kint= 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 0.93227
 H=11.0 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 0.93227

 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
 Xt 0.11289 0.08890 0.07352 0.06282 0.05495 0.04891 0.04413 0.00000
 H= 0.0 0.00706 0.00670 0.00644 0.00622 0.00604 0.00587 0.00571 0.00524
 H=11.0 0.00818 0.00775 0.00746 0.00722 0.00701 0.00682 0.00664 0.00623

 Хвильовий опір ізольованого горизонтального оперення M*=0.909
 M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20
 0.04668

 Похідна $dC_y/d\Delta l$ ізольованого горизонтального оперення Alfa0= 0.00
 M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80 M=1.20
 3.5604 3.6182 3.7047 3.8275 3.9990 4.2426 4.6059 4.7227

 Положення фокусу X_f горизонтального оперення в долях 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
 0.5098 0.5098 0.5098 0.5098 0.5099 0.5100 0.5104 0.6876
 =====

Геометрич. параметри і а/д характеристики ІЗОЛЬОВАНОГО ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕННЯ

 Вертикальне оперення - центральне (1шт)
 B0= 4.050 Bб= 4.050 Bк= 3.380 Bs= 3.715 L= 2.700 Lк= 2.700
 Ва= 3.725 Ха= 0.787 (без напливу)
 Sk= 10.031 Sot=0.0918 Lm= 0.727 Et= 1.198 (без напливу)
 Xi00= 31.0 Xi05= 25.5 Xi10= 19.4 Xic= 31.0 Xi25= 28.3 (без напливу)

 Тип профілю - класичний Kp= 2.1 m= 0.350
 Cб= 0.100 Cк= 0.100 z= 0.100 Xc= 0.000 f= 0.000 Xf= 0.000 M*=0.911

 XB0=23.449 XBb=23.449 Fi= 0.000 відстань від шкарпетки фюзеляжу і кут установки
 X14=24.462 D14= 0.000 X12=25.474 D14= 0.000

Компонування a= 3.420 b= 1.420 Lmφ= 1.274

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
N= 0.0	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	0.99753
N=11.0	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	0.99753

Профільний опір ізолюваного 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	0.07686	0.05758	0.04618	0.03864	0.03329	0.02930	0.02620	0.00000
N= 0.0	0.00663	0.00629	0.00604	0.00584	0.00567	0.00552	0.00537	0.00488
N=11.0	0.00769	0.00731	0.00703	0.00681	0.00661	0.00644	0.00627	0.00576

Хвильовий опір ізолюваного 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
								M*=0.911
								0.02801

=====

Геометричні параметри і аеродинамічні характеристики ІЗОЛЮВАНИХ М/ГОНДОЛ

=====

Має в розпорядженні м/гондол - на крыле Ngd= 2 Kint= 1.316

Lgd= 3.800 Dgd= 1.600 Dцт= 1.600 Lm= 2.375 S= 2.011 Sot=0.0184 Fб/Sm= 9.500

Відстань від шкарпетки фюзеляжу Lmгд= 7.583 M*= 0.579

Тип двигуна - ТРД

Xгд= 2.800 Нгд=-1.550 Агд= 0.000

Додаткові елементи: реверс тяги, техн. щілини

Профільний опір ізолюваної 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
Точка Xt	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
N= 0.0	0.02950	0.02933	0.02956	0.02996	0.03041	0.03087	0.03132	0.03277
N=11.0	0.03563	0.03522	0.03536	0.03572	0.03617	0.03665	0.03712	0.03866

Додатковий профільний опір ізолюваної 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
N= 0.0	0.00719	0.00717	0.00719	0.00722	0.00725	0.00729	0.00732	0.00743
N=11.0	0.00765	0.00762	0.00763	0.00765	0.00769	0.00772	0.00776	0.00787

Хвильовий опір ізолюваної 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
								M*=0.579
								0.00861

Похідна підйомної сили ізолюваної м/гондоли dCy/dAl= 0.0000

=====

Критичне число Маха літака M*=0.95 min{0.878,0.909,0.911,0.905,0.579}= 0.834

Опір частин літака і додаткових елементів в 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
N= 0.0	0.01027	0.01015	0.01008	0.01003	0.00999	0.00996	0.00993	0.01400
N=11.0	0.01088	0.01073	0.01063	0.01056	0.01051	0.01047	0.01043	0.01422

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
								0.03784

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	0.00667	0.00640	0.00621	0.00606	0.00593	0.00582	0.00571	0.00519
H=11.0	0.00755	0.00730	0.00712	0.00697	0.00683	0.00671	0.00659	0.00613
Профільний опір інтерференції крив + 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	0.00007	0.00007	0.00007	0.00006	0.00006	0.00006	0.00006	0.00006
H=11.0	0.00008	0.00008	0.00008	0.00007	0.00007	0.00007	0.00007	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								0.13934
H=11.0								0.13934
Хвильовий опір інтерференції крив + 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								- 0.00578
H=11.0								- 0.00578
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	0.00137	0.00130	0.00125	0.00121	0.00117	0.00114	0.00111	0.00095
H=11.0	0.00159	0.00151	0.00145	0.00140	0.00136	0.00132	0.00129	0.00113
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=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								0.00845
H=11.0								0.00845
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								- 0.00047
H=11.0								- 0.00047
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	0.00061	0.00058	0.00055	0.00054	0.00052	0.00051	0.00049	0.00045
H=11.0	0.00071	0.00067	0.00065	0.00063	0.00061	0.00059	0.00058	0.00053
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								0.00257
H=11.0								0.00257
Профільний опір м/гондол 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	0.00178	0.00177	0.00178	0.00180	0.00182	0.00185	0.00187	0.00195
H=11.0	0.00210	0.00207	0.00208	0.00210	0.00212	0.00215	0.00217	0.00225
Хвильовий опір м/гондол 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								0.00032
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	0.02077	0.02027	0.01994	0.01970	0.01950	0.01933	0.01917	0.02259

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	0.93227

Коефіцієнти інтерференції : горизонтальне оперення + фюзеляж								kAl0=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
kAl	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000
DkAl	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
kFi	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000	1.00000
DkFi	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
eps0	0.877	0.887	0.902	0.924	0.955	0.999	1.068	0.743
epsAl	0.1455	0.1472	0.1497	0.1533	0.1584	0.1659	0.1772	0.1233

Похідна dCy/dAl і кут Alfa0 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
dCy/dAl	3.20489	3.26175	3.34721	3.46870	3.63903	3.88139	4.24256	4.15067
Alfa0	- 5.95	-5.95	-5.95	-5.95	-5.95	-5.95	-5.95	-5.95

Похідна dCy/dAl і кут Alfa0 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
dCy/dAl	0.59108	0.59950	0.61203	0.62962	0.65385	0.68752	0.73623	0.74995
Alfa0	1.03	1.04	1.06	1.09	1.13	1.20	1.30	0.85

Похідна dCy/dAl і кут Alfa0 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
dCy/dAl	0.13454	0.13454	0.13454	0.13454	0.13454	0.13454	0.13454	0.17227
Alfa0	0.47	0.47	0.47	0.47	0.47	0.47	0.47	0.47

Похідна dCy/dAl мотогондол в системі літака dCy/dAl= 0.00000

Похідна dCy/dAl і кут Alfa0 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
dCy/dAl	3.33943	3.39630	3.48175	3.60325	3.77357	4.01593	4.37710	4.32294
Alfa0	- 4.80	-4.81	-4.81	-4.82	-4.83	-4.84	-4.85	-4.80

Похідна dCy/dAl і кут Alfa0 літака с 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
dCy/dAl	3.93051	3.99579	4.09378	4.23287	4.42742	4.70345	5.11333	5.07289
Alfa0	- 4.05	-4.05	-4.06	-4.07	-4.08	-4.10	-4.12	-4.07

Коефіцієнт підйомної сили літака $C_{ya}=dC_y/dAl (Al - Al_0)$ (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
Al= 0.0	0.27784	0.28275	0.29013	0.30062	0.31531	0.33621	0.36731	0.36034
Al=10.0	0.96384	0.98015	1.00463	1.03939	1.08804	1.15711	1.25976	1.24573
Al=20.0	1.64985	1.67755	1.71913	1.77816	1.86077	1.97802	2.15220	2.13112

Коефіцієнт максимальної підйомної сили літака і 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
$C_{ya\ max}$	1.13409	1.09408	1.05405	1.01400	0.97394	0.93386	0.89376	
Alfa кр	13.98	13.13	12.19	11.16	10.02	8.78	7.40	

Коефіцієнт відвала 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
	0.04691	0.04691	0.04689	0.04687	0.04685	0.04681	0.04675	0.19718

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	15.210	15.380	15.495	15.583	15.659	15.728	15.796	2.473

H=11.0	14.551	14.715	14.824	14.909	14.982	15.051	15.120	2.463
Найвигідний коефіцієнт підйомної сили C_u н.в.								
	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	0.70071	0.69309	0.68815	0.68453	0.68164	0.67919	0.67707	1.02523
H=11.0	0.73243	0.72443	0.71931	0.71550	0.71240	0.70972	0.70735	1.02951

Поляра літака $S_{xa} = S_{x0} + A C_{ya}^2$ 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
$C_{ya} = 0.0$	0.02303	0.02253	0.02221	0.02196	0.02177	0.02159	0.02143	0.20726
$C_{ya} = 0.2$	0.02491	0.02441	0.02408	0.02384	0.02364	0.02346	0.02330	0.21514
$C_{ya} = 0.4$	0.03054	0.03004	0.02971	0.02946	0.02926	0.02908	0.02891	0.23881
$C_{ya} = 0.6$	0.03992	0.03942	0.03909	0.03884	0.03863	0.03844	0.03826	0.27824
$C_{ya} = 0.8$	0.05306	0.05255	0.05222	0.05196	0.05175	0.05155	0.05135	0.33345
$C_{ya} = 1.0$	0.06995	0.06944	0.06910	0.06884				0.40444

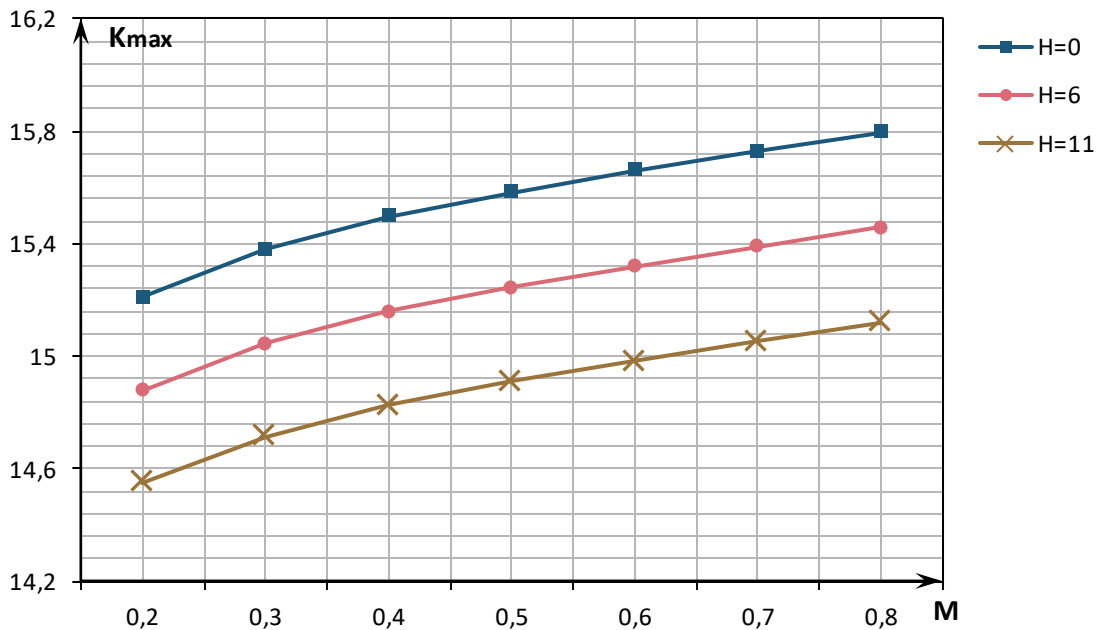


Рисунок 1.17 Залежність $K_{max}=f(M)$

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
$C_{ya} = 0.0$	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	
$C_{ya} = 0.2$	0.00005	0.00006	0.00007	0.00008	0.00009	0.00010	0.00011	
$C_{ya} = 0.4$	0.00045	0.00050	0.00056	0.00063	0.00071	0.00081	0.00553	
$C_{ya} = 0.6$	0.00157	0.00176	0.00199	0.00226	0.00258	0.00401	0.03382	
$C_{ya} = 0.8$	0.00410	0.00466	0.00535	0.00622	0.00788	0.04418	0.08262	
$C_{ya} = 1.0$	0.01005	0.01211	0.01527	0.02717				
C_{yaKrit}	1.44421	1.29843	1.14393	0.97816	0.79689	0.59184	0.34115	

Поляра літака $S_{xa} = S_{x0} + A C_{ya}^2 + dC_{xi}$ 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
$C_{ya} = 0.0$	0.02303	0.02253	0.02221	0.02196	0.02177	0.02159	0.02143	0.20726
$C_{ya} = 0.2$	0.02497	0.02447	0.02415	0.02392	0.02373	0.02356	0.02341	0.21514
$C_{ya} = 0.4$	0.03099	0.03053	0.03027	0.03009	0.02997	0.02989	0.03444	0.23881
$C_{ya} = 0.6$	0.04150	0.04118	0.04107	0.04109	0.04121	0.04245	0.07208	0.27824
$C_{ya} = 0.8$	0.05716	0.05722	0.05757	0.05818	0.05962	0.09573	0.13397	0.33345
$C_{ya} = 1.0$	0.08000	0.08155	0.08437	0.09601				0.40444
$C_{ya} = Max$	0.12337	0.11868	0.11430	0.11874	0.14515	0.17032	0.19537	

K max	14.486	14.581	14.610	14.601	14.565	14.506	12.432	2.473
-------	--------	--------	--------	--------	--------	--------	--------	-------

Суа н.в.	0.63400	0.62136	0.61025	0.59941	0.58828	0.57650	0.34116	1.02524
Афан.ст.	5.19	4.86	4.48	4.05	3.53	2.93	-0.29	7.51

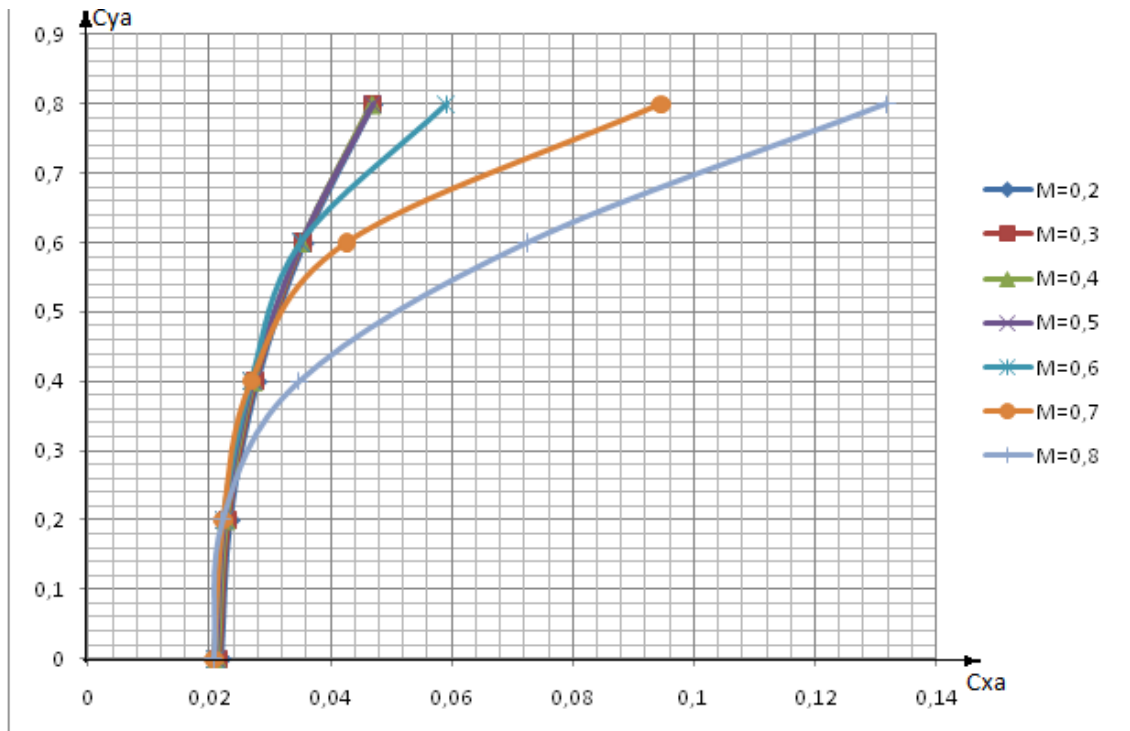


Рисунок 1.18 Поляра $Su_a = f(Cx_a)$

1.3.2. Аналіз впливу геометричних параметрів крила на його аеродинамічні характеристики і положення фокусу літака. Аналіз поздовжньої і поперечної стійкості літака

Подовжній момент і положення фокусу частин літака в системі літака

Похідна dMz/dA_1 і положення фокусу Xf/Lf 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
dMz/dA_1	- 1.5253	-1.5524	-1.5931	-1.6509	-1.7319	-1.8473	-2.0192	-2.1432
Xf/Lf	0.4759	0.4759	0.4759	0.4759	0.4759	0.4759	0.4759	0.5164

Похідна dMz/dA_1 і положення фокусу Xf/Lf 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_1	- 0.5822	-0.5905	-0.6029	-0.6202	-0.6441	-0.6772	-0.7253	-0.7552
Xf/Lf	0.9850	0.9850	0.9850	0.9850	0.9850	0.9850	0.9851	1.0070

Похідна dMz/dA_1 і положення фокусу Xf/Lf 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
dMz/dA_1	0.0288	0.0288	0.0288	0.0288	0.0288	0.0288	0.0288	0.0227
Xf/Lf	- 0.2139	-0.2139	-0.2139	-0.2139	-0.2139	-0.2139	-0.2139	-0.1320

Похідна dMz/dA_1 мотогондол в системі літака

$dMz/dA_1 = 0.0000$

Положення мотогондол відносно шкарпетки фюзеляжу

$X_{мгд}/Lf = 0.2772$

Похідна dMz/dA_1 і 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_1	- 1.4965	-1.5236	-1.5643	-1.6221	-1.7032	-1.8185	-1.9904	-2.1205
Xf/Lf	0.4481	0.4486	0.4493	0.4502	0.4513	0.4528	0.4547	0.4905

Похідна $dMz/d\Delta l$ і положення фокусу Xf/Lf літака с 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
$dMz/d\Delta l$	- 2.0788	-2.1141	-2.1671	-2.2423	-2.3472	-2.4957	-2.7157	-2.8757
Xf/Lf	0.5289	0.5291	0.5294	0.5297	0.5302	0.5306	0.5311	0.5669

Фокус Xf/Va літака без горизонтального оперення відносно шкарпетки 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	- 0.0235	-0.0200	-0.0148	-0.0079	0.0010	0.0124	0.0270	0.3012

Фокус Xf/Va літака с горизонтальним оперенням відносно шкарпетки 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	0.5951	0.5967	0.5989	0.6017	0.6049	0.6085	0.6121	0.8862

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	0.6186	0.6167	0.6137	0.6096	0.6039	0.5961	0.5851	0.5850

Коефіцієнт моменту mz_0 крила і 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
$mz_{0из.до}$	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
$mz_0\phi(\kappa)$	0.1205	0.1206	0.1207	0.1209	0.1211	0.1213	0.1217	0.1205
mz_0^*	0.0776	0.0777	0.0778	0.0779	0.0780	0.0782	0.0784	0.0777

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
$mz_0\kappa'$	- 0.0709	-0.0709	-0.0710	-0.0711	-0.0712	-0.0714	-0.0716	-0.0853
$mz_0\phi'$	- 0.0056	-0.0056	-0.0056	-0.0056	-0.0056	-0.0056	-0.0056	-0.0067

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
	0.0012	0.0012	0.0012	0.0012	0.0012	0.0012	0.0012	-0.0144

Коефіцієнт моменту mz_0 частин літака с 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
$mz_0\kappa$	0.1350	0.1380	0.1423	0.1485	0.1570	0.1689	0.1862	0.1669
$mz_0г.про$	0.0370	0.0380	0.0396	0.0418	0.0451	0.0501	0.0580	0.0374
$mz_0\phi$	- 0.0063	-0.0063	-0.0063	-0.0063	-0.0063	-0.0063	-0.0063	-0.0076

Коефіцієнт моменту mz_0 літака с 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
	0.2434	0.2474	0.2534	0.2619	0.2739	0.2909	0.3164	0.2744

Висновок

Розглянуто основні тактико-технічні вимоги до проекту літака.

На основі статистичних даних розроблені тактико-технічні вимоги до проєктованого літака.

Проведено вибір та обґрунтування схеми літак і розрахунки злітної маси літака в нульовому наближенні та маси основних агрегатів літака, силової установки, паливної системи та обладнання.

Визначено геометричні розміри основних агрегатів літака та проведено вибір конструктивно силової схеми основних агрегатів літака.

З використанням системи моделювання Siemens NX створено 3D модель вигляду проєктованого літака.

На основі отриманих результатів проведено розрахунок основних аеродинамічних характеристик проєктованого літака.

Отримані результати розрахунків дають змогу зробити висновок про відповідність характеристик проєктованого літака тактико-технічним вимогам, що висувуються до нього.

2. ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ

Гідросистема та її експлуатація

2.1 Призначення та склад гідравлічних систем

ПРИЗНАЧЕННЯ

Гідравлічна система літака призначена для:

- приводів системи керування літаком і механізації крила;
- прибирання-випуску шасі, в основному і резервному режимі;
- механізмів повороту коліс передньої опори;
- механізмів гальмування основних опор шасі;
- управління склоочисниками пілотської кабіни;
- управління переднім і заднім вантажолюком;
- реверсу двигунів;
- опори вантажолюк.

До основних параметрів гідросистеми належать:

- тиск у гідросистемах, який залежить від справної роботи гідросистем і від кількості споживачів, що одночасно працюють;
- температура рідини в гідробаках;
- кількість рідини в гідробаках;
- тиск повітря в системі наддуву гідробаків.

РОЗВ'ЯЗУВАНІ ЗАВДАННЯ

Гідравлічна система перетворює невелике зусилля на значно більше, використовуючи гідравлічну (робочу) рідину для передавання енергії з метою переміщення, керування або приведення в дію, наприклад:

У цьому пристрої поршень малого насоса використовується для чинення тиску на рідину. Рідина в системі передає тиск на циліндр, у якому навантаження несе на собі більший поршень. Зі збільшенням сили, що діє на менший поршень, тиск підвищується доти, доки не стає достатнім для компенсації навантаження.

Гідравлічні системи працюють тому, що рідини є практично нестисливими. Під час подачі рідини в систему вона передає тиск рівномірно в усіх напрямках і діє з однаковою силою на всі рівновеликі площі («закон Паскаля»). Це означає, що за допомогою докладання малого зусилля на малій площі можна витримати велике навантаження на великій площі. Зусилля, що прикладається до меншого поршня, збільшується більшим поршнем пропорційно їхнім розмірам.

Застосування гідравлічної (робочої рідини) енергії є дуже ефективним способом передачі енергії.

Переваги гідравлічної енергії:

- ефективність і точність при переміщенні важких вантажів з точним регулюванням;
- гнучкістю для точного регулювання великих і малих зусиль;
- надійність (обладнання можна захистити від перевантаження за допомогою простих клапанів скидання тиску.);
- компактність та економічність систем.

Мережа джерел тиску призначена для створення робочого тиску, акумулювання енергії, регулювання тиску в системі, розподілу по споживачах і розміщення деякого запасу робочої рідини. Номінальний тиск у ГС становить - 150кгс/см² (15МПа).

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

Багато споживачів живляться одночасно від декількох гідросистем. Це підвищує надійність їхньої роботи, оскільки в разі виходу з ладу однієї з систем споживач продовжує отримувати живлення від іншої системи.

Кожна рульова поверхня (закрилки, елерони, керма висоти, напряду) керується від максимальної кількості гідросистем, наявних на літаку, а відповідальні споживачі (закрилки, шасі тощо) - щонайменше від двох гідросистем (резервування). Менш відповідальні споживачі та споживачі, які працюють тільки на землі, управляються від однієї гідросистеми.

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 і механізації крила, механізм повороту коліс передньої опори, мережі керування передніми і задніми вантажними люками. Гальма під'єднані до трьох автономних гідросистем для підвищення надійності. У разі зниження тиску в напірних магістралях нижче допустимого, для забезпечення нормальної роботи основних споживачів інші споживачі отримують менше робочої рідини або взагалі вимикаються. У кожній автономній гідравлічній системі, окрім основних насосів, передбачено резервні джерела живлення - гідротрансформатори, які автоматично або вручну вмикаються, турбонасосна установка та електропровідна насосна станція.

На рис. 2.1. представлена типова схема гідросистеми

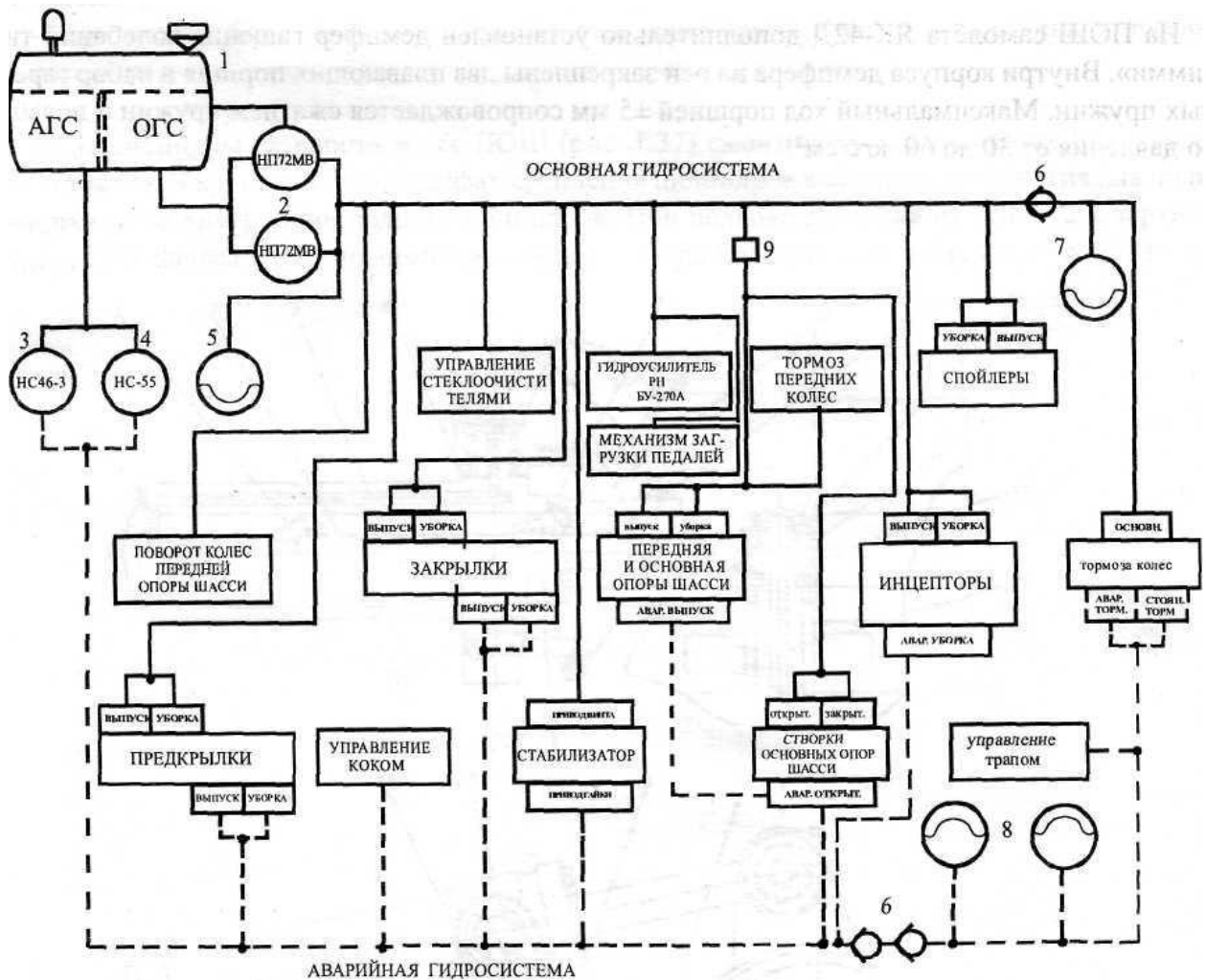


Рисунок 2.1. Структурна схема гідросистеми

1 - гідробак; 2 - гідронасос НП72МВ; 3 - резервна насосна станція НС46-3; 4 - аварійна насосна станція НС55; 5 - гідроаккумулятор основної гідросистеми; 6 - зворотний клапан; 7 - гідроаккумулятор основної гальмівної системи; 8 - гідроаккумулятори аварійної гальмівної системи; 9 - підпірний клапан РД20Д-2.

Загальна ємність ОГС - близько 55 літрів. Робочий тиск в ОГС 140... 170 кгс/см². ОГС забезпечує (рис. 2.1.):

- прибирання-випуск шасі з відкриттям-закриттям ступок ніші ООШ,
- пригальмовування коліс передньої опори шасі (тільки під час прибирання опори),
- основне гальмування коліс КТ-141,
- розворот коліс ПОШ,
- випуск-прибирання передкрилків і закрилків (один канал - ОСНОВНИЙ),
- гідроживлення бустера БУ-270А і механізму завантаження педалей,
- випуск-прибирання спойлерів,
- випуск-прибирання інтерцепторів (основне управління),

- гідроживлення ГМ-40 приводу редуктора ВІНГА МПС,
- гідроживлення приводів склоочисників ПС4-00-2.

Джерелами тиску ОГС є два плунжерні гідронасоси НП72МВ (13), встановлені на лівому і середньому двигунах. Номінальна продуктивність насоса 27,5 л/хв при $p = 145 \text{ кгс/см}^2$. У корпусі насоса змонтовано регулятор продуктивності, який автоматично зменшує кут нахилу вузла, що хитає (хід поршеньків), за умови підвищення тиску за насосом до $150 + 15 \text{ кгс / см}^2$ і переводить насос на "нульову" продуктивність 3 ... 4 л/хв, що забезпечує змашування та охолодження насоса.

ОСНОВНІ ЕЛЕМЕНТИ ГС

До складу гідросистеми входять:

- гідронасоси для створення тиску (плунжерні, шестерні, лопатеві тощо);
- виконавчі силові приводи (гідроциліндри, гідропідсилювачі, гідродвигуни тощо);
- пристрої та ємності баків для робочої рідини, що перетворюють командні сигнали, які надходять (електричні, пневматичні, механічні та ін.), на гідравлічні командні впливи (відкриття і закриття кранів, переміщення плунжерів, відкриття або закриття клапанів);
- пристрій і ємність баків для робочої рідини;
- фільтри для захисту агрегатів від впливу забрудненої рідини та очищення рідини;
- 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.

Поршневий насос

Цей поршневий насос є аксіально-поршневим насосом змінної продуктивності із розподілом робочої рідини через торці. В даному насосі основними конструктивними елементами є корпус 2 (зображений на Рисунку 2.2), блок 6 циліндрів, золотник 7, регулятор тиску, сервоциліндр 3 і люлька 5. Привід для цього насоса надається від коробки приводів авіаційного двигуна. Привідний вал 1 насоса, обертаючись, викликає обертання блока 6 циліндрів. Цей блок, рухаючись вздовж золотника 7, керує поршнями, які в свою чергу

створюють зворотно-поступальний рух. В циліндрах, де поршні витягнуті, насос всмоктує робочу рідину з магістралі всмоктування, тоді як в циліндрах, де поршні затиснуті, рідина виходить під тиском в лінію нагнітання насоса. Тиск на виході з насоса через фільтр потрапляє в порожнину регулятора тиску.

Робота насоса контролюється за допомогою регулятора тиску та сервоциліндра 3. Коли тиск у системі перевищує задане значення, регулятор відкриває канал і знижує тиск у порожнині сервоциліндра 3. Цей тиск переміщує сервоциліндр 3, який, повертаючи люльку 5, зменшує кут нахилу блока 6 циліндрів, що веде до зменшення продуктивності насоса. Коли тиск падає нижче заданого рівня, регулятор закриває канал, і процес повторюється. Рідина з порожнини сервоциліндра 3 викидується в порожнину корпусу 2 насоса, збільшуючи кут нахилу блока 6 циліндрів і, відповідно, продуктивність насоса.

Насосна станція НС 46-3

Станція насоса складається з аксіально-поршневого гідравлічного насоса і змінного приводного електродвигуна змінного струму. Передача руху насосу відбувається за допомогою шестерневого редуктора, що приводить в рух насос через обертання від електродвигуна. Робочий принцип станції ідентичний роботі насоса НП-72МВ. На вході станції нульового подання тиск становить 150 кілограмів на квадратний сантиметр або 15 мегапаскалів 150_{-5}^{+10} кгс/см² або $(15_{-5}^{+10}$ МПа).

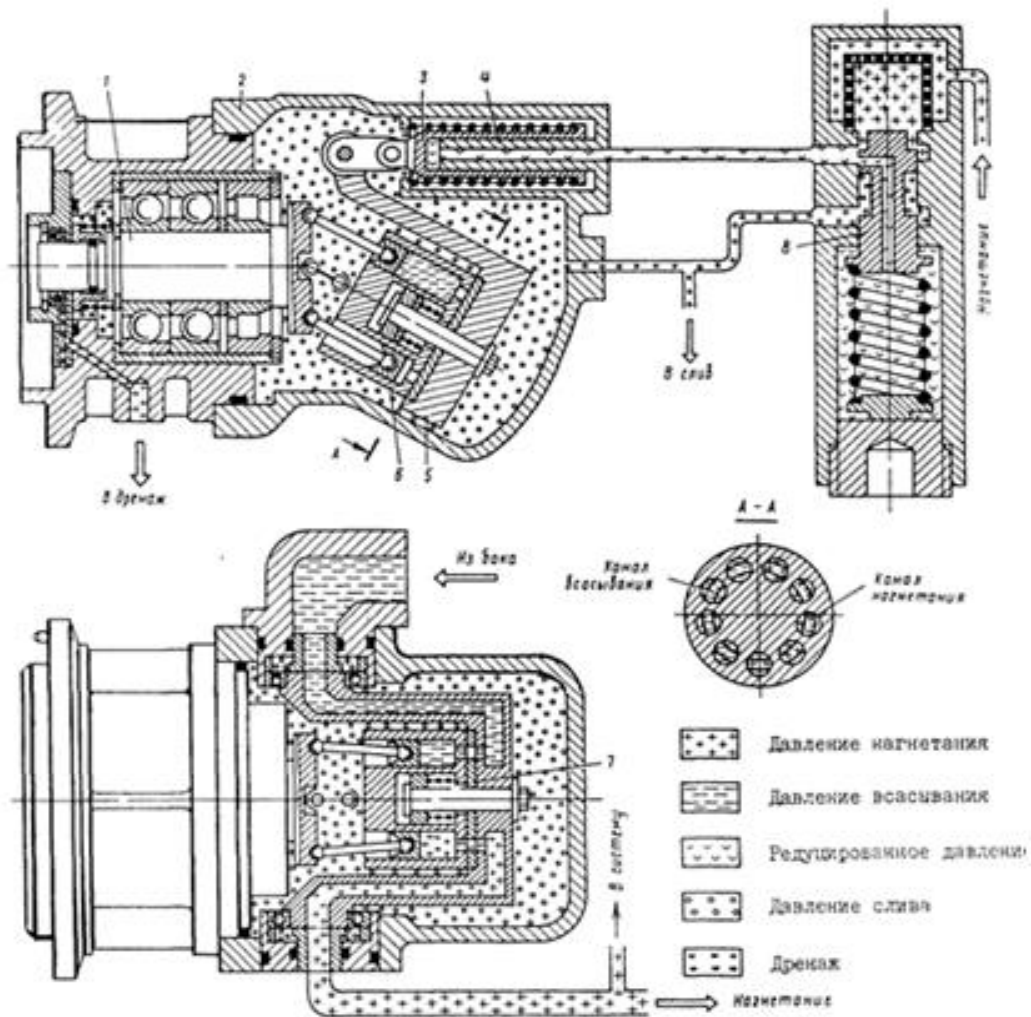


Рисунок 2.2. Поршневый насос НП72МВ.

Причини відмов

Було виявлено найбільше кількість несправностей, пов'язаних із невключенням електродвигуна під час випуску шасі, а також з наявністю багатої кількості сторонніх частинок у робочій рідині гідросистеми, які могли бути як металевого, так і органічного походження. Це призвело до забиття золотника регулятора подачі. Всі ці несправності виявлялися в падінні тиску в гідросистемі і заклинюванні окремих елементів, таких як шасі не висувається або не випускаються закріпки тощо. У більшості випадків, для усунення цих проблем, проводилася заміна НС46-3.

З огляду на те, що обороти гідронасосів мають значну величину, близько 4000 об/хв, усередині них відбувається такий процес. Під час руху плунжерів (поршнів) на всмоктування гідрорідина не встигає заповнити утворений об'єм за плунжером, унаслідок чого всередині циліндрів утворюється вакуум, потім рідина різко надходить в утворений об'єм, відбувається схлопування вакуумної

бульбашки, водночас виникають великі руйнівні сили - гідродар, які виводять з ладу гідронасос.

Гідравлічні акумулятори – гідротрансформатори

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

При цьому передача потужності з однієї системи в іншу відбувається без обміну робочою рідиною.

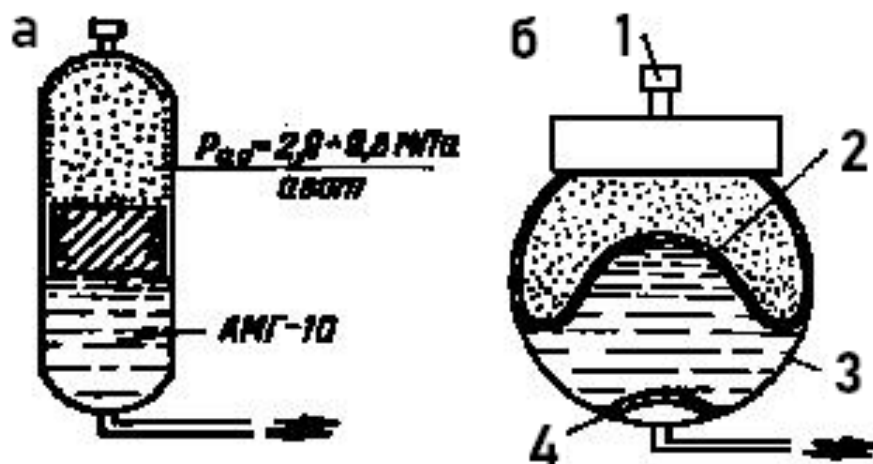


Рисунок 2.3. Схеми гідроакумуляторів

а - з плаваючим поршнем, б - з мембраною, 1 - зворотний клапан, 2 - мембрана, 3 - сталевий корпус, 4 - металевий грибок, що оберігає мембрану від вдавнення в штуцер.

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

Витрачання енергії відбувається, коли стиснений азот, розширюючись, виштовхує рідину з гідроакумулятора в систему.

Як бачимо з малюнка, циліндричний гідроакумулятор має поршень, з одного боку якого міститься технічний азот із початковим тиском $\sim 70-80$ кг/см², гідрорідина, що накачується гідронасосом. Під час споживання витрати рідини, стиснений азот видавлює гідрорідину в магістраль нагнітання.

У сферичному гідроакумуляторі, межею розділу двох середовищ є гумова діафрагма, всередину якої також накачується азот з тиском $\sim 30-40$ кг/см². З

іншого боку на діафрагму тисне гідрорідина, що закачується гідронасосом. Принцип роботи такого гідроаккумулятора такий самий, як і циліндричного. Гідроаккумулятор виконує кілька функцій:

- зменшує коливання тиску рідини, спричинені роботою насоса, автомата розвантаження, розподільних пристроїв і гідроприводів;
- короткочасно збільшує під час увімкнення гідропривода початкову потужність системи;
- служить аварійним джерелом енергії в разі відмови насоса;

Гідравлічні підсилювачі (бустер)

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

Приклад позначення: КАУ-30Б (Комбінований Агрегат Управління), РА-60Б (Рульовий Агрегат) - Мі-8, Мі-17, 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 і електрогідравлічних стежачих систем і систем автоматичного регулювання.

Тиск рідини в напірній магістралі гідропідсилювачів може варіюватися від 7 до 300 кг/см². Вага гідропідсилювачів перебуває в межах від 0,3 до 20 кг. Потужність потоку рідини, керована гідропідсилювачем, може змінюватися в діапазоні від 1 до 206кВт, а коефіцієнт посилення за потужністю - в межах 300... 300000ед.

Гідравлічний підсилювач має такі переваги перед іншими підсилювальними пристроями:

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

Гідравлічні розподільні пристрої - гідроапаратура

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

Основні конструктивні вузли розподільників бувають трьох типів:

- клапанні;
- золотникові;
- кранові.

З'єднувальна арматура

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

Гідрокрани

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

Частиною цих кранів керує екіпаж із кабіни пілотів за допомогою тумблерів, а деякими гідрокранами керують автоматично, за допомогою логічних схем.

Система наддува и дренажа

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

У систему наддуву і 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.
- редуктори - для зниження тиску повітря;
- запобіжні клапани - який відкривається при тиску наддуву.
- гідрогасники.

Гідробак

Гідробак (гідравлічний 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, то вкрай важливим є очищення робочої рідини;
- охолодження робочої рідини.

Гідробак із наддувом - гідробак, у якому газ над рідиною перебуває під тиском, вищим за атмосферний.

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

Бак - зварної конструкції, загальним об'ємом $48 \pm 1 > 5$ л. Встановлено в лівому техвідсіку ніші трапа. У середині бака дві перегородки: вертикальна, герметична - розділяє аварійний залишок АМГ-10 у відсіку АГС близько 9,5 л і

у відсіку ОГС близько 14 л.; горизонтальна перегородка обмежує мінімальний рівень АМГ-10 у баку 23 л, після чого залишок розділяється по відсіках. Збоку на баку мірна трубка рівня АМГ від 23 л до 42 л.

Номінальний рівень заправки бака при розряджених системах і випущених пасі не більше 39,5 л. Зверху на баку встановлено: заливну горловину із сітчастим фільтром, ємнісний датчик рівня АМГ-10 ДСІ7-1.1 трійник із запобіжним клапаном (12), зворотним клапаном наддуву (13) і дренажним штуцером (І). На нижній стінці бака розташовані два штуцери всмоктування, два штуцери повернення (зливу), штуцер приєднання бортового клапана всмоктування, зливний кран 636700А (злив з аварійного відсіку). Контроль рівня АМГ-10 у баку здійснюється СІГ1-1, до якої входять: датчик ДСІ7-1 у баку і показчик ІУС1-1 на лівому бічному пульті. Рівень АМГ висвічується на ІУС1-1 зеленим світловим стовпчиком.

У разі зниження рівня до 23 л на індикаторі загоряється поперечна жовта смуга в проблісковому режимі. У разі підвищення рівня до 40...42 л загоряється поперечна жовта смуга в проблісковому режимі. Кнопка на індикаторі служить для перевірки сигналізації мінімального рівня.

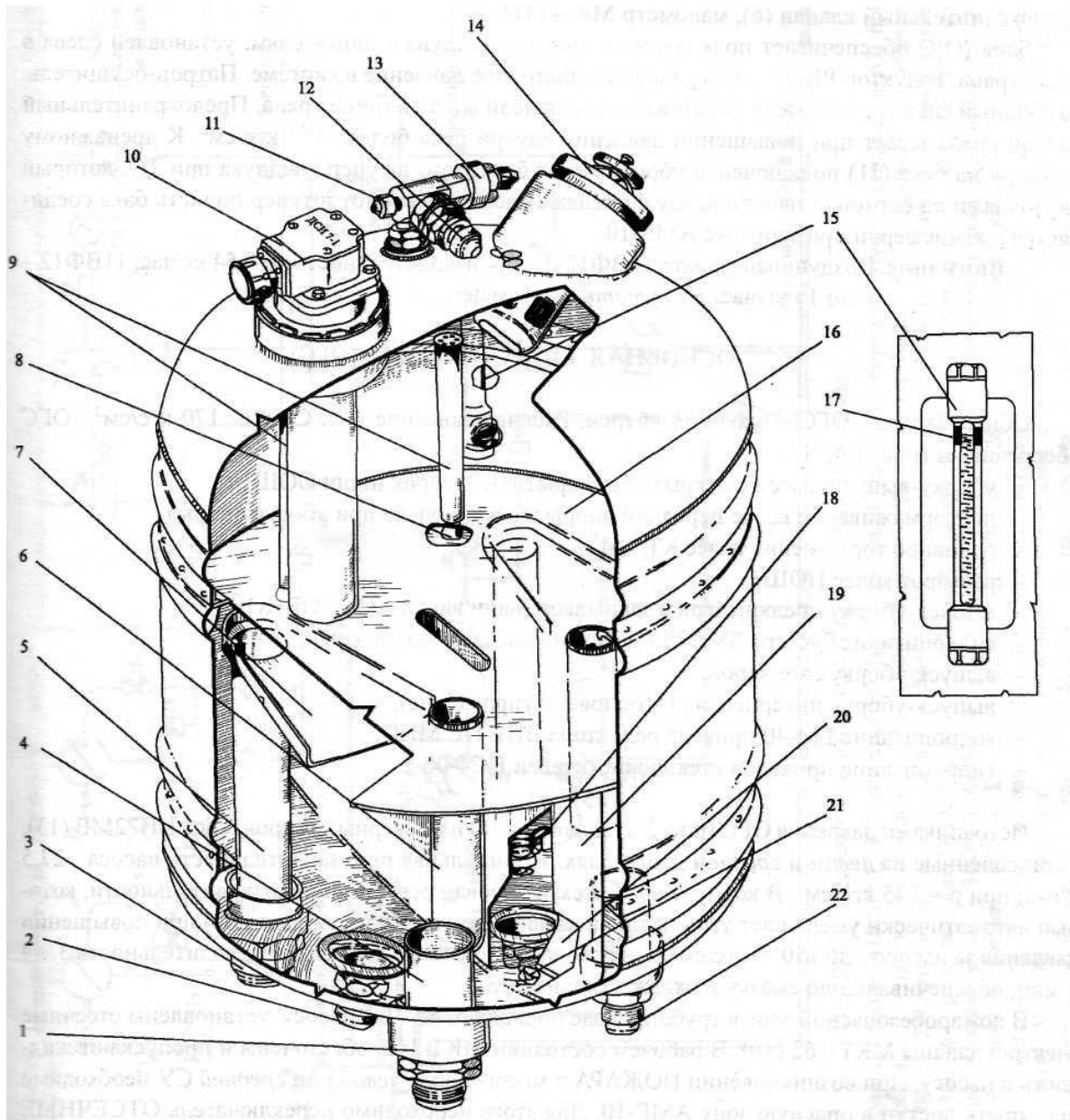


Рисунок 2.4. Гідробак

1 - штуцер магістралі всмоктування основної системи; 2 - штуцер бортового клапана всмоктування; 3 - штуцер магістралі зливу системи; 4 - патрубок всмоктування; 5 - патрубок зливу; 6 - переливний патрубок; 7 - піногасник; 8 - зворотний клапан; 9 - дренажні патрубки; 10 - датчик-сигналізатор ДСИ7-1; 11 - дренажний штуцер; 12 - запобіжний клапан; 13 - зворотний клапан із фільтром; 14 - заливна горловина; 15 - мірна трубка; 16 - горизонтальна перегородка; 17 - риска робочого рівня; 18 - штуцер магістралі зливу аварійної системи; 19 - вертикальна перегородка; 20 - вертикальна перегородка; 21 - зливний кран 636700А (у відсіку АТС); 22 - штуцер магістралі всмоктування аварійної системи.

Блок (ОК) забезпечує підключення системи наддуву до двигунів, встановлених зліва в ніші трапа. Редуктор РВ-2Т підтримує надлишковий тиск у системі. Патрон-осушувач, повітряний фільтр, манометр встановлені на панелі в лівій ніші трапа. Запобіжний клапан спрацьовує в разі підвищення тиску всередині бака понад $3+0'3$ кгс/см². До дренажного штуцера на баку (11) під'єднано трубопровід від бортового штуцера наддуву під час ТО, який розташовано на бортовій панелі внизу фюзеляжу ліворуч. Через цей штуцер порожнина бака з'єднується з атмосферою під час заправлення АМГ-10.

2.2 Робоче тіло. Гідравлічна рідина

Найважливішим компонентом будь-якої гідравлічної системи є робоча рідина (далі гідравлічна рідина), яку містить ГС.

Гідравлічна рідина повинна виконувати кілька функцій:

- передача енергії - є основною метою використання гідравлічної рідини. Для ефективного передавання гідравлічної енергії необхідна рідина, яка не стискається та легко тече гідравлічним контуром.

- змащування - обладнання, що використовується в гідравлічних системах, виготовляється, як правило, з високою точністю. Усі рухомі деталі мають бути відповідним чином змащені для мінімізації тертя і зношування. Гідравлічна рідина постійно використовується для цієї мети, також як для передачі енергії.

- захист - система має бути захищена від корозії.

Охолодження - рідина має бути здатна розсіювати будь-яку кількість тепла, що виділяється в гідравлічній системі.

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

Рідина також повинна швидко відокремлювати воду і 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 олив, які отримують із рядових нафтових фракцій із використанням сучасних технологічних процесів екстракційного та гідрокаталітичного очищення.

Робочим тілом гідросистеми на більшості літаків ЦА є авіаційне масло гідравлічне АМГ-10. Однак воно стає пожежонебезпечним за температури

понад 120 °С. Іноді використовують негорючу рідину НГЖ, що витримує температуру понад 200 °С.

У таблиці 2.1 представлено основні властивості **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 2 мм/з (сСт) При +50 З, не менше При - 50 З, не менше	10 1250
Кислотне число, мг КОНІВ на 1 г олії, не більше	0,03
Випробування на корозію	Витримує
Кінематична в'язкість після окислення мм ² /с (сСт): При +50 З, не менше При - 50 З, не більше	9,5 × 10 ⁻⁶ (9,5) 1500 × 10 ⁻⁶ (1500)
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
Кислотне число після окислення, мг КОНІВ на 1г олії, не більше	0,15
Ваговий показник корозії при випробуванні металевих пластинок упродовж 50 година, мг/см2	±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, не вище	93
Температура згущування, не вище	-70
Якість плівки олії після підігрівання його при температурі 65±1 З упродовж 4 годин	Плівка не має бути твердою і липкою на усій поверхні пластини

Під час експлуатації рідини накопичуються механічні домішки внаслідок роботи металевих деталей, зношування захисних покриттів та стирання гуми ущільнювачів. Ці процеси призводять до зниження в'язкості рідини, збільшення її кислотного числа, погіршення чистоти та накопичення води. Це може вимагати часткової або повної заміни рідини. Частота заміни встановлюється в процесі контрольованої експлуатації кожного конкретного літака.

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	ОА «Лукойл-Волгоград-нафтопереробка»(блок КМ- 3)
Винипол ВБ- 2 по ТУ 650РК05600294-21-95	До 9,0	ВАТ «Оргсинтез», м. Нижній Новгород, ВАТ «Кабид», м. Теміртау
Трикрезилфосфат технічний по ДСТУ 5728	0,4...0,5	-
Неозон А по ТУ6-14-202-74	0,3...0,35	-
Барвник жиророзчинний 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.

Крім АМГ-10 також використовуються такі рідини:

- 7-50С-3
- «Hydraunycoil» FH – 15
- «Hydraunycoil» FH – 51
- «Hydraunycoil» FH – 2
- «Hydraunycoil» FH – 42
- SkydrolLD - 4 і Skydrol 500В-4
- Skydrol - 5 і HyJetIV –*Aplus*
- НГЖ-5В

Вибір рідини для сучасного літака відбувається лише після ретельного аналізу її фізико-хімічних властивостей та вивчення її впливу на агрегати та матеріали ущільнювачів гідраагрегатів.

Процес вибору рідини включає наступні етапи:

- лабораторні випробування;
- стендові випробування;
- льотні тести та сертифікаційні випробування;
- експлуатаційні випробування.

Робочі рідини для амортизаторів шасі

Для амортизаторів шасі використовуються спеціальні рідини, які включають в себе антикорозійні інгібітори та присадки, призначені для підвищення тривалості служби, стабільності характеристик і поліпшення мастильних властивостей цих амортизаторів.

2.3 Основні відмови гідросистем при експлуатації та організація технічного обслуговування та ремонту гідро системи

Гідравлічна система (ГС) є одним з найважливіших компонентів польотних систем (ПС), і тому необхідно приділяти велику увагу її стану та вчасно виявляти та усувати відмови. ГС грає важливу роль у забезпеченні безпеки польотів, і виникнення проблем у її роботі може мати серйозні наслідки.

Відмови та пошкодження, які можуть виникати в процесі експлуатації гідросистем сучасних польотних систем, можна класифікувати залежно від їх причин:

1. Відмови, що виникають через помилки у виготовленні пристроїв.
2. Відмови та пошкодження, спричинені порушеннями умов роботи системи.
3. Відмови та пошкодження, виявлені в гідроагрегатах під час експлуатації, коли дотримуються вимог технічної документації, і пов'язані з недостатнім розумінням фізико-хімічних процесів у матеріалах, елементах та схемах пристроїв, а також іншими факторами, які не були враховані при проектуванні.

Ця класифікація допомагає ідентифікувати та розуміти можливі причини відмов та пошкоджень в гідравлічних системах та покращувати їх стан та надійність у майбутньому.

Розгляд виникнення відмов та їх причини:

1. Відмови через порушення конструкторської та технологічної документації під час виробництва, використання матеріалів низької якості та неповноцінний контроль виробництва призводять до конструктивно-виробничих проблем. Зазвичай ці відмови виявляються на початку експлуатації повітряних суден або після капітальних ремонтів. Їх виправлення вимагає проведення відповідних заходів, таких як доопрацювання конструкції або пристроїв, а також регулярне профілактичне обслуговування під час експлуатації.

2. Невідповідна експлуатація та нехтування правилами, визначеними в технічній документації, призводять до випадкових відмов, які можуть виникати протягом всього періоду експлуатації. Для усунення цих відмов необхідно визначити причини їх виникнення, провести аналіз та вивчення умов роботи гідросистем, врахувати всі експлуатаційні фактори, що впливають на стан виробів, та встановити оптимальні режими профілактичного обслуговування.

3. Усунення відмов, пов'язаних з недостатнім розумінням фізико-хімічних процесів у матеріалах, елементах та схемах пристроїв, а також інших чинників, які не були враховані під час проектування, вимагає додаткового вивчення залежностей від процесів, що протікають, від впливу різних факторів. Також важливо враховувати зміни в характеристиках елементів при різних умовах експлуатації та під час проектування.

За статистикою, більш як 90% відмов стосуються часткових відмов гідроагрегатів, які не призводять до загальних збоїв системи, тоді як повні відмови, що загрожують безпеці польотів, становлять лише близько 10%. Повні відмови часто стосуються резервних каналів, які мають ідентичну фізичну основу, але різняться результатами, і вони можуть виникати в резервованих або нерезерованих гідроприводах.

Більшість відмов в гідроприводах (приблизно 50%) пов'язані з поломками ущільнень рухливих та нерухомих елементів. Також до відмов механічних елементів гідросистем відносять руйнування, потертості, корозію трубопроводів та з'єднань, а також дефекти корпусів агрегатів тощо. Наприклад, втомні руйнування трубопроводів часто виникають внаслідок коливань тиску робочої рідини, а поперечні руйнування пов'язані з вібрацією та поперечними коливаннями в місцях великої кривизни трубопроводів.

Види руйнувань трубопроводів: тріщини вздовж формуючої трубопроводу та тріщини по колу. Перший тип руйнування може виникнути від дії навантажень, викликаних циклічним внутрішнім тиском робочої рідини у трубопроводі, другий - від дії згинальних напружень у площині осі трубопроводу.

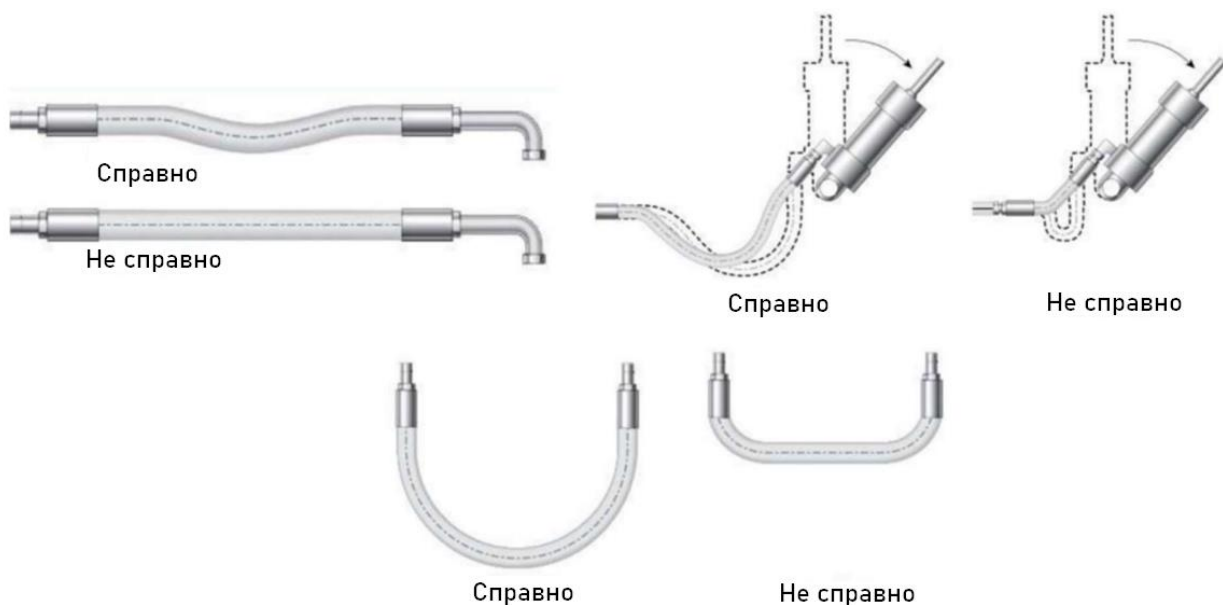


Рисунок 2.5. Основні види руйнувань трубопроводів гідросистем.

У гідравлічних системах сучасних повітряних суден, основним видом відмов гідромеханічних розподільних пристроїв є підвищення зусиль на їх початковому згинанні, і це становить до 60% всіх відмов, включаючи важкощі в руху золотників. Приблизно 20% відмов золотникових пристроїв пов'язані з

витоками рідини через ущільнення приводу золотника. Значна частина відмов гідроагрегатів та електроелементів управління, які фактично функціонують нормально, також пов'язана з пошкодженнями при справному золотниковому пристрої.

У сучасних гідросистемах повітряних суден застосовуються велика кількість гідро- і електрогідравлічних агрегатів з золотниковими та плунжерними парами, з відстанями між ними всього 5...10 мкм, що ставить особливі вимоги до чистоти робочої рідини. Попадання сторонніх часток у такі мінімальні проміжки не лише збільшує силу тертя, змінює час відгуку або навіть призводить до заклинювання з'єднаних пар, але також порушує їхні поверхні, завдяки подряпинам, зносу та іншим дефектам. Це, в свою чергу, призводить до порушення нормального руху рідини, збільшення внутрішніх витоків у системі.

Попадання повітря в гідросистему також часто викликає несправності. Це може призводити до поломок насосів, сприяти виникненню кавітації та зниженню ефективності гальм. В гальмівній системі це може призвести до збільшення часу реакції гальм, перегріву гальм та їх відмови. Повітря часто потрапляє в систему через порушення норм і правил обслуговування, і його видалення є трудомістким та складним процесом.

Під час експлуатації трубопровідних магістралей унаслідок неправильного технічного обслуговування виникають такі характерні пошкодження трубопроводів:

1) Пошкодження лакофарбового покриття трубопроводів у процесі їхнього демонтажу і монтажу, а також під час виконання демонтажно-монтажних робіт з агрегатами, розміщеними поблизу трубопроводів, унаслідок недбалого поводження з інструментом;

2) Різкі перегини (надломи) трубопроводів, допущені в процесі їхнього демонтажу і монтажу; аналогічні перегини трубопроводів утворюються також через наявність у них монтажних напружень;

3) Нанесення на трубопроводи вм'ятин, подряпин та інших пошкоджень унаслідок некваліфікованого використання інструментів у процесі виконання монтажно-демонтажних робіт;

4) Зім'яття трубопроводів у процесі затягування ніпельних з'єднань та ін., унаслідок застосування не тарованих ключів і перевищення необхідних зусиль затягування;

5) скручування трубопроводів, що виникає в тому разі, якщо затягування накидної гайки ніпельного з'єднання здійснюється без фіксації штуцера або агрегату перехідника іншим ключем;

6) неточний підгін конічної частини трубопроводу до конуса штуцера, що з'єднується з ним (перекошування), що призводить до негерметичності з'єднання. Причому, воно не усувається навіть при спробі додаткового

затягування накидної гайки. Водночас надмірне затягування накидної гайки, як правило, призводить до деформації деталей з'єднання;

7) корозійні ураження внутрішньої та зовнішньої поверхонь трубопроводів, які можуть виникати за наявності в робочій рідині корозійно-активних компонентів і домішок, а також на ділянках із пошкодженим захисним покриттям і в місцях зосередження бруду та інших корозійних речовин.

Під час технічного обслуговування слід враховувати розглянуті вище умови роботи трубопроводів і виконувати такі основні правила їх експлуатації:

- відбортовка. Необхідно звертати увагу на кріплення трубопроводів до елементів конструкції ВС спеціальними колодками або хомутами з прокладками. Погане кріплення трубопроводів або руйнування прокладок може бути причиною ушкоджень (руйнувань) трубопроводів унаслідок втоми матеріалу або їх стирання деталями конструкції. Місця проходу трубопроводів через перегородки повинні бути відбортовані, а труби на цій ділянці обшиті шкірою (дермантином) або захищені від стирання гумовими прокладками.

- монтаж без натягу. Під час заміни металевих трубопроводів необхідно стежити, щоб їхня довжина і конфігурація забезпечували встановлення і з'єднання трубопроводів без перекосів, натягу і без порушення співвісності, щоб не створювати додаткових напруг. Затягування гайок з'єднань трубопроводів проводиться тарованими ключами, водночас момент затягування встановлюють залежно від діаметра і матеріалу трубопроводу. Конуси ніпеля і штуцера повинні відповідати один одному, інакше не буде забезпечуватися герметичність з'єднання. Нарізне з'єднання трубопроводів перед монтажем ретельно очищують і змащують спеціальною пастою, що поліпшує його герметичність. Гнучкі трубопроводи (шланги) монтують вільно і без надмірних перегинів. Їхні з'єднання конtringються оцинкованим дротом. Маркування дюритового шланга повинне відповідати його призначенню в системі. Під час демонтажу агрегатів гідросистеми кінці трубопроводів і штуцери необхідно закривати спеціальними заглушками, пробками або полотном, щоб уникнути потрапляння всередину бруду та чужорідних тіл.

- металізація. Для забезпечення необхідного електричного контакту трубопроводів, що з'єднуються, і запобігання від концентрації в них зарядів статичної електрики необхідно стежити за надійністю контакту металізації кожного дюритового з'єднання.

- перевірка та усунення негерметичності. Перевірка герметичності з'єднань трубопроводів проводиться візуальним способом за наявності тиску в системі. У разі виявлення витoku рідини (газів) у штуцерах з'єднання трубопроводів роблять підтяжку гайок. Якщо і після їх підтяжки підтікання не усувається, необхідно з'ясувати причину несправності, перевірити якість монтажу, розвальцьовування і точність прилягання ніпельного з'єднання.

Під час випробувань гідро керма проводять такі технологічні операції:

- перевірити, що блокування захисне заземлення знаходяться в положенні на шасі.

- до створити тиск гідравлічної системи, перевірте, що елементи керування в правильному положенні з деталей вони працюють.
- перевірити, що рух у діапазонах поверхонь керування польотом є досконалим до створення тиску/скидання тиску гідравлічної системи.
- прилади безпеки та попереджувальні написи на місці до запуску завдання.

Налаштування параметрів:

- увімкнути авіаційні електричні ланцюги.
- створіть тиск гідравлічних систем літака.
- на центральному постаменті, на панелі 110VU, перевірте, що кермо оздоблення індикатор показує 0.
- запустити процедуру системи електронний прилад.
- на центральному постаменті, на електронній централізованій панелі управління монітора літаків, натисніть клавішу управління.

1. Натиснути праву педаль керма напрямку, доки вона механічно зупиниться.
 - a. Кермо рухається праворуч (нижче на електронному централізованому дисплеї монітора літака)
 - b. кермо / G, B, Y символи зелений
 - c. покажчик індикатора керма рухається плавно в праворуч знак.
2. Повільно відпустіть праву педаль керма напрямку, а потім натисніть ліву педаль керма напрямку, доки вона механічно зупиниться.
 - a. кермо рухається справа наліво.
 - b. кермо / G, B, Y символи зелений.
 - c. покажчик індикатора керма рухається плавно від правого знака до лівого знаку.
3. Повільно відпустіть ліву педаль керма напрямку. кермо переміщується в нейтральне положення.
 - a. на електронному централізованому дисплеї монітора літака,
 - b. кермо / G, B, Y символи зелений
 - c. покажчик індикатора керма переміщується в нейтральне положення.

Візуальний огляд сервоприводу:

- прилади безпека та повідомлення попередження попередження на місці до запуску завдання.
- не торкайтеся до сервоуправління під час роботи педалями. рух сервоуправління може призвести до травм.
- переконайтеся, що людина не працює з педалями під час очищення вентиляційного отвору. робота сервокерування під час чищення вентиляційного отвору може бути небезпечною.

Налаштування параметрів:

- увімкнути авіаційні електричні ланцюги.
- створіть тиск гідравлічних систем літака
- зробіть кілька циклів керма.

- очистіть вентиляційний отвір і область навколо вентиляційного отвору кожного сервоуправління.

- знову Зробіть кілька циклів керма.

- перевірити візуально з вентиляційного отвору і області навколо вентиляційного отвору. перевірте що ви не бачите витік.

Зняття фільтра із сервоприводу керма:

- прилади безпека та сповіщення попередження на місці до запуску завдання.

Налаштування завдання:

- перевірити, що гідравлічні системи скинуто тиском і покласти їх у конфігурації обслуговування;

- скиньте тиск резервуарів на зелений, жовтий і синій гідравлічних систем;

- поставте попереджувальні написи в змозі попередити людей, щоб не створювати тиск на гідравлічних систем;

- поставте попереджувальний напис у кабіні, щоб попередити людей, щоб не керувати управлінням польотом.

- 1) Відріжте дріт блокування від під'єднання фільтра до блока клапанів керування сервоприводом.

- 2) Зніміть герметик зі з'єднання фільтра до блоку клапана.

- 3) Зніміть фільтр із блоку клапанів.

- 4) Зніміть і викиньте упаковку та фільтр.

Встановлення фільтра в сервоприводі керма:

- прилади безпека та повідомлення попередження на місці до запуску завдання.

- до створити тиск / скинути тиск у гідросистемі, перевірте, чи рухомі частини керування польотом поверхонь, що рухаються, не порушуються.

- тільки Створіть тиск до гідравлічної системи, що необхідно для виконання цього завдання. Вимкніть живлення до інших гідравлічних пристроїв перед подачею гідравлічної потужності до літака.

Налаштування завдання:

- перевірити, що платформа доступу перебуває в положенні.

- перевірити, що панелі доступу на задній кромці вертикального стабілізатора відкриваються.

- перевірити, що гідравлічні системи скинуто тиском і поставити їх у конфігурації обслуговування.

- перевірити, що водойми зелений, синій і жовтий гідравлічні системи скинуто тиском.

- поставте попереджувальні написи в кабіні, щоб попередити

- людей, щоб не керувати управлінням польотом.

- перевірити, що контейнер перебуває в положенні нижче серво керування.

- перевірити, що серво керування перебувають у правильному стані та не мають пошкоджень.
 - очистити інтерфейс компонента та/або прилеглу територію.
 - огляд інтерфейсу компонента та/або суміжної області.
- 1) Покладіть нову упаковку нового фільтра.
 - 2) Встановіть фільтр у блок клапанів.
 - 3) Закручувати фільтр, щоб між 2.0 і 2.2 дНм.
 - 4) виправити фільтр з проводом блокування, (антикорозійним сталевим) діаметром 0,8 мм (0,032 дюйма) до блоку клапанів.
 - 5) Очистити ущільнювальну площу з мийними засобами, щоб видалити всі плями з гідравлічної рідини.
 - 6) Застосувати герметики для підключення фільтра і блоку клапанів.
 - 7) Врешті-решт ,створіть тиск у зелену, синю і жовту гідравлічні системи.
 - 8) Створіть тиск резервуарів гідравлічних систем.
 - 9) Використовуйте ліву і праву педалі керма для переміщення поверхні керма.
 - 10) Робіть це десять разів, а потім покладіть педалі керування кермом назад у нейтральне положення.
 - 11) Перевірити, що немає витоків в місці з'єднання фільтра до блоку клапанів керування сервоприводами.
 - 12) Скиньте тиск у зелену, жовту та синю гідравлічні системи.

2.4 Прилади контролю

Контроль за роботою гідравлічної системи включає в себе вимірювальні прилади, світлосигнальні табло та елементи мнемосхеми. Всі ці компоненти розташовані на щитку гідросистеми, який знаходиться в кабіні екіпажа (див. Рисунок 3.6).

Вимірювальні табло виконані в профільному стилі і включають такі пристрої:

- два датчики ИМД-240 та два індикатори П-240Б для вимірювання тиску рідини в лівій та правій гідросистемах.
- датчик ИМД-240 і індикатор ИП-240Б для вимірювання тиску азоту в автономному гідроакумуляторі.
- датчик ДУ2-1 (в лівому гідробаку) і ДУ2-2 (в правому гідробаку).
- індикатори ИП1-23ПБ (для лівого гідробака) і ИП2-23ПБ (для правого гідробака) для вимірювання кількості рідини в лівому та правому гідробаках системи.

Основна функція світлосигнальних табло та елементів мнемосхеми - це надавати інформацію про стан системи і її параметри. Сигналізатори тиску включають:

- МСТВ - 1,2А, який активується при досягненні тиску більше 1,2 кгс/см² (0,12 МПа) в мережі наддування гідробаків.

- МСТ-60А, який спрацьовує при досягненні тиску більше 60 кгс/см² (6 МПа) робочої рідини в гідросистемі.
- МСТ - 100А, який активується при досягненні тиску більше 100 кгс/см² (10 МПа) в робочій рідині за гідронасосами.
- МСТ-60А, який реагує на тиск більше 60 кгс/см² (6 МПа) робочої рідини за насосною станцією НС46-3.

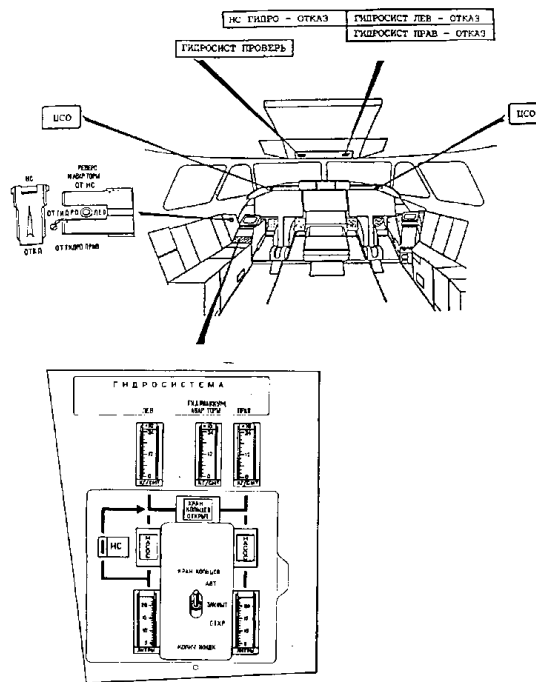


Рисунок 2.6. Розташування органів управління і індикації

Причини відмов

У більшості випадків, найбільш поширеною причиною несправностей було відсутність підсвічування індикатора тиску гідросистеми, а також в окремих випадках спостерігалися неправильні показання цього приладу. Всі виявлені недоліки та несправності були виправлені шляхом заміни несправних елементів підсвічування та індикаторів тиску на функціонально працюючі.

2.5 Техніка безпеки під час робіт

До виконання робіт допускаються особи не молодше 18 років, які пройшли спеціальне навчання, атестовані та отримали посвідчення на право виконання робіт з обслуговування гідросистеми, а також пройшли медичний огляд на предмет придатності до робіт.

Загальні заходи безпеки полягають у такому:

- забороняється усувати дефекти, проводити монтажні-складальні роботи, підтяжку або розстикування гідравлічних з'єднань, стукати по деталях, вузлах і трубопроводах, що перебувають під тиском.
- забороняється залишати пульт керування установкою без нагляду або проводити на літаку інші роботи, під час проведення робіт із використанням наземних установок. Роботи необхідно проводити тільки на технічно справному обладнанні та справним інструментом.
- потрібно встановити захисні пристосування на ручки управління і попереджувальні таблички на органи управління гідросистемою перш, ніж почати роботи з гідравлічною системою. Роботи необхідно проводити тільки на технічно справному обладнанні та справним інструментом.
- негайно припинити роботи у всіх Гідросистемах при появі на дисплеї ewd одного з повідомлень hyd hs1 hi temp, hyd hs2 hi temp або hyd hs3 hi temp.

2.6 Основні стратегії технічного обслуговування та ремонту АТ

Експлуатація ЛА - завершальна і найтриваліша стадія життєвого циклу літака. На сучасному етапі розвитку системи техобслуговування і ремонту АТ застосовуються такі стратегії підвищення надійності ЛА під час його експлуатації.

- експлуатація до відмови. Для літака загалом така стратегія неприйнятна: не можна допустити, щоб літаки літали до повного зносу, розвалюючись у повітрі. Така стратегія експлуатації характерна для побутової техніки. В авіації вона може бути застосована під час експлуатації окремих маловідповідальних агрегатів (наприклад, відеомагнітофонів, що обслуговують примхи пасажирів).
- експлуатація до вироблення ресурсу (терміну служби) до недавніх пір була найбільш поширеною в авіації. Ресурс (термін служби) при цьому призначався таким чином, щоб для всього експлуатованого парку літаків гарантувати з високою ймовірністю відсутність аварій і катастроф через повне зношення техніки. Однак така стратегія призводила до того, що переважна більшість ЛА списувалася до вичерпання свого фактичного ресурсу (у стані, за якого вона могла б ще більш-менш тривалий час використовуватися за призначенням).
- експлуатація до передвідмовного стану або експлуатація за реальним (фактичним) технічним станом на сьогоднішній день є найбільш прогресивною. Вона дає змогу вчасно списати літак, який багаторазово потрапляв у грозу або з інших причин випадково виходив на граничні навантаження. При цьому апарати, що мали порівняно прості умови експлуатації, можуть експлуатуватися значно довше (забезпечуючи при цьому необхідний рівень безпеки). Однак реалізація такої стратегії вимагає серйозної технічної підготовки, закладеної ще на перших етапах проектування ЛА - він має бути

оснащений особливими системами, що забезпечують постійний контроль за фактичним витрачанням ресурсу. Перейти до такої стратегії в середині терміну експлуатації ЛА або незадовго до закінчення терміну його служби, забезпечивши при цьому досить високий рівень безпеки польотів, неможливо.

Підтримка високого рівня БЖ і надійності АТ забезпечується цілою низкою робіт з її обслуговування, експлуатації та ремонту. До їх числа можуть входити:

- попередня підготовка;
- передпольотна підготовка;
- післяпольотне обслуговування;
- підготовка до повторного вильоту;
- регламентні роботи, що виконуються після певного нальоту або терміну зберігання;
 - цільові огляди (виконувані відповідно до бюлетенів фірми-розробника);
 - усунення несправностей;
 - профілактичні ремонтні роботи;
 - сезонні роботи;
 - роботи з контролю працездатності та ремонту літака після виникнення особливих польотних ситуацій або передумов до них (наприклад, після виходу на граничні перевантаження).

Розроблення заходів, спрямованих на спрощення експлуатації авіаційної техніки, зниження трудовитрат з обслуговування ЛА, як правило, приносить значний економічний ефект і загалом підвищує його конкурентоспроможність. Для оцінки цих важливих параметрів слугує поняття експлуатаційної технологічності. Це - сукупність властивостей ЛА, що визначають його пристосованість до виконання всіх видів робіт з експлуатації, технічного обслуговування і ремонту з використанням найекономічніших і найоперативніших технологічних процесів.

Висновки

1. Герметичність трубопроводів і агрегатів істотно впливає на надійність функціонування гідросистеми літака. Негерметичність системи не тільки може призвести до витікання робочого тіла, а й його потрапляння на нагріті частини ЛА (наприклад, частини двигуна), що може спричинити виникнення пожежі на борту літака.

2. Рівень чистоти робочої рідини має великий вплив на тривалість служби і надійність гідроагрегатів. Сторонні частинки призводять до збільшення сили тертя і зносу рухомих елементів агрегатів ГС, зменшення ефективності роботи фільтрів. Тому важливо виконувати регулярний контроль стану фільтроелементів та їх герметичності.

3. Для зменшення небезпеки виникнення пожежі на борту ЛА доцільно використовувати в ГС негорючу рідину.

4. З сучасних стратегій експлуатації, ремонту та обслуговування ЛА найбільш ефективною є експлуатація за реальним (фактичним) технічним станом. Її застосування дає змогу забезпечити високий рівень якості технічного обслуговування і досить оптимальні матеріальні витрати.

3. РОЗДІЛ БЕЗПЕКА ПОЛЬОТІВ

3.1 Загальні вимоги забезпечення безпеки польотів

Безпека польотів - це стан авіаційної системи, за якого ризики, пов'язані з авіаційною діяльністю, що належить до експлуатації повітряних суден або безпосередньо забезпечує таку експлуатацію, знижені до прийняттого рівня і контролюються (визначення ІКАО).

На сучасному етапі розвитку авіації проблему забезпечення БП розглядають як комплексне завдання, розв'язання якого потребує системного підходу. Сутність системного підходу для безпечного польоту полягає не тільки в забезпеченні надійності кожного елемента АТС (екіпажу, ПС, інженерно-технічних та аеродромних служб, організації повітряного руху та ін.), а й у їхньому надійному взаємозв'язку між собою та із зовнішнім навколишнім середовищем.

При цьому Система забезпечення безпеки польотів цивільних ПС базується на виконання таких вимог:

- Суворе регламентація параметрів проектування, побудови, випробувань і сертифікації ПС, двигунів і обладнання з урахуванням установлених нормативів характеристик ПС, його елементів, систем, агрегатів і обладнання;
- Організація технічної експлуатації ПС на основі конструкторської, виробничої та експлуатаційної документації, що встановлює регламенти збереження льотної придатності для кожного типу ПС і парку ПС загалом із включенням переліків правил з їх підготовки до польотів і періодичного обслуговування;
- Експлуатація аеропортів, цивільних аеродромів, повітряних трас та їхнього обладнання, на основі встановлених для цих об'єктів державних нормативів і технічних вимог, а також правил оцінки відповідності їх встановленим нормам і вимогам;
- Розробка, введення і контроль за виконанням правил, що встановлюють обслуговування повітряного руху в межах повітряного простору Росії;
- Організація і порядок роботи служби метеозабезпечення польотів;
- Організація заходів забезпечення безпечної льотної експлуатації авіаційної техніки;
- Створення і підтримання в постійній готовності системи забезпечення виживання пасажирів і членів екіпажу в разі виникнення в польоті особливих ситуацій;
- Організація та вдосконалення системи розслідувань авіаційних подій та інцидентів, а також розроблення заходів щодо їх запобігання;
- Створення ефективного державного контролю над забезпеченням безпеки польотів на всіх етапах створення та експлуатації цивільних ПС.

В основу системи забезпечення безпеки польотів ПС закладаються: новітні досягнення науки і техніки; передовий досвід підприємств країни з управління

якістю та підвищення ефективності виробництва; зарубіжний досвід з поліпшення якості.

3.1.1 Забезпечення надійності на етапах життєвого циклу повітряного судна

Чинники, які впливають на безпеку польотів, можна об'єднати в три групи:

- Технічні, особистісні (визначаються діями людей);
- Зовнішні (навколишнього середовища).
- Загальними технічними факторами є:
 - Проектно-конструктивна і технологічна досконалість ПС;
 - Надійність функціональних систем ПС і його силової установки;
 - Експлуатаційна технологічність конструкції та обладнання ПС;
 - Контролепридатність і ремонтпридатність конструкції та обладнання ПС;
- Ергономічна досконалість ПС.

Недостатні експлуатаційна технологічність, контролепридатність і ремонтпридатність, які характеризують ступінь експлуатаційної досконалості ПС, можуть призводити до помилок інженерно-технічного характеру в процесі обслуговування або ремонту авіаційної техніки. Такі помилки зумовлюють відмови техніки або породжують допущення помилок льотним екіпажем у польоті.

Ергономічна досконалість ПС встановлює відповідність його характеристик можливостям екіпажу (пілота). До таких характеристик належать стійкість і керованість, параметри систем відображення інформації, ступінь автоматизації процесів керування літаком. Це характеристики, які визначають якість контакту екіпажу з ПС як об'єктом управління. У процесі управління ПС проявляються органічна єдність сприйняття й аналізу інформації, що надходить, про параметри польоту і стан об'єкта управління, а також ухваленого рішення і керівних дій, спрямованих на його реалізацію.

Однією з основних умов забезпечення безпеки польотів є висока надійність авіаційної техніки. За інших однакових умов, що вища надійність літака, то безпечніший політ на ньому. Надійність функціональних систем ПС і його силової установки безпосередньо впливає на безпеку польотів. Відмови, що виникають у польоті, створюють загрозу безпеці його виконання, а несправності, виявлені на землі, подовжують терміни приведення ПС до справного стану і теж впливають на безпеку польотів. Наслідком помилок, допущених інженерно-технічним персоналом під час усунення несправностей, може бути відмова в польоті.

Надійність виробів, як відомо, закладається в процесі проектування, забезпечується під час виготовлення і реалізується під час експлуатації. Надійність авіаційної техніки підвищується внаслідок удосконалення конструкції і матеріалів, технології виготовлення, методів контролю і випробувань, режимів експлуатації, поліпшення технічного обслуговування, діагностики, ремонту тощо.

Проблема забезпечення надійності авіаційної техніки складна і багатогранна. Вона пов'язана з розв'язанням правових, економічних, науково-технічних, соціальних, виробничих, технологічних та організаційних питань на всіх рівнях - від державного до підприємства-виробника, розробника та експлуатанта АТ. Лише комплексний, системний підхід до проблеми надійності та якості може забезпечити її вирішення.

Надійність АТ може бути забезпечена подальшим розвитком досліджень, які передбачають:

- Підвищення науково-технічного потенціалу теоретичних і прикладних проблем надійності;
- Розроблення науково-методологічних засад забезпечення та підвищення надійності, математичної теорії надійності, сучасних методів розрахунку міцності, витривалості та довговічності, а також оптимального
 - Проектування з урахуванням реальних умов експлуатації;
 - Створення нових прогресивних матеріалів та технологій;
 - Розроблення нових методів контролю та технічної діагностики, методів та засобів автоматизації проектування за критеріями надійності, виробництва й експлуатації, методів захисту від корозії та зносу металів, методів і засобів випробувань.

3.2 Дії пасажирів у разі аварії на повітряному транспорті

Авіаційні аварії та катастрофи можливі з багатьох причин і призводять до тяжких наслідків. Аварії під час зльоту і посадки належать до таких, де є надія на порятунок, оскільки вони зазвичай відбуваються, коли літак ще на землі або невисоко над нею, а його швидкість відносно невелика. Ба більше, вони, як правило, трапляються в районі аеропорту, де є рятувальні команди та необхідне обладнання.

Розглянемо дії екіпажу і пасажирів у разі найбільш типових аварійних ситуацій.

3.2.1 Аварійна посадка на сушу

В інших випадках у разі виникнення аварійної ситуації в польоті екіпаж може прийняти рішення на вимушену посадку. Під час її підготовки потрібно негайно звільнити проходи і зайняти місця у своїх кріслах, спинки яких слід привести у вертикальне положення. Крім того, необхідно зняти окуляри, зубні протези, вийняти з внутрішніх кишень гострі предмети (авторучки, ножі, запальнички), зняти взуття на високих підборах, ослабити краватку і розстебнути комір. Після цього покласти на коліна м'які речі для захисту голови і тулуба, застебнути і туго затягнути прив'язні ремені. За командою бортпровідника "Увага, посадка!" слід нахилитися вперед, голову закрити м'якими речами і покласти її на руки, якими обхопити коліна. Залишатися в такій позі потрібно до повної зупинки літака.

Після зупинки літака розстебніть ремені та підготуйтеся до евакуації. Для екстреного покидання літака пасажирами та екіпажем використовуються всі основні та запасні двері, а також аварійні виходи, розташовані, як правило, з лівого і правого боків фюзеляжу. Виходи для пасажирів, підходи до них і засоби відкривання мають помітне маркування, що полегшує їх виявлення. Усі написи підсвічуються зсередини незалежно від основної системи освітлення. Пристрій аварійних люків та їхніх замків з рукоятками зроблено простим, помітним і таким, що не вимагає великих зусиль для розкриття. Інструкція з їхнього відкривання нанесена на дверях (люках). У місцях розташування аварійних виходів на крило проходи між кріслами ширші, ніж скрізь, і не заважають відкриттю люків і виходу пасажирів.

Залишаючи літак через вихід із випущеним і надутим трапом, потрібно, не зупиняючись, стрибати на нього, а не сідати на край, і потім з'їжджати вниз. Тільки стрибком досягається збільшення швидкості евакуації.

Є кілька рекомендацій, дотримання яких дасть змогу зменшити або навіть уникнути можливого травматизму під час аварій на зльоті та посадці:

- Намагайтеся надягати пальто або куртку, зроблені з важкозаймистих і важкорозплавлюваних матеріалів;
- Продумайте, яке взуття слід взути; уникайте туфель на високих підборах, але, якщо ви їх взули, а під час евакуації доведеться скористатися надувним рятувальним трапом, то зніміть їх, коли покидатимете літак;
- Під час кожного зльоту і посадки стежте за тим, щоб ремінь безпеки був щільно натягнутий біля ваших стегон;
- Знайте, яку фіксовану позу вам потрібно зайняти під час аварійної посадки; стежте, що відбувається за бортом літака; якщо все вказує на те, що аварія неминуча, займіть потрібну позу;
- Знайте, де на літаку розташовані виходи і як вони відкриваються.

Під час декомпресії, тобто розрідження повітря в салоні літака внаслідок розгерметизації, останній наповнюється пилом і туманом. Різко знижується видимість, з легень людини швидко виходить повітря, і його не можна затримати. Одночасно можуть виникнути дзвін у вухах і біль у кишечнику. Швидка декомпресія зазвичай починається з оглушливого реву (йде повітря). У цьому разі, не чекаючи команди, негайно надіньте кисневу маску. Не намагайтеся надати кому-небудь допомогу до того, як самі надягнете маску, навіть якщо це ваша дитина: якщо ви не встигнете допомогти собі і втратите свідомість, то обидва опинитеся без кисню. Одразу ж після надягання маски пристебніть ремені безпеки і підготуйтеся до різкого зниження.

3.2.2 Аварійна посадка літака на воду

Вимушена посадка літака на воду трапляється рідко. Перед тим як затонути, літак може перебувати на плаву від 10 до 40 хв. Однак, якщо фюзеляж пошкоджений, цей час значно менший.

Літаки, у яких двигуни розташовані на крилах, перебуватимуть на плаву в горизонтальному положенні, а ті, у яких два і більше двигунів розташовані на хвості, плаватимуть хвостовою частиною вниз.

Під час приводнення, яке завжди несподіване, часу на підготовку практично не буває. В одному випадку літак може торкнутися поверхні так плавно, що незрозуміло, приземлився він чи приводнився, в іншому - може розвалитися на частини і швидко затонути. Тому під час приводнення необхідно діяти за командою командира екіпажу або бортпровідниці, тобто вдягнути рятувальний жилет і надути його, узяти із собою або вдягнути теплий одяг і йти до виходу, вказаного бортпровідницею, для посадки в рятувальний пліт.

Після вимушеної посадки на воду спускаються рятувальні плоти. Час приведення плоту в робочий стан становить приблизно 1 хвилину влітку і 3 хвилини взимку. Якщо приводнення сталося в холодну пору року, потрібно взяти на пліт більше теплих речей. Не слід забувати про запас води та їжі. У комплекті плоту є аварійний запас, якого може виявитися недостатньо, якщо плавання буде тривалим. Командування всіма пасажирями на воді бере на себе командир екіпажу повітряного судна.

Використовуючи весла і підручні предмети, потрібно відійти від місця занурення літака. Після цього розправити і кинути за борт плавучий якір, який зменшить швидкість дрейфу плоту за вітром і утримуватиме тих, хто рятується, в районі аварії.

3.2.3 Виникнення загоряння на борту літака

У разі пожежі в літаку слід пам'ятати, що на борту найбільшу небезпеку становить дим, а не вогонь. Дихайте тільки через бавовняні або вовняні елементи одягу, по можливості змочені водою. Пробираючись до виходу, рухайтесь пригнувшись або навкарачки, оскільки внизу салону задимленість менша. Захистіть відкриті ділянки тіла від прямого впливу вогню, використовуючи наявний одяг, пледи тощо. Після приземлення і зупинки літака негайно прямуйте до найближчого виходу, оскільки висока ймовірність вибуху. Якщо прохід завалений, пробирайтесь через крісла, опускаючи їхні спинки. Під час евакуації позбудьтесь ручної поклажі та уникайте виходу через люки, поблизу яких є відкритий вогонь або сильна задимленість. Після виходу з літака відійдіть від нього якомога далі і ляжте на землю, притиснувши голову руками - можливий вибух.

3.3 Заходи з евакуації пасажирів у разі вимушеної посадки на воду

Розглянемо детальніше аварійну ситуацію під час вимушеної посадки повітряного судна на водну поверхню.

3.3.1 Загальні положення

Статистичні дані показують, що приблизно на кожні 2 500 ТОВ рейсових польотів цивільних літаків на внутрішніх і трансокеанських лініях США за період з 1946 року до теперішнього часу припадає лише одна вимушена посадка на воду. За неповними даними, за час з 1938 року в США було здійснено 30 вимушених посадок цивільних і військових транспортних літаків на воду. На літаках, які здійснили ці посадки, перебувало загалом 735 осіб, з яких загинуло 420 осіб, що становить 57,17%. Нижче наводяться результати дев'яти вимушених посадок на воду цивільних літаків із великою кількістю пасажирів на борту.

Як видно з таблиці, ці дев'ять вимушених посадок відбувалися в різних умовах поблизу прибережних аеродромів і у відкритому морі, вдень і вночі, за спокійного стану моря і в помірний шторм. В одному випадку літак під час посадки розбився об воду, а в іншому - зник безвісти під час польоту над морем. До перерахованих вище подій вимушені посадки гідролітаків не входять. У зв'язку з цим слід зазначити, що в цілому ряді вимушених посадок гідролітаків основною причиною благополучного результату подій була здатність літака триматися на воді тривалий час.

3.3.2 Плавучість сухопутних літаків

Час, протягом якого сухопутний літак під час вимушеної посадки на воду може протриматися на поверхні, залежить від його конструкції, сили вітру і стану моря, від наявності засобів для боротьби із затопленням, від ваги літака і розміру пошкоджень, отриманих ним під час удару об воду. У США всі типи транспортних літаків з колісним шасі (за винятком одного) мають низько розташоване крило. Таке розташування крила сприяє підвищенню плавучості літака і збільшує час затоплення кабіни. Відзначено низку випадків, коли пасажирські літаки з низько розташованим крилом після вимушеної посадки тривалий час трималися на воді. Так, наприклад, літак DC-4 тримався на воді 5 год. 34 хв.; DC-3 тримався на плаву доти, доки його не розстріляли з гармати; літак "Констеллейшн" плавав 1 год. 45 хв. тощо. Однак є випадки, коли літаки тонули через 15, 6, 5 і навіть через 3 хв. після посадки.

Якщо пасажирський літак із низько розташованим крилом тоне через 3 хв., то можна вважати, що більше 2 хв. після посадки в кабіні залишатися не можна. Коли під час посадки на воду фюзеляж літака розламується на дві частини, що буває досить часто, хвостова частина може затонути швидше. Деякі нові конструкції пасажирських літаків із низькорозташованим крилом меншої площі і, отже, меншої плавучої здатності, які мають подовжену носову і хвостову частини фюзеляжу, дуже легко розламуються навпіл під час удару об воду і швидко тонуть. Час, який залишається в цьому разі у пасажирів для того, щоб перейти з літака в рятувальний човен, не перевищує 2 хв. Але навіть якщо для цього є і більше часу, за такої аварії пасажири часто тонуть.

3.3.3 Розрахунковий оптимальний час, необхідний для пересадження пасажирів із літака на рятувальні човни

Вивчення кінофільмів, у яких було знято імітацію пересадки пасажирів із літака на рятувальні човни за сприятливих умов, яку спеціально проводили на землі, дало змогу одержати деякі початкові дані про час, що витрачається на викидання вручну рятувальних човнів із літака. Ці кінофільми були зроблені на замовлення Адміністрації цивільної авіації, Комітету цивільної авіації та Військової авіаційно-транспортної служби. Інші кінофільми, виконані на замовлення цих самих організацій і Берегової охорони США, дали змогу визначити необхідний час пересадки пасажирів із гідролітака типу "літаючий човен" на рятувальні човни в умовах невеликого хвилювання на морі, а також установити час, який був потрібен для надування двох рятувальних човнів, розрахованих на 20 осіб кожний. Ці дані дають змогу вирахувати час, необхідний для пересадки пасажирів у човни за сприятливих умов. Не рекомендується садити пасажирів у залиті водою, погано надуті і маломаневрені човни. Однак за нестачі часу для надування це доводиться робити.

Розрахунковий оптимальний час, необхідний для пересадки 20 пасажирів у човен, складається з відрізків часу, що витрачаються на окремі операції.

Якщо цей час буде витрачено на всі зазначені операції в разі дійсної аварії, коли кабіна затоплюється водою вже через 120 сек., то для посадки на другий човен залишається всього лише 23,2 сек. Це стосується випадку, коли обидва рятувальні човни спускаються на воду через один і той самий вихід. Таким чином, цілком зрозуміло, що посадку на човни необхідно здійснювати через усі доступні виходи. Ба більше, якщо затоплення літака відбувається швидко, а для надування першого човна пішло багато часу, то не можна допускати подальшої втрати часу. Якщо ж обидва човни можна спустити тільки з одних дверей, то необхідно здійснювати їхнє надування одночасно, хоча посадку в них пасажирів здійснюватимуть послідовно.

3.3.4 Швидкість надування рятувального човна

Під час обчислення оптимального часу, необхідного для посадки пасажирів у човни, час, необхідний для надування рятувального човна, було прийнято рівним 44,3 сек. В інших випадках цей час становив 35, 40, 50, 55 і 60 сек. за температури повітря від 1° до 16°C. Одночасне надування рятувальних човнів дає значний вигравш у часі. Час для надування човна вуглекислим газом визначається не стільки часом для безпосереднього надування, скільки часом

для перетворення вуглекислоти в газоподібний стан і доведення тиску газу до необхідної величини. Час для надування човна вуглекислим газом до необхідного тиску збільшується зі зниженням температури. Це має місце навіть у тому разі, коли човни зберігалися в теплому приміщенні. Для надування човна, що зберігався усередині літака за температури 21°C і був спущений на воду за температури повітря 1°C, знадобиться 60 сек. Надування човнів вуглекислим газом за низьких температур взагалі становить великі труднощі. Для надування човна в таких умовах потрібно понад 100 сек.

3.3.5 Дійсний час, необхідний для пересадження пасажирів із літака на рятувальні човни

Для того щоб визначити час, що витрачається на пересадку в рятувальні човни в реальних умовах, необхідно врахувати низку чинників, що збільшують час пересадки. Про наявність таких чинників, що уповільнюють пересадку пасажирів, свідчать проведені випробування, а також відомості про вимушені посадки літаків на воду, які справді мали місце.

Експериментальні дані евакуації пасажирів із палаючого літака, а також дані, отримані під час спуску рятувальних човнів з аварійного літака DG-4, показують, що посадка пасажирів у човни під час виходу їх через вікна потребує більше часу, ніж під час виходу через задні основні двері. Використання будь-якого іншого виходу займе завжди більше 142,8 сек.

3.3.6 Інші фактори, що впливають на тривалість пересадки пасажирів

Дотепер основна увага була звернена на невідповідність між часом затоплення літака і часом, необхідним для пересадки пасажирів із літака на рятувальні човни. Однак є також інші чинники, які можуть сильно впливати на тривалість пересадки пасажирів у човни. Наведемо для прикладу чотири з них:

- Вітер і стан моря.
- Затримка пасажирів поза літаком перед посадкою в човен.
- Взаємне положення потоплюючого літака і рятувальних човнів.
- Уповільнення посадки за рахунок підбирання пасажирів, що плавають у воді.

Нормальний стан моря. Вітер, що дме зі швидкістю 35 км/год, є звичайним явищем на морі. Він піднімає хвилі висотою до 3 м. Часто одночасно з хвилями на морі має місце брижі висотою до 2,5 м. Часом хвилі цих двох видів складаються, утворюючи величезну хвилю, що захльостує плаваючий літак. Хвилі перекочуються через крила, накривають передню частину фюзеляжу і забирають від літака погано прикріплені до нього човни і людей. Якщо екіпаж літака може впоратися з посадкою пасажирів у таких умовах, то не може бути сумніву, що в спокійному морі або за невеликої хвилі всі пасажири будуть врятовані.

Вплив вітру і хвиль на потоплюючий літак. Не можна з повною упевненістю стверджувати, що літак, який здійснив вимушену посадку на воду, обов'язково розвернеться проти вітру, тим паче, що хвостова частина його під час посадки на воду часто відламується. Внаслідок цього екіпаж і пасажири мають бути готовими до того, що хвилі та брижі набігатимуть на літак із будь-якого напрямку. Під дією хвиль, що розбиваються об літак із навітряного боку, літак то повільно підніматиметься на хвилі, то опускатиметься, зариватиметься носом, розгортатиметься праворуч і ліворуч, кренитиметься, поки не затоне. Протягом усього цього часу виходи перебуватимуть то над водою, то під водою, то на одному рівні з нею.

Розташування рятувальних човнів у крильових відсіках. На деяких літаках рятувальні човни розміщуються в крильових і (або) фюзеляжних відсіках. Вони можуть спускатися на воду дією з кабіни пілота, де є спеціальний важіль управління ними. Під час увімкнення механізму спуску кожен човен викидається з відсіку й одночасно надувається. Рятувальні човни прикріплюють до літака за допомогою троса завдовжки 6 м, який закінчується шнуром, що обривається під час відокремлення човна від літака від зусилля в 20 кг. У тому разі, коли неможливо зробити викидання човнів за допомогою механізму спуску, діючи з кабіни пілота, їх можна викинути безпосередньо з крильових відсіків, користуючись ручкою скидання, спеціально передбаченою на цей випадок.

Цілком зрозуміло, що на літаках, обладнаних такою системою скидання рятувальних човнів, час для пересадки пасажирів у човни значно скорочується.

Положення човнів щодо літака. У міру того як літак заповнюється водою, він стає дедалі інертнішим і слабкіше реагує на хвилювання моря. Надутий же рятувальний човен, навпаки, дуже рухливий на воді, причому його коливання на воді не збігаються з коливаннями літака.

Здавалося б, що погано надутий човен має бути менш рухливим і тому більш керованим. Однак насправді це не так. Слабо надутий човен важко піддається управлінню за будь-якого стану моря і має тенденцію прогинатися і складатися. Човни слід утримувати, прагнучи розташовувати їх бортом до виходу з літака.

Посадка пасажирів у човни з крила літака. Пасажири, які користуються надкрильними люками, можуть бути легко змиті з крила хвилею. Тому вони повинні користуватися мотузкою або іншими засобами, що дають їм змогу утримуватися на крилі до моменту посадки в човен. Деякі авіакомпанії спеціально для цієї мети постачають свої літаки мотузками. Під час посадки пасажирів у човни з крила літака від членів екіпажу потрібна велика спритність і вправність.

Посадка в човни пасажирів із води. Оскільки дуже часто пасажири і члени екіпажу перед посадкою в човни падають у воду, тому і ті й інші повинні мати рятувальні жилети. Рятувальний жилет є найважливішим засобом, що допомагає людині триматися на поверхні води. Однак він не може захистити людину від дії хвиль, які можуть захлеснути її з головою або віднести в бік від літака чи рятувального човна. Рятувальний жилет забезпечує достатню безпеку при спокійному морі, але він не може замінити рятувальний човен.

Час, протягом якого людина може протриматися у воді за допомогою рятувального жилета, залежить як від якостей жилета, так і від здатності людини витримати періодичне занурення у воду під час набігання хвиль. У тому випадку, коли пасажира знесло хвилею, йому важко надати допомогу, оскільки надувні човни не можуть рухатися проти хвиль. Тому необхідно докладати всіх зусиль, щоб утримати пасажирів на крилі літака або в човні.

3.3.7 Аналіз наслідків у разі вимушеної посадки літака на воду

Вивчення вимушених посадок сухопутних літаків на воду приводить до таких висновків:

- Удар літака об воду під час посадки. Якщо в момент вимушеної посадки літака на воду всі пасажирів сидять на своїх місцях, пристебнувшись належним чином ременями, то під час удару літака об воду можуть серйозно постраждати лише деякі пасажирів. Під час таких посадок випадків загибелі пасажирів не відзначалося. Навіть під час посадок, коли літак отримує серйозні пошкодження, випадки загибелі пасажирів дуже рідкісні.

- Вихід із потопуючого літака. Переважна більшість пасажирів встигає вийти з літака, що тоне. Лише деякі тонуть разом із літаком, не встигнувши вийти з кабіни.

- Порятунок пасажирів у човнах. Усі пасажирів, які змогли дістатися до рятувальних човнів, залишаються живими до приходу допомоги.

- Перехід із літака в човни. Практика показує, що найнебезпечнішим моментом є перехід пасажирів із літака в човни. Саме в цей час відбувається більша частина втрат людей (якщо не брати до уваги катастрофи в районі острова Вейк, під час якої загинули всі 58 осіб, які перебували на борту літака).

- Основна причина загибелі пасажирів. Основною причиною загибелі людей є нестача часу для виходу з літака, що посилюється здебільшого сильним хвилюванням на морі. Існує велика невідповідність між фактично наявним часом для пересадки пасажирів з літака на рятувальні човни і необхідним часом, необхідним для зняття і спуску на воду човнів, їх надування, виходу пасажирів і посадки їх у човни. Тому більша частина тих, хто рятується, опиняється не в човнах, а у воді. Так, під час однієї з вимушених посадок на воду умови не дозволили спустити рятувальні човни. В інших випадках вимушених посадок багато пасажирів, які стрибнули у воду, не змогли дістатися до рятувальних човнів і загинули до того, як прийшла допомога.

- Порятунок пасажирів. У всіх випадках рятувальні засоби підбирали всіх, хто перебував у човнах, а якщо вони встигали прибути незабаром після аварії, то рятували і тих, хто плавав у воді. Зрозуміло, вдалося б врятувати більше людей, якби ті, хто опинився у воді, могли дістатися до човнів.

3.4 Обов'язки членів екіпажу під час вимушеної посадки літака на сушу або на воду

Розподіл обов'язків між членами екіпажу на випадок вимушеної посадки на суходіл або на воду залежить значною мірою від чисельності екіпажу і від типу літака, який зазнав лиха. На всіх рейсових і на більшості нерейсових транспортних літаках екіпаж складається щонайменше з трьох осіб: командира корабля, другого пілота і бортпровідника. На багатомісних літаках, таких, як ДС-6 або "Супер Констелейшн", екіпаж складається з командира корабля, другого пілота, бортмеханіка і трьох бортпровідників.

Далеко не всі багатомоторні літаки торговельної та промислової авіації мають екіпаж, що складається з трьох осіб. На більшості таких літаків,

наприклад на DG-3, "Лоудстар" і "Туїн Біч" (D18S), екіпаж складається з двох осіб: командира корабля і другого пілота або командира корабля і пілота-механіка. Деякі авіаційні компанії мають на літаках цих типів екіпаж лише з однієї людини - пілота. Такий стан є небажаним і допустимий тільки за оптимальних умов, коли можливість аварії виключається. Екіпаж легких двомоторних літаків, таких, як "Аеро Командер", "Пайпер Апаш", "Туїн Бонанза" і "Туїн Несена", розрахованих на перевезення 3-5 пасажирів, може складатися тільки з одного пілота.

Під час будь-якої вимушеної посадки на сушу або на воду, незалежно від типу літака, необхідно, щоб літак, пасажири та екіпаж були підготовлені до моменту удару літака об землю (воду) і подальшої за цим евакуації. Можна вважати, що чим більше на літаку добре натренованих членів екіпажу і добре проінструктованих пасажирів, тим більше за інших рівних умов шансів на порятунок усіх пасажирів після вимушеної посадки.

Нижче перераховані обов'язки кожного члена екіпажу в разі вимушеної посадки багатомоторного літака, розрахованого на перевезення великої кількості пасажирів. Для інших типів літаків і за іншої чисельності екіпажу ці обов'язки відповідно повинні розподілятися відповідно до своїх умов.

3.4.1 Обов'язки членів екіпажу в разі вимушеної посадки літака на водну поверхню

Командир корабля

Перед посадкою:

- дає вказівку членам екіпажу приготуватися до посадки на воду.
- Визначає курс на найближчу точку берега або на найближчий корабель і дає вказівку передати повідомлення про лихо.
- Одягає рятувальний жилет (у літаку не надуває). Застібає прив'язні та плечові ремені, зачиняє вікна.
- Скидає посадкові ракети і дає вказівку про злив пального (користуватися ракетами при зливі пального не можна).
- Усно попереджає про майбутню посадку і вмикає сигнал "Застібнути ремені".
- За 30 сек. до моменту посадки дає пасажирам сигнал прийняти захисне положення перед посадкою. Здійснює посадку із прибраним шасі, з випущеними щитками і з нормально піднятим носом (приблизно 5°).
- Після посадки:
- Оцінює обстановку, приймає рішення про те, якими виходами слід користуватися, керує спуском рятувальних човнів і виходом пасажирів.
- Під час і після виходу з літака:
- Виносить із літака на човен запас води та обладнання, ракетницю та аптечку першої допомоги.

- Бере на себе командування рятувальним човном, на якому він перебуває, відокремлює від літака трос, що утримує човен, і групує всі човни разом.

Другий пілот

Перед посадкою:

- Одягає рятувальний жилет (у літаку не надуває).
- Передає по радіо повідомлення про лихо, вказуючи місцезнаходження літака, курс, характер лиха і рішення командира.
- Закріплює всі предмети в кабіні. Закриває вікна.
- Пристібається прив'язними і плечовими ременями.
- Після посадки:
- Допомагає спускати на воду рятувальні човни і надає допомогу пасажиром при виході з літака.
- Після виходу:
- Дає вказівки пасажиром надути рятувальні жилети.
- Бере на себе командування човном, на якому він перебуває.

Бортмеханік

Перед посадкою:

- Одягає рятувальний жилет (у літаку не надуває).
- Розгерметизує кабіни. Допомагає пасажиром надягати рятувальні жилети.
- Допомагає бортпровідникам знімати і підносити до виходів рятувальні човни.
- Сідає, пристібається прив'язними і плечовими ременями.

Після посадки:

- Допомагає бортпровіднику відчиняти аварійні виходи в пасажирській кабіні. Виходить з літака через відповідний аварійний вихід, одночасно скидаючи на воду рятувальний човен. Надуває човен і спостерігає за евакуацією пасажирів.
- Під час і після виходу:
- Дає вказівку пасажиром надути рятувальні жилети.
- Бере на себе командування човном, на якому він перебуває, відокремлює від літака трос, що утримує човен.

Старший бортпровідник

Перед посадкою:

- Роздає пасажиром рятувальні жилети. За наявності часу демонструє на одному з пасажирів правильний спосіб надягання жилета. Попереджає, щоб не надували жилети в літаку.
- Стежить за тим, щоб пасажири туго застітали прив'язні ремені.
- Допомагає знімати і підносити до виходів рятувальні човни.

- Прив'язує незакріплені предмети на кухні. Прибирає незакріплені речі з пасажирської кабіни і з верхніх сіток, складає їх у вбиральнях і замикає двері. Доповідає командирю корабля про готовність до посадки. Запитує в пілота дозволу відкрити аварійні виходи.

- Одягає рятувальний жилет (у літаку не надуває). Займає місце в задній частині кабіни (якщо можливо) і щільно пристібається прив'язними ременями.

- Залишається на місці до повної зупинки літака.

- Після посадки:

- Спускає на воду рятувальний човен і надуває його. Керує евакуацією пасажирів зі своєї частини кабіни.

- Під час і після виходу з літака:

- Дає вказівки пасажиром надути рятувальні жилети поза кабіною літака.

- Бере на себе командування човном, на якому перебуває, відокремлює від літака трос, що утримує човен.

Молодший бортпровідник

Перед посадкою:

- Роздає пасажиром рятувальні жилети. Демонструє на одному з пасажирів правильний спосіб надягання жилета.

- Стежить за тим, щоб пасажирі добре застітали прив'язні ремені.

- Допомогає знімати і підносити до виходів рятувальні човни.

- Прив'язує всі незакріплені предмети на кухні та допомагає прибрати незакріплені речі з кабіни.

- Одягає рятувальний жилет (не надуває в літаку). Займає місце якомога ближче до хвоста. Застібає прив'язні ремені.

- Залишається на місці до повної зупинки літака.

Після посадки:

- Спускає на воду рятувальний човен і надуває його. Керує евакуацією пасажирів у своїй частині кабіни.

Під час і після виходу з літака:

- Дає вказівки пасажиром надути рятувальні жилети поза літаком.

- Якщо на літаку є 5 рятувальних човнів, то бере на себе командування одним із човнів; відокремлює від літака трос, що утримує човен. Якщо човнів менше 5, то сам займає місце у відповідному човні.

Примітка. Одна з авіаційних компаній постачає екіпажі своїх літаків спеціальним комплектом карток за кількістю членів екіпажу. Розміри картки дозволяють зберігати її в нагрудній кишені сорочки. На картці перераховані обов'язки кожного з членів екіпажу в разі вимушеної посадки літака, подібно до того, як це зроблено в цьому розділі. У додатковій картці вказані номери і місця розміщення в літаку всіх предметів, що належать до рятувального спорядження. Весь комплект карток для зручності користування міститься у футлярі з прозорої пластмаси.

Висновок

Вивчення аварійних посадок сухопутних літаків на воду призводить до наступних висновків:

1. При ударі літака об воду під час вимушеної посадки, якщо всі пасажери знаходяться на своїх місцях і пристебнуті безпечними ременями, тільки деякі з них можуть отримати серйозні травми. Загибель пасажирів в таких ситуаціях є дуже рідкісною, навіть при серйозних пошкодженнях літака.

2. Більшість пасажирів встигає вийти з потопуючого літака, але лише деякі тонуть разом із ним, не встигаючи покинути кабіну.

3. Пасажири, які досягли рятувальних човнів, мають шанс на порятунок до приходу допомоги.

4. Найнебезпечнішим моментом є перехід пасажирів із літака в човни, що призводить до більшої частки втрат людей, за винятком деяких інцидентів, таких як катастрофа біля острова Вейк.

5. Головною причиною смерті пасажирів є нестача часу для виходу з літака, особливо в умовах сильного хвилювання на морі. Невідповідність між часом для пересадки на човни і необхідним часом для підготовки човнів та порятунку призводить до того, що багато людей опиняються у воді до приходу допомоги.

6. Врятовані усі, хто перебував у човнах, але більше людей могло б бути врятовано, якби ті, хто опинився у воді, змогли дістатися до човнів.

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:

$$C_{\text{III}} = A + B,$$

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, ВПП, 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 ($C_{\text{ТКМ}}$) визначається за формулою:

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

де $m_{\text{ГР}} = 12000$ кг, - максимальне комерційне навантаження літака;

$V_P = 600$ 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:

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

де $V_{\text{КР}} = 790$ км/год - крейсерська швидкість літака;

$L = 2500$ 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.

$$V_p = \frac{2500 \cdot 790}{2500 + 790 + 0,435} = 600 \text{ км/год}$$

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 невиробничий наліт (тренування, навчання, обліт тощо).

C_C - ціна літака без двигунів, дол.

$$C_C = 15034523 \text{ дол.}$$

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:

$$T_C = 30000 \text{ ч;}$$

$$t_c = 5000 \text{ ч.}$$

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

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

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

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

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

$Ц_{ДВ}$ - ціна одного двигуна, дол.:

$$Ц_{ДВ} = 0,015 \cdot K_{НВО} \cdot K_{СХ} \cdot K_{СДВ} \cdot N_{E \max} (3400 - 10 \sqrt{N_{E \max}})$$

$N_{E \max} = 6500$ кВт - максимальна потужність двигуна;

$$K_{НВО} = 1,71$$

$$K_{СХ} = 1,15$$

$$K_{СДВ} = 2,15$$

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

$$T_{ДВ} = 6000 \text{ ч;}$$

$$t_{ДВ} = 3000 \text{ ч;}$$

$$K_{РДВ} = 0,6;$$

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

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 не виробничий наліг;

$K_5 = 1$;

$R_{\max} = N_{E\max} = 6500$ кВт;

$T_{ДВ} = 6000$ ч.

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot 1,07 \cdot 1 \cdot 3 \cdot \sqrt{6500}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot 6000} = 69,98 \text{ дол/год.}$$

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

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

$n_{\text{эк}} = 3$ чел. - максимально можливе число пасажирських місць на даному літаку;

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

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

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

$\overline{m}_T = 0,26$ - відносна маса палива;

$m_0 = 35168$ кг - злітна маса літака;

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

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

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

$$A_6 = \frac{0,26 \cdot 35168}{4,2 \cdot 3} = 725,69 \text{ дол/год.}$$

Інші витрати для літака становлять:

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

$$A_7 = 0,07 \cdot (8,33 + 6,1 + 57,25 + 69,98 + 2,68 + 725,69) = 60,9 \text{ дол/год.}$$

$$A_{\Sigma} = \sum_{i=1}^7 A_i = 8,33 + 6,1 + 57,25 + 69,98 + 2,68 + 725,69 + 60,9 = 931 \text{ дол/год.}$$

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:

$$B = 0,4 \cdot A_{\Sigma} \cdot B_{нас} = 0,4 \cdot 931 \cdot 1,1 = 409,64 \text{ дол/год.}$$

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

$$C_{\text{III}} = A + B,$$

$$C_{\text{III}} = 931 + 409,64 = 1340,64 \text{ дол/год.}$$

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

$$C_{\text{TKM}} = \frac{A + B}{m_{\text{ГР}} \cdot K_3 \cdot V_P} = \frac{1340,64}{9600 \cdot 0,35 \cdot 600} = 6,65 \cdot 10^{-4} \text{ дол/TKM.}$$

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

$$B_{\text{AK}} = \frac{C_B \cdot n_{\text{ПАС}} \cdot K_3}{m_{\text{ГР}} \cdot V_P \cdot \tau} = \frac{552,67 \cdot 80 \cdot 0,35}{9600 \cdot 600 \cdot 3,4} = 7,9 \cdot 10^{-4} \text{ дол/TKM.}$$

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

$$P_{\text{AK}} = B_{\text{AK}} - C_{\text{TKM}} = 7,9 \cdot 10^{-4} - 6,65 \cdot 10^{-4} = 1,25 \cdot 10^{-3} \text{ дол/TKM.}$$

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

$$C_B = \frac{m_{\text{ep}} \cdot V \cdot \tau \cdot C_{\text{TKM}}}{n_{\text{ПАС}} \cdot K_3} = \frac{9600 \cdot 600 \cdot 4,04 \cdot 6,65 \cdot 10^{-4}}{80 \cdot 0,35} = 552,67 \text{ (долл.)}$$

За рентабельності 25%, ціна квитка:

$$C_B = 1,25 \cdot 552,67 = 690,84 \text{ дол.}$$

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 2500 км, яка склала 552,67 дол. Непрямі витрати на одну годину польоту становлять 409,64 дол.

Перелік джерел

1. Розробка аванпроекту літака. А.К. М'ялиця, Л.А. Малащенко, О.Г. Гребеніков, Є.Т. Василевський, В.М. Клименко, О.О. Сердюков, 2010.-237
2. Орловський М.М. Конспект лекцій з дисципліни «Технічна експлуатація повітряних суден» – Харків: НАКУ “ХАІ”, 2022.- 150 с. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://mentor.khai.edu/pluginfile.php?file=%2F96258%2Fmod_resource%2Fcontent%2F3%2F2_Курс%20лекцій%20Технічна%20експлуатація%20повітряних%20суден%20%20.pdf
3. Орловський М.М. Технічне обслуговування повітряних суден та авіадвигунів – Харків: НАКУ “ХАІ”, 2020.- 188 с.
4. Орловський М.М., Приймак А.В., Сердюков О.А. Авіаційна безпека – Харків: НАКУ “ХАІ”, 2022.- 204 с.
5. Орловський М.М., Літвін В.Л. Контроль гідравлічних систем літальних апаратів у процесі експлуатації.- Харків: ХІ ВПС. 2004, 69 с.
6. 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.
7. Doc. ICAO №9760 AN/967 «Керівництво з льотній придатності». Видання третє. – Монреаль: ICAO, 2014. – 420 с.
8. Системи та обладнання авіаційної техніки / С. І. Овчаренко, С. В. Філіповський, С. Ш. Шаабдієв – Конспект лекцій. – Нац. Аерокосм. Ун-т ім. М.Є. Жуковського "Харк. Авіац. Ін-т". 2022. – 150 с.
9. Безпека авіації / В. П. Бабак, В. П. Харченко, В. О. Максимов –К. : Техніка, 2004. – 584 с.
10. Barrera D.L. Aircraft Maintenance Programs - Springer, Switzerland, 2022. — 368 p. — ISBN 978-3-030-90262-9.
11. Pryimak, A. Theories and models of human errors occurrence/ A. Pryimak, M. Orlovskyi, 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.
12. Конвенція про міжнародну громадянську авіації. ИКАО, 8-е видавництво, 2000 (Doc. 7300).
13. Додаток 6 і Конвенції «Експлуатація ПС». - Ч. 1, ИКАО, 2000.
14. Додаток 8 і Конвенції «Льотна придатність ПС», ИКАО, 2001.
15. Додаток 13 до Конвенції «Розслідування авіаційних подій і інцидентів». ИКАО, 1994. <http://avia.gov.ua/documents/Lotna-pridatn/normativna-baza/Proekti-zakon-aktiv/>