

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)

магістр

(освітній ступінь)

на тему: **«Удосконалення технічного обслуговування паливної системи середньоміжконтинентального пасажирського літака»**

ХАІ.103.1-96Авт1.22В.272.241-9/20-1 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу групи № 1-96Авт1Галузь знань 27 «Транспорт»

(код та найменування)

Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»

(код та найменування)

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

:

(найменування)

Белоєдов А. В.

(прізвище та ініціали студента)

Керівник: Капітанова Л. В.

(прізвище та ініціали)

Рецензент: Кривобок О. І.

(прізвище та ініціали)

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

Факультет _____ Літакобудування _____
(повне найменування)
 Кафедра _____ 103 «Проектування літаків і вертольотів» _____
(повне найменування)
 Рівень вищої освіти _____ другий (магістерський) _____
 Галузь знань _____ 27 «Транспорт» _____
 Спеціальність _____ 272 «Авіаційний транспорт» _____
(код та найменування)
 Освітня програма _____ «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і
авіадвигунів» _____
(найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

к.т.н., доц. Андрій Гуменний

« ____ » _____ 20__ р.

ЗАВДАННЯ
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

Блоєдову Андрію Вікторовичу

(прізвище, ім'я та по батькові)

1. Тема кваліфікаційної роботи Удосконалення технічного обслуговування паливної системи
середньомагістрального пасажирського літака

керівник кваліфікаційної роботи _____ Капітанова Л. В., к.т.н., доцент _____
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)
 затвержені наказом Університету № _____ від « ____ » _____ 20__ року

2. Термін подання студентом кваліфікаційної роботи _____

Вихідні дані до проекту: $n_{\text{пас}} = 15$ чол; $V_{\text{max}} = 920$ км/год; $V_{\text{кр}} = 850$ км/год; $H_{\text{max}} = 12000$ м;
 $H_{\text{кр}} = 11000$ м; $L = 4000$ км; $L_{\text{раз}} = 800$ м;

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

1 Конструкторський розділ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

- Введення, постановка мети і завдань проектування;
- Розробка концепції створення літака і науково-технічної програми досягнення його характеристик;
- Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака;
- Збір, обробка та аналіз статистичних даних;

- Вибір основних відносних початкових параметрів літака;
 - Розрахунок маси літака в трьох наближеннях;
 - Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу;
 - Визначення та оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів.
 - Розробка аеродинамічних, об'ємно-масових, конструктивно-силових компоновок. Розрахунок центрування і моментів інерції літака.
- 1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні і масові характеристики літака
- Розрахунок поляр та аеродинамічної якості відповідно до злітної, посадкової і крейсерської конфігурації літака;
 - Аналіз впливу геометричних параметрів крила на його аеродинамічні характеристики і положення фокусу літака. Аналіз подовжньої і поперечної стійкості літака;
 - Розрахунок льотних характеристик літака методом тяг (потужностей).
- 1.3 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання проектного літака
- Опис літака;
 - Розробка майстер-геометрії літака.

Висновок

2 Експлуатаційний розділ

- 2.1 Аналіз впливу експлуатаційних факторів на довговічність та працездатність силової установки
- 2.2 Паливна система середньомагістрального пасажирського літака
- Основні положення;
 - Принцип роботи системи;
 - Основні елементи та функціонування паливної системи.
- 2.3 Технічне обслуговування паливної системи середньомагістрального пасажирського літака та методи удосконалення технічного обслуговування
- Регламент технічного обслуговування;
 - Оцінка технічного стану паливної системи;
 - Технологія технічного обслуговування паливної системи;
 - Удосконалення технічного обслуговування паливної системи.

Висновок

3 Забезпечення безпеки польотів

- 3.1 Загальна ситуація та стратегія забезпечення безпеки польотів
- 3.2 Глобальна «дорожня карта» забезпечення безпеки польотів
- 3.3 Роль «людського фактору» в безпеці польотів. Фактори, котрі впливають на надійність системи «екіпаж-ПС-середовище», її функціонування та ефективність виконання поставлених перед нею завдань
- 3.4 Запобігання авіаційним пригодам та інцидентам, як специфічна діяльність у державній авіації, її цілі, завдання та етапи здійснення
- 3.5 Організація та проведення розслідування аварійних пригод
- 3.6 Організація та проведення пошукових та аварійно-рятувальних робіт

Висновок

4 Економічний розділ

- 4.1 Маркетингове дослідження ринку внутрішніх та міжнародних перевезень пасажирів
- Сегментація ринку споживачів та визначення об'єму перевезень (очікувана кількість пасажирів);
 - Результати дослідження ринку перевезень.
- 4.2 Вихідні дані, щодо розрахунків техніко-економічних показників експлуатації повітряного судна

- Льотно-технічні характеристики повітряного судна;
 - Нормативно вартісні показники експлуатації.
- 4.3 Розрахунок витрат на експлуатацію повітряного судна та визначення собівартості перевезення пасажирів
- Розрахунок повної собівартості експлуатації повітряного судна на кілометр шляху.
- 4.4 Оцінка ефективності експлуатації повітряного судна
- Розрахунок виручки та прибутку експлуатаційної компанії повітряного судна, що приходяться на один тонно-кілометр;
 - Рентабельність експлуатації літака.

Висновок

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

- загальний вигляд літака;
- компонування літака;
- конструктивно-силова схема літака.

Консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання надав	завдання отримав
1	Сердюков О. А., старший викладач каф.103		
2	Сердюков О. А., старший викладач каф.103		
3	Сердюков О. А., старший викладач каф.103		
4	Ковальчук В. Г., зав. каф. 601		

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

Дата надання завдання «_____» _____ 20__ р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

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

Студент

_____ (підпис)

_____ (прізвище та ініціали)

Керівник проекту

_____ (підпис)

_____ (прізвище та ініціали)

Зміст

Реферат	9
1 Конструкторський розділ	10
1.1 Автоматизоване формування вигляду літака	10
1.1.1 Введення, постановка мети та завдання проектування	10
1.1.2 Розробка концепції створення проектного літака та науково-технічної програми досягнення його характеристик	10
1.1.3 Призначення, тактично-технічні вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака	11
1.1.4 Збір, обробка та аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака	12
1.1.5 Опис літаків та їх систем	13
1.1.6 Вибір та обґрунтування схеми літака, типу його силової установки	17
1.1.7 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях	18
1.1.7.1 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні	18
1.1.7.2 Визначення злітної маси літака в першому наближенні	19
1.1.7.3 Вплив параметрів крила на коефіцієнт підйомної сили при відриві та якість при відриві	19
1.1.7.4 Дослідження впливу параметрів літака на величину потрібних стартових тягоозброєнь пасажирського літака з ТРДД	20
1.1.7.5 Розрахунок відносної маси крила	22
1.1.7.6 Розрахунок відносної маси фюзеляжу	22
1.1.7.7 Розрахунок відносної маси оперіння	23
1.1.7.8 Розрахунок відносної маси шасі	23
1.1.7.9 Розрахунок відносної маси силової установки	24
1.1.7.10 Розрахунок відносної маси палива	24
1.1.7.11 Розрахунок відносної маси екіпажу, обладнання та комерційного навантаження	25
1.1.7.12 Розрахунок злітної маси літака у першому наближенні	25
1.1.7.13 Розрахунок маси літака у другому наближенні	27
1.1.7.14 Розрахунок маси літака у третьому наближенні	28
1.1.7.15 Підбір двигуна та перевірка довжини розбігу	32
1.1.8 Визначення геометричних параметрів літака та його агрегатів, побудова загального вигляду	34
1.1.8.1 Визначення геометричних параметрів крила	34
1.1.8.2 Визначення геометричних параметрів фюзеляжу	35
1.1.8.3 Визначення геометричних параметрів горизонтального оперіння	36
1.1.8.4 Визначення геометричних параметрів вертикального оперіння	36
1.1.8.5 Основні геометричні параметри шасі	37
1.1.9 Розробка об'ємно-вагової, конструктивно-силової компоновки, центрування літака	38
1.1.9.1 Вибір конструктивно-силової схеми крила	38
1.1.9.2 Вибір конструктивно-силової схеми фюзеляжу	39
1.1.9.3 Вибір конструктивно-силової схеми горизонтального оперіння	40
1.1.9.4 Вибір конструктивно-силової схеми вертикального оперіння	40
1.1.9.5 Вибір конструктивно-силової схеми кріплення двигунів	40
1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні та масові характеристики літака	40
1.2.1 Розрахунок поляр та аеродинамічної якості у злітній, посадковій	

та крейсерській конфігураціях літака	40
1.2.2 Розрахунок льотних характеристик літака методами тяг та потужностей.....	42
1.2.3 Розрахунок потрібних тяг та побудова кривих М. Є. Жуковського	42
1.2.4 Потрібна потужність	46
1.2.5 Аналітичний вираз поляри літака.....	49
1.2.5.1 Поляри літака в польотній конфігурації	49
1.2.5.2 Побудова приблизної злітної та посадкової поляри	52
1.3 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання проектованого літака	53
1.3.1 Розробка майстер-геометрії середньомагістрального літака.....	53
1.3.2 Опис проєктованого літака.....	54
Висновок	55
2 Експлуатаційний розділ.....	56
2.1 Аналіз впливу експлуатаційних факторів на довговічність та працездатність силової установки	56
2.2 Паливна система середньомагістрального пасажирського літака.....	58
2.2.1 Основні положення	58
2.2.2 Принцип роботи системи	58
2.2.3 Основні елементи та функціонування паливної системи.....	62
2.2.3.1 Трубопроводи та з'єднання.....	62
2.2.3.2 Зворотні клапани	65
2.2.3.3 Паливні ємності.....	66
2.2.3.4 Система дренажу баків	66
2.2.3.5 Система централізованої заправки	68
2.2.3.6 Розподіл палива	72
2.2.3.7 Злив і перекачування палива на землі.....	76
2.2.3.8 Органи управління і контролю	77
2.3 Технічне обслуговування (ТО) паливної системи середньомагістрального пасажирського літака та методи удосконалення ТО	79
2.3.1 Регламент ТО.....	79
2.3.2 Оцінка технічного стану паливної системи.....	85
2.3.3 Технологія ТО паливної системи.....	86
2.3.3.1 Огляд і дефектація.....	86
2.3.3.2 Обслуговування паливної системи.....	88
2.3.3.3 Обслуговування трубопроводів паливної системи.....	88
2.3.3.4 Випробування паливної системи на герметичність.....	89
2.3.3.5 Випробування трубопроводів на міцність	90
2.3.3.6 Корозійні ураження трубопроводів.....	90
2.3.4 Удосконалення ТО паливної системи	91
2.3.4.1 Загальна інформація.....	91
2.3.4.2 Принцип роботи стенду	93
Висновок	93
3 Забезпечення безпеки польотів.....	95
3.1 Загальна ситуація та стратегія забезпечення безпеки польотів.....	95
3.2 Глобальна «дорожня карта» забезпечення безпеки польотів	97
3.3 Роль «людського фактору» в безпеці польотів. Фактори, котрі впливають на надійність системи «екіпаж-ПС-середовище», її функціонування та ефективність виконання поставлених перед нею завдань.....	98
3.4 Запобігання АП та інцидентам, як специфічна діяльність у ДА, її цілі, завдання та етапи здійснення.....	99
3.5 Організація та проведення розслідування аварійних пригод	100
3.6 Організація та проведення пошукових та аварійно-рятувальних робіт	105

Висновок	108
4 Економічний розділ.....	110
4.1 Маркетингове дослідження ринку внутрішніх та міжнародних перевезень пасажирів	110
4.1.1 Сегментація ринку споживачів та визначення об'єму перевезень (очікувана кількість пасажирів).....	110
4.1.2 Результати дослідження ринку перевезень.....	111
4.2 Вихідні дані, щодо розрахунків техніко-економічних показників експлуатації ПС	111
4.2.1 Льотно-технічні характеристики ПС	111
4.2.2 Нормативно-вартісні показники експлуатації.....	112
4.3 Розрахунок витрат на експлуатацію ПС та визначення собівартості перевезення пасажирів.....	112
4.3.1 Розрахунок повної собівартості експлуатації ПС на кілометр шляху	112
4.4 Оцінка ефективності експлуатації ПС	116
4.4.1 Розрахунок виручки та прибутку експлуатаційної компанії ПС, що приходяться на один тонно-кілометр	116
4.4.2 Рентабельність експлуатації літака	117
Висновок	117
Бібліографічний список	118
Додаток 1.....	119
Додаток 2.....	120
Додаток 3.....	121

Реферат

Пояснювальна записка до дипломного проекту магістра на тему «Удосконалення технічного обслуговування паливної системи середньомагістрального пасажирського літака».

Пояснювальна записка до дипломного проекту магістра містить: 121 с., 40 рис., 28 табл., 3 додатки, 14 джерел.

Об'єкт дослідження – пасажирський літак з ТРДД і його паливна система.

Мета роботи – інтегроване проектування і параметричне моделювання середньомагістрального пасажирського літака та удосконалення технічного обслуговування його паливної системи.

Методи дослідження – статистичний, аналітичний, графічний, методи проектування на ЕОМ.

У дипломному проекті представлені результати: статистичне проектування вигляду літака; інтегроване проектування майстер-геометрії, конструктивно-силове компоновання літака; визначення аеродинамічних і льотно-технічних характеристик літака; розглянуті чинники, які впливають на безпеку польотів літака; розрахунок показників економічної ефективності і конкурентоспроможності літака.

В результаті виконання дипломного проекту був спроектований середньомагістральний пасажирський літак. Проаналізовано вплив зміни проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні і масові характеристики літака. Запропонований метод удосконалення технічного обслуговування паливної системи середньомагістрального пасажирського літака.

Робота була виконана на ЕОМ із застосуванням різних програмних продуктів: Siemens NX 7.5, Компас 3D, Microsoft Word. Усі розрахунки проведені в програмному середовищі Microsoft Excel.

Прогнозні пропозиції про розвиток об'єкта проектування – застосування найбільш ефективних методів проектування, впровадження нових методів інтегрованого проектування на всіх стадіях створення літака, впровадження нових матеріалів, конструктивних рішень.

Ключові слова: літак, технічне обслуговування, силова установка, паливна система, економічність, аеродинаміка, безпека польотів, собівартість, прибуток, рентабельність.

Умови отримання дипломного проекту: дипломний проект знаходиться в науково-технічній бібліотеці університету і може бути виданий тільки з відповідного дозволу завідувача кафедри за письмовою заявою.

Конструкторський розділ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

1.1.1 Введення, постановка мети та завдання проектування

Сучасний літак є складною технічною системою, елементи якої, як окремо, так і в сукупності, повинні мати максимально оптимізовані параметри і високу надійність. Літак в цілому повинен відповідати заданим вимогам і мати високу ефективність при відповідному технічному рівні.

При розробці проектів нових літаків важливе значення має досягнення високої техніко-економічної ефективності. Ці літаки не тільки повинні мати хороші показники до моменту виходу на авіалінії, але й мати потенційну можливість модифікації для систематичного підвищення ефективності протягом усього періоду серійного виробництва та експлуатації.

Створення систем автоматизованого проектування справило революцію у проектуванні літаків, які використання стало практично науковою дисципліною. Різко розширилися можливості щодо вдосконалення конструкцій літальних апаратів, підвищилася якість розробки технічної документації, стало можливим паралельне створення на базі одного літака цілої низки його модифікацій.

В даний час тенденція одночасного створення сімейства літаків, що включає модифікації різної дальності польоту і різної пасажиромісткості, стала більш актуальною. Це пов'язано з бажанням досягти найбільшого економічного ефекту, за рахунок основної конструкції та систем (при цьому можуть змінюватись двигуни та окремі агрегати, обладнання, управління). Такий підхід, що базується на максимальній уніфікації, знижує вартість розробки нових зразків та ціну серійних виробів, а також витрати на технічне обслуговування під час їх експлуатації. Тому створення сучасного конкурентоспроможного літака неможливе без використання інтегрованих комп'ютерних систем CAD/CAM/CAE/PLM.

Мета проектування: спроектувати середньомагістральний пасажирський літак на 15 пасажирів із дальністю польоту 4000 км та ресурсом 60 тис. год.

Завдання проектування: розробка концепції, вибір схеми літака, розрахунок злітної маси, розрахунок аеродинамічних характеристик, інтегроване проектування крила, розробка технології складання, розрахунок економічних показників, розрахунок системи життєзабезпечення.

1.1.2 Розробка концепції створення проектного літака та науково-технічної програми досягнення його характеристик

Постійно підвищуються вимоги щодо показників ресурсу планера, його ремонтпридатності та експлуатаційної технологічності. Умови розвитку багатьох країн диктують нові вимоги до ВПХ літаків. Постійно підвищуються вимоги щодо безпеки та екологічності нової авіаційної техніки.

Концепція створення літака, котрий проектується, необхідна для оптимального призначення його ТТВ, умов виробництва та експлуатації.

Коротко сформулюємо концепцію його створення:

- призначення обсягів та періодичності виконання робіт з контролю та підтримання якості літака та його систем на основі аналізів безвідмовності;
- досконалість конструкції літака та його систем у частині експлуатаційної та ремонтної технологічності (контролепридатності, доступності, легкоснімності, простоти обслуговування тощо);

- широке застосування вбудованих засобів контролю та бортової автоматизованої системи контролю для оцінки технічного стану, вирішення завдань діагностики та прогнозування;
- цілеспрямований вибір складу засобів технічного обслуговування;
- висока надійність та безпека;
- стійкість до пошкоджень;
- експлуатаційна технологічність;
- злітно-посадкові характеристики, що дозволяють експлуатувати машину з аеродромів 2-го та 3-го класу;
- масова ефективність у межах 50 - 60%;
- аеродинамічна якість на крейсерському режимі 19 одиниць та 10 - 12 одиниць на злітному та посадковому режимах;
- питома витрата палива не більше 0,375 кг палива/кг тяги · година на злітному та 0,65 кг палива/кг тяги · година на крейсерському режимах;
- відповідність міжнародним стандартам з експлуатаційних вимог літаків даного класу;
- проектування інтегроване, засноване на створенні математичних моделей із застосуванням новітніх методів та розробок у галузі CAD/CAM/CAE технологій.
- практична стеія, що дозволяє політ найбільш оптимальними траєкторіями;
- ресурс 60 000 льотних годин;
- можливість продовження зльоту у разі відмови одного з двигунів.

1.1.3 Призначення, тактично-технічні вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака

У ході аналізу концепції проектування нового регіонального пасажирського літака було розроблено такі тактико-технічні вимоги та умови виробництва та експлуатації нового літака:

- призначення літака – середньомагістральний літак;
- крейсерська швидкість польоту 850 км/год;
- практична стеія 11000 м;
- максимальна дальність польоту з повним завантаженням – 4000 км;
- довжина розбігу – 800 м;
- довжина пробігу – 600 м;
- кількість пасажирів – 15 осіб;
- якість на крейсерському режимі 19 одиниць та 11 одиниць на злітному та посадковому режимах;
- крило набирається з суперкритичних профілів, з великими відносними товщинами в кореневій частині ($\bar{c} = 0,15$) і малими $\bar{c} = 0,11$ в кінцевих розрізах;
- ресурс 60000 льотних годин;
- силова установка, що складається з 2-х ТРДД;

Крім цього, необхідно дотримання наступних вимог, котрі зазначені нижче:

1) Літак повинен забезпечити можливість продовження зльоту, набору висоти та тривалого горизонтального польоту при відмові одного двигуна. При цьому повинні виконуватись такі умови:

- у разі відмови одного двигуна на зльоті при швидкості, що дорівнює $1,2V_{min}$ з випущеним шасі та у злітному положенні механізації крила, повинна бути забезпечена можливість продовження зльоту літака;
- шкоропідйомність у разі має бути щонайменше 2 м/с;
- при відмові двигуна в польоті компенсуючі навантаження на органи управління не повинні бути надмірними, а за допомогою механізму тримірного ефекту повинні зводитися до нуля;

- при посадці з непрацюючим двигуном має бути забезпечена можливість піти на друге коло.
- 2) Призначення літака та умови його застосування припускають деякі особливі вимоги до його конструкції, які можна звести до кількох основних груп:
 - літак має бути стійкий і керований на всіх режимах польоту та руху по землі, при цьому зусилля на органах управління повинні бути у дозволених межах;
 - конструкція планера повинна мати мінімально можливу вагу, при цьому повинні повністю задовольнятися вимоги міцності та жорсткості;
 - конструкція планера та система управління літака повинна задовольняти вимоги життєздатності за наявності значних пошкоджень;
 - літак повинен бути простим в експлуатації, ремонті та обслуговуванні;
 - усі деталі літака повинні мати посилену антикорозійну обробку;
 - літак має бути простим та економічним у виробництві.
- 3) Усі пілотажно-навігаційні системи мають бути високо інтегровані для зниження навантаження на екіпаж та забезпечення вирішення поставлених завдань в автоматичному режимі. Все обладнання літака має впевнено виконувати свої функції за наявності сильних перешкод. Крім вище сказаного обладнання літака має мати модульний принцип побудови і легко доступним.
- 4) До двигуна цивільного літака, крім звичайних вимог, накладаються спеціальні вимоги, зумовлені особливостями застосування:
 - сильний корозійний захист елементів;
 - вбудована система контролю стану двигуна;
 - стійкість двигуна під час роботи на критичних режимах;
 - розвинена система сигналізації про відхилення у роботі;
 - високий рівень опору перед пошкодженнями.

1.1.4 Збір, обробка та аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака

Збір та обробка статистичних даних у ході проектування літака дозволяє:

- 1) Отримати наочне уявлення про сучасний рівень розвитку літакобудування з урахуванням:
 - типів літаків;
 - задач, котрі вони виконують;
 - льотно-технічних якостей;
 - засобів досягнення цих якостей: застосовуваних схем літаків, геометричних та масових параметрів, силової установки, конструкційних матеріалів, способів виробництва та ін.
- 2) Визначити тенденції та перспективи розвитку типу літака, що розробляється, кількісні та якісні зміни тактико-технічні вимоги (ТТВ) до літака, еволюцію його призначення, умови виробництва та експлуатації.
- 3) Визначити ряд параметрів літака.
Аналіз статистичного матеріалу дає можливість розробити ТТВ до літака, що проектується, вибрати його схему.
Статистичні дані наведені в таблиці 1.1.

Таблиця 1.1 – Статистичні дані літаків прототипів

	Найменування літака	CRJ700	Ан-74	ERJ170	Ту-124	Ту-134
отніда	V_{max} , км/ч	860	750	820	924	956

	H_{\max} , км	12,5	10,9	12	11,1	11,8
	$V_{\text{крейс}}$, км/ч	818	750	770	780	870
	$H_{\text{крейс}}$, км	11,9	10,1	11,4	10	10,1
	$V_{\text{взл}}$, км/ч	210	190	200	240	260
	$L(m_{\Gamma \max})$, км	3345	5200	3950	1720	3380

Продовження таблиці 1.1

	Найменування літака	CRJ700	Ан-74	ERJ170	Ту-124	Ту-134
	$L(m_{\Gamma \max})$, км	3124	3500	3704	1500	1890
	$L_{\text{разб}}$, м	1570	1110	1590	940	980
	$L_{\text{проб}}$, м	1480	950	1275	820	840
Масові дані	$m_{\text{пос}}$, кг	30240	24510	26750	32000	37
	$m_{0 \max}$, кг	32999	37500	35990	36200	47,6
	$N_{\text{пас}}$, чел	70	68	70	44	76
	m_{Γ} , кг	4180	13210	9312	10500	11950
Сил. уст.	Число та тип двигунів	2 x ТРДД General Electric CF34-8C1	2x ТРДД ПрогресД-36 серія 4А	2x ТРДД General Electric CF34-8Е	2x ТРДД Д-20П	2x ТРДД Д-30 ІІІ серії
Геометричні дані	P_0 , даН	5640	6380	6200	5500	6350
	$I_{\text{кр}}$, м ²	68,63	98,62	78	119,37	127,3
	$L_{\text{кр}}$, м	22,32	31,89	25,9	25,55	29
	$\chi_{\text{кр}}$, °	30	28	28	35	35
	$\lambda_{\text{кр}}$	5,2	10,08	6,8	6,196	7,3
	$\eta_{\text{кр}}$	3,3	3,31	2,6	2,554	3,139
	$L_{\text{ф}}$, м	32,94	28,07	28,6	29	30,6
	$D_{\text{ф}}$, м	2,69	3,1	3,35	2,9	2,9
	$\Sigma I_{\text{мід}}$, м ²	62	72	74	69	66
	$I_{\Gamma 0}$	18,3	24,5	21	26,55	30,68
$I_{\text{во}}$	15,1	16,1	18,4	12,2	21,25	
Похідні дані	$P_0 = m_0 g / 10 I$, даН/м ²	215	380	261	190	183
	$t_0 = 10 P_0 / m_0 g$	0,43	0,47	0,51	0,38	0,36

1.1.5 Опис літаків та їх систем

CRJ700 – середньомагістральний пасажирський літак для місцевих авіаліній. Літак є вільноносьним низькопланом з силовою установкою в хвостовій частині фюзеляжу і Т-подібним оперінням. Літак має триопорне шасі з носовою стійкою, основні опори забираються в крило. Максимальна злітна маса складе 32,8 т, платне навантаження – 8,52 т. Літак CRJ-700 призначений для польотів за маршрутами завдовжки 3000 - 3200 км. Дивись рис. 1.1.



Рис. 1.1 – Літак «CRJ700»

2001 року на ХДАВП було створено принципово новий, високоекономічний варіант транспортного літака АН-74. 20 квітня 2001 року у Харкові відбувся перший політ літака АН-74ТК-300 на аеродромі ХДАВП.

АН-74ТК-300 – вантажопасажирський літак. На літаку на відміну від базової моделі двигуни Д-36 серії 4А (з реверсом тяги) встановлені під крилом на пілонах. Нове компонування дозволило значно збільшити швидкість, дальність та економічну ефективність літака. АН-74ТК300 оснащений сучасним обладнанням радіозв'яз та пілотажно-навігаційним обладнанням відповідно до вимог ІСАО 2015 року, що забезпечує польоти літака на обладнаних трасах у всіх регіонах, у простих та складних метеоумовах, вдень та вночі. Літак має кілька модифікацій, зокрема пасажирську, санітарну, VIP.

Літак обладнаний турбореактивними двоконтурними двигунами модульної конструкції Д-36 серія 4А - Запорізького АТ «Мотор Січ», які відповідають міжнародним нормам щодо рівня шуму та викидів шкідливих речовин. Дивись на рис. 1.2 та рис. 1.3.



Рис. 1.2 – Літак «АН-74ТК-300»



Рис. 1.3 – Літак «Ан-74»

ERJ-170 – середньомагістральний пасажирський літак для місцевих авіаліній. Літак є низькопланом з розташованою на пілонах під крилом силовою установкою. Літак має класичну схему оперення та триопорне шасі з носовою стійкою, основні опори забираються в крило.

Вперше літак був представлений 11 лютого 1999 року та показаний у червні 1999 року на Паризькій авіавиставці. Перший політ літака відбувся у 2001 рік. Серійне виробництво розпочалося у 2002 році. Представлено на рис. 1.4.



Рис. 1.4 – Літак «ERJ170»

Tu-124 – вільнонесучий моноплан класичної схеми суцільнометалевої конструкції з низько розташованим крилом. По бортах фюзеляжу, за заднім лонжероном центроплана крила, розташовувалися двигуни ТРДД Д-20П злітною тягою 5500 кгс. Крило кесонної конструкції технологічно ділилося на центроплан, дві середні та дві відокремлені частини. На середніх частинах кесона кріпили внутрішні закрилки, інтерцептори, головні опори шасі та його гондоли. На окремі частини навішували зовнішні закрилки, інтерцептори та елерони з

тримерами. На підфюзеляжній частині встановили щиток. На кілі – кермо повороту з тример-флетнером

Управління літаком – штурвальне, з жорсткою проводкою до керма та елеронів. Шасі трьохопорне. Для скорочення пробігу використовувався гальмівний парашут площею 40 м², розміщений у контейнері хвостової частини фюзеляжу. У разі відмови одного з двигунів літак міг продовжувати зліт та політ на висоті 5000 м. Літак зображено на рис. 1.5.



Рис. 1.5 –Літак «Ту-124»

Tu-134 – близькомагістральний пасажирський літак для місцевих авіаліній. Крило складається з п'яти окремих частин: центроплан, дві середні та дві відокремлені частини. Кесони середніх та відокремлених частин використовуються для розміщення палива. На верхній поверхні середніх частин розташовано по два аеродинамічні гребені, внутрішні та зовнішні закрилки та інтерцептори. На відокремлених - розрізні елерони. Гондולי прибирання головних стійок шасі розташовані на крилі, а гондולי двигунів розташовуються на пілонах у хвостовій частині фюзеляжу. Дивись рис. 1.6.



Рис. 1.6 – Літак «Ту-134»

1.1.6 Вибір та обґрунтування схеми літака, типу його силової установки

Виходячи з обробки статистичних даних, для проєктованого літака було обрано нормальну аеродинамічну схему. Дана схема являє собою вільнонесучий моноплан з високорозташованим, стрілоподібним крилом. Інтерференція між крилом та фюзеляжем виходить мінімальною. Конструктивно спрощуються усередині фюзеляжу пасажирські салони та вантажні відсіки.

Проте, крім переваг ця схема має ряд недоліків:

- конструктивно ускладнюється збирання шасі в крило завдяки збільшенню висоти стійок підкрильних ніг;
- збільшення висоти фюзеляжу і, відповідно, його міделя;
- ускладнення обслуговування силових установок під час розташування двигунів на крилі;
- необхідність посилення конструкції нижньої частини фюзеляжу

Обрана схема з розміщеними на пілонах під крилом двигунами поширена на дозвукових літаках. Така схема установки двигунів має такі переваги:

- двигуни розвантажують конструкцію крила в польоті, зменшуючи згинальний та крутний моменти від зовнішніх навантажень, що призводить до зменшення ваги крила на 10 - 15 %;
- двигуни демпфують коливання крила у турбулентній атмосфері;
- двигуни є протифлаттерними балансирами;
- легкий доступ до двигунів під час обслуговування.

До недоліків розміщення двигунів на пілонах крила відносяться:

- у разі відмови двигунів створюється великий момент, що розвертає;
- при аварійній посадці на воду, на відміну від низькоплану, схема високоплана володіє зниженою плавучістю і стійкістю.

Крило стрілоподібне, помірної стріловидності (17021/ по лінії 1/4 хорд), механізовано по задній кромці двохілінними закрилками з фіксованим дефлектором, на передній кромці встановлені передкрилки, в кінцевій частині крила.

Застосування Т-образного оперення викликано прагненням зменшити його площу, а отже, і масу, так як у подібній схемі збільшується плече від центру мас літака до центру тиску ГО. У такій схемі ГО грає роль кінцевої шайби для ВО, збільшуючи його ефективне подовження, як наслідок можливе зменшення розмірів, а отже, і маси ВО. Також ГО виноситься із зони затемнення турбулентного потоку.

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

Трьохопірне шасі з носовою опорою забезпечує більш ефективне гальмування при пробігу, істотно зменшується можливість «козління», покращує огляд при зльоті - посадці для пілотів. Крім цього схема шасі з носовою опорою має кращу стійкість при русі по аеродрому. Носова опора забирається вперед у фюзеляж, основні - в спеціальні обтічники на фюзеляжі.

Схема літака наведена на рис. 1.7.

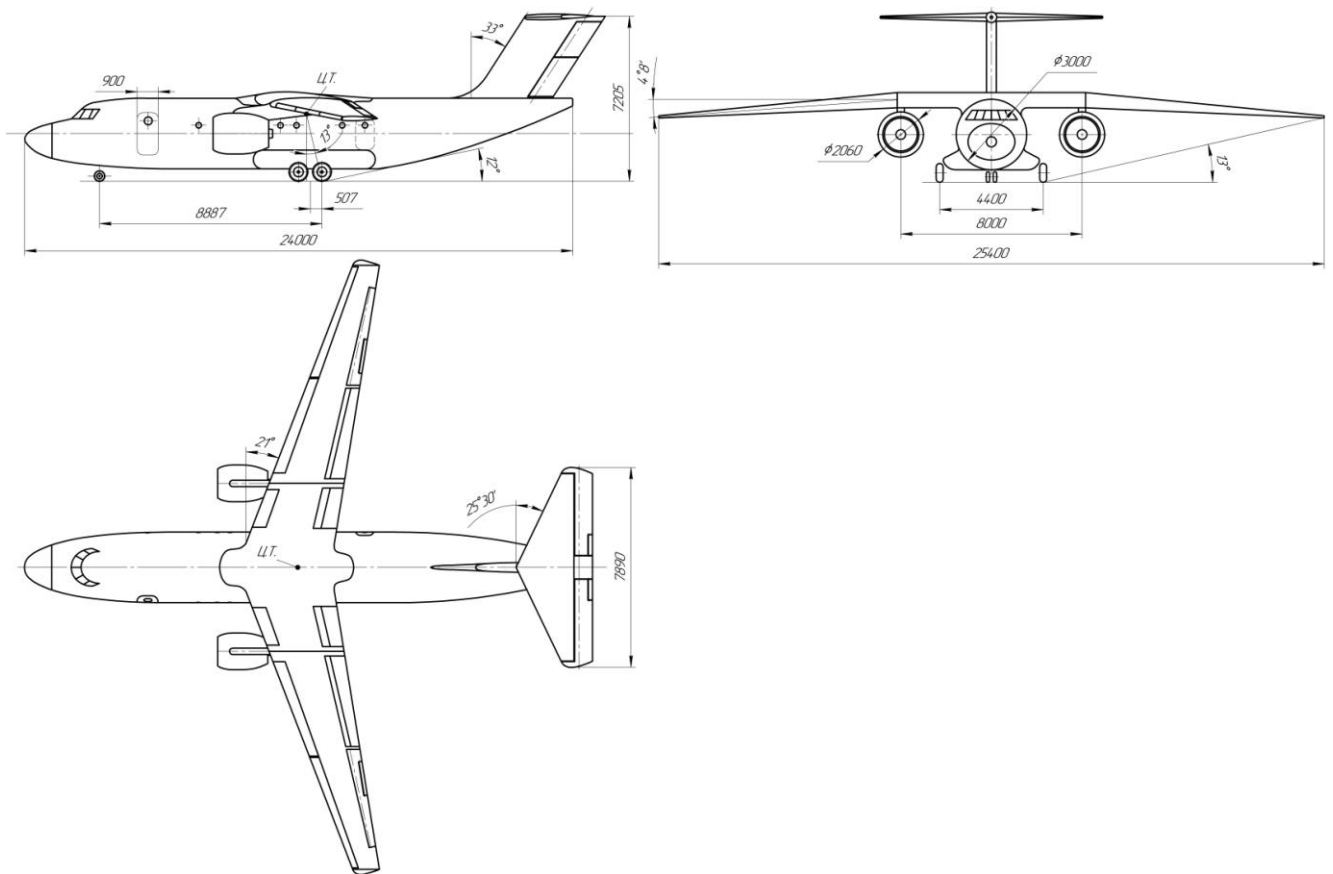


Рис.1.7 – Схема літака

1.1.7 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях

1.1.7.1 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні

Визначення m_0 проводиться в декількох наближеннях, уточнюючи за допомогою відносних мас m_i отриманих шляхом дослідження статистичних даних прототипів і порівняльного аналізу літаків.

Злітна маса літака в нульовому наближенні визначається за формулою:

$$m_0^0 = \frac{m_{\text{КОМ}} + m_{\text{ЕК}}}{1 - (\bar{m}_k + \bar{m}_{\text{СУ}} + \bar{m}_n + \bar{m}_{\text{об.упр.}})}, \quad (1.1)$$

де: \bar{m}_k - відносна маса конструкції $\bar{m}_k = 0,29$;

$\bar{m}_{\text{СУ}}$ - відносна маса силової установки $\bar{m}_{\text{СУ}} = 0,12$;

$\bar{m}_{\text{об.упр.}}$ - відносна маса обладнання та управління $\bar{m}_{\text{об.упр.}} = 0,12$.

$m_{\text{ЕК}}$ - маса екіпажу $m_{\text{ЕК}} = 80 \cdot n_k = 80 \cdot 3 = 240$ кг;

$m_{\text{КОМ}}$ - маса комерційного навантаження $m_{\text{КОМ}} = 3960$ кг;

\bar{m}_n - відносна маса палива

$$\bar{m}_n = a + \frac{bL}{V}, \quad (1.2)$$

де: L – дальність польоту, $L=4000$ км;

V – середня крейсерська швидкість польоту, $V=850$ км/ч;

$$a = 0,06; b = 0,05$$

$$\text{Тоді } \bar{m}_n = 0,06 + \frac{0,05 \cdot 4000}{850} = 0,295;$$

Підставляючи значення відносних і заданих мас у рівняння, визначаємо злітну масу в нульовому наближенні:

$$m_0^0 = \frac{3960+240}{1-(0,29+0,12+0,295+0,12)} = 24000 \text{ кг}$$

Визначаємо масу конструкції: $m_k = \bar{m}_k \cdot m_0 = 0,29 \cdot 24000 = 6960 \text{ кг}$;

Знаючи значення m_k можна визначити маси елементів конструкції: $m_i = \bar{m}_i \cdot m_k$:

маса крила $m_{кр} = 0,342 \cdot m_k = 2380,3 \text{ кг}$;

маса фюзеляжу $m_{ф} = 0,351 \cdot m_k = 2443 \text{ кг}$;

маса оперення $m_{оп} = 0,069 \cdot m_k = 480,3 \text{ кг}$;

маса шасі $m_{ш} = 0,184 \cdot m_k = 1280,6 \text{ кг}$;

маса обладнання $m_{об} = 0,12 \cdot m_0 = 2880 \text{ кг}$;

маса силової установки $m_{су} = 0,12 \cdot m_0 = 2880 \text{ кг}$;

маса палива $m_{п} = 0,273 \cdot m_0 = 6552 \text{ кг}$

Дані, котрі отримані в результаті вагового розрахунку, заносимо до таблиці 1.2.

Таблиця 1.2 – Значення мас, отриманих під час розрахунку

m_0 , КГ	$m_{ком}$, КГ	$m_{ек}$, КГ	$m_{кр}$, КГ	$m_{ф}$, КГ	$m_{оп}$, КГ	$m_{ш}$, КГ	$m_{т}$, КГ	$m_{су}$, КГ	$m_{дв}$, КГ
24000	3960	240	2380,3	2443	480,3	1280,6	6552	2880	2×970

1.1.7.2 Визначення злітної маси літака в першому наближенні

Основна відмінність цього розрахунку від розрахунку m_0^0 полягає у врахуванні залежності $\bar{m}_{кон}$, $\bar{m}_{п}$, $\bar{m}_{об,упр}$ від злітної маси літака, параметрів крила та інших частин літака, від режиму польоту. У зв'язку з тим що \bar{m}_k дуже складно залежить від злітної маси, то доводиться для обчислення \bar{m}_0^1 застосовувати або графічний спосіб вирішення рівняння балансу маси літака, або послідовно наближатися до рішення і знаходити його за допомогою ЕОМ. Вихідні дані наведені в таблиці 1.2.

1.1.7.3 Вплив параметрів крила на коефіцієнт підйомної сили при відриві та якість при відриві

В якості досліджуваних параметрів оберемо подовження крила та кут його стріловидності.

Коефіцієнт підйомної сили під час зльоту визначається за формулою:

$$C_{y_{від}} = C_{y_{кр}}^{від} \left(1 + \Delta C_y \frac{\delta_{з,взл}}{\delta_{з,табл}} \cdot \frac{\bar{b}_z}{\bar{b}_{з,табл}} \cdot \bar{S}_{мех}^{від} \cdot \cos^2 \chi_{0,75} \right) + \Delta C_{y_{зем}} + \Delta C_{y_{обд}}, \quad (1.3)$$

де: $C_{y_{кр}}^{від}$ – коефіцієнт підйомної сили крила при відриві без використання механізму:

$$C_{y_{кр}}^{від} = C_y^\alpha \cdot \alpha_{від} \quad (1.4)$$

C_y^α – похідна коефіцієнта підйомної сили по куту атаки, 1/град:

$$C_y^\alpha = \frac{0.11 - 0.029\sqrt{\bar{c}}}{\frac{0.775}{\cos \chi_{0.5}} + \frac{1.5}{\lambda}}, \quad (1.5)$$

де : \bar{c} - відносна товщина профілю;

$\chi_{0.5}$ - кут стріловидності крила по 50% хорд;

λ - подовження крила;

$\Delta \bar{C}_y$ - приріст коефіцієнта підйомної сили за рахунок використання механізації крила;

$\delta_{з.зл}$ - кут відхилення закрилка при зльоті, град;

$\delta_{з.табл}$ - кут відхилення закрилка;

$\bar{b}_з$ - відносна хорда закрилка;

$\bar{b}_{з.табл}$ - відносна хорда закрилка;

$\bar{S}_{мех}^{від}$ - відносна площа консолі, що обслуговується механізацією;

$\chi_{0.75}$ - стріловидність по 0,75 хорд у районі механізації;

$\Delta C_{y_{зем}}$ - приріст коефіцієнта підйомної сили за рахунок впливу землі;

$\Delta C_{y_{обд}}$ - приріст коефіцієнта підйомної сили за рахунок обдуву крила винтами.

Приріст підйомної сили за рахунок впливу землі можна оцінити за такою формулою:

$$\Delta C_{y_{зем}} = 0,313 - 0,237\bar{h} + 0,0572(\bar{h})^2, \quad (1.6)$$

Розглянемо вплив основних параметрів крила на коефіцієнт підйомної сили. Розрахунки виконані на ЕОМ і представлені в таблицях 1.3 та 1.4.

Таблиця 1.3 – Вплив подовження крила на коефіцієнт підйомної сили при відриві

λ	2	4	6	8	10	12	14	16	18	20	22
C_y	0,87	1,17	1,27	1,33	1,36	1,38	1,4	1,41	1,42	1,43	1,43

Таблиця 1.4 – Вплив стріловидності крила на коефіцієнт підйомної сили при відриві

χ	0	8	16	24	32	40	48	56	64	72	80
C_y	1,4	1,42	1,39	1,33	1,22	1,09	0,93	0,76	0,6	0,46	0,32

1.1.7.4 Дослідження впливу параметрів літака на величину потрібних стартових тягоозброєнь пасажирського літака з ТРДД

В якості досліджуваних параметрів виберемо подовження крила і кут його стріловидності. Для дослідження впливу параметрів на тягоозброєння, потрібне для крейсерського польоту $t_{0_{крейс}}$, використовуються наступні залежності:

$$t_{0_{крейс}} = \frac{0,953 p_H M_{крейс}^2}{\xi_{крейс}} \left(\frac{F_1}{P} + F_2 \right), \quad (1.7)$$

де: p_H – атмосферний тиск на висоті крейсерського, H/m^2 ;

$\xi_{\text{крейс}} = \xi_v \xi_H \xi_{\text{вз}} \xi_{\text{др}}$ – коефіцієнти, котрі враховують зміну тяги двигунів за швидкістю ξ_v та висотою польоту ξ_H , зменшення тяги за рахунок втрат швидкісного напору в повітрозбірниках $\xi_{\text{вз}}$, режим роботи двигунів $\xi_{\text{др}}$.

$$\xi_v = 1 - (0,5 + 0,133y - 0,0069y^2)M + (0,6 + 0,01y)M^2; \quad (1.8)$$

$$\xi_H = \frac{P_H}{P_0} \left(\frac{T_0}{T_H} \right)^{2+0,2y} \quad (1.9)$$

Коефіцієнт лобового опору крила та оперіння обчислюється за наступною формулою:

$$F_1 = k_0 (C_{x \text{ тер.кр}} + C_{x \text{ хв.кр}}), \quad (1.10)$$

де коефіцієнти опору тертя $C_{x \text{ тер.кр}}$ та хвильового опору $C_{x \text{ хв.кр}}$ для крила визначаються відповідно наступної залежності:

$$C_{x \text{ тер.кр}} = \frac{0,174(1+2\bar{c}+9\bar{c}^2)(1+2\bar{c}M_{\text{крейс}})}{(\lg Re_{\text{кр}} - 1,6)^2 \sqrt{1+0,2M_{\text{крейс}}}} (1 - k_{\text{інт}} \bar{S}_{\Phi}) + 0,001\bar{P}_0; \quad (1.11)$$

$$Re_{\text{кр}} = f(H) \cdot M_{\text{крейс}} \sqrt{\frac{g \cdot m_{\text{ком}}}{10\lambda K_{\text{від}} P}}; \quad (1.12)$$

$$f(H) = \left[2,33 \left(1 - \frac{H}{12} \right) + 0,0045H^2 \right] \cdot 10^7; \quad (1.13)$$

$$C_{x \text{ хв.кр}} = C_{x \text{ в.мах}} \left(\frac{M_{\text{крейс}} - M_{\text{крит.кр}}}{M_{\text{сх.в.мах}} - M_{\text{крит.кр}}} \right)^3 \left(4 - 3 \frac{M_{\text{крейс}} - M_{\text{крит.кр}}}{M_{\text{сх.в.мах}} - M_{\text{крит.кр}}} \right); \quad (1.14)$$

$$C_{x \text{ в.мах}} = \frac{2\pi\lambda(\bar{c})^2 \cos^2 \chi_{0,5}}{2 + \lambda(\bar{c})^{1/3} \cos^{5/3} \chi_{0,5}}; \quad (1.15)$$

$$M_{\text{сх.в.мах}} = \frac{1}{\cos \chi_{0,5}} \left\{ 1 + 0,4 \frac{(\bar{c})^{2/3}}{\cos^{2/3} \chi_{0,5}} \left(2 - \lambda(\bar{c})^{1/3} \cos^{2/3} \chi_{0,5} \right) \right\}; \quad (1.16)$$

$$M_{\text{крит.кр}} = 1 - \frac{0,7\lambda^2 \sqrt{\bar{c}}}{\lambda^2 + 0,1} \cos \chi_{0,5} \quad (1.17)$$

Коефіцієнт лобового опору фюзеляжу і мотогондол визначається виразом:

$$F_2 = \frac{(C_{x \text{ тер.ф}} + C_{x \text{ хв.ф}})}{k_{\text{мід}}}, \quad (1.18)$$

де коефіцієнти опору тертя $C_{x \text{ тер.ф}}$ та хвильового опору $C_{x \text{ хв.ф}}$ визначаються за наступними формулами:

$$C_{x \text{ тр.}\phi} = 3,1\lambda_{\phi} (1 + 0,1M_{\text{крейс}}^2)^{-0,67} \left[\frac{0,455}{(\lg Re_{\phi})^{2,58}} - \frac{1700}{Re_{\phi}} \right]; \quad (1.19)$$

$$Re_{\phi} = f(H)M_{\text{крейс}}\lambda_{\phi}d_{\phi}; \quad C_{x \text{ хв.}\phi} = \frac{1}{4\lambda_{\text{нос}}^2 + 1}, \quad (1.20)$$

$$\text{якщо } M_{\text{крейс}} \geq 1 - \frac{1}{\lambda_{\phi} + 2\lambda_{\text{нос}}}. \quad (1.21)$$

Для дослідження впливу геометричних параметрів крила і його механізму на тягоозброєння, потрібну для забезпечення заданої довжини розбігу перед зльотом, використовуються наступна залежність:

$$t_{0 \text{ зл}} = \frac{1}{\xi_{\text{зл}}} \left[\frac{0,832p}{C_{y \text{ від}} \cdot L_{\text{разб}}} + \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{\text{від}}} + 2f \right) \right], \quad (1.22)$$

де $\xi_{\text{зл}} = \xi_v \xi_H \xi_{\text{вз}} \xi_{\text{др}}$ – коефіцієнти, котрі визначаються для режиму $M_{\text{від}}$, $H=0$.

Величина стартового тягоозброєння, потрібна для забезпечення заданого градієнта набору висоти відповідно до норм льотної придатності літаків (НЛПЛ-3), визначається формулою:

$$t_{0 \text{ без}} = \frac{n_{\text{дв}}}{\xi_{\text{зл}}(n_{\text{дв}}-1)} \left(\frac{1}{K_{\text{від}}} + \text{tg}\theta \right). \quad (1.23)$$

Величина $\text{tg}\theta$ задається в НЛПЛ.

Розрахунки виконані на ЕОМ.

1.1.7.5 Розрахунок відносної маси крила

Для розрахунку відносної маси крила використовують формулу Бадягіна:

$$\bar{m}_{\text{кр}} = \frac{7,2 \cdot k_1 \cdot n_A^p \cdot m_0^{0,5} \cdot \phi \cdot \lambda}{10^4 \cdot p \cdot c_0^{-0,5} \cdot \cos^{1,5} \chi_{0,25}} \cdot \frac{\eta+4}{\eta+1} \cdot \frac{4,5 \cdot k_2 \cdot k_3}{p} + 0,015 \quad (1.24)$$

де: k_1 – коефіцієнт, котрий враховує тип панелей;

k_2 – коефіцієнт., що враховує наявність напливів крила, інтерцепторів, передкрилків;

k_3 – коефіцієнт; котрий враховує спосіб герметизації крила для розміщення палива;

$n_A^p = \frac{82}{\sqrt{p}}$ – коефіцієнт розрахункового навантаження для випадку А;

$m_0 = \frac{m_{\text{ком}}}{k_{\text{від}}}$ – значення злітної маси літака нульового наближення;

$\phi = b - 0,83\bar{m}_t$ – коефіцієнт розвантаження крила паливом та двигунами;

p - питома навантаження на крило, даН/м²

$\lambda, c, \chi_{0,25}, \eta$ – подовження, відносна товщина профілю стріловидність по 1/4 хорд звуження крила.

1.1.7.6 Розрахунок відносної маси фюзеляжу

Відносна маса фюзеляжу визначається за формулою Шейніна

$$\bar{m}_\phi = k_1 \cdot \lambda_\phi \cdot d_{\text{кр}}^2 \left(\frac{m_{\text{ком}}}{k_{\text{від}}} \right)^i + k_2 + k_3 + k_4, \quad (1.25)$$

де: $k_1 = 3,63 \dots 0,333 d_\phi$;

$$i = -0,743;$$

k_2 – коефіцієнт, що враховує місце кріплення головних стійок шасі;

k_3 – коефіцієнт, що враховує місце прибирання головних стійок шасі;

k_4 – коефіцієнт, що враховує спосіб навантаження багажу.

1.1.7.7 Розрахунок відносної маси оперіння

Відносна маса оперення визначається за статистичною формулою:

$$\bar{m}_{\text{оп}} = 0,85 \cdot k_{\text{п}} \cdot k_{\text{оп}}^{\text{сх}} \cdot p^{-0,56} \cdot \bar{S}_{\text{оп}}^{1,16} \cdot \left(\frac{m_{\text{ком}}}{k_{\text{від}}} \right)^{0,16}, \quad (1.26)$$

де: $k_{\text{п}} = 1$ при $p \leq 450$ даН/м²;

$$\bar{S}_{\text{оп}} = \bar{S}_{\text{г.о}} + \bar{S}_{\text{в.о}}; \quad (1.27)$$

$$k_{\text{оп}}^{\text{сх}} = \frac{1,333 - 0,0011 \cdot \bar{S}_{\text{оп}}}{1,295 + 0,0028 \cdot p} \text{ – для Т-образного оперення} \quad (1.28)$$

$$S_{\text{оп}} = \bar{S}_{\text{оп}} \cdot \frac{m_{\text{ком}}}{p \cdot k_{\text{від}}}; \quad (1.29)$$

Таблиця 1.5 – Вплив питомого навантаження на масу оперення

$P, \text{Н/м}^2$	100	200	300	400	500	600	700	800	900
$\bar{m}_{\text{оп}}$	0,0931	0,0653	0,0497	0,037	0,025	0,0207	0,0175	0,015	0,0131

1.1.7.8 Розрахунок відносної маси шасі

Відносна маса шасі визначається за формулою Фадєєва:

$$\bar{m}_{\text{ш}} = k_{\text{ш}} \cdot k_{\text{фд}} \cdot \frac{\frac{m_{\text{ком}} + 204000}{k_{\text{від}}}}{\frac{m_{\text{ком}} + 79000}{k_{\text{від}}}}, \quad (1.30)$$

де: $k_{\text{фд}} = 0,02728$ – коефіцієнт, що враховує вплив діаметра фюзеляжу і типу двигунів на масу шасі;

$k_{\text{ш}} = 1,1$ – коефіцієнт, котрий враховує кількість головних стійок шасі

$$\bar{m}_{\text{ш}} = 1 \cdot 0,02728 \cdot \frac{\frac{3960}{0,212} + 204000}{\frac{3960}{0,212} + 79000} = 0,067$$

Таким чином, наведені вище формули дозволяють окремо проаналізувати залежності відносних мас крила, оперення, фюзеляжу, шасі і цілому залежність відносної маси конструкції планера від величини питомого навантаження на крило, злітних мас і злітної маси.

1.1.7.9 Розрахунок відносної маси силової установки

Розрахунок відносної маси силової установки можна розрахувати за наступною формулою:

$$\bar{m}_{c,y} = R \cdot \gamma_{дв} \cdot t_{0_{max}}, \quad (1.31)$$

де: R – коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки в порівнянні з масою двигунів;

$$R = k_1 \left(1 + 0,1 \cdot \frac{n_{дв,рев}}{n_{дв}} \right) \cdot \left(1 + \frac{0,0236}{\gamma_{дв}} \cdot (1,5 + 0,275 \cdot y^{0,75})^2 \right); \quad (1.32)$$

k_1 – коефіцієнт, що враховує кількість і розташування двигунів;

$n_{дв}$ – кількість двигунів, встановлених на літаку;

$n_{дв,рев}$ – кількість двигунів, обладнаних реверсами тяги;

$\gamma_{дв}$ – питома вага двигуна;

y – ступінь двоконтурності двигуна.

1.1.7.10 Розрахунок відносної маси палива

Відносна маса палива являє собою суму:

$$\bar{m}_п = \bar{m}_{п.н.в.} + \bar{m}_{п.зн.п.} + \bar{m}_{п.крей} + \bar{m}_{п.н.з.} + \bar{m}_{п.пр}, \quad (1.33)$$

де: $\bar{m}_{п.н.в.}$ – відносна маса палива, що витрачається на набір висоти;

$\bar{m}_{п.зн.п.}$ – відносна маса палива, що витрачається на зниження та посадку;

$\bar{m}_{п.крей}$ – відносна маса палива, що витрачається в крейсерському польоті;

$\bar{m}_{п.н.з.}$ – відносна маса навігаційного запасу палива;

$\bar{m}_{п.пр} = 0,006$ – відносна маса неврахованих витрат палива, (невироблений залишок).

$$\bar{m}_{п.н.в.} = \frac{0,0035 \cdot H_{поч} \cdot (1 - 0,03 \cdot y)}{1 - 0,004 \cdot H_{поч}}, \quad (1.34)$$

$$\bar{m}_{п.зн.п.} = 0,002 \cdot H_{кін} \cdot (1 - 0,03 \cdot y) \cdot (1 - 0,023 \cdot H_{кін}) \quad (1.35)$$

де: $H_{поч}$, $H_{кін}$ – початкова і кінцева висоти крейсерського польоту;

y – ступінь двоконтурності двигуна.

Відносна маса палива для крейсерського польоту навігаційного запасу визначається за формулою:

$$\bar{m}_{п.крей} + \bar{m}_{п.н.з.} = 0,052 + \left[\frac{0,2 \cdot (L - 40 H_{сер})}{a_n \cdot M_{крей} - 0,28 \cdot W_B} + 1 \right] \cdot C_{р.крей} \sqrt{\frac{k_2 \cdot (1 + \bar{S}_\phi)}{k_2 \cdot \lambda}} (F_1 + F_2 p). \quad (1.36)$$

де: L – дальність польоту в км.;

$$H_{сер} = (H_{поч} + H_{кін}) / 2 \quad (1.37)$$

a_n – швидкість звуку на середній висоті крейсерського польоту м/с;

$M_{крей}$ – число Маха відповідне крейсерській швидкості;

W_B – швидкість зустрічного вітру км/год;

$C_{p, \text{крэй}}$ – питома витрата палива на крейсерському режимі польоту км/даН/год.

Вираз $k_2(1+\overline{S_\Phi})/k_1 \cdot \lambda$ являє собою коефіцієнт відвалу поляри.

де k_1 враховує вплив стріловидності, а k_2 – вплив подовження крила;

де: $\chi_{0,25}$ – стріловидність по 1/4 хорд град;

$k_2 = 1,02$ – для $\lambda > 4,5$

Питома витрата палива визначається за формулою:

$$C_{p, \text{крэй}} = \frac{0,85}{1+0,37 \cdot y^{0,75}} [1 + (0,27 + 0,2 \cdot y \cdot M_{\text{крэй}}^2) \sqrt{M_{\text{крэй}} - 0,02 \cdot N_{\text{сп}}}] \quad (1.38)$$

1.1.7.11 Розрахунок відносної маси екіпажу, обладнання та комерційного навантаження

Маса екіпажу визначається його чисельністю, що залежить від типу літака. Маса одного члена екіпажу дорівнює 80 кг. Таким чином:

$$m_{\text{ек}} = 80 \cdot n_{\text{ек}}, \quad (1.39)$$

де: $n_{\text{ек}}$ – число членів екіпажу, включаючи борт провідників;

Маса обладнання вимірюється в кілограмах:

$$m_{\text{об}} = 95 \cdot n_{\text{пас}} \cdot (5 \cdot 10^{-5} \cdot L_{\text{тех}} + 0,66) \quad (1.40)$$

Технічна дальність визначається в кілометрах:

$$L_{\text{тех}} = (L + 700) \quad (1.41)$$

$L = 4000$ – дальність польоту літака з зазначеною кількістю пасажирів, км.

$L_{\text{тех}} = 4000 + 700 = 4700$ км,

$m_{\text{об}} = 95 \cdot 10 \cdot (5 \cdot 10^{-5} \cdot 4700 + 0,66) = 850$ кг

Маса комерційного навантаження, $m_{\text{ком}} = 3960$ кг.

Загальна маса, кг:

$$m_{\text{еок}} = m_{\text{ек}} + m_{\text{ком}} + m_{\text{об}} = 240 + 3960 + 850 = 5050 \text{ кг}$$

У подальшому величина використовується при розрахунках злітної маси літака як одну з вихідних.

1.1.7.12 Розрахунок злітної маси літака у першому наближенні

Злітна маса літака в першому наближенні визначається за формулою, отриманої з рівняння відносних мас:

$$m_0^1 = \frac{m_{\text{еок}}}{1 - (\overline{m}_k + \overline{m}_{c,y} + \overline{m}_p)} \quad (1.41)$$

де: $m_{\text{еок}} = m_{\text{ек}} + m_{\text{об}} + m_{\text{ком}}$ – сумарна маса екіпажу, обладнання та комерційного навантаження

$\overline{m}_k, \overline{m}_{c,y}, \overline{m}_p$; – відносні маси конструкції, силової установка та палива.

Приймаємо рішення про $m_{0\text{min}}$ та $P_{\text{онт}}$.

Наносимо обмеження питомого навантаження на крило по посадковій швидкості $P_{\text{гран}}^{\text{Vпос}}$, і за величиною нормального навантаження при польоті в турбулентній атмосфері $P_{\text{гран}}^{\text{ny}}$. Обмеження для різних подовжень, визначаємо за формулами:

$$P_{\text{гран}}^{\text{Vпос}} = 0,0058 V_{\text{пос}}^2 C_{y_{\text{від}}}; \quad P_{\text{гран}}^{\text{ny}} = \frac{57,3 \cdot C_y^{\alpha} \cdot V \cdot W}{15,7}, \quad (1.42)$$

де: V – швидкість польоту поблизу землі (зазвичай відповідна швидкості при випуску закрилків, $V = 200$ км/год);

W – швидкість висхідного потоку ($W = 15$ м/с = 54 км/год).

Величину $C_{y_{\text{від}}}$ визначаємо із залежності $C_{y_{\text{від}}} = f(\chi)$ для заданої стріловидності крила.

Отже:

$$P_{\text{гран}}^{\text{Vпос}} | \chi = 8^{\circ} = 0,0058 \cdot 300^2 \cdot 1,42 = 329,4 \text{ (дан/м}^2\text{)};$$

$$P_{\text{гран}}^{\text{Vпос}} | \chi = 16^{\circ} = 0,0058 \cdot 200^2 \cdot 1,39 = 322,5 \text{ (дан/м}^2\text{)};$$

$$P_{\text{гран}}^{\text{Vпос}} | \chi = 24^{\circ} = 0,0058 \cdot 200^2 \cdot 1,33 = 308,6 \text{ (дан/м}^2\text{)};$$

$$P_{\text{гран}}^{\text{Vпос}} | \chi = 32^{\circ} = 0,0058 \cdot 200^2 \cdot 1,22 = 283 \text{ (дан/м}^2\text{)}.$$

Обмеження $P_{\text{гран}}^{\text{ny}}$ за величиною менше, ніж обмеження $P_{\text{гран}}^{\text{Vпос}}$, а графік залежності $m_0' = f(p)$ показує, що величина злітної маси до $P_{\text{гран}}^{\text{Vпос}}$ зменшується, отже значення $P_{\text{гран}}^{\text{Vпос}}$ будуть оптимальними й $P_{\text{гран}}^{\text{ny}}$ можна не розраховувати.

Після обробки графіку $m_0' = f(p)$, отримуємо значення:

$$m_{0\text{min}} = 21500 \text{ кг, } p_{\text{опт}} = 325 \text{ даН/м}^2 \text{ и } \chi_{\text{опт}} = 21^{\circ}.$$

Для $\lambda = 6$:

$$C_{y_{\text{від}}} = 1,28; V_{\text{пос}} = 200 \frac{\text{м}}{\text{с}}; P_{\text{гран}}^{\text{Vпос}} = 0,0058 \cdot 200^2 \cdot 1,28 = 297 \text{ даН/м}^2.$$

Для $\lambda = 8$:

$$C_{y_{\text{від}}} = 1,34; V_{\text{пос}} = 200 \frac{\text{м}}{\text{с}}; P_{\text{гран}}^{\text{Vпос}} = 0,0058 \cdot 200^2 \cdot 1,52 = 310,9 \text{ даН/м}^2.$$

Для $\lambda = 10$:

$$C_{y_{\text{від}}} = 1,35; V_{\text{пос}} = 200 \frac{\text{м}}{\text{с}}; P_{\text{гран}}^{\text{Vпос}} = 0,0058 \cdot 200^2 \cdot 1,35 = 313,2 \text{ даН/м}^2.$$

Для $\lambda = 12$:

$$C_{y_{\text{від}}} = 1,38; V_{\text{пос}} = 200 \frac{\text{м}}{\text{с}}; P_{\text{гран}}^{\text{Vпос}} = 0,0058 \cdot 200^2 \cdot 1,38 = 320,2 \text{ даН/м}^2.$$

Для визначення $P_{\text{гран}}^{\text{ny}}$ необхідно розрахувати C_y^{α} за формулою:

$$C_y^{\alpha} = \frac{0,11 - 0,029 \sqrt{c}}{\frac{0,775}{\cos \chi_{0,5}} + \frac{1,5}{\lambda}}. \quad (1.43)$$

$$\text{Для } \lambda = 6: \quad C_y^\alpha = \frac{0.11 - 0.029\sqrt[4]{15}}{\frac{0.775}{0.964} + \frac{1.5}{6}} = 0.05.$$

$$\text{Для } \lambda = 8: \quad C_y^\alpha = \frac{0.11 - 0.029\sqrt[4]{15}}{\frac{0.775}{0.964} + \frac{1.5}{8}} = 0.053.$$

$$\text{Для } \lambda = 10: \quad C_y^\alpha = \frac{0.11 - 0.029\sqrt[4]{15}}{\frac{0.775}{0.964} + \frac{1.5}{10}} = 0.055.$$

$$\text{Для } \lambda = 12: \quad C_y^\alpha = \frac{0.11 - 0.029\sqrt[4]{15}}{\frac{0.775}{0.964} + \frac{1.5}{12}} = 0.057.$$

Визначаємо $P_{\text{гран}}^{\text{пу}} = \frac{57,3 \cdot C_y^\alpha \cdot V \cdot W}{15,7}$ для відповідних λ :

$W = 15$ м/с; $V = 55,5$ м/с.

$$\lambda = 6: \quad P_{\text{гран}}^{\text{пу}} = \frac{57,3 \cdot 0,05 \cdot 55,6 \cdot 15}{15,7} = 152,2 \text{ Н/м}^2;$$

$$\lambda = 8: \quad P_{\text{гран}}^{\text{пу}} = \frac{57,3 \cdot 0,053 \cdot 55,6 \cdot 15}{15,7} = 161,3 \text{ Н/м}^2;$$

$$\lambda = 10: \quad P_{\text{гран}}^{\text{пу}} = \frac{57,3 \cdot 0,055 \cdot 55,6 \cdot 15}{15,7} = 167,4 \text{ Н/м}^2.$$

$$\lambda = 12: \quad P_{\text{гран}}^{\text{пу}} = \frac{57,3 \cdot 0,057 \cdot 55,6 \cdot 15}{15,7} = 173,5 \text{ Н/м}^2.$$

Видно, що при:

$\lambda = 6:$	$m_{0\text{min}} \approx 22,6\text{т};$	$P_{\text{опт}} \approx 315 \text{ Н/м}^2;$
$\lambda = 8:$	$m_{0\text{min}} \approx 21,6\text{т};$	$P_{\text{опт}} \approx 327 \text{ Н/м}^2;$
$\lambda = 10:$	$m_{0\text{min}} \approx 21,5\text{т};$	$P_{\text{опт}} \approx 335 \text{ Н/м}^2;$
$\lambda = 12:$	$m_{0\text{min}} \approx 21,7\text{т};$	$P_{\text{опт}} \approx 335 \text{ Н/м}^2$

Мінімальна маса $m_{0\text{min}} \approx 21,5\text{т}$ та оптимальне навантаження на крило: $P_{\text{опт}} \approx 335 \text{ Н/м}^2$ відповідають $\lambda = 10$.

1.1.7.13 Розрахунок маси літака у другому наближенні

Розрахунок маси літака в другому наближенні передбачає уточнення маси конструкції літака – окремих агрегатів за допомогою аналітичних формул.

Маса крила дозвукового літака розраховується за формулою:

$$m_{\text{кр}}^{\text{II}} = 1,14 \cdot 10^{-4} k_{\text{мех}} k_{\text{кон}} k_{\text{н.м}} \phi n_p \times \frac{\lambda}{\cos^{1,5} \chi_{0,25}} \sqrt{\frac{(m_0^i)^3}{p \cdot \theta \cdot c_0} \cdot \frac{\eta+4}{\eta+1} \left[1 - \frac{\mu-1}{\eta+3} \right]}, \quad (1.44)$$

де: m_0^i – маса літака, отримана в першому наближенні, $m_0^i = 21,5$ т;

$k_{\text{мех}} = 1,4$ – коефіцієнт механізації, $k_{\text{мех}} = 1,4$;

$k_{\text{кон}} = 0,9$ – при використанні монолітних панелей;

$k_{\text{н.м}} = 1$ – основний матеріал типу Д16;

$\phi = b - 0,83\bar{m}_{\text{п}}$ – коефіцієнт розвантаження крила паливом та двигунами;

$b = 0,87$ – для літаків з двигунами на крилі;

$\bar{m}_{\text{п}} = 0,2$; $\phi = 0,87 - 0,83 \cdot 0,2 = 0,7$

$n_p = 2,5$ – розрахункове перенавантаження;

$\theta = 0,9$ – для дволонжеронного крила;

$\mu = 1,8$ – відношення відносних товщин у кореня і на кінці відповідно.

$$\mu = \frac{\bar{c}_0}{c_k} = \frac{15}{8,2} = 1,82; \quad (1.45)$$

$$m_{кр}^{II} = 1,14 \cdot 10^{-3} \cdot 1,4 \cdot 0,9 \cdot 1 \cdot 0,7 \cdot 2,5 \cdot \frac{10}{\cos^{1,5}(18^\circ)} \sqrt{\frac{(21500)^3}{335 \cdot 0,9 \cdot 15} \cdot \frac{3,5+4}{3,5+1} \left[1 - \frac{1,8-1}{3,5+3} \right]} = 1857 \text{ кг.}$$

Масу фюзеляжу розрахуємо за формулою:

$$m_{\phi}^{II} = 0,003 \cdot \lambda_{\phi} \cdot m_0^I + 10 \cdot d_{\phi}^2 \cdot \lambda_{\phi} + 8 \cdot d_{\phi}^3 + 150 \cdot M + 300 + 0,03 \cdot k_{ш\phi} \cdot m_0^I; \quad (1.46)$$

де: $\lambda_{\phi} = 8$ – подовження фюзеляжу; $d_{\phi} = 3$ – діаметр фюзеляжу;

$M = 0,79$, розрахункове число Маха;

$k_{ш\phi} = 1$, так як основні стійки шасі закріплені на фюзеляжі і забираються в нього.

$$m_{\phi}^{II} = 0,003 \cdot 8 \cdot 21500 + 10 \cdot 3^2 \cdot 8 + 8 \cdot 3^3 + 150 \cdot 0,79 + 300 + 0,03 \cdot 21500 = 2371,5 \text{ кг}$$

Маса оперення розраховується за формулою:

$$m_{оп}^{II} = (0,946 + 1,5 \cdot 10^{-3} V_{роз}) \cdot (4,4 + 8 \cdot 10^{-4} m_0^I) (\bar{S}_{го} + \bar{S}_{во}) \frac{m_0^I}{p}; \quad (1.47)$$

де $V_{роз} = 850$ км/год, розрахункова швидкість польоту;

$$m_{оп}^{II} = (0,946 + 1,5 \cdot 10^{-3} \cdot 850) \cdot (4,4 + 8 \cdot 10^{-4} \cdot 21500) \cdot (0,3 + 0,24) \frac{21500}{335} = 1662,6 \text{ кг.}$$

Маса шасі розраховуємо за формулою:

$$m_{ш}^{II} = 0,032 m_0^I \frac{m_0^I \cdot 10^{-3} + 359}{m_0^I \cdot 10^{-3} + 249} = 0,032 \cdot 21500 \frac{21,5 + 359}{21,5 + 249} = 967,8 \text{ кг.} \quad (1.48)$$

Маса обладнання та управління розраховується за формулою:

$$m_{об.упр}^{II} = m_{р.о} + 0,05 m_0^I + (1 + 2,7 \cdot 10^{-4} \cdot M^6) \cdot (30 \cdot n_{ек} + 0,02 \cdot m_0^I); \quad (1.49)$$

де $m_{р.о} = 560$ – маса радіобладнання;

$n_{ек} = 3$ – кількість членів екіпажу.

$$m_{об.упр}^{II} = 560 + 0,05 \cdot 21500 + (1 + 2,7 \cdot 10^{-4} \cdot 0,79^6) \cdot (30 \cdot 3 + 0,02 \cdot 21500) = 2155 \text{ кг.}$$

Маса літака в другому наближенні визначається за формулою:

$$m_0^{II} = \frac{m_{ком} + m_{ек} + m_{об} + m_{кр} + m_{\phi} + m_{оп} + m_{ш}}{1 - (\bar{m}_{cy} + \bar{m}_{п})}; \quad (1.50)$$

$$m_0^{\Pi} = \frac{3960+240+2155+1857+2371,5+1662,6+967,8}{1-(0,14+0,21)} = 20330 \text{ кг.}$$

1.1.7.14 Розрахунок маси літака у третьому наближенні

Визначення мас силової установки, палива та агрегатів планера.

Маса оперіння розподіляється між горизонтальним і вертикальним оперінням пропорційно їх площам тобто.

$$\frac{m_{ГО}}{m_{ВО}} = \frac{S_{ГО}}{S_{ВО}} \quad (1.51)$$

Маса шасі може бути розподілена між носовою стійкою і головними, відповідно до наступних понять. Так як для більшості літаків (виключаючи літаки, що мають велосипедну схему або шасі з хвостовим колесом) стоянкове навантаження для носової стійки становить в середньому 10 % від злітної маси, а динамічна – в 1.5 - 2 рази більше стоянкової, то можна вважати:

$$m_{ш.нос} = 0,2 \cdot m_{шасі}; \quad m_{ш.нос} = 0,2 \cdot 967,8 = 193,6 \text{ кг}$$

$$m_{ш.гол} = 0,8 \cdot m_{шасі}; \quad m_{ш.гол} = 0,8 \cdot 967,8 = 774,2 \text{ кг}$$

Правильність усіх розрахунків, проведених у справжній роботі, можна перевірити за рівнем:

$$m_{ек} + m_{об} + m_{ком} + m_{су} + m_{п} + m_{кр} + m_{ф} + m_{опр} + m_{ш} = m'_{omin} \quad (1.52)$$

Таким чином, сума всіх мас літака, що задана в ТТВ маси комерційного навантаження, прийнятою за статистику $m_{ек}$ та $m_{об}$, котрі були отримані під час розрахунку $m_{су}$, $m_{п}$, $m_{к}$, повинна дорівнювати злітній масі літака m'_{omin} .

Визначення маси обладнання

Масу обладнання розрахуємо за формулою:

$$m_{об.упр} = k_c \cdot k_{сх.об} \cdot \left[500 + 0,12 \cdot m_0^{\Pi} + 0,04 \cdot m_0^{\Pi} \cdot \sqrt{\frac{n_{пас} + n_{ек}}{100}} - 0,0011 \cdot (m_0^{\Pi})^{1,333} \right], \quad (1.53)$$

де $m_{об.упр}$ - маса обладнання та спорядження, кг.;

$k_c = 0,67$ – коефіцієнт вагової досконалості обладнання, в тому числі і по масі;

$k_{сх.об} = 1$ – для літаків з двигунами, розташованими на крилі;

Δt – період перспективи, що розглядається;

m_0^{Π} – злітна маса літака у другому наближенні; $m_0^{\Pi} = 20330$ кг;

$n_{ек}$ – кількість членів екіпажу; $n_{ек} = 3$;

$n_{пас}$ – кількість пасажирів; $n_{пас} = 10$;

$$m_{об.упр} = 0,67 \cdot 1 \cdot \left[500 + 0,12 \cdot 20330 + 0,04 \cdot 20330 \cdot \sqrt{\frac{10+3}{100}} - 0,0011 \cdot (20330)^{1,333} \right] = 1758,4 \text{ кг}$$

З навчального посібника підбираємо обладнання, що підходить для цього типу літака. Загальна сума вибраного обладнання не повинна перевищувати 1758 кг.

Визначення маси силової установки

Для визначення маси силової установки використовується наступна формула:

$$m_{су} = R \cdot m_{дв} \cdot n_{дв}, \quad (1.54)$$

де: $n_{\text{дв}}$ – кількість двигунів, встановлених на літаку; $n_{\text{дв}} = 2$;
 $m_{\text{дв}}$ – маса двигуна, зазначена в його паспорті; $m_{\text{дв}} = 1400$ кг;
 R – коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки в порівнянні з масою двигуна.

$$R = k_1 \left(1 + 0,1 \frac{n_{\text{дв.р.р.е.}}}{n_{\text{дв}}}\right) \left[k_{\phi} + \frac{k_{\text{пз}}}{\gamma_{\text{дв}}} (1,2 + 0,275y)^{0,75}\right]^2; \quad (1.55)$$

де k_1 – коефіцієнт, що враховує кількість двигунів і місце встановлення їх на літаку;

$$k_1 = 0,95;$$

$k_{\phi} = 1$ – двигуни без форсажних камер;

$n_{\text{дв.р.р.е.}} = 2$ – число двигунів, що оснащені реверсом;

$k_{\text{пз}} = 0,0236$ – коефіцієнт, що враховує тип повітрязбірників і сопел двигунів;

$\gamma_{\text{дв}} = 3,53$ – питома вага двигуна, що зазначена у паспорті;

$y = 5,6$ – ступінь двоконтурності двигуна.

$$R = 0,95 \cdot \left(1 + 0,1 \frac{2}{2}\right) \left[1 + \frac{0,0236}{3,53} (1,2 + 0,275 \cdot 5,6^{0,75})^2\right] = 1,079; \quad (1.56)$$

$$m_{\text{св}} = 1,079 \cdot 1400 \cdot 2 = 3021,2 \text{ кг.}$$

Визначення маси палива

Відносна маса палива є сумою:

$$\bar{m}_{\text{п}} = \bar{m}_{\text{п.н.в}} + \bar{m}_{\text{п.зн.п}} + \bar{m}_{\text{п.кр.рейс}} + \bar{m}_{\text{п.н.з}} + \bar{m}_{\text{п.н.внт}}, \quad (1.57)$$

де: $\bar{m}_{\text{п.н.в}}$ – відносна маса палива, що витрачається на набір висоти;

$\bar{m}_{\text{п.зн.п}}$ – відносна маса палива, що витрачається на зниження і посадку;

$\bar{m}_{\text{п.кр.рейс}}$ – відносна маса палива, що витрачається в крейсерському польоті;

$\bar{m}_{\text{п.н.з}}$ – відносна маса навігаційного запасу палива;

$\bar{m}_{\text{п.н.внт}} = 0,006$ – відносна маса неврахованих витрат палива (невикористаний залишок палива).

$$\bar{m}_{\text{п.н.в}} = \frac{0,0035 \cdot H_{\text{поч}} \cdot (1 - 0,03y)}{1 - 0,004 \cdot H_{\text{поч}}} = \frac{0,0035 \cdot 5 \cdot (1 - 0,03 \cdot 6,2)}{1 - 0,004 \cdot 5} = 0,0145;$$

$$\bar{m}_{\text{п.зн.п}} = 0,002 H_{\text{кін}} (1 - 0,03y) (1 - 0,023 H_{\text{кін}}) = 0,002 \cdot 11 \cdot (1 - 0,03 \cdot 6,2) \cdot (1 - 0,023 \cdot 11) = 0,0134$$

де $H_{\text{поч}}$, $H_{\text{кін}}$ – початкова та кінцева висоти крейсерського польоту, км., що дорівнюють 5 та 11 км відповідно;

$$\bar{m}_{\text{п.кр.рейс}} + \bar{m}_{\text{п.н.з}} = 0,052 + \left[\frac{0,2(L - 40H_{\text{ср}})}{a_n M_{\text{кр.рейс}} - 0,28W_z} + 1 \right] C_{\text{р.кр.рейс}} \sqrt{\frac{k_2(1 + \bar{S}_{\phi})}{k_1 \lambda}} (F_1 + F_2 P), \quad (1.58)$$

де: W_v – швидкість зустрічного вітру; $W_v = 19,4$ м/с;

a – швидкість звуку на крейсерському режимі польоту; $a = 299,4$ м/с;

L – дальність польоту, $L = 4000$ км.;

$M_{\text{кр.рейс}}$ – число Маха на крейсерському режимі польоту, $M_{\text{кр.рейс}} = 0,79$;

$C_{p, \text{крейс}}$ – питома витрата палива на крейсерському режимі польоту;

$C_{p, \text{крейс}} = 0,62$ кг/кгс год

Вираз $k_2(1 + \bar{S}_\Phi)/k_1\lambda$ – це коефіцієнт відвала поляри, де k_1 враховує вплив стріловидності, а k_2 – вплив подовження крила, $k_2 = 1,02$.

$$k_1 = 1 + 6,667 \cdot 10^{-4} \chi_{0,25} - 7,778 \cdot 10^{-5} (\chi_{0,25})^2; \quad (1.59)$$

$\chi_{0,25}$ – стріловидність крила по $1/4$ хорди, $\chi_{0,25} = 18$ град;

$$k_1 = 1 + 6,667 \cdot 10^{-4} \cdot 18 - 7,778 \cdot 10^{-5} (18)^2 = 0,99;$$

$$\bar{S}_\Phi = \frac{d_\Phi}{S} \left(\frac{2\eta}{\eta+1} \sqrt{\frac{S}{\lambda}} - \frac{d_\Phi}{\lambda} \cdot \frac{\eta-1}{\eta+1} \right); \quad (1.60)$$

де: $d_\Phi = 3$ м – діаметр фюзеляжу;

$S = 80$ – площа крила;

$\eta = 3,5$ – звуження крила;

$\lambda = 10$ – подовження крила.

$$\bar{S}_\Phi = \frac{3}{80} \left(\frac{2 \cdot 3,5}{3,5+1} \sqrt{\frac{80}{10}} - \frac{3}{10} \cdot \frac{3,5-1}{3,5+1} \right) = 0,159$$

Коефіцієнт лобового опору крила та оперення обчислюється за формулою

$$F_1 = k_0 (C_{x \text{ тер.кр}} + C_{x \text{ хв.кр}}), \quad (1.61)$$

де коефіцієнти опору тертя $C_{x \text{ тер.кр}}$ та хвильового опору $C_{x \text{ хв.кр}}$ для крила визначаються за залежностями:

$$C_{x \text{ тер.кр}} = \frac{0,174(1+2\bar{c}+9\bar{c}^2)(1+2\bar{c}M_{\text{крейс}})}{(\lg Re_{\text{кр}} - 1,6)^2 \sqrt{1+0,2M_{\text{крейс}}}} (1 - k_{\text{інт}} \bar{S}_\Phi) + 0,001\bar{I}_0 = 0,00746;$$

де \bar{c} – оптимальна відносна товщина профілю; $\bar{c} = 15$ %;

$$Re_{\text{кр}} = f(H) \cdot M_{\text{крейс}} \sqrt{\frac{S}{\lambda}} = 1,611 \cdot 10^7;$$

$$f(H) = \left[2,33 \left(1 - \frac{H}{12} + \frac{H^2}{535} \right) \right] \cdot 10^7 = 0,721 \cdot 10^7;$$

$$C_{x \text{ хв.кр}} = C_{x \text{ в.мах}} \left(\frac{M_{\text{крейс}} - M_{\text{крит кр}}}{1,25 - M_{\text{крит кр}}} \right)^3 \left(1 + 3 \frac{1,25 - M_{\text{крейс}}}{1,25 - M_{\text{крит кр}}} \right) = - 0,0001071;$$

$$C_{x \text{ в. max}} = \frac{2\pi\lambda(\bar{c})^2 \cos^2 \chi_{0,25}}{2+\lambda(\bar{c})^{1/3} \cos^{5/3} \chi_{0,25}} = 0,156;$$

$$M_{\text{крит. кр}} = 1 - \frac{0,7\lambda^2 \sqrt{\bar{c}}}{\lambda^2 + 0,2} \cos \chi_{0,5} = 0,752;$$

$$F_1 = 1,35(0,00746 - 0,0001071) = 0,00992.$$

Коефіцієнт лобового опору фюзеляжу і мотогондол визначається виразом:

$$F_2 = \frac{(C_{x \text{ тер.ф.}} + C_{x \text{ хв.ф.}})}{k_{\text{мід}}}, \quad (1.62)$$

де коефіцієнти опору тертя $C_{x \text{ тер.ф.}}$ та хвильового опору $C_{x \text{ хв.ф.}}$ визначаються наступним чином:

$$C_{x \text{ тер.ф.}} = 3,1\lambda_{\text{ф}} (1 + 0,1M_{\text{крейс}}^2)^{-0,67} \left[\frac{0,455}{(\lg \text{Re}_{\text{ф}})^{2,58}} - \frac{1700}{\text{Re}_{\text{ф}}} \right]; \quad (1.63)$$

$$C_{x \text{ тер.ф.}} = 3,1 \cdot 8 (1 + 0,1 \cdot 0,79)^{-0,67} \left[\frac{0,455}{(\lg(13,26 \cdot 10^7))^{2,58}} - \frac{1700}{14,74 \cdot 10^7} \right] = 0,0484;$$

$$\text{Re}_{\text{ф}} = f(H)M_{\text{крейс}} L_f = 0,721 \cdot 10^7 \cdot 0,79 \cdot 23,29 = 13,26 \cdot 10^7;$$

$$C_{x \text{ хв.ф.}} = \frac{1}{4\lambda_{\text{нос}}^2 + 1} = \frac{1}{4 \cdot 2^2 + 1} = 0,0588;$$

$$F_2 = \frac{(0,0484 + 0,0588)}{1570} = 6,83 \cdot 10^{-5}$$

$$\begin{aligned} \bar{m}_{\text{п.крейс}} + \bar{m}_{\text{п.н.з.}} &= 0,052 + \left[\frac{0,2(4000 - 40 \cdot 8)}{299,4 \cdot 0,79 - 0,28 \cdot 19,4} + 1 \right] \cdot 0,62 \cdot \\ &\cdot \sqrt{\frac{1,02(1 + 0,159)}{0,99 \cdot 10} (0,00992 + 0,0000683 \cdot 335)} = 0,214 \end{aligned}$$

$$\bar{m}_{\text{п.н.з.}} = 0,015$$

$$\bar{m}_{\text{п}} = 0,0145 + 0,0134 + 0,255 + 0,015 + 0,006 = 0,304$$

$$m_{\text{п}} = \bar{m}_{\text{п}} \cdot m_0'' = 0,304 \cdot 20330 = 6181 \text{ кг.}$$

З попередніх розрахунків визначаємо відносні маси агрегатів і множимо на $m_{0\text{min}}$ $m_{\text{су}} = 3021,2 \text{ кг}$;

$$m_{\text{п}} = 6181 \text{ кг};$$

$$m_{\text{кр}} = 1857 \text{ кг};$$

$$m_{\text{ш}} = 967,8 \text{ кг}; (m_{\text{ш.нос.}} = 193,6 \text{ кг}; m_{\text{ш.осн.}} = 774,2 \text{ кг})$$

$$m_{\text{оп}} = 1662,6 \text{ кг}; (m_{\text{го}} = 889,3 \text{ кг}; m_{\text{во}} = 773,3 \text{ кг});$$

$$m_{\text{ф}} = 2371,5 \text{ кг};$$

$$m_{\text{об}} = 1758,4 \text{ кг};$$

Правильність всіх розрахунків, проведених у справжній роботі, можна перевірити наступним рівнянням:

$$m_{ек} + m_{об} + m_{ком} + m_{су} + m_{п} + m_{кр} + m_{ф} + m_{оп} + m_{ш} = m_{0min}$$

$$240 + 1758,4 + 3960 + 3021,2 + 6181 + 1857 + 2371,5 + 1662,6 + 967,8 = 22020 \text{ кг}$$

Таким чином, сума всіх мас літака дорівнює злітній масі літака m_{0min} .

1.1.7.15 Підбір двигуна та перевірка довжини розбігу

Вище наведено визначення мінімальної злітної маси літака і відповідного оптимального навантаження на крило. Завдання полягає в підборі двигунів з такою тягою, щоб забезпечити виконання ТТВ при мінімальній злітній масі літака з оптимальним питомим навантаженням на крило.

Потрібну тягу одного двигуна слід визначити за формулою:

$$P_{0потр} = \frac{g \cdot m_{0min} \cdot t_{0опт}}{10n_{дв}} \quad (1.64)$$

Виходячи з отриманих даних визначимо $P_{0потр} = \frac{9,81 \cdot 22020 \cdot 0,4}{10 \cdot 2} = 4320,4$.

Маючи величину потрібної тяги одного двигуна, з каталогу підбираємо двигун - Д - 436 з такими параметрами:

Дані двигуна за режимами:

1. Режим зльоту при $M = 0$, $H = 0$:

- тяга, кгс – 6400;
- питома витрата палива, кг/кгс·год – не більше 0,36;

2. Номінальний режим, $M = 0$, $H = 0$;

- тяга, кгс – 4900;

3. Максимальний крейсерський режим при $H=11$ км, $M=0,79$;

- тяга, кгс – 1500;
- питома витрата палива, кг/кгс·год – 0,62;

Габаритні розміри двигуна:

- довжина – 3830 мм;
- висота – 1930 мм;
- ширина – 1784 мм.

Суха маса двигуна – 1400 кг.

Загальний вигляд двигуна представлений на рис. 1.8.



Рис. 1.8 – Загальний вигляд двигуна Д-436А

Після підбору двигунів перевіряють виконання вимоги по довжині розбігу $L_{\text{розб}}$. При цьому для літаків з ТРД, ТРДФ, ДТРД, ДТРДФ слід використовувати формулу:

$$L_{\text{розб}} = \frac{0,832 \cdot P_{\text{опт}}}{C_{y_{\text{від}}} \left[m_{\text{зл}} \frac{\sum P_{0_{\text{розп}}}}{G_{0_{\text{мін}}}} \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{\text{від}}} + 2f \right) \right]}, \quad (1.65)$$

де: $m_{\text{зл}} = m_v \cdot m_h \cdot m_{\text{пз}} \cdot m_{\text{дв}} \cdot m_{\text{ф}}$ – коефіцієнт, що враховує залежність тяги двигуна від швидкості та висоти польоту – $m_v \cdot m_h$; падіння тяги за рахунок втрат швидкісного напору в повітрозбірниках – $m_{\text{пз}}$; режим роботи двигуна – $m_{\text{дв}}$ і ступінь форсування двигуна – $m_{\text{ф}}$. Коефіцієнт $m_{\text{зл}}$ при визначенні стартового тягоозброєння $t_{0_{\text{зл}}} = f(P, L_{\text{розб}})$.

$$L_{\text{розб}} = \frac{0,832 \cdot 335}{1,35 \left[0,95 \frac{2 \cdot 6400}{22020} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{14,5} + 2 \cdot 0,03 \right) \right]} = 405,4 \text{ м,}$$

$L_{\text{розб.розр}} < L_{\text{розб.зад.}}$

1.1.8 Визначення геометричних параметрів літака та його агрегатів, побудова загального вигляду

Схема геометричних параметрів зображена на рис. 1.9.

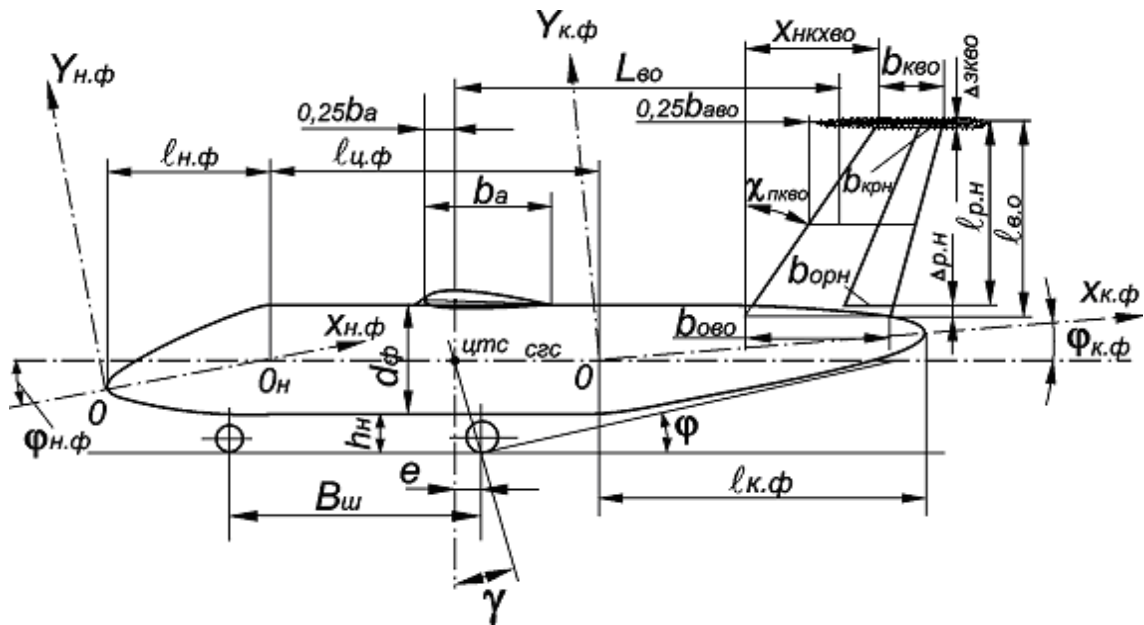


Рис. 1.9 – Схема геометричних параметрів літака

1.1.8.1. Визначення геометричних параметрів крила

Геометричні параметри крила:

Площу крила розрахуємо за формулою:

$$S = \frac{m_0 \cdot g}{10P_{\text{опт}}}; \quad (1.66)$$

$$S = \frac{22020 \cdot 9.81}{10 \cdot 335} = 64,5 \text{ м}^2;$$

Розмах крила:

$$l = \sqrt{\lambda \cdot S}; \quad (1.67)$$

$$l = \sqrt{10 \cdot 64,5} = 25,4 \text{ м};$$

де λ – подовження крила;

Визначимо кореневу b_0 та кінцеву b_k хорди крила:

$$b_0 = \frac{S_{\text{кр}}}{l_{\text{кр}}} \cdot \frac{2\eta}{\eta+1} = \frac{64,5}{25,4} \cdot \frac{2 \cdot 3,5}{3,5+1} = 3,95 \text{ м}$$

$$b_k = \frac{b_0}{\eta} = \frac{3,95}{3,5} = 1,13 \text{ м};$$

де η – звуження крила

Середня аеродинамічна хорда крила (САХ) розраховується за наступною формулою:

$$b_a = \frac{2}{3} b_0 \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 3,95 \cdot \frac{3,5^2 + 3,5 + 1}{3,5 \cdot (3,5 + 1)} = 2,8 \text{ м}.$$

Координата САХ за розмахом крила визначається за формулою:

$$z_a = \frac{l_{кр}}{6} \cdot \frac{\eta+2}{\eta+1}, \quad (1.68)$$

$$z_a = \frac{25,4}{6} \cdot \frac{3,5+2}{3,5+1} = 5,174 \text{ м};$$

Кут стріловидності крила по передній кромці: $\chi_{\text{нк}} = 21^\circ$.

Координата носка САХ по осі ОХ:

$$x_a = z_a \cdot \text{tg} \chi_{\text{нк}} = 5,174 \cdot \text{tg}(21^\circ) = 1,986 \text{ м}.$$

1.1.8.2 Визначення геометричних параметрів фюзеляжу

Геометричні розміри фюзеляжу визначається за співвідношенням:

$$l_\phi = \lambda_\phi \cdot D_\phi, \quad (1.69)$$

де: $\lambda_\phi = 8$ – подовження фюзеляжу;

$D_\phi = 3$ – діаметр фюзеляжу, м;

$$l_\phi = 8 \cdot 3 = 24, \text{ м}.$$

$$l_{\text{н.ч}} = \lambda_{\text{н.ч}} \cdot D_\phi, \quad l_{\text{х.ч}} = \lambda_{\text{х.ч}} \cdot D_\phi, \quad (1.70)$$

де: $\lambda_{\text{н.ч}} = 2$ – подовження носової частини;

$\lambda_{\text{х.ч}} = 3$ – подовження кормової частини;

$$l_{\text{н.ч}} = 2 \cdot 3 = 6 \text{ м};$$

$$l_{\text{х.ч}} = 3 \cdot 3 = 9 \text{ м}.$$

1.1.8.3 Визначення геометричних параметрів горизонтального оперіння (ГО)

Площа горизонтального оперення дорівнює:

$$S_{\text{го}} = \bar{S}_{\text{го}} \cdot S, \quad (1.71)$$

де: $\bar{S}_{\text{го}} = 0,276$ – відносна площа горизонтального оперення;

$$S_{\text{го}} = 0,276 \cdot 64,5 = 17,8 \text{ м}^2;$$

Розмах горизонтального оперення визначається за формулою:

$$l_{\text{го}} = \sqrt{\lambda_{\text{го}} \cdot S_{\text{го}}}, \quad (1.72)$$

де: $\lambda_{\text{го}} = 3,5$ – подовження горизонтального оперення;

$$l_{\text{го}} = \sqrt{3,5 \cdot 17,8} = 7,89 \text{ м};$$

Корнева (по осі симетрії літака) $b_{0_{\text{го}}}$ та кінцева $b_{\text{кр}_{\text{го}}}$ хорди ГО визначається виходячи зі значень $S_{\text{го}}; \lambda_{\text{го}}; \eta_{\text{го}}$:

$\eta_{\text{го}} = 2,2$ – звуження горизонтального оперення

$$b_{0_{го}} = \frac{S_{го}}{l_{го}} \cdot \frac{2 \cdot \eta_{го}}{\eta_{го} + 1} = \frac{17,8}{7,89} \cdot \frac{2 \cdot 2,2}{2,2 + 1} = 3,1 \text{ м}; \quad (1.73)$$

$$b_{к_{го}} = \frac{b_{0_{го}}}{\eta_{го}} = \frac{3,1}{2,2} = 1,41 \text{ м}; \quad (1.74)$$

Середня аеродинамічна хорда ГО (САХ) розраховується за формулою:

$$b_{а_{го}} = \frac{2}{3} \cdot b_{0_{го}} \cdot \frac{\eta_{го}^2 + \eta_{го} + 1}{\eta_{го} \cdot (\eta_{го} + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 3,1 \cdot \frac{2,2^2 + 2,2 + 1}{2,2 \cdot (2,2 + 1)} = 2,36 \text{ м}; \quad (1.75)$$

координата САХ за розмахом ГО визначається співвідношенням:

$$z_{а_{го}} = \frac{l_{го}}{6} \cdot \frac{\eta_{го} + 2}{\eta_{го} + 1} = \frac{7,89}{6} \cdot \frac{2,2 + 2}{2,2 + 1} = 1,726 \text{ м}; \quad (1.76)$$

координата носка САХ ГО по осі ОХ:

$$x_{а_{го}} = \frac{l_{го}}{6} \cdot \frac{\eta_{го} + 2}{\eta_{го} + 1} \cdot \text{tg} \chi_{п.к.го}, \quad (1.77)$$

де: $\text{tg} \chi_{п.к.го} = 25^\circ 30'$ – кут стріловидності ГО по передній кромці;

$$x_{а_{го}} = \frac{7,89}{6} \cdot \frac{2,2 + 2}{2,2 + 1} \cdot \text{tg} 25^\circ 30' = 0,823 \text{ м}.$$

1.1.8.4 Визначення геометричних параметрів вертикального оперіння (ВО)

Площа вертикального оперення дорівнює:

$$S_{во} = \bar{S}_{во} \cdot S, \quad (1.78)$$

де: $\bar{S}_{во} = 0,24$ - відносна площа вертикального оперення;

$$S_{во} = 0,24 \cdot 64,5 = 15,48 \text{ м}^2;$$

Розмах вертикального оперення визначимо за формулою:

$$l_{во} = \sqrt{\lambda_{во} \cdot S_{во}}, \quad (1.79)$$

де: $\lambda_{во} = 0,9$ - подовження вертикального оперення;

$$l_{во} = \sqrt{0,9 \cdot 15,48} = 3,73 \text{ м};$$

Корнева (по осі симетрії літака) $b_{0_{во}}$ та кінцева $b_{к_{во}}$ хорди ВО визначається виходячи зі значення $\bar{S}_{во}, \lambda_{во}, \eta_{во}$:

$\eta_{во} = 1$ – звуження вертикального оперення

$$b_{0_{во}} = \frac{S_{во}}{l_{во}} \cdot \frac{2 \cdot \eta_{во}}{\eta_{во} + 1} = \frac{15,48}{3,73} \cdot \frac{2 \cdot 1}{1 + 1} = 4,15 \text{ м}; \quad (1.80)$$

$$b_{x_{BO}} = b_{0_{BO}} = 4,15 \text{ м};$$

Середня аеродинамічна хорда ВО (САХ) розраховується за наступною формулою:

$$b_{a_{BO}} = \frac{2}{3} \cdot b_{0_{BO}} \cdot \frac{\eta_{BO}^2 + \eta_{BO} + 1}{\eta_{BO} \cdot (\eta_{BO} + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 4,15 \cdot \frac{1^2 + 1 + 1}{1 \cdot (1 + 1)} = 4,15 \text{ м}; \quad (1.81)$$

координата САХ за розмахом ВО визначається співвідношенням:

$$z_{a_{BO}} = \frac{l_{BO}}{6} \cdot \frac{\eta_{BO} + 2}{\eta_{BO} + 1} = \frac{3,73}{6} \cdot \frac{1 + 2}{1 + 1} = 0,933 \text{ м}; \quad (1.82)$$

Координата носка САХ ВО по осі ОХ:

$$x_{a_{BO}} = \frac{l_{B.O}}{6} \cdot \frac{\eta_{B.O} + 2}{\eta_{B.O} + 1} \cdot \text{tg} \gamma_{П.К.ВО}, \quad (1.83)$$

де: $\gamma_{П.К.ВО} = 33^{\circ}$ - кут стріловидності ВО по передній кромці;

$$x_{a_{BO}} = \frac{3,73}{6} \cdot \frac{1 + 2}{1 + 1} \cdot \text{tg} 33^{\circ} = 0,606 \text{ м};$$

1.1.8.5 Основні геометричні параметри шасі

Визначимо кут торкання хвостовою п'ятою:

$$\phi = \alpha_{\text{пос.макс}} - \alpha_3 - \psi. \quad (1.84)$$

де $\alpha_{\text{пос.макс}} = 12^{\circ}$ – максимальний кут атаки при посадці;

$\alpha_3 = 3$ – кут заклинення крила;

$\psi = 0$ – кут стоянки.

Тоді $\phi = 9^{\circ}$

Кут виносу головних коліс (з умови відсутності перевалювання літака на хвіст при посадці):

$$\gamma = \phi + 2^{\circ} = 13^{\circ} \quad (1.85)$$

База шасі : $b = 0,3703l_{\phi} = 0,370324 = 8,887 \text{ м}$

Винесення передньої опори: $a = 0,8946b = 7,95 \text{ м}$.

Винесення головних коліс: $e = 0,057b = 0,507 \text{ м}$.

1.1.9 Розробка об'ємно-вагової, конструктивно-силової компоновки, центрування літака

1.1.9.1 Вибір конструктивно-силової схеми крила

Під час вибору конструктивно-силової схеми крила доводиться враховувати безліч факторів:

- необхідність отримання певних аеродинамічних параметрів;
- заданий рівень міцності та жорсткості;
- забезпечення достатнього об'єму для розміщення палива, управління, іншого обладнання та агрегатів.

При попередньому проектуванні як основи беруться статистичні дані.

Для наближеного вибору конструктивно-силової схеми крила скористаємося поняттям умовного лонжерона, ширина пояса якого становить 0,6 хорди крила в розрахунковому перерізі. Розрахунок проведемо в кореновому перерізі крила, де значення згинальних моментів досягають свого максимуму. Для інших перерізів конструктивно-силову схему залишаємо незмінною з уявлень спільності конструкції та спрощення технологій виготовлення крила.

Товщину пояса умовного лонжерона визначимо за формулою, наведеною в рекомендаціях:

$$\delta_y = \frac{(p_0 \cdot S \cdot z_a - 2m_i \cdot g \cdot z_i - m_{кр} g \cdot z_a) \cdot n_p}{0,96 \cdot \bar{c} \cdot b_0^2 \cdot \sigma_p}, \quad (1.86)$$

де: $p_0 = 335 \text{ Н/м}^2$ – питома навантаження на крило під час зльоту;

$I = 64,5 \text{ м}^2$ – площа крила;

$z_a = 5,174 \text{ м}$ – координата САХ відносно площини симетрії літака, м;

m_i – маса вантажу, розташованого на крилі, кг;

$m_{кр} = 1857 \text{ кг}$ – маса крила;

z_i – координата центру мас вантажу щодо площини симетрії літака, м;

n_p – коефіцієнт розрахункового навантаження, оскільки літак неманеврений, приймаємо

$n_p = 3,5$;

$b_0 = 3,95 \text{ м}$ – коренева хорда крила;

$\bar{c} = 0,15$ – відносна товщина профілю крила;

$\sigma_p = 360 \text{ МПа}$ – директивні напруги пояса лонжерона (як основний матеріал передбачається використовувати алюмінієвий сплав Д16Т).

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

Інтенсивність моментного навантаження для коренового перерізу визначається співвідношенням:

$$\frac{M}{H^3} = \frac{[(p_0 \cdot S - m_{кр} g) \cdot z_a - 2m_i g \cdot z_i] \cdot n_p}{1,03 \cdot (\bar{c} \cdot b_0)^3}, \quad (1.87)$$

де: M – згинальний момент;

$H = 0,8 H_{\max}$ – розрахункова висота профілю перерізу крила.

З урахуванням маси двигуна і розмішеного в крилі палива отримуємо:

$$\delta_y = \frac{[3350 \cdot 64,5 \cdot 5,174 - 2 \left(1400 + \frac{6181}{2}\right) \cdot 9,81 \cdot 4 - 1857 \cdot 9,81 \cdot 5,174] \cdot 3,5}{0,96 \cdot 0,15 \cdot 3,95^2 \cdot 330 \cdot 10^6} = 0,00317 \text{ м}$$

$$\frac{M}{H^3} = \frac{[(3350 \cdot 64,5 - 1857 \cdot 9,81) \cdot 5,174 - 2 \left(1400 + \frac{6181}{2}\right) \cdot 9,81 \cdot 4] \cdot 3,5}{1,03 \cdot (0,15 \cdot 3,95)^3} = 10,97 \text{ МПа}$$

Так як обчислене значення товщини пояса умовного лонжерона становить 3,17 мм, а інтенсивність моментного навантаження перевищує 10 МПа, то найбільш доцільною для даного літака є кесонна схема крила. Така схема крил дуже доцільна для літаків з малими подовженнями, малими відносними товщинами і великим питомим навантаженням. Основною технологічною властивістю кесонної схеми є зручність її панелірування. Така схема дуже доцільна для отримання більшої жорсткості крила на кручення.

Крило кріпиться до фюзеляжу за допомогою фітингових стиків. Силкові елементи крила (лонжерони) стикаються з силковими шпангоутами № 25 і № 32 відповідно. Двигуни кріпляться до нервюр № 11, № 12. Закрилки кріпляться до силкових нервюр №№ 4, 8, 11, 12, 16, 20, 24.

Елерон навішується на підшипниках на силові нервюри №№ 28, 33, 37. Передкрилки кріпляться до нервюрів №№ 4, 6, 9, 16, 20, 24, 28, 33, 37.

З точки зору технологічності складання крила, нервюри розташовуються перпендикулярно задньому лонжерону, а в носінні - перпендикулярно передній кромці крила. Перевагою такого розташування є постійна дрібниця. Відстань між нервюрами дорівнює 350 мм і крок стрінгерів 150 мм.

1.1.9.2 Вибір конструктивно-силової схеми фюзеляжу

Під час вибору конструктивно-силової схеми фюзеляжу необхідно приймати до уваги такі обставини:

- наявність зосереджених сил і необхідність їхнього плавного розподілу за конструктивними елементами фюзеляжу;
- необхідність забезпечення якомога більшого корисного внутрішнього обсягу.

Вибір КСС фюзеляжу ґрунтується в першу чергу на вимогах забезпечення заданого внутрішнього обсягу при мінімальній вазі. Найбільший обсяг забезпечує фюзеляж з несучою обшивкою балкового або стрінгерно-балкового типу. Обшивка фюзеляжу алюмінієва зі стрінгерним підкріпленням і шпангоутами для забезпечення заданої форми перерізу. Так як фюзеляж повинен бути герметичний, то переріз був обраний оптимальним з точки зору життєздатності, тобто круглим, а також введені два силових герметичних шпангоути, в носі пілотської кабіни – № 3, і в хвостовій частині – № 0. Фюзеляж має один вихід для пасажирів – в носовій частині між шпангоутами № 10 - 13 і аварійний люк по правому борту в кормовій частині між шпангоутами № 37 - 39. Основні стійки шасі кріпляться до шпангоутів № 27 - 29, 30 - 33.

Навантаження від носової стійки шасі сприймаються силовою підлогою і силовим шпангоутом № 6, зусилля з вертикального оперення сприймаються силовими шпангоутами № 50 та № 54.

1.1.9.3 Вибір конструктивно-силової схеми горизонтального оперіння

Під час вибору КСС горизонтального оперення також були використані поняття «умовна товщина умовного лонжерона» і «інтенсивність навантаження». Для оперення була обрана лонжеронна КСС з робочою обшивкою.

Стабілізатор кріпиться до лонжеронів кіля, і його консолі кріпляться між собою діафрагмами.

Носок та закінцівки стабілізатора передбачається виконати на основі композиційних матеріалів. Руді висоти кріпляться до силових нервюр №№ 3, 7, 11 симетрично щодо будівельної осі літака. Конструктивно-силова схема представлена в додатку.

1.1.9.4 Вибір конструктивно-силової схеми вертикального оперіння

Для вертикального оперення КСС обиралося з умов прямої передачі зусиль на силові шпангоути фюзеляжу і зручності кріплення. Для вертикального оперення була вибрана лонжеронна схема з несучою обшивкою. Кермо напрями двосекційне кріпиться на металічних кронштейнах до силових нервюр №№ 1, 7, 10, 13, 15, 17.

Вертикальне оперіння кріпиться по силових шпангоутах на фюзеляжі (шпангоути № 50, 54).

1.1.9.5 Вибір конструктивно-силової схеми кріплення двигунів

Для кріплення двигуна була обрана найбільш розповсюджена схема для літаків такого типу - кріплення на пілонах під крилом.

Двигуни кріпляться до двох силових нервюр на крилі (№№ 11, 12) за допомогою кесона через демпфери. Конструктивно-силова схема представлена в додатку.

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

1.2.1 Розрахунок поляр та аеродинамічної якості у злітній, посадковій та крейсерській конфігураціях літака

Вихідні дані:

- площа крила = 116,8 м²;
- подовження крила = 12,00;
- max аеродинамічна якість = 18,00;
- кут нульової підйомної сили = 6,00 °;
- коефіцієнт C_{ya_max} = 1,35;
- кількість рядків по кутах атаки = 9.

Усі дані зведемо до таблиць 1.6, 1.7 та 1.8.

Таблиця 1.6 – Вихідні дані

№	Альфа	C_{ya}
1	-6,00	0,0000
2	-5,00	0,0858
3	-4,00	0,1716
4	-3,00	0,2575
5	-2,00	0,3433
6	-1,00	0,4291
7	0,00	0,5149
8	1,00	0,6008

Продовження таблиці 1.6

9	2,00	0,6866
10	3,00	0,7724
11	4,00	0,8582
12	5,00	0,9440
13	6,00	1,0299
14	7,00	1,1152
15	8,00	1,1955
16	9,00	1,2648
17	10,00	1,3171
18	11,00	1,3461
19	12,00	1,3500

Таблиця 1.7 – Поляри літака в польотній конфігурації

№	Альфа	C_{ya}	C_{xa}	K
1	-6,00	0,0000	0,0224	0,00

2	-5,00	0,0858	0,0226	3,79
3	-4,00	0,1716	0,0234	7,34
4	-3,00	0,2575	0,0247	10,44
5	-2,00	0,3433	0,0264	12,98
6	-1,00	0,4291	0,0287	14,94
7	0,00	0,5149	0,0315	16,34
8	1,00	0,6008	0,0348	17,25
9	2,00	0,6866	0,0386	17,77
10	3,00	0,7724	0,0429	17,98
11	4,00	0,8582	0,0478	17,96
12	5,00	0,9440	0,0533	17,71
13	6,00	1,0299	0,0604	17,05
14	7,00	1,1152	0,0705	15,82
15	8,00	1,1955	0,0848	14,09
16	9,00	1,2648	0,1029	12,30
17	10,00	1,3171	0,1212	10,87
18	11,00	1,3461	0,1334	10,09
19	12,00	1,3500	0,1352	9,98

Таблиця 1.8 – Поляри у злітній та посадковій конфігураціях

№	Альфа	Злітна поляра			Посадкова поляра		
		Суа В	Сха В	Ка В	Суа Z	Сха Z	Ка Z
1	-6.00	0.2500	0.0470	5.32	0.4500	0.0671	6.70
2	-5.00	0.3358	0.0472	7.11	0.5358	0.0674	7.95
3	-4.00	0.4216	0.0480	8.78	0.6216	0.0681	9.12
4	-3.00	0.5075	0.0493	10.30	0.7075	0.0694	10.19
5	-2.00	0.5933	0.0511	11.62	0.7933	0.0712	11.14

Продовження таблиці 1.8

6	-1.00	0.6791	0.0533	12.73	0.8791	0.0735	11.96
7	0.00	0.7649	0.0561	13.63	0.9649	0.0763	12.65
8	1.00	0.8508	0.0594	14.31	1.0508	0.0796	13.21
9	2.00	0.9366	0.0632	14.81	1.1366	0.0834	13.63
10	3.00	1.0224	0.0676	15.13	1.2224	0.0877	13.94
11	4.00	1.1082	0.0724	15.31	1.3082	0.0925	14.14
12	5.00	1.1940	0.0779	15.32	1.3940	0.0981	14.21
13	6.00	1.2799	0.0850	15.06	1.4799	0.1051	14.07
14	7.00	1.3652	0.0951	14.35	1.5652	0.1152	13.58
15	8.00	1.4455	0.1094	13.21	1.6455	0.1296	12.70
16	9.00	1.5148	0.1275	11.88	1.7148	0.1476	11.62
17	10.00	1.5671	0.1458	10.75	1.7671	0.1659	10.65
18	11.00	1.5961	0.1581	10.10	1.7961	0.1782	10.08
19	12.00	1.6000	0.1598	10.01	1.8000	0.1800	10.00

1.2.2 Розрахунок льотних характеристик літака методами тяг та потужностей

Методи тяг та потужностей М. Є. Жуковського засновані на порівнянні тяг і потужностей, необхідних для забезпечення горизонтального прямолінійного польоту літака, що встановився, на заданому режимі (Н, М), з тягами, що розташовуються, і потужностями, які можуть розвинути двигуни силової установки.

Ці методи дають можливість визначити такі важливі льотно-технічні характеристики літака, як діапазон висот і швидкостей горизонтального прямолінійного польоту, характерні швидкості, (максимальна, мінімальна, теоретична, мінімальна допустима, крейсерська, найвигідніша – економічна), статичну граничну висоту (стелю), скоропідйомність, витрати палива і часу в польоті, максимальну дальність і тривалість польоту. З достатньою для практики точністю можна обмежитися спрощеними методами тяг і потужностей, якщо прийняти, що напрям вектора тяги співпадає з напрямом вектора швидкості польоту і т.д.

1.2.3 Розрахунок потрібних тяг та побудова кривих М. Є. Жуковського

Приймаємо ряд значень висоти польоту, наприклад, Н = 0, 4000, 8000, 12000 м. Для кожної висоти виписуємо з таблиці СА значення швидкості звуку a_H та атмосферного тиску P_H . Розрахуємо числа M_s свалювання за формулою:

$$mg = cH_{s_{ya}}^2 \max; \quad (1.88)$$

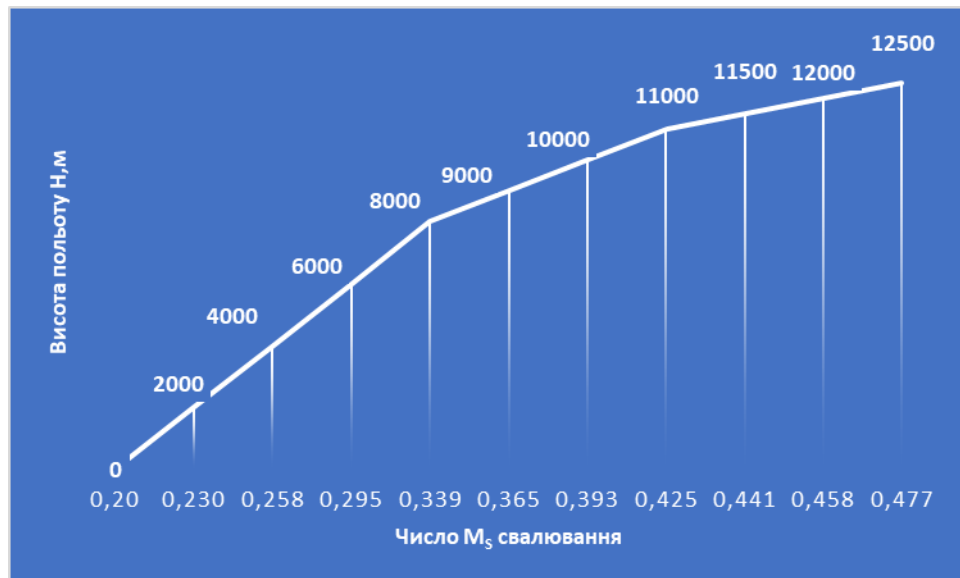
$$M_s = \sqrt{\frac{mg}{cH_{ya} \max}} = 0,2 (\text{при } H=0). \quad (1.89)$$

Усі отримання дані заносимо до таблиці 1.9

Таблиця 1.9 – Свалювання на критичному куті атаки

№	Н, м	M_s	C_{ya_max}	$C_{xa_кр}$
1	0	0,2000	1,3500	0,1352
2	2000	0,2299	1,3500	0,1352
3	4000	0,2580	1,3500	0,1352
4	6000	0,2945	1,3500	0,1352
5	8000	0,3393	1,3500	0,1352
6	9000	0,3647	1,3500	0,1352
7	10000	0,3925	1,3500	0,1352
8	11000	0,4247	1,3500	0,1352
9	11500	0,4409	1,3500	0,1352
10	12000	0,4581	1,3500	0,1352
11	12500	0,4774	1,3500	0,1352

Будуємо графік залежності $M_s(H)$, котрий представлено на рис.1.10.

Рис.1.10 Залежність $M_s(H)$

У горизонтальному прямолінійному польоті літака, що встановився, на висоті H із заданим числом M потрібна тяга в першому наближенні дорівнює величині лобового опору:

$$P_{\Gamma} = X_{a\Gamma}(H, M). \quad (1.90)$$

Лобовий опір ми визначасмо за формулою:

$$X_{a\Gamma} = \frac{m \cdot g}{K} = m \cdot g \cdot \frac{c_{xa\Gamma}}{c_{ya\Gamma}}, \quad (1.91)$$

де: m – розрахункова маса ЛА;

g – прискорення земного тяжіння;

K – аеродинамічна якість;

$c_{ya\Gamma}$, $c_{xa\Gamma}$ – коефіцієнти аеродинамічної підйомної сили та сили лобового опору в горизонтальному прямолінійному польоті літака.

Для кожного значення числа M та кожної висоти H знаходимо значення, котре відповідає швидкості польоту V та величини швидкісного напору q :

$$V = M \cdot a, \quad (1.92)$$

$$q = \frac{\rho V^2}{2} = \frac{\rho M^2 a^2}{2} = \frac{\rho M^2 \gamma p_H}{2\rho} = 0,7 p_H M^2, \quad (1.93)$$

потім знаходимо потрібний для прямолінійного горизонтального польоту коефіцієнт підйомної сили $c_{ya\Gamma}$:

$$Y_a = mg = c_{ya\Gamma} \frac{\rho V^2}{2} S = c_{ya\Gamma} q S; \quad (1.94)$$

$$c_{ya\Gamma} = \frac{mg}{qS}. \quad (1.95)$$

Якщо отримасмо, що $c_{ya\Gamma} > c_{ya\max}$, тоді, це означає, що горизонтальний політ, що встановився, на цьому числі M та висоті H неможливий. Усі числа M наведені в таблиці 1.10.

Таблиця 1.10 – Значення чисел М, котрі відповідають порядковим номерам nM

Н, м/М	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
0	0,200	0,200	0,250	0,300	0,350	0,400	0,450	0,500	0,600	0,700	0,800
2000	0,000	0,230	0,250	0,300	0,350	0,400	0,450	0,500	0,600	0,700	0,800
4000	0,000	0,000	0,258	0,300	0,350	0,400	0,450	0,500	0,600	0,700	0,800
6000	0,000	0,000	0,294	0,300	0,350	0,400	0,450	0,500	0,600	0,700	0,800
8000	0,000	0,000	0,000	0,034	0,350	0,400	0,450	0,500	0,600	0,700	0,800
9000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,365	0,400	0,450	0,500	0,600	0,700	0,800
10000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,392	0,400	0,450	0,500	0,600	0,700	0,800
11000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,425	0,450	0,500	0,600	0,700	0,800
11500	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,441	0,450	0,500	0,600	0,700	0,800
12000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,458	0,500	0,600	0,700	0,800
12500	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,477	0,500	0,600	0,700	0,800

Таблиця 1.11 – Значення Суа_Г, необхідні для горизонтального польоту

Н, м/М	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
0	1,135	1,350	0,864	0,600	0,441	0,337	0,267	0,216	0,150	0,110	0,084
2000	0,000	1,350	1,101	0,765	0,562	0,430	0,340	0,275	0,191	0,140	0,108
4000	0,000	0,000	1,350	0,986	0,724	0,555	0,438	0,355	0,246	0,181	0,139
6000	0,000	0,000	1,350	1,288	0,946	0,724	0,572	0,464	0,322	0,236	0,181
8000	0,000	0,000	0,000	1,350	1,253	0,959	0,758	0,614	0,426	0,313	0,240
9000	0,000	0,000	0,000	0,000	1,350	1,110	0,877	0,711	0,493	0,363	0,278
10000	0,000	0,000	0,000	0,000	1,350	1,290	1,020	0,826	0,574	0,421	0,323
11000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	1,350	1,190	0,964	0,670	0,492	0,377
11500	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	1,350	1,288	1,043	0,724	0,532	0,407
12000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	1,350	1,128	0,783	0,576	0,441
12500	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	1,350	1,220	0,847	0,623	0,477

Таблиця 1.12 – Значення Сха_Г, котрі відповідають значенням Суа_Г

Н, м/М	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
0	0,135	0,135	0,048	0,035	0,029	0,026	0,025	0,024	0,023	0,023	0,023
2000	0,000	0,135	0,069	0,043	0,033	0,029	0,026	0,025	0,024	0,023	0,023
4000	0,000	0,000	0,135	0,057	0,041	0,033	0,029	0,027	0,024	0,024	0,023
6000	0,000	0,000	0,135	0,111	0,053	0,041	0,034	0,030	0,026	0,024	0,024
8000	0,000	0,000	0,000	0,135	0,100	0,055	0,042	0,035	0,029	0,026	0,024
9000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,135	0,070	0,049	0,040	0,031	0,027	0,025
10000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,135	0,112	0,060	0,046	0,034	0,029	0,026
11000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,135	0,084	0,055	0,038	0,031	0,027
11500	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,135	0,111	0,062	0,041	0,032	0,028
12000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,135	0,073	0,044	0,034	0,029
12500	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,135	0,091	0,047	0,036	0,030

Для кожного значення числа M та кожної висоти H знаходимо відповідне значення аеродинамічної якості літака за наступною формулою:

$$K = \frac{c_{ya} \Gamma}{c_{xa} \Gamma}, \quad (1.96)$$

і потім потрібне для прямолінійного горизонтального польоту, що встановився, значення сили тяги $P_{\text{потр. } \Gamma}$ розрахуємо наступним чином:

$$P_{\text{потр. } \Gamma} = X_a \Gamma = \frac{m \cdot g}{K} = \frac{m \cdot g \cdot c_{xa} \Gamma}{c_{ya} \Gamma}, \quad (1.97)$$

Усі дані зводимо до таблиці 1.13.

Таблиця 1.13 – Потрібна сила тяги, кН

H, м/М	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
0	<u>47,2</u>	47,2	26,3	27,3	31,1	36,7	43,9	52,5	72,9	97,7	126,3
2000	<u>0,0</u>	<u>47,2</u>	29,4	26,2	27,9	31,5	36,6	42,8	58,4	77,5	100,0
4000	0,0	<u>0,0</u>	<u>47,2</u>	27,1	26,4	28,1	31,2	35,5	46,8	61,2	78,5
6000	0,0	<u>0,0</u>	<u>47,2</u>	40,5	26,6	26,4	27,8	30,3	38,0	48,5	61,2
8000	0,0	0,0	<u>0,0</u>	<u>47,2</u>	37,5	26,8	26,2	27,2	31,7	38,8	47,9
9000	0,0	0,0	0,0	<u>0,0</u>	<u>47,2</u>	29,7	26,3	26,4	29,4	35,0	42,6
10000	0,0	0,0	0,0	<u>0,0</u>	<u>47,2</u>	40,8	27,5	26,2	27,7	31,9	38,0
11000	0,0	0,0	0,0	0,0	<u>0,0</u>	<u>47,2</u>	33,2	26,9	26,6	29,5	34,2
11500	0,0	0,0	0,0	0,0	<u>0,0</u>	<u>47,2</u>	40,6	28,0	26,4	28,5	32,5
12000	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	<u>0,0</u>	<u>47,2</u>	30,4	26,2	27,7	31,1
12500	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	<u>0,0</u>	<u>47,2</u>	35,2	26,2	27,1	29,9

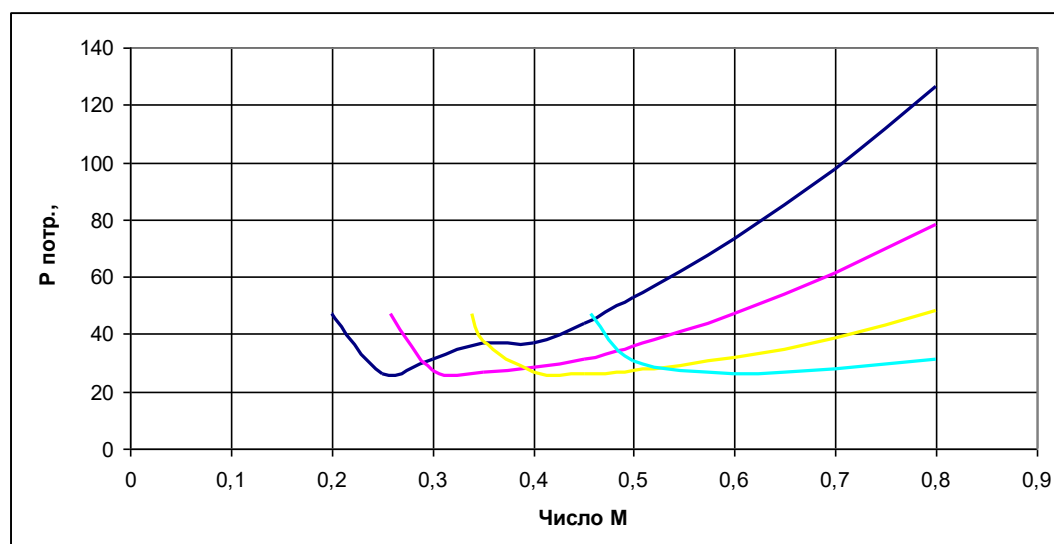


Рис.1.11 – Потрібні тяги для висоти $H = 0, 4, 8$ та 12 км (зліва направо)

Якщо $K = K_{\text{max}}$, має мінімальне значення P_{Γ} . Відповідна швидкість (число M) польоту називається найвигіднішою. Точка торкання прямої з початку координат до лінії P_{Γ} визначає значення крейсерського числа M . Вертикальна дотична дає значення M_1 . Відповідні графіки залежностей характерних чисел M від висоти польоту H будуть побудовані нижче.

1.2.4 Потрібна потужність

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

$$N_{\Gamma} = P_{\Gamma} \cdot V \quad (1.98)$$

Усі отримані дані зводимо до таблиці 1.14.

Таблиця 1.14 – Потрібна потужність, кВт

H, м/М	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
0	3212	3212	2234	2789	3705	5001	6723	8924	14877	23264	34391
2000	0	3608	2448	2616	3252	4190	5469	7122	11643	18047	26598
4000	0	0	3952	2642	2995	3645	4557	5762	9119	13909	20380
6000	0	0	4397	3849	2950	3337	3954	4800	7224	10746	15500
8000	0	0	0	4932	4044	3303	3639	4186	5853	8375	11815
9000	0	0	0	0	5230	3605	3598	4013	5364	7449	10346
10000	0	0	0	0	5547	4892	3708	3926	4986	6685	9102
11000	0	0	0	0	0	5916	4410	3964	4719	6088	8071
11500	0	0	0	0	0	6139	5385	4128	4667	5885	7683
12000	0	0	0	0	0	0	6378	4486	4638	5723	7344
12500	0	0	0	0	0	0	6647	5199	4643	5594	7063

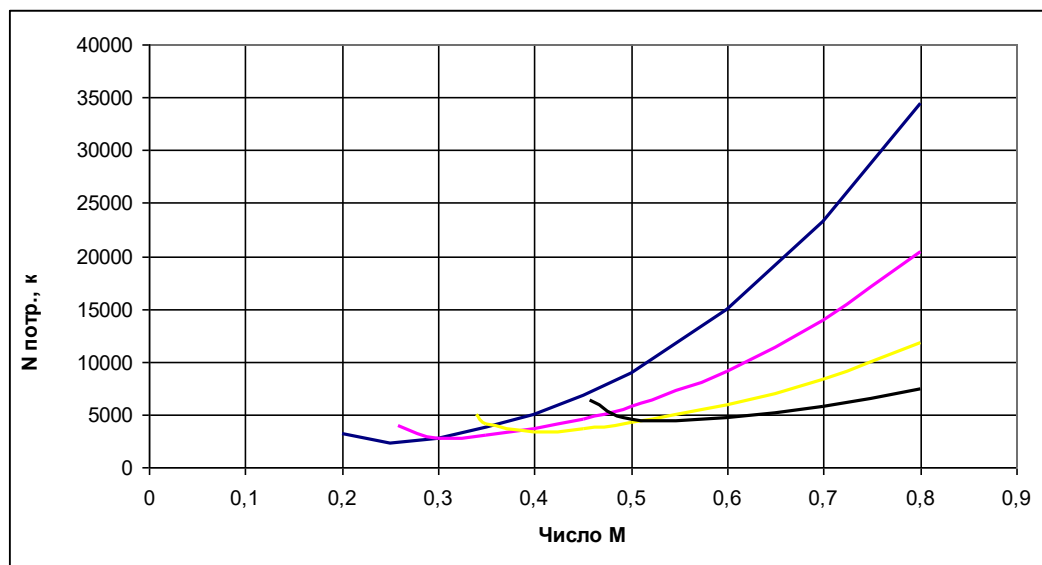


Рис.1.12 – Потрібні потужності для висот Н=0, 4, 8 та 12 км (зліва направо)

Коефіцієнти впливу висоти на тягу, впливу числа М на тягу та коефіцієнт розташованої тяги зводимо до таблиць 1.15, 1.16 та 1.17.

Таблиця 1.15 – Коефіцієнт впливу висоти на тягу

H, м	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000	11000	12000	13000	14000
k	1,000	1,000	0,871	0,753	0,647	0,597	0,550	0,506	0,468	0,432	0,400

Таблиця 1.16 – Коефіцієнт впливу числа М на тягу при Н=0

M	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
k	0,83	0,831	0,799	0,770	0,743	0,720	0,700	0,682	0,656	0,642	0,640

Таблиця 1.17 – Коефіцієнт наявної тяги

H, м/М	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
0	0,831	0,831	0,799	0,770	0,743	0,720	0,700	0,682	0,656	0,642	0,640
2000	0,990	0,812	0,799	0,770	0,743	0,720	0,700	0,682	0,656	0,642	0,640
4000	0,862	0,862	0,692	0,670	0,647	0,627	0,609	0,594	0,572	0,559	0,557
6000	0,746	0,746	0,582	0,580	0,560	0,542	0,527	0,514	0,494	0,484	0,482
8000	0,640	0,640	0,640	0,484	0,481	0,466	0,452	0,441	0,424	0,415	0,414
9000	0,591	0,591	0,591	0,591	0,440	0,430	0,418	0,407	0,392	0,384	0,382
10000	0,545	0,545	0,545	0,545	0,398	0,396	0,385	0,375	0,361	0,353	0,352
11000	0,501	0,501	0,501	0,501	0,501	0,359	0,354	0,345	0,332	0,325	0,324
11500	0,463	0,463	0,463	0,463	0,463	0,329	0,327	0,319	0,307	0,300	0,299
12000	0,428	0,428	0,428	0,428	0,428	0,428	0,301	0,295	0,284	0,278	0,277
12500	0,396	0,396	0,396	0,396	0,396	0,396	0,276	0,273	0,262	0,257	0,256

До таблиці 1.18 внесемо дані наявної тяги літака.
Стартова тяга всіх двигунів літака становить 93502 Н.

Таблиця 1.18 – Наявна тяга літака, кН

H, м/М	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
0	77,72	77,72	74,70	71,96	69,50	67,31	65,41	63,78	61,35	60,04	59,84
2000	0,00	75,88	74,70	71,96	69,50	67,31	65,41	63,78	61,35	60,04	59,84
4000	0,00	0,00	64,67	62,68	60,54	58,63	56,97	55,55	53,44	52,30	52,12
6000	0,00	0,00	54,44	54,22	52,36	50,72	49,28	48,05	46,23	45,24	45,08
8000	0,00	0,00	0,00	45,28	44,95	43,54	42,30	41,25	39,68	38,83	38,70
9000	0,00	0,00	0,00	0,00	41,11	40,21	39,07	38,10	36,65	35,86	35,74
10000	0,00	0,00	0,00	0,00	37,23	37,06	36,01	35,11	33,77	33,05	32,94
11000	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	33,57	33,10	32,28	31,05	30,38	30,28
11500	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	30,75	30,60	29,84	28,70	28,09	27,99
12000	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	28,17	27,58	26,53	25,97	25,88
12500	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	25,78	25,50	24,53	24,01	23,92

Нижче наведений графік наявної тяги для трьох видів висот.

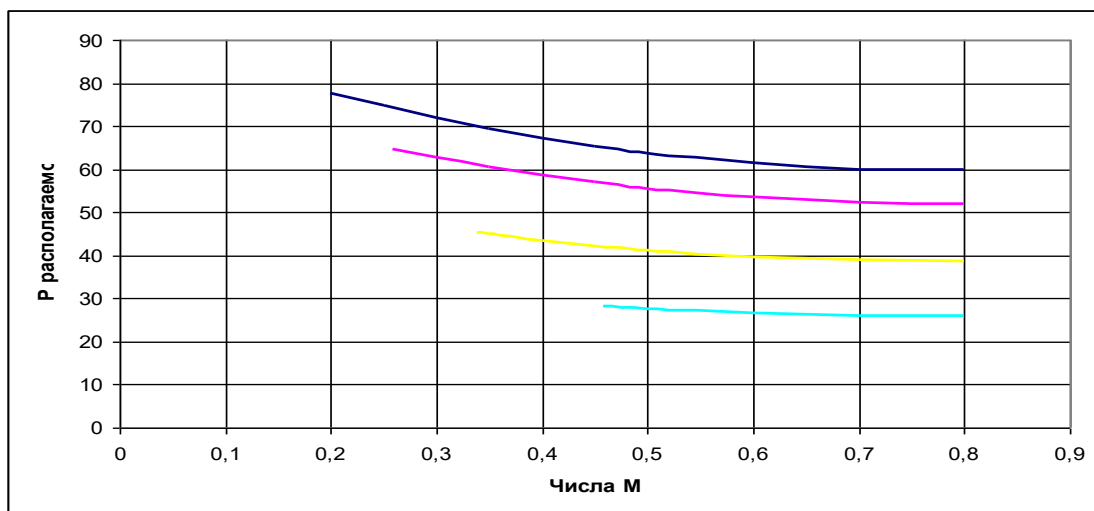


Рис.1.13 – Наявні тяги для H = 0, 4, 8 та 12 км

Дані, щодо наявної потужності літака, зведені до таблиці 1.19.

Таблиця 1.19 – Наявна потужність літака, кВт

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

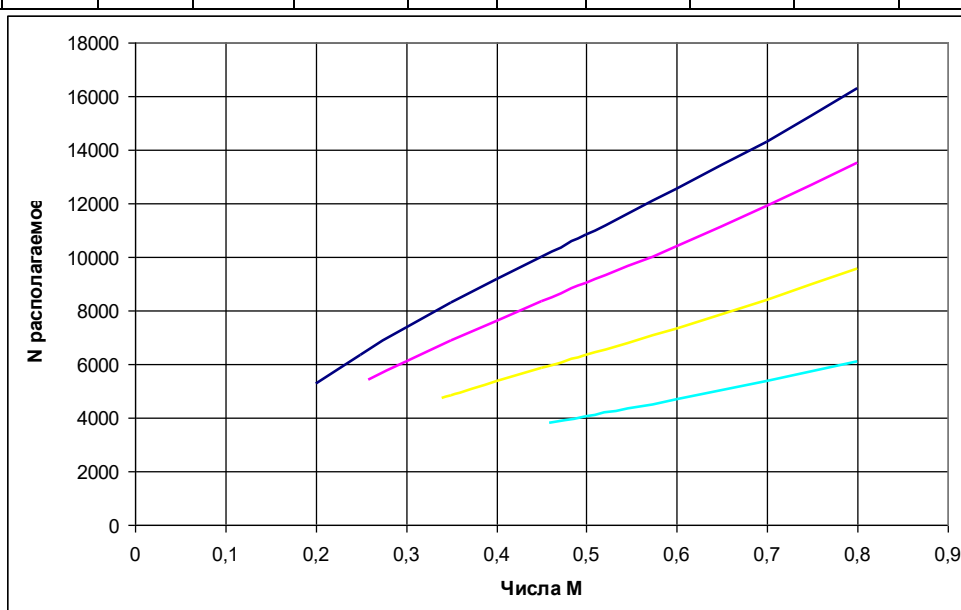


Рис.1.14 – Наявні потужності для висот H = 0, 4, 8 та 12 км

1.2.5 Аналітичний вираз поляри літака

1.2.5.1 Поляра літака в польотній конфігурації

Найбільш надійним способом отримання поляри літака є випробування моделі літака в аеродинамічній трубі або в польоті за умов, що відповідають польоту літака в повітрі. Проте (особливо на початку проектування літака) результати таких випробувань є не завжди. Крім того, модель літака не повністю відповідає дійсному літаку, так як схематизації моделі тією чи іншою мірою неминуча. Тому доводиться вдаватися до теоретичного розрахунку, незважаючи на його наближеність.

Нижче буде наведено описання наближених прийомів теоретичного розрахунку поляри літака. Аеродинамічну силу лобового опору можна представити у вигляді суми. Першим складником буде профільний опір, тобто, сумарний опір тертя і тиску, походження якого обумовлено властивістю в'язкості повітря.

Другим складником йде індуктивний опір, тобто, опір тиску, який пов'язаний з утворенням підйомної сили і вихрової пелени. Індуктивний опір не пов'язаний безпосередньо з в'язкістю повітря, теоретично він буде однаковим як в реальному, так і в ідеальному потоках. Сила індуктивного опору, як відомо, дорівнює:

$$X_{ai} = c_{xai} \frac{\rho V^2}{2} S \quad (1.99)$$

де: ρ – масова щільність повітря;

V – швидкість польоту;

S – площа крила;

c_{xai} – коефіцієнт індуктивного опору.

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

$$c_{xai} = \frac{c_{ya}^2}{\pi \lambda} = \frac{1,3461^2}{3,14 \cdot 9,23} = 0,063 \quad (1.100)$$

$$\text{де } \lambda = \frac{l^2}{S} \text{ — подовження крила.} \quad (1.101)$$

Підставивши вираз c_{xai} у вираження для сили індуктивного опору і, беручи до уваги, що підйомна сила дорівнює вазі літака, матимемо:

$$X_{ai} = c_{xai} \frac{\rho V^2}{2} S = \frac{2}{\pi \rho V^2} \left(\frac{mg}{l} \right)^2, \text{ Н} \quad (1.102)$$

Для подолання роботи, що здійснюється цією силою, необхідно витратити потужність, котра дорівнює

$$N_i = X_{ai} V = \frac{2}{\pi \rho V} \left(\frac{mg}{l} \right)^2, \text{ Вт} \quad (1.103)$$

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

Як видно з рівняння, величина індуктивної потужності не залежить від величини площі крил, а визначається величиною навантаження на розмах крил $\left(\frac{mg}{l} \right)$. З цього рівняння можна зробити висновок, що індуктивна потужність росте при збільшенні висоти польоту (при зменшенні щільності повітря) і зменшується при збільшенні швидкості польоту V . Зокрема,

якщо швидкість польоту прагне до нескінченності, індуктивна потужність прагне до нуля. Таким чином, виходить парадоксальний висновок про те, що чим більше швидкість польоту, тим менш потужний двигун потрібно ставити на літак. Однак це тільки здається парадокс, так як поки ми розглядаємо не всю необхідну для польоту потужність, а тільки ту її частину, яка пов'язана зі створенням підйомної сили.

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

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

$$c_{xa} = c_{xa0} + c_{xai} = c_{xa0} + \frac{c_{ya}^2}{\pi\lambda}. \quad (1.104)$$

Як бачимо з цього рівняння, залежність $c_{xa} = f(c_{ya})$ - це парабола другого порядку, так що у першому наближенні поляру літака можна представити параболою другого порядку.

Напишемо вираз для величини, зворотної якості K літака.

$$\frac{1}{K} = \frac{c_{xa}}{c_{ya}} = \frac{c_{xa0}}{c_{ya}} + \frac{c_{ya}}{\pi\lambda}, \quad (1.105)$$

Розглядаючи отримане вираження, відзначаємо, що якість K літака змінюється при зміні c_{ya} і що повинно існувати таке значення c_{yaK} , при якому якість виходить найбільшим. Знайдемо це значення c_{yaK} та вираз максимальної якості. Візьмемо похідну від величини, зворотної якості, за c_{ya} та прирівняємо її до нуля; отримаємо рівняння, з якого визначимо значення c_{yaK} при максимальній якості. Таким чином знайдемо:

$$\left(\frac{1}{K}\right)' = \left(\frac{c_{xa0}}{c_{ya}} + \frac{c_{ya}}{\pi\lambda}\right)' = -\frac{c_{xa0}}{c_{ya}^2} + \frac{1}{\pi\lambda} = 0; \quad (1.106)$$

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

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

$$\frac{1}{K_{\max}} = \frac{c_{xa0}}{\sqrt{\pi\lambda c_{xa0}}} + \frac{\sqrt{\pi\lambda c_{xa0}}}{\pi\lambda} = \frac{\pi\lambda c_{xa0} + \pi\lambda c_{xa0}}{\pi\lambda \sqrt{\pi\lambda c_{xa0}}} = \frac{2c_{xa0}}{\sqrt{\pi\lambda c_{xa0}}}; \quad (1.107)$$

$$K_{\max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi\lambda}{c_{xa0}}} \quad (1.108)$$

Коефіцієнт індуктивного опору c_{xaiK} у режимі максимальної якості дорівнюватиме:

$$c_{xaiK} = \frac{c_{yaK}^2}{\pi\lambda} = c_{xa0} = \frac{\pi\lambda}{(2 \cdot K_{\max})^2} = \frac{3,14 \cdot 9,23}{(2 \cdot 18)^2} = 0,022. \quad (1.109)$$

Таким чином, у режимі максимальної якості індуктивний опір дорівнює пасивному опору.

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

На режимі набору висоти, коли значення c_{ya} наближаються до значення c_{yaK} , величина індуктивного опору стає пропорційним з величиною пасивного опору, а при ще більших значеннях c_{ya} — що переважають, при значеннях c_{ya} , котрі близькі до $c_{ya\max}$, внаслідок значного росту коефіцієнта c_{xa0} при великих кутах атаки, роль пасивного опору буде, знову, зростати.

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

$$\frac{1}{\pi\lambda_{\text{еф}}} = \frac{1}{\pi} \left(\frac{1}{\lambda} + 0,025 \right), \quad (1.110)$$

$$\text{або } \lambda_{\text{еф}} = \frac{\lambda}{1+0,025\cdot\lambda} = \frac{12}{1+0,025\cdot 12} = 9,23$$

Для літака, крило якого має подовження $\lambda=5$, отримуємо ефективне подовження $\lambda_{\text{еф}} = 4,45$. Для літака з крилом, що має подовження $\lambda=10$, ефективне подовження дорівнює $\lambda_{\text{еф}} = 8$ і т. д. При користуванні поняттям ефективного подовження все раніше написані вирази залишаються справедливими, проте замість λ у них треба підставляти $\lambda_{\text{еф}}$.

Якщо політ відбувається за умови $c_{ya} > c_{yaK}$, по мірі наближення до критичного кута атаки відбувається додаткове збільшення c_{xa0} на величину Δc_{xa0} , яку приблизно можна розрахувати за наступною формулою:

$$\Delta c_{xa0} \approx 0,05 \cdot \left(\frac{c_{ya} - c_{yaK}}{c_{ya\max} - c_{yaK}} \right)^4 = \left(\frac{1,3461 - 0,7985}{1,35 - 0,7985} \right)^4 \cdot 0,05 = 0,0486. \quad (1.111)$$

Отже, маємо рівняння полярного дозвукового літака:

$$c_{xa} = c_{xa0} + \frac{c_{ya}^2}{\pi\lambda_{\text{еф}}} \text{ при } c_{ya} \leq c_{yaK}, \quad (1.112)$$

$$c_{xa} = c_{xa0} + \frac{c_{ya}^2}{\pi\lambda_{\text{еф}}} + \Delta c_{xa0} = 0,022 + \frac{1,346^2}{3,14 \cdot 9,23} + 0,0486 = 0,1331. \text{ при } c_{ya} > c_{yaK}. \quad (1.113)$$

Аналітичне вираження полярного дуже зручно для отримання наближених формул, за допомогою яких можна швидко визначити основні льотні характеристики літака при попередніх розрахунках.

1.2.5.2 Побудова приблизної злітної та посадкової поляр

При розрахунках злітно-посадкових характеристик літака необхідні його поляри, побудовані з урахуванням випуску шасі, механізму крила, гальмівних пристроїв і т.д. Для побудови таких поляр бажано користуватися точними розрахунками або даними аеродинамічного експерименту для літака з близькою геометрією. За відсутності таких даних для наближених розрахунків можна скористатися статистичними матеріалами щодо впливу випуску шасі і механізму крила на поляру і залежність $c_{ya} = f(\alpha)$ для польотної конфігурації з малими дозвуковими числами М.

Вважатимемо, що випуск шасі впливає тільки на величину опору, збільшуючи коефіцієнт лобового опору на $\Delta c_{x \text{ ш}}$. Механізація крила на зльоті та посадці збільшує c_{xa} на $\Delta c_{x \text{ мех}}$, а c_{ya} на $\Delta c_{y \text{ мех}}$. З випуском механізації в негативну область зміщується значення α_0 на $\Delta \alpha_0$, що призводить до збільшення $c_{ya \text{ max}}$, до того ж $c_{ya \text{ max}}$ досягається приблизно на тих самих кутах α , що й без механізації. Таким чином, поляри на зльоті і посадці можна отримати переміщенням вихідної поляри для польотної конфігурації вправо на $\Delta c_{xa} = \Delta c_{x \text{ ш}} + \Delta c_{y \text{ мех}}$ та вгору на $\Delta c_{y \text{ мех}}$.

Розрахунок поляри у злітній конфігурації для кожної і-тої точки виконується за формулами:

$$c_{ya} = (c_{ya})_i + 0,25; 1,3461 + 0,25 = 1,5961. \quad (1.114)$$

$$c_{xa} = (c_{xa})_i + (0,6 + 0,5) \cdot c_{xa 0}; 0,1331 + 1,1 \cdot 0,022 = 0,1573 \quad (1.115)$$

Вплив шасі, механізації.

Аналогічно розрахуємо поляра літака в посадковій конфігурації.

$$c_{ya} = (c_{ya})_i + 0,45; 1,3461 + 0,45 = 1,7961, \quad (1.116)$$

$$c_{xa} = (c_{xa})_i + (0,6 + 1,4) \cdot c_{xa 0} = 0,1331 + 2 \cdot 0,022 = 0,1771. \quad (1.117)$$

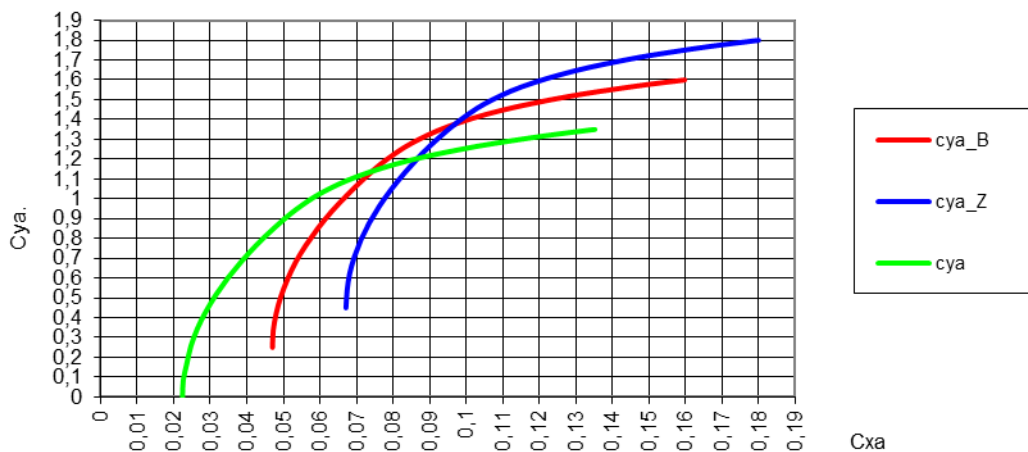


Рис. 1.15 – Залежність C_y від C_x у злітній, польотній та посадковій конфігураціях

1.3 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання проектного літака

1.3.1 Розробка майстер-геометрії середньомігстрального літака

Весь процес моделювання здійснюється в системі Siemens NX.

Siemens NX – це інтерактивна система автоматизації проектування та виготовлення. Це тривимірна система, яка дозволяє ідеально відтворити майже будь-яку геометричну форму, оперуючи числами з подвоєною точністю.

До складу конструкторських додатків Siemens NX входять інструменти для проектування деталей, роботи зі збирання, створення користувальницьких конструктивних елементів, проектування листових тіл, створення простих і складних поверхонь, підготовки креслень, а також різні моделі. проектування друкованих плат, розробки прес-форм і штампів.

Засоби промислового дизайну в NX призначені для моделювання поверхонь вільної форми, аналізу та редагування поверхонь візуалізації, автомобільного дизайну, вирішення завдань зворотної розробки, інтеграції з конструкторськими САПР (CAD), засобами інженерного обладнання (CAE) та технологічними САПР (CAM).

Freeform Shape – засоби для автоматизованого промислового дизайну.

Dynamic & Photorealistic Rendering – створення фотореалістичних зображень виробів.

Одне з напрямків промислового дизайну – зворотна розробка. У цьому випадку застосовується наступна послідовність дій. Перше завдання - імпорт хмари точок (може містити як тисячі, так і мільйони точок). Ці точки отримують за допомогою сканера (наприклад, лазерного) або на механічних вимірювальних машинах. Наступний крок – імпорт в NX STL файлу, що містить відскановану інформацію. На основі отриманих даних в NX формується 3D-поверхнева та/або твердотільна геометрія. Залежно від необхідної якості готової моделі можуть застосовуватися різні методи обробки і створення геометрії, вибір методу також залежить від часу, яке буде витрачено на обробку даних.

Система Siemens має модульну структуру. Процес моделювання будемо здійснювати за допомогою модуля Modeling.

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

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

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

У місцях з'єднання крила з фюзеляжем будуються залізи, що зменшують опір інтерференції. Ці залізи повинні гладко поєднуватися з крилом і фюзеляжем.

У місцях розміщення шасі будуються обтічники шасі, які теж повинні гладко поєднуватися з фюзеляжем.

1.3.2 Опис проектного літака

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

T-образне оперення. При цій схемі збільшується плече горизонтального оперення (ГО) від центру мас літака до центру тиску ГО, що дозволяє зменшити площу горизонтального оперення і його масу. У такій схемі оперення ГО грає роль кінцевої шайби для ВО, збільшуючи його ефективно подовження. Це дозволяє зменшити площу кіля і знизити його масу. Також ГО виноситься із зони затемнення турбулентного потоку.

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

Триопірне шасі з носовою опорою забезпечує більш ефективно гальмування під час пробігу, істотно зменшується можливість "козлення", покращує огляд при зльоті - посадці для пілотів. Крім цього схема шасі з носовою опорою має кращу стійкість при русі по аеродрому.

Носова опора забирається вперед у фюзеляж, основні - в спеціальні обтічники на фюзеляжі. Майстер-геометрія літака, що проектується представлена на рис.1.16.

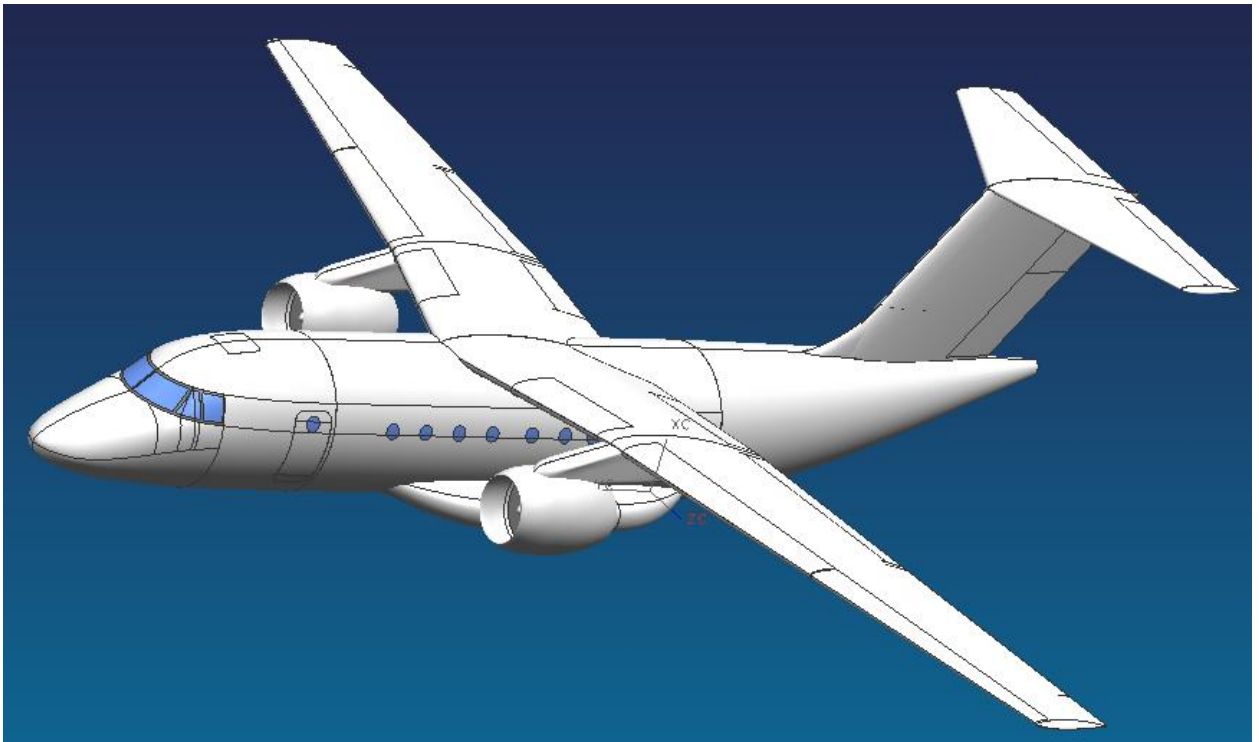


Рис. 1.16 – Майстер-геометрія проєктованого літака

Висновок:

Проведений розрахунок основних льотно-технічних характеристик літака.

Аеродинамічні характеристики ЛА забезпечують стійкий, безпечний і економічно вигідний крейсерський режим польоту.

Літак має прийнятні для ЛА свого класу злітно-посадочні характеристики.

Характеристики статичної і динамічної стійкості відповідають нормі. Виходячи з отриманих даних, можна зробити висновок, що цей літак цілком відповідає вимогам безпеки, аеродинаміки, дальності і тривалості польоту, злітно-посадочних характеристик, статичної і динамічної стійкості і керованості, експлуатації, що пред'являються до нього.

Була розроблена майстер-геометрія середньомагістрального пасажирського літака.

Експлуатаційний розділ

2.1 Аналіз впливу експлуатаційних факторів на довговічність та працездатність силової установки

Силова установка сучасного повітряного судна є складною машиною і від її надійної роботи багато в чому залежить успіх польоту, виконання польотного завдання і навіть життя екіпажу та пасажирів.

Силова установка (СУ) повітряного судна призначена для створення сили тяги (потужності) та складається з двигуна, а також систем та пристроїв, що забезпечують його роботу.

До систем силової установки відносяться:

- паливна;
- масляна;
- охолодження;
- протипожежна;
- протиобмерзання;
- запуску;
- відбору повітря;
- випуску газів.

До пристроїв СУ відносяться: кріплення двигуна, гондола, керування силовою установкою, контролю параметрів.

Всі системи та пристрої СУ тісно пов'язані між собою та розглядаються як її обладнання.

Серед експлуатаційних факторів, які істотно впливають на працездатність та довговічність СУ, слід зазначити: зовнішні умови навколишнього середовища (температура, тиск, вологість, забрудненість повітря та ін.); умови льотної експлуатації (висота, швидкість польоту, режим роботи двигунів, довжина повітряних трас тощо); якість застосовуваних паливно-мастильних матеріалів (пального та мастильних масел); якість технічного обслуговування (своєчасність виконання всіх регламентних робіт, точність регулювання СУ, правильність виконання монтажних робіт та ін.).

Зовнішні умови навколишнього середовища впливають на експлуатаційні характеристики СУ (тягу, потужність, питома витрата палива, температурний режим тощо) на землі та в польоті.

На двигунах залежність тяги від температури зовнішнього повітря обумовлюється прийнятим законом регулювання системи автоматики цього типу двигуна. Наприклад, система регулювання сучасних турбореактивних двоконтурних двигунів підтримує на злітному режимі тягу практично постійної до деякої розрахункової температури, коли частота обертання ротора досягає гранично допустимого значення. При подальшому зростанні температури зовнішнього повітря цьому режимі тяга різко знижується. На номінальному та крейсерському режимах тяга також знижується у разі підвищення температури зовнішнього повітря.

При високих температурах навколишнього середовища виникають підвищені термічні навантаження у гарячих частинах двигуна (у камерах згоряння, елементах турбіни) і погіршується змащення опор ротора турбокомпресора внаслідок зниження в'язкості масла.

За низьких температур зовнішнього повітря значно погіршуються умови роботи СУ насамперед на перехідних режимах: при запуску, прогріві, зміні режимів двигуна. Чим нижчий вихідний температурний стан СУ, тим вище температурна нерівномірність і тим більша термічна напруга виникає на перехідних режимах у робочих вузлах двигунів. До того ж при низьких температурах внаслідок збільшення в'язкості масла погіршуються умови змащування поверхонь тертя двигунів, і відбувається їх підвищений знос. Крім того, низькі температури навколишнього середовища погіршують еластичність гумових виробів, що застосовуються у вигляді ущільнень, дюритових з'єднань, шлангів тощо, що призводить до порушення їхньої герметичності.

Низькі температури зовнішнього повітря можуть викликати зледеніння вхідних пристроїв і лопаток перших ступенів компресора, зміна експлуатаційних властивостей палива та мастил, що ускладнює запуск двигунів. При цьому зледеніння вхідного пристрою двигуна впливає на його роботу, змінюючи форму та розміри проточної частини двигуна, що призводить до зміни характеру перебігу повітря та його параметрів. Прохідний переріз повітряного потоку зменшується, зростає опір, зменшується його секундна витрата та рівень підвищення тиску повітря в компресорі. У результаті зменшується тяга двигуна та підвищується його температурний режим, що знижує працездатність та довговічність СУ в цілому.

Зміна тиску зовнішнього повітря (P_n) також впливає зміну параметрів двигунів. Наприклад, зміна P_n при постійній температурі зовнішнього повітря та прийнятому законі регулювання ($n = \text{const}$) призводить до зміни тиску по всьому тракту двигуна пропорційно P_n , а температури залишаються постійними. За таких умов, якщо за постійної частоти обертання ротора зберігається постійна об'ємна витрата повітря через двигун, зміна тиску P_n призводить до зміни його масової витрати, а отже, і тяги двигуна.

Більш значно змінюються параметри двигуна при одночасному впливі температури та тиску зовнішнього повітря, значне зниження тяги (потужності) двигунів спостерігається при зльоті ПС в умовах високих температур (більше $+30^\circ \text{C}$) з високогірних аеродромів. За однієї й тієї ж маси літаків значно (до 50 %) збільшується в цих умовах злітна дистанція і довжина розбігу літака. Тому для забезпечення необхідного рівня безпеки польотів за таких умов слід знижувати злітну масу літака, форсувати двигун (що знижує ресурс) або зберігати тягу двигунів іншими способами.

Значно впливає на технічний стан СУ засміченість повітря пилом, що залежить від стану поверхні аеродрому. Висока температура зовнішнього повітря, що супроводжується його засміченістю та дією сонячної радіації, ускладнює технічне обслуговування повітряних суден. При експлуатації в умовах аеродромів з великою кількістю пилу у двигунах відбувається знос лопаток компресора, турбіни та жарових труб через попадання абразивних частинок у проточну частину двигунів. Крім того, абразивні частинки, що знаходяться в повітрі, потрапляють в масло та паливо, внаслідок чого відбувається прискорене зношування підшипників опор, розмивання каналів паливних форсунок, засмічення паливних та масляних фільтрів.

При експлуатації авіадвигунів за умов підвищеної вологості, особливо у зонах жаркого морського клімату, відбувається посилена корозія деталей газоповітряного тракту, виконаних із алюмінієвих і магнієвих сплавів. Тому виникає необхідність додаткового їх захисту в експлуатації шляхом нанесення лакофарбових покриттів, масляних плівок та проведення періодичного контролю. В умовах підвищеної вологості спостерігаються випадки відмов у роботі систем запалення ПД внаслідок попадання вологи в магнето та в колектори провідників високої напруги.

Найбільший вплив на надійність СУ надають умови їх льотної експлуатації. Для двигуна зазвичай виділяють такі режими роботи: максимальний (злітний); номінальний; крейсерський; малого газу; зворотної тяги.

На максимальному режимі більшості двигунів час безперервної роботи допускається трохи більше 5 - 15 хвилин, а загальний час роботи двигунів цьому режимі за ресурс - трохи більше 2,5 - 5 %. На номінальному режимі тяга, що розвивається, дорівнює 0,8 - 0,9 від максимальної. Цей режим менш напружений, ніж злітний, і тому час безперервної роботи низки двигунів або обмежується, або допускається трохи більше 60 хв., а загальна напрацювання ресурс також обмежена до 20 - 25 %. Крейсерські режими роботи двигунів відповідають такій частоті обертання ротора, що дозволяє розвивати тягу 0,7 - 0,8 від максимальної. Це розрахункові, найбільш економічні режими, тому тривалість роботи у межах ресурсу не обмежується. Режим малого газу є режимом мінімально допустимої частоти обертання турбокомпресора при роботі двигуна і мінімальній тязі. Це перехідний режим та тривала робота на ньому не рекомендується. Режим зворотної тяги під час застосування реверсивних пристроїв дозволяє зменшити довжину пробігу літака. Це короткочасний режим, але за напругою він відповідає злітному.

Характеристики двигунів за тягою та питомою витратою палива на заданому режимі роботи змінюються по висоті та швидкості польоту. Причому, зі збільшенням висоти польоту абсолютна тяга (потужність) двигуна та її питома витрата палива знижується, що пов'язані з зменшенням температури, тиску, масової щільності повітря, отже, і масової витрати повітря через двигун. Збільшення швидкості польоту літака при заданому режимі роботи двигунів на малих висотах польоту (менше 4 км) призводить до зниження їхньої тяги, а на великих висотах тяга змінюється мало. Питома витрата палива зі збільшенням швидкості польоту зростає.

Великий вплив на працездатність СУ має довжина повітряних трас, на яких вони експлуатуються. При малій довжині повітряних трас буде підвищено напрацювання двигунів у межах заданого ресурсу на злітному та номінальному режимах та збільшено кількість запусків. Зазначені режими є найнапруженішими, унаслідок чого у них обмежується ресурс, отже, і довговічність двигунів.

Технічний стан двигунів та систем силової установки багато в чому залежить від якості застосовуваних палив та мастильних матеріалів. Застосування некондиційного палива призводить до швидкого засмічення паливних фільтрів, насосів та паливорегульованої апаратури. Наприклад, наявність у паливах сульфату натрію, окису ванадію за певних умов призводить до утворення легкоплавких сполук на лопатках турбін та викликає високотемпературну газову корозію лопаток. Тому до чистоти та кондиційності авіаційних паливно-мастильних матеріалів пред'являються високі вимоги експлуатації: вони повинні відповідати технічним умовам, піддаватися постійному контролю та забезпечуватись їх ретельна фільтрація.

На працездатність і довговічність СУ дуже впливає якість їх технічного обслуговування авіаційними фахівцями. Від грамотної діагностики контрольованих параметрів СУ, своєчасного виконання всіх видів регламентних та ремонтних робіт, забезпечення точних регулювань різних агрегатів СУ, правильного виконання монтажних робіт істотно залежить необхідна підтримка заданого рівня надійності СУ, вироблення ними встановлених ресурсів, а в деяких випадках і продовження призначених ресурсів тобто збільшення довговічності СУ.

2.2 Паливна система середньомагістрального пасажирського літака

2.2.1 Основні положення

Паливна система призначена для розміщення палива на літаку і подачі його до двигунів та допоміжної силової установки у всіх можливих умовах експлуатації літака.

Паливна система включає в себе:

- паливні ємності;
- систему дренажу паливних баків;
- систему централізованої заправки;
- систему подачі палива до двигунів (систему вироблення палива);
- органи управління і контролю;
- систему управління і індикації палива.

Паливо на літаку розміщується в одному центропланному баку-кесоні і двох крилових баках-кесонах. Крилові баки розташовані в консольній частині крила. Кожен криловий бак розділений на три відсіки: кореневий, передрасходний і видатковий.

Для заправки літака застосовуються палива:

- основне – ТС-1 (ГОСТ 10227-86 або ГСТУ 320.00149943.011-99);
- дублююче – РТ (ГОСТ 10227-86 або ГСТУ 320.00149943.007-97).

2.2.2 Принцип роботи системи

Системи подачі палива до двигунів – роздільні: лівий двигун живиться з лівого крилового бака, правий – з правого. Центроплан бак є загальним для обох двигунів – паливо з нього виробляється в першу чергу. Магістраль кільцювання дозволяє здійснити подачу палива до двигуна одного напівкрила з бака іншого, живлення обох двигунів з одного бака і живлення одного двигуна з двох баків при відкритому крані кільцювання.

Подача палива до двигуна здійснюється з витратного відсіку свого бака двома електричними відцентровими насосами.

Вироблення палива з центропланного бака здійснюється тільки перекачуванням струминними насосами в кореневі відсіки крилових баків. Перекачування палива з кореневих відсіків в передрасходні, а з них – в витратні також здійснюється струминними насосами, встановленими в цих відсіках.

Подача палива до двигунів самопливом – тільки з крилових баків за рахунок розрідження, створюваного паливними насосами двигунів.

При відмові двигуна і крана кільцювання в польоті можливе перекачування палива електропривідними насосами з одного його крила бака в інший через кран зливу і відповідний кран заправки. В цьому випадку крани заправки виконують функцію кранів перекачування.

Подача палива до допоміжної силової установки (ДСУ) здійснюється електропривідним насосом постійного струму, встановленим в правому криловому баку, а при працюючих основних електропривідних насосах – з лівого крилового бака. При відкритому крані кільцювання подача палива до ДСУ може здійснюватися також з правого крилового бака.

Заправка баків паливом – централізована, через бортовий штуцер заправки, встановлений в правому обтічнику шасі. Від штуцера паливо під тиском подається по магістральному

трубопроводу до електрокерованих перекирваних кранів заправки і потім по трубопроводах – в баки літака.

Необхідний рівень заправки баків забезпечується автоматичним або ручним закриттям перекирваних кранів заправки. Час повної централізованої заправки баків не перевищує 25 хвилин.

Система централізованої заправки має світлову і звукову сигналізацію небезпечного підвищення тиску в баках і світлову сигналізацію небезпечного підвищення тиску в трубопроводі заправки.

При необхідності заправка літака паливом може здійснюватися за допомогою заправного пістолета через заливні горловини, розташовані у верхніх панелях крила кожного бака.

Система дренажу паливних баків – відкритого типу.

Патрубки дренажу, що не обігріваються – утепленого типу, встановлені на нижній поверхні носка крила. Система дренажу крилових баків з'єднана з атмосферою через центропланний бак. Для запобігання баків від руйнування при закритих повітрязбірних патрубках дренажу в системі встановлені запобіжні клапани, які конструктивно складаються з вакуумного клапана і клапана надлишкового тиску.

Злив палива з баків проводиться тільки на землі електропривідними насосами через бортовий штуцер централізованої заправки або через штуцери консервації в гондолах двигунів. При використанні магістралі кільцювання паливо з баків може бути злито через штуцер консервації будь-якого двигуна.

Злив відстою палива з крилових баків здійснюється самопливом через клапани зливу конденсату, встановлені в витратних відсіках в нижній панелі крила, з центропланного баку – через крани зливу, встановлені в залізі центроплана з фіюзеляжем.

У нижніх точках центропланного і в витратних відсіках крилових баків встановлені датчики сигналізації вільної води.

Управління паливною системою – електричне, здійснюється з щитків, встановлених в кабіні екіпажу, і з пульта управління централізованої заправкою, встановленого в правому обтічнику шасі. З цього ж пульта здійснюється також управління краном централізованого зливу палива і контроль наявності вільної води.

Управління та контроль подачі палива до ДСУ здійснюються з пульта управління ДСУ.

Електроживлення паливної системи здійснюється від бортових або наземних джерел електроживлення змінного струму напругою 200/115 В частотою 400 Гц і постійного струму напругою 27 В.

Доступ до агрегатів і трубопроводів паливної системи здійснюється через люки-лази і знімні панелі на верхній поверхні крила і відкидні панелі і люки-лази на нижній.

Розташування точок обслуговування паливної системи приведено на рис. 2.1 та рис. 2.2.

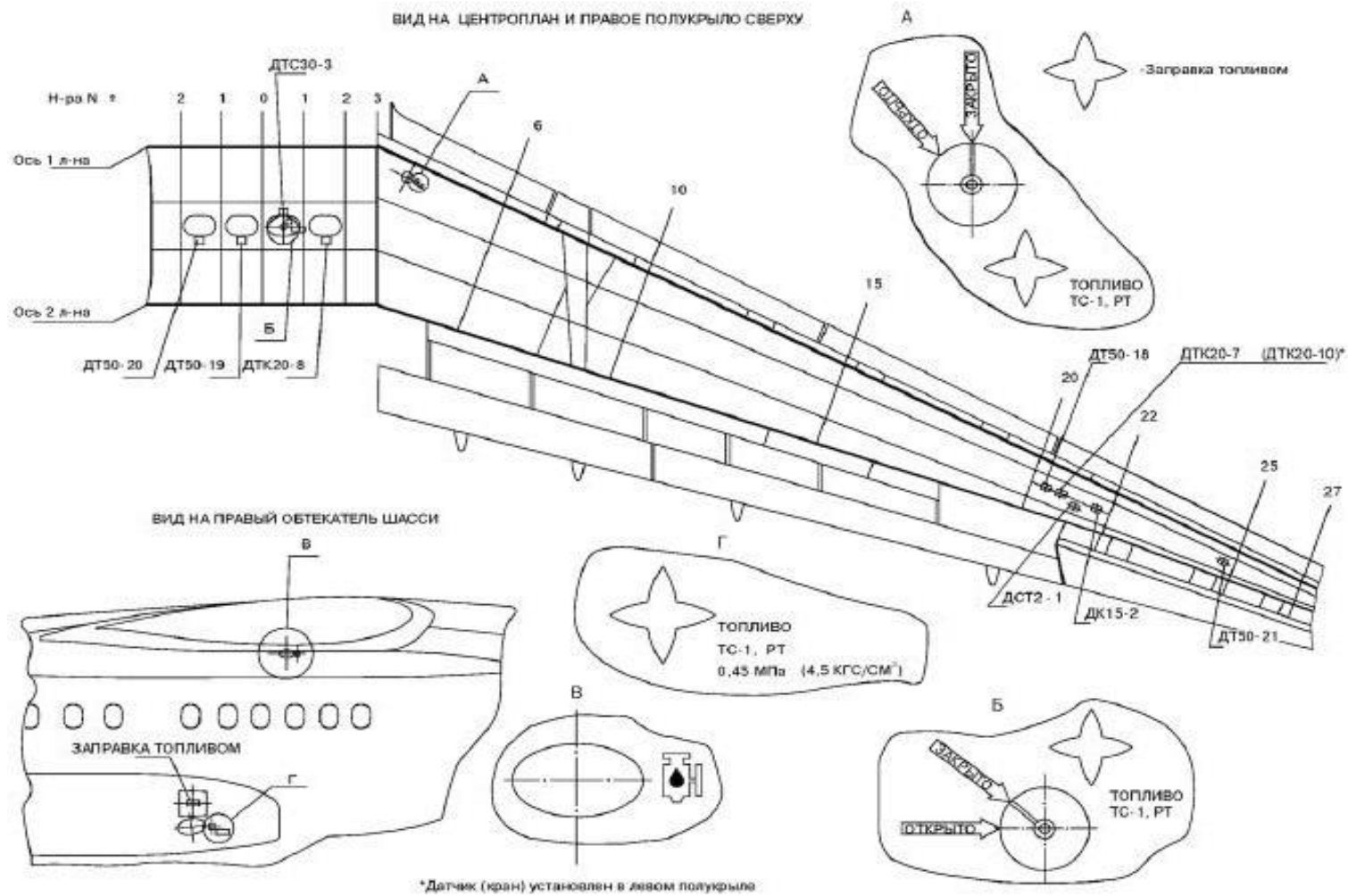


Рис. 2.1 – Розташування точок обслуговування ПС на крилі та обтічнику шасі

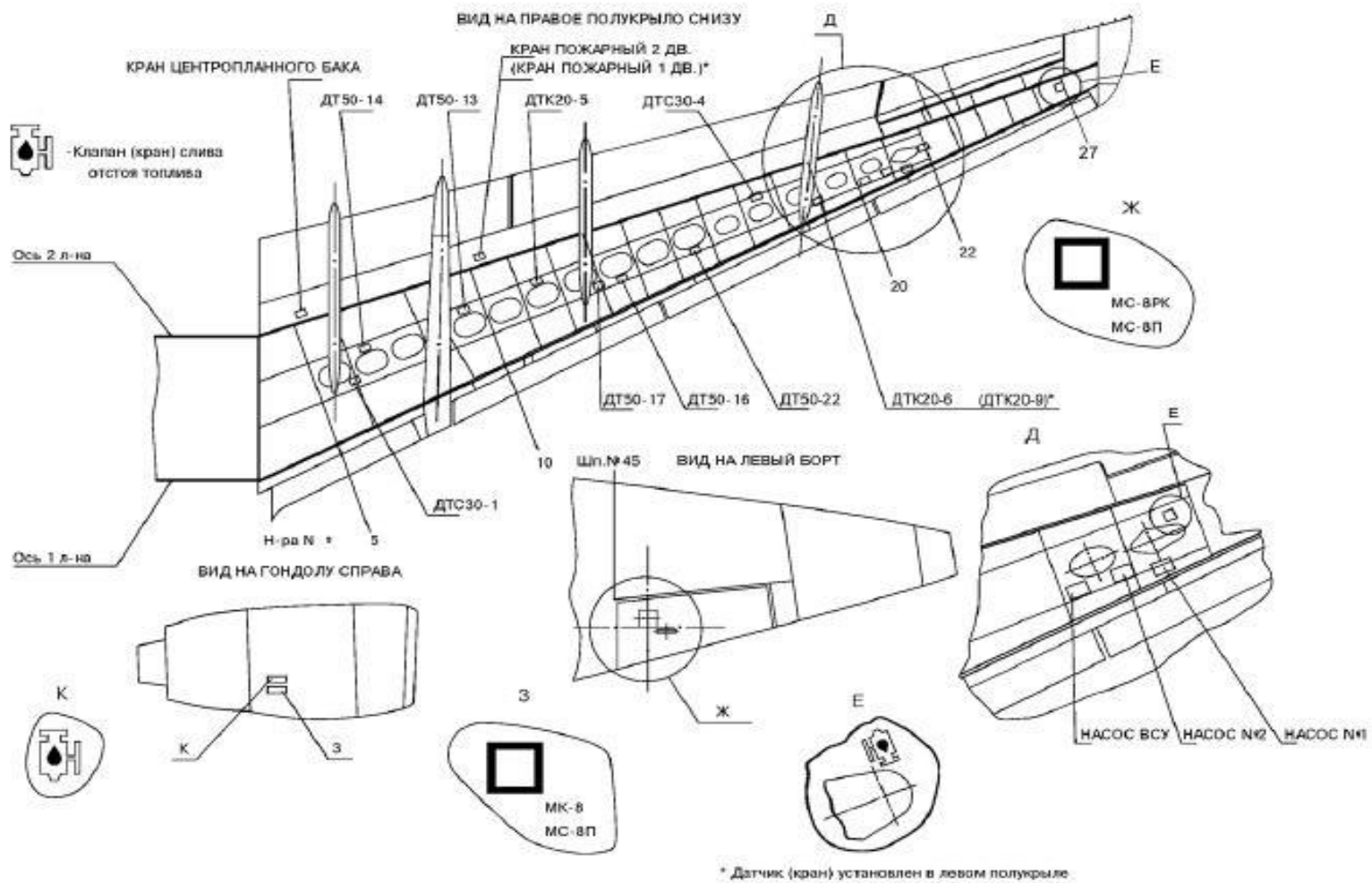


Рис. 2.2 – Розташування точок обслуговування ПС на крилі та обтічнику шасі

2.2.3 Основні елементи та функціонування паливної системи

2.2.3.1 Трубопроводи та з'єднання

Трубопроводи паливної системи виготовлені з алюмінієвого сплаву Амг-2М і нержавіючої сталі 12Х18Н10Т.

Трубопроводи діаметром від 6 до 63 мм – цільнотянуті з товщиною стінки від 0,75 до 1,2 мм.

Трубопроводи складної конфігурації виготовлені за стандартами і взаємозамінні без підгонки по місцю.

Для захисту від корозії трубопроводи піддаються хімічній обробці: зі сталі 12Х18Н10Т – пасивування, трубопроводи та арматура з алюмінієвих сплавів, які встановлюються всередині баків – оксидуванню.

Трубопроводи живлення двигунів і ДСУ у відсіках гондол двигунів і відсіку ДСУ виконані з нержавіючої сталі 12Х18Н10Т.

Трубопроводи з алюмінієвих сплавів, розташовані поза паливних баків, піддаються оксидуванню і покриваються жовтою емаллю. На всіх трубопроводах чорною фарбою наноситься маркування: на трубопроводах довжиною менше 120 мм маркування дозволяється наносити в два рядки, довжиною 1000 мм і більше – наноситься з одного боку, довжиною понад 1000 мм – наноситься на обох кінцях трубопроводів.

Маркування включає в себе креслярський номер трубопроводу. На трубопроводах з зовнішнім діаметром більше 16 мм позначення креслярського номеру наноситься з трьох сторін під кутом 120 °.

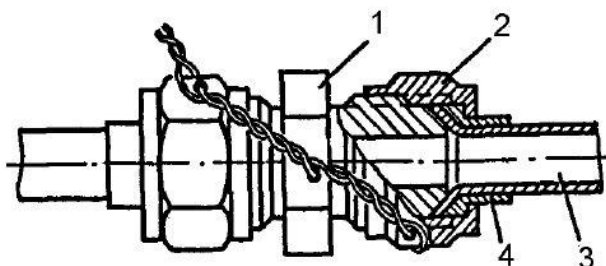
Креслярський номер несе в собі інформацію про належність трубопроводів.

З'єднання трубопроводів проводиться жорсткими ніпельними або обмежено-рухомими з'єднаннями. У місцях проходження трубопроводів через негерметичні перегородки і вздовж елементів конструкції трубопроводи кріпляться до конструкції хомутами з гумовими обкладками (поза баків) або без них (всередині баків). У місцях проходження трубопроводів через герметичні перегородки встановлені перехідники.

Для підведення електропроводки до насосів, встановлених в баках, використовуються трубопроводи з нержавіючої сталі.

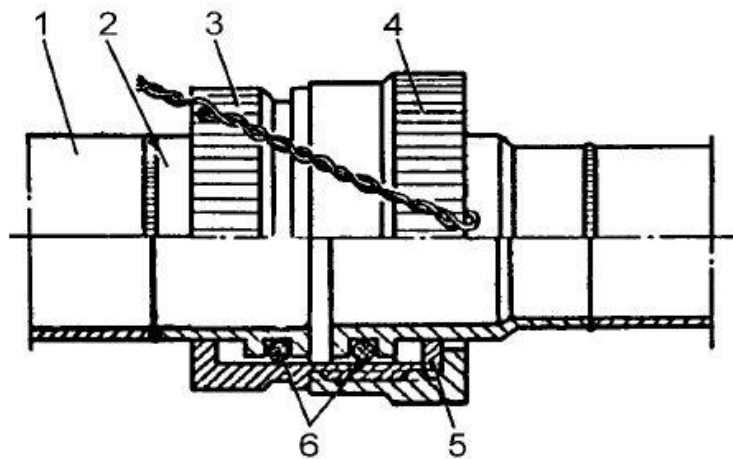
Для підведення палива до двигунів і ДСУ використовуються сталеві трубопроводи з двома знімними гайками.

З'єднання і кріплення трубопроводів показано на рис. 2.3 - 2.8.



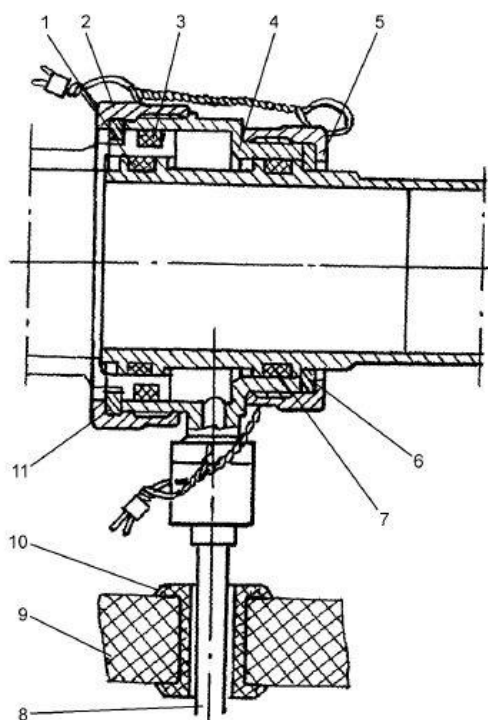
- 1 – проходник
- 2 – гайка
- 3 – трубопровод
- 4 – ніпель

Рис. 2.3 – Жорстке ніпельні з'єднання трубопроводів



- 1 – трубопровод
- 2 – муфта
- 3 – корпус
- 4 – гайка
- 5 – стопорное кольцо
- 6 – уплотнительные кольца

Рис. 2.4 – Обмежено-рухоме з'єднання трубопроводів



- 1 – уплотнительное кольцо
- 2 – гайка
- 3 – уплотнительное кольцо
- 4 – корпус
- 5 – гайка
- 6 – стопорное кольцо
- 7 – уплотнительное кольцо
- 8 – трубопровод дренажа
- 9 – обшивка крыла
- 10 – поршень
- 11 – стопорное кольцо

Рис. 2.5 – Обмежено-рухоме з'єднання трубопроводів з дренажем в крилі

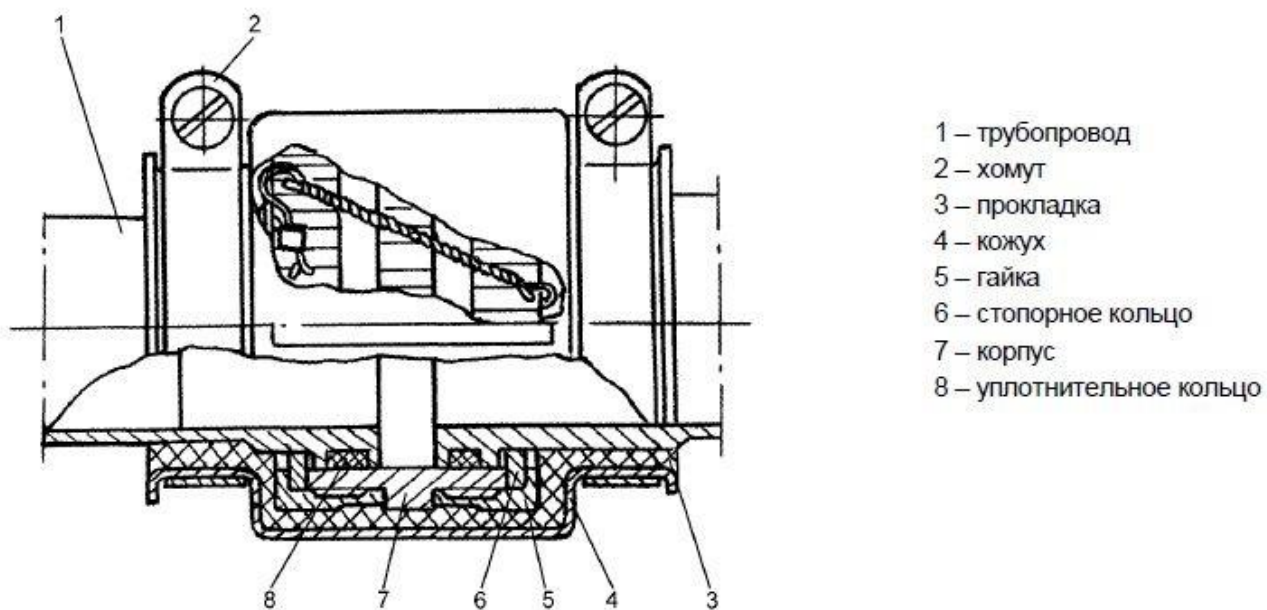


Рис. 2.6 – Обмежено-рухоме з'єднання трубопроводів в пілоні

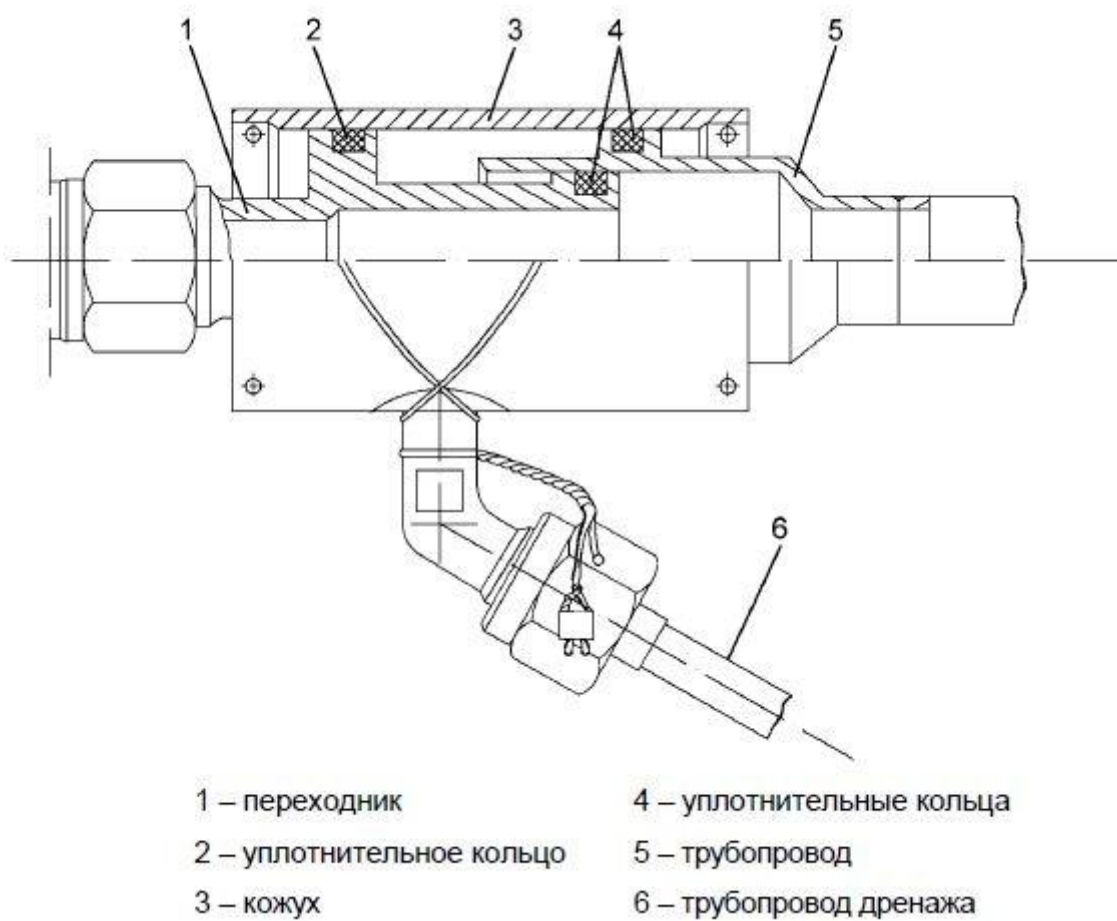
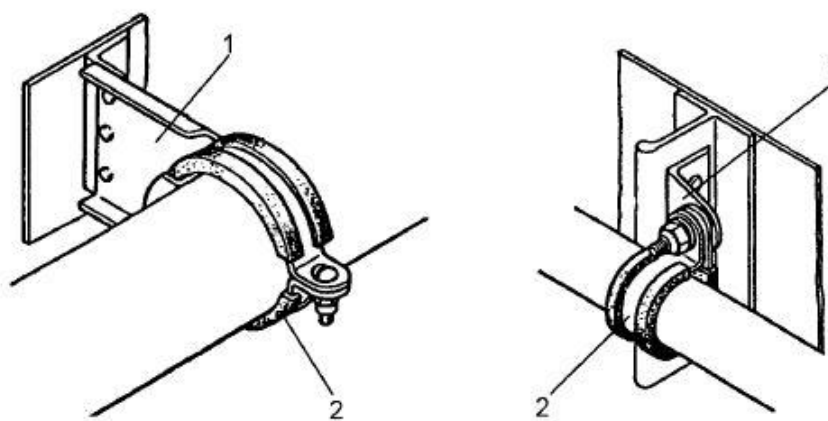


Рис. 2.7 – Обмежено-рухоме з'єднання трубопроводів у відсіку ДСУ



1 – кронштейн

2 – хомут

Рис. 2.8 – Кріплення трубопроводів паливної системи

2.2.3.2 Зворотні клапани

Зворотні клапани призначені для забезпечення руху палива через них в одному напрямку: від входу клапана до виходу і для перекриття руху палива в зворотному напрямку. Клапани встановлюються в трубопроводах, а також в стінках нервюр.

У паливній системі встановлені зворотні клапани з умовними діаметрами прохідних перетинів 20 мм, 40 мм і 50 мм.

Зворотній клапан показаний на рис. 2.9.

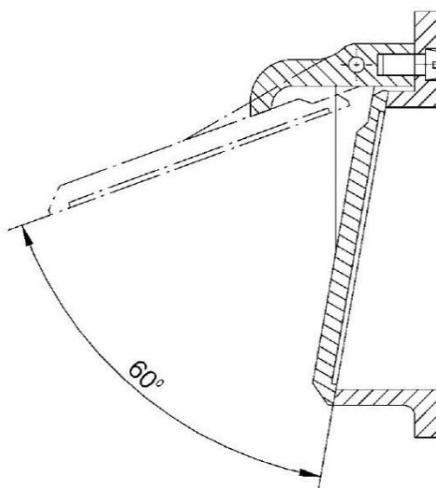


Рис. 2.9 – Зворотній клапан

Міжбачкові зворотні клапани встановлені в стінках нервюр, що утворюють бічні стінки баків-кесонів, для забезпечення заповнення паливом відсіків по одну сторону нервюри (з боку вихідного патрубку клапана) при еволюціях літака навколо поздовжньої осі літака.

Конструкція клапанів однакова.

Конструктивно клапан складається з циліндричного корпусу і заслінки, з'єднаної з віссю через поводок. Ось заслінки розташована у верхній частині корпусу перпендикулярно осі його проточної частини. До осі кріпиться поводок, на якому встановлена заслінка клапана. З іншого боку корпусу має установчий фланець.

Заслінка клапана притискається до сідла під дією власної ваги або тиску палива. У верхній частині корпусу встановлений упор, що обмежує хід заслінки при відкритті клапану. В процесі експлуатації клапан не потребує технічного обслуговування. Пошкоджений клапан необхідно замінити новим.

2.2.3.3 Паливні ємності

Паливні ємності, що називаються баками, призначені для розміщення палива на літаку. Паливні баки-кесони є герметичними відсіками в конструкції крила, утворені стінками переднього і заднього лонжеронів, нервюрами і обшивкою крила.

Всього в крилі розташовано три паливні баки. Один бак розташований в центроплані. По одному баку розташовано у консольних частинах крила (КЧК) в лівому і правому полукрилах.

Для доступу до трубопроводів і агрегатів паливної системи в КЧК встановлені знімні панелі. На нижній поверхні КЧК і верхній панелі центроплана є люки-лази.

На верхній панелі кожного бака встановлені заливні горловини, призначені для відкритої заправки баків паливом в разі неможливого виконання централізованої заправки під тиском. Горловини закриті швидко знімними кришками.

Для герметизації заклепувальних швів баків, місць проходження прохідник, місць кріплення агрегатів і кришок люків використовується герметик УЗОМЭС-5М і ущільнювальні гумові кільця.

Усередині баків встановлені монтажні пристрої електричних насосів та струменеві паливні насоси, трубопроводи централізованої заправки паливом, подачі палива до двигунів, дренажу, трубопроводи сигналізаторів тиску палива за насосами, гідрокеруємі і поплавкові клапани централізованої заправки, датчики вимірювання палива, датчики сигналізації водного відстою і електропроводка до них.

Для перетікання палива з корневих відсіків крилових баків в передросходні і з передросходних в витратні, в нижніх частинах нервюр встановлені міжбакові зворотні клапани. Кожен клапан кріпиться до нервюр двома болтами.

На нижній поверхні крилових баків, в їх нижніх точках, встановлені клапани зливу конденсату. У центропланному баці встановлені два крана зливу конденсату.

2.2.3.4 Система дренажу баків

Система дренажу призначена для запобігання паливних баків від руйнування, забезпечення нормальної роботи системи централізованої заправки і вироблення палива шляхом вирівнювання тиску повітря в баках з атмосферним тиском за бортом у всіх можливих умовах експлуатації літака.

Принципова схема системи дренажу баків показана на рис. 2.10.

Монтажна схема системи дренажу баків показана на рис. 2.11.

На літаку виконані дві симетричні системи дренажу.

Система включає в себе:

- два повітрязбірних патрубків дренажу;
- два запобіжних клапана, кожен з яких включає в себе вакуумний клапан і клапан надлишкового тиску;
- два поплавцевих клапана;
- трубопроводи і арматуру їх кріплення.

Дренаж баків здійснюється через центропланний бак, який трубопроводами з'єднаний з атмосферою і іншими баками. Для забору повітря на нижній поверхні носка крила встановлені два повітрязбірних патрубків дренажу, що не обігріваються і які з'єднують систему дренажу з атмосферою.

У центропланному баку трубопроводи встановлені так, що при нахилі літака і закриття паливом одного з трубопроводів, повітря буде надходити в бак через інший трубопровід.

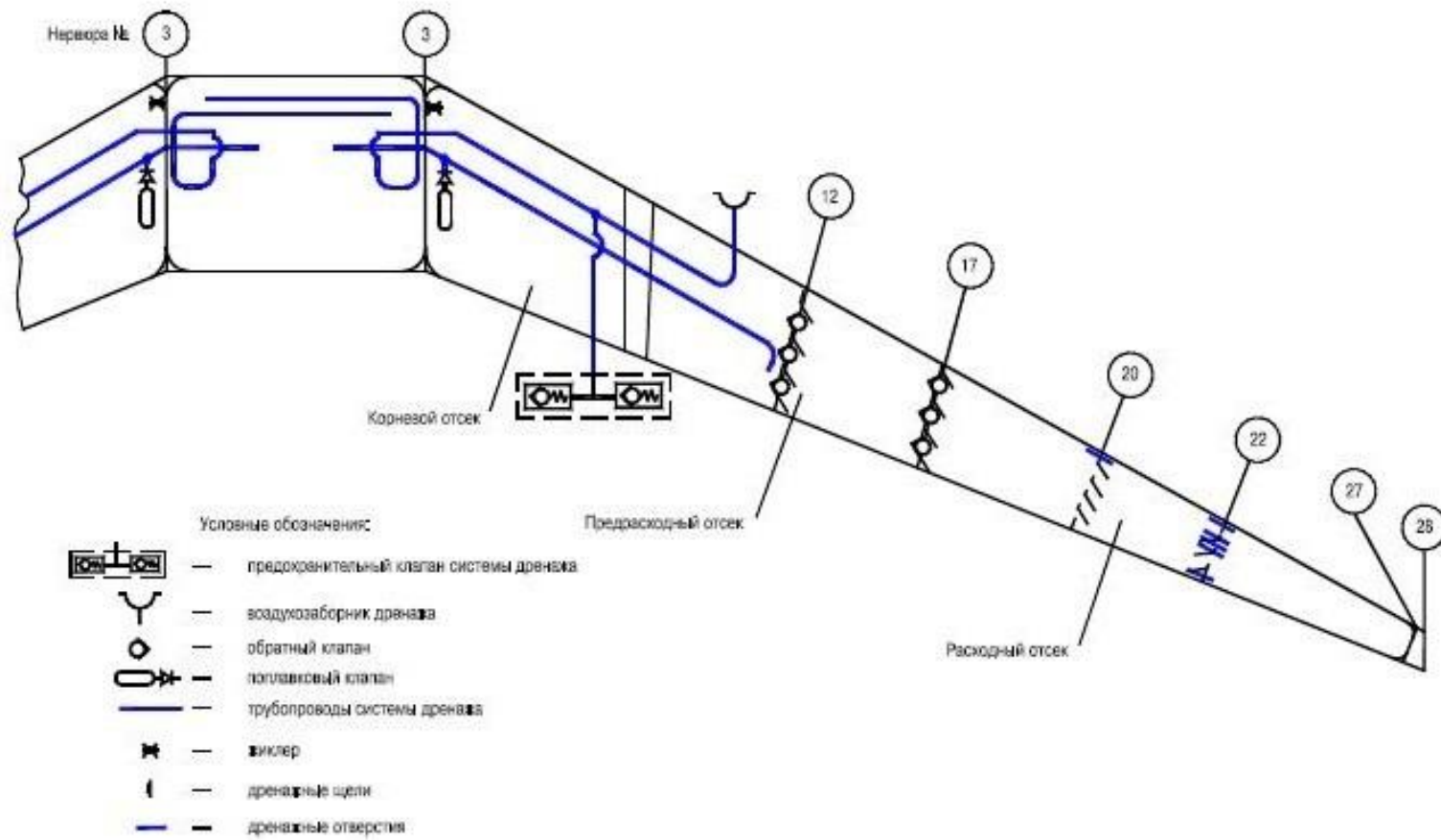
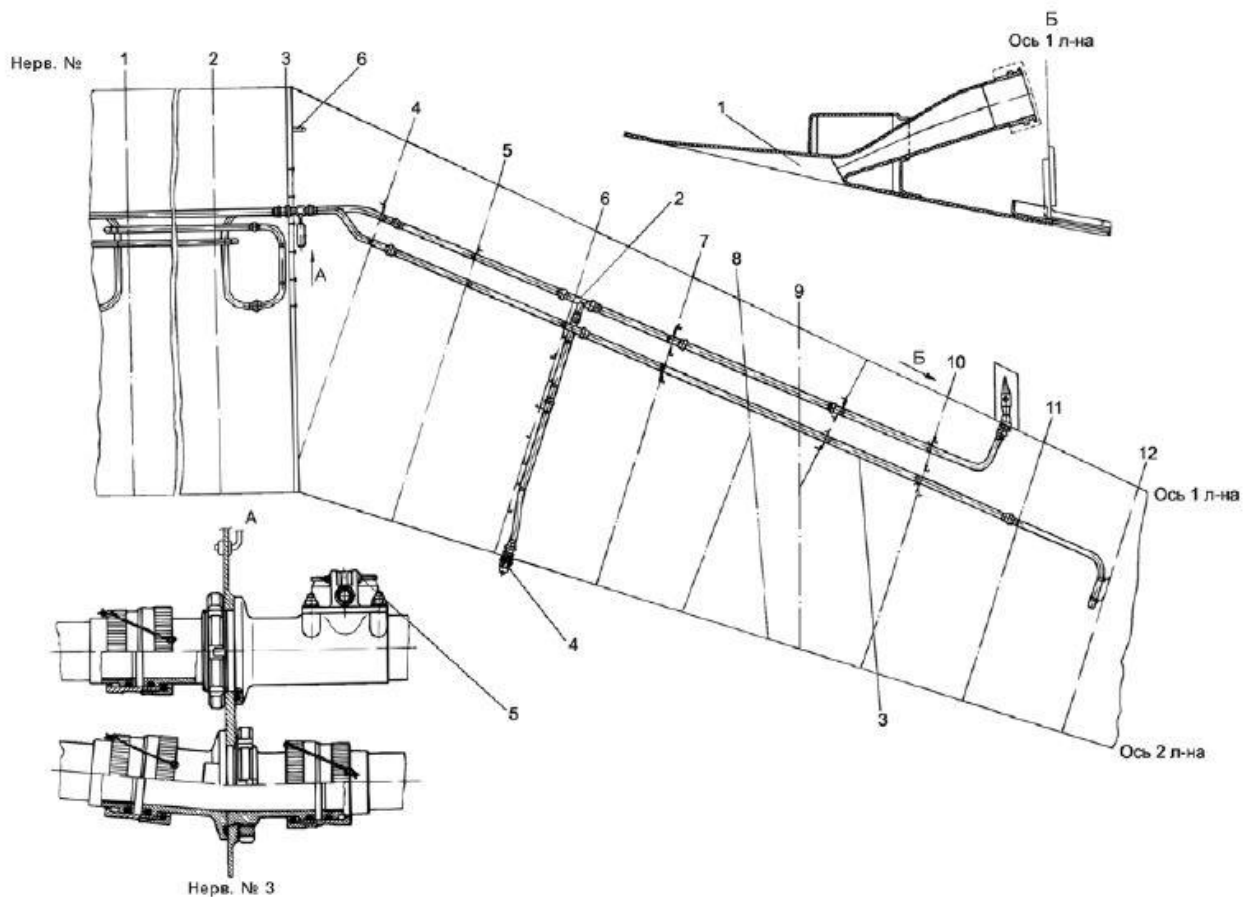


Рис. 2.10 – Принципова схема системи дренажу



- 1 – воздухозаборный патрубок дренажа
- 2 – тройник
- 3 – дренажный трубопровод
- 4 – предохранительный клапан
- 5 – поплавковый клапан
- 6 – жиклер

Рис. 2.11 – Монтажна схема системи дренажу баків

2.2.3.5 Система централізованої заправки

Система централізованої заправки (ЦЗ) призначена для заправки літака паливом від наземних заправних засобів, обладнаних наконечниками для централізованої заправки. Система дозволяє відкачати паливо з магістрального трубопроводу заправки після закінчення централізованої заправки.

Функціональна і монтажна схеми централізованої заправки паливом наведені відповідно на рис. 2.12 і рис. 2.13.

Система включає в себе:

- штуцер 1 централізованої заправки для приєднання заправного шлангу і прийому палива під тиском (клапан в штуцері виключає витікання палива з нього після від'єднання заправного шлангу)
- трубопроводи заправки 3, 8;
- перекирваний електрокерований кран зливу 15 для повідомлення магістралі централізованої заправки з системою вироблення палива;

- три перекирвних електрокерованих крана заправки 12, 13, 14 для перекирвття заправки трубокпроводів, що підводять паливо в баки;
- три гідрокервляємих клапана 4 для перекирвття заправки трубокпроводів, що підводять паливо в баки, при відмові електрокерованих кранів заправки;
- три поплавцевих клапана 6 для кервління гідрокервляємими клапанами 4;
- вакуумний клапан 7 для підведення повітря в магістральний трубокпровод заправки при відкачці з нього палива після закінчення заправки;
- сигналізатор тиску (СДГ-0,1) 11 на закриття всіх кранів заправки, на включення звукової і світлової сигналізації при підвищенні тиску в паливних баках вище 0,1 кгс/с²;
- сигналізатор тиску (СДГ-5А) 2 для світлової сигналізації при підвищенні тиску палива в магістральному трубокпроводі заправки вище 5 кгс/см²;
- пульт кервлю і кервління заправкою (ПКУЗ 18-1).

Розміщення органів кервління і кервлю системи централізованої заправки показано на рис. 2.14.

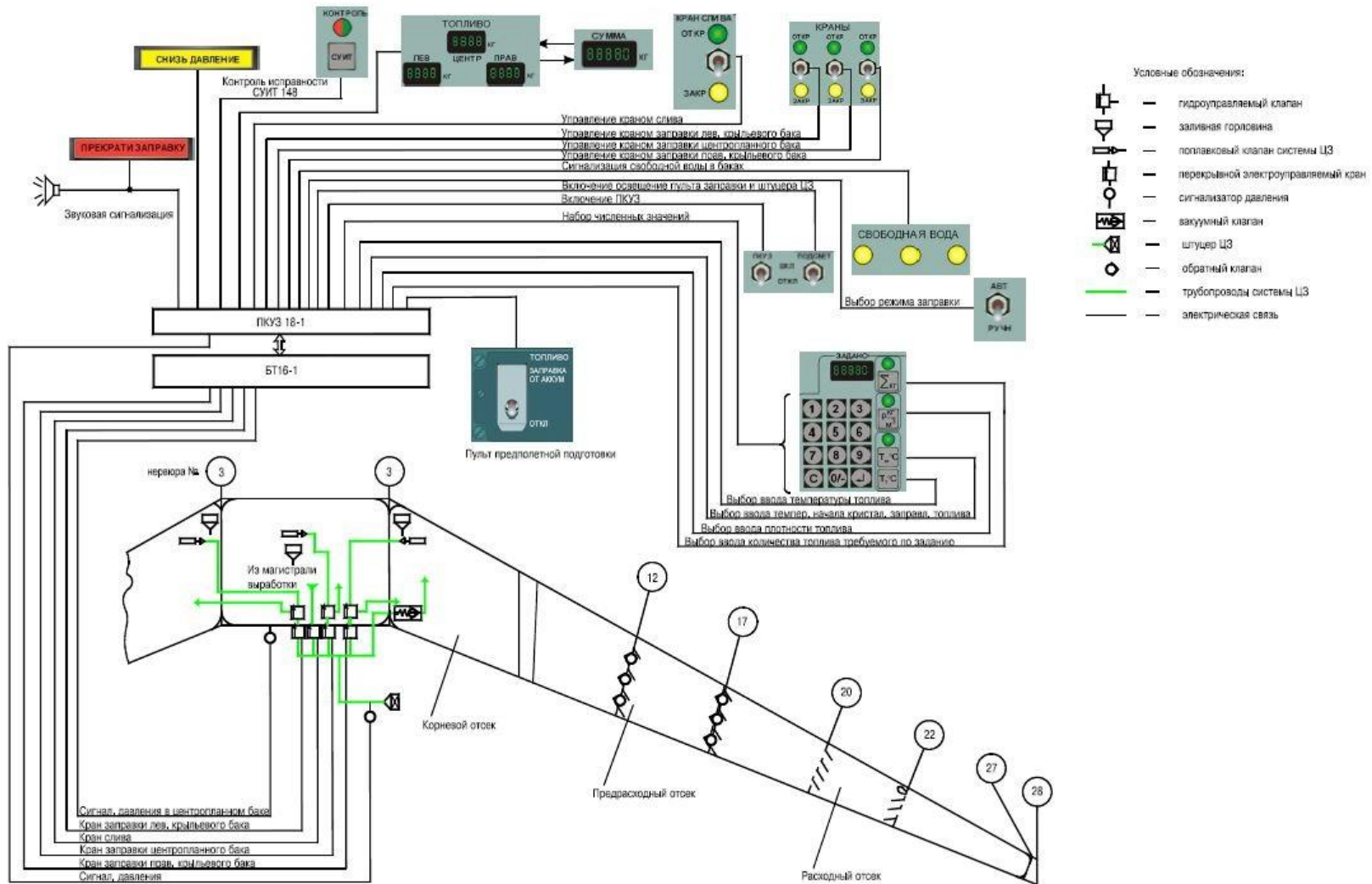


Рис. 2.12 – Функціональна схема паливної системи

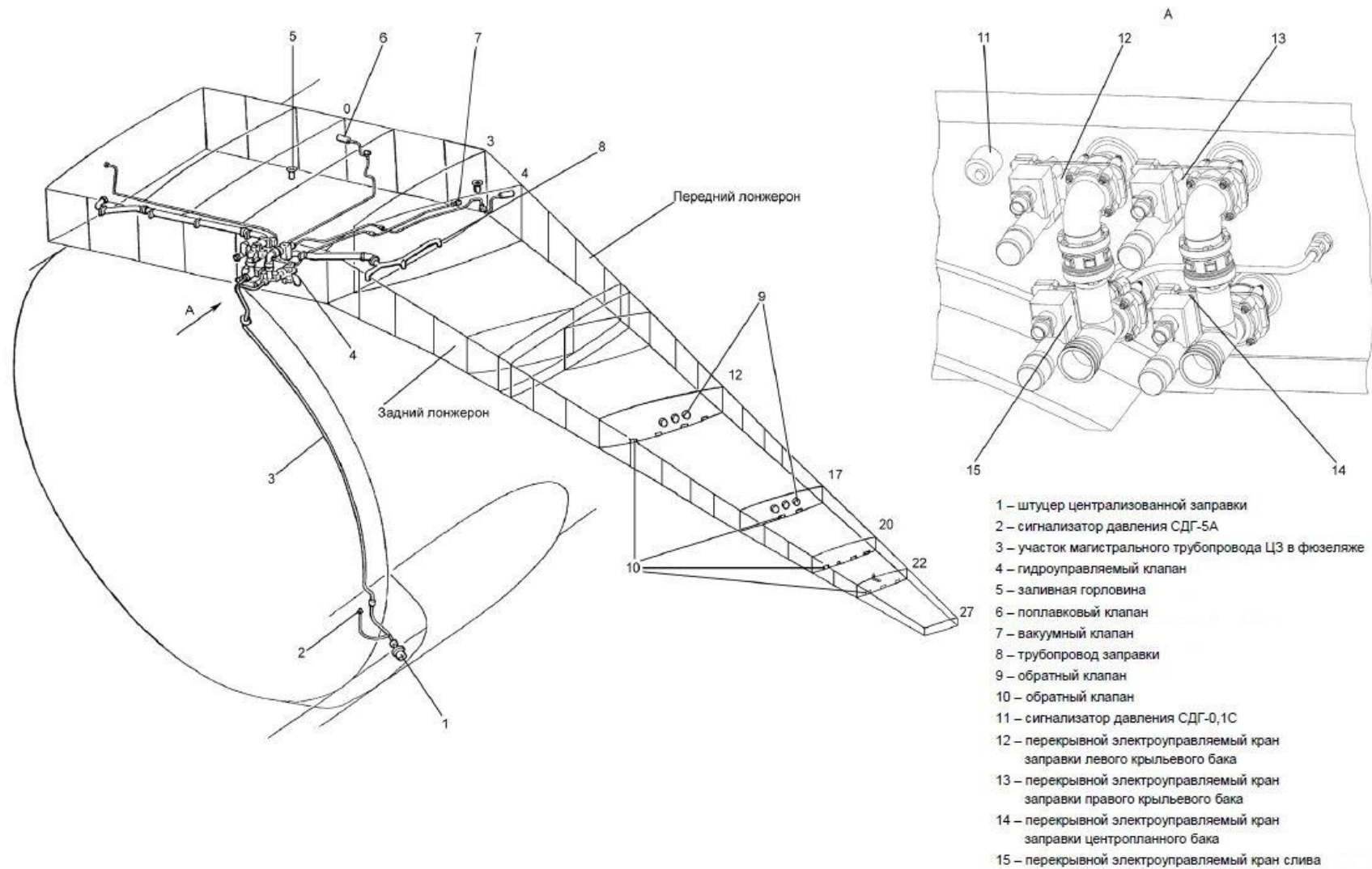


Рис. 2.13 – Монтажна схема централизованної заправки палива

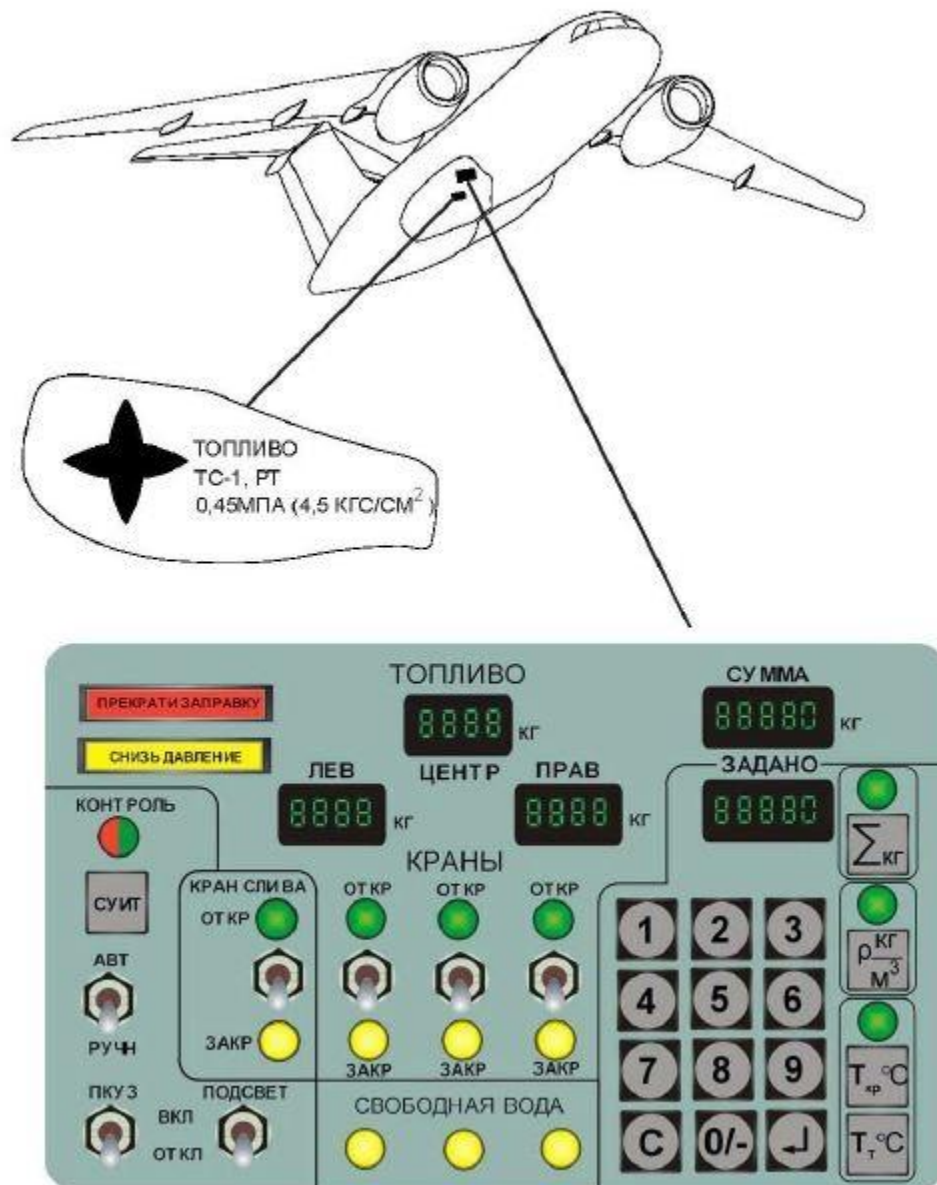


Рис. 2.14 – Органи управління і контролю системи централізованої заправки палива

2.2.3.6 Розподіл палива

Система подачі палива до двигунів (система вироблення палива) призначена для безперебійної подачі палива до двигунів і ДСУ у всіх можливих умовах експлуатації літака.

У систему подачі палива до двигунів входять:

- електропривідні відцентрові насоси;
- сигналізатори тиску;
- струменеві насоси для перекачки;
- електропривідні перекривні крани;
- зворотні клапани, встановлені в паливних трубопроводах і в міжвідсікових стінках (нервюрах);
- трубопроводи;
- штуцера консервації двигунів і ДСУ;
- органи управління і контролю.

Функціональна і монтажні схеми системи подачі палива до двигунів і ДСУ наведені відповідно на рис. 2.15 і рис. 2.16.

Система подачі палива кожного двигуна автономна і забезпечує вироблення палива зі свого крилового бака. Криловий бак розділений на три відсіки – кореневий, передрозхідний і видатковий. Центропланний бак є загальним для всіх двигунів.

Порядок вироблення палива з працюючими електропривідними насосами: центропланний, крилові баки, а в крилових баках – кореневий, передрозхідний, видатковий відсіки. З витратного відсіку паливо подається безпосередньо до двигуна. Перекачування палива з центропланного баку в кореневі відсіки крилових баків здійснюється струминними насосами 9 (рис. 2.16), встановленими в корневих відсіках. Для забору палива з центропланного баку прокладені трубопроводи. На трубопроводах за струминними насосами встановлені зворотні клапани, що запобігають перетіканню палива з крилових баків в центропланний бак.

Подача палива до кожного двигуна здійснюється електропривідними відцентровими насосами 14 (ЕЦНГ5А-2) змінного струму. Все відцентрові насоси встановлені в монтажних пристроях, що забезпечують швидку заміну насосів без зливу палива з баку.

Крім цього, передбачена можливість перекачування палива на землі з будь-якого крилового в будь-який інший бак, а також зливу палива в наземну ємність з використанням електропривідних відцентрових насосів 14 і системи централізованої заправки паливом.

Подача палива до ДСУ може здійснюватися наступними способами:

- від насоса 15 (ЕЦН75БМ) ДСУ;
- від основних насосів лівого баку системи подачі палива до двигунів;
- від основних насосів правого баку через кран кільцювання.

Розміщення органів управління і контролю паливної системи показано на рис. 2.17.

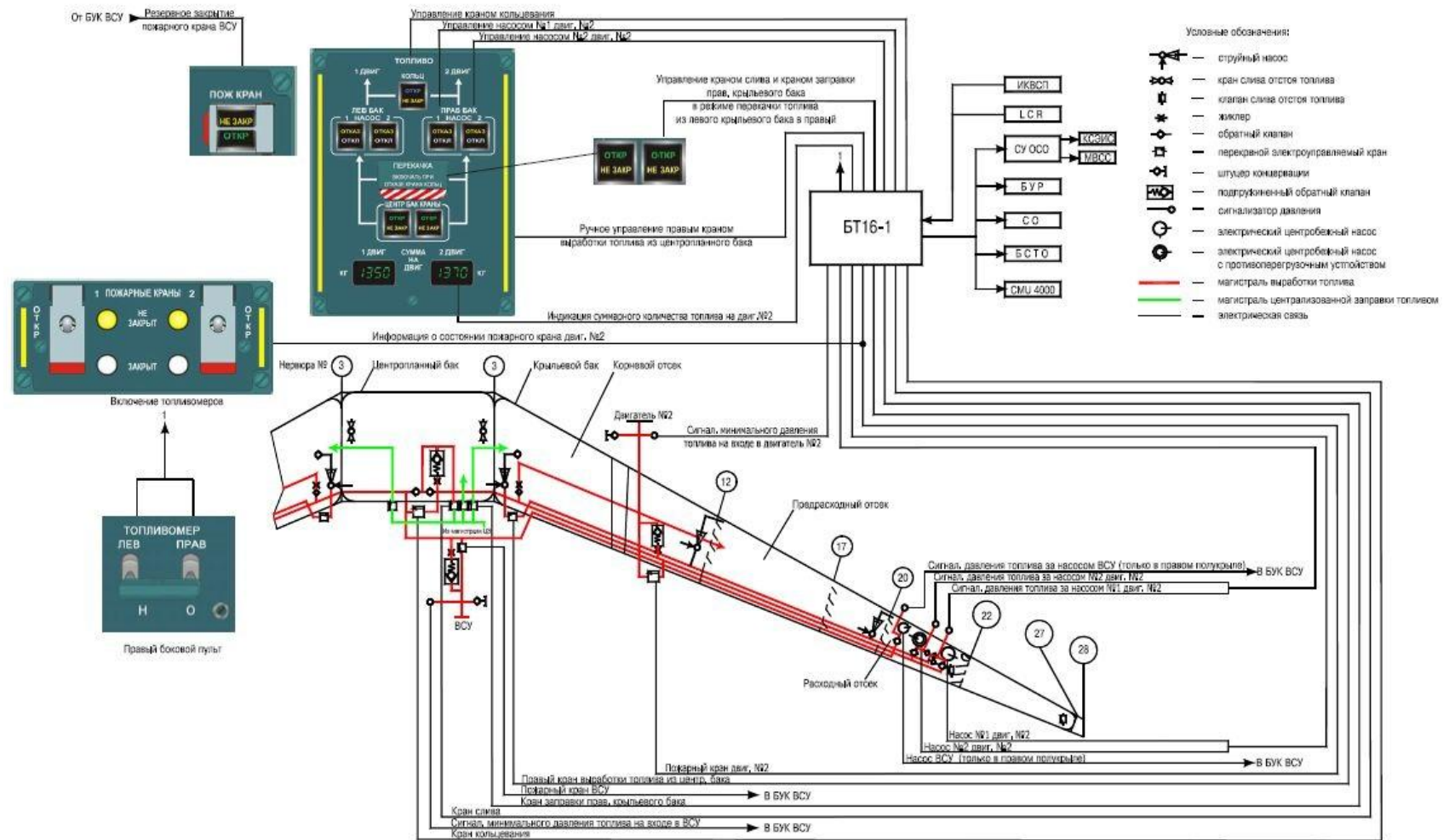


Рис. 2.15 – Система подачи топлива до двигателей и ДСУ, централизованный слив и перекачка топлива

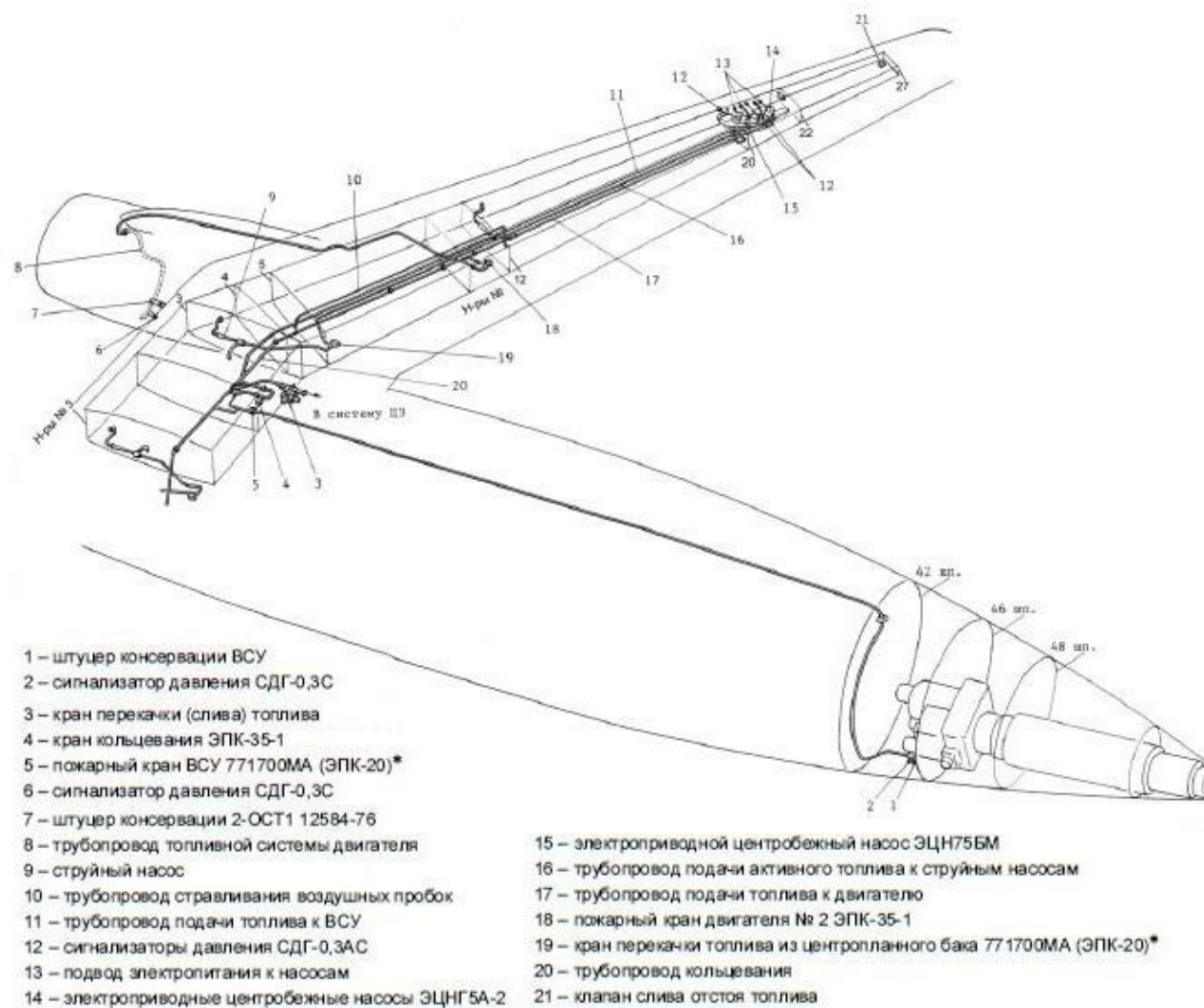


Рис. 2.16 – Монтажна схема подачі палива до двигунів і ДСУ

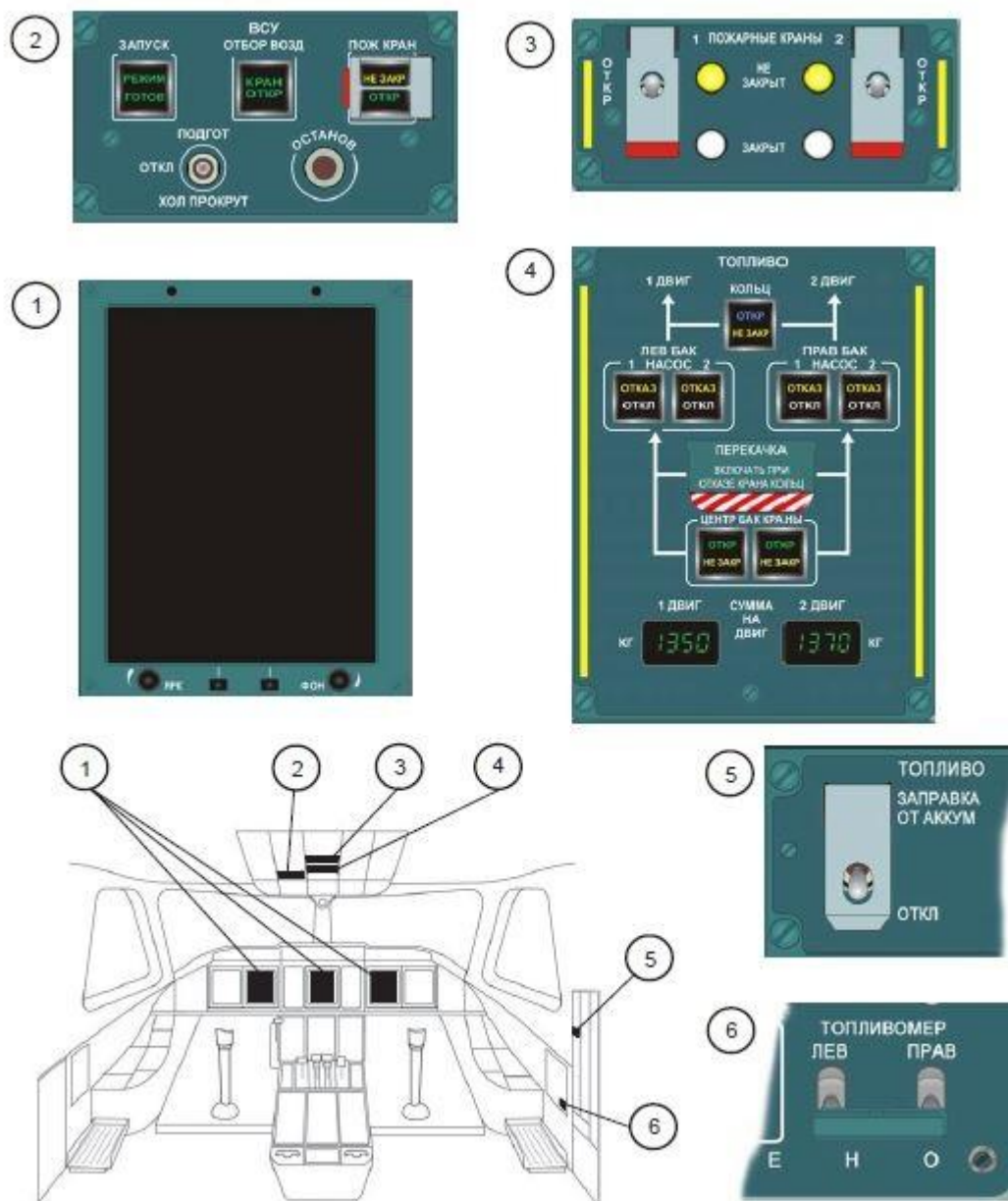


Рис. 2.17 – Органи управління і контролю паливної системи

2.2.3.7 Злив і перекачування палива на землі

Злив палива з баків літака проводиться централізовано через штуцер централізованої заправки з використанням магістралі кільцювання, яка краном зливу з'єднується з магістральним трубопроводом централізованої заправки.

Злив палива з центропланного баку проводиться через крилові баки.

Злив палива здійснюється при закритому крані кільцювання і при відкритому крані зливу. При цьому повинен бути включений паливний насос крилового баку, з якого зливається паливо. Штуцер централізованої заправки повинен бути з'єднаний з паливозаправником або іншою прийнятною ємністю шлангом, обладнаним стандартним наконечником 2561A-5 для централізованої заправки.

Перекачування палива здійснюється при закритому крані кільцювання, відкритих кранах зливу і перекачування того баку, в який перекачується паливо. При цьому повинен бути включений паливний насос крилового баку, з якого здійснюється перекачування палива.

Управління паливними насосами і перекиривними кранами здійснюється з кабіни екіпажу.

Управління краном зливу і кранами заправки здійснюється з пульта контролю і управління заправкою.

Злив палива також проводиться через штуцери консервації, встановлені в трубопроводах паливної системи двигунів по правим бортам в гондолах двигунів. Доступ до штуцерів здійснюється через праві кришки капотів двигунів. Через будь-який штуцер можна злити паливо з будь-якого баку повністю або частково. Для зливу палива через штуцери застосовують шланги зі спеціальним наконечником. Для зливу необхідно включити відповідні насоси і відкрити відповідні крани.

2.2.3.8 Органи управління і контролю

До органів управління і контролю паливної системи відносяться:

1) Органи управління і контролю централізованої заправки паливом:

- пульт управління централізованої заправкою ПКУ318-1;
- канали вимірювання та автоматики блоку БТ16-1, які керують централізованою заправкою;
- датчики топливовимірювання з сигналізаторами рівня;
- датчики-сигналізатори вільної води;
- сигналізатори тиску СДГ-0,1С;
- сигналізатори тиску СДГ-5А;
- перемикач «ТОПЛИВО».

2) Органи управління і контролю системи подачі палива до двигунів і ДСУ:

- пульт контролю та управління ПКУ80-1;
- канали вимірювання та автоматики блоку БТ16-1, які керують подачею палива до двигунів і ДСУ;
- датчики топливовимірювання з сигналізаторами рівня;
- сигналізатори тиску СДГ-0,3АС;
- сигналізатори тиску СДГ-0,3С;
- перемикачі пожежних кранів двигунів і ДСУ;
- перемикачі «ТОПЛИВОМЕР»;
- перемикач «ПОДГОТ», «ХОЛ ПРОКРУТ» на щитку ДСУ;
- екрани КИСС и МФИ.

Схема розташування датчиків і сигналізаторів в крилі показана на рис. 2.18.

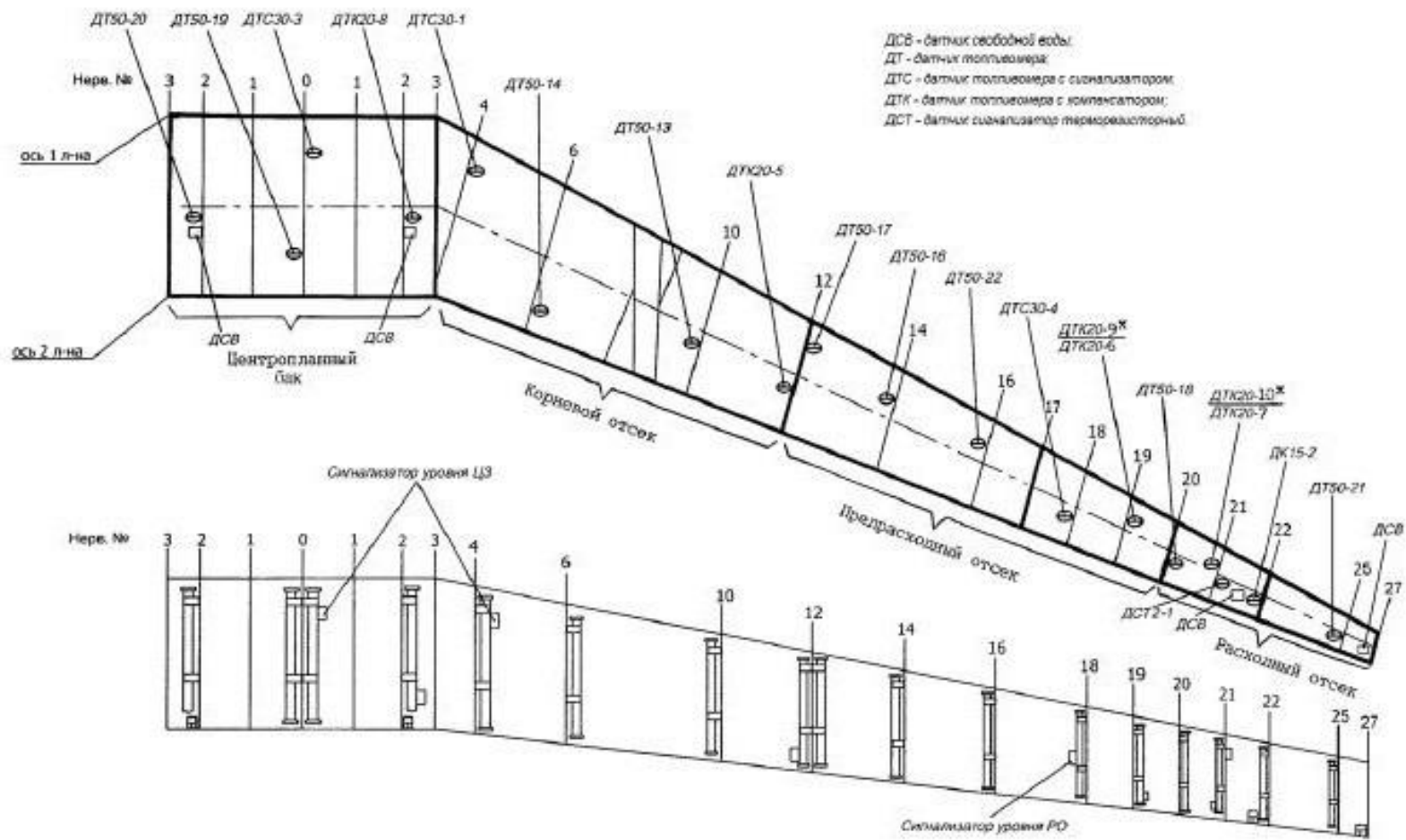


Рис. 2.18 – Схема розташування датчиків і сигналізаторів на крилі

2.3 Технічне обслуговування (ТО) паливної системи середньомагістрального пасажирського літака та методи удосконалення ТО

2.3.1 Регламент ТО

Регламент технічного обслуговування включає такі види ТО:

- оперативне ТО;
- періодичне ТО;
- спеціальне ТО;
- ТО при зберіганні.

Оперативне та періодичне ТО складають планове ТО літака при регулярній експлуатації.

Оперативне ТО включає наступні види робіт:

- по зустрічі – ЗУС;
- із забезпечення стоянки – ЗС;
- з огляду та обслуговування (форми А₁, А₂, Б);
- із забезпечення вильоту – ЗВ.

Роботи щодо зустрічі, забезпечення стоянки та забезпечення вильоту є допоміжними.

Роботи по зустрічі (ЗУС) виконуються безперечно після кожної посадки літака.

Роботи із забезпечення стоянки (ЗС) виконуються у випадках, коли:

- тривалість стоянки до чергового вильоту перевищує 2 години;
- літак ставиться на виконання періодичного технічного обслуговування або на зберігання;
- після переміщення літака на іншу стоянку.

Роботи із забезпечення вильоту (ЗВ) виконуються безпосередньо перед кожним вильотом літака.

Форма А₁ виконується:

- після кожної посадки літака, якщо не потрібне виконання форми А₂ або Б;
- при затримці вильоту підготовленого до польоту літака від 12 годин до 5 діб;
- перед польотом після виконання періодичного ТО;
- при чергових заправках паливом у процесі навчально-тренувальних польотів.

Форма А₂ виконується в базовому або кінцевому аеропорту:

- один раз на добу після закінчення запланованих на поточну добу польотів при нальоті не менше 5 годин з моменту виконання попередньої форми А₂ або Б, якщо не потрібно виконання складнішої форми ТО;
- під час підготовки літака до польоту після простою понад 5 діб, якщо літак не ставився для зберігання;
- перед польотом після спеціального ТО;
- після контрольного обльоту літака.

Форма Б виконується в базовому або кінцевому аеропорту:

- один раз на 15 - 20 діб регулярної експлуатації (при виконанні хоча б одного польоту на добу), якщо не потрібно виконувати чергове періодичне ТО. Вказаний термін може бути збільшений на кількість нельотної доби, але не повинен перевищувати 30 календарних діб;
- перед польотом після зберігання;
- перед початком експлуатації літака після надходження його із заводу-виробника.

Періодичне ТО складається з:

- підготовчих робіт;
- основних та додаткових робіт;
- завершальних робіт.

Підготовчі та завершальні роботи є спільними для всіх форм ТО.

Періодичне ТО призначається за нальотом літака в годинах та за календарним терміном експлуатації в місяцях та виконується:

- по нальоту – через кожні 500^{+50} годин нальоту (таблиця 2.1). Відлік нальоту в годинах ведеться з початку експлуатації від цифр кратних 500 незалежно від того, з яким допуском виконувалося попереднє періодичне ТО за нальотом;
- за календарним терміном експлуатації – через кожні (6 ± 1) місяців (таблиця 2.2).

Відлік календарного терміну виконання цих робіт ведеться з початку експлуатації від цифр, кратних 6, незалежно від того, з яким допуском виконувалося попереднє періодичне ТО за календарним терміном.

Періодичне ТО за календарним терміном у межах зазначених допусків може виконуватися при черговій формі Б оперативного або черговій формі періодичного ТО за нальотом.

При призначенні чергової форми періодичного ТО за календарним терміном час перебування літака на зберіганні враховується та входить у календарний термін чергової форми ТО, а також у загальний термін служби літака.

Спеціальне ТО літака виконується після:

- польоту з перевищенням допустимих експлуатаційних перевантажень (у тому числі в зоні інтенсивної турбулентності атмосфери);
- грубої посадки та посадки до ВПС;
- впливу на літак атмосферного електричного розряду;
- попадання літака в град;
- попадання літака в снігову або пилову бурі, або зледеніння (у польоті або на землі);
- зіткнення літака з птахами (стороннім предметом);
- перерваного зльоту;
- після помпажу двигуна, безперервної роботи двигуна на злітному режимі більше 5 хвилин після застосування надзвичайного режиму роботи двигуна;
- письмової заяви екіпажу про попадання літака в польоті в спеціальні умови, що вимагають виконання спеціального ТО.

ТО літака під час зберігання виконується залежно від календарних термінів зберігання та складається з наступних робіт:

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

Таблиця 2.1 – Цикл періодичного ТО за нальотом

Наліт літака (години нальоту)		500	1000	1500	2000	2500	3000	3500	4000	4500	5000
Роботи, що виконуються з періодичністю (годин нальоту)	500	+	+	+	+	+	+	+			+
	1000		+		+		+		+		+
	1500			+			+			+	
	2500					+					+
	5000										+

Примітка:

1. Допуск на виконання періодичного ТО за нальотом: + 50 годин;
2. Вказаний у таблиці 1 цикл періодичного ТО за нальотом повторюється через кожні 5000 годин.

Таблиця 2.2 – Цикл періодичного ТО за календарним терміном

Календарний термін експлуатації (місяців)		6	12	18	24	30	36	42	48	54	60
Роботи, що виконуються з періодичністю (місяців експлуатації)	6	+	+	+	+	+	+	+			+
	12		+		+		+		+		+
	36						+				
	60										+

Примітка:

1. Допуск на виконання періодичного ТО за календарним терміном: ± 1 місяць;
2. Вказаний у таблиці 2 цикл періодичного ТО за календарним терміном повторюється через кожні 60 місяців.

Таблиця 2.3 – Регламент оперативного ТО

ПУНКТО РО	НАЙМЕНУВАННЯ ОБ'ЄКТА ОБСЛУГОВУВАННЯ ТА РОБОТИ	ОПЕРАТИВНІ ФОРМИ ТО			НОМЕР ТЕХНОЛОГІЧНОЇ КАРТИ РЕ	ПРИМІТКА
		А ₁	А ₂	Б		
	3.073. ПАЛИВНА СИСТЕМА ДВИГУНА					
3.073.01	Огляньте агрегати, датчики, сигналізатори та трубопроводи системи паливного живлення та автоматичного керування двигуном	-	-	+	201/073.00.00	
3.073.02	Огляньте дренажну систему двигуна	-	-	+	201/073.02.00	
3.073.03	Випустіть повітря із паливної системи двигуна				303/072.00.00	Виконуйте після закінчення монтажних робіт у паливній системі двигуна

Таблиця 2.4 – Регламент періодичного ТО

ПУНКТО	НАЙМЕНУВАННЯ ОБ'ЄКТА ОБСЛУГОВУВАННЯ ТА РОБОТИ	ПЕРІОДИЧНІСТЬ ВИКОНАННЯ		НОМЕР ТЕХНОЛОГІЧНОЇ КАРТИ РЕ	ПРИМІТКА
		ГОДИНИ НАЛЬОТУ	КАЛЕНД. ТЕРМІН		
4.028.01	4.028. ПАЛИВНА СИСТЕМА Огляньте паливні магістралі в гондолах двигунів, у крилі та відсіку ДСУ	500	-	601/028.22.00	

Таблиця 2.5 – Регламент періодичного ТО

ПУНКТО	НАЙМЕНУВАННЯ ОБ'ЄКТА ОБСЛУГОВУВАННЯ ТА РОБОТИ	ПЕРІОДИЧНІСТЬ ВИКОНАННЯ		НОМЕР ТЕХНОЛОГІЧНОЇ КАРТИ РЕ	ПРИМІТКА
		ГОДИНИ НАЛЬОТУ	КАЛЕНД. ТЕРМІН		
	4.073. ПАЛИВНА СИСТЕМА ДВИГУНА				
4.073.01	Огляньте агрегати, датчики, сигналізатори та трубопроводи системи паливного живлення та автоматичного керування двигуном	500	-	201/073.00.00	
4.073.02	Огляньте дренажну систему двигуна	500	-	201/073.02.00	
4.073.03	Огляньте та промийте паливний фільтр, встановлений на паливо-олійному агрегаті	500	-	202/073.00.00	Виконуйте після закінчення монтажних робіт у паливній системі двигуна
4.073.04	Огляньте та промийте паливні фільтри, встановлені на насосі-регуляторі	500	-	203/073.00.00	
4.073.05	Випустіть повітря із паливної системи двигуна	500	-	303/072.00.00	

2.3.2 Оцінка технічного стану паливної системи

Оцінка технічного стану паливної системи передбачас, насамперед, отримання інформації про можливі відмови та несправності, можливих в даній системі. Основними відмовами та несправностями паливної системи є:

- Відмови підкачуючих насосів, через руйнування підшипників.
- Відмови електромеханізмів запірних заслінок та кранів через відмову електродвигунів постійного струму.
- Витіки, викликані зносом ущільнювальних кілець і втулок, а також зовнішньою негерметичністю з'єднань.
- Падіння та коливання тиску палива внаслідок розрегулювання та виходу з ладу паливних насосів, редукційних клапанів тощо.
- Замерзання палива в трубопроводах внаслідок обводнення палива, а також відмови системи радіаторів, насосів.

Основну увагу при ТО паливних систем слід приділяти їх герметичності. Насамперед перевіряються місця стиків трубопроводів та агрегатів. Також необхідно перевіряти забірники системи дренажу.

Відмови та пошкодження елементів паливних систем обумовлені:

- конструктивно-виробничими недоліками;
- проявом несприятливих властивостей палива, які можуть викликати пошкодження елементів конструкції двигуна;
- порушеннями технологічності технічного обслуговування та правил експлуатації систем живлення двигунів паливом на землі та в польоті;
- помилками, допущеними під час ремонту ПС.

До характерних ушкоджень систем належать такі:

1) Теча палива з баків-кесонів та зливних клапанів.

Негерметичність баків та клапанів зливу відстою виявляється слідами течі палива на нижніх панелях крила, нішах шасі або під центропланом. Основна причина течі баків – ослаблення заклепувальних з'єднань панелей баків-кесонів, недоброякісна їхня герметизація, а зливних клапанів – руйнування ущільнювальних кілець.

2) Відмови насосів, що підкачують і перекачують.

Вони пов'язані з руйнуванням підшипника електродвигунів (супроводжується шумом при їх роботі, вібрацією), зношуванням манжет ущільнення насоса і, як наслідок, супроводжуються течією палива з дренажних штуцерів насосів, зносом щіток та руйнуванням колекторного вузла електродвигуна.

3) Порушення роботи кранів (пожежних, кільцювання та ін.).

Воно відбувається з причин зносу та руйнування ущільнень, елементів приводу заслінок, відмови електромеханізмів.

4) Руйнування корпусів паливних фільтрів.

Викликається підвищеними пульсаціями палива у системі.

5) Руйнування мембран, окиснення контактів сигналізаторів тиску.

6) Засмічення фільтруючих елементів паливних фільтрів кристалами льоду при низьких температурах зовнішнього повітря.

Кристали льоду засмічують фільтр магістралі низького тиску, що призводить до суттєвого збільшення гідравлічного опору магістралі та погіршення кавітаційних характеристик основного паливного насоса. Замерзання відстою води в порожнині насоса, що підкачує, може викликати примерзання його ротора до корпусу і руйнування валика приводу насоса при запуску двигуна.

7) Засмічення фільтруючих елементів та форсунок мікрозабрудненнями за високих температур палива (вище 100 - 110 °С).

При цьому з палива у вигляді осаду виділяється сірчисті сполуки, оксиди металів, смоли та тверді вуглецеві частинки, що утворюються внаслідок розкладання термічно нестабільних фракцій палива. Цей осад викликає також підвищене зношування паливних насосів.

8) Попадання повітря у систему.

Це призводить до порушення режимів роботи паливних регуляторів, коливання частоти обертання ротора та вимкнення двигуна, кавітації у трубопроводах та насосах. Тому після тривалої стоянки ПС повітря видаляють із паливних магістралей через спеціальні клапани.

9) Руйнування паливних трубопроводів.

Відбуваються внаслідок їх коливань і становлять значну частину всіх відмов втомного походження в ГТД. Руйнування трубопроводів спостерігаються, як правило, у місцях концентрації напруг: у зонах приварювання та припаювання ніпелів, по переходу циліндричної ділянки труби в розвальцовану конічну, під затискачами труб і в місцях їх максимальної вигнутості. Тріщини вздовж утворюючої трубопроводу виникають під дією пульсації тиску палива, а окружні тріщини – в результаті циклічного вигину вібраціями, що передаються від корпусу двигуна. Зниженню міцності втомних трубопроводів сприяють спотворення форми їх поперечного перерізу, монтажна напруга, поверхневі пошкодження (вм'ятини, вибоїни, риси, тощо). Тому до якості монтажу трубопроводів пред'являються високі вимоги.

2.3.3 Технологія ТО паливної системи

2.3.3.1 Огляд і дефектація

Основними роботами з обслуговування паливної системи є: перевірка стану трубопроводів та агрегатів системи, перевірка роботи підкачувальних та перекачувальних насосів, порціонера, паливного насоса ДСУ; перевірка герметичності системи живлення основних двигунів та перекирваних (пожежних) кранів; роботи по заправці та зливу палива.

У процесі експлуатації необхідно ретельно стежити за герметичністю та надійністю всіх з'єднань трубопроводів. За наявності течі по з'єднаннях замінити в них ущільнювальні кільця.

При демонтажі металевих з'єднувальних муфт трубопроводів треба злити паливо з трубопроводу і розконтрувати гайки муфти. Спеціальним ключем послабити одну гайку, а іншу повністю відвернути. Після цього зрушити муфту у бік ослабленої гайки. Зняти ущільнювальні кільця. При знятих ущільнювальних кільцях відвернута з'єднувальна муфта повинна вільно переміщатися по кінцях труб.

При монтажі з'єднувальної муфти гайки повинні навертатися на муфту без скручування ущільнювальних гумових кілець.

Деталі, що мають на ущільнюваних поверхнях забоїни, подряпини та задири установці на літак не підлягають.

При з'єднанні трубопроводів за допомогою муфти необхідно забезпечити співвісність трубопроводів на стиках. Допускається їх неспіввісність трохи більше 1 мм. Зазор між кінцями трубопроводів, що стикуються, повинен бути 9 ± 3 мм.

Оглянути магістралі паливної та дренажної систем. На трубопроводах не повинно бути вм'ятин, подряпин, потертостей. Не допускається контакт між трубопроводами та елементами каркасу літака.

Переконатися у відсутності підтікання палива в місцях прокладання трубопроводів та кріплення їх до агрегатів.

Перевірити цілісність перемичок металізації та їх кріплення.

Для кріплення трубопроводів, що знаходяться всередині кесон-баків, для запобігання корозії застосовувати хомути тільки з оцинкованою сталевною стрічкою.

При огляді агрегатів паливної системи необхідно переконатися у відсутності течі, підтікання, тріщин, забоїн, пошкодження лакофарбового покриття, послаблення кріплення болтів і порушення центрування.

При огляді поплавкового пристрою порціонера звернути особливу увагу на стан поплавців та їх важелів.

Під час проведення робіт необхідно стежити, щоб у кесон-баки, трубопроводи та агрегати не потрапили сторонні предмети, вода, сніг, бруд.

Перед монтажем агрегатів треба перевіряти цілісність ущільнень, стежити, щоб на гумових кільцях не було закусувань, подрізів, вм'ятин, деформацій, сіток старіння. Гумові ущільнювальні кільця дозволяється змащувати маслом МК-8.

Після монтажу насосів перевірити їх працездатність включенням вручну в пілотській кабіні та прослуховуванням їх.

Після ремонту та демонтажу трубопроводів та агрегатів паливної системи необхідно перед першим запуском двигуна провести промивання трубопроводів подачі палива до двигунів за допомогою включення паливних підкачувальних насосів.

Будь-якої пори року необхідно стежити за чистотою забірників повітря системи дренажу паливних баків.

Зливний трубопровід заправної горловини не повинен бути засмічений, оскільки конденсат, що знаходиться в ньому, може замерзнути, розірвати його, і через цей розрив паливо впливатиме з бака.

Перевірка роботи підкачувальних насосів і герметичності системи живлення основних двигунів проводиться почерговим включенням насосів витратного бака.

Загорання сигнальних ламп свідчить про справність насосів та системи сигналізації.

Цю роботу, а також роботи з перевірки функціонування інших паливних насосів, електромагнітних кранів та систем, що потребують електроживлення, здійснювати під час увімкнення АЗС систем. Для перевірки герметичності системи живлення основних двигунів відкрити перекивні крани і після 5 хвилин (не менше) роботи підкачувальних оглянути паливні магістралі і переконатися в їх герметичності. За наявності течі по з'єднаннях трубопроводів між собою та агрегатами замінити ущільнювальні гумові кільця.

При перевірці функціонування насосів, що перекачують, вимикач перемикачів управління цими насосами встановити в положення «Ручне». При почерговому включенні насосів, що перекачують, повинні загорятися відповідні їм сигнальні лампи, що свідчить про справність насосів і системи сигналізації.

Працездатність порціонера перевіряється при включених паливомірі та автоматі витрати палива при автоматичному управлінні насосами, що перекачують (перемикач «Автомат - Ручне» повинен стояти в положенні «Авт.»). По зелених сигнальних лампах насосів, що перекачують, баків № 2 і 3 стежити за роботою насосів. Погасання цих ламп свідчить про те, що порціонер несправний.

Для перевірки працездатності паливного насоса ДСУ та герметичності перекивних кранів магістралей живлення основних двигунів, вимикач запуску ДСУ встановити у включене положення, вимикач «Запуск - холодна прокрутка» встановити в положення «Запуск».

Загорання табло «Р палива» на панелі запуску ДСУ свідчить про справність насоса. Якщо після 5 хвилин роботи насоса сигнальне табло «Р палива» основних двигунів на панелі приладів контролю двигунів не згасне, то перекивні крани герметичні.

Рукоятки на щитку заправки у відкритому або закритому положенні кранів заправки повинні бути в одній площині; допускається їхнє відхилення від площини ± 2 мм.

Заправка літака паливом здійснюється відповідно до завдання на політ за допомогою системи заправки під тиском.

Під час заправки літака паливом необхідно дотримуватись заходів щодо забезпечення техніки безпеки. До початку робіт переконатися, що літак та паливозаправник заземлені, встановлені упорні колодки під передні та задні колеса головних стійок шасі, а на шп. № 67 встановлено страхувальну штангу, знято заглушки із забірників системи дренажу. На стоянці мають бути протипожежні засоби. Курити та запалювати сірники біля літака забороняється. Забороняються роботи з обслуговування радіо та іншого електроприладного обладнання та заміни акумуляторів. Паливо, злите з відстійників паливозаправника не повинно мати води та

механічних домішок. У паспорті на пальне має бути віза відповідальної особи, яка дозволяє заправку.

Кількість палива, що заправляється, визначається відповідно до завдання на політ і графіка його витрати та заправки.

При технічному обслуговуванні паливної системи літака необхідно з особливою ретельністю дотримуватися вказівок з техніки безпеки.

Роботи із заміни агрегатів, трубопроводів та інші роботи, пов'язані з можливістю відкритої течії палива на землю або на конструкцію літака, виконувати при знеструмленій електромережі літака. Не допускається попадання палива на електропроводи та агрегати електрообладнання літака. Роботи в паливних кесон-баках треба проводити у спецодязі, масці або протигазі у присутності зв'язкового для спостереження.

Спецодяг повинен бути з бавовняної тканини із застібками або гудзиками, що не дають іскріння. Зв'язковий для спостереження повинен бачити працюючого в баку і сигнали, що подаються їм, протягом усієї роботи, щоб вжити заходів у разі сигналу про допомогу. При роботі всередині бака вийняти з кишень усі непотрібні інструменти та особисті речі не брати в бак металеві речі з гострими кроями

Для запобігання пожежі при заправці літака треба надійно заземлювати літак, заправні шланги та паливозаправники. Під колеса паливо-заправника встановити колодки. Необхідно пам'ятати, що джерелом пожежі можуть бути розряди статичної електрики та іскри, що з'являються внаслідок ударів металевих предметів один про одного. Тому, щоб уникнути появи розрядів статичної електрики забороняється користуватися при промивних роботах вовняними та текстильними матеріалами.

Горловини кесон-баків та інших ємностей із горючими матеріалами відкривати руками, не вдаряючи по них металевими предметами, щоб не допустити появи іскри. Не допускається тертя і волошіння будь-яких металевих предметів (драбин, ящиків тощо) поблизу літака або під ним при відкритих паливних баках. Не допускається ходіння в черевиках, підбитих цвяхами та металевими пластинами, у безпосередній близькості від відкритих баків.

2.3.3.2 Обслуговування паливної системи

Паливні системи призначені для подачі необхідної кількості палива до двигунів. Вони є комплексом системи: живлення двигуна паливом, дренажу паливних баків, автоматичного керування витратою палива та вимірювання його кількості.

Підкачувальні насоси перевіряють за тиском (де є манометри), на слух або загорання (погасання) ламп сигналізації, а також контролюють стан їх ущільнень. Наявність течії палива з дренажних трубок підкачувальних насосів свідчить про порушення сальникових ущільнень. Перевіряється справна робота різних кранів (пожежних, перекирних, перехресного живлення), насосів підкачування та перекачування, сигналізаторів тиску та інших приладів контролю роботи паливних систем.

Обслуговування паливних баків в експлуатації зводиться до періодичного огляду.

2.3.3.3 Обслуговування трубопроводів паливної системи

Трубопроводи служать для з'єднання агрегатів цієї магістралі та подачі рідини. Вони піддаються деформації та вібраціям внаслідок впливу на них частин літака та двигуна.

Магістраль із жорстких трубопроводів повинна мати гнучкі ділянки для зниження вібраційної дії.

Жорсткі трубопроводи виготовляють із дюралюмінію, алюмінієвомарганцевих сплавів, латуні та сталі. Остання застосовується за наявності у магістралі високого тиску (подача палива до форсунок). Для запобігання корозії трубопроводи з алюмінієвомарганцевих сплавів анодуються, зі сталі – оцинковуються.

Гнучкі трубопроводи (шланги) застосовуються для з'єднання жорстких трубопроводів або на ділянках, де утруднений монтаж.

При монтажі труб уникають місць, в яких могло б накопичуватися повітря, а також прогинів, що перешкоджають виробленню та зливу рідини з магістралі.

Малий радіус вигину труби збільшує гідравлічні опори та концентрацію напруг.

Виконують вигин труби так, щоб радіус вигину (до осі труби) був не менше трьох зовнішніх діаметрів. У місцях, де не можна вигнути трубопровід, ставлять косинці.

Товщина стінки трубопроводу не повинна бути менше 1 мм для труб із алюмінієвих сплавів та 0,5 мм – зі сталі.

Відбортування. Звертається увага, щоб трубопроводи були закріплені до елементів конструкції планера спеціальними колодками або хомутами з прокладками з гуми, шкіри або фетру. Погане кріплення трубопроводів може бути причиною їх руйнування внаслідок втоми матеріалу або перетирання деталі планера, місця проходу трубопроводів через перегородки повинні бути відбортовані, А труби на цій ділянці обшиті шкірою (дерматином) або захищені від перетирання гумовими прокладками.

Монтаж без натягу. При заміні жорстких трубопроводів слідкують, щоб довжина та конфігурація їх забезпечувала встановлення та приєднання трубопроводів без натягу. У вільному стані між торцями ніпельного з'єднання може бути невеликий (0,5 - 1,0 мм) зазор. Ознакою правильного з'єднання трубопроводів є збіг осі ніпелю з віссю штуцера, при цьому розвальцована частина трубопроводу стикується з конусною поверхнею штуцера, а гайка накидна трубопроводу обертається на штуцер від руки не менше ніж на 2/3 довжини різьблення.

Усунення течі. Забороняється усувати течу рідини в різьбовому з'єднанні великим затягуванням гайок. Якщо після підтягування гайок теча не припиняється, то з'ясовують причину несправності та усувають її. При низьких температурах навколишнього повітря підтягування з'єднань та гумовими з'єднаннями проводять лише після підігріву їх теплим повітрям. Трубопроводи не повинні мати різких згинів і вм'ятин, які можуть спричинити неспіввісність з'єднання.

Металізація. Для доброго електричного контакту трубопроводів, що з'єднуються, і запобігання накопиченню в них зарядів статичної електрики стежать за надійністю контакту металізації кожного дюритового з'єднання. Для цього звертають увагу, щоб на дюритових трубках під хомутами проходила смужка алюмінієвої фольги, кінці якої повинні бути загнуті під дюритову трубку для контакту з металевими трубками, очищеними в цих місцях від лакофарбового покриття або анодної плівки.

2.3.3.4 Випробування паливної системи на герметичність

Загальні випробування паливної системи виконуються після заправки літака на аеродромі для перевірки герметичності.

Після капітального ремонту проводяться випробування трубопроводів паливної системи стисненим повітрям за допомогою стендів, обладнаних манометрами та моновакуумметрами. Перевірка проводиться окремими магістралями. Магістраль дренажу перевіряється за відключених баків під тиском 1140 мм рт. ст. протягом 10 хвилин. Падіння тиску магістралі має перевищувати 3 мм рт. ст. Магістраль живлення випробовується за відключених баків під тиском повітря 2 кгс/см². Якщо протягом 15 хвилин падіння тиску не відбулося, проводиться випробування магістралі разом із баками під надмірним тиском повітря 50 мм рт. ст. вимірюваного за моновакуумметром. Повітря під час цього випробування подається через дренажний трубопровід баків, причому інші дренажні, зливні і розвантажувальні трубопроводи повинні бути заглушені, а перекирвні крани закриті.

Спосіб обмилювання. Для виявлення місць з течею (негерметичністю) застосовується обмилювання місць з'єднань, доступних для огляду. Мильна піна готується зі звичайного

нейтрального мила з вмістом лугу не більше 0,05 % з додаванням желатину, як піноутворюючого, та гліцерину для підвищення в'язкості.

2.3.3.5 Випробування трубопроводів на міцність

Випробування на міцність проводять 1 - 2 % розчином хромпіку у чистій воді під тиском, що в 1,5 разів перевищує робоче, протягом 3 - 5 хвилин. Для трубопроводів із нержавіючої сталі може застосовуватись чиста вода без добавки хромпіку. Герметичність перевіряється зазвичай стисненим повітрям в акваріумі, розміщеному в бронекамері. Спочатку протягом 3 хвилин всередину трубопроводу подається надлишковий тиск 2 - 3 кгс/см², потім він піднімається до значення, близького до робочого, і також витримується близько 3 хвилин. Повітря, що застосовується, має бути відносно сухим з точкою роси близько -40 °С.

Після випробування продувають трубопроводи повітрям і просушують при температурі близько +150 °С.

Хромпик калієвий технічний (біхромат калію технічний) – калієва сіль двохромової кислоти, кристали оранжево-червоного кольору. Випускають вищого сорту із вмістом основної речовини 99,6 %, 1-го сорту – 99,3 % та 2-го – 99,0 %.

Відбраковування трубопроводів. Трубопроводи бракують за наявності таких дефектів: ушкоджень розвальцювання; скручування, надривів, тріщин, різниці в товщині стін понад 0,1 мм і загального утоніння стінок більш ніж на 0,3 мм; западання розвальцювання у ніпелі; овальності, що становить понад 20 % зовнішнього діаметра; вм'ятин, рисок (більше 0,2 мм глибиною) та надирів, що перевищують допустимі; пошкоджень ніпелю, тріщин, вибоїн, деформацій збільшеного зазору між обоймою ніпеля та трубопроводом; пошкоджень накидної гайки, тріщин, деформацій, вибоїн на різьбленні.

На трубопроводах поздовжні риси найнебезпечніші, тому що внутрішній тиск прагне розірвати трубу вздовж твірної, тому допустима глибина поздовжніх рисок 0,1 мм. На трубопроводах, не знятих з літаків, дозволяється залишати без виправлення вм'ятини глибиною 0,5 мм.

2.3.3.6 Корозійні ураження трубопроводів

Основними видами корозійних ушкоджень трубопроводів є: корозійні ураження внутрішньої поверхні трубопроводів за наявності у робочій рідині (газі) корозійноактивних компонентів та домішок.

Корозійні ураження зовнішньої поверхні трубопроводів супроводжуються утворенням наскрізних раковин чи раковин різної глибини.

Як правило, осередками виникнення корозійних раковин служать ділянки з пошкодженим захисним покриттям та місця скупчення бруду та інших корозійних речовин. Забруднені ділянки служать зонами конденсації вологи, що створює сприятливі умови виникнення хімічної чи електрохімічної корозії матеріалу трубопроводів.

Для запобігання корозійному ураженню трубопроводів слідкують за збереженням їх захисних покриттів, а також за тим, щоб на трубопроводи, особливо в місцях їх кріплення, під захисну обшивку трубопроводів не потрапляла волога. Для цього щільно закривають усі кришки люків, ретельно вкривають літак чохлами, вчасно прочищають дренажні отвори тощо.

Захисні покриття трубопроводів оберігають від пошкодження, від попадання на них кислот та лугів, а уражені ділянки покриття своєчасно відновлюють.

Дефекти трубопроводів, спричинені неправильним обслуговуванням:

- пошкодження лакофарбового покриття трубопроводів у процесі їх демонтажу та монтажу, а також при монтажі та демонтажі агрегатів та деталей, розміщених поблизу трубопроводів, внаслідок необережного поводження з інструментом;
- різкі перегини (надламування) трубопроводів, допущені в процесі їх демонтажу та монтажу; аналогічні перегини трубопроводів утворюються також через наявність у них монтажних напруг;

- нанесення на трубопроводи вм'ятин, подряпин та інших пошкоджень внаслідок недбалого поводження з інструментом у процесі виконання монтажних-демонтажних робіт;
- змінання трубопроводів внаслідок неправильного підбору відбортувальних колодок (діаметр виїмок колодок менший за діаметр трубопроводу);
- скручування трубопроводів у процесі затягування ніпельного з'єднання та інше.

Більшість із перелічених дефектів є наслідком недбалого поводження обслуговуючого персоналу з інструментом у процесі виконання монтажних-демонтажних робіт. Супутнім фактором є експлуатаційна недосконалість технологічних систем, утруднений підхід до агрегатів або до з'єднань трубопроводів.

Фіксація з'єднання. Ряд дефектів є наслідком неправильного монтажу та демонтажу трубопроводів. Зокрема, частим дефектом є скручування трубопроводів, яке виникає у тому випадку, коли затягування накидної гайки ніпельного з'єднання здійснюється без фіксації штуцера агрегату або перехідника іншим ключем.

Як правило, штуцери або перехідники, поставлені та закріплені в агрегаті в терміни, які передували монтажу трубопроводів, в процесі роботи отримують деяке ослаблення затяжки і тому мають можливість повертатися разом з гайкою, ніпелем і трубкою при затягуванні ніпельного з'єднання. Тому необхідно завжди при затягуванні ніпельного з'єднання фіксувати штуцер другим ключем.

Деформація деталей з'єднання. При неточній підгонці конічної частини трубопроводу до конуса штуцера, що зчленовується (перекіс), виникає негерметичність з'єднання, яка не усувається навіть при спробі додаткового завертання накидної гайки. У той же час, надмірне затягування накидної гайки зазвичай веде до деформації деталей з'єднання.

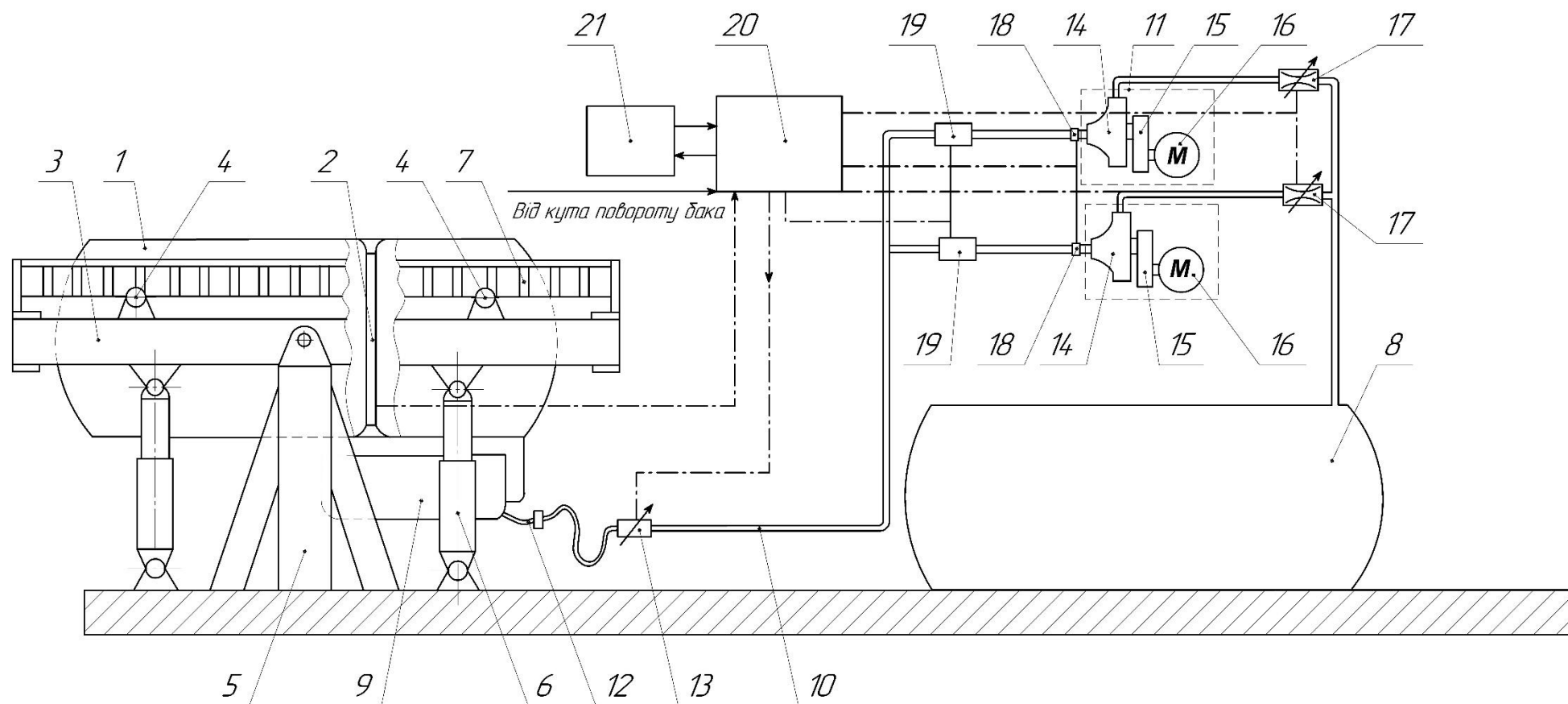
2.3.4 Удосконалення ТО паливної системи

2.3.4.1 Загальна інформація

Одним із методів удосконалення технічного обслуговування паливної системи пропонується розглянути можливість застосування стенду, який призначений для відпрацювання паливної системи. Метою пропонованого стенду є підвищення надійності відпрацювання паливної системи шляхом забезпечення можливості розширення діапазону умов випробувань. На рис. 2.19 показано схему стенда.

За допомогою стенду можна контролювати такі параметри:

- продуктивність усіх насосів паливної системи літака;
- випробування працездатності вибраної схеми паливної системи літака;
- перевірка погодинних витрат пального на кожному двигуні;
- аналіз впливу якості палива на засміченість фільтрів, форсунок та продуктивність насосів.



1 - паливний бак; 2 - система вимірювання кількості палива; 3 - рама поворотна; 4 - вузли кріплення; 5 - стійка; 6 - приводи;
 7 - площадка ТО; 8 - зливна ємність; 9 - насоси видаткових баків; 10 - магістралі; 11 - імітатори двигуна; 12 - гнучкі ділянки; 13 - кран дросельний; 14 - гідронасос; 15 - електродвигун; 16 - мультиплікатор; 17 - дросель; 18 - датчик кавітації; 19 - витратоміри; 20 - система керування та контролю; 21 - пульт.

Рис. 2.19 – Схема стенда для відпрацювання паливної системи літака

Стенд містить паливний бак 1 із системою вимірювання кількості палива 2, закріплений на поворотній рамі 3 штатними вузлами кріплення 4. Поворотна рама 3 шарнірно встановлена на стійці 5, по обидва боки якої змонтовані приводи 6, що забезпечують задані кути нахилу бака (кути тангажу та крену), на рамі 3 закріплений майданчик технічного обслуговування 7. Паливний бак 1 з'єднаний зі зливною ємністю 8 через насоси видаткових баків 9 магістралей 10 та імітатори двигунів 11. Магістралі 10 виконані натурними і обладнані гнучкими ділянками 12, на яких встановлено вузол компенсації гідростатичного стовпа, який виконаний у вигляді дросельного крана 13. Імітатор двигуна 11 містить гідронасос 14, встановлений на вході в двигун літака, приводиться в дію електродвигуном 15 через мультиплікатор 16.

За насосом закріплений дросель 17, що імітує паливні магістралі двигуна, а перед насосом встановлено кавітаційний датчик 18, в якості якого використовується датчик суцільності потоку. На вході в імітатори двигунів встановлені витратоміри 19. Управління, контроль за роботою стенду та запис робочих параметрів здійснюється системою управління та контролю 20 з пульта 21 оператора.

2.3.4.2 Принцип роботи стенду

Паливний бак 1 встановлюється у вихідне положення (кути тангажу та крену дорівнюють нулю). Кран 13 знаходиться в положенні, при якому опір паливної системи стенду дорівнює опорі штатної паливної системи.

За сигналом оператора включаються в роботу насоси 9 видаткових баків, що підкачують, а після виходу їх на заданий режим – гідронасоси 14 за допомогою електродвигунів 15 і мультиплікаторів 16.

Паливо (або його імітатор) перекачується в зливну ємність 8, забезпечуючи аналогічні умови роботи паливної системи літака. Потім паливний бак 1 за допомогою приводів 6 встановлюється на задані кути крену або тангажу. Система управління і контролю 20 залежно від кутів повороту бака і кількості палива в ньому подає сигнал на дроселювання крана 13 так, щоб загальний опір паливної системи відповідав штатному при відповідній еволюції літака.

У разі появи нестійкої роботи системи, викликаній кавітацією палива на вході, система керування та контролю 20, отримавши сигнал від датчиків кавітації 18, впливає на систему, що викликала цю нестійкість.

Стенд для відпрацювання паливної системи, що містить платформу з приводами для її повороту для паливного бака, зливну ємність, з'єднану з паливним баком магістраллю з гнучкою ділянкою, майданчик обслуговування, систему управління, контролю та вимірювання параметрів паливної системи, відрізняється тим, що з метою підвищення надійності відпрацювання паливної системи шляхом забезпечення можливості розширення діапазону умов випробувань, у його конструкцію впроваджено імітатори двигунів, встановлені на гнучкій ділянці магістралі, вузли компенсації гідростатичного стовпа, вимірювачі кількості палива в баку та кута повороту платформи, а також витратоміри. При цьому імітатор кожного двигуна виконаний у вигляді встановленого в магістралі між паливним баком і зливною ємністю відцентрового насоса з встановленим за ним дроселем, вузол компенсації – у вигляді дроселя, що регулюється, а вимірники кількості палива в баку і кута повороту платформи, витратоміри і імітатори двигунів з'єднані собою електричним зв'язком через систему управління, контролю та вимірювання параметрів.

Висновок:

В даному розділі був проведений аналіз конструктивних особливостей паливної системи середньомагістрального пасажирського літака. Був проаналізований принцип роботи паливної системи та включених до неї компонентів.

Були розглянуті принципова схема паливної системи, система дренажу паливної системи та місця обслуговування паливної системи.

У якості удосконалення технічного обслуговування паливної системи запропонований стенд для відпрацювання паливної системи, що є незамінним під час перевірки системи після демонтажу.

Всі ці заходи підвищують надійність, безвідмовну роботу літака та технологічність його ТО, а це в свою чергу впливає на підвищення безпеки польотів.

Забезпечення безпеки польотів

3.1 Загальна ситуація та стратегія забезпечення безпеки польотів

Найвищим пріоритетом в авіації є створення безпечної системи. Однак у основі діяльності із забезпечення безпеки польотів лежать як факти і дані, так і сприйняття населенням потреб безпеки польотів. Прийнятні ризики безпеки польотів визначаються рівнем довіри до системи безпеки польотів, який знижується після кожної події. Тому основне завдання полягає в тому, щоб зробити і так низький показник частоти авіаційних пригод ще нижче.

Проте, пандемія COVID-19 створила безпрецедентні проблеми міжнародного повітряного транспорту. За звітами ІКАО загальна кількість пасажирів впала на 60 відсотків, і в 2020 році у повітря вилетіли лише 1,8 мільярда пасажирів, у перший рік пандемії, порівняно з 4,5 мільярдами у 2019 році. Кількість вильотів рейсів для регулярних комерційних операцій скоротилася на 42 %, становивши близько 22,5 млн. вильотів у 2020 році порівняно з більш ніж 38 мільйонами у 2019 році. Кількість аварійних ситуацій значно зменшилася, проте, об'єктивно відповісти на питання, чи це є результатом удосконалення безпеки польотів, чи наслідками пандемії – не вдасться. Журнал аварійних ситуацій 2016 - 2020 рр. представлений на рис. 3.1.



Рис. 3.1 – Журнал аварійних ситуацій за 2016 - 2020 роки

Проте, кількість загиблих, пов'язана з нещасними випадками, збільшилася з 239 чоловік в 2019 році до 298 в 2020 році. Дані представлені на рис. 3.2.

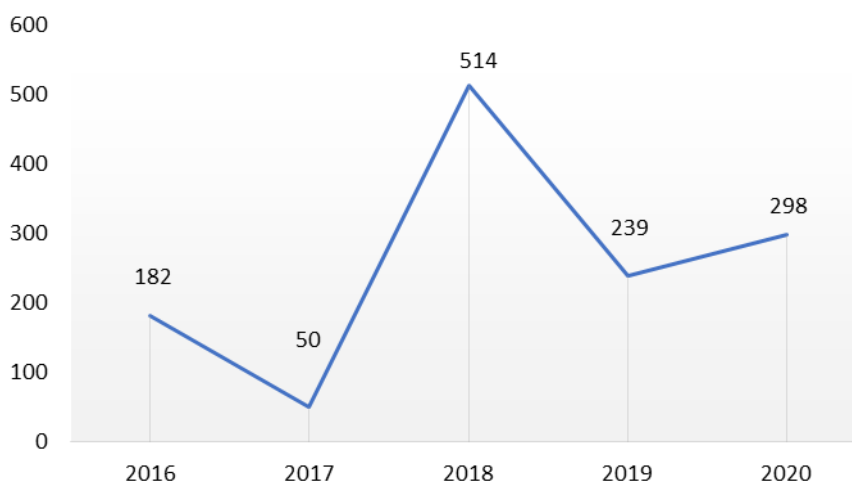


Рис.3.2 – Кількість загиблих за 2016 - 2020 роки

Зокрема, за даними Звіту з безпеки польотів за 2020 рік Державної Авіаційної служби України, у період з 2016 по 2020 роки на території України було зареєстровано наступні АП, їх розподіл та кількість наведена на рис.3.3.

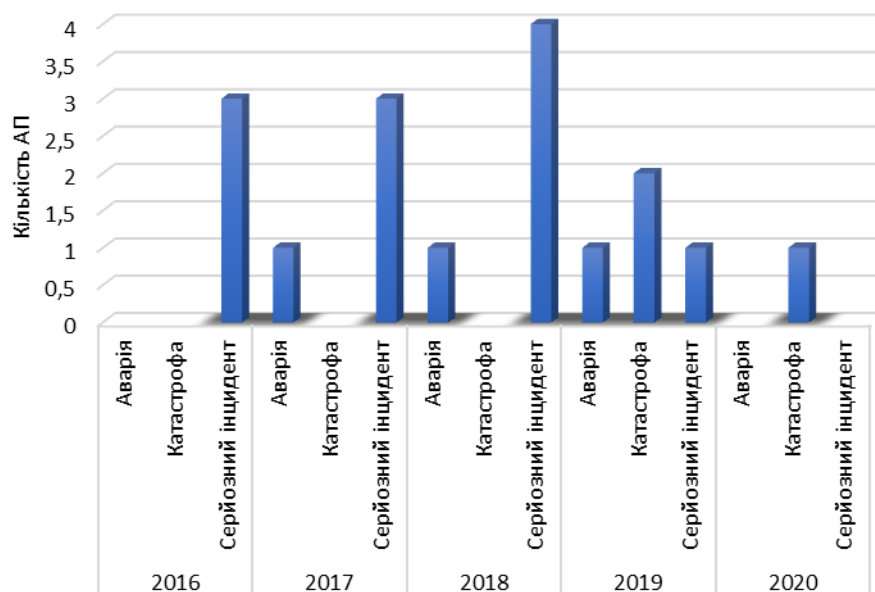


Рис.3.3 – Розподіл аварій, катастроф та серйозних інцидентів України за період 2016 - 2020 років

Для зниження аварійних пригод ІКАО встановила наведені нижче цілі у сфері забезпечення безпеки польотів.

Мета ІКАО у сфері забезпечення безпеки польотів на 2022 - 2026 рр.:

- 1) Скорочення кількості авіаційних пригод та людських жертв у всьому світі незалежно від обсягу повітряного руху.
- 2) Значне зниження частоти авіаційних пригод, особливо у тих регіонах, де ці показники залишаються високими.
- 3) До кінця 2026 року жоден регіон ІКАО не повинен мати рівень частоти авіаційних пригод (на основі середнього показника за п'ять років), що більш ніж удвічі перевищує загальносвітовий показник.

Авіаційні події практично ніколи не бувають наслідком якоїсь окремої причини. Зазвичай вони відбуваються внаслідок взаємозв'язку кількох різних причин. Взяті поодиноці ці причини можуть здатися несуттєвими, але в сукупності з іншими вони здатні скласти послідовність зовні не пов'язаних один з одним подій, що призводять до авіаційної події.

Причини авіаційних пригод або інцидентів часто називаються факторами або причинними факторами, як це, зокрема, прийнято у фахівців з розслідування авіаційних подій. Такі причини або фактори можуть також називатися аварійними факторами.

Безпека польотів цивільних ПС значною мірою забезпечується під час їх розробки, під час яких враховуються численні рекомендації та вимоги, викладені у нормах льотної придатності та інших керівних документах. Не менш важливим фактором забезпечення безпеки польотів (БП) є дані розслідувань авіаційних подій, що проводяться з метою виявлення їх причин. Фахівці, які проводять такі роботи, аналізуючи руйнування та пошкодження елементів конструкцій, застосовують логічні методи, що дозволяють відновити послідовність подій у ході виникнення та розвитку аварійної ситуації, що дає можливість достовірно визначити елемент, що спочатку відмовив, і причини його відмови. На підставі результатів досліджень експлуатаційних відмов даються рекомендації та впроваджуються відповідні заходи щодо їх профілактики.

3.2 Глобальна «дорожня карта» забезпечення безпеки польотів

Глобальна «дорожня карта» забезпечення безпеки польотів, підготовлена Галузевою групою зі стратегії в галузі безпеки польотів (ГГСБП) у тісній співпраці з ІКАО, покладена в основу Глобального плану забезпечення безпеки польотів. «Дорожня карта» визнає необхідність залучення всіх зацікавлених сторін в авіаційній системі та чітко визначає роль нормативних та галузевих елементів, підкреслюючи при цьому їх допоміжний характер, пропагує ініціативний підхід до проблем забезпечення безпеки польотів та надає можливості для забезпечення того, щоб ініціативи у сфері безпеки польотів у всьому світі призводили до підвищення рівня безпеки польотів за рахунок координації зусиль, усунення непослідовності та дублювання. В основі "дорожньої карти" покладено принципи верхнього рівня, які визнані всіма зацікавленими сторонами в авіаційному співтоваристві, що мають життєво важливе значення для підвищення рівнів безпеки польотів комерційної авіації у всьому світі. Її метою не є заміна таких регіональних ініціатив щодо збору інформації, як Група з безпеки польотів комерційної авіації (CAST) у Сполучених Штатах Америки, Європейська стратегічна ініціатива з безпеки польотів (ESSI) або Панамериканська ініціатива у сфері безпеки польотів (PAAST). Навпаки, вона є розвитком цих важливих програм, виділяючи ті ключові галузі, у яких потрібні дії з боку урядів та галузі. Насамперед розглядаються ті галузі, у яких нині відсутня ефективна робота. «Дорожня карта» безпеки польотів у всьому світі встановлює єдину систему координат для всіх зацікавлених сторін, включаючи держави, що регламентують органи, експлуатантів повітряних суден та аеропортів, постачальників обслуговування повітряного руху, виробників повітряних суден, міжнародні організації та організації з питань безпеки польотів. У ній визначено перераховані нижче 12 областей, що потребують уваги, і сформульовані рекомендації щодо того, як працювати з ними:

- Держави:
 1. Послідовне дотримання міжнародних стандартів.
 2. Послідовний нормативний контроль.
 3. Ефективна система представлення даних про помилки/інциденти.
 4. Ефективна система розслідування інцидентів та авіаційних подій.
- Регіони:
 5. Послідовна координація регіональних програм.
- Галузь:
 6. Ефективна система представлення та аналізу даних про помилки та інциденти.
 7. Послідовне використання систем керування безпекою польотів.
 8. Послідовне дотримання нормативних вимог.
 9. Послідовне ухвалення передової галузевої практики.
 10. Узгодження глобальних галузевих стратегій забезпечення безпеки польотів.
 11. Достатня кількість кваліфікованого персоналу.
 12. Ефективне використання технологій підвищення рівня безпеки польотів.

Ініціативний підхід до проблем безпеки польотів вимагає залучення всіх зацікавлених учасників процесу. Дуже тісний взаємозв'язок між Глобальним планом забезпечення безпеки польотів та "дорожньою картою" безпеки польотів у всьому світі є прикладом партнерських відносин, на яких ґрунтуються всі ініціативи у сфері безпеки польотів. Як у «дорожній карті», так і в плані забезпечення безпеки польотів визначаються основні зацікавлені сторони для кожної області, що вимагає уваги, але при цьому необхідно підкреслити, що встановлений таким чином склад учасників не розглядається як винятковий. «Дорожня карта» та План забезпечення безпеки польотів засновані на принципі партнерства, і у зв'язку з цим важливо, щоб усі зацікавлені сторони брали участь у розробці та здійсненні будь-яких заходів, спрямованих на підвищення безпеки польотів у відповідних галузях, що потребують уваги.

3.3 Роль «людського фактору» в безпеці польотів. Фактори, котрі впливають на надійність системи «екіпаж-ПС-середовище», її функціонування та ефективність виконання поставлених перед нею завдань.

Широке застосування системи автоматизованого управління та контролю не знижує ролі людини у транспортній системі. Серед основних проблем безпеки польотів, пов'язаних із людським фактором, слід виділити такі:

- визначення рівнів робочих навантажень членів екіпажу щодо різних етапів польоту;
- визначення характеристик бортових індикаторів та систем, що забезпечують ухвалення правильного рішення, адекватного ситуації;
- розробка ефективних методів комплектування та формування екіпажів; оптимізація льотної експлуатації та діяльності екіпажу в очікуваних умовах та особливих ситуаціях;
- подальше вивчення факторів зовнішнього середовища та їх вплив на результат польоту; професійний відбір та підготовка членів екіпажів;
- визначення інтенсивності діяльності екіпажу, що проводиться на основі алгоритмічного та структурного методів.

Діяльність екіпажу визначається технологією роботи, яка є послідовним описом діяльності кожного члена екіпажу в очікуваних умовах експлуатації та в особливих ситуаціях. Алгоритм є сукупність дій, які мають певну мету. Події є сукупністю оперативних одиниць, під якими мають на увазі окремі психофізіологічні акти або елементарні дії, що протікають цілісно та одномоментно. Член екіпажу, який бере участь у будь-якій практичній ситуації, відчуває певну напруженість. Для визначення найбільш навантажених ділянок алгоритму будується діаграма розподілу інтенсивності дій членів екіпажу по ділянках алгоритму, з чого можна дійти невтішного висновку, що інтенсивність діяльності екіпажу вбирається у допустимого значення й загалом характеризує резерв по інтенсивності.

Інтелектуалізація бортових систем управління спрямована на ослаблення, а надалі і на виключення впливу несприятливого «людського фактора» на рівень безпеки польотів шляхом удосконалення засобів інформаційної підтримки прийняття рішень екіпажем, особливо в екстремальних та стресових ситуаціях.

Вважають три напрями інтелектуалізації бортових систем управління:

1. Перший напрямок ґрунтується на застосуванні на борту ПС пристроїв підказки, систем попередження критичних режимів польоту, автоматів безпеки, експертних систем.
2. Наступний напрямок пов'язаний з ширшим застосуванням мовного спілкування людини з машиною. При цьому доцільно використання таких резервів, як його слух і мовлення, але з урахуванням обмеженої технічної можливості надійного розпізнавання та синтезу мовних повідомлень у реальних умовах польоту.
3. Нарешті, третій напрямок включає два попередні. Він пов'язаний із побудовою високонадійних інтегрованих бортових систем управління на базі бортових цифрових обчислювальних комплексів, що є розподіленими мікропроцесорними обчислювальними системами.

Відповідно до документів ІКАО «середовище» поділяється на природне та штучне. Останнє створене людиною. Елементами природного середовища є погода (в т.ч грозова діяльність, температура, вітер тощо), рельєф місцевості, орнітологічна обстановка та інші природні явища. Штучне середовище поділяється на фізичне та нефізичне. Фізичне середовище – це створені людиною об'єкти, які забезпечують діяльність авіації та включають: системи управління повітряним рухом, аеродроми, засоби забезпечення літаководіння та посадки, обладнання аеродромів, засоби підготовки тощо.

Нефізичне середовище включає процедурні компоненти, що визначають, яким чином має функціонувати АС. До неї входять: національні закони, міжнародні угоди, директивні документи та положення, стандартні експлуатаційні правила.

«Середовищу» як компоненту АС притаманні небезпечні фактори, які можна розділяти на природні та штучно створені.

Таким чином, щоб забезпечити надійність функціонування системи «екіпаж-ПС-середовище», недостатньо тільки укомплектувати екіпаж, його треба сформувати. У складній системі «екіпаж-ПС-середовище» людина здійснює управління на основі інформаційної моделі, яка формується при обробці безпосередньої та інструментальної інформації про політ. При створенні інформаційної моделі визначають, у якому вигляді та які параметри мають бути надані оператору; число цих параметрів по можливості має бути мінімальним. Оператор, з одного боку, не повинен відчувати сенсорне голодування, з іншого боку, не повинен бути перевантажений другорядною інформацією. На ПС створюється єдина для екіпажу інформаційна модель польоту при розмежуванні інформації між членами екіпажу.

3.4 Запобігання АП та інцидентам, як специфічна діяльність у ДА, її цілі, завдання та етапи здійснення

У результаті багаторічного аналізу стану безпеки польотів та управління повітряним рухом у цивільній авіації встановлено, що льотні події та передумови до них відбуваються здебільшого з таких причин:

- 1) недотримання встановлених інтервалів та правил ешелонування, що призводить до небезпечних зближень повітряних суден;
- 2) порушення встановлених мінімумів погоди;
- 3) випуск та прийом повітряних суден на непідготовлену ЗПС (злітно-посадкова смуга) або за наявності на ній перешкод, виїзд за межі ЗПС;
- 4) невитримання безпечних висот польотів, схем набору висоти, зниження та заходу на посадку;
- 5) попадання повітряних суден у зони небезпечних метеоявищ у процесі виконання польотів;
- 6) недостатній контроль за роботою диспетчерів при УПР (управління повітряним рухом) з боку командно-керівного складу;
- 7) неналежна якість обслуговування на АРЗ та надання технічного обслуговування;
- 8) терористичні атаки або саботаж.

На рис. 3.4 приведена діаграма розподілу факторів авіаційних подій у всьому світі.



Рис. 3.4 – Розподіл факторів авіаційних подій та інцидентів

Подальший розвиток системи УПР пов'язаний із збільшенням ступеня автоматизації засобів УПР, із запровадженням автоматичного контролю та управління польотами на основі просторово – тимчасових графіків, а також із забезпеченням автоматичної видачі вказівок щодо попередження конфліктних ситуацій та зіткнень літаків. Набувають розвитку автоматизовані системи планування повітряного руху.

Безпека польотів визначається здатністю системи повітряного транспорту здійснювати повітряні перевезення без загрози здоров'я та життя людей. Забезпечення безпеки польотів ПС є складною комплексною проблемою, яку вирішують системно на всіх етапах функціонування повітряного транспорту. Вимоги до безпеки польотів реалізуються при створенні повітряних суден і в процесі їх експлуатації з урахуванням різноманітних факторів і зв'язків, що виявляються в системі повітряного транспорту. Безпека виконання польотів визначається функціонуванням всіх елементів системи повітряного транспорту та умовами середовища, в якому виконуються польоти.

3.5 Організація та проведення розслідування аварійних пригод

Видами авіаційних пригод є:

- 1) поломки літака, виявлені на стоянці;
- 2) льотна пригода, яка не спричинила загибель людей і руйнування літака;
- 3) авіакатастрофа, що спричинила загибель людей та руйнування або пошкодження літака. Уламки літака, виявлені на стоянці. При розслідуванні явно умисних поломок перевіряються насамперед версії:

- а) час поломки;
- б) про використані знаряддя;
- в) про осіб, які вчинили поломку;
- г) про цілі та мотиви злочину.

Для перевірки вищезгаданих версій у невідкладному порядку проводяться огляд пошкодженого літака, місця його стоянки та прилеглої місцевості, ремонтної майстерні або майданчика для регламентних робіт, а також вилучення та огляд документів, що належать до ремонту та технічного огляду літака. Проводиться також допит свідків зі складу охорони, технічного персоналу та екіпажу літака, обшук з метою виявлення знарядь поломки, проведення технічної та трасологічної експертизи, а також оперативно-розшукові заходи для виявлення знарядь злочину та встановлення винних.

При виявленні поломок, причина яких спочатку не ясна (випадки поломки двигуна в результаті попадання в нього сторонніх предметів, засмічення вхідного отвору трубки приймача повітряного тиску, заклинювання тяг керма управління, встановлення несправних приладів і т.д.), даних для негайного порушення кримінальної справи буває недостатньо. Вказані поломки можуть бути навмисними, необережними, і випадковими. Наприклад, сторонні предмети (гайка, викрутка, дрібне каміння) можуть бути спеціально підкинуті у всмоктуюче сопло двигуна, можуть опинитися в двигуні по необережності обслуговуючого персоналу і, нарешті, потрапити туди, випадково (наприклад, під час посадки літака на ґрунтовий аеродром).

Насамперед перевіряються версії про причину поломки. З'ясовується, чи може статися дана поломка при нормальній роботі вузлів і агрегатів літака, наприклад, чи може даний предмет за певних умов був занесений потоком повітря в реактивний двигун, чи не порушував хто-небудь з членів екіпажу та обслуговуючого персоналу правил виробництва, ремонтних або регламентних робіт, правил експлуатації і технічного огляду літака, чи могли виявлені порушення викликати цю поломку. Перевіряються також версії про час і знаряддя поломки та її винуватця шляхом огляду літака, місця стоянки і прилеглий місцевості, огляду документів, що характеризують технічний стан літака, допиту членів екіпажу та осіб з обслуговуючого технічного складу, а також шляхом проведення оперативно-пошукових заходів.

Льотна пригода, що не спричинила загибель людей і руйнування літака. Якщо поломка, виявлена під час польоту, не зачіпає органи управління і стійкості літака, злітно-посадкових

пристроїв, не призводить до вибуху або пожежі і якщо є можливість зробити вимушену посадку на найближчому аеродромі або на підходящому майданчику поза аеродрома (випадки відмови в роботі двигуна, радіотехнічних засобів, пілотажно-навігаційних приладів, засобів сигналізації та інше), то розслідування полегшується, оскільки є свідки зі складу екіпажу і пасажирів, збереглися речові докази та записи радіообміну «чорна скриня».

У плані розслідування передбачається перевірка версій про причину вимушеної посадки, характер, причини і часу поломки. Для з'ясування причини вимушеної посадки слід встановити: які агрегати або вузли літака відмовили під час польоту; які поломки були виявлені в повітрі: чи не були помічені будь-які несправності літака або нетиповості в роботі агрегатів і вузлів перед польотом; які вживалися заходи щодо усунення цих недоліків.

В якості першочергових заходів для перевірки вказаних версій проводиться огляд літака, місця вимушеної посадки, злітно-посадкової смуги, виїмка і огляд технічної і льотної документації, в тому числі магнітофонної стрічки з записом радіообміну між екіпажем та командно-диспетчерським пунктом, допит свідків зі складу екіпажу, пасажирів, обслуговуючого технічного персоналу, охорони та керівництва польотами, судово-технічна експертиза, допит підозрюваного.

Авіакатастафа, що спричинила загибель людей і руйнування або пошкодження літака. До цієї групи авіаційних подій відносяться:

- випадки пожежі або вибуху літака в повітрі;
- зіткнення літака з різними перешкодами при зльоті та посадці: падіння літака в результаті втрати управління або відмови в роботі двигуна; руйнування літака в повітрі через конструктивні недоліки (наприклад, випадки флаттера, коли літак в повітрі розвалюється на частини) або в результаті турбулентності в районі великих грозових фронтів;
- зіткнення літаків при польоті вночі або у складних метеорологічних умовах;
- руйнування літака при посадці і зльоті в результаті несправності злітно-посадкових пристроїв.

При розслідуванні авіакатастрофи перевіряються, перш за все, версії про її безпосередню (технічну) причину, якою може бути:

- неправильна організація польотів і незадовільна передполітна і попереджувальна підготовка екіпажу до польоту;
- порушення в управлінні і керівництві польотами (ігнорування правил безпеки польотів, поверхневий аналіз метеоумов і несвоєчасна інформація екіпажу про зміну повітряної обстановки і погоди, невірні рішення і дії під час надання допомоги екіпажам в умовах ускладненої обстановки польоту та ін.);
- порушення правил техніки пілотування та недисциплінованість льотчиків (втрата висоти та швидкості польоту, неправильний розрахунок посадки, невиконання команд керівника польотами та ін.);
- незадовільне забезпечення польотів: інженерно-авіаційне (погана підготовка до польотів авіатехніки); штурманське (погана розробка маршрутів польоту та заходів щодо забезпечення безпеки польоту); медичне (допуск до польотів із захворюваннями, перевтомою, без попереднього тренування, порушення передпольотного режиму); радіотехнічне (несправності апаратури та ін.); аеродромно-технічне (відсутність освітлення злітно-посадкової смуги та сигнальних вогнів, припинення роботи радіоприводів та системи забезпечення сліпого посадки та ін.); метеорологічне (неправильне визначення сили та швидкості вітру, стану та прогнозу погоди, несвоєчасна інформація про загрозові метеоумови на маршруті польоту та ін.);
- відмова в роботі окремих агрегатів і вузлів літака (двигуна, органів управління і стійкості, злітно-посадкових пристроїв, пілотно-навігаційних приладів та ін.);
- непередбачені метеорологічні умови, що ускладнилися, та інші випадкові причини:

- а) хворобливий стан пілота (неочікувані напади болю, наприклад, ниркова або печінкова коліка, судинний колапс, алкогольне сп'яніння, стан похмілля та ін);
- б) застосування вибухових і самозаймистих речовин.

Перевіряються також версії про причину відмови в роботі окремих агрегатів і вузлів літака, часу і місце їх поломки, причину незадовільної підготовки екіпажу до польоту, поганого забезпечення польотів і т.д., а також про винуватців.

Для перевірки вказаних версій необхідно в невідкладному порядку організувати пошук і огляд частин зруйнованого літака, місця його падіння і навколишньої місцевості, огляд трупів, виїмку і огляд технічної і медичної документації, означити судово-медичну та авіатехнічну експертизу, допитати свідків-очевидців авіакатастрофи. Огляд місця події та трупів. Об'єктами огляду в залежності від характеру і наслідків події можуть бути: місце падіння або вимушеної посадки літака поза аеродромом і прилегла місцевість, пошкоджений (зруйнований) літак або його окремі частини, злітно-посадкові полоси та місцевість від аеродрома до радіопривідної станції, а також групи загинувших членів екіпажу та пасажирів.

Перед виїздом на місце катастрофи необхідно зв'язатися з диспетчером аеропорту і з'ясувати обставини події, характер польотного завдання, склад екіпажу, кількість пасажирів, час знаходження літака в повітрі, а також зміст останніх радіоповідомлень екіпажу, отримати відомості про задіяні рятувальні заходи, та хто з авіаспеціалістів виїхав на місце події. Необхідно також дати вказівку опечатати стрічку із записом радіопередавач екіпажу, журнал радіообміну командної радіостанції, а при необхідності й інші документи.

Особливу увагу необхідно приділити створенню та роботі пошукових груп. До складу цих груп, крім авіаспеціалістів, включається значне число осіб, які не мають відношення до авіації (місцевих жителів, військовослужбовців та ін). Ці особи, як правило, зовсім не знають деталей літака і не вміють з ними правильно поводитися при виявленні, вони просто можуть не звернути на них уваги. У зв'язку з цим важливо провести докладний інструктаж членів пошукових груп із роз'ясненням, які деталі і де шукати, як поводитися з ними у разі виявлення, які ознаки зафіксувати, як упакувати знайдені речовини, докази та зберегти для подальшого дослідження.

Починати огляд слід з об'єктів, які раніше за інших можуть зазнати змін у результаті рятувальних і відновлювальних робіт, і з об'єктів, результати огляду яких можуть вплинути на ефективність огляду інших об'єктів. Виїмка та огляд документів.

Питання конструювання, виробництва, випробування, ремонту та експлуатації авіаційної техніки, організації, підготовки та забезпечення польотів, характеру польотних завдань, умов і режиму польотів, порушень правил пілотування та інших питань роботи авіації знаходять докладне відображення в численних документах, котрі ведуться різними авіаційними службами. Ретельне вивчення цих документів дозволяє отримати цінну інформацію про обставини авіаційної події. До того ж відомості, що містяться в одних документах, можуть при зіставленні знаходити підтвердження або спростовуватися іншими документами.

Структурна схема системи розслідування подій в ДА наведена на рис. 3.5.

Дані отримані з Державної Авіаслужби Україна за 2020 р.

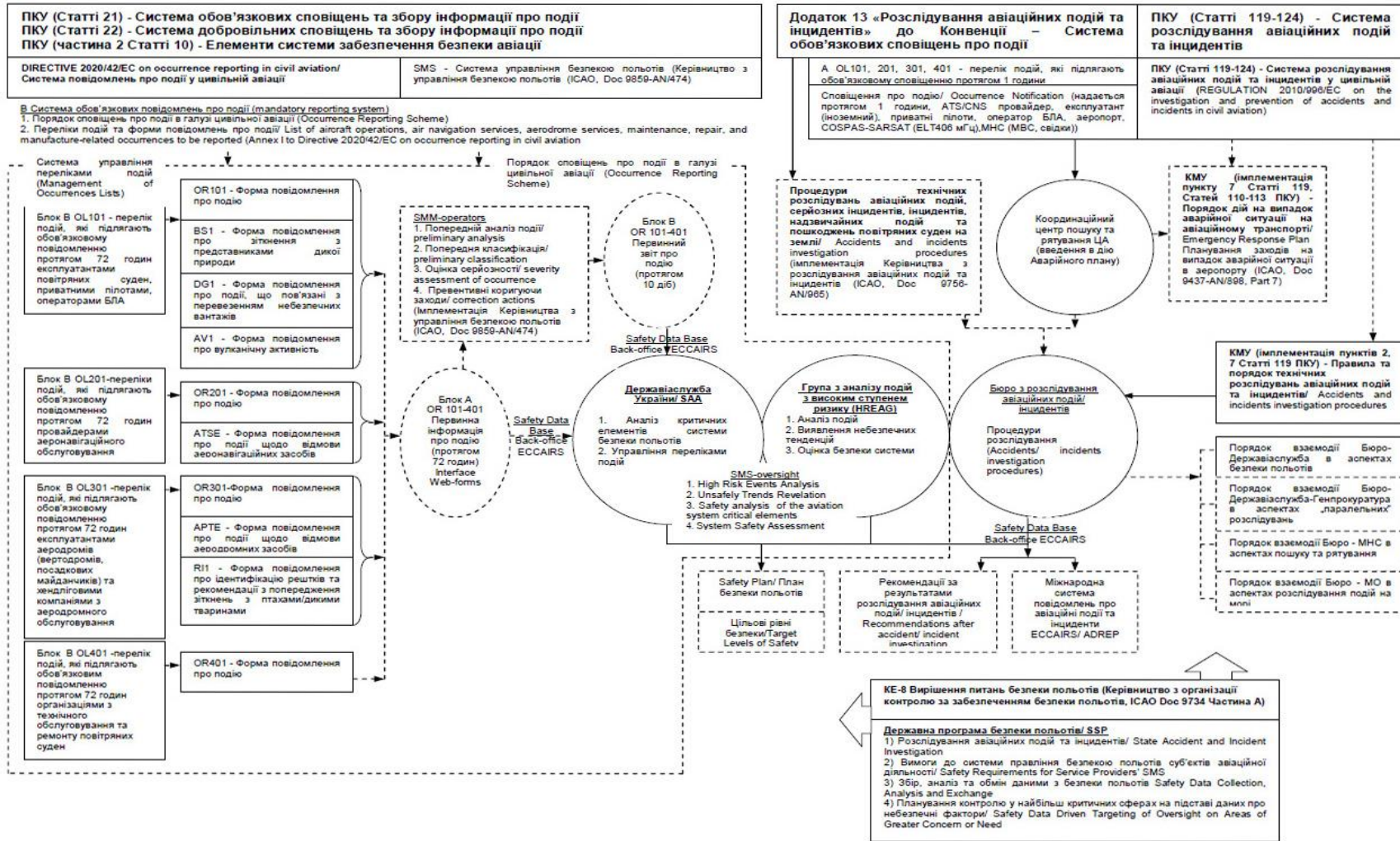


Рис. 3.5 – Структурна схема системи розслідування подій в ДА (Державна авіаслужба України 2020 р.)

Важливо вжити термінових заходів для збереження технічної, льотної та медичної документації, зробити вилучення необхідних документів або опечатати їх. Залежно від характеру авіаційної події огляду підлягають:

- польотний лист даного екіпажу;
- журнал хронометражу польотів диспетчера аеропорту;
- журнал радіообміну командної радіостанції: магнітофонна стрічка із записом радіообміну між командно-диспетчерським пунктом і екіпажем літака;
- карта-схема радіолокаційної проводки літака, що містить дані радіотехнічного контролю польоту, та інші матеріали радіолокаційних пунктів; бортові журнали, записи та інші документи льотчика (екіпажу);
- розрахунки штурмана з прокладки курсу.

Крім того, для слідчого можуть представляти інтерес документи, що відображають стан авіаційної техніки: технічні формуляри на літак і двигун, паспорти на окремі агрегати і прилади, журнали обліку поломок і відмов авіатехніки, документи, що відображають радіотехнічні та аеродромно-технічне забезпечення польотів, бюлетені погоди метеорологічної служби, синоптичні карти, льотні та медичні книжки членів екіпажу, журнали обліку льотних пригод.

У справах цієї категорії призначається кілька видів експертиз. Авіатехнічна експертиза включає дослідження в галузі авіаційної техніки, пілотування, штурманської, радіотехнічної та навігаційної служби, аеродромно-технічного обслуговування. Вона призначається для вирішення питань про технічну причину авіаційної події, режим роботи двигуна, причину відмови того чи іншого агрегату або вузла літака, причини вибуху або пожежі, часу загоряння (у повітрі або після удару).

Авіатехнічна експертиза, як правило, носить комплексний характер, і в залежності від конкретного вмісту дослідження до складу експертної комісії включаються фахівці з авіаційної техніки, літаководіння. На експертизу крім досліджуваного об'єкта, повинні бути направлені відповідна технічна документація, протокол огляду місця події, схема розташування зруйнованих частин на місцевості, фотографії місця події і протоколи допиту свідків, потерпілих та обвинуваченого, що стосується предмета експертизи.

Об'єктами судово-медичної експертизи є не тільки трупи та їх частини, а й живі особи, а також речові докази. Ряд судово-медичних питань, що стосуються походження авіаційної травми і механізму її виникнення, вирішує комплексна експертиза в складі судового медика і спеціаліста в галузі авіаційної фізіології. Криміналістична експертиза при розслідуванні авіаційних подій знаходить застосування головним чином у випадках необхідності трасологічних досліджень, визначення цілого по частинах, дослідження документів та ідентифікації особи загиблих. При необхідності дослідження магнітофонного запису радіообміну між екіпажем і командно-диспетчерським пунктом використовуються можливості акустичної експертизи.

Цінність магнітофонної стрічки радіообміну полягає не тільки в тому, що вона дозволяє дослівно відновити смисловий вміст доповідей льотчика і команд керівника польотів і хронометрично встановити точний час еволюції польоту, але й у тому, що за магнітофонним записом радіообміну надається можливість вивчити мовні особливості учасників радіообміну й таким чином ідентифікувати кожного з них, визначити, кому належить кожна команда, вивчити зміни в характері промови кожного учасника радіообміну. В окремих випадках по магнітофонного запису можна приблизно визначити окремі параметри просторового положення літака в повітрі. Допит свідків та потерпілих. Допит свідків та потерпілих. Залежно від характеру події в якості свідків допитуються очевидці з числа льотного і технічного складу, диспетчерської служби, працівники, що здійснювали підготовку і забезпечення польотів, а також особи, які були в районі вимушеної посадки або авіаційна катастрофа, або аварія, що саме спостерігали очевидці в той момент, чи не чули вибухів або сильних хлопків під час польоту і в момент удару літака об землю, чи не спостерігали полум'я або шлейфи диму за літаком, якого кольору та щільності був дим, чи чули шум працюючих двигунів, перед ударом

літака об землю, які були напрям і кут зниження літака, пікірував або планував літак до дотику з землею, чи не відділялися від літака в повітрі його частини або інші предмети.

Інженерно-технічний і льотний персонал, керівник польотів та інші свідки, що мають відношення до підготовки польоту, допитуються про те, чи перевірявся технічний стан літака перед польотом, які несправності були виявлені, що конкретно було вжито для їх усунення, чи були випадки відмови в роботі авіаційної техніки під час минулух польотів даного екіпажа, чи всі несправності та відмови були зафіксовані в відповідних документах, яка польотна вага літака та характер грузу, що був на ньому, чи правильно було проведено центрування літака перед стратом, який обсяг попередньої та передпольотної підготовки членів даного екіпажу, чи відповідало польотне завдання екіпажу та умови його виконання рівнем цієї підготовки.

Розслідування авіаційної події - процес довгостроковий і вимагає виняткового професіоналізму комісії. В Україні існує спеціальний відділ який займається проведенням робіт такого характеру - "Національне бюро з розслідування авіаційних подій та інцидентів".

3.6 Організація та проведення пошукових та аварійно-рятувальних робіт

Служба пошукового та аварійно-рятувального забезпечення польотів (СПАРЗП) ДА є функціональною підсистемою єдиної державної системи попередження та ліквідації надзвичайних ситуацій.

Вона здійснює спеціальні виконавчі, контрольні та наглядові функції з організації та проведення пошукового, аварійно-рятувального та протипожежного забезпечення польотів.

Служба пошукового та аварійно-рятувального забезпечення польотів підприємства ДА - є структурним підрозділом підприємства. Службу очолює начальник СПАРЗП, призначений керівником підприємства з представлення начальника служби ПАРЗП Територіального УДА. СПАРЗП підприємства у своїй діяльності керується Повітряним кодексом, Стандартами та рекомендаціями ІКАО.

Організація роботи служби ПАРЗП підприємства. Структура і штатний розпис служби ПАРЗП затверджується начальником підприємства. Служба ПАРЗП підприємства складається з штатних та нештатних розрахунків АРК, пошукових екіпажів та пошукових повітряних суден. За рішенням керівництва підприємства пожежно-рятувальні розрахунки можуть бути під керівництвом начальника служби ПАРЗП. При наявності в підприємстві регіональних пошуково-рятувальних баз (РПСБ) вона входить до складу СПАРЗП. На період проведення пошуково-рятувальних робіт створюється оперативний штаб, очолюваний керівником підприємства.

Пошуково-рятувальні роботи організуються і проводяться з метою рятування пасажирів і екіпажів повітряних суден, які зазнають або зазнали аварійних ситуацій, коли їх місцезнаходження невідоме.

Вони включають:

- організацію вильоту (виходу) чергових пошуково-рятувальних сил та засобів;
- управління, пошуково-рятувальними силами та засобами, організація їх взаємодії та посилення;
- пошук повітряних суден, що зазнали аварії;
- гасіння пожежі на повітряному судні;
- вилучення з повітряного судна потерпілих і надання їм першої медичної допомоги;
- евакуація людей з місця аварії, в тому числі і в лікувальні заклади.

Аварійно-рятувальні роботи проводяться у випадках, коли авіаційна пригода сталася на території або в районі аеродрому (районі відповідальності підприємства) і немає необхідності в пошуку повітряного судна та людей, які зазнали аварійної ситуації.

Вони включають:

- рятування пасажирів і екіпажу повітряного судна, яке зазнає або зазнало аварійної ситуації;

- надання першої медичної допомоги постраждалим та евакуація їх до лікувальних закладів;
- гасіння пожежі на повітряному судні.

Основні завдання:

- організація та проведення пошукових та аварійно-рятувальних робіт у взаємодії з військовими частинами, підприємствами та організаціями інших відомств та міністерств;
- організація виконання авіаційним персоналом підприємства вимог нормативних документів з пошукового та аварійно-рятувального забезпечення польотів.
- виконання технічного обслуговування бортових АРС;
- організація навчання штатних і нештатних розрахунків АРК, спеціалістів служби, льотного складу, правил і методів проведення пошукових та АРР.

Функції:

- здійснює контроль готовності пошукових екіпажів та ПС, штатних та нештатних розрахунків АРК підприємства. Перевіряє стан аварійного сповіщення;
- організовує пошукові та АРР при авіаційних пригодах і стихійних лихах у взаємодії з підрозділами МВС, органами охорони здоров'я, підприємствами інших відомств;
- виконує технічне обслуговування бортових АРС, забезпечує правила їх зберігання, видає на борт ПС;
- здійснює контроль за укомплектованістю, професійною підготовкою пожежно-рятувальних розрахунків;
- контролює діяльність пошуково-рятувальної бази, організацію чергування, оснащення та ефективність проведення АСР;
- розробляє інструкції, плани, аварійні розклади. Готує наочні посібники, макети. Оформляє класи з аварійно-рятувальної підготовки;
- проводить заняття з льотним складом відповідно до програм і методик. Дає дозвіл на прийом на роботу льотного складу після перевірки їх з аварійно-рятувальної підготовки;
- організовує заняття, тренування та навчання розрахунків АРК підприємства. Готує заходи щодо вдосконалення та ефективного проведення ПРР;
- доводить до фахівців АРК, льотних екіпажів досвід проведення пошукових і аварійно-рятувальних робіт в Україні і в зарубіжних авіакомпаніях;
- бере участь у випробуваннях і прийманні досвідчених зразків АРС і техніки;
- готує необхідну документацію з сертифікації та категорування аеродрому і бере участь у роботі комісії;
- бере участь у роботі комісії з розслідування авіаційних подій, розробляє плани заходів на основі висновків комісії.

АРК складається з штатних і нештатних формувань (розрахунків). Зі складу сил і засобів протипожежної служби підприємства та служби ПАРЗП формуються штатні розрахунки:

- а) пожежно-рятувальний;
- б) регіонально пошуково-рятувальні бази ДА.

Пожежно-рятувальний розрахунок комплектується пожежниками-рятувальниками з складу протипожежної служби підприємств і призначений для гасіння пожарів на повітряних судах з метою створення умов для евакуації тих людей, що знаходяться там, а також для, безпосереднього, рятування постраждалих на борту повітряного судна.

Пожежно-рятувальний розрахунок оснащується:

- пожежними автомобілями;
- інструментом для розкриття фюзеляжу;
- тепловідбивальними костюмами;
- газо-димозахисними приладами;
- ножами для перерізання прив'язних ременів пасажирських крісел;
- шанцевим інструментом згідно відомості комплектації пожежних автомобілів.

Оснащення пожежно-рятувальних розрахунків може змінюватися і доповнюватися залежно від місцевих умов та надходження нових аварійно-рятувальних засобів.

Крім цього, у кожній зміні підприємства формуються нештатні АРК із працівників служб:

- медичний розрахунок;
- розрахунок АТБ (ІАС);
- розрахунок організації перевезень;
- аеродромної;
- бази експлуатації радіотехнічного обладнання та зв'язку (ЕРТОЗ);
- спецтранспорту;
- лінійний відділ внутрішніх справ (ЛВВН).

1) Медичний розрахунок оснащується:

- санітарною машиною, що забезпечує доставку розрахунку в нормативний час до місця АП і укомплектованої: ноші (2 шт.); кисневим інгалятором; портативним апаратам для штучної вентиляції легень; брезентовим полотном 10х2 м, ліхтарем електричним;
- автоприцепом-фургоном із засобами доставки;
- чемоданами-укладками в необхідній кількості: 1 чемодан на 10 постраждалих з розрахунку, що 80 - 90% пасажирів на повітряному судні постраждає.

2) Розрахунок АТБ (ІАС) призначений для:

- забезпечення відкриття основних та аварійних виходів з повітряного судна, яке зазнало аварійної ситуації і, при необхідності, пророблення спільно з пожежно-рятувальним розрахунком додаткових виходів;
- вентиляції салону повітряного судна;
- надання допомоги при евакуації постраждалих з повітряного судна і з місця авіаційної події;
- евакуації повітряного судна з місця авіаційної події.

Розрахунок АТБ оснащується аварійно-технічним обладнанням згідно Інструкції з евакуації повітряних суден з льотного поля аеродрому.

3) Розрахунок організації перевезень призначений для приймання, обліку та перевезення пасажирів з місця АП, а також для вивантаження вантажів і багажу з повітряного судна і оснащується технічними засобами, що забезпечують виконання цих завдань.

4) Розрахунок аеродромної служби призначений для надання допомоги екіпажу ПС, пожежним і рятувальникам у гасінні та ліквідації пожежі та евакуації постраждалих з місця АП, а також для евакуації спільно з розрахунком АТБ повітряного судна з місця АП і приведення у робочий стан льотного поля аеродрому.

Розрахунок оснащується необхідними технічними засобами, що забезпечують виконання перерахованих вище завдань.

5) Розрахунок бази експлуатації радіотехнічного обладнання та зв'язку (ЕРТОЗ) призначений для забезпечення органу управління повітряним рухом (УПР) та керівника аварійно-рятувальних робіт стійким і постійно діючим зв'язком з:

- пошуковими повітряними суднами та НПРГ (наземними пошуково-рятувальними групами), десантованими ПДГ;
- розрахунками АРК при їх оповіщенні, підготовці та проведенні аварійно-рятувальних робіт;
- взаємодіючими підприємствами та організаціями при оповіщенні та проведенні пошукових та аварійно-рятувальних робіт.

6) Розрахунок бази ЕРТОЗ оснащується необхідними засобами радіо, телефонного та інших видів зв'язку відповідно до Інструкції з організації та проведення пошукових та аварійно-рятувальних робіт підприємства.

7) Розрахунок служби спецтранспорту призначений для забезпечення розрахунків АРК автотранспортними засобами згідно Табеля з метою своєчасної доставки розрахунків до місця АП або пункту збору.

8) ЛВВС.

Для збору розрахунків застосовуються сигнали оповіщення: «Тривога», «Готовність». Сигнал «Тривога» подається тоді, коли АП відбулося раптово або до очікуваної посадки ПС залишається менше 30 хвилин.

Сигнал «Готовність», коли до очікуваної посадки ПС залишається більше 30 хвилин. Оголошення сигналів «Тривога» і «Готовність» здійснюється ЦД з циркулярного зв'язку або спеціальної апаратури «Гірник», одночасно всім розрахункам АРК відповідно до схеми оповіщення. Час оповіщення розрахунків не повинен перевищувати 25 секунд.

Нормативний час прибуття розрахунків АРК з моменту оголошення сигналу «Тривога» наведений у таблиці 3.1.

Таблиця 3.1 – Час прибуття розрахунків АРК, хвилин

№ п/п	Найменування розрахунків АРК	У межах відстані до торців ЗПС	До точки, віддаленої від торців кожної ЗПС на 1000 м
1	Пожежно-рятувальні	3	5
2	РПСБ	3	5
3	Медичний	6	8
4	Інші розрахунки АРК	10	10

Право на прийняття рішення про подання сигналів «Тривога» або «Готовність» надається:

- диспетчеру, що здійснює безпосереднє управління повітряним рухом;
- керівнику польотів;
- змінному начальнику аеропорту;
- керівнику підприємства ДА;
- диспетчеру РКЦПС ДА;
- диспетчеру КЦПС ЦПДУ ДА;
- начальнику служби ПАРОП управління ДА;
- начальнику управління ДА;
- заступнику начальника управління ДА з організації льотної роботи.

Висновок:

При організації роботи з підвищення рівня безпеки польотів, запобігання авіаційним подіям та інцидентам необхідно, насамперед, забезпечити реалізацію наступних заходів:

- на всіх рівнях активізувати роботу інспекторських органів контролю за дотриманням авіакомпаніями та аеропортами встановлених вимог при організації, забезпеченні та виробництві польотів;
- на постійній основі здійснювати заходи щодо виявлення та припинення фактів незаконної діяльності в галузі авіації загального призначення;
- підвищити вимогливість до якості розслідувань авіаційних подій, при цьому звернути увагу на правильність їх класифікації, обов'язковість відправлення оперативної інформації про інциденти КБ-розробникам ПС та авіадвигунів, практикувати проведення досліджень виробів, що відмовили, в наукових організаціях, ремонтних підприємствах та інших організаціях, що мають відповідні можливості;

- вживати вичерпних заходів щодо усунення та профілактики причин порушень правил організації, забезпечення та виконання польотів, виявлених як під час розслідування авіаційних подій, так і під час проведення інспекторських перевірок;
- забезпечити контроль за відповідністю рівня професійної підготовки льотного складу допуску до виконання польотів у очікуваних районах та умовах;
- при контролі за виконанням польотів ПС на авіаційних роботах звертати увагу на правильність прийняття рішення на виліт та на обґрунтованість продовження польоту у СМУ;
- при проведенні сезонних підготовок з льотним складом вивчити питання, пов'язані з оцінкою параметрів зльоту ПС, прийняттям рішення на виліт з урахуванням зовнішніх умов на аеродромах вильоту, призначення та запасних;
- звернути увагу фахівців аеродромних служб на об'єктивність оцінки стану штучних та ґрунтових ЗПС, дотримання правил виміру коефіцієнтів зчеплення, своєчасність нанесення та відновлення розмітки на ЗПС, руліжних доріжках та місцях стоянок;
- підвищити оперативність і професіоналізм у пошуково-рятувальних груп, що дозволить у найкоротші терміни прибути на місце аварії, забезпечити порятунок і надання допомоги постраждалим.

Економічний розділ

4.1 Маркетингове дослідження ринку внутрішніх та міжнародних перевезень пасажирів

4.1.1 Сегментація ринку споживачів та визначення об'єму перевезень (очікувана кількість пасажирів)

За даними Державної авіаційної служби України за січень - листопад 2021 року обсяги пасажирських перевезень українських авіакомпаній збільшились порівняно з відповідним періодом минулого року на 94,6 % та склали 8823 тис. чол., у т.ч. міжнародні – на 100,9 % та склали 8164,5 тис. чол. Пасажиропотоки через аеропорти України зросли на 83 % та становили 14906 тис. чол., у т.ч. у міжнародному сполученні – на 88,9 % та становили 13573,4 тис. чол. Упродовж січня - листопада 2021 року українськими авіакомпаніями виконано 69 тисяч комерційних рейсів (зростання порівняно з аналогічним періодом минулого року – на 68,3 %), у т.ч. міжнародних – 56,2 тисяч (зростання – на 74 %).

В Україні виділяється 5 аеропортів міжнародного значення: Київ, Харків, Львів, Одеса, Дніпро.

Таблиця 4.1 – Характеристика регіонів країни за чисельністю населення

Місто	Населення, млн. чол.
Харків	1,431
Львів	0,723
Київ	2,804
Одеса	0,997
Дніпро	0,987

З таблиці видно, що найбільшими містами за чисельністю населення в Україні є Київ і Харків, тому можна зробити висновок, що вони найбільше потребують авіаперевезень.

Почнемо дослідження з показників регіонів країни за чисельністю населення та кількості можливого числа населення, яке використовує авіатранспорт.

Оскільки наш літак VIP класу, то користуватися послугами даного виду транспорту може собі дозволити населення, заробітна плата якого становить понад 2 тис. дол. на місяць.

Дані занесемо до таблиці 4.2.

Таблиця 4.2 – Характеристика платоспроможного населення

Місто	Населення, млн. чол.	Орієнтовна кількість населення з рівнем заробітної плати вище 2 тис. дол.
Харків	1,431	8 тис. чол.
Львів	0,723	4,25 тис. чол.

Київ	2,804	15 тис. чол.
Одеса	0,997	5,5 тис. чол.
Дніпро	0,987	6 тис. чол.

З таблиці 4.2 видно, що у Харкові проживає щонайменше 8 тисяч осіб, які обов'язково хоча б 2 - 4 рази на рік використовують послуги авіатранспорту.

4.1.2 Результати дослідження ринку перевезень

Приймемо аеропорт м. Харкова, як базовий. Визначимо найпопулярніші рейси:

- Харків - Київ;
- Харків - Стамбул;
- Харків - Варшава;
- Харків - Краків.

Для даного типу літака доцільніше вибрати маршрут Харків - Київ ($L = 425$ км), оскільки Київ є одним із головних туристичних напрямків та бізнес-центрів країни. Якщо припустити, що літак здійснюватиме один рейс туди і назад через день з повним завантаженням, то за рік літак перевезе близько 5475 пасажирів, що вписується в кількість платоспроможного населення м. Харкова.

Враховуючі такі дані зробимо розрахунок рентабельності рейсу Харків - Київ.

4.2 Вихідні дані, щодо розрахунків техніко-економічних показників експлуатації ПС

4.2.1 Льотно-технічні характеристики ПС

Ан-74VIP – адміністративний літак нових можливостей. Концепція такого літака заснована на поєднанні комфорту в салоні, що відповідає найвищим вимогам, і наявності додаткового відсіку, який може бути використаний, як для перевезення групи супроводжуючих осіб, так і для перевезення великогабаритних вантажів (наприклад, автомобіля). Створено на базі серійного літака Ан-74ТК-300. Високі вимоги до інтер'єру пасажирського салону будуть задоволені завдяки співпраці АНТК із провідними закордонними виробниками інтер'єрного обладнання. Залежно від компоювання літак може брати на борт 10 - 16 пасажирів та перевозити на дальність 4000 - 5000 км. VIP інтер'єр пасажирського салону нового літака Ан-74VIP – одна з останніх робіт команди «ИнтерАМИ Интерьер». Розкішний салон літака для VIP-пасажирів у всьому відповідає девізу «ИнтерАМИ Интерьер»: «Елегантність, функціональність, комфорт». Просторове рішення інтер'єру, плавні вигини дорогоцінних матеріалів обробки, продуманість кожної деталі – весь салон літака Ан-74VIP виконаний в єдиному класичному стилі і справляє загальне враження благородної розкоші.

Таблиця 4.3 – Льотно-технічні характеристики Ан-74 VIP

Модифікація	Ан-74 VIP
Розмах крила, м	31,89
Довжина літака, м	28,07
Висота літака, м	8,65
Площа крила, м ²	98,62
Маса, кг	
порожнього літака	19000
максимальна злітна	37000

палива	13210
Тип двигуна	ТРДД «Д-36 серія 3А»
Тяга, кгс	2 x 6500
Максимальна швидкість, км/год	750
Крейсерська швидкість, км/год	580 - 700
Перегінна дальність, км	5200
Практична дальність, км	

Продовження таблиці 4.3

з 8 пасажирями	4400
з 9 пасажирями та 2,3 т вантажу	3300
Практична стеља, м	10100
Екіпаж, чол	2
Корисне навантаження:	10 - 16 пасажирів та до 2300 кг у вантажному відсіку

4.2.2 Нормативно вартісні показники експлуатації

Каталожна ціна літака Ан-74 VIP складає 17 млн. дол.

Для цього літака зазвичай використовують паливо ТС-1, його вартість дорівнює 2,25 дол./кг.

4.3 Розрахунок витрат на експлуатацію ПС та визначення собівартості перевезення пасажирів

4.3.1 Розрахунок повної собівартості експлуатації ПС на кілометр шляху

Витрати на експлуатацію середньо магістрального пасажирського літака ($C_{гп}$), що припадають на 1 годину польоту (літня година), складаються з прямих та непрямих (аеропортових) витрат:

$$C_{гп} = A + B$$

де А – прямі витрати, що припадають на одну льотну годину, дол.;

Б – непрямі витрати, що припадають на одну льотну годину, дол.

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

Непрямі витрати включають витрати на амортизацію, поточний ремонт та утримання всіх об'єктів аеродромів та аеропортів (аеровокзали, готелі, пакгаузи, руліжні доріжки, місця стоянки, метеослужба, ангари, склади, дороги, інженерні мережі, гаражі тощо), окрім витрат на ремонтні заводи та лінійні майстерні (ЕРМ), а також витрати на заробітну плату спискового складу підрозділів цивільної авіації (за винятком заробітної плати ЛПС, працівників ЕРМ та ремонтних заводів).

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

$$C_{ткм} = \frac{A + B}{m_{кр} \cdot K_{зав} \cdot V_p}$$

де $m_{кр}$ = 4 т – максимальне комерційне навантаження літака;

$K_{зав}$ = 0,65 – коефіцієнт використання завантаження літака;

V_p – рейсова швидкість літака, км/год.

Величина рейсової швидкості літака визначається виходячи з його крейсерської швидкості. Рейсова (технічна) швидкість – це середня швидкість безпасажового польоту в штиль, обчислена з урахуванням витрат часу на всіх етапах польоту від початку розбігу в аеропорту вильоту до кінця пробігу в аеропорту посадки. Рейсову швидкість розраховуємо за формулою:

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

де $L = 425$ км – безпасажова дальність польоту;

$V_{кр} = 700$ км/год – крейсерська швидкість літака;

$\Delta t = 0,355$ годин – втрати часу на маневрування в районі аеропорту, після зльоту та перед посадкою літака, а також на набір висоти та зниження, що відповідає швидкості, що дорівнює крейсерській (у годинах).

$$V_p = \frac{425 \cdot 700}{425 + 700 + 0,355} = 264 \text{ км/год}$$

Розрахунок прямих витрат A

До прямих витрат, що припадають на одну годину польоту, відносять:

A_1 – витрати на амортизацію та капітальні ремонти літака;

A_2 – витрати на амортизацію та капітальні ремонти двигунів;

A_3 – витрати на технічне обслуговування та поточні ремонти планера;

A_4 – витрати на технічне обслуговування та поточні ремонти двигунів;

A_5 – заробітна платня екіпажу (льотчиків, штурманів, стюардес);

A_6 – вартість палива;

A_7 – інші прямі витрати (вартість мастильних матеріалів, засобів від обледеніння втрати при поверненні літака з рейсу за метеоумовами та ін.).

Таким чином, загальні прямі витрати складаються:

$$A = \sum_{i=1}^7 A_i = A_1 + A_2 + A_3 + A_4 + A_5 + A_6 + A_7$$

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

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

де $K_1 = 1,065$ – коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт (тренування, навчання, обліт тощо);

C_c – вартість літака без двигунів, дол.;

K_{pc} – коефіцієнт, що показує відношення вартості капітального ремонту літака до ціни літака;

для середньомагістральних літаків у середньому:

$T_c = 25000$ год – амортизаційний або повний термін служби літака;

$t_c = 5000$ год – термін служби літака між капітальними ремонтами;

$$C_c = C_{c.пол} - C_{дв} \cdot 2$$

де $\text{Ц}_{\text{с. пол}}$ – повна вартість літака разом з двигунами, дол.;

$\text{Ц}_{\text{дв}}$ – вартість одного двигуна, дол.;

$$\text{Ц}_{\text{дв}} = 61,183 \cdot K_{\text{нво}} \cdot N_{\text{Еmax}}$$

де $K_{\text{нво}} = 1,61$ – коефіцієнт, що враховує в витратах на проектування, обов'язкові внески та відрахування;

$N_{\text{Еmax}} = 6500$ кН – злітна потужність одного двигуна.

$$\text{Ц}_{\text{дв}} = 61,183 \cdot 1,61 \cdot 6500 = 640280 \text{ дол.}$$

$$\text{Ц}_{\text{с}} = 17000000 - 640280 \cdot 2 = 15719440 \text{ дол.}$$

$$K_{\text{рс}} = 0,11 + \frac{3 \cdot 10^4}{\text{Ц}_{\text{с}}}$$

$$K_{\text{рс}} = 0,11 + \frac{3 \cdot 10^4}{15719440} = 0,112$$

$$A_1 = 0,01 \cdot 1,065 \cdot 15719440 \cdot \frac{1 + 0,112 \cdot \left(\frac{25000}{5000} - 1\right)}{25000} = 9,69 \text{ дол./год}$$

Витрати на амортизацію та капітальний ремонт на 1 годину роботи двигунів визначаються за формулою:

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

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

$n_{\text{дв}} = 2$ – кількість двигунів, встановлених на літаку;

$T_{\text{дв}} = 6000$ год – амортизаційний або повний термін служби двигуна;

$t_{\text{дв}} = 3000$ год – термін служби двигуна між капітальними ремонтами;

$\text{Ц}_{\text{дв}}$ – вартість одного двигуна, дол.;

$K_{\text{рдв}}$ – коефіцієнт, що показує відношення вартості капітального ремонту двигуна до ціни двигуна.

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

$$K_{\text{рдв}} = 0,15 + 4,15 \cdot 10^{-5} \cdot \left[1 - 0,2 \cdot \left(\frac{6000}{3000} - 1\right)\right] \cdot 6000 = 2,142$$

$$A_2 = 0,01 \cdot 1,07 \cdot 2 \cdot 640280 \cdot \frac{1 + 2,142 \cdot \left(\frac{6000}{3000} - 1\right)}{6000} = 7,17 \text{ дол./год}$$

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

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

де $K_3 = 0,5$ – коефіцієнт, що враховує метод технічного обслуговування;

$K_4 = 1,13$ – для літака з ТВД;

$m_{\text{пс}} = 19000$ кг – маса пустого літака.

$$A_3 = 0,024 \cdot 0,5 \cdot 1,13 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} \cdot 19000) \cdot 19000 = 41,25 \text{ дол./год}$$

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot K_2 \cdot K_5 \cdot n_{\text{дв}} \cdot \sqrt{N_{\text{Еmax}}}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot T_{\text{дв}}}$$

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

$K_5 = 1,0$ – для літака з ТВД;

$N_{\text{Еmax}} = 6500$ кН – злітна потужність одного двигуна;

$T_{\text{дв}} = 6000$ год – амортизаційний або повний термін служби двигуна

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot 1,07 \cdot 1,0 \cdot \sqrt{6500}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot 6000} = 6,37 \text{ дол./год}$$

Витрати на заробітну плату льотно-підйомного складу за одну льотну годину, дол./год, розглянемо, виходячи з кількості пасажирських місць:

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

де $n_{\text{пас}} = 15$ – максимально можлива кількість пасажирських місць.

$$A_5 = 1,5 \cdot (0,9 \cdot 15 - 0,00237 \cdot 15^2 - 2,9 \cdot 10^{-6} \cdot 15^3) = 19,3 \text{ дол./год}$$

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

$$A_6 = 1,5 \cdot b \cdot \text{Ц}_{\text{т}} \cdot m_{\text{тч}} \cdot n_{\text{дв}}$$

де $\text{Ц}_{\text{т}} = 2,25$ дол./кг – ціна гасу;

$m_{\text{тч}} = 780$ кг/год – годинна витрата палива одного двигуна;

$b = 1,045$ – коефіцієнт, що враховує непродуктивну витрату палива.

$$A_6 = 1,5 \cdot 1,045 \cdot 2,25 \cdot 780 \cdot 2 = 5501 \text{ дол./год}$$

Інші витрати становлять для літака:

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

$$A_7 = 0,07 \cdot (9,69 + 7,17 + 41,25 + 6,37 + 19,3 + 5501) = 391 \text{ дол./год}$$

Таким чином загальні прямі витрати дорівнюють:

$$A = 9,69 + 7,17 + 41,25 + 6,37 + 19,3 + 5501 + 391 = 5976 \text{ дол./год}$$

Розрахунок непрямих витрат Б

Непрямі витрати містять частину витрат на обслуговування аеропорту та аеродрому – амортизацію та оплату адміністративно-технічних робочих кадрів, а також обслуговування потреб пасажирів.

Укрупнено непрямі витрати на одну льотну годину ЛА розраховуються за формулою:

$$B = 0,4 \cdot \sum_{i=1}^7 A_i$$

$$B = 0,4 \cdot 5976 = 2390 \text{ дол./год}$$

Повна собівартість експлуатації літака при перевезенні пасажирів або комерційного вантажу на один кілометр шляху ($C_{\text{ТКМ}}$) буде дорівнювати:

$$C_{\text{ТКМ}} = \frac{5976 + 2390}{4 \cdot 0,65 \cdot 264} = 12,2 \text{ дол./км}$$

4.4 Оцінка ефективності експлуатації ПС

4.4.1 Розрахунок виручки та прибутку експлуатаційної компанії ПС, що приходяться на один тонно-кілометр

Величина виручки, дол./ткм, що одержують від експлуатації парку літаків даного типу на один тонно-кілометр:

$$V_{\text{ек}} = \frac{C_{\text{к}} \cdot n_{\text{пас}} \cdot K_{\text{зав}}}{m_{\text{пз}} \cdot V_{\text{р}} \cdot \tau}$$

де $C_{\text{к}}$ – ціна квитка (або вантажу, що перевозиться), дол.;

$n_{\text{пас}} = 15$ – максимальна кількість пасажирів;

$K_{\text{зав}} = 0,65$ – коефіцієнт завантаження літака;

$V_{\text{р}}$ – рейсова швидкість літака;

$m_{\text{пз}} = 4 \text{ т}$ – максимальне комерційне навантаження літака;

$\tau = 1$ година – час польоту.

Величина прибутку ($\Pi_{\text{ек}}$) є різницею між виручкою ($V_{\text{ек}}$) та собівартістю експлуатації ЛА ($C_{\text{ТКМ}}$):

$$\Pi_{\text{ек}} = V_{\text{ек}} - C_{\text{ТКМ}}$$

За умови беззбитковості, тобто при $\Pi_{\text{ек}} = 0$, розрахуємо мінімальну ціну квитка $V_{\text{ек}} = C_{\text{ТКМ}}$, звідки:

$$C_{\text{кв}} = \frac{V_{\text{р}} \cdot m_{\text{пз}} \cdot \tau \cdot C_{\text{ТКМ}}}{n_{\text{пас}} \cdot K_{\text{зав}}}$$

$$C_{\text{кв}} = \frac{264 \cdot 4 \cdot 1 \cdot 12,2}{15 \cdot 0,65} = 1321 \text{ дол.}$$

За рентабельності 25 % ціна на квиток буде дорівнювати:

$$\Pi_{\text{кв}} = 1,25 \cdot 1321 = 1651 \text{ дол.}$$

Виручка за один рейс даного типу літака становить:

$$1651 \cdot 15 \cdot 0,65 = 16097 \text{ дол.}$$

Величина виручки ($V_{\text{ек}}$, дол./ткм), що одержують від експлуатації парку літаків даного типу на один тонно-кілометр становить:

$$V_{\text{ек}} = \frac{1651 \cdot 15 \cdot 0,65}{4 \cdot 264 \cdot 1} = 15,2 \text{ дол./ткм}$$

Величина прибутку ($\Pi_{\text{ек}}$, дол./ткм), що одержують від експлуатації парку літаків даного типу на один тонно-кілометр становить:

$$\Pi_{\text{ек}} = 15,2 - 12,2 = 3 \text{ дол./ткм}$$

4.4.2 Рентабельність експлуатації літака

Показник рентабельності є основним показником економічної ефективності експлуатації повітряного судна:

$$K_{\text{рент}} = \frac{\Pi_{\text{ек}}}{K_{\text{пит}}}$$

де $K_{\text{пит}}$ – питомі капіталовкладення, що припадають на один тонно-кілометр перевезення вантажу.

$$K_{\text{пит}} = \frac{1,05 \cdot \Pi_{\text{с}} + 1,03 \cdot \Pi_{\text{дв}} \cdot n_{\text{дв}} \cdot b}{m_{\text{пз}} \cdot V_{\text{р}} \cdot K_{\text{зав}} \cdot \tau_{\text{ен}}}$$

де $\tau_{\text{ен}}$ – середньорічний наліт на один літак, год./рік.

$$\tau_{\text{ен}} = 1000 \cdot (3,32 \cdot t_{\text{л}} + 2,65 \cdot \sqrt{11,5 \cdot t_{\text{л}}^2 - 2 \cdot t_{\text{л}} + 7,02})$$

де $t_{\text{л}} = 1$ година – середня тривалість безпосадкового польоту літака.

$$\tau_{\text{ен}} = 1000 \cdot (3,32 \cdot 1 + 2,65 \cdot \sqrt{11,5 \cdot 1 - 2 \cdot 1 + 7,02}) = 7493 \text{ год./рік}$$

$$K_{\text{пит}} = \frac{1,05 \cdot 15719440 + 1,03 \cdot 640280 \cdot 2 \cdot 1,045}{4 \cdot 264 \cdot 0,65 \cdot 7493} = 3,47 \text{ дол./ткм}$$

$$K_{\text{рент}} = \frac{3}{3,47} = 0,86$$

Висновок:

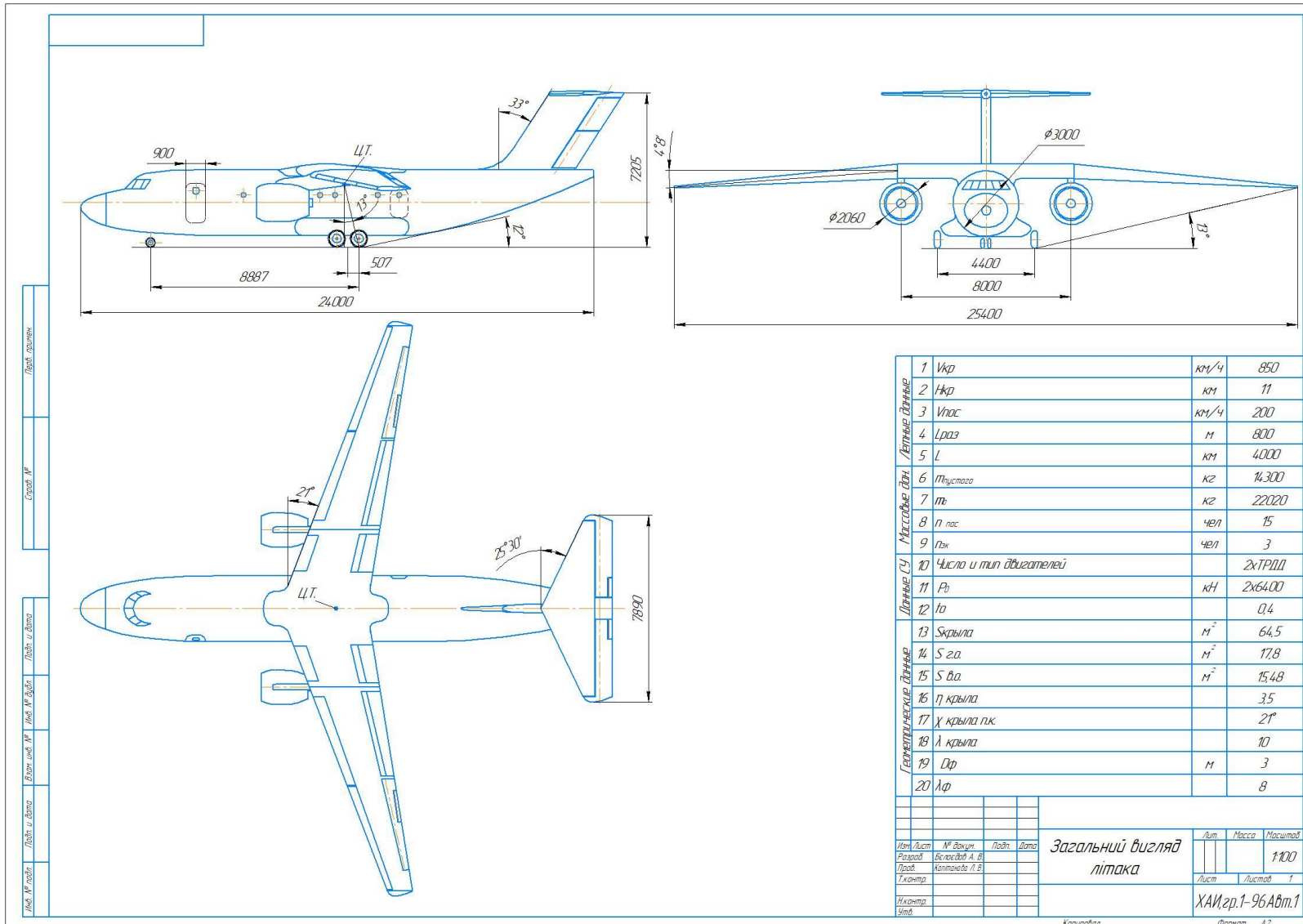
В економічному розділі проведено маркетингові дослідження ринку перевезень пасажирів українськими авіакомпаніями за 2021 р., який становить 69 тисяч комерційних рейсів (зростання – 68,3 %). Приймаючи Міжнародний аеропорт Харків за базовий, на основі сегментації ринку перевезень аеропорту, визначено, що за рік літак Ан-74VIP на маршруті

Харків - Київ перевезе близько 5475 пасажирів. Повна собівартість експлуатації літака при перевезенні пасажирів або комерційного вантажу на один кілометр дорівнює 12,2 дол./км, ціна квитка при рентабельності 25 % становить – 1651 дол. На основі отриманої ціни визначено величину виручки за один рейс – 16097 дол., за умови перевезення 15 пасажирів на відстань 425 км. Проведені розрахунки свідчать про економічну доцільність експлуатації даного типу літака.

Бібліографічний список

- 1) Розробка авіапроекту літака. А. К. М्याлиця, Л. А. Малашенко, О. Г. Гребеніков, Є. Т. Василевський, В. М. Клименко, О. О. Сердюков, 2010. – 237 с.
- 2) Наближене визначення основних параметрів літака (Ч1, Ч2). В. М. Клименко, О. О. Кобилянський, Л. А. Малашенко. - Х.: ХАІ, 1986. – 40 с.
- 3) Основи аерокосмічної техніки (Ч1, Ч2). В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, М.М. Федотов. – Х.: ХАІ, 2003.
- 4) Конструкція літаків. Житомирський Г. І. - М: Машинобудування, 1991. – 400 с.: іл.
- 5) Авіаційні правила. Частина 1. Норми льотної придатності літаків транспортної категорії. – М. МАК, 1993. – 483 с.
- 6) Розрахунок аеродинамічних показників літака. Ч1. В. І. Холявко. – Х.: ХАІ. 1991. – 72 с.
- 7) Льотно-технічні характеристики, поздовжня стійкість та керуваність літака. Г. П. Курочка. – Х.: ХАІ, 1999. – 188 с.
- 8) Аеродинаміка та динаміка польоту. В. А. Семенчін, В. А. Захаренко, В. В. Чмівж. – Конспект лекцій. – Х.: ХАІ, 2003. – 381 с.
- 9) Мхітарян А. М. Аеродинаміка. М: Машинобудування, 1976. – 448 с.: іл.
- 10) Технічна експлуатація літальних апаратів: Учеб. для вузів / Н. Н.Смірнов, Н. І. Володимиров, Ж. С. Черненко та ін; За ред. Н. Н.Смірнова. – М: Транспорт, 1990. – 423 с.
- 11) Крохін З. Т., Скрипник Ф. І., Шестаков В. З. Інженерно-організаційні основи забезпечення безпеки польотів у цивільній авіації. – М: Транспорт, 1987. – 175 с.
- 12) Вибір параметрів та експлуатація авіаційних коліс з урахуванням особливостей шин та гальм 6 навч. посібник / В. І. Рябков, Л. В. Капітанова, Д. В. Тиняков, Н. Г. Толмачов. – Х. : Нац. аерокосм. ун-т ім. Н. Є.Жуковського «Харк. авіац. ін-т», 2014. – 85 с.
- 13) Авіаційні правила АП-25. Норми льотної придатності літаків транспортної категорії / Міждерж. авіац. ком.-Жуковський: Вид-во Льотно-дослідний. ін-та ім. М. М.Громова, 1994. – 332 с.
- 14) 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.

Додаток 1



Код	Наименование	Единица измерения	Значение
1	Vкр	км/ч	850
2	Hкр	км	11
3	Vпас	км/ч	200
4	Lраз	м	800
5	L	км	4000
6	Масса доп.	кг	14300
7	м	кг	22020
8	п. пас.	чел	15
9	Пил.	чел	3
10	Число и тип двигателей		2хТРДД
11	Pв	кН	2х6400
12	lα		0,4
13	Скрылка	м ²	64,5
14	S г.д.	м ²	17,8
15	S в.д.	м ²	15,48
16	η крыла		35
17	χ крыла п.к.		2°
18	λ крыла		10
19	Др	м	3
20	λф		8

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата	Загальний вигляд літака	Лист	Масштаб
Розроб.		Білашвіць А.В.					1:100
Проб.		Калитовська Л.В.					
Технік.							
Інженер.							
Укр.							

ХАИ, гр.1-96Авт.1
Формат А2

Додаток 2

