

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

Пояснювальна записка до дипломного проекту

(тип кваліфікаційної роботи)

магістра

(освітній ступінь)

на тему: «Удосконалення регламенту технічного обслуговування
паливної системи середньомагістрального пасажирського
літака

ХАІ.103.1-96Авт1.22В.272.238-9/20-1 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу групи № 1-96Авт1

Галузь знань 27 «Транспорт»

(код та найменування)

Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»

(код та найменування)

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

(найменування)

Лифар С. С.

(прізвище та ініціали студента)

Керівник: Овчаренко С.І.

(прізвище та ініціали)

Рецензент: Кривобок О.І.

(прізвище та ініціали)

Харків – 2022

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

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

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

к.т.н., доц. Андрій Гуменний

« ____ » _____ 20__ р.

ЗАВДАННЯ
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

Лифар Станіславу Сергійовичу

(прізвище, ім'я та по батькові)

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

керівник кваліфікаційної роботи _____ к.т.н., доцент каф. 103 Овчаренко С.І. _____
(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: $n_{\text{пас}} = 205$ чол; $V_{\text{max}} = 930$ км/год; $V_{\text{кр}} = 890$ км/год; $H_{\text{кр}} = 11000$ м;
 $L = 5950$ км; $L_{\text{раз}} = 1700$ 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;

- Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації;
 - Збір, обробка та аналіз статистичних даних;
 - Вибір основних відносних початкових параметрів літака;
 - Розрахунок маси літака;
 - Підбір двигунів;
 - Визначення та оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів.
 - Розробка аеродинамічних, об'ємно-масових, конструктивно-силових компоновок.
- 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;
 - Розрахунок льотних характеристик літака методом тяг (потужностей).

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
- 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 Польоти в особливих умовах
- 3.3 Особливі випадки в польоті

Висновок

4 Економічний розділ

- 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:

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

Консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання надав	завдання отримав
1	к.т.н., доцент каф.103 Овчаренко С.І.,		
2	к.т.н., доцент каф.103 Овчаренко С.І.,		
3	к.т.н., доцент каф.103 Овчаренко С.І.,		
4	професор, зав. каф. 601 Ковальчук В. Г.,		

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)

Лифар С.С.
(прізвище та ініціали)

Керівник проекту

(підпис)

Овчаренко С.І.
(прізвище та ініціали)

Зміст

Реферат	8
1 Конструкторський розділ	9
1.1 Проектування вигляду літака на основі статистичних даних	9
1.1.1 Постановка завдання проектування	9
1.1.2 Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз	10
1.1.2.1 Літаки аналоги	12
1.1.3 Розробка тактико-технічних вимог до літака.....	17
1.1.4 Вибір схеми літака	17
1.1.5 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні.....	19
1.1.6 Розрахунок маси конструкції головних складових літака.....	21
1.1.7 Вибір двигуна	22
1.1.8 Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі).....	23
1.1.9 Вибір, обґрунтування, розробка та ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака	29
1.1.9.1 Вибір конструктивно-силової схеми крила.....	29
1.1.9.2 Вибір конструктивно-силової схеми фюзеляжу	31
1.1.9.3 Вибір конструктивно-силової схеми оперення.....	33
1.1.9.4 Вибір конструктивно-силової схеми шасі.....	35
1.2 Розрахунок аеродинамічних та льотних характеристик літака.....	36
1.2.1 Розрахунок поляр та аеродинамічної якості у злітній, посадковій та крейсерській конфігураціях.....	36
1.2.1.1 Побудова наближеної злітної та посадкової полярі	36
1.2.2 Розрахунок льотних характеристик літака методами тяг та потужностей	41
Висновки	43
2 Експлуатаційний розділ.....	44
2.1 Аналіз технічного стану паливної системи як об'єкта технічної експлуатації.....	44
2.1.1 Особливості конструкції і принципи роботи паливної системи та її компонентів.....	44
2.1.1.1 Паливні баки	44
2.1.1.2 Система живлення двигунів.....	46
2.1.1.3 Система живлення допоміжної силової установки	47
2.1.1.4 Система заправки	48
2.1.1.5 Система зливу та перекачки палива	49
2.1.1.6 Система індикації кількості палива.....	50
2.1.1.7 Система вентиляції паливних баків	53
2.2 Вимоги пред'являемі до паливних систем	54
2.3 Надійність в експлуатації. Ремонтпридатність та готовність.....	56

2.4 Типові відмови і пошкодження. Ознаки зовнішнього прояву.....	58
2.5 Методи і засоби контролю, особливості обслуговування технічного стану паливної системи літака	60
2.6 Вдосконалення технічного обслуговування паливної системи.....	63
Висновки	67
3 Безпека польотів	68
3.1 Польоти в особливих умовах	68
3.1.1 Польоти в зоні сильних опадів і грози	68
3.1.2 Польоти в зоні турбулентності	70
3.1.3 Польоти в зоні електричної активності атмосфери	70
3.1.4 Польоти в гірській місцевості.....	70
3.1.5 Польоти в зоні обмерзання.....	71
3.1.6 Польоти в умовах пилової бурі.....	71
3.1.7 Польоти над водною поверхнею	72
3.1.8 Польоти в районах Північної і Південної півкуль.....	72
3.2 Особливі випадки в польоті	74
3.2.1 Попадання повітряного судна в небезпечні метеорологічні явища.....	75
3.2.2 Пожежа на повітряному судні	75
3.2.3 Відмова двигуна	75
3.2.4 Напад на екіпаж (пасажирів).....	76
3.2.5 Відмови систем повітряного судна, що призводять до необхідності вимушеної посадки	76
3.2.6 Відмова бортових або наземних систем радіозв'язку.....	76
3.2.7 Погіршення стану здоров'я членів екіпажу (пасажирів).....	77
Висновки	77
4 Економічний розділ.....	78
4.1 Розрахунок витрат на експлуатацію літака і двигуна і собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр шляху ..	78
4.1.1 Розрахунок прямих витрат А	79
4.1.2 Розрахунок непрямих витрат Б.....	83
4.2 Оцінка ефективності експлуатації ПС	84
4.2.1 Розрахунок виручки та прибутку експлуатаційної компанії ПС, що приходяться на один тонно-кілометр	84
4.4.2 Рентабельність експлуатації літака	85
Висновки	87
Бібліографічний список	88
Додаток 1	90
Додаток 2.....	91

Реферат

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

Пояснювальна записка до дипломного проекту магістра містить: 89 с., 28 рис., 12 табл., 17 джерел.

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

Мета роботи – інтегроване проектування загального вигляду середньомагістрального пасажирського літака, його конструктивно-силової схеми та удосконалення технічного обслуговування його паливної системи.

Методи дослідження – статистичний, з використанням емпіричних залежностей і результатів обробки статистичних даних по існуючим літакам-прототипам.

У дипломному проекті представлені результати: статистичне проектування вигляду літака, конструктивно-силове компоновання літака; розглянуті особливості паливної системи низькоплану, розглянуті чинники, які впливають на безпеку польотів літака в особливих умовах; розрахунок показників економічної ефективності.

В результаті виконання дипломного проекту був спроектований середньомагістральний пасажирський літак. Проаналізована та досліджена структура паливної системи середньомагістрального літака. Проаналізовані особливості конструкції і принципи роботи паливної системи. Запропоновано модернізація конструкції впускних горловин паливних баків літака.

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

Ключові слова: літак, силова установка, паливна система, особливі умови, політ, паливні баки, датчики, економічність, технічне обслуговування, безпека польотів, собівартість, прибуток.

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Проектування вигляду літака на основі статистичних даних

1.1.1 Постановка завдання проектування

На сьогодні актуальними залишаються наступні вимоги до літаків, а саме:

1. Високий рівень льотно-технічних характеристик;
2. Мала вага конструкції при забезпеченні необхідної міцності і жорсткості;
3. Експлуатаційні вимоги: зручність технічного обслуговування;
4. Забезпечення високої технологічності конструкції. Можливість простоти складання, монтажу агрегатів, систем і всього літака;
5. Забезпечення високих економічних показників.

Для пасажирських літаків на першому місці стоять вимоги мінімальної витрати палива, економічності, підвищення ресурсу і зменшення впливу на навколишнє середовище (в першу чергу по викидах в атмосферу і шумності).

У сучасному інженерному проектуванні для ухвалення оптимальних рішень широко використовуються фізичні і математичні моделі, що враховують різні розрахункові умови і обмеження, що реалізуються із застосуванням різних видів програмування на ЕОМ.

У даній роботі містяться розрахунки загальних компоувальних рішень, злітної маси, конструктивно-силової схеми агрегатів пасажирського літака, їх взаємна ув'язка, а також розрахунки і конструювання деяких систем літака.

Метою даного завдання є розгляд варіанта проекту літака з наступними льотно-технічними даними:

Крейсерська швидкість польоту ($V_{кр}$) – 890 км/год.;

Крейсерська висота польоту ($H_{кр}$) – 11 км.;

Кількість пасажирів – 205 чол.;

Дальність польоту (L) – 5950 км.

1.1.2 Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз

Аналіз статистичних даних дає можливість розробити ТТВ до проєктованого літака. Тому необхідно використовувати дані літаків, які є аналогічними проєктованому та мають близькі льотно-технічні характеристики і схожі умови експлуатації.

Збір і обробка статистичних даних в ході проєктування літака дозволяє отримати наочне уявлення про сучасний рівень розвитку літакобудування з врахуванням:

- а) типів літаків, необхідних сучасній авіації;
- б) завдань, які вони виконують;
- в) льотно-технічних якостей;
- г) засобів досягнення цих якостей, а саме: вживаних схем літаків, геометричних і масових параметрів, силової установки, конструкційних матеріалів, способів виробництва та ін.

В якості статистичних даних було використано дані літаків, які мають близькі льотно-технічні характеристики і умови експлуатації. Ці дані представлені в статистичній таблиці 1.1.

Таблиця 1.1 – Статистичні дані літаків-аналогів

	Назва літака	A-320-200	Boeing 707-320	Boeing 727-200	Іл-86	Ту-204	Проект . літак
Льотні дані	V_{\max} , км/ч	900	960	1017	950	900	930
	H_{\max} , км	10,5	12	12	12	14	12
	$V_{\text{крейс}}$, км/ч	850	975	958	900	850	890
	$H_{\text{крейс}}$, км	18	8	9	11	11	11
	$V_{\text{взл}}$, км/ч	269		290	220	269	250
	$L(m_{\text{Tmax}})$, км	6930	8700	4585	10200	4600	5950
	$L_{\text{разб}}$, м	1418	1125	2500	2800	3150	1700
	$L_{\text{проб}}$, м	1342	1410	850-1400	2300	1850	1300
Масові дані	$m_0(m_{\text{взл}})$, кг	77500	147780	76800	208 000	93500	132000
	$m_{\text{пос}}$, кг	64500	130500	67000	215 000	86000	
	$m_{\text{пор}}$, кг	39800	91200	42600	116 250	77500	
	$m_{\text{об}}$, кг						13200
	$m_{\text{гр}}$, кг	15317	24850	16320	42 000	21000	24600

	$N_{\text{пас, чел}}$	179	189	140-190	350	214	205
	$m_{\text{т}}, \text{ кг}$	18810	42680	30623	114 000	24200	51480
	$m_{\text{к}}, \text{ кг}$						33000
Дані силової уст.	Кількість і тип двигуна	2ТРДД	4ТРДД	3 ТРДД	4 ТРДД НК-86	2 ТРДД	2 ТРДД
	$P_0, \text{ даН}$	12500	18190	6350	4x13000	15700	20800
	$m_{\text{дв}}, \text{ кг}$	2360	3300	1405	2150	2800	3981
	$C_p, \text{ кг/даНч}$	0,57	0,601	0,585	0,739	0,58	0,348
	У(ступінь двухконтурності)	6	4,5	4,2	1,18	5	4,66
Геометричні дані	$S, \text{ м}^2$	122	27,3	157,9	370	168	240
	$L, \text{ м}$	33,91	44,4	39,92	59,94	41,8	44,43
	X	27	30	32	46	32	30
	Λ	8,8	4,2	7,2	9.6	10,5	8,2
	$C_0/C_{\text{конц}}$	0,12	0,11	0,10	0,15	0,11	0,14
	H	3,4	4,18	3,29	3.11	5,15	3,9
	$L_{\phi}, \text{ м}$	44,66	44,4	41,37	59.7	44,8	44,1
	$D_{\phi}, \text{ м}$	5,85	4,07	3,76	6.8	3,9	4,2
	$\lambda_{\phi}, \text{ м}$	7,63	10,9	9,6	9	10,3	10,5
	$\bar{S}_{\text{эл.}}$	0,063	0,021	0,045	0,041	0,08	0,08
	$\bar{S}_{\text{ГО}}$	0,307	0,4	0,36	0,24	0,28	0,25
	$S_{\text{во}}$	0,252	0,378	0,153	72,40	0,12	0,18

1.1.2.1 Літаки аналоги

1. Airbus A320-200

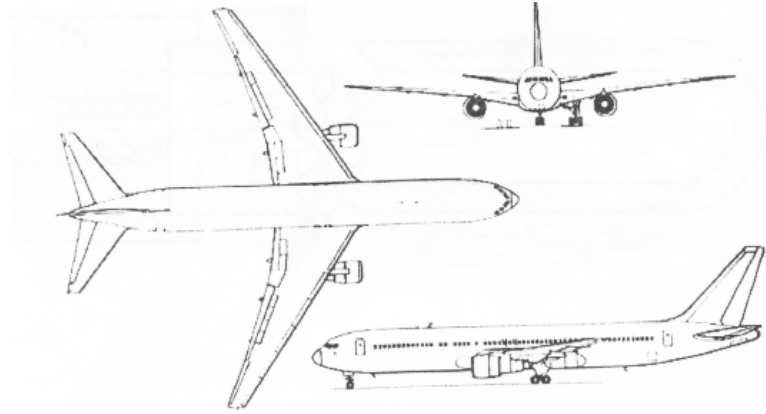


Рисунок 1 - Літак Airbus 320-200

A320-200 – це двомоторний літак з центральним проходом в кабіні, має 4 пасажирські входи і 4 запасні виходи.

Airbus A320-200 може максимально перевезти 180 пасажирів. Фюзеляж напівмонокок посилений шпангоутами та стрінгерами з обшивкою з алюмінієвого сплаву. Крило з двома лонжеронами кесонного типу.

Органами для поперечного управління є елерони і інтерцептори. Стабілізатор і кіль мають двухлонжеронну конструкцію з працюючою обшивкою.

Шасі літака триопорне. Передня стійка має спарені колеса, забирається вперед. Основні стійки мають чотириколісні візки, прибираються у напрямку до фюзеляжу.

2. Boeing 707-320



Рисунок 2 – Літак Boeing 707-320

Має низько розташоване крило. Силова установка складається з чотирьох двигунів з великим ступенем двоконтурності, розташованих на пілонах під крилом [14].

Механізація крила виконана у вигляді предкрилків по всьому розмаху крила. Елерони встановлені тільки на верхній частині крила.

Фюзеляж – напівмонокок посилений шпангоутами і стрінгерами з обшивкою з алюмінієвого сплаву. Крило помірної стрілоподібності, великого подовження кесонного типу з двома лонжеронами.

Шасі трьохопорне. Передня стійка має спарені колеса, які прибираються вперед у напрямку польоту. Основні стійки мають чотириколісні візки забираються у напрямку до фюзеляжу.

3. Boeing 727-200

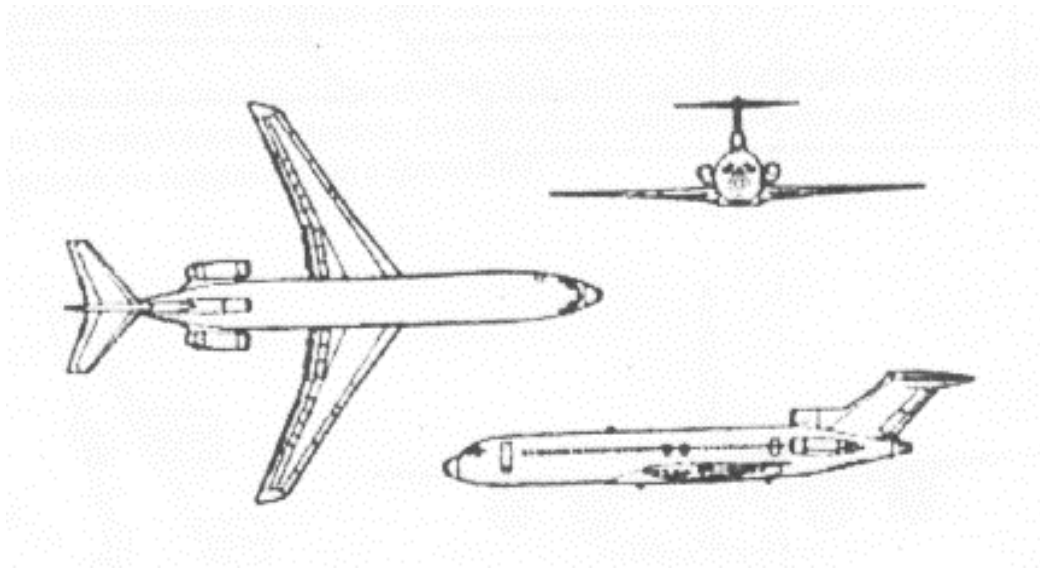


Рисунок 3 – Літак Boeing 727-200

Фюзеляж типу напівмонокок, круглого перетину з набором стрінгерів Z-образного перетину [14]. Конструкція крила кесонна з двома лонжеронами, посилена стрінгерами.

Шасі зі здвоєними колесами на кожній стійці, з гідравлічним приводом. Головні стійки прибираються в фюзеляж. Носове колесо кероване, забирається вперед.

Горизонтальне і вертикальне оперення складається зі стабілізатора і кіля мають двухлонжеронну структуру з працюючою обшивкою. На кінцевих частинах крила є чотирьохсекційні предкрилки, на кореневих – трисекційні носові щитки Крюгера.

Елерони складаються із зовнішніх секцій, пов'язаних з інтерцепторами і відхиляються тільки при малих швидкостях і внутрішніх секцій. На рулях висоти є сервокермо.

4. Іл-86

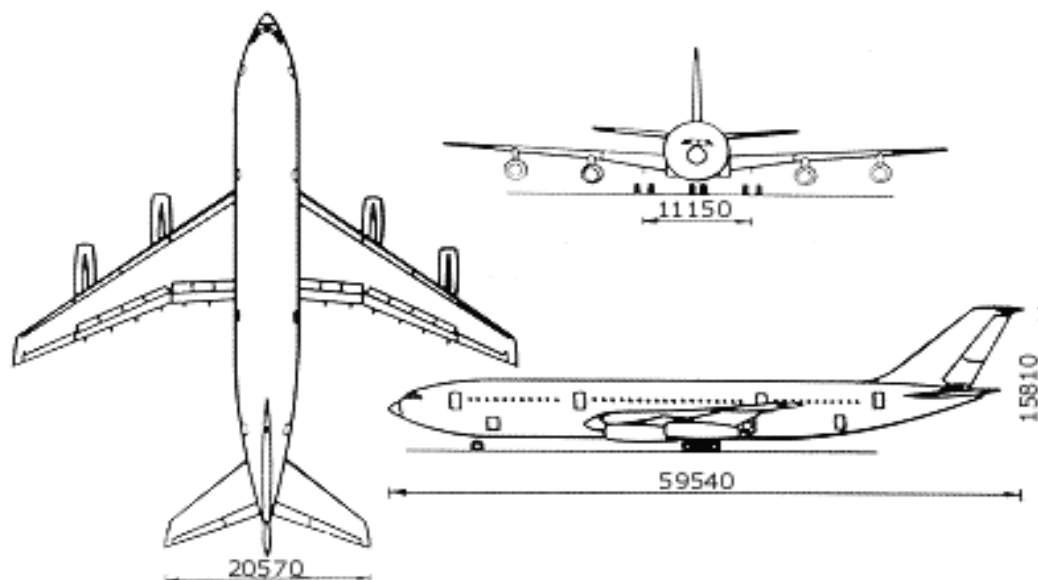


Рисунок 4 – Літак Іл-86

Чотирьохдвигунний широкофюзеляжний пасажирський літак для авіаліній середньої протяжності, спроектований в КБ Ільюшина. За класифікацією НАТО – «Camber» («Вигнутий», «Опуклий»).

Перший і наймасовіший радянський пасажирський широкофюзеляжний літак. Виготовлявся серійно в 1980-1997 роках на авіаційному заводі Воронежського акціонерного літакобудівного товариства в Воронежі.

Основною перевагою Іл-86 є те, що це був перший широкофюзеляжний пасажирський літак в СРСР, який мав до того ж небувалу за тими мірками пасажиромісткістю. Саме завдяки цьому була вирішена проблема пасажирських авіаперевезень на середні дистанції і створена основа їх популяризації.

Також варто відзначити, що при проектуванні Іл-86 був використаний ряд інновацій, таких, наприклад, як вдосконалена система бортової електроніки, а також нове компонування пасажирського салону.

Чотиримоторний турбореактивний низкоплан із стрілоподібним крилом і однокільовим оперенням.

5. Ту-204



Рисунок 5 – Літак Ту-204

Літак побудований за аеродинамічною схемою вільнонесучого низькоплана [14].

Стрілоподібне крило великого подовження утворене надкритичними профілями. Для зменшення індуктивного опору крилу додана негативна аеродинамічна крутка і встановлені вертикальні законцовки.

Механізація крила складається з двоцелевих закрилків і предкрилків уздовж всієї передньої кромки.

Шасі трьохопорне, з носовою стійкою, прибирається. Силова установка складається з двох ТРДД ПС-90А. Кабіна екіпажу оснащена кольоровими дисплеями і центральними Y-образними ручками з малим ходом. Система управління літаком і двигунами — електродистанційна.

1.1.3 Розробка тактико-технічних вимог до літака

На підставі обробки статистичних даних можна сформулювати ТТВ до проєктованого літака з послідовними доповненнями або коригуванням заданих ТТВ.

Отримані ТТВ занесені в таблицю 1.2.

Таблиця 1.2 – Тактико-технічні вимоги

№ з/п	Тактико-технічні вимоги	Значення
1	Крейсерська швидкість польоту ($V_{кр}$), км/ч	890
2	Крейсерська висота польоту ($H_{кр}$), км	11
3	Кількість пасажирів, чол	205
4	Дальність польоту (L), км	5950
5	Довжина розбігу ($L_{раз}$), м	1700
6	Тип двигуна	ТРДД
7	Кількість двигунів ($n_{дв}$), шт	2

При проєктуванні літака необхідно прагнути до зменшення його маси. Це дозволяє поліпшити льотно-технічні характеристики літака і знизити його вартість.

1.1.4 Вибір схеми літака

Проаналізувавши технічні характеристики літаків, обраних для збору статистичних даних, визначено, що для проєктованого літака найбільш оптимальною є нормальна аеродинамічна схема. Її головною перевагою служить стійкість під час польоту.

Таким чином вибрано класичну аеродинамічну схему. За зовнішньою формою, відповідно до статистики, призначено крило прямої стрілоподібності.

Схема шасі – трьохопорне шасі з носовим колесом, колеса прибираються в фюзеляж.

До переваг цієї схеми можна віднести наступні:

- невелика ймовірність капотажу;
- можливість ефективного гальмування;
- шляхова стійкість;
- комфорт пасажирів;
- широкий кут огляду для пілота;

– немає пошкодження вихлопним струменем.

Двигуни – турбореактивні двоконтурні в кількості двох штук. При збільшенні кількості двигунів значно збільшується маса систем силової установки, але також збільшується і живучість.

Вага всього літака і окремих його агрегатів суворо регламентована з тим, щоб був забезпечений політ літака з необхідним запасом палива і необхідним корисним навантаженням. Перевищення ваги не допустимо, проте він безпосередньо впливає на міцність.

За формою поперечного перерізу фюзеляж вибрано круглої форми.

Простота конструкції має на меті створення літака з найменшої кількості простих по конфігурації деталей при найбільш зручному їх виготовленні і простоті складання. Застосування стандартних, нормалізованих і уніфікованих конструкцій елементів, деталей і вузлів сприяє цьому.

Фюзеляж з круглою формою поперечного перерізу має меншу поверхню при заданому обсязі і, отже, менший опір тертя. Крім того, обшивка фюзеляжу круглого перетину при надмірному внутрішньому тиску працює тільки на розтяг, не відчуваючи згинальних напруг.

За статистичними даними були визначені основні параметри крила λ , χ , η , відносна хорда закрилка, кути відхилення закрилків, відносна площа елерона, параметри фюзеляжу, Γ_O , BO , та занесені в таблицю 1.3.

Таблиця 1.3 – Основні параметри літака в нульовому приближенні

$\chi^{1/4}$, град	η	\bar{c}	\bar{b}_z	δ_z , град	λ	$\bar{S}_{эл}$	λ_ϕ	D_ϕ , м	L_ϕ , м	$\bar{S}_{\Gamma O}$
30°	3,9	0,14	0,244	30°/45°	8,2	0,08	10,5	4,2	44,1	0,25

Продовження таблиці 1.3

$\lambda_{\Gamma O}$	λ_{BO}	$\chi_{\Gamma O}^{1/4}$, град	$\chi_{\text{BO}}^{1/4}$, град	$\bar{c}_{\Gamma O}$	\bar{c}_{BO}	$\eta_{\Gamma O}$	η_{BO}
3	1,5	35°	40°	0,05	0,06	2,3	2

1.1.5 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні

Злітна маса літака в нульовому наближенні визначається за формулою, отриманою з рівняння відносних мас з використанням статистичних даних:

$$m_0 = \frac{m_{zp} + m_{\text{эк}}}{1 - (\bar{m}_k + \bar{m}_{CV} + \bar{m}_T + \bar{m}_{\text{об.упр.}})}, \quad (1.1)$$

де m_0 – злітна маса літака в нульовому наближенні, кг;

m_{zp} – маса комерційного навантаження, кг;

$m_{\text{эк}}$ – маса екіпажа, кг;

\bar{m}_k – відносна маса конструкції;

\bar{m}_{CV} – відносна маса силової установки;

\bar{m}_n – відносна маса палива;

$\bar{m}_{\text{об.упр.}}$ – відносна маса обладнання та управління.

Комерційне навантаження для пасажирського літака визначається за умовою, що на одного пасажера припадає 120 кг. маси з урахуванням багажу для кожного пасажера, тобто:

$$m_{zp} = 120 \cdot n_{\text{пас}} = 120 \cdot 205 = 24600 \text{ кг}. \quad (1.2)$$

Маса екіпажу дорівнює:

$$m_{\text{эк}} = 80 \cdot n_{\text{эк}} = 80 \cdot 6 = 480 \text{ кг}. \quad (1.3)$$

При визначенні злітної маси літака необхідно знати наступні відносні маси: конструкції (\bar{m}_k), силової установки (\bar{m}_{CV}), обладнання та управління ($\bar{m}_{\text{об.упр.}}$), палива (\bar{m}_n).

Відносна маса палива розраховується за формулою:

$$\bar{m}_n = a + \frac{b \cdot L}{V}, \quad (1.4)$$

де L – дальність польоту, км;

V – швидкість польоту, км/год;
 a, b – коефіцієнти, що залежать від типу літака.

Коефіцієнти a та b для пасажирських дозвукових літаків мають значення: $a = 0,06 \dots 0,07$, $b = 0,05 \dots 0,06$, де менші значення коефіцієнта відповідають літакам більшого тону.

Для проектуемого літака зазначимо наступні коефіцієнти:

$$a = 0,06, \quad b = 0,05.$$

Тоді:

$$\bar{m}_n = 0,06 + \frac{0,05 \cdot 6000}{890} = 0,39,$$

Призначимо значення відносних мас: конструкції (\bar{m}_k), силової установки (\bar{m}_{cy}), обладнання та управління ($\bar{m}_{об.упр.}$):

$$\bar{m}_k = 0,25, \quad \bar{m}_{cy} = 0,08, \quad \bar{m}_{об.упр.} = 0,09.$$

Виначені відносні параметри літака занесено в таблицю 1.4.

Таблиця 1.4 – Відносні параметри мас літака

\bar{m}_k	\bar{m}_{cy}	$\bar{m}_{об.упр.}$	\bar{m}_T
0,25	0,08	0,09	0,39

Злітна маса літака в нульовому наближенні дорівнює:

$$m_0 = \frac{24600 + 480}{1 - (0,25 + 0,08 + 0,39 + 0,09)} = 132000, \text{ кг}$$

1.1.6 Розрахунок маси конструкції головних складових літака

Знаючи злітну масу літака і відносні маси конструкції, силової установки, палива, обладнання та управління (дивитися таблицю 1.4) розраховуються їх маси за формулами:

$$m_k = \bar{m}_k \cdot m_0 = 0,25 \cdot 132000 = 33000 \text{ кг}, \quad (1.5)$$

$$m_{\Pi} = \bar{m}_{\Pi} \cdot m_0 = 0,39 \cdot 132000 = 51480 \text{ кг}, \quad (1.6)$$

$$m_{CV} = \bar{m}_{CV} \cdot m_0 = 0,08 \cdot 132000 = 10560 \text{ кг}, \quad (1.7)$$

$$m_{об.упр.} = \bar{m}_{об.упр.} \cdot m_0 = 0,10 \cdot 132000 = 13200 \text{ кг}. \quad (1.8)$$

Використовуючи злітну масу літака і його призначення було визначено відносну масу крила, оперення, фюзеляжу і шасі.

Певні значення відносних мас занесено в таблицю 1.5.

Таблиця 1.5 – Відносні маси елементів конструкції

$\bar{m}_{кр}$	\bar{m}_{ϕ}	$\bar{m}_{он}$	$\bar{m}_{ш}$
0,384	0,358	0,076	0,182

Використовуючи значення відносних мас елементів конструкції (таблиця 1.5) визначаються їх маси за формулами:

$$m_{кр} = \bar{m}_{кр} \cdot m_k = 0,384 \cdot 33000 = 12672 \text{ кг}, \quad (1.9)$$

$$m_{\phi} = \bar{m}_{\phi} \cdot m_k = 0,358 \cdot 33000 = 11814 \text{ кг}, \quad (1.10)$$

$$m_{он} = \bar{m}_{он} \cdot m_k = 0,076 \cdot 33000 = 2508 \text{ кг}, \quad (1.11)$$

$$m_{ш} = \bar{m}_{ш} \cdot m_k = 0,182 \cdot 33000 = 6006 \text{ кг}. \quad (1.12)$$

Обчислені значення мас занесено в таблицю 1.6:

Таблиця 1.6 – Маси елементів конструкції

m_0 , КГ	m_{cp} , КГ	$m_{эк}$, КГ	m_k , КГ	$m_{кр}$, КГ	$m_{ф}$, КГ	$m_{он}$, КГ	$m_{ш}$, КГ	$m_{об.унр}$, КГ	m_T , КГ	m_{CV} , КГ
132000	24600	480	33000	12672	11814	2508	6006	13200	51480	10560

1.1.7 Вибір двигуна

Стартова тяга одного двигуна розраховується за формулою:

$$P_0 = \frac{t_0 \cdot m_0 \cdot g}{n_{дв}}, \text{ Н} \quad (1.13)$$

де $t_0 = 0,31$ – середнє значення тягоозброєності літака становить.

Таким чином стартова тяга двигуна дорівнює:

$$P_0 = \frac{0,31 \cdot 132000 \cdot 9,8}{2} = 199470, \text{ Н}$$

Виходячі з розрахунку був вибраний турбореактивний двухконтурний двигун (ТРДД) CF6-80 (рис.6) – двовальний з одноступінчастим вентилятором і підпірними ступенями. Камера згоряння – кільцева.

Технічні характеристики двигуна:

1. Злітний режим ($H = 0$, $V_n = 0$)

- реактивна тяга – 208,8 кН;
- питома витрата палива – 0,348 кг/Н·год.;
- ступінь двухконтурності – 4,66;
- температура газу перед турбіною – 1550 К;

2. Крейсерський режим ($H = 11000$ м, $V_n = 900$ км/год):

- реактивна тяга – 41,5 кН;
- питома витрата палива – 0,0603 кг/Н·год.;
- ступінь підвищення тиску – 28,1

3. Габаритні розміри:

– довжина	– 4239 мм;
– максимальний діаметр	– 2487 мм;
– суха маса двигуна	– 3981 кг.

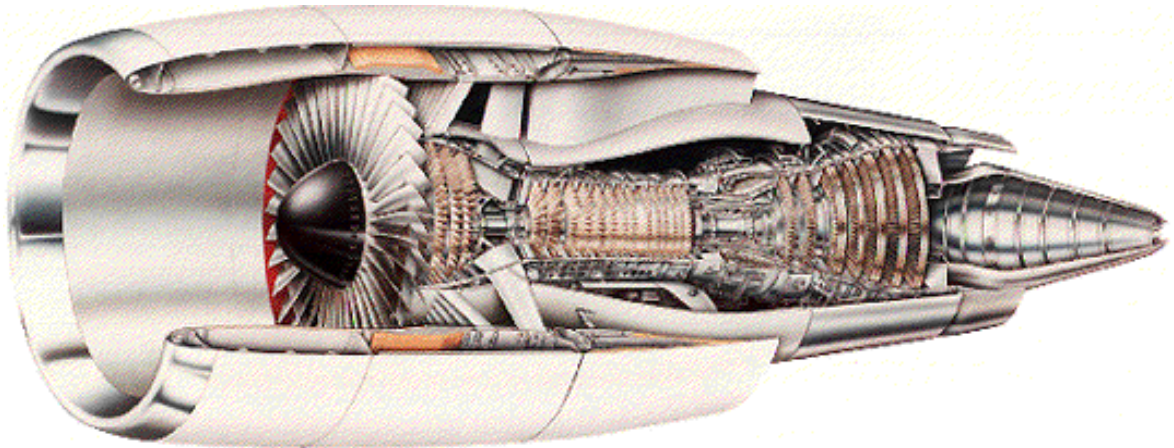


Рисунок 6 – Схема загального виду двигуна CF6-80

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

Площа крила визначається із співвідношення [2,с.89]:

$$S = \frac{m_0 \cdot g}{10 \cdot P_0}, \text{ м}^2 \quad (1.14)$$

де P_0 – навантаження на крило під час зльоту, яка по статистичним даним в середньому складає 550 Дан/м² (див. табл.1.1).

Відповідно, площа крила складає:

$$S = \frac{132000 \cdot 9,8}{10 \cdot 550} = 240,8, \text{ м}^2$$

Розмах крила розраховується за формулою:

$$L = \sqrt{\lambda \cdot S} = \sqrt{8,2 \cdot 240,8} = 44,43 \text{ м.} \quad (1.15)$$

Корньова (по осі симетрії літака) b_0 та кінцева b_k хорди крила визначаються виходячи зі значень S , η і L :

$$b_0 = \frac{S}{L} \cdot \frac{2 \cdot \eta}{\eta + 1} = \frac{240,8}{44,43} \cdot \frac{2 \cdot 3,9}{3,9 + 1} = 8,62 \text{ м.} \quad (1.16)$$

$$b_{\kappa} = \frac{b_0}{\eta} = \frac{8,62}{3,9} = 2,22 \text{ м.} \quad (1.17)$$

Средня аеродинамічна хорда крила (САХ) обчислюється за формулою:

$$b_A = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta \cdot (\eta + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 8,62 \cdot \frac{3,9^2 + 3,9 + 1}{3,9 \cdot (3,9 + 1)} = 6,07 \text{ м.} \quad (1.18)$$

Координата САХ за розмахом крила визначається зі співвідношення:

$$z_A = \frac{L}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{44,43}{6} \cdot \frac{3,9 + 2}{3,9 + 1} = 8,9 \text{ м.} \quad (1.19)$$

Координата носу САХ по осі симетрії літака [2, с.89]:

$$x_A = \frac{L}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} \cdot \left(\operatorname{tg} \chi + \frac{\eta - 1}{4 \cdot (\eta + 2)} \right) = \frac{44,43}{6} \cdot \frac{3,9 + 2}{3,9 + 1} \cdot \left(\operatorname{tg}(30^\circ) + \frac{3,9 - 1}{4 \cdot (3,9 + 2)} \right) = 6,23 \text{ м.} \quad (1.20)$$

Розміри фюзеляжу $l_{н.ч.}$ та $l_{хв.ч.}$ визначаються за статистичними даними.

Згідно [2, с.93] для проєктованого літака було вибрано наступні значення подовження частин і самого фюзеляжу:

$$\lambda_{\phi} = 10,5, \quad \lambda_{н.ч.} = 2, \quad \lambda_{хв.ч.} = 3,5.$$

Визначаємо розміри фюзеляжу l_{ϕ} , $l_{н.ч.}$ и $l_{хв.ч.}$:

$$l_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot D_{\phi} = 10,5 \cdot 4,2 = 44,1 \text{ м.} \quad (1.21)$$

$$l_{н.ч.} = \lambda_{н.ч.} \cdot D_{\phi} = 2 \cdot 4,2 = 8,4 \text{ м.} \quad (1.22)$$

$$l_{хв.ч.} = \lambda_{хв.ч.} \cdot D_{\phi} = 3,5 \cdot 4,2 = 14,7 \text{ м.} \quad (1.23)$$

Площі горизонтального і вертикального оперення відповідно рівні:

$$S_{ГО} = \bar{S}_{ГО} \cdot S = 0,25 \cdot 240,8 = 60,2, \text{ м}^2 \quad (1.24)$$

$$S_{ВО} = \bar{S}_{ВО} \cdot S = 0,18 \cdot 240,8 = 43,34, \text{ м}^2 \quad (1.25)$$

Розмах горизонтального і висота вертикального оперення розраховуються за формулами:

$$l_{ГО} = \sqrt{\lambda_{ГО} \cdot S_{ГО}} = \sqrt{3 \cdot 60,2} = 13,43, \text{ м}, \quad (1.26)$$

$$l_{ВО} = \sqrt{\lambda_{ВО} \cdot S_{ВО}} = \sqrt{1,5 \cdot 43,34} = 8,6, \text{ м}. \quad (1.27)$$

Корньова b_0 і кінцева b_k хорди, ГО та ВО визначаються наступним чином:

$$b_{0ГО} = \frac{S_{ГО}}{l_{ГО}} \cdot \frac{2 \cdot \eta_{ГО}}{\eta_{ГО} + 1} = \frac{60,2}{13,43} \cdot \frac{2 \cdot 2,3}{2,3 + 1} = 6,25, \text{ м} \quad (1.28)$$

$$b_{0ВО} = \frac{S_{ВО}}{l_{ВО}} \cdot \frac{2 \cdot \eta_{ВО}}{\eta_{ВО} + 1} = \frac{4,43}{8,06} \cdot \frac{2 \cdot 2}{2 + 1} = 7,17, \text{ м} \quad (1.29)$$

$$b_{кГО} = \frac{b_{0ГО}}{\eta_{ГО}} = \frac{6,25}{2,3} = 2,72, \text{ м} \quad (1.30)$$

$$b_{кВО} = \frac{b_{0ВО}}{\eta_{ВО}} = \frac{7,17}{2} = 3,59, \text{ м}. \quad (1.31)$$

Середня аеродинамічна хорда ГО обчислюється за формулою:

$$b_{АГО} = \frac{2}{3} \cdot b_{0ГО} \cdot \frac{\eta_{ГО}^2 + \eta_{ГО} + 1}{\eta_{ГО} \cdot (\eta_{ГО} + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 6,25 \cdot \frac{2,3^2 + 2,3 + 1}{2,3 \cdot (2,3 + 1)} = 4,71, \text{ м} \quad (1.32)$$

Координата САХ ГО за розмахом ГО визначається зі співвідношення:

$$z_{АГО} = \frac{l_{ГО} \cdot \eta_{ГО} + 2}{6 \cdot \eta_{ГО} + 1} = \frac{13,43 \cdot 2,3 + 2}{6 \cdot 2,3 + 1} = 2,92, \text{ м} \quad (1.33)$$

Координата носа САХ ГО по осі симетрії літака розраховується за формулою:

$$x_{АГО} = \frac{l_{ГО} \cdot \eta_{ГО} + 2}{6 \cdot \eta_{ГО} + 1} \cdot \left(\text{tg} \chi_{ГО} + \frac{\eta_{ГО} - 1}{4 \cdot (\eta_{ГО} + 2)} \right) = \frac{13,43 \cdot 2,3 + 2}{6 \cdot 2,3 + 1} \cdot \left(\text{tg}(35^\circ) + \frac{2,3 - 1}{4 \cdot (2,3 + 2)} \right) = 3,14, \text{ м} \quad (1.34)$$

Для трьох опорного шасі (див. рисунок 7) визначаються наступні параметри:

- база шасі – b ;
- колія шасі – B ;
- винесення головних коліс – c ;
- винесення переднього колеса – a ;
- висота шасі – h ;
- винесення центру мас літака – H .

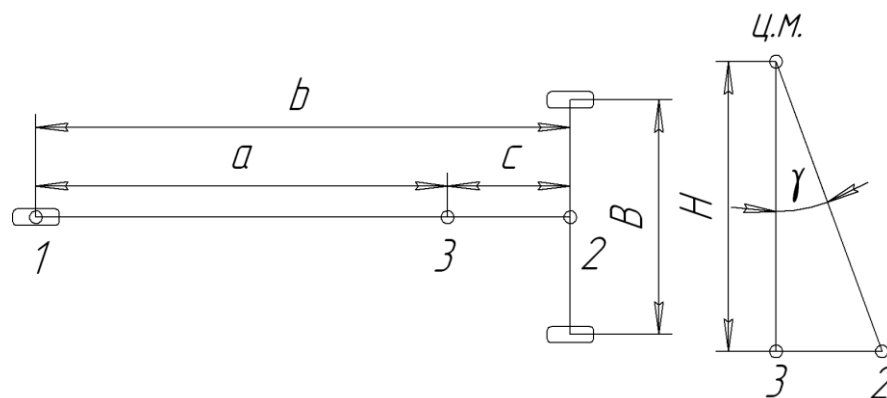


Рисунок 7 – Схема трьохопорного шасі

Похідними від цих параметрів будуть:

- кут винесення коліс головних опор γ ;
- кут опрокидування φ .

Кут торкання хвостовою п'ятою повинен забезпечувати використання задніх посадочних кутів.

Враховуючи цю вимогу було вибрано кут опрокидування $\varphi = 13^\circ$.

Кут виносу головних коліс повинен забезпечувати не перевалювання літака на хвіст при посадці. Умовою цієї вимоги служить перевищення кута γ на $1..2^\circ$ кута φ .

Отже, було вибрано $\gamma = 15^\circ$.

Величина виносу знаходиться в наступних межах [2,с.95]:

$$e = (0,15 \dots 0,20) \cdot b_A; \quad (1.35)$$

Звідси:

$$e = 0,15 \cdot 6,07 = 0,91 \text{ м.}$$

База шасі b повинна забезпечувати хороші експлуатаційні якості літака при маневруванні по аеродрому.

Згідно зі статистикою було розраховано:

$$b = (0,3 \dots 0,4) \cdot L_\phi = 0,35 \cdot 44,1 = 15,43, \text{ м} \quad (1.36)$$

Тоді (на рисунку 7) винесення переднього колеса складатиме:

$$a = b - e = 15,43 - 0,91 = 14,52, \text{ м} \quad (1.37)$$

Із рисунка 8 знаходиться висота центру мас літака (H):

$$H = e \cdot \text{ctg} \gamma = 0,77 \cdot \text{ctg}(15^\circ) = 2,87, \text{ м} \quad (1.38)$$

Колія шаси знаходиться в межах [2, с.97]:

$$2 \cdot H \leq B < 16 \text{ м}$$

Для забезпечення оптимальної маневреності літака при рулінні призначаємо:

$$B = 8 \text{ м.}$$

Плече $L_{ГО} \approx L_{ВО}$ для нормальної схеми літака (відстань від центру мас літака до центру тиску горизонтального оперення), згідно [2, с. 66], знаходиться зі співвідношення:

$$L_{ГО} = 3,28 \cdot b_A = 3,28 \cdot 6,07 = 19,9, \text{ м} \quad (1.39)$$

Значення величини x_T , згідно [2, с.90], розраховується за формулою:

$$x_T = 0,26 \cdot b_A = 0,26 \cdot 6,07 = 1,57, \text{ м} \quad (1.40)$$

Побудова загального вигляду літака виконується в наступному порядку (див. рис.8):

1. будується фюзеляж літака;
2. будується горизонтальне і вертикальне оперення;
3. будується САХ горизонтального оперення;
4. плече горизонтального оперення відкладають від точки, віддаленої на $0,25 \cdot b_{АГО}$ від носа САХ горизонтального оперення;
5. знаходиться положення носа (від центру мас відкладається розмір x_T);
6. по координаті x_A знаходиться положення носа корневої хорди крила;
7. будується крило літака.

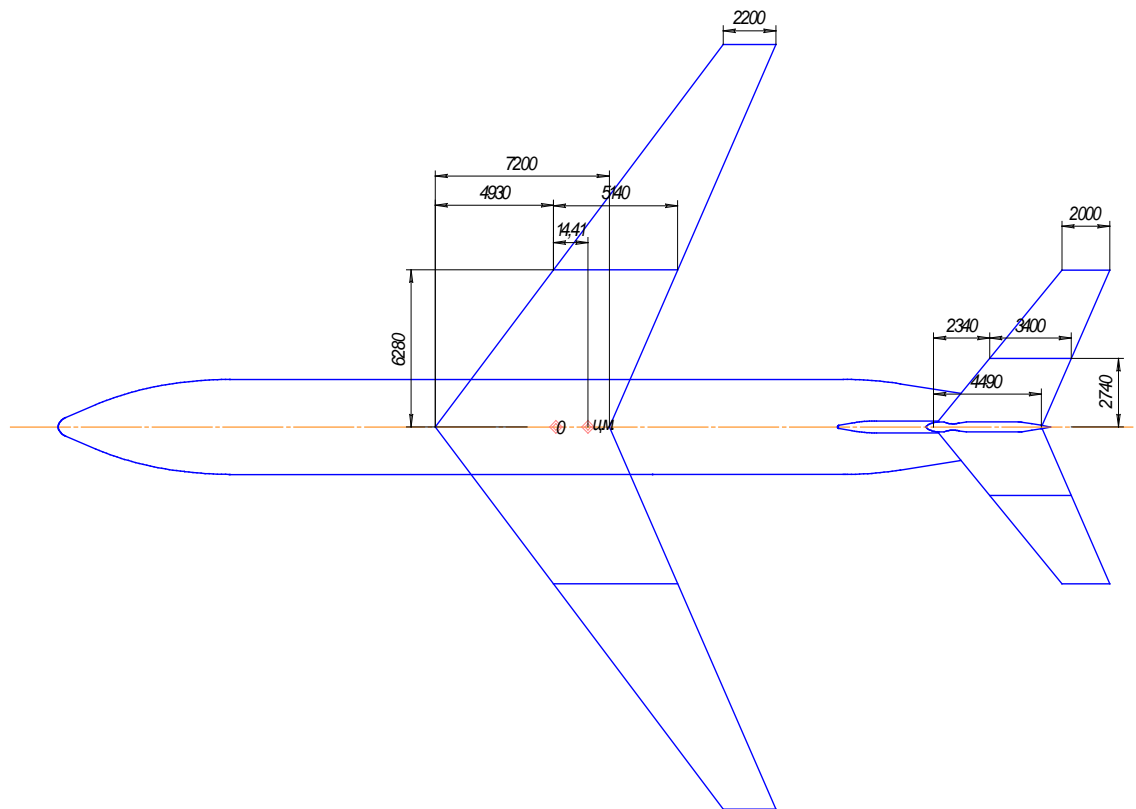


Рисунок 8 – Побудова загального вигляду літака

1.1.9 Вибір, обґрунтування, розробка та ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака

1.1.9.1 Вибір конструктивно-силової схеми крила

Для наближеного вибору КСС крила було використано поняття умовного лонжерона, ширина поясу якого становить 0,6 хорди крила в розрахунковому перерізі.

У завданні береться коренева хорда b_0 .

Товщина умовного поясу лонжерона визначається за формулою:

$$\delta_y = \frac{(P_0 \cdot S \cdot z_a - 2m_i \cdot g \cdot Z_i - m_{кр} \cdot g \cdot Z_a) \cdot n^P}{0,96 \cdot \bar{C} \cdot b_0^2 \cdot \sigma_p}, \quad (1.41)$$

де $P_0 = 550 \text{ даН/м}^2$ – навантаження на крило при зльоті;

$S = 240,8 \text{ м}^2$ – площа крила;

$Z_a = 8,9 \text{ м}$ – координата середньої аеродинамічної хорди від поздовжньої осі літака за розмахом крила;

m_i – маса вантажу, розташованого на крилі;

На кожній консолі крила розташовується: двигун масою $m_{дв} = 3981 \text{ кг}$ і шасі – $m_{ш} = 6006 \text{ кг}$.

Z_i – координата центру мас вантажу, розташованого на крилі, від поздовжньої осі літака за розмахом крила, $Z_{дв} = 7 \text{ м}$, $Z_{ш} = 4 \text{ м}$.

$n^P = 3$ – коефіцієнт розрахункового перевантаження;

$m_{кр} = 12672 \text{ кг}$ – маса крила;

$\bar{C} = 0,12$ – відносна товщина профілю крила;

$b_0 = 8,65 \text{ м}$ – коренева хорда крила;

σ_p – руйнівна напруга поясу лонжерона,

$\sigma_p = 330 \text{ МПа}$ – у припущенні, що лонжерон виконаний з алюмінієвого сплаву Д16Т;

$$\delta_y = \frac{(5500 \cdot 240,8 \cdot 8,9 - 2 \cdot 9,81(3981 \cdot 7 + 21968 \cdot 10) - 12672 \cdot 9,81 \cdot 8,9) \cdot 3}{0,96 \cdot 0,12 \cdot 8,65^2 \cdot 330 \cdot 10^6} = 5,86 \text{ мм};$$

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

Величина інтенсивності моментного навантаження для кореневого перетину крила визначається за виразом [2,с.131]:

$$\frac{M}{H^3} = \frac{[(m_0 \cdot S - m_{кр} \cdot g) \cdot z_A - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i] \cdot n^p}{1.03 \cdot (\bar{c} \cdot b_0)^3}, \quad (1.42)$$

де $H=0,8$;

H_{\max} – розрахункова висота профілю перетину.

$$\frac{M}{H^3} = \frac{((5500 \cdot 240,8 - 12672 \cdot 9,81) \cdot 8,9 - 2 \cdot 9,81(3981 \cdot 7 + 21968 \cdot 10)) \cdot 3}{1.03 \cdot (0.12 \cdot 8.65)^3} = 15,1 \text{ МПа.}$$

Так як товщина умовного лонжерона більше 3 мм, а перерізуючий момент більше 10...15 МПа, отже, було вибране кесонне крило (Рисунок 9).

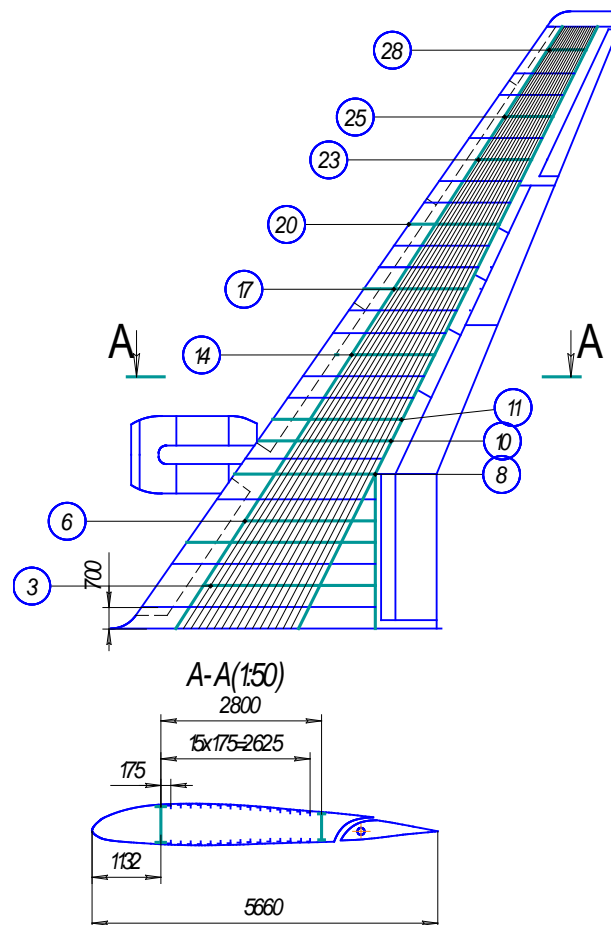


Рисунок 9 – КСС крила

Обрана схема має такі переваги:

- більш вигідно по масі;
- для кесонного крила характерні більш гладка поверхня і менш ймовірні явища реверсу елеронів, дивергенція і флаттер;
- більш жорстке на вигин і кручення, що сприяє отриманню більш стабільних характеристик стійкості і керованості.

Крило кесонної конструкції має задовільні масові характеристики і наявність внутрішнього обсягу, що дозволяє розмістити баки для палива. Також крило такої схеми має високу технологічність, що пояснюється застосуванням штапованих деталей. Але з іншого боку трохи погіршилися аеродинамічні характеристики крила.

Недоліки схеми:

- стикування від'ємної частини набагато складніше;
- з'єднання по всьому контуру кесона.

Поздовжній набір складається з двох лонжеронів, розташованих на 20 % і 70 % хорд, які кріпляться за допомогою моментних вузлів до шпангоутів 36 і 41 і стрингерів, середня відстань між якими становить 200 мм.

Поперечний набір складається з нервюр, розташованих за потоком. Таке розташування найкраще за вимогами аеродинаміки, має такі переваги:

- повітряний потік нервюрами не спотворюється, заданий профіль крила витримується більш точно;
- зручніше кріпити вузли навішування елеронів, закрилків.

Нервюри 1,3,6,8,10,11,14,17,20,23,25,28 – силові.

Силові нервюри служать для сприйняття зосереджених сил і моментів від агрегатів, що кріпляться до крила.

Нервюри №8,10 призначені для кріплення двигунів.

До нервюр 3,6,11,14,17,20,23,25,28 здійснюється кріплення вузлів навішування закрилків, інтерцепторів, предкрилків і елеронів.

1.1.9.2 Вибір конструктивно-силової схеми фюзеляжу

Було вибрано балочно-стрингерний фюзеляж (Рисунок 10).

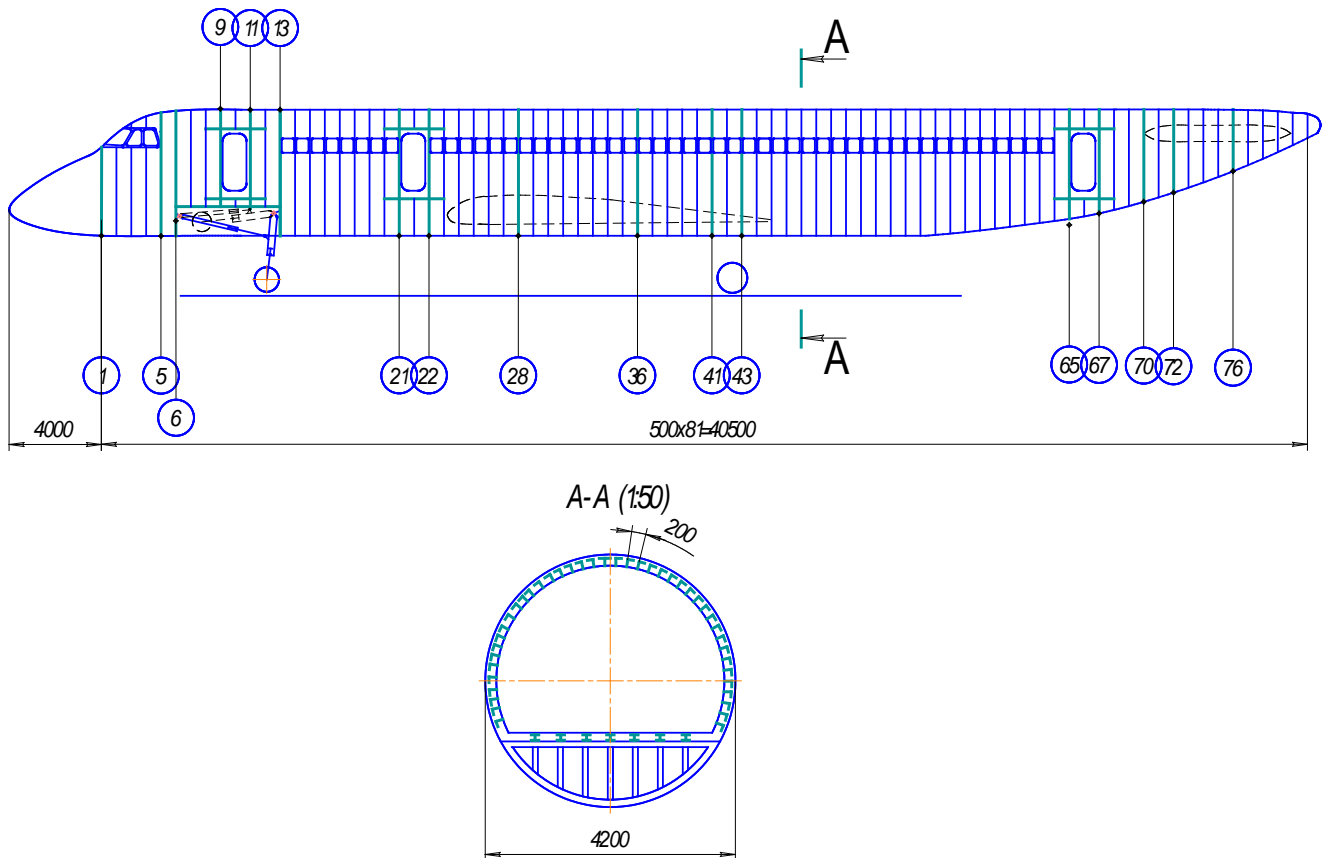


Рисунок 10 – КСС фюзеляжу

Ця схема має наступні переваги: [2 ,с.162]:

- герметизовані відсіки (крім хвостової частини);
- підвищенні характеристики усталостної міцності матеріалу.

Тип фюзеляжу – напівмонокок.

Фюзеляж типу напівмонокок має великі внутрішні вільні обсяги, отже, ці обсяги можна раціонально використовувати.

Поздовжній набір складається з стрингерів із середнім кроком 200 мм (крок стрингерів по довжині фюзеляжу літака змінюється).

Поперечний набір складається з 81 шпангоутів з кроком 500 мм. посиленіми є шпангоути: 1, 5, 6, 9, 11, 13, 21, 22, 28, 36, 41, 42, 64, 66, 69, 71, 75.

Шпангоути №1, 5 призначені для кріплення ліхтаря;

- 16, 13 – відсік носової стійки шасі;
- 9, 11, 21, 22, 64, 66 – кріплення вхідних дверей;
- 28, 36 – передача сил і моментів з крила літака;
- 41, 43 – відсік основної стійки шасі;
- 69, 71, 75 – кріплення ВО та ГО.

Для ілюмінаторів, люків і аварійного виходу на крило, які порушують цілісність основних силових елементів і послаблюють конструкцію, була зроблена

відбортовка, а для дверей встановлено спеціальні бімси. Для сприйняття сил з ВО крім силового шпангоута була встановлена балка.

1.1.9.3 Вибір констуктивно-силової схеми оперення

Силові елементи повинні бути пов'язані один з одним силовими елементами фюзеляжу.

У конструкції ВО і ГО були застосовані двухлонжеронні схеми (Рисунок 11, рисунок 12).

Обрана схема має наступні переваги:

– крутий момент сприймається замкнутим контуром, утвореним стінками лонжеронів і обшивкою;

– згинальний момент сприймається двома лонжеронами.

Лонжерони кріпляться до шпангоутів №66 і №70 на спеціальній балці. Нервюри розташовуються перпендикулярно передньому лонжерону. Крок між нервюрами вибирається за тими ж критеріями, що і для крила.

На ВО нервюри встановлюються з кроком 450 мм., аналогічно встановлюються нервюри і на ГО. Силові нервюри мають більш потужні пояси, і їх стінки підкріплені стійками.

На ВО нервюри №4, 11, 15, 19 служать для кріплення РН.

На ГО нервюри №5,9,13,116 служать кріпленням РВ.

Стрінгерний набір розташовується між лонжеронами. На ВО розташовуються стрінгери із середнім кроком 200 мм, а на ГО – 180 мм. Такий крок найбільш оптимальний[2, С.153], так як більш часте розташування стрінгерів призведе до збільшення маси конструкції, що небажано. КСС оперення представлена на рисунках 11, 12.

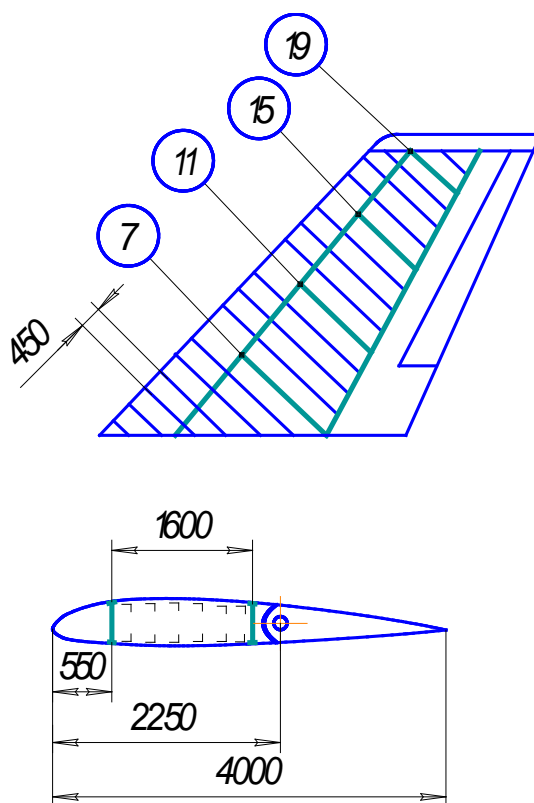


Рисунок 11 – КСС ВО

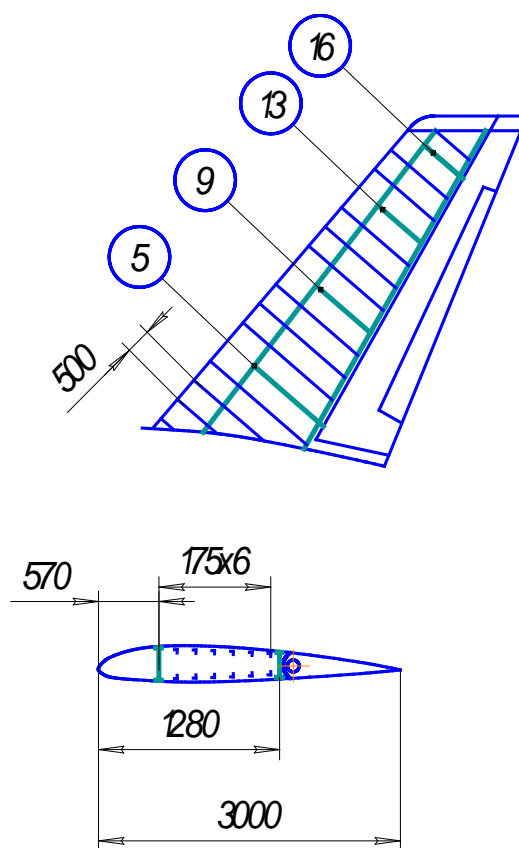


Рисунок 12 – КСС ГО

1.1.9.4 Вибір конструктивно-силової схеми шасі

КСС шасі повинна забезпечувати:

- найменшу масу шасі;
- найменший обсяг шасі в прибраному положенні;
- простоту кінематичної схеми механізмів випуску і прибирання.

Шасі виконано за класичною для даного типу літаків схемою [2,с.169]: трьохопорне з носовою стійкою (Рисунок 13).

Носова стійка телескопічна, з ламаючимся підкосом. Підкіс розвантажує стійку, зменшує згинальний момент і підвищує жорсткість. Колеса прибираються проти потоку в фюзеляж. Стійка кріпиться до шпангоутів №6 і 13. Основна стійка аналогічної схеми, кріпиться до нервюрі №6 крила і до шпангоута №44. Колеса прибираються в фюзеляж.

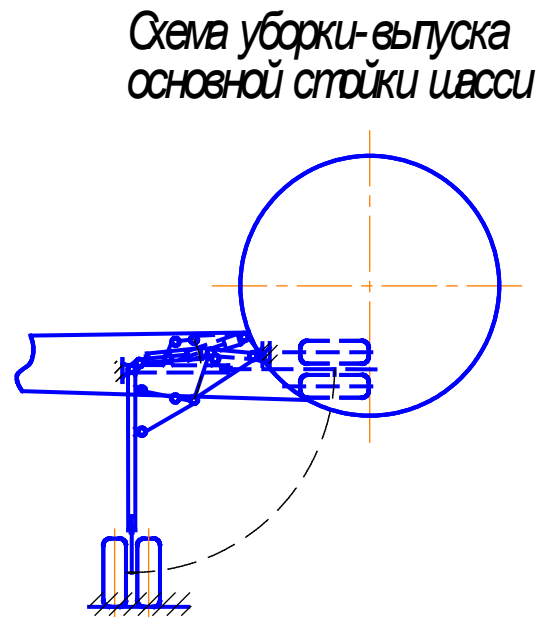


Рисунок 13 – Схема прибирання-випуску основної стійки шасі

1.2 Розрахунок аеродинамічних та льотних характеристик літака

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

Для визначення льотних та аеродинамічних характеристик ЛА: схеми ЛА, основні геометричні та масові параметри, а також характеристики двигуна – відомі, а аеродинамічні характеристики ЛА отримані за програмними розрахунками.

1.2.1.1 Побудова наближеної злітної та посадкової поляр

При розрахунках злітних характеристик ЛА необхідна його поляр, побудована з урахуванням випуску шасі та механізації крила.

Вважатимемо, що випуск шасі впливає тільки на величину опору, збільшуючи коефіцієнт лобового опору на $\Delta C_{x_{ш}}$. Механізація крила при зльоті збільшує $C_{x_{т}}$ на $\Delta C_{x_{мех}}$, а $C_{y_{т}}$ – на $\Delta C_{y_{т}}$. Одночасно з випуском механізації зміщується в негативний бік значення α_0 на $\Delta\alpha_0$, що призводить до збільшення $C_{y_{а\max}}$ на $\Delta C_{y_{а\max}} = C_{y_{а}}^{\alpha} \cdot \Delta\alpha_0$, причому $C_{y_{а\max}}$ досягається приблизно на тих же кутах α , що і без механізації.

Таким чином зміщення розраховуються за формулами:

$$C_{y_{а}} = C_{y_{а}}^{\alpha} \cdot (\alpha' - \Delta\alpha_0); \quad (1.43)$$

$$C_{x_{а}} = C_{x_{т}} + \Delta C_{x_{т}} + \Delta C_{x_{мех}} + A \cdot (C_{y_{а}} - \Delta C_{y_{т}})^2; \quad (1.44)$$

Визначається вплив закрилків та передкрилків.

Закрилок однощільний:

$$a = 0,4;$$

$$\kappa = 0,16;$$

$$\bar{b}_3 = 0,3;$$

$$\bar{S}_{кр.} = 240,8 м^2;$$

$$S_{мех.} = 38 м^2;$$

$$\bar{S}_{мех.} = 0,22$$

Передкрилок:

$$\bar{v}_{np.} = 0,713;$$

$$S_{mex.} = 28m^2;$$

$$\bar{S}_{mex.} = 0,24.$$

Визначається злітну поляра:

$$\delta_{з.} = 30^{\circ};$$

$$\delta_{np.} = 18,5^{\circ}$$

Вплив закрилка розраховується за формулою:

$$\Delta C_{x mex.} = 7,2 \cdot \kappa \cdot v_{з.} \cdot \bar{S}_{mex.} \cdot \delta_{з.} \cdot \sin \delta_{з.} \cdot \cos \chi_{0,5} = 7,2 \cdot 0,16 \cdot 0,22 \cdot 0,323 \cdot \sin 30^{\circ} \cdot \cos 31,7^{\circ} = 0,01976 \quad (1.45)$$

Таким чином:

$$C_{xM} = \Delta C_{x mex} / 0,4 = 0,0494 \quad (1.46)$$

$$\Delta C_{xIII} = 0,0247;$$

$$\Delta C_x = \Delta C_{x mex} + \Delta C_{xIII} = 0,0444 \quad (1.46)$$

$$\Delta \alpha_0 = -5,6 \cdot a = -5,6 \cdot 0,4 = -2,24^{\circ} \quad (1.47)$$

Розраховані данні були занесені в таблицю 1.7

Таблиця 1.7 – Значення зміщення

C_{ya}	0,2	0,4	0,6	0,8	1	1,2	1,4	1,488
C_{xa}	0,060981	0,06718	0,07751	0,091983	0,11058	0,13331	0,16018	0,17331

$$C_{ya}^{\alpha} = 5,19$$

$$\Delta C_{ya} = C_{ya}^{\alpha} \cdot \Delta \alpha_{взл} = -0,544 \quad (1.48)$$

$$\alpha_0 = -6^{\circ}.$$

Визначається посадкова поляра:

$$\delta_{з.} = 45^{\circ};$$

$$\delta_{np.} = 18,7^{\circ}$$

Розраховується вплив закрilка:

$$\Delta C_{ya \max} = a \cdot C_{ya}^{\alpha} \cdot \sqrt{\bar{\theta}_3} \cdot \sin \delta_3 \cdot \bar{S}_{\text{мех.}} \cdot \cos^3 \chi_{0.5} = 0,4 \cdot 3,7 \cdot \sqrt{0,244} \cdot \sin 45^{\circ} \cdot 0,323 \cdot \cos^{3/4} 31,7^{\circ} = 0,198 \quad (1.49)$$

$$\Delta C_{\text{хмех.}} = 7,2 \cdot \kappa \cdot \epsilon_3 \cdot \bar{S}_{\text{мех.}} \cdot \delta_3 \cdot \sin \delta_3 \cdot \cos \chi_{0.5} = 7,2 \cdot 0,16 \cdot 0,22 \cdot 0,323 \cdot \sin 45^{\circ} \cdot \cos 31,7^{\circ} = 0,02964 \quad (1.50)$$

$$\Delta \alpha_0 = -5,6 \cdot a = -5,6 \cdot 0,4 = -2,24^{\circ} \quad (1.51)$$

$$C_{ya}^{\alpha} = 5,19$$

$$\Delta C_{ya} = C_{ya}^{\alpha} \cdot \Delta \alpha_{\text{noc}} = -0,9067 \quad (1.52)$$

$$\Delta \alpha_{\text{noc}} = -10^{\circ}.$$

Таблиця 1.8 – Параметри приближеної взльотної та посадочної поляри

C_{ya}	0,2	0,4	0,6	0,8	1	1,2	1,4	1,488
C_{xa}	0,08321	0,08941	0,09974	0,1142	0,13281	0,1555	0,1824	0,1955

На підставі отриманих даних були побудовані графіки залежності $C_{ya}(\alpha)$ і $C_{xa}(C_{ya})$ (Рисунок 14).

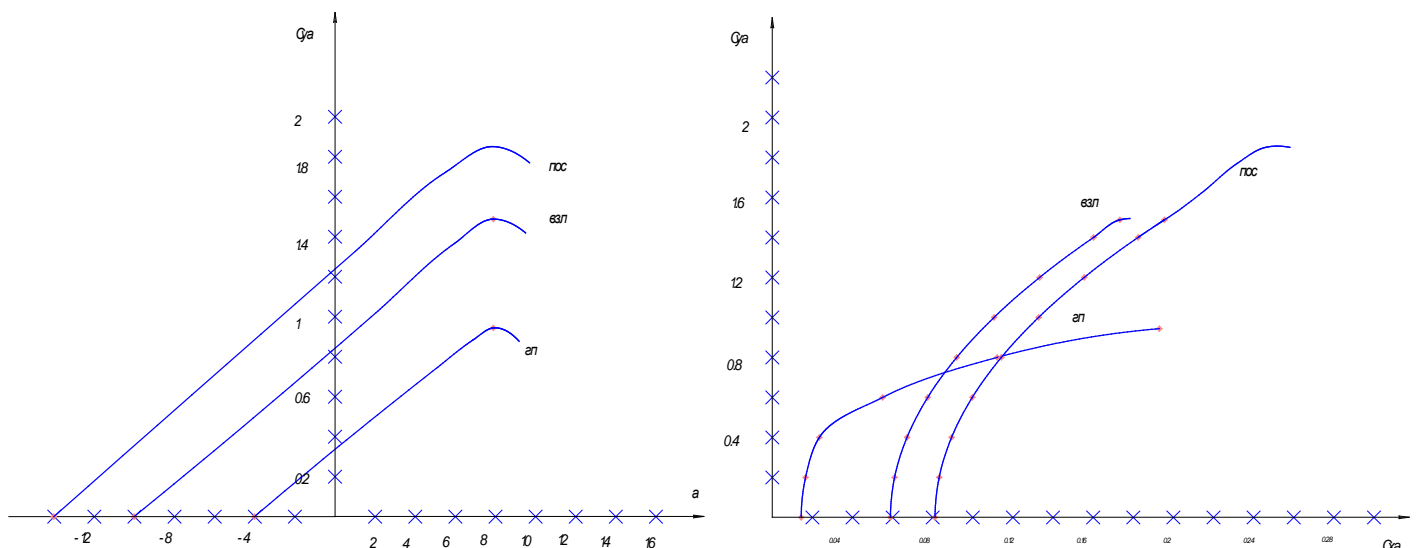


Рисунок 14 – Графіки залежностей $C_{ya}(\alpha)$ і $C_{xa}(C_{ya})$

Для розрахунку льотно-технічних характеристик (ЛТХ) ЛА користуються польотними полярами.

Для розрахунку були задані значеннями висоти польоту $H = (0;3;6;11 \text{ км})$.

Для кожної швидкості $M = (0,2;0,4;0,6;0,8;1,2)$ та висоти H , з урахуванням розрахункової маси ЛА, були розраховані значення C_{yaz} і C_{xai} .

Отримані значення занесені до таблиці 1.9.

Таблиця 1.9 – Значення C_{yaz} і C_{xai}

H=0	M	q	C _{ya}	C _{x0}	A	C _{xa}	K
	0,2	2837,1	1,804926	0,0162	0,0517	0,184696	9,77
	0,4	11348,4	0,451231	0,0153	0,05163	0,025852	17,45
	0,6	25533,9	0,200547	0,0148	0,0515	0,016901	11,86
	0,8	45393,6	0,112808	0,0263	0,05139	0,026954	4,185
	1,2	102135,6	0,050137	0,1372	0,1853	0,137676	0,36
H=3	M	q	C _{ya}	C _{x0}	A	C _{xa}	K
	0,2	1963,388	2,608122	0,0167	0,0517	0,368419	7,07
	0,4	7853,552	0,65203	0,0157	0,05163	0,03771	17,29
	0,6	17670,49	0,028979	0,0152	0,0515	0,019555	14,81
	0,8	31414,21	0,163008	0,0266	0,05139	0,028046	5,81
	1,2	70681,97	0,072448	0,1375	0,1853	0,138523	0,52
H=6	M	q	C _{ya}	C _{x0}	A	C _{xa}	K
	0,2	13222,10	3,873186	0,01729	0,0517	0,792871	4,88
	0,4	5288,416	0,968296	0,01627	0,05163	0,064678	14,97
	0,6	11898,94	0,430354	0,01548	0,0515	0,025018	17,2
	0,8	21153,66	0,242074	0,02714	0,05139	0,030151	8,02
	1,2	47595,74	0,107588	0,13797	0,1853	0,140115	0,767
H=11	M	q	C _{ya}	C _{x0}	A	C _{xa}	K
	0,2	635,6	8,056568	0,01849	0,0517	3,374249	2,38
	0,4	2542,4	2,014142	0,01736	0,05163	0,226811	8,88
	0,6	5720,4	0,895174	0,01674	0,0515	0,058009	15,43
	0,8	10169,6	0,503536	0,02814	0,05139	0,04117	12,23
	1,2	22881,6	0,223794	0,13389	0,1853	0,14317	1,56

Було визначено $C_{ya \max}$ для кожної прийнятої висоти H , побудувавши на графіку $C_{ya \max} = f(M)$ графіки $C_{yaz} = f(M)_{H=\cos nt}$ (Рисунок 15).

За точками перетину було визначено $C_{ya \max}$ для кожної H . Через те, що використовувати в польоті $C_{ya \max}$ неможливо через звалювання ЛА на крило, за найбільше значення C_{ya} , приймають гранично-допустиме значення $C_{ya \text{ доп}}$.

Таким чином, було прийнято, що $C_{ya\ доп} \approx 0,8C_{ya\ max}$.

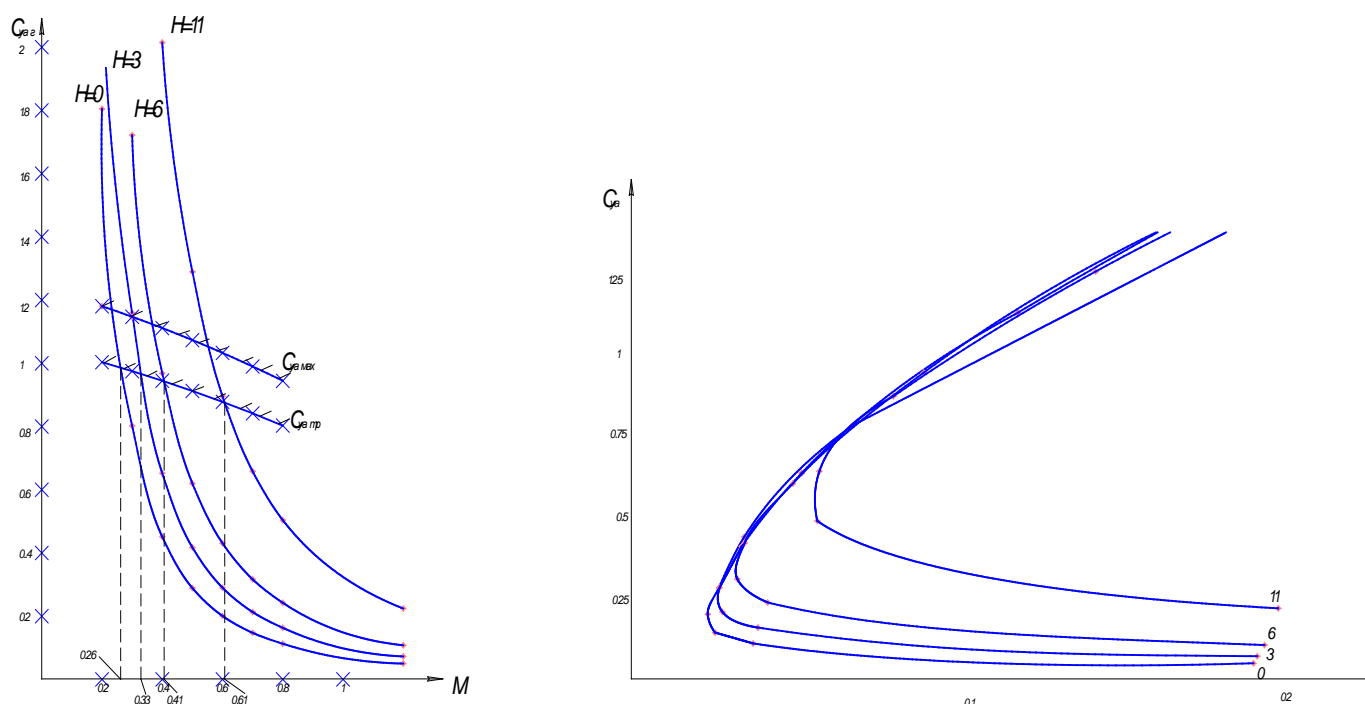


Рисунок 15 – Графіки залежностей $C_{ya} = f(M)_{H=const}$ і $C_{ya} = f(C_{xaz})_{H=const}$

На підставі розрахованих даних був побудований графік залежності max аеродинамічної якості залежно від величини числа M для кожної з фіксованих висот H (Рисунок 16).

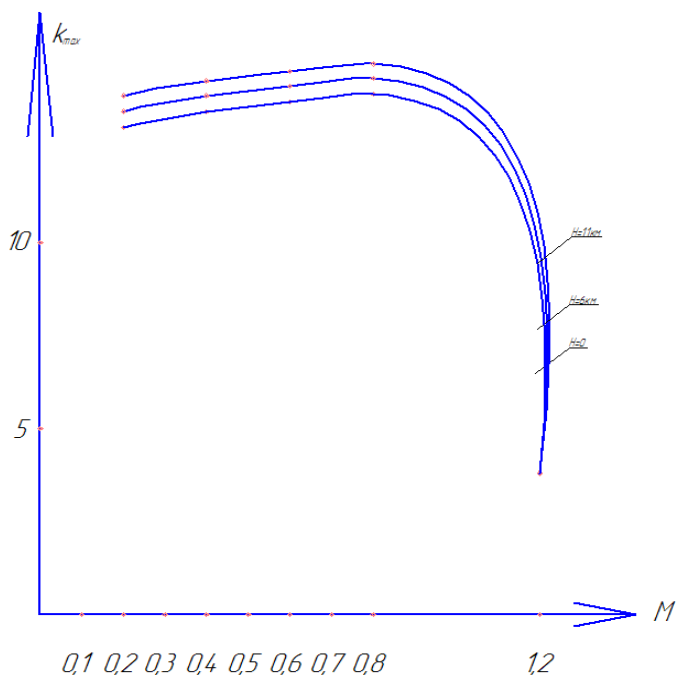


Рисунок 16 – Графік залежності $K_{max} = f(M)_{H=const}$

Потребна тяга розраховується за формулами:

$$P_{ар} (Н, М) = X_{ар} (Н, М)$$

$$X_{ар} = (C_{x0} + AC_{yар}^2) \cdot q \cdot S = C_{xар} qS; \quad (1.53)$$

де $S = 240,8 \text{ м}^2$ – площа крила.

Значення $C_{xар}$ було вибрано з попередньої таблиці.

Результати розрахунків наведено в таблицях 1.10.

Таблиця 1.10 – Результати розрахунків потребних тяг

М	P _{шт} ,кН			
	0	3	6	11
0,2	126,1795	174,1825	252,4206	516,4371
0,3	75,25847	91,03382	121,625	234,2706
0,4	70,64665	71,31503	82,36448	138,8559
0,5	82,66771	72,24828	71,16391	98,25147
0,6	103,9186	83,20724	71,68327	79,90559
0,7	155,2935	116,7031	91,4123	77,91487
0,8	294,6279	212,1514	153,5855	100,8183
1,2	3386,033	2357,685	1605,865	788,8535

1.2.2 Розрахунок льотних характеристик літака методами тяг та потужностей

Для розрахунку наявної тяги, було задано ступінь стиснення повітря в компресорі $\pi_k = 16$ і сумарна статична тяга двигунів: $P_o = 210 \cdot 2 = 420 \text{кН}$. За допомогою графіків з каталогу двигунів визначено значення коефіцієнта тяги ξ_p для різних висот і чисел М, і знайдено значення наявних тяг.

Результати обчислення представлені в таблиці 1.11.

Таблиця 1.11 – Значення коефіцієнта тяги ξ_p для різних висот і чисел М

Н, км	М	0,2	0,4	0,6	0,8	1,2
0	ξ_{p0}	0,7645	0,7124	0,8843	1,3209	3,15
	P_{p0} , кН	160,54	149,60	185,71	277,38	661,52
3	ξ_{p3}	0,64	0,605	0,75	1,122	2,67
	P_{p3} , кН	136,42	127,13	157,81	235,72	532,15

6	ξ_{P6}	0,5454	0,508	0,6309	0,9423	2,247
	P_{p6} , кН	114,54	106,73	115,04	197,90	471,96
11	ξ_{P11}	0,394	0,3677	0,4564	0,681	1,62
	P_{p11} , кН	82,86	77,21	95,85	143,167	341,43

Далі визначаються характеристики швидкісного горизонтального прямолінійного польоту, що встановився, і будуються висотно-швидкісні діаграми.

Для цього було розраховано M_{\max} , $M_{\min \text{ теор}}$, $M_{нв}$, і $M_{крс}$ за графіком потрібних і наявних тяг. Результати занесено в таблицю 1.12.

Таблиця 1.12 – Значення M_{\max} , $M_{\min \text{ теор}}$, $M_{нв}$, і $M_{крс}$

H , км	0	3	6	11
M_{\max}	0,772	0,813	0,83	0,87
$M_{\min \text{ теор}}$	0,23	0,3	0,37	0,55
$M_{нв}$	0,378	0,439	0,552	0,665
$M_{крс}$	0,503	0,575	0,83	0,87

Також визначено теоретичну статичну, граничну висоту польоту $H_{ст.реж}$

За отриманими результатами побудовано висотно-швидкісна діаграма і графіки потрібних і наявних тяг (Рисунок 17).

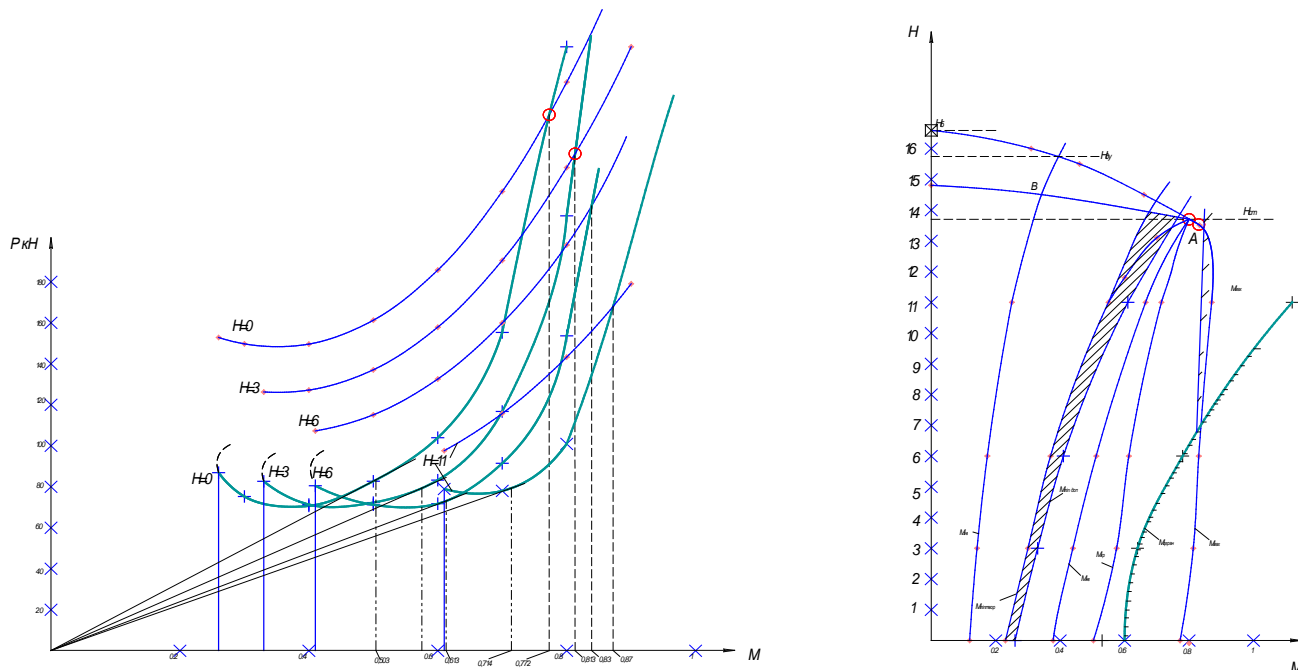


Рисунок 17 – Графіки потрібних і наявних тяг та діаграма $H=f(M)$

1.3 Висновки

1. За статистичними даними літаків аналогів були визначені тактико-технічні вимоги проектованого літака.

Виходячи з отриманих ТТВ були визначені масові характеристики літака і його основні геометричні параметри.

2. Був розроблений загальний вигляд літака, визначені геометричні розміри основних агрегатів літака. Розроблена конструктивно-силова схема основних агрегатів літака, ув'язку конструктивно-силової схеми крила з конструктивно-силовою схемою фюзеляжу.

3. В якості проведених досліджень була запропонована наступна компоновка літака:

- аеродинамічна схема – нормальна (класична);
- по конструктивним ознакам – моноплан;
- схема розташування крила відносно фюзеляжу – низькоплан;
- крило має стріловидну форму;
- конструкція крила – кессонне крило з 2-а лонжеронами;
- схема оперення – нормальна;
- до механізації крила входять: закрилки, предкрилки, інтерцептори та елерони, на яких розташовані трімери;
- схема фюзеляжу – нормальна;
- тип фюзеляжу – напівмонокок;
- схема шасі – трьохопорне з носовою опорою;
- схема прибирання головних стійок шасі – колеса прибираються в фюзеляж;
- тип опорного елемента – шасі;
- тип силовий установки ТРДД: два двигуни розташовані під крилом.

2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ

2.1 Аналіз технічного стану паливної системи, як об'єкта технічної експлуатації

2.1.1 Особливості конструкції і принципи роботи паливної системи та її компонентів

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

Призначення паливної системи – забезпечити подачу палива до двигунів на всіх можливих для даного літака режимах польоту (за висотою, швидкістю та перевантаженням) у потрібній кількості та з необхідним тиском. Крім того, за допомогою перекачування палива (вперед-назад) можна змінювати центрування літака

Паливна система в себе включає:

- три паливні баки,
- два розширювальні баки,
- систему вентиляції,
- систему живлення паливом двигунів та ДСУ,
- систему заправки та зливу,
- систему аварійного скидання палива,
- систему індикації кількості палива.

2.1.1.1 Паливні баки

Паливні баки розташовані між 3 та 31 нервюрами, обох крил. Баки кесонної конструкції. Сухі порожнини розташовані в передній кромці крила над пілоном, для запобігання витoku палива. Нервюри 5 і 18 запечатані і мають клапана в нижній частині перегородки. Ці перегородки необхідні для рівномірного розподілу палива в паливних баках і запобігання накопиченню випарів (рисунок 18).

Центральний бак розділений на три частини ліву, праву та центральну. Як і в крилових баках, центральний бак також має сухий відсік, розташований у передній частині бака. Три секції з'єднані між собою патрубками, для перетікання рідини та парів. Центральний бак має два підкачуючі насоси, встановлених в лівій і правій секції. Клапана для зливу відстою встановлено в нижній частині кожного бака.

2.1.1.2 Система живлення двигунів

Система живлення забезпечує підведення палива під тиском до двигунів та допоміжної силової установки. Система живлення поділяється на дві підсистеми. Підсистеми працюють незалежно одна від одної. Мають клапана закорочування, для рівномірної витрати палива з баків та перекачування. Зазвичай кожний двигун живиться від свого бака. Якщо клапан кільцеванія відкритий, то кожен двигун живиться з будь-якого паливного бака. Запірний клапан контролює надходження палива до двигуна.

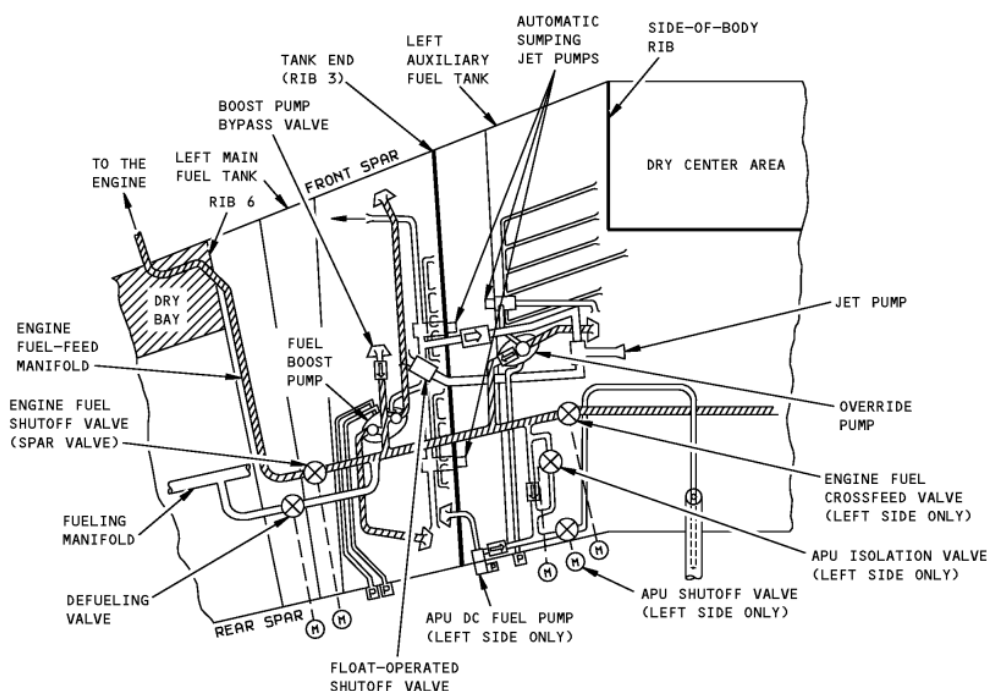


Рисунок 20 – Система живлення двигунів

Тиск у паливній системі забезпечується двома електричними підкачувальними насосами (115В. 400Гц. 3 фази) встановленими в одному корпусі.

Розташовані насоси по одному у кожному криловому баку. Два підкачувальні насоси (115В. 400Гц. 3 фази), встановлені в центральному баку, лівій та правій секції. Продуктивність насоса 13600 кілограм на годину, мінімальний тиск 15psi. Підкачувальні насоси центрального баку живлять відповідно ліву і праву підсистеми і створюють тиск вище ніж тиск підкачувальних насосів крилових баків, що дозволяють, насамперед, виробити паливо центрального бака.

Автоматичні струменеві насоси, встановлені по два в кожному баку, призначені для збирання з нижньої частини баків різні забруднення та воду. Працюють за рахунок розрідження, створюваного підкачувальними насосами.

2.1.1.3 Система живлення допоміжної силової установки

У лівій частині центрального баку розташовані компоненти системи живлення допоміжної силової установки. За винятком кожуха патрубку та приймача.

До компонентів відносяться:

- Підкачующий насос постійного струму 28В;
- Запірний клапан;
- Трубопровід;
- Ізоляційний клапан;
- Кожух трубопроводу.

Підкачующий насос складається з: корпусу, приймача, електродвигуна, датчика тиску, клапану тиску, температурного клапану, розрядного клапану, зворотнього клапану.

Зворотний клапан запобігає надходженню палива у зворотньому напрямку. Клапан тиску регулює тиск насосу. Паливо проходячи через насос, охолоджує його та змащує рухомі деталі.

Електродвигун розташований із зовнішнього боку бака. Двигун обертається з частотою 6600 оборотів за хвилину, і створює тиск 18 psi. Продуктивність 3,1 галона на хвилину.

Температурний запобіжник запобігає перегріву електродвигуна. Запобіжник вмикає насос при перевищенні температури понад $3508F \pm 148F$ ($1778C \pm 88C$).

Ізоляційний клапан працює від постійного струму 28В, який встановлено у центральній лінії подачі палива. Він запобігає руйнуванню елементів паливної системи допоміжної установки

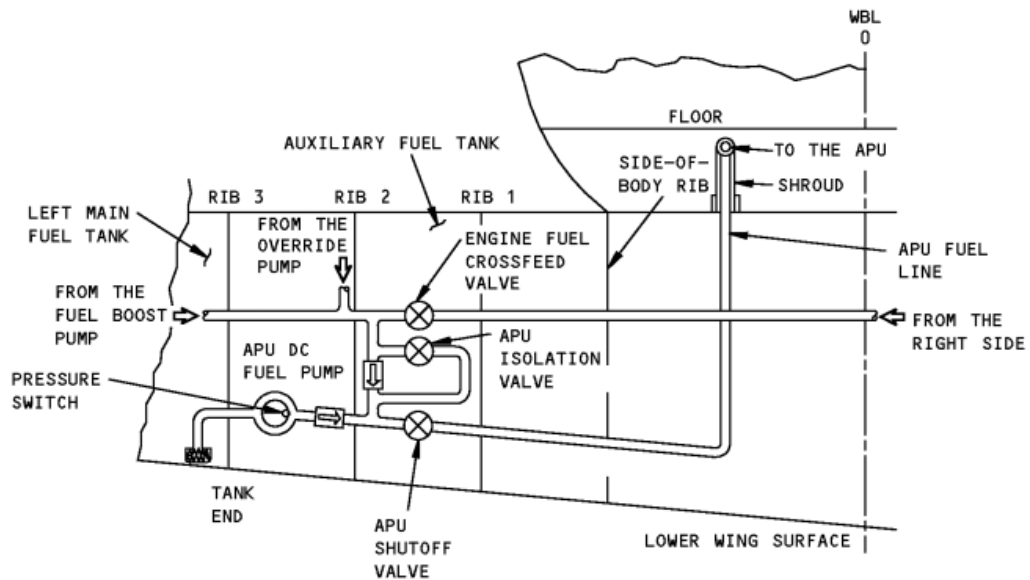


Рисунок 21 – Система живлення ДСУ

2.1.1.4 Система заправки

Система заправки забезпечує швидке наповнення паливних баків паливом, в автоматичному та ручному режимі. Система індикації кількості палива контролює заправку в автоматичному режимі, але за потреби, заправкою можна керувати вручну.

Система розподіляє паливо від заправної станції за допомогою заправного колектора та клапанів.

Заправна станція розташована на передній кромці лівого крила. Має необхідні для заправки вмикачі, індикатори та дві заправні горловини.

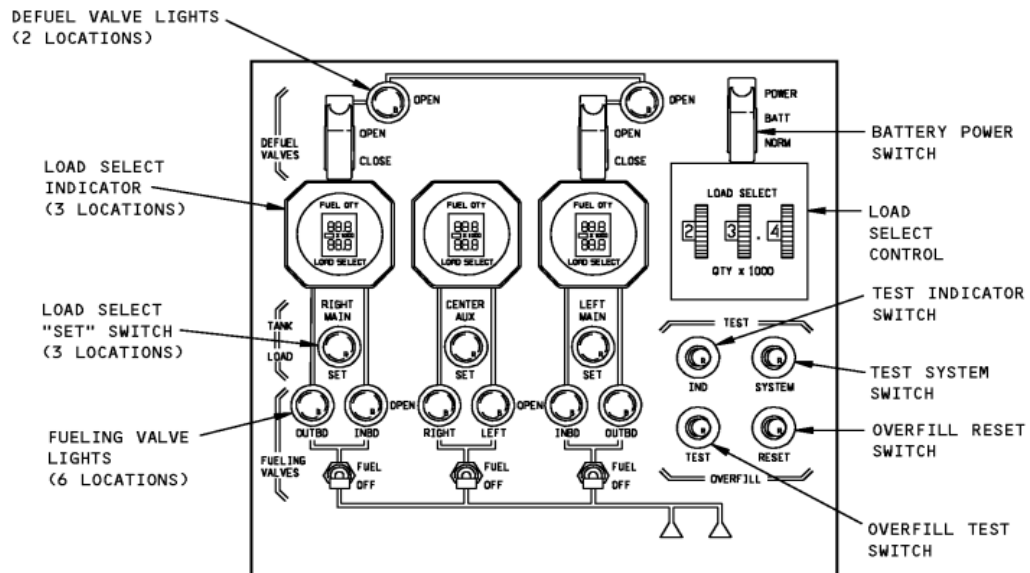


Рисунок 22 – Щиток заправки

Заправний колектор від заправної станції проходить до заднього лонжерону і далі, проходить по всій довжині крилових баків. Заправні горловини забезпечують надходження палива до колектора. Колектор заправки є частиною заправної системи.

Дренажний клапан встановлений на заправному колекторі у лівому та правому центральному відсіку центрального баку.

Вакуумний клапан встановлений між заправним колектором та колектором лівого розширюючого баку. Вакуумний клапан дозволяє повітрю вийти із заправного колектора.

Заправні запірні клапани з'єднані з колектором та розподільними відгалуженнями. Розподільні відгалуження розподіляють паливо на кожен з паливних баків. Запірні клапани контролюють надходження палива із заправного колектора в секції баку. На кожному відгалуженні встановлені зворотні клапани, що запобігають перетіканню палива у зворотному напрямку.

Клапани зливу з'єднані із системою заправки та системою живлення двигунів.

2.1.1.5 Система зливу та перекачки палива

Система зливу палива дозволяє в автоматичному режимі злити паливо із

паливних баків. Перекачування палива забезпечує перекачування палива з одного баку до іншого. Система зливу має клапани, розташовані в кожному баці, які з'єднують заправний колектор і колектор живлення двигунів. Панель керування клапанами встановлена на верхній панелі пілотів.

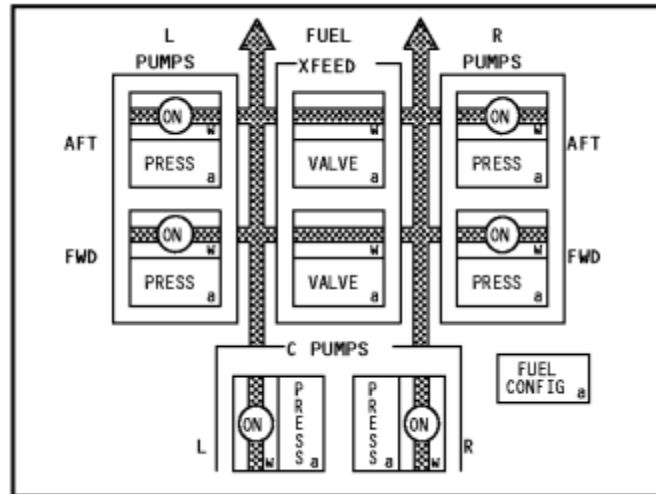


Рисунок 23 – Панель керування клапанами системи зливу

Зливний клапан має кулісу, електродвигун 28В постійного струму, кінцеві вимикачі відкритого та закритого положення. Електродвигун встановлений із зовнішнього боку бака. Для зливу та перекачування палива використовують тиск підкачувальних насосів

2.1.1.6 Система індикації кількості палива

Система індикації кількості забезпечує вимірювання кількості палива, калькуляцію, вимірювання температури та виведення даних на дисплей.

Система складається з: процесора, паливомірів, вимірювачів густини, компенсаторів, індикаторів кількості палива.

Процесор зчитує інформацію з паливомірів, вимірювачів щільності і обчислює обсяг та вагу. Система має тестове устаткування обчислення несправностей. Для вимірювання кількості палива система використовує принцип електроємнісного виміру. Місткість паливомірів пропорційна ємності паливних баків. Дисплей індикації палива розташований на верхній панелі пілотів. Він вказує загальну кількість палива та кількість палива в кожному баці, а також є вказівник температури палива. В систему входять три компенсатори, три вимірювачі

щільності, 37 паливомірів.

Чотирнадцять паливомірів розташовані в крильових баках і дев'ять у центральному баку. Усі паливоміри однакові, але різної довжини. Призначені для обчислення рівня палива у баках.

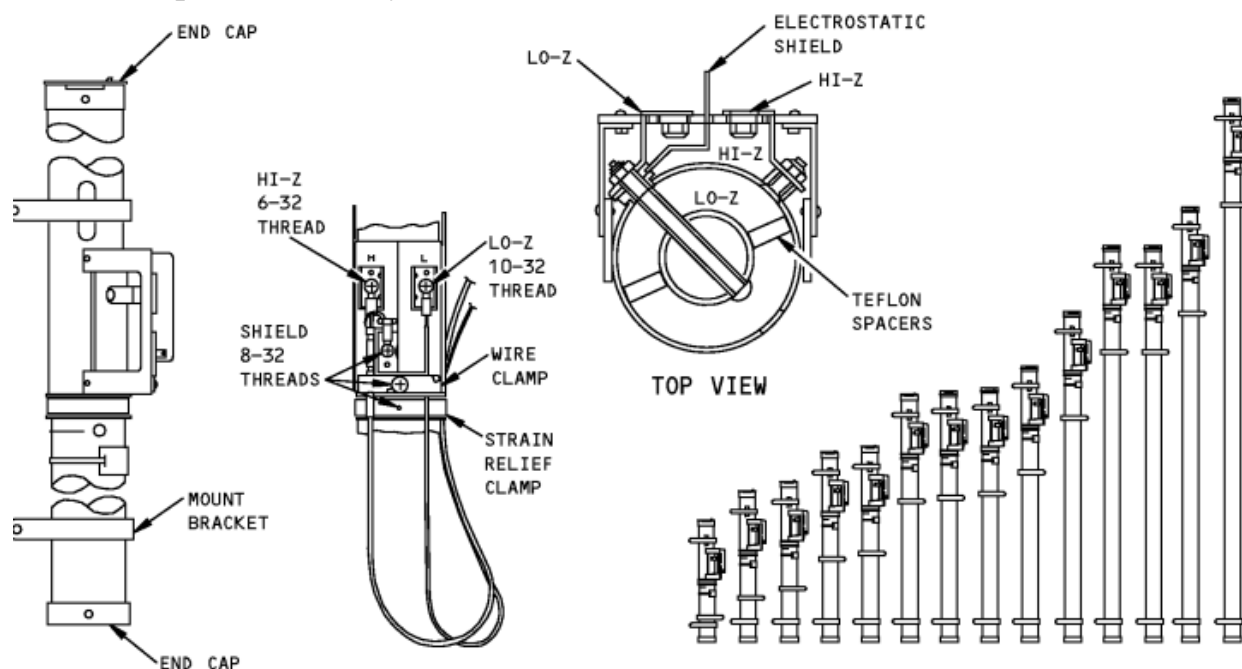


Рисунок 24 – Паливоміри

Компенсатори встановлені по одному у кожному баці. Всі компенсатори ідентичні і встановлені аналогічним чином, як і паливоміри. Компенсатори призначені для обчислення діелектричної проникності.

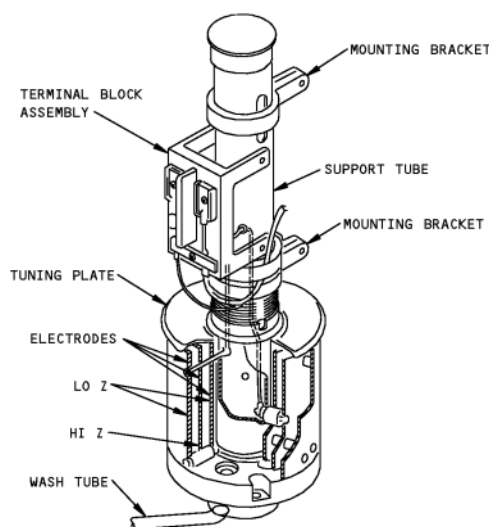


Рисунок 25 – Компенсатор

Вимірювачі щільності встановлені у кожному баці на задньому лонжероні. Складається з: емітора та блоку електроніки, двох чутливих труб, підсилювача, процесора та електронного з'єднання. Живиться 28В постійного струму. Висока напруга 1400В подається на анод чутливих труб, дві чутливі трубки наповнені газом – ксенон. Взаємодія газу та гамма-випромінювання від випромінювача, викликають зміну напруги на анодах. Емітор встановлений усередині паливних баків, а блок електроніки із зовнішньої частини бака. Зняття блоку електроніки не потребує зливу палива.

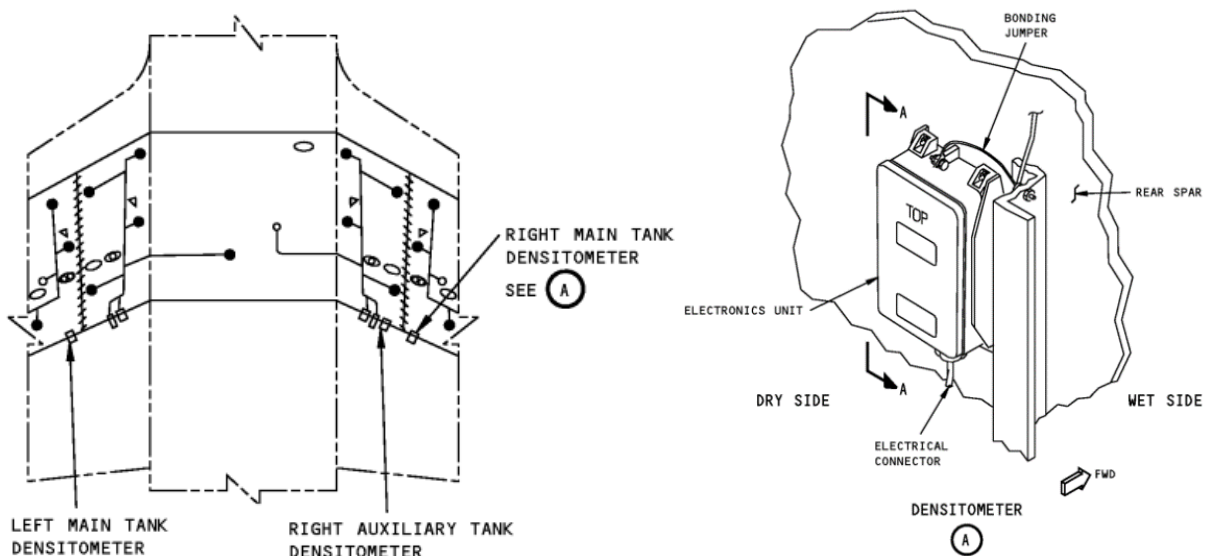


Рисунок 26 – Вимірювачі густини

Система вимірювання температури палива призначена для вимірювання температури палива та виведення його на дисплей. В систему входять: температурний датчик, встановлений у задній частині лівого бака і вказівник температури. Вказівник температури встановлений на верхній панелі пілотів.

Система виміру має магнітні крапельні вимірники, які дозволяють зробити вимірювання вручну. Ці виміри використовуються в тому випадку, коли індикатор виміру кількості палива працює неправильно. Вимірювання проводяться лише за наявності відповідної документації.

Існують загалом 16 вимірювачів, розташованих у нижній частині паливних баків, по 7 у крилових баках та 2 у центральному баці.

2.1.1.7 Система вентиляції паливних баків

Система вентиляції паливних баків забезпечує зв'язок баків з атмосферою для запобігання утворенню надлишкового тиску і запобігає скупчення вибухонебезпечних випарів всередині паливних баків.

По всій довжині паливних баків розташовані вентиляційні канали. У вентиляційних каналах встановлені поплавкові клапани, що запобігають перетіканню палива в розширювальний бак і між відсіками. Вентиляційні патрубки з'єднані з вентиляційними каналами і забезпечують скидання тиску при наборі висоти та збільшення, коли поплавкові клапани закриті.

Існують два типи поплавкових клапанів у системі вентиляції паливних баків. Перший тип встановлений горизонтально у вентиляційному каналі баків, другий тип встановлений вертикально у верхній частині перегородок 18 (Рисунок 27). Клапан закритий, коли рівень палива підтримує поплавок.

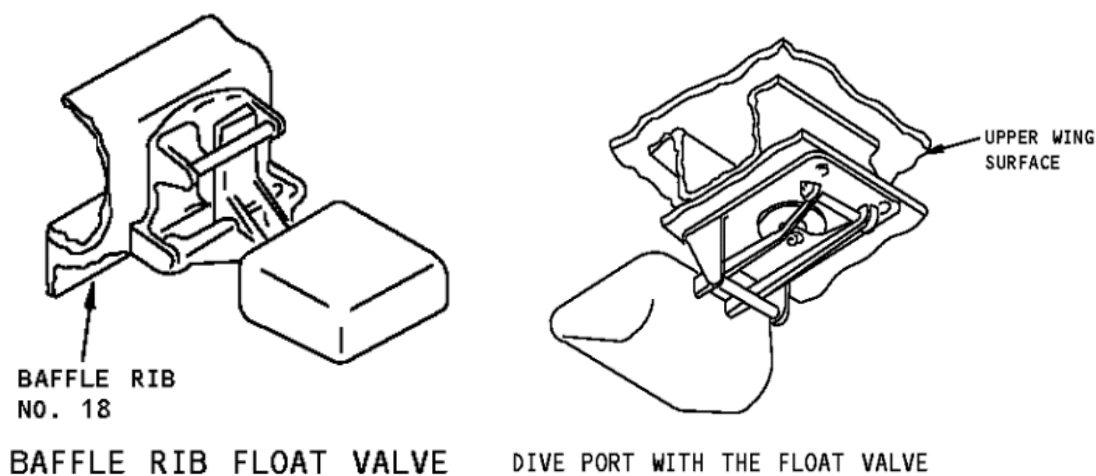


Рисунок 27 – Поплавкові клапани

Дренажні поплавкові клапани встановлені на кожному вентиляційному патрубку.

Розширювальні баки розташовані на кінцях крил, між нервюрою 31 і нервюрою 34. Забезпечують скидання небезпечних випарів, і є дренажними баками паливної системи.

Паливо з розширювальних баків зливається в центральний бак, через дренажні патрубки та зворотні клапани. Зворотні клапани встановлені у центральному баку.

Вентиляційний ківш на нижній поверхні крила створює позитивний тиск під

час польоту. Випари палива з розширювального бака виходять назовні через пламегаситель та вентиляційні отвори. Клапан граничного тиску розташований у розширювальному баку, що забезпечує скидання тиску, якщо вентиляційний ківш засмічений.

Кожен крильовий бак має два вентиляційні канали. Поплавковий клапан запобігає попаданню палива в вентиляційний канал. Вторинний вентиляційний канал не має клапанів, що вільно поєднується з розширювальним баком. Цей канал запобігає утворенню надлишкового тиску у разі проблем паливної системи. Третій канал призначений для вентиляції центрального баку. Кожен відсік центрального баку з'єднаний із протилежним розширювальним баком. Це забезпечує правильну вентиляцію центрального баку.

Два патрубки з'єднують зовнішні секції центрального баку. Один патрубок розташований у передній верхній частині центральної секції. Цей патрубок поєднує між собою зовнішні секції центрального баку. Другий патрубок розташований у задній нижній частині і дозволяє вільне перетікання палива між зовнішніми секціями.

Вентиляція сухого відсіку центрального баку здійснюється за допомогою патрубка, що з'єднує сухий відсік з атмосферою. Патрубок розташований у передній частині відсіку та виведений з лівого боку фюзеляжу.

2.2 Вимоги пред'являємо до паливних систем

З точки зору надійності роботи та експлуатаційно-ремонтної технологічності паливні системи повинні забезпечувати виконання наступних основних вимог:

1) Забезпечення живлення паливом двигунів у будь-яких умовах польоту на розрахунковій висоті.

Вимога надійності живлення двигунів паливом за будь-яких умов польоту переважно пов'язані з температурним режимом паливної системи та перевантаженнями, що виникають за різних маневрах літака повітря.

2) Пожежна безпека.

Під безпекою у пожежному відношенні мається на увазі:

- герметичність системи загалом та окремих її елементів;
- виключення можливості займання палива при заправці ЛА від розрядів статичної електрики, при руйнуванні агрегатів ТЗ, що живляться електрикою, при виході з експлуатації агрегатів силової установки в польоті;

- виключення займання при перерваному зльоті та посадці;
- виключення можливості появи вогнищ пожежі при відмові агрегатів, що охолоджуються паливом у польоті;
- виключення можливості попадання парів палива до пасажирської кабіни у разі використання його для охолодження повітря в системі кондиціонування.

3) Живучість;

Під живучістю паливної системи розуміється її здатність забезпечувати роботу двигунів у разі відмови чи несправності деяких агрегатів чи елементів системи.

4) Порядок використання палива, що забезпечує нормальне центрування у польоті;

Порядок використання авіапалив з паливних баків відіграє істотну роль у зміні центрування літака. Значна зміна центрування може призвести до погіршення поздовжньої стійкості і керованості ЛА і підвищення витрати палива для збільшення потужності двигунів, необхідної для парірування моменту між силами тиску і ваги літака (при прямолінійному русі, що встановився).

5) Надійність роботи систем дренажу та наддуву;

Система дренажу паливної системи призначена для випуску повітря з баків при їх заправці, а також для впуску повітря в баки при його виробленні.

Система наддуву призначена для випуску повітря з баків при заправці паливом та підтримки постійного перепаду тиску в баках у польоті з метою збільшення висотності системи.

6) Герметичність;

Герметичність системи суттєво впливає на пожежну безпеку.

7) Надійне фільтрування палива;

Фільтрування палива істотно впливає на надійність роботи насосів високого тиску, регулюючої та контрольної апаратури, а також на їх ресурс.

8) Надійність системи контролю заправкою літака паливом;

Крім зручності та надійності системи заправки, важливе значення мають стан контролю заправки та надійність її роботи.

9) Антибіологічна та антикорозійна стійкість;

Наявність у паливі вологи, сірчистих сполук та кисню сприяє розвитку у паливних баках бактеріологічних колоній, які руйнують герметизацію та сприяють корозії силових елементів конструкції, а також агрегатів паливних систем.

10) Експлуатаційно-ремонтна технологічність;

До експлуатаційних вимог, що висуваються до ЛА в цілому та до його

систем окремо, належить експлуатаційно-ремонтна технологічність, яка на відміну від виробничої технологічності має низку специфічних особливостей. Вони полягають здебільшого скорочення термінів технічного обслуговування ЛА. Як відомо, обсяг робіт при технічному обслуговуванні полягає у виконанні регламентних робіт та усуненні дефектів.

11) Простота та надійність випробувань;

При проектуванні паливної системи мають бути опрацьовані питання, пов'язані з випробуванням всієї системи в цілому та окремих її ділянок без зняття агрегатів та безпосередньо від наземних стендів.

12) Простота та надійність конструкції;

Простота та надійність конструкції системи закладаються при її проектуванні. Ці вимоги забезпечуються попереднім опрацюванням всіх варіантів існуючих аналогічних схем, використанням високонадійних агрегатів та раціональним їх компонованням з погляду умов роботи.

13) Простота та надійність виготовлення та монтажу.

2.3 Надійність в експлуатації. Ремонтпридатність та готовність

Якщо проектування та виготовлення системи ведеться у розрахунку на усереднені параметри зовнішнього середовища (температуру, вологість, запиленість атмосфери та ін.) та усереднені режими роботи пристроїв, то в реальних експлуатаційних умовах є іноді значні відхилення від усереднених параметрів

Крім уточнення величини надійності літака чи системи, у процесі експлуатації проводиться перевірка ремонтпридатності їх призначення та уточнення термінів регламентного обслуговування та технічного ресурсу. Під ремонтпридатністю системи розуміється її здатність до відновлення справності та підтримання заданого технічного ресурсу. Кількісно вона оцінюється трудомісткістю відновлення працездатності.

Як і надійність, ремонтпридатність також є ймовірним статистичним параметром. Основною різницею між цими двома поняттями в тому, що ремонтпридатність насамперед пов'язана з ймовірністю відновлення пристрою, до його повної працездатності протягом певного періоду часу, тоді як надійність характеризується ймовірністю безвідмовної роботи пристрою залежно від часу.

Розрізняють два види технічного обслуговування (поточного ремонту) авіаційних систем: профілактичне (регламентне) та коригувальні (усунення відмов).

Метою профілактичного обслуговування є запобігання появи несправності або ненормальних умов роботи за допомогою таких профілактичних способів, як регулювання, заміна масла, очищення тощо. Профілактичне обслуговування включає заміну вузлів і елементів, у яких в наступний період між профілактичними обслуговуваннями може з'явитися відмова через зношування. Своєчасна заміна такого елемента попередньо припрацьованим дозволяє зберегти в системі постійну мінімальну експлуатацію (експоненційний закон інтенсивності відмов).

Коригувальне обслуговування з усунення відмов проводиться у тому випадку, коли воно необхідне внаслідок ненормальної роботи елемента або виходу його з ладу.

Обидва види обслуговування для виконання вимагають витрати певного часу.

Оскільки в залежності від нальоту простій літака на різних видах регламентного (профілактичного) обслуговування буде різним і, крім того, залежно від характеру відмови простій на коригуючому обслуговуванні, також буде неоднаковим.

Типи технічного обслуговування:

- Транзитна перевірка (Transit check), найпростіша форма сервісного обслуговування літака. Виконується перед кожним вильотом повітряного судна;
- Щодобове технічне обслуговування (Daily Check), це щодобова перевірка технічного стану повітряного судна, повинна виконуватися кожні 24 години, але в деяких випадках може виконуватись і через 36 годин;
- Щотижневе технічне обслуговування (Weekly Check) – виконується приблизно раз на тиждень. Може виконуватися як вдень, так і вночі. Не вимагає обов'язкової наявності приміщення (ангару). Зазвичай виконується за 3-4 години;
- А-чек (A-check) - ця перевірка проводиться приблизно раз на місяць або кожних 500 годин нальоту: А1, А2, А4, А8. Що цифра, то більше вписувалося обсяг робіт. А-чек, як правило, робиться вночі в ангарі аеропорту. Зміст цієї перевірки залежить від типу літака, кількості циклів (кількість зльотів і посадок називається

цикл) або кількості годин нальоту з моменту останньої перевірки. Перевірка може бути відстрочена авіакомпанією, залежно від певних умов;

- Б-чек (B-check) – ця перевірка здійснюється приблизно кожні 3 місяці. Вона теж, як правило, робиться вночі в ангарі аеропорту;
- Сі-чек (C-check) — ця форма технічного обслуговування є складнішою за попередні, і виконується кожні 15 — 20 місяців або 4 000 годин нальоту. Ця форма обслуговування поділяється на С1, С2, С4, С6 та С8. Для виконання цієї перевірки потрібно вивести літак з експлуатації на якийсь час (близько 2-х тижнів), а також потрібно багато простору - як правило, у великому ангарі аеропорту. Терміни цієї перевірки залежать від багатьох факторів, зокрема від типу літака;
- Д-чек (D-check) – це найважча форма обслуговування літака. Ця перевірка відбувається приблизно раз на 4-5 років. Під час неї перевіряється весь літак, всі його вузли та деталі. Вузли, що виробили ресурс або не перевірили, підлягають заміні. Ця перевірка повітряного судна вимагає ще більше місця та часу, ніж інші, і виконується на відповідній технічній базі.

2.4 Типові відмови і пошкодження. Ознаки зовнішнього прояву

Оцінка технічного стану паливної системи має на увазі, перш за все, отримання інформації про можливі відмови і несправності, можливих в даній системі.

Основними відмовами і несправностями паливної системи є:

- Відмови підкачуючих насосів через руйнування підшипників.
- Відмови електромеханізмів запірних заслінок і кранів через відмови електродвигунів постійного струму.
- Витоки, викликані зносом ущільнювальних кілець і втулок, а також зовнішньою негерметичністю з'єднань.
- Падіння і коливання тиску палива в результаті розрегулювання і виходу з ладу паливних насосів, редукційних клапанів і т. д.
- Замерзання палива в трубопроводах внаслідок обводнення палива, а також відмов системи радіаторів, насосів.
- Тривалий час для контролю технічного стану агрегатів паливної системи використовується прилад "Тест" , який контролює стан паливної системи, використовуючи комплекс параметрів:
 - Час відкриття і закриття заслінки (крана).

- Споживаний електродвигуном струм.
- Рівень комутаційного шуму (іскріння).

Для діагностування підшипників підкачувальних насосів паливної системи використовується середньоквадратичне значення рівня віброприскорення в характерних діапазонах частот.

Основна увага при ТО паливних систем слід приділяти їх герметичності. В першу чергу перевіряються місця стиків трубопроводів і агрегатів. Також необхідно перевірити системи дренажу.

Відмови і пошкодження елементів паливних систем обумовлені:

- конструктивно-виробничими недоліками;
- проявом несприятливих властивостей палива, які можуть надавати пошкоджувальну дію і на елементи конструкції двигуна;
- порушеннями технологічності технічного обслуговування та правил експлуатації систем живлення двигунів паливом на землі та в польоті;
- помилками, допущеними при ремонті ЛА.

До характерних пошкоджень систем відносяться наступні:

1) Витік палива з баків-кесонів і зливних клапанів.

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

2) Відмови підкачуючих і перекачуючих насосів.

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

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

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

4) Руйнування корпусів паливних фільтрів.

Викликається підвищеними пульсаціями палива в системі.

5) Руйнування мембран, окислення 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 істотного збільшення гідравлічного опору магістралі і 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 і форсунок мікрозабрудненнями при високих температурах палива (вище 100...110°C).

При цьому з палива у вигляді осаду виділяється сірчисті сполуки, оксиди металів, смоли і тверді вуглецеві частинки, що утворюються в результаті розкладання термічно нестабільних фракцій палива. Цей осад викликає також підвищений знос паливних насосів.

8) Потрапляння повітря в систему.

Воно призводить до порушення режимів роботи паливних регуляторів, коливання частоти обертання ротора і вимикання двигуна та кавітації в трубопроводах і насосах. Тому після тривалої стоянки ЛА повітря видаляють з паливних магістралей через спеціальні клапани.

9) Руйнування паливних трубопроводів.

Вони відбуваються в результаті їх коливань і складають значну частину всіх відмов втомного походження в ВМД. Руйнування трубопроводів спостерігаються, як правило, в місцях концентрації напруг: в зонах приварки і припаювання ніпелів, по переходам циліндричних ділянок труб, під затискачами труб і в місцях їх максимальної зігнутості. Тріщини уздовж трубопроводу виникають під дією пульсації тиску палива, а окружні тріщини – в результаті циклічного вигину вібраціями, що передаються від корпусу двигуна. Зниженню втомної міцності трубопроводів сприяють спотворення форми їх поперечного перерізу, монтажні напруги, поверхневі пошкодження (вм'ятини, забоїни, ризики і т.п.). Тому, до якості монтажу трубопроводів пред'являються високі вимоги.

2.5 Методи і засоби контролю, особливості обслуговування технічного стану паливної системи літака

При технічному обслуговуванні паливної системи літака необхідно з

особливою ретельністю дотримуватися вказівок з техніки безпеки.

Роботи по заміні агрегатів, трубопроводів та інші роботи пов'язані з можливістю відкритої течії палива на землю або на конструкцію літака, виконувати при знеструмленої електромережі літака. Не допускається потрапляння палива на електропроводи і агрегати електрообладнання літака. Роботи в паливних кесон-баках треба проводити в спецодязі, в масці або протигазі в 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 подавати їм сигнали протягом всієї роботи, щоб вжити заходів у разі сигналу про допомогу. При роботі всередині бака вийняти з кишень всі непотрібні інструменти і особисті речі, не брати в бак металеві речі з гострими краями.

Для запобігання пожежі при заправці літака треба надійно заземлювати літак, заправні шланги і паливозаправники. Під колеса паливозаправника встановити колодки. Необхідно пам'ятати, що джерелом пожежі можуть бути розряди статичної електрики і іскри, що з'являються в результаті ударів металевих предметів один об одного. Тому щоб уникнути появи розрядів статичної електрики забороняється користуватися при промивних роботах вовняними і текстильними матеріалами. Горловини кесон-баків та інших емкостей з горючими матеріалами відкривати руками, не б'ючи по них металевими предметами, щоб не допустити появи іскри. Не допускається тертя і волочіння будь-яких металевих предметів (драбин, ящиків і т.д.) поблизу літака або під ним при відкритих паливних баках. Не допускається ходіння в черевиках, підбитих цвяхами і металевими пластинами, в безпосередній близькості від відкритих баків.

Основними роботами з обслуговування паливної системи є:

- перевірка стану трубопроводів і агрегатів системи;
- перевірка роботи підкачувальних перекачувальних насосів, порціонера, паливного насоса ЗСУ;
- перевірка герметичності системи живлення основних двигунів і перекиривних (пожежних) кранів;
- роботи по заправці і зливу палива;
- визначення працездатності агрегатів системи подачі рідини проти обмерзання та її заправка.

В процесі експлуатації необхідно ретельно стежити за герметичністю і

надійністю всіх з'єднань трубопроводів. При наявності течі по з'єднаннях замінити в них кільця ущільнювачів.

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

При монтажі сполучної муфти гайки повинні навертатися на муфту без скручування ущільнювальних гумових кілець.

Деталі, що мають на ущільнюючих поверхнях забоїни, подряпини і задираки, установці на літак не підлягають.

При з'єднанні трубопроводів за допомогою муфти необхідно забезпечити співвісність трубопроводів на стиках. Допускається їх несоосність не більше 1 мм. Зазор між кінцями стикуючих трубопроводів 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 і елементами каркаса літака.

Переконайтеся у відсутності патьоків палива в місцях прокладки трубопроводів і кріплення їх до агрегатів.

При огляді агрегатів паливної системи необхідно переконайтеся у відсутності течі, патьоків, тріщин, забоїн, пошкодження лакофарбового покриття, ослаблення болтів кріплення і порушення контровки.

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

При проведенні робіт необхідно стежити, щоб в Кесон-баки, трубопроводи і агрегати не потрапили сторонні предмети, вода, сніг, бруд.

Для демонтажу насосів необхідно зливати паливо з баків. Демонтаж насоса проводити без зливу палива з бака. Забороняється піднімати насоси за електропроводи.

Перед монтажем агрегатів треба перевірити цілісність ущільнень, стежити, щоб на гумових кільцях не було закусувань, подрізів, вм'ятин, деформації сіток. Після монтажу насосів перевірити їхню працездатність включенням вручну.

Після ремонту і демонтажу трубопроводів і агрегатів паливної системи необхідно перед першим запуском двигуна провести промивку трубопроводів подачі палива до двигунів, за допомогою включення паливних підкачують насосів.

Зливний трубопровід заправної горловини не повинен бути засмічений, так як конденсат, що знаходиться в ньому, може замерзнути розірвати його, і через цей розрив паливо буде витікати з баку. Перевірка роботи підкачуючих насосів і герметичності системи живлення основних двигунів проводиться почерговим включенням насосів витратного баку.

Підкачувальні насоси перевіряють по тиску (де є манометри), на слух або по загорянню (згасання) ламп сигналізації, а також контролюють стан їх ущільнень. Наявність течі палива з дренажних трубок підкачуючих насосів свідчить про порушення сальникових ущільнень. Перевіряється справна робота різних кранів (пожежних, перекиривних, перехресного живлення), насосів підкачки і перекачування, сигналізаторів тиску та інших приладів контролю роботи паливних систем.

Обслуговування паливних баків в експлуатації зводиться до періодичного їх огляду. Контроль внутрішніх поверхневих баків здійснюється через монтажні люки. Баки спочатку продувають протягом 20-30 хв. стисненим повітрям з метою зменшення концентрації парів палива. Працюють всередині баків в спеціальному комбінезоні, м'якому взутті і протигазі з подовженим шлангом, який виводять назовні паливного бака. При негативних температурах навколишнього повітря внаслідок зменшення еластичності гуми монтаж і демонтаж м'яких баків виконують після їх попереднього прогріву теплим повітрям з температурою не вище 40-50 градусів.

Моменти затягування болтів вказуються в інструкціях. Їх величина залежить від конструкції баків і діаметра болтів.

Перевірка бака на герметичність проводиться шляхом заливки у всю групу баків палива з витримкою протягом 10 годин. Якщо течі немає, болти кріплення кришки монтажного люка конtringуть і пломбують, знімають панель, встановлюють знімну панель і опускають літак на колеса.

2.6 Вдосконалення технічного обслуговування паливної системи

Для забезпечення більш надійної роботи та безвідмовності систем, одним із методів збільшення безвідмовної роботи пропонується встановлення додаткових фільтрів тонкої очистки в систему магістралей паливної системи.

Метод полягає в тому, що використавши додаткове обладнання для фільтрації палива безпосередньо на літаку – це зменшує ризик потрапляння сторонніх часток

до паливної системи, а саме, в агрегати паливної системи (насоси, розподільвачі, форсунки). Цей метод надасть можливість зменшити можливі фактори порушення технологій та процесів, які можуть відбутися ще до того моменту доки паливо безпосередньо потрапить до баків літака.

Одним з прикладів можна навести інцидент під час рейсу літака Airbus A330-342 авіакомпанії Cathay Pacific 10 квітня 2010 року. Під час польоту над Південно-Китайським морем у нього один за одним відмовили обидва двигуни.

Рейс CPA780 вилетів із Сурабаї о 08:24 за місцевим часом (01:24 UTC), на його борту перебували 13 членів екіпажу та 309 пасажирів.

Через 34 хвилини після зльоту (о 08:58; 01:58 UTC), коли лайнер летів над Південно-Китайським морем на ешелоні FL390 (11 900 метрів), у кабіні екіпажу спрацював сигнал ECAM ENG 2 CTL SYS FAULT. Пілоти зв'язалися з контролем технічного обслуговування та доповіли про сигнал. Оскільки параметри обох двигунів були в нормі, лайнер продовжив політ.

В назначеному пункту призначення лайнер розпочав зниження та захід на посадку на злітну смугу. Система літака ECAM видала сигнал помпажу двигуна №1 (лівого). Екіпаж прийняв міри для запобігання аварії та діяв за інструкцією – опустив униз важелі тяги, щоб перевірити роботу двигунів та працездатності системи керування. Швидкість N1 (швидкість ротора компресора низького тиску) двигуна №1 (лівого) знизилася до 74%, тоді як швидкість двигуна №2 (правого) – до 17%. Екіпаж виконав декількох спроб відновити роботу двигунів, однак відновити працездатність вдалося тільки у одного двигуна.

Врешті-решт пілоти змогли посадити літак на великій швидкості на нерозрахованому режимі з одним некерованим двигуном. Інцидент не призвів до катастрофи завдяки професіоналізму пілотів та великому стажу пілотування.

Розслідування концентрувалося на двигунах, системі двигунів та системі авіапалива. У системі двигунів, паливному баку та обох двигунах лайнера було виявлено сферичні частинки, які порівняли із зразками авіапалива в індонезійському аеропорту Сідоарджо. Було встановлено, що до втрати керування тягою обох двигунів призвело авіапаливо, яке виявилось забрудненим і містило частинки суперабсорбуючого полімеру (SAP).

Після закінчення дослідження даного інциденту виявлено, що в паливну систему літака потрапили сторонні частки під час заправки літака на аеродромі з паливозаправника.

Пройшовши всі етапи обслуговування та очистки паливо, яким заправляли

літак виявилось неякісним.

Зважаючи на збіг обставин через людський фактор або недотримання правил експлуатації на кожному етапі виконання робіт – можливо може призвести до аварії чи катастрофи. Зважаючи на це, пропонується для надійності та запобігання подібних випадків встановлення додаткових фільтруючих елементів на вході в конструкцію паливної системи літака.

Дана модернізація має свої переваги та недоліки.

До переваг відносяться:

- запобігання потрапляння випадкових сторонніх забруднень до паливної системи літака;
- покращення фільтрації палива;
- виявлення на ранніх стадіях можливих забруднень;
- зменшення ризику потрапляння сторонніх часток до агрегатів літака;
- зменшення зношування золотникових пар та інших елементів підкачуючих насосів та інших агрегатів;
- підвищення надійності паливної системи;
- підвищення безвідмовної роботи паливної системи;
- зменшення впливу людського фактору.

Також даний спосіб має недоліки в плані часу, а саме:

- збільшення часу на заправку літака;
- великий опір в місці встановлення фільтру тонкої очистки, що супроводжуватиметься більш тривалим часом для заправки;
- додаткова, більш складна конструкція системи в місцях встановлення додаткових фільтрів;
- збільшення простою літака для обслуговування на аеродомі, що суммарно спричинить меншу кількість польотів за період;
- додаткові витрати на модифікацію системи фільтрації;
- додаткове технічне обслуговування даного вузла.

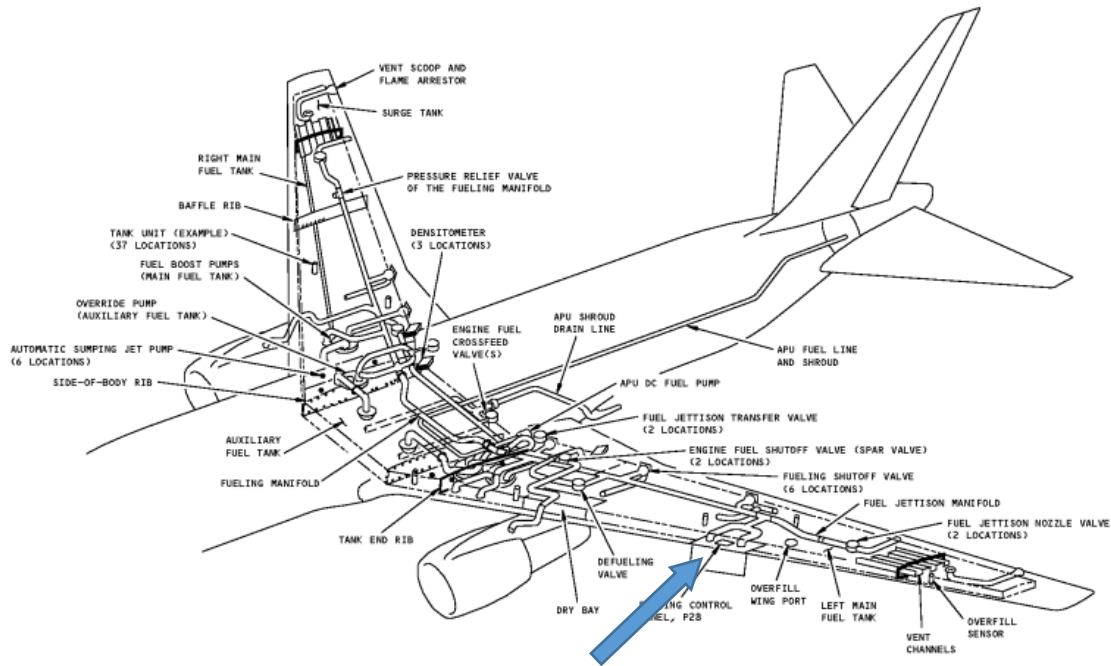


Рисунок 28 – Місце встановлення додаткових паливних фільтрів

Після встановлення фільтрів на вході до баку треба доповнити перелік необхідних робіт для перевірок під час виконання технічного обслуговування. Виконуючи періодичну перевірку фільтроелементів експлуатант даного літака витратить трохи більше часу на проведення технічного обслуговування, але це сприятиме більшій надійності та безпеці пасажирів.

Висновок

На даному етапі роботи був розглятий принцип роботи паливної системи пасажирського літака типу низькоплан, конструкція паливної системи та її компонентів.

Виконаний аналіз роботи окремих компонентів, що входять до паливної системи, їх особливості та методи контролю за їх роботоздатності.

Розглянуто основні типи пошкоджень та невідповідностей, які можуть виникнути під час експлуатації, методи їх усунення та час, необхідний для проведення ТО для відновлення працездатності системи.

Для підвищення якості та швидкості обслуговування клієнтів розробляються нові та надійні системи проведення технічного обслуговування техніки для більш швидкого та правильного виявлення можливих невідповідностей в складних системах.

В якості удосконалення технічного обслуговування паливної системи запропоновано встановлення додаткового обладнання фільтрації безпосередньо на літак для більшої надійності безвідмовної роботи систем та механізмів.

3 БЕЗПЕКА ПОЛЬОТІВ

3.1 Польоти в особливих умовах

До польотів в особливих умовах відносяться:

- польоти в зонах грозової діяльності і сильних зливових опадів, обмерзання, підвищеної електричної активності атмосфери, бурі;
- польоти в полярних районах Північної і Південної півкуль;
- польоти в пустелях і над водною поверхнею, польоти в гірській і малоорієнтирній місцевості.

В польоті при виникненні ознак наближення до зони небезпечних явищ і отриманні відповідної інформації командир повітряного судна зобов'язаний обійти небезпечної зони, якщо політ в таких умовах не дозволений РЛЕ.

При виконанні польотів в полярних районах, в Арктиці і Антарктиді, в малоорієнтирній місцевості, в пустелях і над водною поверхнею на борту повітряних суден повинні бути:

- аварійна радіостанція;
- запас продуктів харчування та питної води;
- індивідуальні та групові плавзасоби (при польотах над водною поверхнею);
- сигнальні засоби;
- зброя та рятувальне спорядження, що передбачаються відповідними інструкціями.

3.1.1 Польоти в зоні сильних опадів і грози

При прийнятті рішення на виліт з перетином зони грозової діяльності і сильних зливових опадів командир повітряного судна зобов'язаний враховувати:

- 1) характер гроз (внутрішньомасові, фронтальні);
- 2) розташування і переміщення грозових (зливових) епіцентрів, можливі маршрути їх обходу;
- 3) необхідність додаткової заправки паливом.

При наявності і прогнозуванні фронтальних гроз за маршрутом польоту, що проходить в гірській місцевості, командир повітряного судна приймати рішення на виліт по ПВП і ОПВП нижче нижнього ешелону **забороняється**.

Польоти по ППП в зоні грозової діяльності без бортових РТС виявлення грозових епіцентрів при відсутності наземного радіолокаційного контролю **забороняються**

При наявності в районі аеродрому вильоту потужно-кучової і купчасто-дощової хмарності екіпаж зобов'язаний за допомогою бортової РЛС оглянути зону зльоту і виходу з району аеродрому, оцінити можливість зльоту і визначити порядок обходу хмарності і зон сильних зливових опадів.

Диспетчер, можливими методами зобов'язаний інформувати екіпажі про характер хмарності, розташування грозових епіцентрів, напрямку їх зміщення і давати рекомендації про маршрут обходу.

При візуальному виявленні в польоті потужно-купчастих і купчасто-дощових хмар, що примикають до грозових епіцентрів, дозволяється обходити їх на відстані – не менше 10 км. При неможливості обходу зазначених хмар на заданій висоті дозволяється візуальний політ під хмарами або вище їх.

Політ під хмарами дозволяється тільки вдень, поза зоною зливових опадів, якщо:

– висота польоту повітряного судна над рельєфом місцевості і штучними перешкодами не менше істинної безпечної висоти, але у всіх випадках не менше 200 м в рівнинній і горбистій місцевості і не менше 600 м в гірській місцевості;.

Політ над верхньою межею потужно-купчастих і купчасто-дощових хмар дозволяється виконувати з перевищенням над ними не менше 500 м.

Екіпажам повітряних суден навмисно входити в потужно-купчасті, купчасто-дощові хмари і зони сильних зливових опадів **забороняється**

3.1.2 Польоти в зоні турбулентності

Перед входом в зону можливої турбулентності і при раптовому попаданні в неї пасажери повинні бути пристебнуті до крісел.

При попаданні повітряного судна в сильну бовтанку командир зобов'язаний вжити заходів для негайного виходу з небезпечної зони, в тому числі з дозволу диспетчера змінити висоту польоту.

При польотах по ПВП в гірській місцевості на висотах менше 900 м і попаданні повітряного судна в зону сильної турбулентності командир з дозволу диспетчера повинен вивести з цієї зони повітряне судно з набором висоти, повернутися на аеродром вильоту або слідувати на запасний аеродром.

Вертикальні вихори, не пов'язані з хмарами і виявляються візуально, екіпаж зобов'язаний обходити їх стороною.

3.1.3 Польоти в зоні електричної активності атмосфери

Ознаками сильної електризації повітряного судна є:

- коливання стрілок радіокомпасів;
- тріск в навушниках;
- іскріння на склі кабіни екіпажу і світіння кінців крил.

Виникнення електризації найбільш ймовірно в шарі опадів в інтервалі температур від +5 до -10° С.

У разі ураження повітряного судна екіпаж повинен:

- доповісти диспетчеру про факт ураження розрядом, метеоумови, місце і висоту ураження повітряного судна розрядом;
- проконтролювати параметри роботи двигунів;
- перевірити роботу двигунів, електрообладнання та навігаційного обладнання;
- при виявленні відмов і несправностей діяти відповідно до РЛЕ.

3.1.4 Польоти в гірській місцевості

Набір висоти польоту в гірській місцевості дозволяється за маршрутом прямування тільки за умови забезпечення набору безпечного ешелону до

встановленого рівня. В інших випадках набір висоти проводиться за встановленою схемою.

При перетині гірського хребта командир повітряного судна зобов'язаний враховувати наявність висхідних і низхідних повітряних потоків. Якщо при наближенні до гірського хребта спостерігаються спадні потоки і для витримання горизонтального польоту потрібне збільшення режиму роботи двигунів до номінального, перетинати гірський хребет на висотах менше 900 м над рельєфом місцевості забороняється.

При відсутності безперервного радіолокаційного контролю або нестійкій роботі бортового навігаційного обладнання по доповіді екіпажу, повітряне судно виводиться на ДПРМ (ОПРС) аеродрому на ешелоні не нижче безпечного для визначення місця розташування судна з подальшим зниженням для заходу на посадку.

При відсутності безперервного радіолокаційного контролю і нестійкій роботі бортового навігаційного обладнання зниження з нижнього безпечного ешелону забороняється. У цьому випадку повітряне судно повинно слідувати на запасний аеродром.

3.1.5 Польоти в зоні обмерзання

Польоти в умовах обмерзання на повітряних судах, які не мають допуску до експлуатації в цих умовах - **забороняються**. На всіх етапах польоту система протиобмерзання повинна бути ввімкнена до входу в зону можливого обмерзання, якщо РЛЕ не передбачає іншого порядку використання системи.

Якщо прийняті екіпажем заходи по боротьбі з обмерзанням виявляються неефективними і не забезпечується безпечно продовження польоту в цих умовах, командир повітряного судна зобов'язаний, за погодженням, змінити маршрут польоту, де можливе безпечно продовження польоту або прийняти рішення про відхід на запасний аеродром.

3.1.6 Польоти в умовах пилової бурі

При зустрічі з пиловою бурею на маршруті екіпаж зобов'язаний обходити її візуально або проходити над нею.

Захід на посадку і посадка в умовах пилової бурі при сильній турбулентності **забороняються.**

3.1.7 Польоти над водною поверхнею

Польоти над водною поверхнею дозволяється виконувати на повітряних суднах з кількістю двигунів, не менше двох і на всіх повітряних суднах, пристосованих для посадки на воду.

При польотах над водною поверхнею, коли відстань до берега перевищує дальність планування з відмовившим двигуном (двигунами), а також, коли траєкторія зльоту або заходу на посадку не виключає можливості вимушеного приводнення, всі члени екіпажу і пасажери повинні бути забезпечені рятувальними жилетами.

Польоти по ПВП поблизу берегової лінії материка і островів виконуються на безпечних висотах з урахуванням максимальних перевищень рельєфу місцевості в смузі по 5 км в обидві сторони від маршруту.

Польоти повітряних суден на висотах нижче 4000 м над береговими лежбищами морських звірів в зонах, зазначених у Правилах охорони і промислу морських ссавців, без узгодження з органами Міністерства – **забороняються.**

Командир перед зльотом у бік моря або великих водних поверхонь зобов'язаний провести підготовку з усім екіпажем, включаючи обслуговуючий персонал, щодо дій у разі приводнення.

3.1.8 Польоти в районах Північної і Південної півкуль

Польоти в таких районах організуються і виконуються з урахуванням фізико-географічних і метеорологічних умов цих районів, а також особливостей літаководіння в них через:

- частих змін метеоумов;
- нестійкості роботи магнітних компасів;

- низьких температур повітря;
- недостатності природних і штучних орієнтирів;
- тривалості полярного дня (ночі).

При виконанні польоту в полярних районах Південної півкулі екіпаж повинен додатково враховувати:

- зворотний знак вертикальної складової магнітного поля Землі;
- обставини, що верхня кульмінація світил спостерігається не в південній, а в північній частині неба;
- поглинання радіохвиль середньохвильового діапазону при польотах над льодовим щитом.

Повітряне судно, призначене для виконання польотів в Арктиці і Антарктиці, має бути оснащено обладнанням, радіостанцією для зв'язку на середніх хвилях і аварійними радіостанціями.

Повітряні судна, повинні мати спеціальне забарвлення і бути забезпечені спеціальним спорядженням.

При польотах в полярних районах Північної і Південної півкуль екіпаж повітряного судна зобов'язаний знати порядок використання бортових радіотехнічних і астрономічних навігаційних засобів, враховувати часті зміни метеорологічних умов, нестійкість роботи магнітних компасів, режим роботи засобів зв'язку, дальність їх дії, а також постійно контролювати і знати своє місцезнаходження.

На материку Антарктиди дозволяється підбирати майданчики, розташовані на висотах до 2000 м над рівнем моря.

Для польотів повітряних суден в Антарктиді встановлюються наступні мінімуми:

- при польотах по далеких маршрутах між базовими науковими станціями видимість - не менше 5000 м, висота нижньої межі хмар – не менше 600м.
- при польотах в глиб материка видимість – не менше 10000 м, висота нижньої межі хмар – не менше 700 м.

При виконанні польотів у високі широти Арктики і Антарктики командир повітряного судна незалежно від запиту диспетчера зобов'язаний кожні 30 хв повідомляти свої координати.

3.2 Особливі випадки в польоті

До особливих випадків в польоті відносяться:

- потрапляння повітряного судна в небезпечне метеорологічне явище;
- відмови систем повітряного судна, що призводять до необхідності зміни плану або профілю польоту, в тому числі до вимушеної посадки;
- втрата орієнтування;
- пожежа на повітряному судні;
- втрата стійкості, керованості, порушення міцності;
- відмова двигуна (двигунів);
- втрата радіозв'язку (відмова бортових або наземних систем радіозв'язку);
- поранення або раптове погіршення здоров'я членів екіпажу (пасажирів);
- відмова радіолокаційних засобів на аеродромі посадки;
- застосування парашутів в аварійних випадках.

Про виникнення особливих випадків у польоті командир повітряного судна зобов'язаний негайно повідомити диспетчеру. При неможливості ведення зв'язку по основному каналу необхідно перейти на аварійну частоту.

Сигнал лиха включається у випадках:

- пожежі на повітряному судні;
- відмови двигуна (двигунів);
- втрати стійкості, керованості, порушення міцності;
- вимушеної посадки поза аеродромом;
- втрати радіозв'язку;
- втрати орієнтування;
- напади на екіпаж (пасажирів).

У випадках, коли продовження польоту не забезпечує безпеки екіпажу і пасажирів, командир повітряного судна має право прийняти рішення на виконанні вимушеної посадки поза аеродрому або покидання повітряного судна, якщо екіпаж і пасажирів забезпечені парашутами.

3.2.1 Попадання повітряного судна в небезпечні метеорологічні явища

До небезпечних для польотів метеоявищ відносяться:

- на аеродромі вильоту і посадки – гроза, град, сильна бовтанка, ожеледь, сильне обмерзання, смерч, ураган, сильна пилова буря, сильні зливові опади;
- за маршрутом польоту-гроза, град, сильне обмерзання, сильна бовтанка.

При зустрічі з небезпечними метеоявищами за маршрутом польоту командир повітряного судна зобов'язаний вжити заходів для їх обходу. При неможливості їх обходу шляхом зміни маршруту або висоти польоту екіпаж (пілот) зобов'язаний повернутися на аеродром вильоту або провести посадку на найближчому запасному аеродромі.

3.2.2 Пожежа на повітряному судні

При виникненні пожежі на повітряному судні на етапі зльоту та неможливості його ліквідувати командир має право:

- виконати захід по найкоротшому маршруту для посадки на аеродромі зльоту, в тому числі при погоді нижче мінімуму;
- провести екстрену посадку на майданчик, передбачений інструкцією з виробництва польотів в районі аеродрому;
- провести посадку на майданчик, обрану з повітря.

3.2.3 Відмова двигуна

При відмові двигуна на повітряному судні з одним двигуном на висотах до 100 м (у тому числі – на зльоті) командир повітряного судна зобов'язаний негайно зробити вимушену посадку перед собою, уникаючи зіткнення з перешкодами.

При відмові двигуна (двигунів) на повітряному судні з декількома двигунами командир має право:

- використовувати будь-який режим працюючих двигунів;
- провести посадку поза аеродрому вильоту;
- злити частину палива або скинути вантаж для поліпшення умов польоту;

– у маршрутному польоті продовжити політ до найближчого аеродрому і провести на ньому посадку.

На повітряних суднах з трьома або більше двигунами у разі вимкнення в польоті екіпажем одного двигуна за ознаками відмови (крім пожежі) командир повітряного судна надається право продовжити політ до аеродрому призначення.

3.2.4 Напад на екіпаж (пасажирів)

При нападі або загрозі нападу на екіпаж (пасажирів) командир повітряного судна і члени екіпажу зобов'язані по можливості передати сигнали лиха, повідомити про напад, координати, висоту, курс польоту і діяти згідно до спеціальної інструкції.

3.2.5 Відмови систем повітряного судна, що призводять до необхідності вимушеної посадки

При розгерметизації кабіни, що вимагає виконання екстреного зниження, екіпаж зобов'язаний:

- застосувати кисневі маски;
- приступити до екстреного зниження до висоти 4200 м або менше, але у всіх випадках не нижче висоти нижнього безпечного ешелону в районі польоту, діючи відповідно до вимог РЛЕ;
- включити сигнал лиха;
- прийняти рішення про прямування на аеродром призначення або на найближчий.

3.2.6 Відмова бортових або наземних систем радіозв'язку

Радіозв'язок вважається втраченим, якщо протягом 5 хв при використанні наявних каналів радіозв'язку на неодноразові виклики по кожному з них екіпаж (диспетчер) не відповідає.

При втраті радіозв'язку командир повітряного судна зобов'язаний:

- включити сигнал лиха;

- вжити заходів до відновлення зв'язку з диспетчером через інші повітряні судна або інші пункти служби руху;
- використовувати аварійну частоту;
- прослуховувати по каналах зв'язку і на частоті ДПРМ вказівки та інформацію диспетчера.

При втраті радіозв'язку після зльоту командир повітряного судна повинен виконати політ по аеродромному колу і провести посадку на аеродромі вильоту.

3.2.7 Погіршення стану здоров'я членів екіпажу (пасажирів)

При пораненні або раптовому погіршенні стану здоров'я командира повітряного судна, коли він не може продовжити виконання своїх функцій, його обов'язки виконує другий пілот.

Орган УПР, отримавши доповідь про поранення або погіршення стану здоров'я члена екіпажу (пасажира), зобов'язаний залежно від прийнятого командиром повітряного судна рішення, забезпечити екіпаж необхідною інформацією і дати відповідні рекомендації, забезпечити роботу засобів навігації, УПР і посадки, надати екіпажу максимальну допомогу для вдалого завершення польоту.

Висновки

1. В даному розділі були розглянуті всі особливі випадки та ситуації, які можуть виникнути під час польоту.
2. Розглянуті найважливіші першочергові рішення екіпажу літака в особливих ситуаціях та шляхи їх усунення, які можуть виникнути під час польоту.

4 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

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

Вихідні данні:

$$m_{кр} = 24,6 \text{ т};$$

$$L = 5950 \text{ км};$$

$$V_{кр} = 890 \text{ км/Год};$$

$$Ц_{дв} = 11000000 \text{ дол};$$

$$Ц_{л. пол} = 130000000 \text{ дол};$$

$$n_{дв} = 2;$$

$$m_{пл} = 90000 \text{ кг};$$

$$N_{Emax} = 208,8 \text{ кН};$$

$$n_{пас} = 205;$$

$$\overline{m_T} = 0,39;$$

$$m_0 = 132000 \text{ кг}.$$

Витрати на експлуатацію середньо магістрального пасажирського літака ($C_{гп}$), що припадають на 1 годину польоту (льотна година), складаються з прямих та непрямих (аеропортових) витрат:

$$C_{гп} = A + B \quad (4.1)$$

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

$$C_{\text{ТКМ}} = \frac{A+B}{m_{\text{кр}} \cdot K_{\text{зав}} \cdot V_p} \quad (4.2)$$

де $m_{\text{кр}}$ – максимальне комерційне навантаження літака;

$K_{\text{зав}} = 0,65$ – 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 безпосадкового польоту в штиль, обчислена з урахуванням витрат часу на всіх етапах польоту від початку розбігу в аеропорту (вильоту) до кінця пробігу в аеропорту (посадки). Рейсова швидкість розраховується за формулою:

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

де L – безпосадкова дальність польоту;

$V_{\text{кр}}$ – крейсерська швидкість літака;

$\Delta t = 0,43$ 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).

$$V_p = \frac{5950 \cdot 890}{5950 + 890 + 0,43} = 774 \text{ км/год}$$

4.1.1 Розрахунок прямих витрат А

Загальні прямі витрати розраховуються за формулою:

$$A = \sum_{i=1}^7 A_i = A_1 + A_2 + A_3 + A_4 + A_5 + A_6 + A_7, \quad (4.5)$$

де 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.)

Витрати на амортизацію та капітальні ремонти на одну годину польоту літака, визначаються за формулою:

$$A_1 = 0,01 \cdot K_1 \cdot C_{л} \cdot \frac{1 + K_{рл} \cdot \left(\frac{T_{л}}{t_{л}} - 1\right)}{T_{л}} \quad (4.6)$$

де $K_1 = 1,065$ – коефіцієнт, що враховує невинувачливий наліт (тренування, навчання, обліт тощо);

для середньомагістральних літаків у середньому:

$T_{л} = 30000$ год – амортизаційний або повний термін служби літака;

$T_{л} = 5000$ год – термін служби літака між капітальними ремонтами;

$K_{рл}$ – коефіцієнт, що показує відношення вартості капітального ремонту літака до ціни літака;

$C_{л}$ – вартість літака без двигунів, дол.

Вартість літака без двигунів розраховується за формулою:

$$C_{л} = C_{л.пол} - C_{дв} \cdot 2 \quad (4.7)$$

де $C_{л.пол}$ – повна вартість літака разом з двигунами, дол.;

$C_{дв}$ – вартість одного двигуна, дол.;

$$C_{л} = 130000000 - 11000000 \cdot 2 = 108000000 \text{ дол.}$$

Коефіцієнт відношення вартості капітального ремонту літака до ціни літака розраховується за формулою:

$$K_{рл} = 0,11 + \frac{3 \cdot 10^4}{C_{л}} = 0,11 + \frac{3 \cdot 10^4}{108000000} = 0,1102$$

Таким чином витрати на амортизацію та капітальні ремонти літака складають:

$$A_1 = 0,01 \cdot 1,065 \cdot 108000000 \cdot \frac{1 + 0,1102 \cdot \left(\frac{30000}{5000} - 1\right)}{30000} = 59,46 \text{ дол./год}$$

Витрати на амортизацію та капітальний ремонт на 1 годину роботи двигунів визначаються за формулою:

$$A_2 = 0,01 \cdot K_2 \cdot n_{\text{дв}} \cdot C_{\text{дв}} \cdot \frac{1 + K_{\text{рдв}} \cdot \left(\frac{T_{\text{дв}}}{t_{\text{дв}}} - 1\right)}{T_{\text{дв}}}, \text{ дол./год} \quad (4.8)$$

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

$n_{\text{дв}}$ – 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;

$C_{\text{дв}}$ – вартість одного двигуна, дол.;

$K_{\text{рдв}}$ – коефіцієнт, що показує відношення вартості капітального ремонту двигуна до ціни двигуна.

Коефіцієнт відношення вартості капітального ремонту двигуна до ціни двигуна розраховується за формулою:

$$K_{\text{рдв}} = 0,15 + 4,15 \cdot 10^{-5} \cdot \left[1 - 0,2 \cdot \left(\frac{T_{\text{дв}}}{t_{\text{дв}}} - 1\right)\right] \cdot T_{\text{дв}} \quad (4.9)$$

$$K_{\text{рдв}} = 0,15 + 4,15 \cdot 10^{-5} \cdot \left[1 - 0,2 \cdot \left(\frac{6000}{3000} - 1\right)\right] \cdot 6000 = 2,142$$

Таким чином витрати на амортизацію та капітальний ремонт на 1 годину роботи двигунів складають:

$$A_2 = 0,01 \cdot 1,07 \cdot 2 \cdot 11000000 \cdot \frac{1 + 2,142 \cdot \left(\frac{6000}{3000} - 1\right)}{6000} = 123,11 \text{ дол./год}$$

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.

Витрати на поточний ремонт та технічне обслуговування планера розраховуються за формулою:

$$A_3 = 0,024 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} \cdot m_{\text{пл}}) \cdot m_{\text{пл}} \quad (4.10)$$

де $K_3 = 0,35$ – коефіцієнт, що враховує метод технічного обслуговування;
 $K_4 = 1$ – для літаків з ТРД;
 $m_{пл}$ – маса пустого літака.

$$A_3 = 0,024 \cdot 0,35 \cdot 1 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} \cdot 90000) \cdot 90000 = 212,5 \text{ дол./год}$$

Витрати на поточний ремонт та технічне обслуговування двигунів розраховуються за формулою:

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot K_2 \cdot K_5 \cdot n_{дв} \cdot \sqrt{N_{Emax}}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot T_{дв}} \quad (4.11)$$

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

$K_5 = 1$ – для літака з ТРД;

N_{Emax} – злітна потужність одного двигуна;

$T_{дв} = 6000$ год – амортизаційний або повний термін служби двигуна

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot 1,07 \cdot 1 \cdot 2 \cdot \sqrt{208,8}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot 6000} = 8,36 \text{ дол./год}$$

Витрати на заробітну плату льотно-підйомного складу за одну льотну годину, дол./год, розраховується, виходячи з кількості пасажирських місць за формулою:

$$A_5 = 1,5 \cdot (0,9 \cdot n_{пас} - 0,00237 \cdot n_{пас}^2 - 2,9 \cdot 10^{-6} \cdot n_{пас}^3) \quad (4.12)$$

де – максимально можлива кількість пасажирських місць.

$$A_5 = 1,5 \cdot (0,9 \cdot 205 - 0,00237 \cdot 205^2 - 2,9 \cdot 10^{-6} \cdot 205^3) = 89,87 \text{ дол./год}$$

Витрати на паливо, що припадають на 1 годину польоту, розраховуються за формулою:

$$A_6 = 1,5 \cdot b \cdot C_T \cdot m_{Тч} \cdot n_{дв} = \frac{\overline{m_T} \cdot m_0}{t_{\Sigma} \cdot n_{дв}} \quad (4.13)$$

де $\overline{m_T}$ – відносна маса палива;

m_0 – злітна маса літака;

$t_{\Sigma} = 7$ ч – сумарний час польоту.

$$A_6 = \frac{0,39 \cdot 132000}{7 \cdot 2} = 3677,14 \text{ дол./год}$$

Інші витрати для літака розраховуються за формулою:

$$A_7 = 0,07 \cdot \sum_{i=1}^6 A_i \quad (4.14)$$

$$A_7 = 0,07 \cdot (59,46 + 123,11 + 212,5 + 8,36 + 89,87 + 3677,14) = 292 \text{ дол./год}$$

Отже загальні прямі витрати дорівнюють:

$$A = 59,46 + 123,11 + 212,5 + 8,36 + 89,87 + 3677,14 + 292 = 4462,44 \text{ дол/год}$$

4.1.2 Розрахунок непрямих витрат Б

Непрямі витрати включають витрати по амортизації, що доводяться по ремонту змісту усіх об'єктів аеродромів і аеропортів і заробітну плату наземного складу (окрім заробітної плати технічних працівників).

Непрямі витрати залежать від класності аеродрому, кількості зльотів-посадок, що доводяться на годину польоту, витрат, що йдуть на задоволення потреб пасажирів, і складають $B_{\text{пас}} = 1,1$ дол. на одного пасажирів.

Непрямі витрати для літака розраховуються за формулою:

$$B = 0,4 \cdot A_{\Sigma} + B_{\text{пас}} \cdot n_{\text{пас}} = 0,4 \cdot 4462,44 + 1,1 \cdot 205 = 2010,5 \text{ дол/год}$$

Витрати на експлуатацію середньо магістрального пасажирського літака, що припадають на 1 годину польоту, складають:

$$C_{\text{гп}} = 4462,44 + 2010,5 = 6472,94 \text{ дол/год}$$

Таким чином повна собівартість експлуатації літака при перевезенні пасажирів або комерційного вантажу на один кілометр шляху дорівнює:

$$C_{\text{ткм}} = \frac{A + B}{m_{\text{кр}} \cdot K_{\text{зав}} \cdot V_p} = \frac{4462,44 + 2010,5}{24,6 \cdot 0,65 \cdot 774} = 0,52 \text{ дол./т} \cdot \text{км}$$

4.2 Оцінка ефективності експлуатації ПС

4.2.1 Розрахунок виручки та прибутку експлуатаційної компанії ПС, що приходяться на один тонно-кілометр

Величину виручки, дол./ткм, що одержують від експлуатації парку літаків на один тонно-кілометр розраховують за формулою:

$$V_{ек} = \frac{Ц_k \cdot n_{пас} \cdot K_{зав}}{m_{кр} \cdot V_p \cdot \tau} \quad (4.15)$$

де $Ц_k$ – ціна квитка (або вантажу, що перевозиться), дол.;

$n_{пас}$ – максимальна кількість пасажирів;

$K_{зав}$ – коефіцієнт завантаження літака;

V_p – рейсова швидкість літака;

$m_{кр}$ – максимальне комерційне навантаження літака;

$\tau = 7$ годин – час польоту.

Величина прибутку ($П_{ек}$) є різницею між виручкою ($V_{ек}$) та собівартістю експлуатації ЛА ($С_{ткм}$):

$$П_{ек} = V_{ек} - С_{ткм} \quad (4.16)$$

За умови беззбитковості, тобто при $П_{ек} = 0$, $V_{ек} = С_{ткм}$ мінімальна ціна квитка складає:

$$Ц_{кв} = \frac{V_p \cdot m_{кр} \cdot \tau \cdot С_{ткм}}{n_{пас} \cdot K_{зав}} \quad (4.17)$$

$$Ц_{кв} = \frac{774 \cdot 24,6 \cdot 7 \cdot 0,52}{205 \cdot 0,65} = 520,1 \text{ дол.}$$

За рентабельності 25 % ціна на квиток дорівнює:

$$Ц_k = 1,25 \cdot 520,1 = 780,15 \text{ дол.}$$

Виручка за один рейс ($V_{ек1}$) даного типу літака становить:

$$V_{ек1} = Ц_k \cdot n_{пас} \cdot K_{зав} \quad (4.18)$$

$$B_{ек1} = 780,15 \cdot 205 \cdot 0,65 = 103955 \text{ дол.}$$

Величина виручки ($B_{ек}$, дол./ткм), що одержують від експлуатації парку літаків даного типу на один тонно-кілометр становить:

$$B_{ек} = \frac{103955 \cdot 205 \cdot 0,65}{24,6 \cdot 774 \cdot 7} = 0,78 \text{ дол./ткм}$$

Величина прибутку ($\Pi_{ек}$, дол./ткм), що одержують від експлуатації парку літаків даного типу на один тонно-кілометр становить:

$$\Pi_{ек} = 0,78 - 0,52 = 0,26 \text{ дол./ткм}$$

4.4.2 Рентабельність експлуатації літака

Показник рентабельності є основним показником економічної ефективності експлуатації повітряного судна і розраховується за формулою:

$$K_{рент} = \frac{\Pi_{ек}}{K_{пит}} \quad (4.19)$$

де $K_{пит}$ – питомі капіталовкладення, що припадають на один тонно-кілометр перевезення вантажу.

Питомі капіталовкладення, на один тонно-кілометр перевезення вантажу розраховуються за формулою:

$$K_{пит} = \frac{1,05 \cdot C_{л} + 1,03 \cdot C_{дв} \cdot n_{дв} \cdot b}{m_{пз} \cdot V_p \cdot K_{зав} \cdot \tau_{ен}} \quad (4.20)$$

де $\tau_{ен}$ – середньорічний наліт на один літак, год./рік.

Середньорічний наліт на один літак розраховується за формулою:

$$\tau_{ен} = 1000 \cdot \left(3,32 \cdot t_{л} + 2,65 \cdot \sqrt{11,5 \cdot t_{л}^2 - 2 \cdot t_{л} + 7,02} \right) \quad (4.21)$$

де $t_{л} = 1$ година – середня тривалість безпасадкового польоту літака.

Таким чином середньорічний наліт дорівнює:

$$\tau_{ен} = 1000 \cdot (3,32 \cdot 1 + 2,65 \cdot \sqrt{11,5 \cdot 1^2 - 2 \cdot 1 + 7,02}) = 7493 \text{ год./рік}$$

Питомі капіталовкладення складають:

$$K_{\text{пит}} = \frac{1,05 \cdot 108000000 + 1,03 \cdot 11000000 \cdot 2 \cdot 1,045}{24,6 \cdot 774 \cdot 0,65 \cdot 7493} = 1,48 \text{ дол./ткм}$$

Отже показник рентабельності дорівнює:

$$K_{\text{рент}} = \frac{0,26}{1,48} \cdot 100\% = 18\%$$

Висновок:

В економічному розділі був проведений розрахунок витрат на експлуатацію літака і двигуна і собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр. Також були розраховані прямі та непрямі витрати, виручка та прибуток експлуатаційної компанії ПС, що приходяться на один тонно-кілометр і розраховано рентабельність експлуатації літака.

Таким чином повна собівартість експлуатації літака при перевезенні пасажирів або комерційного вантажу на один кілометр дорівнює 0,52 дол./т·км, ціна квитка при рентабельності 25 % становить – 780,15 дол. На основі отриманої ціни визначено величину виручки за один рейс – 103955 дол., за умови перевезення 205 пасажирів.

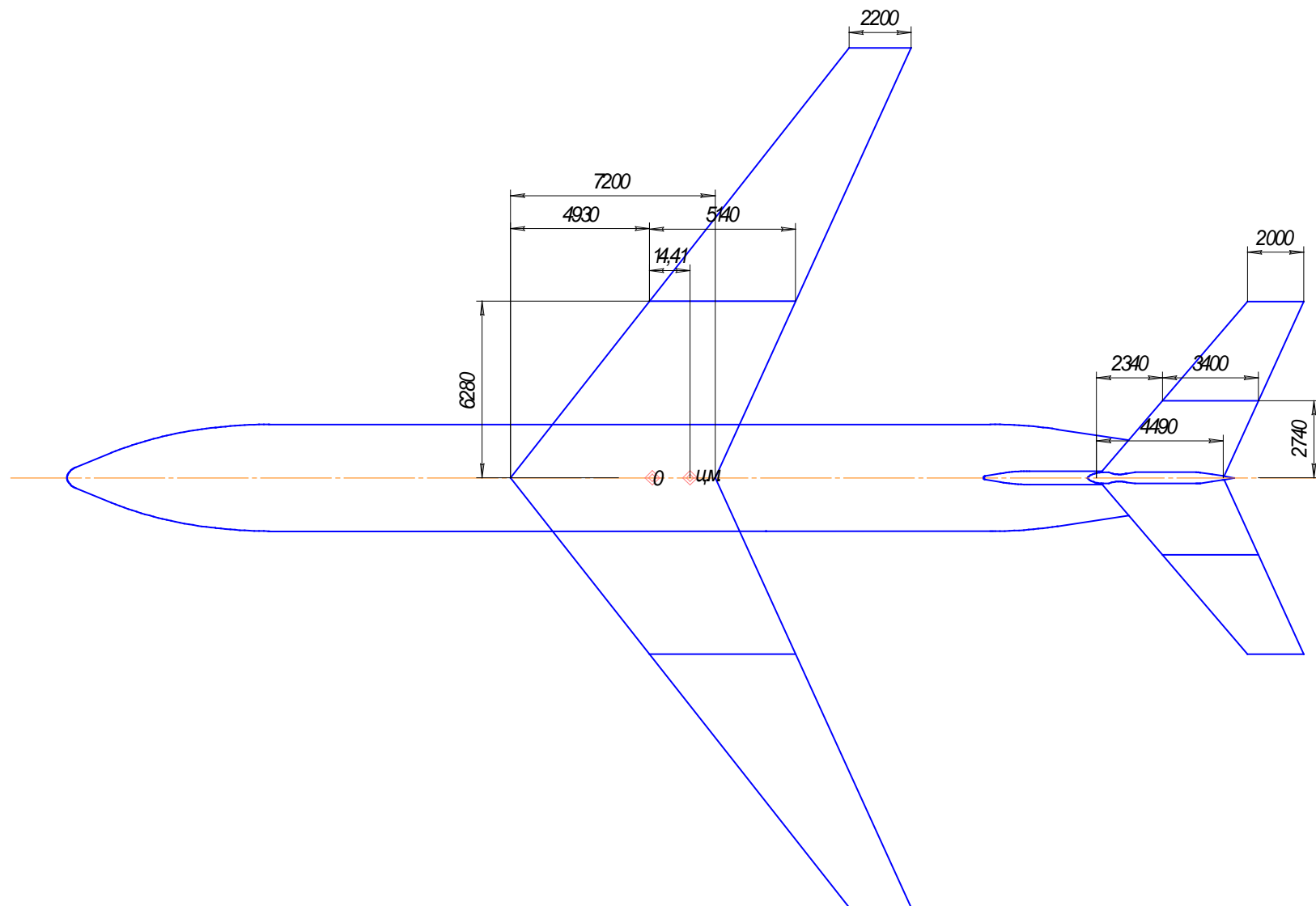
Проведені розрахунки свідчать про економічну доцільність експлуатації даного типу літака.

Бібліографічний список

- 1) Розробка авіапроекту літака, А, К, Мялиця, 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, – 140 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 керованість 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 б 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,

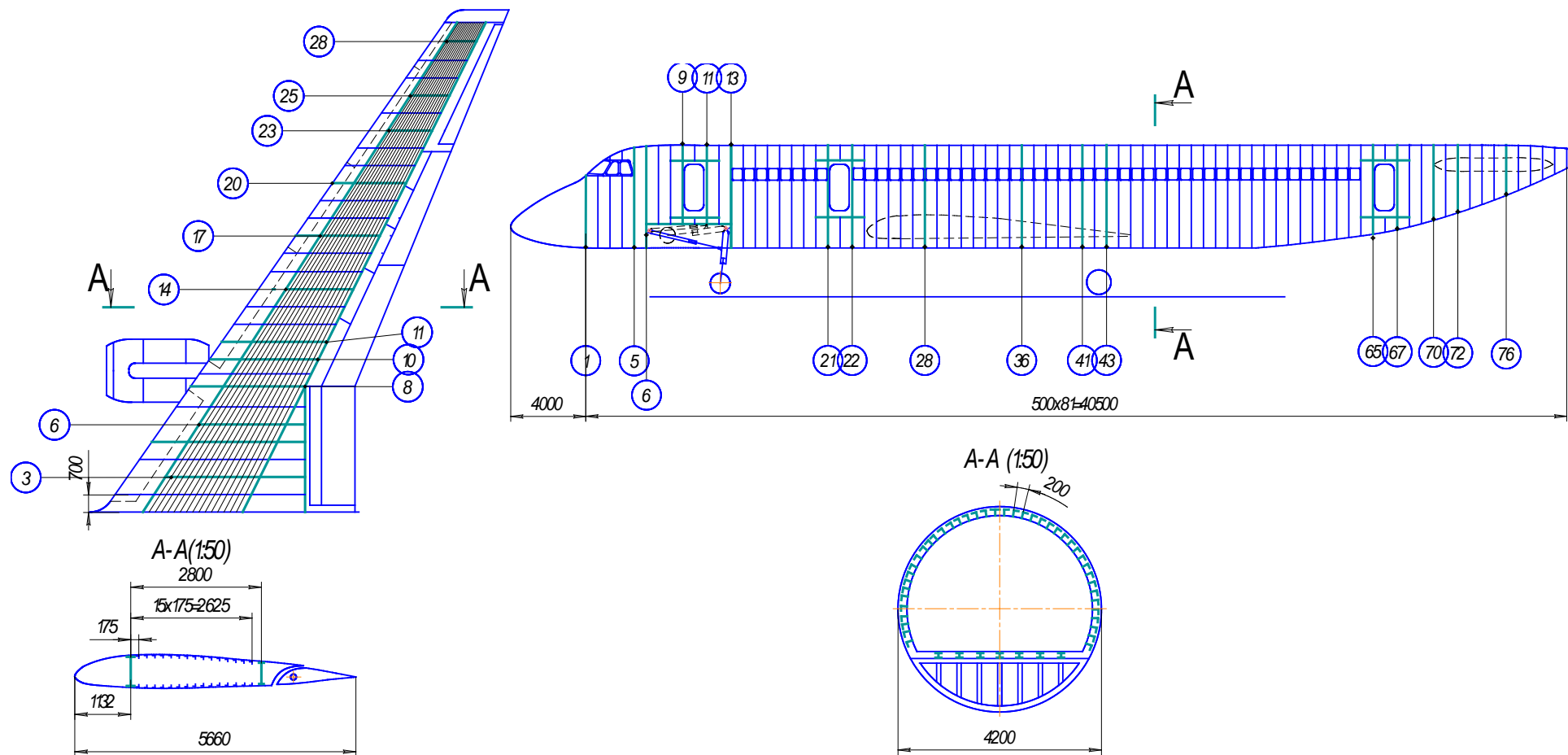
- 14) Авиационная энциклопедия//Уголок неба//<http://www.airwar.ru/enc/aliner/b707-320.html> (дата звернення 13.01.2022р)
- 15) Техніко-економічне обґрунтування літаків та двигунів у дипломних проектах, А, І, Бабушкін, В, А, Пильщиков, В, А, Різьбяр, А, І, Лисенка, Я, В, Сафронов, – Навч, посібник з дипломного проектування, Х,: Нац, аерокосмічний ун-т «ХАІ», 2000, – 51 с
- 16) Орловський М. Н., Яковлев Ю. А. Технічна експлуатація повітряних суден – Харків: НАКУ "ХАІ", 2011.- 180 с.
- 17) Риженко О. І., Рябков В. І. Особливі польотні ситуації та причини їх виникнення на літаках і вертольотах: Навч. посібник з курсу «Надійність та живучість літаків і вертольотів». - Харків: Держ. аерокосмічний ун т "Харк. авіац. ін-т", 1999. - 287 с. Б-3, К60.

Додаток 1



Загальний вигляд літака

Додаток 2



КСС Крила та фюзеляжу