

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 рівень)

На тему:
Удосконалення регламенту технічного обслуговування гідравлічної системи
далькомагістрального пасажирського літака

ХАІ.103.1-96Авт1.23В.272.236-6/21-3 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)

Карпенко Д. Д.

(прізвище та ініціали студента)

Керівник: Малков І.В.

(прізвище та ініціали)

Рецензент: Шеметов О.Ю.

(прізвище та ініціали)

Харків – 2023

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

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

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

к.т.н., доцент _____ Андрій Гуменний

“ _____ ” _____ 2022 р.

ЗАВДАННЯ

НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ МАГІСТРА

Карпенка Дмитра Денисовича

(прізвище, ім'я, по батькові)

Тема кваліфікаційної роботи: Удосконалення регламенту технічного обслуговування гідравлічної системи далекомагістрального пасажирського літака

Керівник дипломного проекту Малков Ігор Владіславович, д.т.н., професор
 ((Прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом Університету № 1647-уч від « 28 » листопада 2022 року

Термін подання студентом кваліфікаційної роботи: _____

Вихідні дані до кваліфікаційної роботи: $V_{\max} = 960$ км/год; $V_{\text{крейс}} = 905$ км/год;
 $H_{\max} = 15500$ м; $L = 9500$ км; $L_{\text{розб}} = 1850$ м; $n_{\text{пас}} = 14$ чол.

Зміст розрахунково-пояснювальної записки

(перелік завдань, які потрібно розробити):

1 Конструкторський розділ

- 1.1 Проектування вигляду літака на основі статистичних даних;
 - 1.1.1 Постановка технічного завдання на проектування;
 - 1.1.2 Збір і обробка статистичних даних, їх аналіз;
 - 1.1.3 Розробка тактико-технічних вимог до проєктованого літака;
 - 1.1.4 Вибір та обґрунтування схеми літака;
 - 1.1.5 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні;
 - 1.1.6 Розрахунок маси конструкції основних елементів літака, маси силової установки, палива, обладнання та керування;
 - 1.1.7 Вибір двигуна і його характеристики;

- 1.1.8 Визначення геометричних розмірів основних елементів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Розробка загального виду літака
- 1.1.9 Вибір, обґрунтування, розробка та ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) елементів літака;
- 1.2 Розрахунок аеродинамічних та льотних характеристик ПС;
- 1.2.1 Розрахунок поляр і аеродинамічного якості під злітною, посадочною і крейсерською конфігураціях літака;
- 1.2.2 Аналіз впливу геометричних параметрів крила на його аеродинамічні характеристики і положення фокуса літака;
- 1.2.3 Розрахунок льотних характеристик літака методом тяг;
- 1.3. Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання проектуемого літака. Розробка майстер-геометрії літака

2 Експлуатаційний розділ

- 2.1 Експлуатаційні особливості гідравлічної системи літака;
- 2.1.1 Гідравлічна система. Загальна частина, опис і робота;
- 2.1.2 Гідравлічна рідина;
- 2.1.3 Трубопроводи гідравлічної системи. Опис і робота;
- 2.1.4 Агрегати гідравлічної системи. Насосна станція;
- 2.1.5 Прилади контролю гідравлічної системи;
- 2.1.6 Основні відмови гідравлічної системи при експлуатації;
- 2.1.7 Опис причин виникнення відмов;
- 2.1.8 Основні причини відмов;

3 Забезпечення безпеки польотів

- 3.1 Організація та проведення розслідування авіаційних подій, пошукових та аварійно-рятувальних робіт;
- 3.1.1 Організація та проведення розслідування авіаційних подій;
- 3.1.2 Організація та проведення пошукових і аварійно-рятувальних робіт;

4 Економічний розділ

- 4.1 Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників експлуатації літака;
- 4.1.1 Льотно-технічні характеристики літака;
- 4.1.2 Нормативно-коштовні показники експлуатації літака;
- 4.2 Розрахунок витрат на експлуатацію літака та двигунів, а також собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр шляху;
- 4.2.1 Розрахунок прямих витрат (А);
- 4.2.2 Розрахунок непрямих витрат (Б);
- 4.2.3 Розрахунок витрат на експлуатацію літака, що припадають на 1 годину польоту (льотну годину);
- 4.2.4 Повна собівартість експлуатації літака під час перевезення пасажирів і комерційного вантажу на один кілометр шляху;
- 4.3 Оцінка ефективності експлуатації літака;
- 4.3.1 Розрахунок виручки та прибутку експлуатуючої компанії літаку, що припадає на один тонно-кілометр;

Перелік графічного матеріалу:

- майстер-геометрія поверхні літака, креслення загального вигляду;
- конструктивно-силова компоновка літака.

Консультанти розділів проекту

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

Нормоконтроль _____ «__» _____ 2023 р.
(підпис) (ініціали та прізвище)

Дата надання завдання «_____» _____ 2022 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 _____ Карпенко Д.Д..
(підпис) (прізвище та ініціали)

Керівник проекту _____ Малков І.В..
(підпис) (прізвище та ініціали)

(підпис)

(ініціали та прізвище)

Реферат

Пояснювальна записка до дипломного проекту магістра на тему: «Удосконалення регламенту технічного обслуговування гідравлічної системи далекомагістрального пасажирського літака».

Пояснювальна записка до дипломного проекту магістра складається з: 117 с., 20 таблиць, 31 рисунка, 14 джерел, 2 додатка.

Об'єкт аналізу – далекомагістральний пасажирський літак та його гідравлічна система.

Мета роботи – проектування далекомагістрального пасажирського літака й удосконалення технічного обслуговування його гідравлічної системи.

Методи аналізу – статистичний, аналітичний, графічний, та за допомогою проектування та обчислення на ЕОМ.

Результати роботи – статистичне проектування вигляду літака з обиранням аеродинамічної схеми, сформуванням загального вигляду літака, визначенням конструктивно-силової схеми, розрахуванням аеродинамічних і льотно-технічних характеристик літака; досліджена структура гідравлічної системи літака, її особливості, основні елементи та основні причини відмов; розглянуті чинники, які впливають на безпеку польотів з питань організації та проведення розслідування авіаційних подій, пошукових та аварійно-рятувальних робіт; визначена ціна на експлуатацію літака та двигуна, а також собівартість перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр шляху з урахуванням беззбитковості.

В результаті виконання дипломного проекту був спроектований далекомагістральний пасажирський літак. Проаналізовано вплив зміни проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні та масові характеристики літака. Запропонований метод удосконалення технічного обслуговування гідравлічної системи далекомагістрального пасажирського літака.

Робота виконувалась за допомогою ЕОМ із застосуванням різних програмних забезпечень, у т.ч.: Siemens NX 7.5, Компас 3D, Microsoft Word та Microsoft Excel.

Ключові слова: далекомагістральний літак, технічне обслуговування, гідравлічна система, економічність, особливості конструкції, безпека польотів, аварійно-рятувальна служба, розслідування авіаційних подій, собівартість літака і двигуна, собівартість тонно-кілометра, прибуток, рентабельність.

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

Зміст

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ.....	8
1.1 Проектування вигляду літака на основі статистичних даних	8
1.1.1 Постановка технічного завдання на проектування.....	8
1.1.2 Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз	8
1.1.3 Розробка тактико-технічних вимог до проєктованого літака.....	17
1.1.4 Вибір та обґрунтування схеми літака.....	18
1.1.5 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні.....	20
1.1.6 Розрахунок маси конструкції основних елементів літака, маси силової установки, палива, обладнання та керування	21
1.1.7 Вибір двигуна і його характеристик	21
1.1.8 Визначення геометричних розмірів основних елементів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Розробка загального виду літака.....	23
1.1.9 Вибір, обґрунтування, розробка і ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) елементів літака	26
1.2 Розрахунок аеродинамічних та льотних характеристик ПС	39
1.2.1 Розрахунок поляр і аеродинамічного якості під злітною, посадочною і крейсерською конфігураціях літака	39
1.2.2 Аналіз впливу геометричних параметрів крила на його аеродинамічні характеристики і положення фокуса літака	43
1.2.3 Розрахунок льотних характеристик літака методом тяг	59
1.3 Інтегроване проектування і комп'ютерне моделювання літака	62
1.3.1 Розробка мастер-геометрії	62
Висновки	63
2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ.....	64
2.1 Експлуатаційні особливості гідравлічної системи літака.....	64
2.1.1 Гідравлічна система. Загальна частина, опис і робота.....	64
2.1.2 Гідравлічна рідина	69
2.1.3 Трубопроводи гідравлічної системи. Опис і робота	77
2.1.4 Агрегати гідравлічної системи	78
2.1.5 Прилади контролю гідравлічної системи	80
2.1.6 Основні відмови гідравлічної системи під час експлуатації	81
2.1.7 Опис причин виникнення відмов	81
2.1.8 Основні причини відмов.....	87
2.2 Удосконалення технічного обслуговування гідравлічної системи.....	88
Висновки	89
3 ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ	90
3.1 Організація та проведення розслідування авіаційних подій, пошукових та аварійно-рятувальних робіт	90
3.1.1 Організація та проведення розслідування авіаційних подій	90
3.1.2 Організація та проведення пошукових та аварійно-рятувальних робіт	100
Висновки	107
4 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ.....	108

4.1 Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників експлуатації літака.....	108
4.1.1 Льотно-технічні характеристики літака.....	108
4.1.2 Нормативно-коштовні показники експлуатації літака.....	109
4.2 Розрахунок витрат на експлуатацію літака та двигунів, а також собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр шляху	109
4.2.1 Розрахунок прямих витрат (А).....	110
4.2.2 Розрахунок непрямих витрат (Б)	114
4.2.3 Розрахунок витрат на експлуатацію літака, що припадають на 1 годину польоту (льотну годину).....	114
4.2.4 Повна собівартість експлуатації літака під час перевезення пасажирів і комерційного вантажу на один кілометр шляху.....	114
4.3 Оцінка ефективності експлуатації літака	114
4.3.1 Розрахунок виручки та прибутку експлуатуючої компанії літаку, що припадає на один тонно-кілометр	114
Висновки	116
Бібліографічний список	117
Додатки	118

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Проектування вигляду літака на основі статистичних даних

1.1.1 Постановка технічного завдання на проектування

Для проектування літака в нульовому наближенні відомі наступні дані:

- Крейсерська швидкість польоту ($V_{\text{крейс}}$) – 905 км/год.
- Крейсерська висота польоту ($H_{\text{крейс}}$) – 13500 м.
- Кількість пасажирів – 14 чол.
- Дальність польоту (L) – 9500 км

1.1.2 Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз

Виходячи з вихідних даних, здійснено збір статистичних даних. Ця операція в ході проектування дозволяє:

а) Сформулювати поняття про сучасні тенденції в авіаційній галузі, її якості і рівня розвитку шляхом вивчення:

- завдань, поставлених повітряним суднам;
- рентабельність типів літаків в даний час;
- льотно-технічних якостей і засобів їх досягнення: характеристики силових установок, типи використовуваних матеріалів, технології виробництва, компоновальних схем і масових характеристик та ін.

б) Визначити перспективи розроблюваного літака, зміна його характеристик і вимоги, встановити правила умов виробництва і експлуатації.

в) Визначити ряд інших параметрів літака.

Обробка і аналіз статичних даних дозволяє вибрати компоновальну схему літака і розробити ТТВ.

Для цього необхідно оперувати даними літаків-аналогів до проєктованого літака, що мають однакові або близькі технічні характеристики та умови експлуатації.

В якості статистичних даних для розроблюваного літака були досліджені технічні характеристики (див. Таблиця 1.1) наступних літаків:

- 1) Dassault Falcon 7X, Франція, фірма "Dassault Aviation";
- 2) Gulfstream G650, США, фірма "Gulfstream Aerospace";
- 3) Global Express XRS, Канада, фірма "Bombardier Aerospace";
- 4) Legacy 650, Бразилія, фірма "Embraer";
- 5) Gulfstream G550, США, фірма "Gulfstream Aerospace".

Таблиця 1.1 – Технічні характеристики розглянутих літаків

	Найменування літака	Dassault Falcon 7X	Gulfstream G650	Global Express XRS	Legacy 650	Gulfstream G550
Льотні дані	V_{\max} , км/ГОД	953	982	950	850	926
	H_{\max} , км	15500	15545	15545	12497	15545
	$V_{\text{крейс}}$, км/ГОД	904	904	907	828	850
	$H_{\text{крейс}}$, км	11200				12297
	$L(m_T \max)$, км	11020	12964	11398	6019	12501
	$L(m_{\text{гр}} \max)$, км	11020	12964	11398	6019	12501
	$L_{\text{разб}}$, км	1680	1829	1887	1750	1801
	$L_{\text{проб}}$, км	680	914	814	870	844
Масові дані	$m_0(m_{\text{взл}})$, кг	31750	45200	44500	22500	41277
	$m_0 \max$, кг	31750	45200	44500	22500	41277
	$m_{\text{пос}}$, кг	27750	37876	40500	18500	34156
	$m_{\text{пуст}}$, кг	15456	24500	22600	13675	21909
	$m_{\text{гр}}$, кг	1808	2948	805	2240	2812
	$N_{\text{пас}}$, чол	14	18	19	14	19
	m_T , кг	14035	20049	20400	9402	18733
Дані СУ	Число і тип двигунів	3 ТРДД Pratt & Whitney Canada PW307A	2 ТРДД Rolls-Royce Deutschland BR725	2 ТРДД Rolls-Royce Deutschland BR710A2-20	2 ТРДД Rolls-Royce AE 3007/A1P	2 ТРДД Rolls-Royce BR710
	P , кН	28,47	71,6	65,6	35,5	68,4
	$m_{\text{дв}}$, кг	551	2230	2105	762,5	2105
Геометричні дані	S , м ²	70,7	119,2	94,9	51,2	105,6
	l , м	26,212	30,36	28,65	21,17	28,5
	X	34	36	35	22	27
	λ	9	7,7	8,6	8,7	7,69
	η	4,35				
	$L_{\text{ф}}$, м	23,19	30,41	14,7	26,33	29,39
	$D_{\text{ф}}$, м	2,50	2,59	2,49	2,10	2,24
	$\lambda_{\text{ф}}$, м	9,27	11,74	5,9	12,5	13,12
	$\Sigma S_{\text{мид}}$, м ²	9,8	4,1	9,7	6,9	7,9
	$S_{\text{го}}$	14,34				
	$S_{\text{во}}$	9,75				
Похідні величини	$P_0 = m_0 g / 10S$, даН/м ²	449	371,6	459,5	430,6	383
	$t_0 = 10P_0 / m_0 g$	0,3	0,35	0,3	0,3	0,25
	$\gamma_{\text{дв}} = m_0 / P_0$	70,71	121,63	96,84	52,25	107,77
	$K_{\text{гр.полезн}} = m_{\text{гр}} / m_0$	0,066	0,065	0,018	0,099	0,068

Літак Dassault Falcon 7X



Рисунок 1.1 – Літак Dassault Falcon 7X

Dassault Falcon 7X – далекомагістральний літак бізнес-класу. Літак обладнаний трьома двигунами PW307A виробництва компанії Pratt & Whitney Canada. Дана модель силових агрегатів достатньо надійна і не вимагає безлічі витрат в експлуатації. Ресурс двигунів становить 7 200 годин нальоту. Falcon 7X є першим бізнес-джетом з електродистанційної системи управління (ЕДСУ). Ця система підвищує надійність управління і знижує обмеження на посадку за погодними умовами. Літак здатний використовувати короткі ЗПС. Принципово нова форма скління кабіни пілотів дозволила знизити аеродинамічний шум, проникаючий в кабіну і салон літака.

Особливістю літака так само є те, що всі його компоненти були розроблені за допомогою системи автоматизованого проектування та розрахунку. Це перший літак, повністю розроблений на віртуальній платформі CATIA і PLM від Dassault Systems. Літак Falcon 7X є флагманом модельного ряду компанії Dassault Aviation, що представляє нове покоління бізнес-джетів. Основні переваги - поєднання дальності і швидкості з безпрецедентною економічністю.

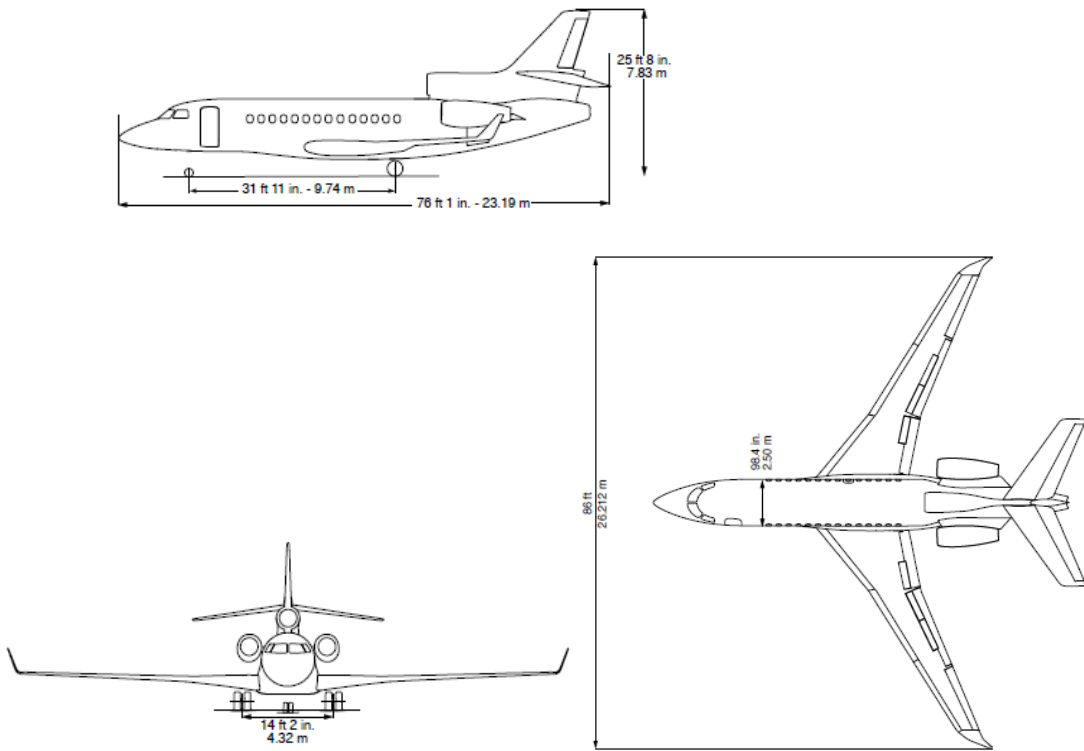


Рисунок 1.2 – Основні габаритні розміри літака Dassault Falcon 7X

Літак Gulfstream G650



Рисунок 1.3 – Літак Gulfstream G650

Gulfstream G650 — реактивний літак бізнес-класу. Літак оснащений двома двигунами Rolls-Royce BR725 які забезпечують більш високу силу тяги і кращу ефективність використання палива. При цьому мають знижений рівень шуму і зменшення кількості вихлопних газів, що викидаються в атмосферу.

Літак G650 - найбільш технічно досконалий з усіх коли-небудь піднімалися в небо бізнес-джетів. Стандартна конфігурація моделі G650 включає численні вдосконалені елементи системи безпеки, до яких належать покращена система технічного зору другого покоління (EVS II), приладова панель другого покоління з проектування показань приладів на лобове скло (HUD II), а також система синтетичного зору на основному індикаторі польотних даних (SV-PFD). Кабіна екіпажу Planeview II оснащена потрійною системою управління польотом (FMS), автоматичним режимом екстреного зниження, 3-мірним метеорологічним радіолокатором і вдосконаленими засобами управління польотом, одним словом, повним набором складних технологій наступного покоління, що поліпшують ситуаційну орієнтацію і підвищують рівень безпеки. Літак може піднятися на максимальну висоту, рівну 15 500 метрів, для польотів над повітряним трафіком і зонами несприятливих погодних умов.

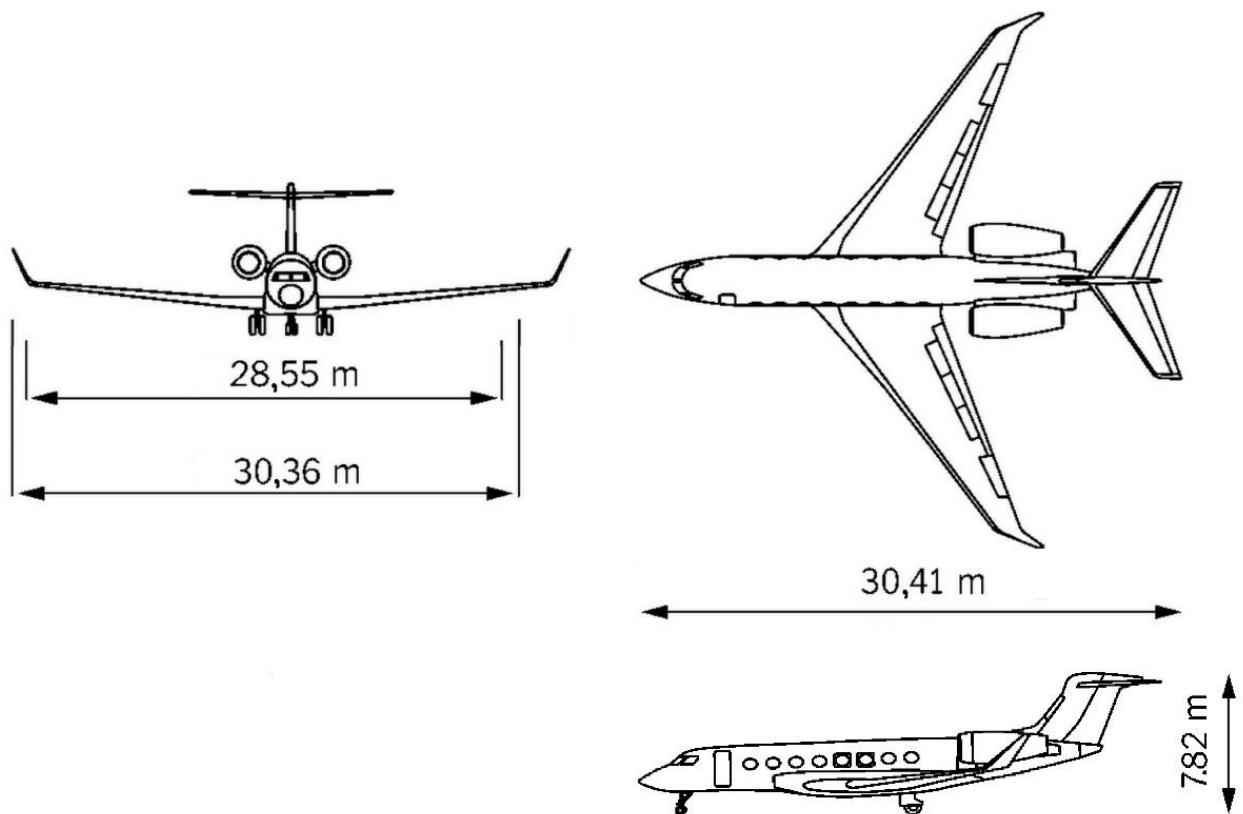


Рисунок 1.4 – Основні габаритні розміри літака Gulfstream G650

Літак Bombardier Global Express XRS



Рисунок 1.5 – Літак Bombardier Global Express XRS

Global Express XRS - реактивний далекомагістральний літак бізнес-класу, розроблений канадською фірмою Bombardier Aerospace. Повітряне судно оснащено вдосконаленим суперкритичним крилом, кут нахилу якого становить 35°. Також дана модель має закрилки, що дозволяє їй злітати з коротких смуг аеропортів. Хвіст авіалайнера має Т-подібну форму. Двигуни RollsRoyce BR-710s для бізнес-джета надала компанія BMW. На його борту встановлена система Lufthansa NICE, забезпечує пасажирам максимальний комфорт. Вона виконує безліч функцій: надає 3G-інтернет, IP-телефонію, контролює систему освітлення, а також відео - та аудіосупроводу.

При спорудженні нового флагмана Global Express XRS, розробники Bombardier застосували технологічні інновації. У стандартну комплектацію даного літака входить система Bombardier Enhanced Vision System, яка сприяє м'якої посадки, а також при різних погодних умовах допомагає пілотам більш чуйно сприймати літак.

Вперше модель літака була представлена 6 жовтня 2003 року в ході щорічної зустрічі членів Національної Асоціації Ділової Авіації (NBAА) в Орландо, штат Флорида. Дана модель являє собою поліпшену і подовжену версію популярного літака Global 5000 (Global Express), крім збільшення розмірів зміни торкнулися основних систем літака і навігаційно-пілотажного комплексу.

На початку 2005 року компанія Bombardier вперше провела польоти Global Express XRS. Серійне виробництво літака почалося в 2006 році.

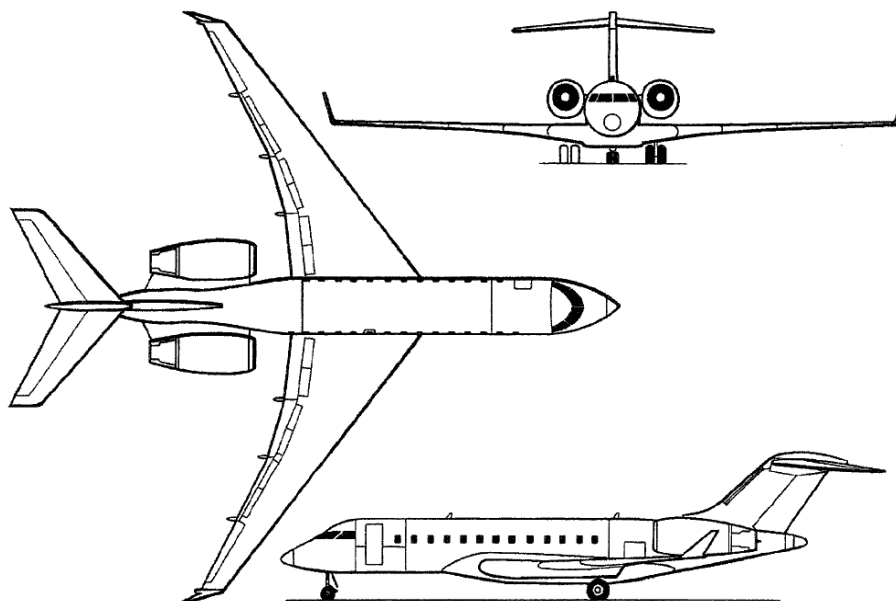


Рисунок 1.6 – Основні проекції літака Bombardier Global Express XRS

Літак Embraer Legacy 650



Рисунок 1.7 – Літак Embraer Legacy 650

Embraer Legacy 650 – літак бізнес-класу підвищеної комфортабельності. Має на своєму борту кілька спальних місць, що дозволяє пасажиром комфортно здійснювати тривалі польоти. Літак бразильської фірми Embraer має загальний сертифікат типу з Legacy 600. Була проведена ремоторизація літака і розроблено пакет модифікацій, спрямованих на поліпшення льотно-технічних характеристик. Силова установка складається з двох двигунів AE3007A2 фірми Rolls-Royce, переважаючих колишній варіант по потужності і паливної ефективності. Посилена конструкція крила скопійована з EMB145XR. Під задньою частиною фюзеляжу розмістився додатковий паливний бак. Паливна система піддалася удосконаленням. В цілому основні вагові характеристики літака покращилися. Щоб компенсувати збільшений злітна вага, стійки шасі в Legacy 650 посилені, діаметр коліс збільшено на 5 см, встановлені більш низькопрофільні шини і посилена система охолодження гальм.

Крило має стріловидність близько 22 градусів по чверті хорди, і при тому що профіль крила не є надкритичним, він пристосований для оптимального розподілу аеродинамічних сил по всьому розмаху. Форма профілю забезпечує невелике зміщення центру тиску на високих швидкостях крейсерського польоту, таким чином, не вимагаючи додаткового тримирування.

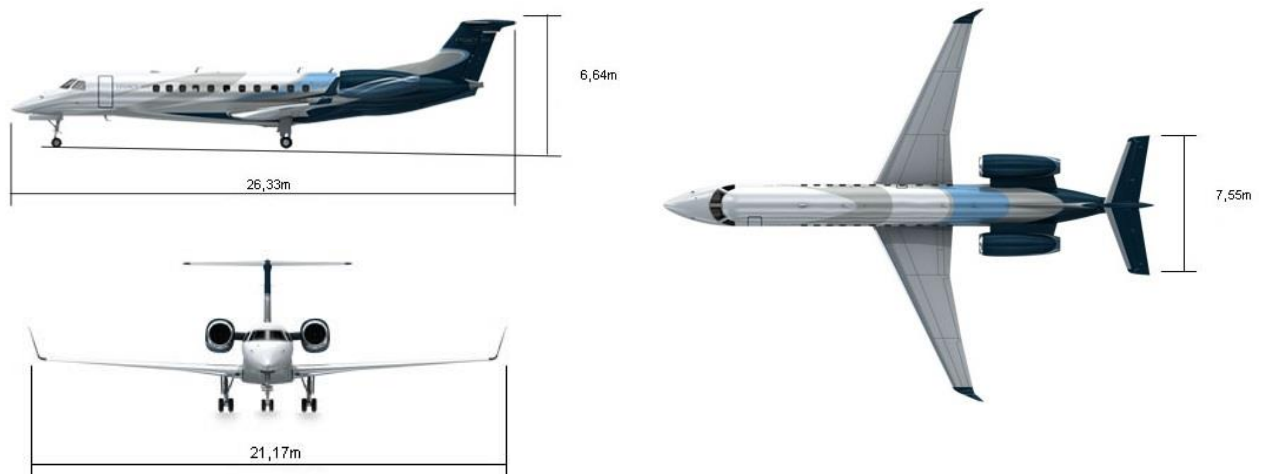


Рисунок 1.8 – Основні габаритні розміри літака Embraer Legacy 650

Літак Gulfstream G550



Рисунок 1.9 – Літак Gulfstream G550

Gulfstream G550 – реактивний далекомагістральний літак бізнес-класу, вироблений північноамериканською компанією Gulfstream Aerospace Corporation. Паливні баки вміщують кількість палива рівного вазі самого літака. Літак обладнаний турбовентиляторними двигунами Rolls-Royce BR710 C4-11, кабінами PlaneView(R) і комплектом авіоніки Honeywell Primus Epic.

Саме G550 був вперше обладнаний кабіною PlaneView, що включає систему дисплеїв і інтегрований комплекс бортового обладнання Honeywell Primus Epic. Льотна палуба PlaneView створена спільними зусиллями інженерів і льотчиків, щоб підвищити ситуаційну обізнаність і безпеку польоту, одночасно знімаючи частину навантаження з пілотів. Польотна інформація першорядної важливості відображається на 14-дюймових рідкокристалічних моніторах у форматі, доступному для легкої розшифровки.

G550 став першим цивільним літаком, який отримав сертифікат типу FAA, який включає систему поліпшеного бачення EVS в якості стандартного обладнання повітряного судна. Gulfstream EVS проектує фактичні, реальні

зображення, зняті інфрачервоною камерою на носі літака, на коліmotorний дисплей HUD.

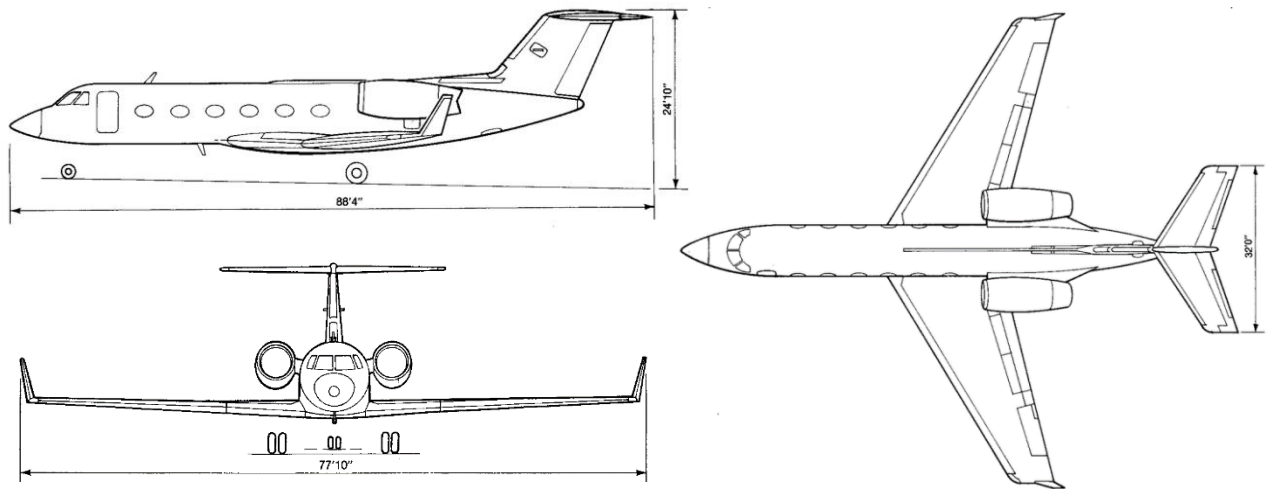


Рисунок 1.10 – Основні габаритні розміри літака Gulfstream G550

1.1.3 Розробка тактико-технічних вимог до проєктованого літака

Після збору статичних даних, необхідно розробити ТТВ. Цей етап проводиться на основі аналізу статичних матеріалів, що доповнюють задані ТТВ проєктованого літака.

Задано далекомагістральний літак бізнес – джет для 14 пасажирів, не включаючи членів екіпажу, з дальністю польоту $L=9500$ км, довжиною розбігу $L_{розб.} = 1850$ м; призначаємо висоту крейсерського польоту $H_{крейс} = 13500$ м, крейсерську швидкість $V_{крейс} = 905$ км/год.

Визначимо кількість членів екіпажу: так як літак призначений для перевезень пасажирів VIP класу, та з урахуванням отримання ефективної витрати палива на дальність польоту, приймаємо кількість бортпровідників у складі 1 особи, тобто лише потрібно 3 члени екіпажу.

Отриманий ТТВ заносимо в таблицю 1.2.

Таблиця 1.2 – Тактико-технічні вимоги до проєктованого літака

V_{max} , км/ГОД	L, км	$n_{пас.}$, ЧОЛ.	$L_{розб.}$, м	H_{max} , м	$V_{крейс.}$, км/ГОД	$H_{крейс.}$, м	$n_{ек.}$, ЧОЛ.
960	9500	14	1850	15500	905	13500	3

1.1.4 Вибір та обґрунтування схеми літака

Проаналізувавши технічні характеристики літаків, обраних для збору статистичних даних, для проєктованого літака найбільш оптимальною є нормальна аеродинамічна схема, вона має такі переваги:

- відсутність статичної нестійкості горизонтально оперення (ГО);
- поздовжня стійкість і керованість на всіх режимах польоту;
- плавне обтікання крила.

До представників цієї схеми можна віднести практично всю пасажирську, спортивну та транспортну авіацію. Присутня у всіх класах авіації.

За розташуванням крила літака обрана схема низькоплан, крило якого проходить через нижню половину фюзеляжу. Дана схема значно підвищує злітно-посадочні характеристики за рахунок дії "ефекту екрану", а так само:

- підвищує стійкість конструкції в аварійних ситуаціях: при аварійній посадці з не випущеними шасі, т. к. основний удар сприймає конструкція крила, захищає пасажирів та екіпаж. У разі приводнення паливні баки-кесони будуть забезпечувати плавучість літака, тобто виконують роль понтона;

- менша довжина стійок шасі, що дозволяє спростити механізм їх збирання і випуску, підвищити їх міцність і зменшити вагу;

- зручність технічного обслуговування планера літака;

планер літака легше порівняно з високопланом і середньопланом.

Так само низькоплан, за рахунок широкої колії, володіє більшою стійкістю під час руління.

Однак досить істотними недоліками низького розташування крила є появи дифузорого ефекту у місці стику фюзеляжу і задньої крайки крила й погіршення поперечної стійкості літака. Існує підвищена ймовірність торкання крилом поверхні ЗПС на посадці при несприятливих погодних умовах або аварійних ситуаціях.

Щоб уникнути затінення горизонтального оперення (ГО) крилом, його винесено вище від супутнього струменя від крила, на середню частину кілю. Таке розміщення ГО має наступні перевагами: збільшення плеча ГО від центру тяжіння літака до центру тиску дозволяє зменшити його площу, а отже і саму масу. Загальний виграш маси може скласти до 20% маси всього оперення, однак складність конструкції оперення та передача навантажень на фюзеляж, вимагає посилення самого кіля. Основним недоліком такого розташування ГО є втрата стійкості при попаданні оперення в зону супутнього струменя від крила на великих кутах атаки, хоча політ на великих кутах атаки не є режимним для літака такого класу.

Розміщення двигунів в хвостовій частині по бортах фюзеляжу і безпосередньо у кінцевій частині хвоста дає можливість підвищити аеродинамічну чистоту крила, зменшити шумність в салоні і знизити аеродинамічні ефекти від обтікання фюзеляжу реактивним струменем. Так само менше дестабілізуючий момент при відмові двигуна і збільшення площі для розміщення механізації та можливість установки основних стійок шасі в крилі. Недоліки даного розташування двигунів в тому, що на закритичних кутах атаки з крила зривається супутній струмінь повітря, який потрапляє на вхід двигунів (що призводить до помпажу) і горизонтальне оперення (рулі висоти), роблячи його неефективним. Існує і недолік, пов'язаний з близькістю розташування двигунів один до одного, а так само компактністю паливопроводів у хвості: у випадку пожежі одного двигуна шанси, що вогонь вплине на другий і третій двигун або на подачу палива до них - багато вище, ніж у літаків з широко рознесеними двигунами (під крилом). Двигуни не розвантажують крило в польоті, і підйомна сила прагне задерти крило вгору. Ще один недолік пов'язаний з забезпеченням правильного центрування літака і її великою розбіжністю, а також труднощами забезпечення обслуговування двигунів та їх агрегатів.

Схема шасі трьохопорна, з носовою стійкою. Для літаків такого класу така схема є найбільш поширеною, що пояснюється кращими умовами посадки та більш ефективним використанням гальм.

У результаті літак має нормальну аеродинамічну схему, низьке розташування крила (низькоплан), двигуни розташовуються у хвостовій частині по бортах і безпосередньо у кінцевій частині хвоста, оперення знаходиться на середині кіля, схема шасі трьохопорна, з носовою стійкою.

Нижче наведена таблиця, яка визначає основні геометричні параметри літака з урахуванням статистичних даних.

За статистичними даними були визначені основні параметри крила, параметри фюзеляжу, ГО, ВО, і занесені в таблицю 1.3.

Таблиця 1.3 – Основні параметри проектного літака

λ	χ°	S, M^2	λ_ϕ	D_ϕ, M	L_ϕ, M	$\bar{c}_{го}$	$\bar{c}_{во}$	\bar{c}	η	$\eta_{го}$	$\eta_{в о}$
9	34	70,7	9,27	2,5	23,19	0,16	0,11	0,18	4,35	2,2	2,3

1.1.5 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні

Злітна маса літака в нульовому наближенні визначається за формулою:

$$m_0 = \frac{m_{ep} + m_{\text{эк}}}{1 - (m_k + m_{c.y.} + m_T + m_{об.упр.})} = \frac{1400 + 240}{1 - (0,3 + 0,08 + 0,505 + 0,07)} = 36500 \text{ (кг)}$$

де m_0 - злітна маса літака нульового наближення; $m_{ГР}$ - маса корисного навантаження; $m_{\text{эк}}$ - маса екіпажу; \bar{m}_k , $\bar{m}_{c.y.}$, \bar{m}_T - відносні маси конструкції, силової установки, палива, обладнання та управління.

Використовуючи статистичні дані, обчислюємо:

$$\text{маса екіпажу: } m_{\text{эк}} = 80 \cdot n_{\text{эк}} = 80 \cdot 3 = 240 \text{ (кг);}$$

$$\text{маса комерційної навантаження: } m_{ГР} = 100 \cdot n_{\text{пас}} = 100 \cdot 14 = 1400 \text{ (кг);}$$

$$\text{відносна маса палива } \bar{m}_m = a + \frac{bL}{V_{\text{крейс}}},$$

де L – дальність польоту, $L = 9500$ (км),

V – швидкість польоту, $V=905$ (км/год),
 $a=0,05$; $b=0,06$; тоді; $m_m = 0,505$

1.1.6. Розрахунок маси конструкції основних елементів літака, маси силової установки, палива, обладнання та керування

Відносна маса конструкції: $m_k = 0,3$;

Відносна маса силової установки: $m_{cy} = 0,08$;

Відносна маса обладнання: $m_{об} = 0,07$;

Тоді визначаємо наступне:

Маса конструкції літака: $m_k = 0,3 \cdot 36500 = 10950$ (кг);

Маса крила: $m_{кр} = 0,342 \cdot 10950 = 3745$ (кг);

Маса фюзеляжу: $m_{ф} = 0,4 \cdot 10950 = 4380$ (кг);

Маса оперення: $m_{оп} = 0,072 \cdot 10950 = 788$ (кг);

Маса шасі: $m_{ш} = 0,186 \cdot 10950 = 2037$ (кг);

Маса палива: $m_m = 0,505 \cdot 36500 = 18432$ (кг);

Маса обладнання: $m_{об} = 0,07 \cdot 36500 = 2555$ (кг);

Маса силової установки: $m_{cy} = 0,08 \cdot 36500 = 2920$ (кг).

Всі отримані значення заносимо до таблиці 1.4

Таблиця 1.4 – Отримані значення мас елементів літака

m_0 , кг	$m_{гр}$, кг	$m_{эк}$, кг	m_k , кг	$m_{кр}$, кг	$m_{ф}$, кг	$m_{оп}$, кг	$m_{ш}$, кг	$m_{об}$, кг	m_{cy} , кг
36500	1400	240	10950	3745	4380	788	2037	2555	2920

1.1.7 Вибір двигуна і його характеристик

З статистичних даних визначаємо тягооснащеність літака даного класу: $t_0 = 0,3$.

Тоді потрібна тяга буде дорівнювати:

$$P = t_0 \cdot m_0 \cdot g = 0,3 \cdot 36500 \cdot 9,81 = 107420 \text{ (Н)}.$$

Підбір двигуна здійснювався з урахуванням розрахунків по динаміці польоту.

Ставиться задача - задовольнити заданої довжини розбігу і забезпечити необхідну дальність польоту. Виходячи з аеродинамічних розрахунків, для забезпечення необхідної довжини розбігу та потрібної тяги літака, а також з урахуванням статистичних даних прийнято рішення встановити на літаку три двигуна Pratt&Whitney Canada PW307A.

Характеристики двигуна наведені в таблиці 1.5.

Таблиця 1.5 – Характеристики двигуна Pratt&Whitney Canada PW307A

Злітний режим ($H = 0$, $M_p = 0$, $t_n = +15^0$ C, $P_n = 760$ мм рт. ст.) Тяга, кгс	2849
Мінімальна питома витрата палива, кг/кгс·год	0,24
Температура газу перед РКТВТ, К	1193
Ступінь підвищення тиску	28
Максимальний крейсерський режим ($H = 11000$ м, $M_p = 0.75$;) Тяга, кгс	1780
Питома витрата топлива , кг/кгс·год	1100
Ступінь двухконтурності	3,1
Мінімальна швидкість обертання двигуна в польоті, об/хв	17100
Довжина, мм	2184,9
Діаметр вентилятора , мм	1299
Суха маса, кг	551,1

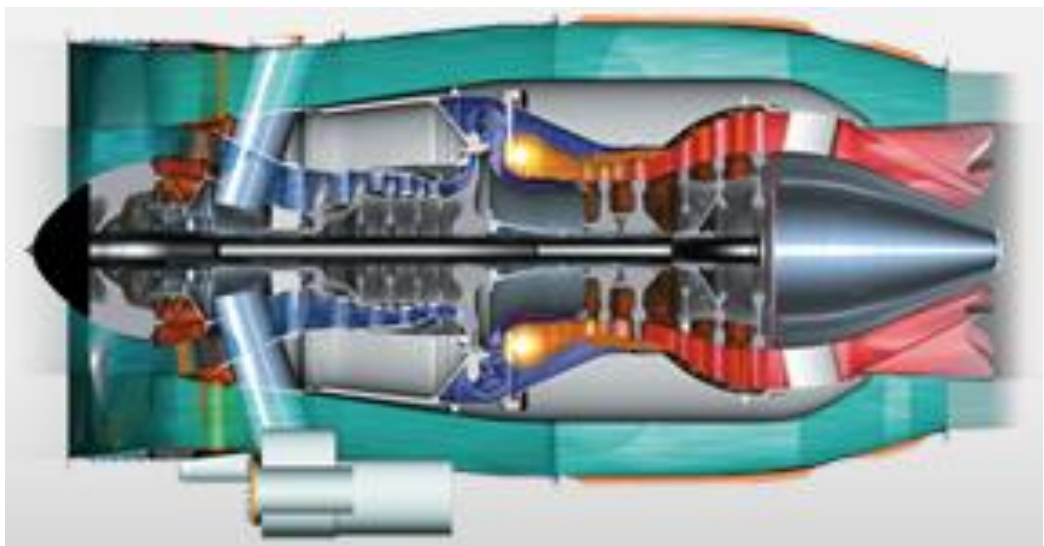


Рисунок 1.11 – Схематичний загальний вигляд двигуна PW307A

1.1.8. Визначення геометричних розмірів основних елементів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Розробка загального виду літака

Визначення геометричних розмірів крила

Питоме навантаження на крило при зльоті $P_0 = 441$ (даН/м²).

Визначаємо площа крила з співвідношення :

$$S = \frac{m_0 \cdot g}{10 \cdot P_0} = \frac{36500 \cdot 9,81}{10 \cdot 441} = 70,62 \text{ (м}^2\text{)}.$$

Розмах крила $l = \sqrt{\lambda \cdot S} = \sqrt{9 \cdot 70,62} = 25,21$ (м), де

$\lambda = 9$ – подовження крила.

Коренева b_0 і кінцева b_k хорди крила визначаються з умов значень S , l ,

η :

$\eta = 4,35$ – звуження крила,

$$b_0 = \frac{S}{l} \cdot \frac{2 \cdot \eta}{\eta + 1} = \frac{70,62}{25,21} \cdot \frac{2 \cdot 4,35}{4,35 + 1} = 4,554 \text{ (м)};$$

$$b_k = \frac{b_0}{\eta} = \frac{4,554}{4,35} = 1,047 \text{ (м)}.$$

Середня аеродинамічна хорда обчислюється:

$$b_a = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{(\eta + 1) \cdot \eta} = \frac{2}{3} \cdot 4,554 \cdot \frac{18,9 + 4,35 + 1}{4,35 \cdot (4,35 + 1)} = 3,166 \text{ (м)}.$$

Визначаємо координату САХ за розмахом крила:

$$Z_a = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{25,21}{6} \cdot \frac{4,35 + 2}{4,35 + 1} = 4,987 \text{ (м)}.$$

Координата носка САХ по осі ОХ визначається:

$$X_a = \frac{b}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} \cdot \text{tg} \chi_{\text{нк}}, \text{ де}$$

$\chi_{\text{нк}} = 34^\circ$ - кут по передній крайці крила,

$$X_a = Z_a \cdot \text{tg} \chi_{\text{нк}} = 4,987 \cdot 0,6745 = 3,36 \text{ (м)}.$$

Визначення геометричних параметрів фюзеляжу

$$\text{Довжина фюзеляжу } l_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot D_{\phi} = 9.27 \cdot 2.5 = 23.175 \text{ (м)}.$$

$$\text{Довжина носової частини фюзеляжу } l_{\phi} = \lambda_{н.ч.} \cdot D_{\phi} = 3.27 \cdot 2.4 = 7.848 \text{ (м)}.$$

$$\text{Довжина хвостової частини фюзеляжу } l_{хв.ч.} = \lambda_{хв.ч.} \cdot D_{\phi} = 6.38 \cdot 2.5 = 15.95 \text{ (м)}.$$

Визначення геометричних параметрів ГО і ВО

Також, як і для крила, визначаються l_{zo} , $l_{\phi o}$, b_{0zo} , $b_{0\phi o}$, $b_{к.zo}$, $b_{к.\phi o}$:

$$\text{Площа ГО: } S_{zo} = \overline{S}_{zo} \cdot S = 0.203 \cdot 70.62 = 14.34 \text{ (м}^2\text{)}.$$

$$\text{Розмах ГО: } l_{zo} = \sqrt{S_{zo} \cdot \lambda_{zo}} = \sqrt{14.34 \cdot 3.49} = 7 \text{ (м)}.$$

$$\text{Коренева хорда ГО: } b_{0zo} = \frac{S_{zo} \cdot \eta_{zo} \cdot 2}{l_{zo} \cdot \eta_{zo} + 1} = \frac{14.34 \cdot 3 \cdot 2}{7 \cdot 3 + 1} = 3.1 \text{ (м)}.$$

$$\text{Кінцева хорда ГО: } b_{к.zo} = \frac{b_{0zo}}{\eta_{zo}} = \frac{3.1}{3} = 0.97 \text{ (м)}.$$

Середня аеродинамічна хорда ГО:

$$b_{a.zo} = \frac{2}{3} \cdot b_{0zo} \cdot \frac{\eta_{zo}^2 + \eta_{zo} + 1}{(\eta_{zo} + 1) \cdot \eta_{zo}} = \frac{2}{3} \cdot 3.1 \cdot \frac{9 + 3 + 1}{3 \cdot (3 + 1)} = 2.38 \text{ (м)}.$$

$$\text{Координата САХ за розмахом ГО: } Z_{a.zo} = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta_{zo} + 2}{\eta_{zo} + 1} = \frac{7}{6} \cdot \frac{3 + 2}{3 + 1} = 1.45 \text{ (м)}.$$

Координата носка САХ по осі ОХ:

$$X_{a.zo} = Z_{a.zo} \cdot \text{tg } \chi_{нкzo} = 1.45 \cdot 0.466 = 0.676 \text{ (м)}.$$

$$\text{Площа: } S_{\phi o} = \overline{S}_{\phi o} \cdot S = 0.163 \cdot 70.62 = 11.5 \text{ (м}^2\text{)}.$$

$$\text{Розмах: } l_{\phi o} = \sqrt{S_{\phi o} \cdot \lambda_{\phi o}} = \sqrt{11.5 \cdot 0.8} = 3.03 \text{ (м)}.$$

$$\text{Коренева хорда: } b_{0\phi o} = \frac{S_{\phi o} \cdot \eta_{\phi o} \cdot 2}{l_{\phi o} \cdot \eta_{\phi o} + 1} = \frac{11.5 \cdot 1.5 \cdot 2}{3.03 \cdot 1.5 + 1} = 4.554 \text{ (м)}.$$

$$\text{Кінцева хорда: } b_{к.\phi o} = \frac{b_{0\phi o}}{\eta_{\phi o}} = \frac{4.554}{1.5} = 3.313 \text{ (м)}.$$

Середня аеродинамічна хорда ВО:

$$b_{a.\phi o} = \frac{2}{3} \cdot b_{0\phi o} \cdot \frac{\eta_{\phi o}^2 + \eta_{\phi o} + 1}{(\eta_{\phi o} + 1) \eta_{\phi o}} = \frac{2}{3} \cdot 4.554 \cdot \frac{2.25 + 1.5 + 1}{(1.5 + 1) \cdot 1.5} = 3.8456 \text{ (м)}.$$

$$\text{Координата САХ за розмахом: } Z_{a.\phi o} = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta_{\phi o} + 2}{(\eta_{\phi o} + 1)} = \frac{3.03}{6} \cdot \frac{1.5 + 2}{(1.5 + 1)} = 0.71 \text{ (м)}.$$

Координата носка САХ по осі ОХ: $X_{a.60} = Z_{a.60} \cdot \operatorname{tg}34^\circ = 0.71 \cdot 0.6745 = 0.48$ (м).

Визначення геометричних параметрів шасі

Параметри шасі включають в себе базу шасі (відстань між основними опорами і носовою опорою), колію (відстань між головними опорами), винос головних опор і винос передньої стійки, висоту шасі і висоту центра мас, а також похідну від останніх величину садивного кута φ , величину противокапотажного кута γ .

База шасі повинна знаходитися в межах $(0,25 \dots 0,45) \cdot L_\phi$, де L_ϕ – довжина фюзеляжу. У нашому випадку база складає 9,74 м, тобто $0,42 \cdot L_\phi$

Висота шасі визначається з умови забезпечення мінімального зазору між поверхнею ЗПС і планером літака – $(200 \dots 250)$ мм. Приймаємо висоту шасі 500 мм. Висоту ЦМ над ЗПС приймаємо рівною 1,700 м.

Посадковий кут φ (кут між віссю фюзеляжу і дотичній до головних опор і хвостової частини фюзеляжу) лежить в межах $10^\circ \dots 16^\circ$. Приймаємо в нашому випадку $\varphi = 12^\circ$.

Противокапотажний кут γ (кут між нормаллю до осі літака, проведеної через ЦМ, і прямої, що з'єднує ЦМ з точкою перетину осі головних опор з ВПП) повинен перевищувати кут φ хоча б на $(2 \dots 3)^\circ$, і лежить у межах $8^\circ - 18^\circ$. Приймаємо $\gamma = 15^\circ$.

Винос головних коліс визначається з умови навантаження передньої опори на стоянці $e = 0,12 \cdot L_{\text{базы}} = 1,169$ (мм).

Колія шасі значною мірою визначає поперечну стійкість при русі по землі, а також впливає на маневреність і керованість. Її величина лежить в межах $2H \leq B < 15H$. Однак для низькоплана з основними стійками шасі, які прибираються в крильові відсіки, можна забезпечити більшу величину колії, тому приймаємо:

$$B = 2.55 \cdot H, \text{ де } H - \text{висота ЦМ над ЗПС.}$$

$$\text{Тоді : } B = 2.55 \cdot 1.700 = 4,32 \text{ (м).}$$

Розробка загального вигляду літака

Побудова загального вигляду літака виконується в наступному порядку:

- 1) Будуємо фюзеляж літака.
- 2) Будуємо горизонтальне і вертикальне оперення.
- 3) Будуємо САХ горизонтального оперення.
- 4) Плече горизонтального оперення відкладається від точки, віддаленої на $0,25b_{\text{Аг.о.}}$ від носка САХ горизонтального оперення.
- 5) Плече горизонтального оперення $L_{\text{Г.о.}}=3.6 \cdot b_a=3.6 \cdot 2.38=8.568$ (м).
- 6) Знаходимо положення носка САХ крила.
- 7) По координаті X_a знаходимо положення носка кореневої хорди крила.
- 8) Будуємо крило літака.

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

Вибір конструктивно-силової схеми крила

Вибір конструктивно-силової схеми крила визначається:

- 1) компонованням крила - наявністю в обшивці люків для обслуговування розташованих в крилі агрегатів обладнання, наявністю в крилі бака для палива;
- 2) компоновання фюзеляжу – наявністю достатніх обсягів для центральної частини крила у фюзеляжі (при однолонжеронном крилі обсяги у фюзеляжі потрібні мінімальні);
- 3) вимогою жорсткості.

Для наближеного вибору конструктивно-силової схеми крила скористаємося поняттям умовного лонжерона. У завданні береться коренева хорда b_0 . Товщина пояса умовного лонжерона визначається за формулою:

$$\delta_y = \frac{\left[(P_0 \cdot S - m_{\text{кр}} \cdot g) z_a - 2m_i \cdot g \cdot z_i \right] \cdot n^p}{0,96 \cdot \bar{c} \cdot b_0^2 \sigma_p}, \text{ де}$$

P_0 – питоме навантаження на крило;

S – площа крила;

Z_a – координата середньої аеродинамічної хорди літака з розмахом крила;

m_i – маса вантажу, розташованого на крилі;

z_i – координата центру мас вантажу, розташованого на крилі, від подовжньої осі літака з розмахом крила;

n^p – коефіцієнт розрахункової перевантаження;

$m_{кр}$ – маса крила;

\bar{c} – відносна товщина профілю крила;

b_0 – коренева хорда крила.

Для виготовлення пояса лонжерона вибираємо матеріал з алюмінієвого сплаву Д16Т, для якого $\sigma_p = 330(\text{Мпа}) = 330 \cdot 10^6(\text{Па})$.

Запишемо вихідні дані для визначення δ_y :

$P_0 = 6000(\text{Н/м}^2)$; $\bar{c} = 0,12$; $z_a = 5,08; 9(\text{м})$; $m_{кр} = 3816(\text{кг})$; $b_0 = 4,83(\text{м})$;

$z = 5,83(\text{м})$; $m_T = 5002,5(\text{кг})$; $S = 77,8(\text{м}^2)$;

$$\delta_y = \frac{(6000 \cdot 77,8 \cdot 5,08 - 2 \cdot 9,81 \cdot 5002,5 \cdot 5,83 - 3816 \cdot 9,81 \cdot 5,08) \cdot 4}{0,96 \cdot 0,12 \cdot 4,83^2 \cdot 330 \cdot 10^6} = 7,26(\text{мм});$$

Визначимо величину інтенсивності моментного навантаження і перерізуючої сили:

$$\frac{M}{H^3} = \frac{[(P_0 \cdot S - m_{кр} \cdot g) \cdot z_a - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i] \cdot n_p}{1,03 \cdot (\bar{c} \cdot b_0)^3} = \frac{[(6000 \cdot 77,8 - 3816 \cdot 9,81) \cdot 5,08 - 2 \cdot 5002,5 \cdot 9,81 \cdot 5,83] \cdot 3}{1,03 \cdot (0,12 \cdot 4,83)^3} = 24,07[\text{МПа}].$$

$$\frac{Q}{H^3} = \frac{(P_0 \cdot S - m_{кр} \cdot g - 2 \cdot m_i \cdot g) \cdot n_p}{1,28 \cdot (\bar{c} \cdot b_0)^3} = \frac{(6000 \cdot 77,8 - 3816 \cdot 9,81 - 2 \cdot 5002,5 \cdot 9,81) \cdot 3}{1,28 \cdot (0,12 \cdot 4,83)^3} = 3,986 \approx 4[\text{МПа}].$$

Так як товщина пояса умовного лонжерона трохи більше, ніж 3мм і величина інтенсивності моментного навантаження виходить за межі 10...15 МПа, то, як показує досвід проектування літака, обшивка крила буде досить товстою, з високими критичними напруженнями, тобто зможе сприймати

більшу частину згинального моменту (до 50%). Тому в масовому відношенні вигідно застосувати кесонне крило.

Кесонне крило у ваговому відношенні виграє порівняно з моноблочним, що пов'язано з меншою потрібною площею перерізів крила, оскільки слабкі лонжерони, на відміну від поздовжніх стінок моноблочного крила, сприймають частину згинального моменту.

Застосування кесонного, а не лонжеронного, крила має в даному випадку ще один важливий аспект: кесонне крило дозволяє використовувати свої внутрішні об'єми для розміщення палива, що вкрай важливо, коли небажано задіяти під паливні баки внутрішні обсяги фюзеляжу.

На рисунку 1.7 представлена схема спроектованого крила. Кесонне крило складається з центроплана і двох консолей. Кесон утворений двома лонжеронами, нервюрами і панелями. До нього кріпляться знімні носові, і хвостові частини крила, закрилки, елерони. Стінки лонжеронів, нервюр і панелі утворюють відсіки паливних баків, герметичність досягається шляхом застосування високоресурсних з'єднань і облицювання герметиком. Стиковка центроплана і консолей здійснюється за допомогою фітингів.

Крило має два вузли кріплення, вузол кріплення переднього лонжерона до силового шпангоуту №20 і вузол кріплення заднього лонжерона до силового шпангоуту №26, тип кріплення крила "піаніно" зверху і знизу 105 титановими болтами, згинальний момент від балки на шпангоут не передається. З точки зору зменшення маси та підвищення ефективності роботи механізації балка розташована перпендикулярно до осі симетрії літака. Наявність зовнішньої балки забезпечує більш високу жорсткість не тільки кореневій частині крила, ніші і вузлів кріплення стійки шасі, але і крила в цілому.

Враховуючи, що верхня панель крила в найбільш важких випадках навантаження стиснута, і що сприймається нею стискаюча сила визначається критичними напруженнями в стрингерах і обшивці, вона виконана більш потужною, ніж нижня. З цією метою застосовуються стрингери, мають великі

значення критичних напружень втрати стійкості, що утворюють замкнутий контур при з'єднанні з обшивкою. Але при цьому виникає необхідність дворядного заклепувального шва.

В перерізі бортовий хорди крила передній і задній лонжерон розміщені відповідно на 0,2 і 0,6 від передньої кромки крила. В перерізі кінцевий хорди на 0,2 і 0,6 відповідно.

Нервюри в крилі розташовані перпендикулярно осі жорсткості крила. При розташуванні нервюр по потоку легше витримати профіль крила, але самі нервюри при цьому виходять більш довгими і важкими. Кількість нервюр однієї консолі крила складає 35, з них 5 виконано посиленими. Нервюра 3 і 16 оснащені клапанами які дозволяють перекачувати паливо по відсіках паливних баків. Нервюри 27а, 28а, 29а і 30а посилені для ефективного сприйняття аеродинамічній навантаження від закінцівки крила "winglet". Відстань між нервюрами вибирається з умови рівномірності залежно від товщини обшивки і розмірів перерізу стрингерів. При не особливо потужних перетинах стрингерів і обшивки ($\delta_{обш} = 1,5 \div 2 \text{ мм}$) відстань між нервюрами вибирається в межах 250÷350 мм. Крок нервюр уздовж розмаху крила не змінюється. Нервюри маємо з кроком 350 мм

Відстань між стрингерами необхідно для кесонного крила брати невеликим ($b_{стр} = 100 \dots 180 \text{ мм}$), так як часто підкріплена стрингерним набором обшивка працює краще. Для забезпечення рівномірності крила вздовж розмаху площа перерізу стрингерів змінюється стрибкоподібно шляхом зменшення кількості стрингерів в перерізі. При цьому зменшення кількості стрингерів відбувається поступово, щоб не було різкого перепаду жорсткостей. Кількість стрингерів в кореновому перерізі крила для верхньої і нижньої панелі дорівнює 11, в кінцевій частині крила 4.

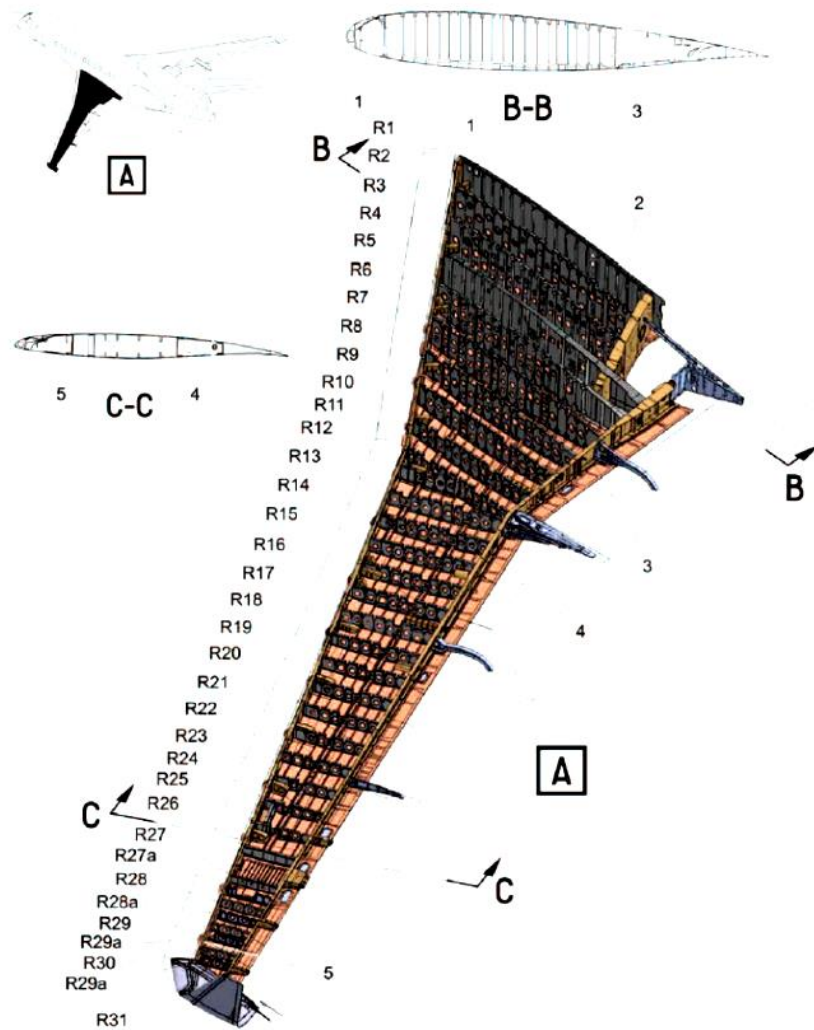


Рисунок 1.12 – КСС крила

Вибір конструктивно-силової схеми фюзеляжу

При проектуванні фюзеляжу необхідно враховувати наступні вимоги та рекомендації:

- зосереджені сили, прикладені до елементів каркаса, необхідно як можна більш плавно розподіляти по обшивці фюзеляжу;

- великі зосереджені сили (від двигунів, оперення, крила, шасі) необхідно передавати на обшивку елементів каркаса спрямованими паралельно силі. Сили уздовж фюзеляжу повинні передаватися на обшивку через стрингери і поздовжні балки, а сили, що діють поперек фюзеляжу - через посилені шпангоути;

- зосереджені сили, спрямовані під гострим кутом до осі фюзеляжу, слід передавати на обшивку через стрингери і шпангоути;

– при конструкції герметизованих відсіків фюзеляжу необхідно правильно призначити кордон зони герметизації (з урахуванням вирізів під шасі, крило тощо); слід уникати застосування плоских поверхонь для сприйняття надлишкового внутрішнього тиску. Поперечні перерізи герметизованих відсіків повинні, як правило, мати форму кола.

Сучасні літаки в переважній більшості мають балковий стрингерний фюзеляж, що складається з обшивки, стрингерів і шпангоутів. Можуть застосовуватися також фюзеляжі лонжеронної і безстрингерної схем.

У процесі проектування літака як КСС фюзеляжу була обрана балочно-стрингерна схема. Це найлегший варіант з балкових КСС. Така схема забезпечує достатню міцність і жорсткість конструкції фюзеляжу при найменших витратах маси. Фюзеляж проектованого літака має круглий поперечний переріз, яке забезпечує хорошу аеродинаміку, мінімальне лобове опір, мінімальну масу конструкції. Конструкція балкових фюзеляжів дозволяє надавати їм найбільш вигідні аеродинамічні форми, забезпечувати отримання гладкої поверхні, отримувати найкращі умови для більш повного використання внутрішніх обсягів фюзеляжу, розміщувати в них герметизовану кабінку та ін. Балочно-стрингерна КСС з-за товстої обшивки допускає малі вирізи у фюзеляжі і володіє високою живучістю. Технологічними роз'ємами фюзеляж розділений на носову, середню і хвостову частини. Фюзеляж також розділений площиною підлоги на верхню та нижню частини.

Обтічник антени РЛС виконаний з композиційного матеріалу на основі волокон кевлара (кевларопластик) і кріпиться до фюзеляжу за шпангоуту №1. Шпангоут №1 також сприймає зосереджене навантаження від розміщеного в носовій частині обладнання і агрегатів. До посиленого шпангоуту №7 здійснюється кріплення носової стійки шасі. Шпангоути №9 і №11 служать для окантовки вирізу вхідних дверей. Посилені шпангоути №20, №26 сприймають зосереджене навантаження від лонжерони крила. Двигуни, розташовані в хвостовій частині фюзеляжу, кріпляться до горизонтального

пілону у двох поясах. Для сприйняття зосереджених навантажень від двигунів в хвостовій частині фюзеляжу встановлені 2 силових шпангоута №36, №39. Для кріплення вертикального оперення виконаного по 2-х лонжеронній схемою передбачено силові шпангоути №45, №46.

Від 2 до 40 шпангоута розташовується герметичний відсік. Шпангоути герметичного відсіку мають поперечну горизонтальну балку, яка служить опорою для силового підлоги. Великі вирізи під ліхтар екіпажу, вхідні двері, два аварійних люка, відсіки під стійки шасі обмежені по торцях силовими стіночними шпангоутами, а по краях лонжеронами або бімсами. Стрингери являють собою пресовані профілі кутового перерізу. В залежності від товщини обшивки вибираємо відстань між стрингерами в межах від 150 до 200 мм. Для даного варіанту приймаємо крок стрингерів рівний 162 мм.

Тоді загальне число стрингерів по діаметру фюзеляжу дорівнює 64. Конструкція фюзеляжу розроблена з урахуванням панельної складання і широкого застосування пресованої клепок.

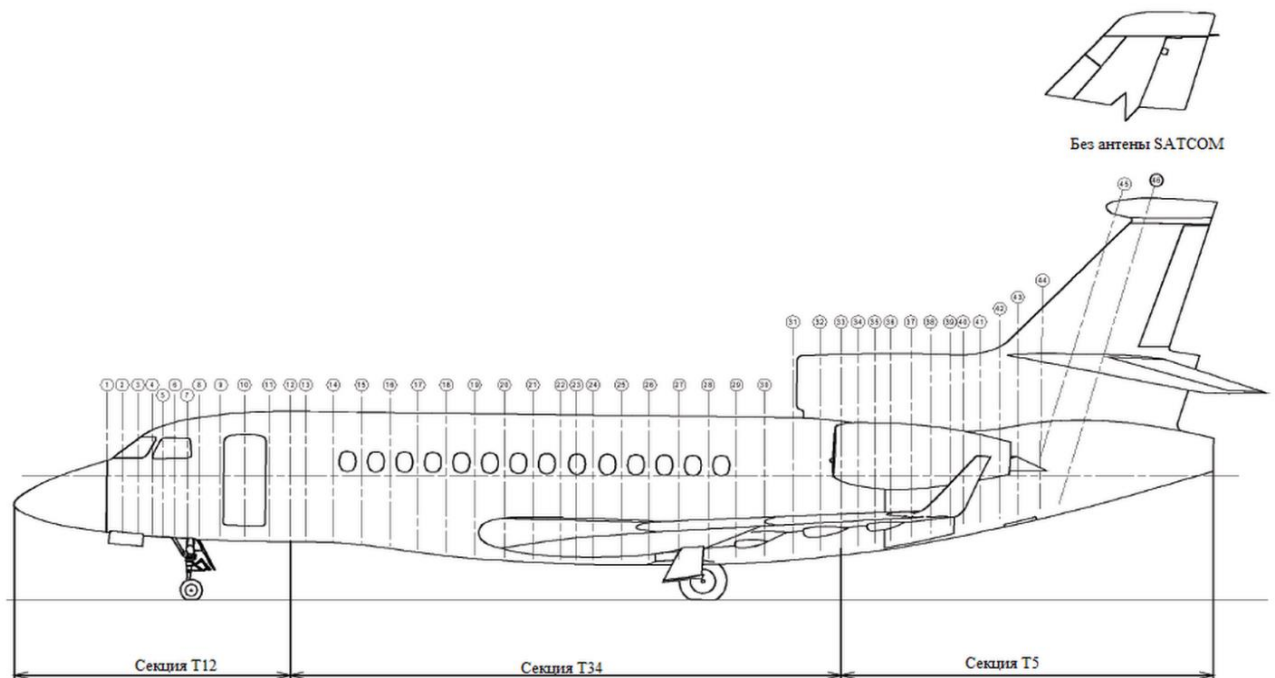


Рисунок 1.13 – КСС фюзеляжу

Вибір конструктивно-силової схеми горизонтального оперення

З метою виносу ГО із зони спутного струменя і запобігання бафтинга оперення винесено на середину кіля. Стабілізатор виконаний за двухлонжеронною схемою і складається з двох стріловидних консолей, стикованих між собою за опорним нервюром №1, накладками на передньому і задньому лонжеронах.

Консоль стабілізатора також включає: силові нервюри, нормальні нервюри, знімний носок, кронштейни навішування руля висоти. Опорні та силові нервюри мають більш потужні пояси, і їх стінки підкріплені стійками. У передній частині стабілізатора на лонжероне між опорними нервюрами №1 встановлені кронштейни для кріплення сережки управління стабілізатором (стабілізатор може змінювати кути установки). Кожна половина керма висоти має конструкцію з застосуванням стільникового заповнення. Обидві половини керма висоти з'єднані карданним валом з важелем управління. Кермо висоти має також вагову балансування, що досягається установкою контргрузів.

У кореновому перерізі положення переднього та заднього лонжерона становить відповідно 0,225; 0,65 від хорди коренового перерізу, в кінцевому 0,18; 0,565.

Кількість стрингерів обох панелей горизонтального оперення одно 6, стрингери являють собою пресовані профілі кутового перерізу. Число нервюр однієї консолі становить 10.

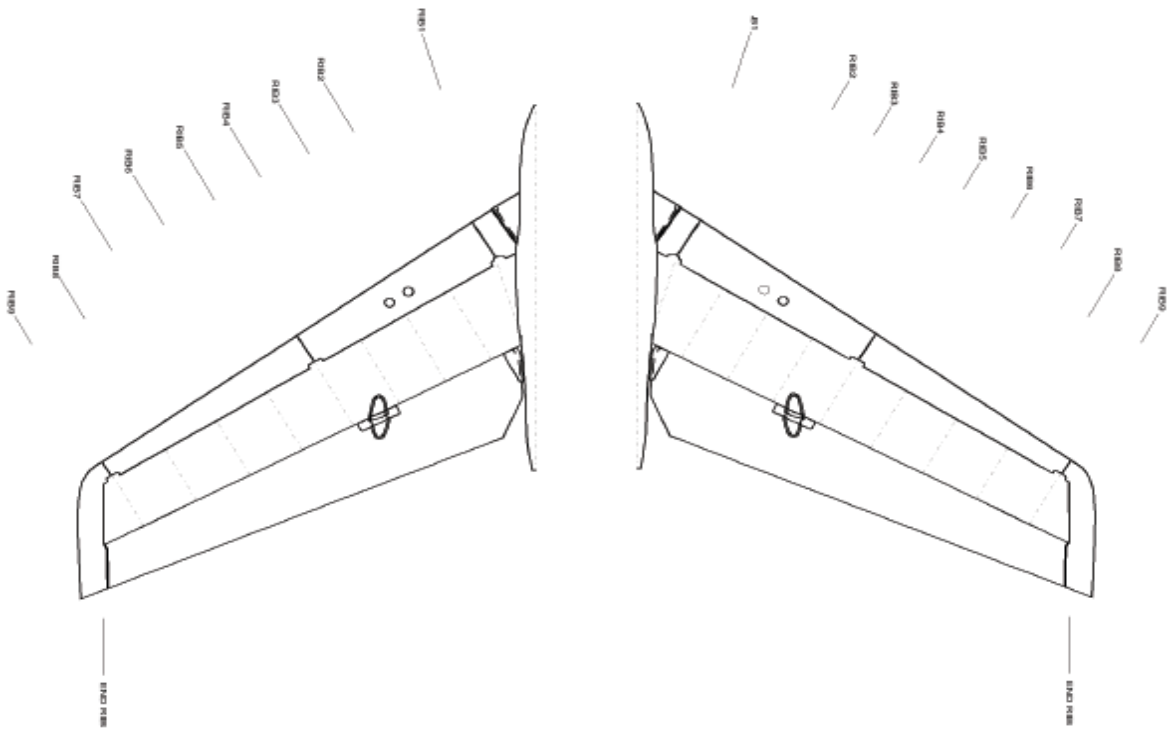


Рисунок 1.14 - ГО КСС

Вибір конструктивно-силової схеми вертикального оперення

Вертикальне оперення складається з кіля і керма напрямку. Кіль стріловидний, двухлонжеронної конструкції. Він складається з лонжеронів, бортовий, торцевий, силових і нормальних нервюр, двох панелей.

З-за додаткових навантажень на кіль від горизонтального оперення, розташованого посередині, всі його силові елементи посилені (збільшені перерізу поясів лонжеронів, стінки посилені накладками і стійками по всій довжині лонжеронів). У кореневої частини лонжеронів встановлені стикові вузли для кріплення кіля до фюзеляжу. У верхніх частинах лонжеронів встановлені: на передньому лонжероне кіля – фітинги-вушка для кріплення гойдалки з важелем управління стабілізатором; передні вузли кріплення стабілізатора; на задньому лонжероне – фітинги-вушка для задніх вузлів кріплення стабілізатора. Бортова і торцева нервюри кіля виконані посиленими. Навантаження і робота бортовий нервюри такі ж, як і в крилі такий же КСС.

Конструкція керма напрямку виконана із застосуванням стільникового заповнювача. Відстань між нервюрами вертикального оперення становить 270 мм

Лонжерони вертикального оперення стикуються з силовим шпангоутом фюзеляжу №44. Число стрингерів обох панелей вертикального оперення дорівнює 8.

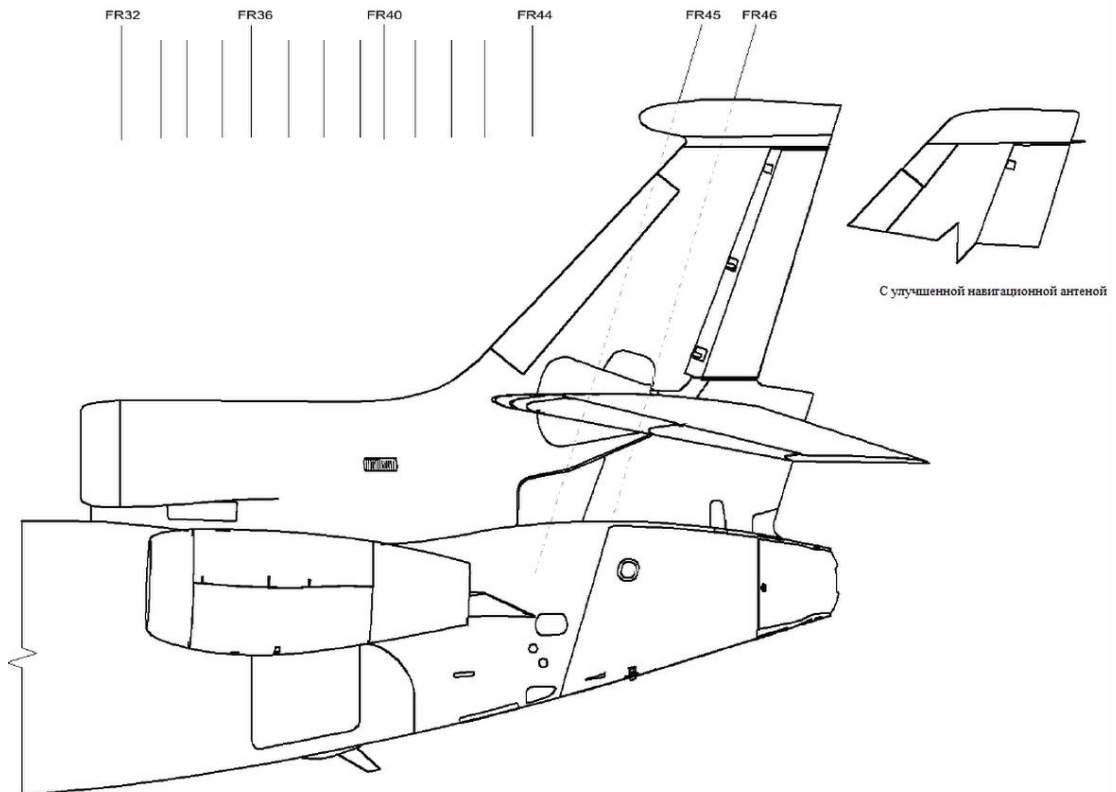


Рисунок 1.15 - КСС ВО

Вибір конструктивно-силової схеми шасі

Конструктивно-силова схема шасі і схема його прибирання повинні забезпечувати:

- найменшу масу шасі (з урахуванням посилення вирізів під шасі в конструкції планера);
- найменший обсяг шасі в прибраному положенні;
- простоту кінематичної схеми механізмів випуску і прибирання шасі.

На більшості сучасних літаків носові стійки шасі прибираються в передню частину фюзеляжу рухом вперед-вгору.

В нормальних експлуатаційних умовах випуск шасі здійснюється гідравлічною системою. В аварійних випадках певні переваги має схема прибирання вперед-вгору, що забезпечує випуск носової стійки під дією сили тяжіння і швидкісного напору.

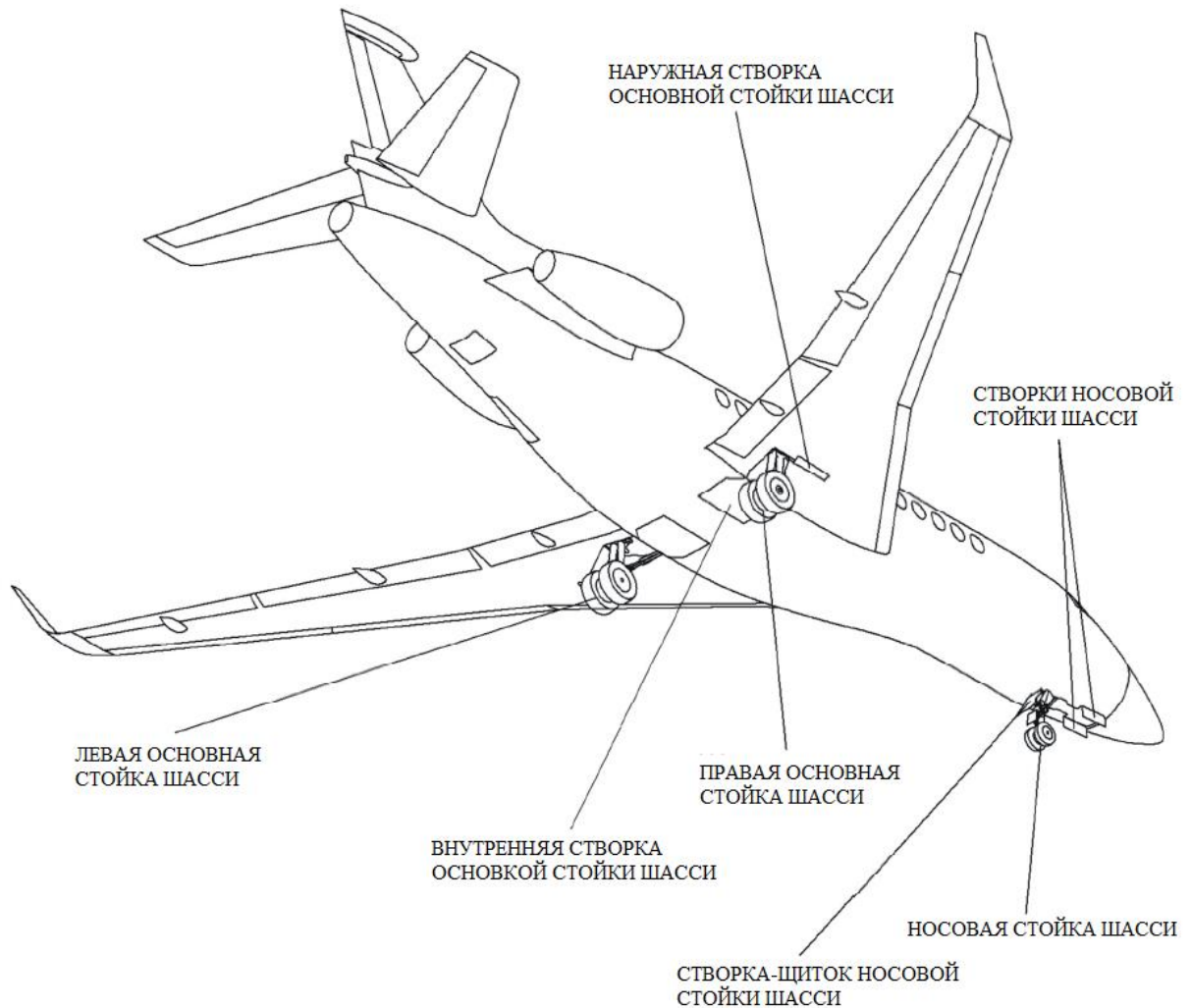


Рисунок 1.16 – Розміщення основних та носової стійок шасі

Схеми прибирання головних стійок шасі можна розбити на три групи:

- 1) головні стійки, що кріпляться до крила, а забираються частково в крило, частково у фюзеляж.
- 2) головні стійки, що кріпляться до крила і забираються в крило (або гондоли, розташовані на крилі).
- 3) головні стійки, що кріпляться до фюзеляжу і забираються у фюзеляж.

Схема 1 найбільш прийнятною на даному літаку з низько розташованим крилом.

Схема шасі – трьох опорна з передньою опорою. Трьох опорне шасі з передньою стійкою найбільш вдало вирішує питання безпеки при посадці літака. Рух літака з шасі такої схеми є досить стійким як у поздовжньому, так і в дорожньому відношенні.

Схема передньої опори шасі балкова з підкосом. Складається передня опора з пневматика, телескопічної стійки з вбудованим амортизатором, вузлів підвіски, циліндра збирання і випуску шасі. Колесо винесено тому для зменшення ефекту шиммі. Передня стійка має балкову КСС, яка раціональна при невеликій висоті стійок і при інших одержуваних при цьому переваги, наприклад, у простоті кінематики збирання та компонування опори у випущеному і прибраному положеннях. Прибирається передня опора вгору – вперед в носову частину фюзеляжу.

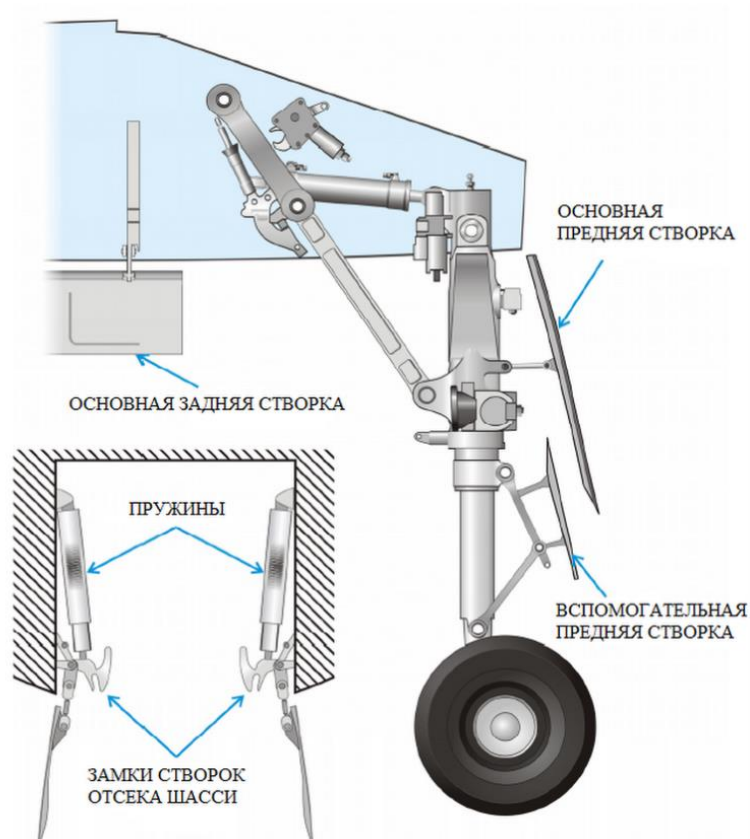


Рисунок 1.17 – Схема носової стійки шасі

Схема основної опори шасі балкова з підкосом. Основна опора шасі включає: пневматики, стійки, винесені амортизатори, циліндр прибирання-випуску, вузли кріплення, замки фіксації шасі в прибраному і випущеному положеннях. Стійка підкріплена боковим складним підкосом, розгружаючим верхню частину стійки від вигину.

Основна опора забирається в фюзеляж, для чого передбачені бічні ніші, що є розширеннями нижній частині фюзеляжу.

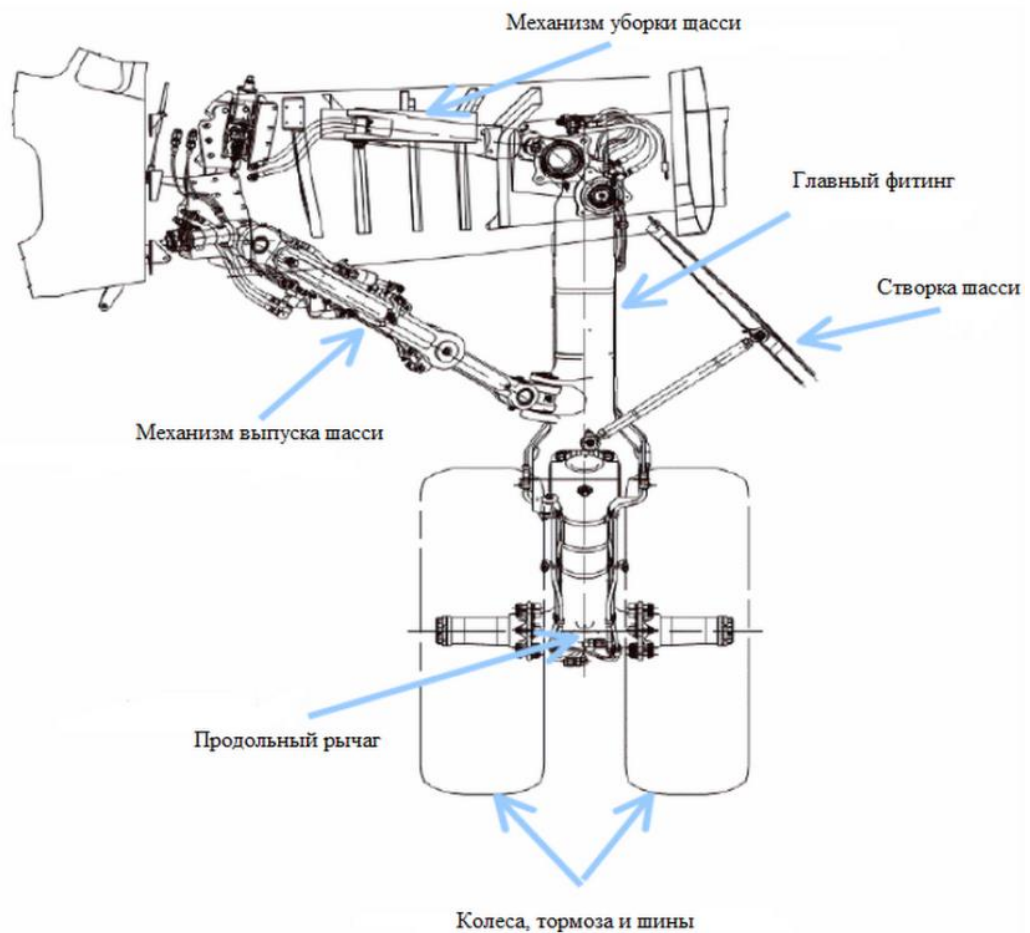


Рисунок 1.18 – Схема основної стійки шасі

1.2. Розрахунок аеродинамічних та льотних характеристик ПС

1.2.1. Розрахунок поляр і аеродинамічного якості під злітною, посадочною і крейсерською конфігураціях літака

Для визначення льотних і аеродинамічних характеристик ЛА схема ЛА, основні геометричні та масові параметри, а також характеристики двигуна відомі, а аеродинамічні характеристики ЛА отримані з програмним розрахунками (див. додаток А).

Побудова наближеної злітної і посадкової поляри.

При розрахунках злітних характеристик ЛА необхідна його поляра, побудована з урахуванням випуску шасі, механізації крила. Будемо вважати, що випуск шасі впливає лише на величину опору, збільшуючи коефіцієнт лобового опору на $\Delta C_{x_{ш}}$. Механізація крила при зльоті збільшує $C_{x_{м}}$ на $\Delta C_{x_{мех}}$ а $C_{y_{м}}$ - на $\Delta C_{y_{м}}$. Одночасно з випуском механізації зміщується в негативну сторону значення α_0 на $\Delta\alpha_0$, що призводить до збільшення α , причому досягається приблизно на тих же кутах α , що і без механізації. Таким чином отримуємо зміщення:

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

$$C_{x_{\alpha}} = C_{x_{\alpha}} + \Delta C_{x_{\alpha}} + \Delta C_{x_{\alpha, мех}} + A \cdot (C_{y_{\alpha}} - \Delta C_{y_{\alpha}})^2;$$

Визначимо вплив закрилків і предкрилків. Закрилок однощільний:
 $a = 0.4; \kappa = 0.16; \bar{v}_3 = 0.244; \bar{S}_{кр.} = 117.539 \text{ м}^2; S_{мех.} = 38 \text{ м}^2; \bar{S}_{мех.} = 0,323.$

Предкрилок: $\bar{v}_{пр.} = 0.713; S_{мех.} = 28 \text{ м}^2; \bar{S}_{мех.} = 0.24.$

Визначаємо злітну поляру: $\delta_3 = 28^\circ; \delta_{пр.} = 18.5^\circ.$

Вплив закрилка:

$$\Delta C_{y_{\alpha \max}} = a \cdot C_{y_{\alpha}}^{\alpha} \cdot \sqrt{\bar{v}_3} \cdot \sin \delta_3 \cdot \bar{S}_{мех.} \cdot \cos^3 \chi_{0.5} = 0.4 \cdot 3.7 \cdot \sqrt{0.244} \cdot \sin 28^\circ \cdot 0.323 \cdot \cos^3 31.7^\circ = 0.$$

$$\Delta C_{x_{мех.}} = 7.2 \cdot \kappa \cdot \bar{v}_3 \cdot \bar{S}_{мех.} \cdot \delta_3 \cdot \sin \delta_3 \cdot \cos \chi_{0.5} = 7.2 \cdot 0.16 \cdot 0.244 \cdot 0.323 \cdot \sin 28^\circ \cdot \cos 31.7^\circ = 0.036$$

$$\Delta\alpha_0 = -5.6 \cdot a = -5.6 \cdot 0.4 = -2.24^\circ$$

Вплив предкрилка:

$$\Delta C_{y_{\alpha \max}} = 2.2 \cdot \sqrt{\bar{v}_{пр.}} \cdot \bar{S}_{мех.} \cdot \cos^2 \chi_{0.5} = 2.2 \cdot \sqrt{0.713} \cdot 0.24 \cdot \cos^2 31.7^\circ = 0.323$$

$$\Delta C_{\text{хмех.}} = C_{\text{хо}} \cdot \epsilon_{\text{пр.}} \cdot \bar{S}_{\text{мех.}} \cdot \cos \chi_{0.25} \approx 0$$

$$C_{\text{ya max вэл.}} = 1.188 + 0.106 + 0.323 = 1.62$$

$$C_{\text{ха max вэл.}} = 0.042 + 0.023 + 0.036 + 0.036 + 0.069 \cdot (1.62 - 0.3 - 0.24)^2 = 0.2$$

$$\alpha_0 = -2.51 - 2.24 = 4.75^\circ$$

Визначаємо посадкову полярну: $\delta_3 = 45^\circ$; $\delta_{\text{пр.}} = 18.7^\circ$

Вплив закрilка:

$$\Delta C_{\text{ya max}} = a \cdot C_{\text{ya}}^\alpha \cdot \sqrt{\bar{\epsilon}_3} \cdot \sin \delta_3 \cdot \bar{S}_{\text{мех.}} \cdot \cos^3 \chi_{0.5} = 0.4 \cdot 3.7 \cdot \sqrt{0.244} \cdot \sin 45^\circ \cdot 0.323 \cdot \cos^{3/4} 31.7^\circ = 0.$$

$$\Delta C_{\text{хмех.}} = 7.2 \cdot \kappa \cdot \epsilon_3 \cdot \bar{S}_{\text{мех.}} \cdot \delta_3 \cdot \sin \delta_3 \cdot \cos \chi_{0.5} = 7.2 \cdot 0.16 \cdot 0.244 \cdot 0.323 \cdot \sin 45^\circ \cdot \cos 31.7^\circ = 0.056$$

$$\Delta \alpha_0 = -5.6 \cdot a = -5.6 \cdot 0.4 = -2.24^\circ$$

Вплив предкрilка:

$$\Delta C_{\text{ya max}} = 2.2 \cdot \sqrt{\bar{\epsilon}_{\text{пр.}}} \cdot \bar{S}_{\text{мех.}} \cdot \cos^2 \chi_{0.5} = 2.2 \cdot \sqrt{0.713} \cdot 0.24 \cdot \cos^2 31.7^\circ = 0.323$$

$$\Delta C_{\text{хмех.}} = C_{\text{хо}} \cdot \epsilon_{\text{пр.}} \cdot \bar{S}_{\text{мех.}} \cdot \cos \chi_{0.25} \approx 0$$

$$C_{\text{ya max вэл.}} = 1.188 + 0.198 + 0.323 = 1.71$$

$$C_{\text{ха max вэл.}} = 0.062 + 0.034 + 0.056 + 0.089 + 0.069 \cdot (1.71 - 0.5 - 0.5)^2 = 0.27$$

Для більш ефективної дії механізації при посадці і для зменшення посадкової дистанції збільшуємо α_0 : $\alpha_{0\text{пос.}} = 6.5^\circ$.

Будуємо залежності $C_{\text{ya}}(\alpha)$ і $C_{\text{ха}}(C_{\text{ya}})$ (див. Рисунок 1.19).

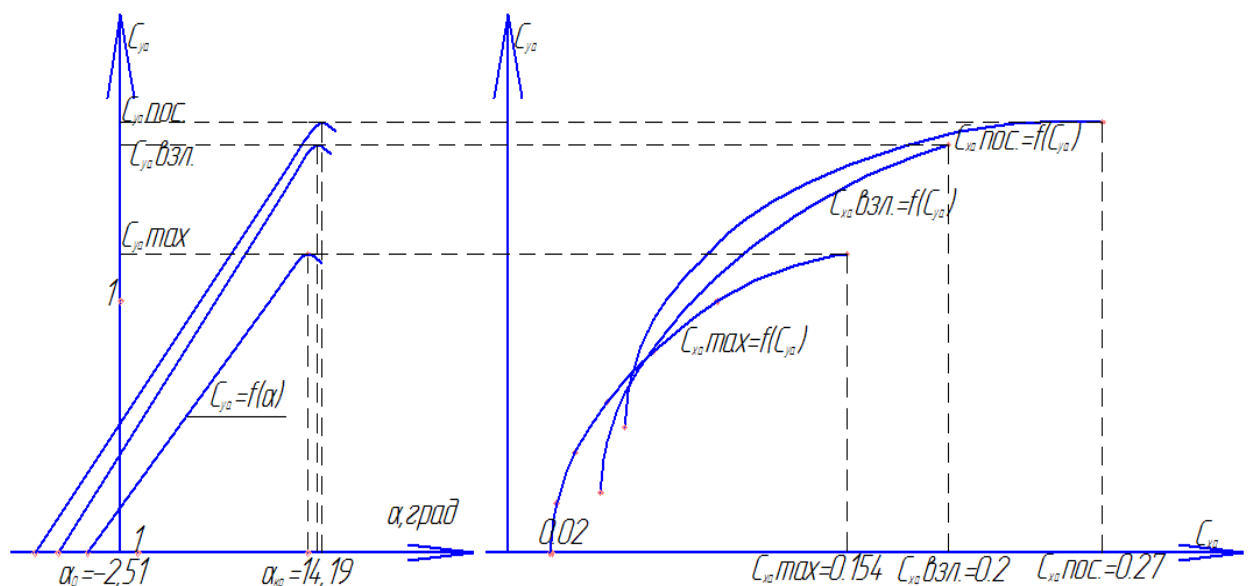


Рисунок 1.19 - Залежності $C_{\text{ya}}(\alpha)$ і $C_{\text{ха}}(C_{\text{ya}})$.

Польотні поляри

Для розрахунку льотно-технічних характеристик (ЛТХ) ЛА зручно користуватися польотними полярами, які являють собою коефіцієнт аеродинамічній підйомної сили ($C_{y_{\alpha z}}$), необхідного для горизонтального прямолінійного усталеного польоту ЛА заданої маси при фіксованій висоті, в функції коефіцієнта лобового опору. Задаємося значеннями висоти польоту H (0,6,11 км). Для кожної швидкості M (0.2,0.4,0.6,0.8,1.2) і висоти H , з урахуванням розрахункової маси ЛА, знаходимо необхідне значення $C_{y_{\alpha z}}$ за

$$\text{формулою: } C_{y_{\alpha z}} = \frac{mg}{0.7 p_H M_i^2 S},$$

де g – прискорення вільного падіння, $g=9.8 \text{ м/с}^2$;

p_H – атмосферний тиск на висоті H [1].

Підставляючи вихідні дані у формулу отримуємо:

Для кожного обчисленого значення $C_{y_{\alpha z}}$ визначимо величину $C_{x_{\alpha i}}$, користуючись формулою: $C_{x_{\alpha i}} = C_{x_{\alpha 0}} + A C_{y_{\alpha z}}^2$,

Отримані значення заносимо в таблицю.

Таблиця 1.6- ЛТХ ЛА

H=0	M	q	C_y , гп	C_{x0}	A	C_x , гп	K
	0.2	2837.1	1.111666	0.099	0.06745	0.182355	6.096171
	0.4	11348.4	0.277917	0.025	0.06742	0.030207	9.200292
	0.6	25533.9	0.123518	0.019	0.06737	0.020028	6.167334
	0.8	45393.6	0.069479	0.017	0.06725	0.017325	4.010423
	1.2	102135.6	0.03088	0.108	0.16268	0.108155	0.285512

H=6	M	q	C_y , гп	C_{x0}	A	C_x , гп	K
	0.2	1322.104	2.385522	0.099	0.06745	0.482839	4.940619
	0.4	5288.416	0.59638	0.002	0.06742	0.025979	22.95603
	0.6	11898.94	0.265058	0.019	0.06737	0.023733	11.16827
	0.8	21153.66	0.149095	0.0005	0.06725	0.001995	74.73724
	1.2	47595.74	0.066264	0.108	0.16268	0.108714	0.609529

H=11	M	q	C_y , гп	C_{x0}	A	C_x , гп	K
	0.2	635.6	4.962095	0.099	0.06745	1.75978	2.819724
	0.4	2542.4	1.240524	1.444	0.06742	1.547753	0.8015
	0.6	5720.4	0.551344	0.041	0.06737	0.061479	8.967984
	0.8	10169.6	0.310131	0.028	0.06725	0.034468	8.9976
	1.2	22881.6	0.137836	0.11	0.16268	0.113091	1.218809

Визначимо $C_{ya \max}$ для кожної прийнятої висоти H , побудувавши на графіку $C_{ya \max} = f(M)$ графіки $C_{yag} = f(M)_{H=\cos nt}$ (див. Рисунок 2.2). По точках перетину визначаємо $C_{ya \max}$ для кожної H . Із-за того, що використовувати в польоті $C_{ya \max}$ неможливо через звалювання ЛА на крило, за найбільше значення C_{ya} , приймають гранично-допустиме значення $C_{ya \text{ доп}}$. Можна прийняти, що $C_{ya \text{ доп}} \approx 0.8C_{ya \max}$.

Отже, за даними таблиці 1.6 отримуємо значення $C_{ya \text{ доп}}$ для кожної H . Заносимо їх в таблицю 1.7.

Таблиця 1.7 – Значення $C_{ya \text{ доп}}$

M	$C_{y \max}$	$C_{y \text{ доп}}$
0.2	1.188	0.9504
0.4	1.121	0.8968
0.6	1.0422	0.8336
0.8	0.953	0.7624

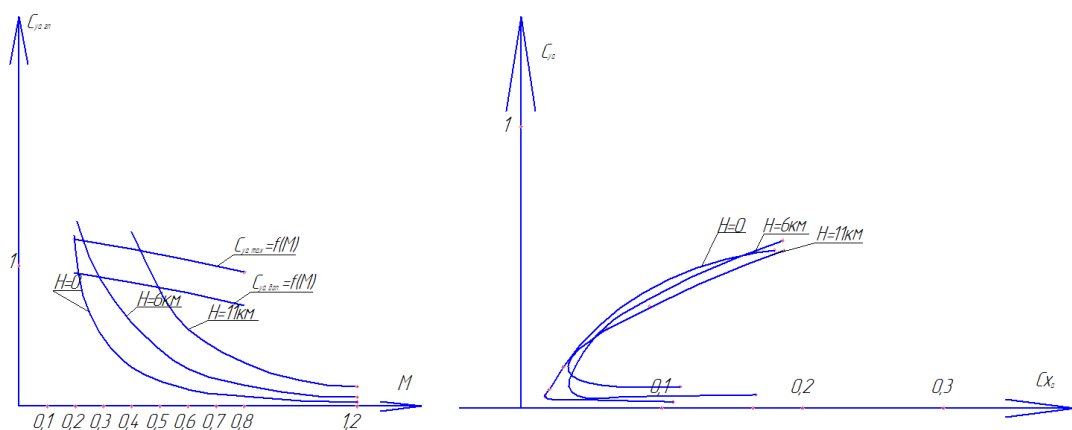


Рисунок 1.20 - Залежності $C_{ya} = f(M)_{H=\text{const}}$ і $C_{yag} = f(C_{ya})_{H=\cos nt}$.

Побудуємо графік залежності max аеродинамічного якості залежно від величини числа M для кожної з фіксованих висот H . Значення наведені в додатку 1. Графік див. на Рисунку 1.21.

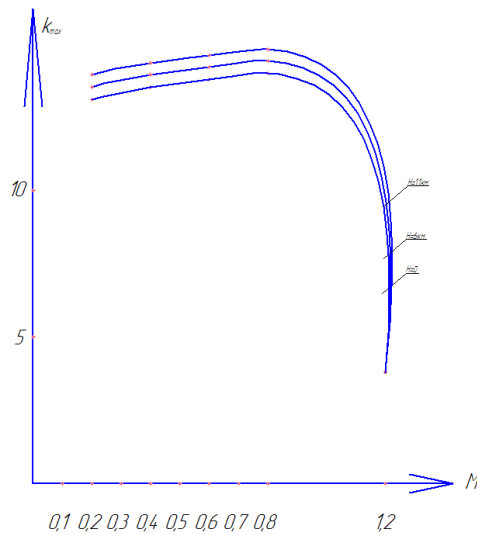


Рисунок 1.21 - Залежність $K_{\max} = f(M)_{H=\text{const}}$.

1.2.2. Аналіз впливу геометричних параметрів крила на його аеродинамічні характеристики і положення фокуса літака

Побудова епюр поперечних сил, згинальних і крутних моментів

1. Загальні відомості по літаку. Вагові зведення

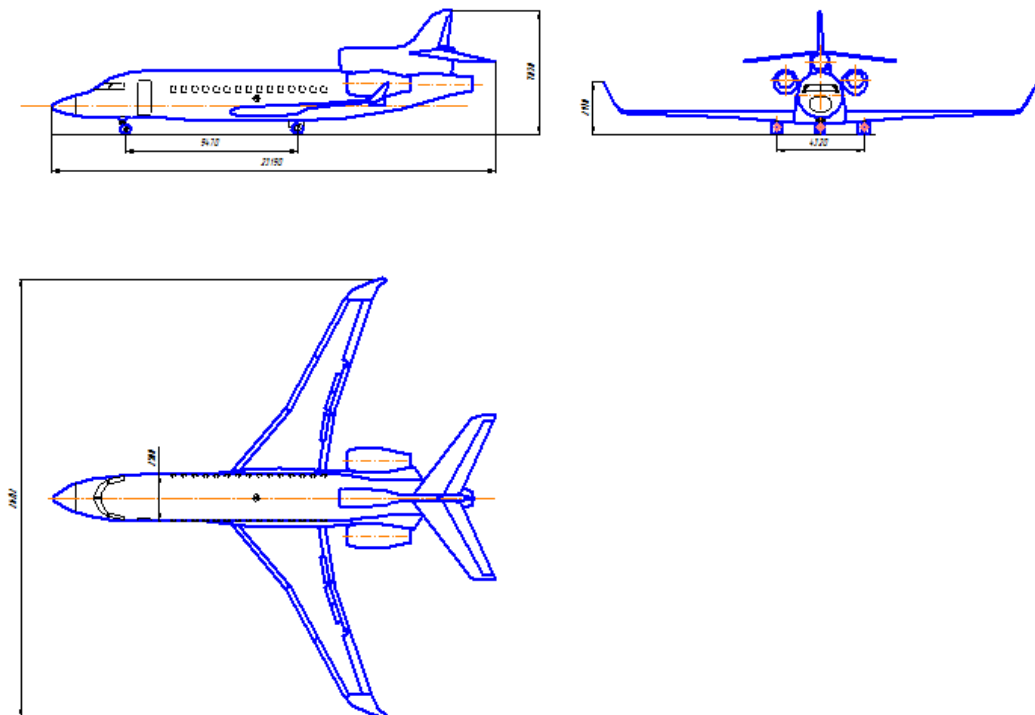


Рисунок 1.22 – Загальний вигляд літака

Розглядається далекомагістральний літак бізнес-класу на 14 пасажирів. Маса комерційної навантаження - 1400 кг. Загальний вигляд літака в трьох проекціях представлений на рис. 1.22.

Основні тактико-технічні характеристики літака : 1) злітна маса - 36500 кг ; 2) дальність польоту - 9500 км ; 3) крейсерська швидкість – 905 км /год ; 4) крейсерська висота - 13500 м ; 5) посадкова швидкість - 195 км /год ; 6) довжина розбігу - 1850 м . Літак оснащений трьома двоконтурними турбореактивними двигунами потужністю 2890 даН. кожен, тяго оснащеність у землі - 0,144. Є позитивне V , яке при розрахунку навантажень і напруг до уваги не приймається.

Площа крила – 70,7 м², розмах – 26,12 м, питома навантаження на поверхню – 4,1 кН/м². Подовження крила $\lambda=9$, звуження – 4,35.

Маси палива, крила, двигунів, шасі визначені в процесі виконання бакалаврської роботи : $m_{\text{топл. max}} = 14035$ кг ; $m_{\text{дв}} = 1653$ кг ;

$$m_{\text{осн ст ш}} = 1632,2 \text{ кг}; m_{\text{кр}} = 3405 \text{ кг}.$$

2. Модифікація крила

У модифікуванні дане крило не потребує, оскільки на вигляді в плані його консолі мають форму трапецій.

3. Поворот крила з метою використання балкової моделі

По лінії 40% хорд консолі мають дуже невелику стреловидність, трохи перевищує 6°. Оскільки ця лінія вважається віссю балки, то відповідно до вимог теорії тонкостінних стрижнів замкнутого поперечного перерізу вона повинна бути перпендикулярною закладенні. Інакше формули для внутрішніх силових факторів (ВСФ), є наближеними. Розмах крила при певному повороті практично не змінився, т. до стріловидність $\chi_{0,4}$ дуже мала.

Літак є низькопланом, через що підйомна сила на ділянці фюзеляжу не враховується

4. Геометричні дані крила

Геометричні дані поверненого крила представлені в таблиці 1.8.

Таблиця 1.8 – Геометричні дані крила

b_0 , м	b_k , м	$S_{кр}$, м ²	c , %	λ	η	$2L_{конс}$, м
5,14	1,57	70,7	12	9	4,35	26,212

Площа двох консолей поверненого крила знаходимо з формули:

$$S_{кр} = 0,5 \cdot (b_0 + b_k) \cdot 2 \cdot L_{конс} = 0,5 \cdot (5,14 + 1,57) \cdot 26,212 = 70,7 \text{ м}^2 .$$

Знайдемо положення розрахункового перерізу. Воно знаходиться на відстані 1м (два кроки нервюр) від борту фюзеляжу. Хорда в цьому перерізі дорівнює $b = 4,5$ м. Зобразимо у цьому перерізі профіль крила NASA-2312. Розмістимо в ньому лонжерони : передній на відстані $0,25 b$ від носка крила, задній - на $0,75 b$.

Ми розглядаємо розрахунковий випадок А (максимальний кут атаки), тому аеродинамічні характеристики профілю:

$$\alpha_{\max} = 26^\circ ; C_y = 1,24 ; C_x = 0,36 .$$

5. Розподіл палива в крилі

Паливні баки розташовуються в місцях, вільних від двигунів або шасі, між переднім і заднім лонжеронами.

Площі перерізів паливних баків оцінюємо за формулою:

$$S_{т.б.}(z) = \alpha S_{трап}(z) ,$$

де множник $S_{трап}(z)$ дорівнює площі трапеції, основи якої збігаються з висотами лонжеронів в перерізі z , а висота - з відстанню між лонжеронами в цьому перерізі ; коефіцієнт $\alpha = 0,9$ враховує, що площа перерізу паливного

бака дещо менше площі зазначеної трапеції. Використовуючи співвідношення для площі трапеції, маємо:

$$S_{\text{трап}}(z) = 0,5 (H_1 + H_2) \cdot 0,5b$$

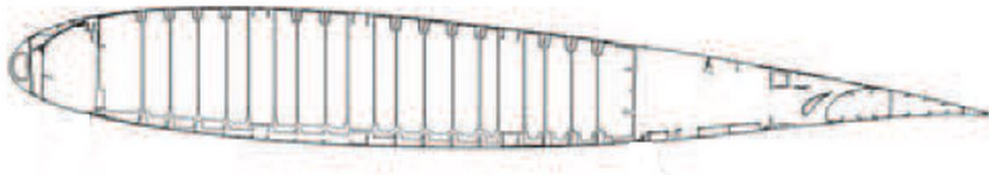


Рисунок 1.23 – Профіль розрахункового перерізу

де H_1 , H_2 - висоти переднього і заднього лонжерона. Для нашого профілю $H_1 = 0,1187b$; $H_2 = 0,06324b$. Тому

$$S_{\text{т.б.}}(z) = 0,9 \cdot 0,5 (0,1187b + 0,06324b) \cdot 0,5b = 0,041 \cdot b^2.$$

Максимальний запас палива $M_{\text{т.макс}} = 14035$ кг.

Оскільки $\rho_{\text{т}} = 0,8 \text{ т/м}^3 = 800 \text{ кг/м}^3$, має місце

$$V_{\text{т}} = M_{\text{т.макс}} / \rho_{\text{т}} = 14035 : 800 = 16,54 \text{ м}^3.$$

У кожній консолі крила розташовується половина потрібного палива :

$$V_{\text{потр}} = 0,5 \cdot V_{\text{т}} = 0,5 \cdot 16,54 = 5,35 \text{ м}^3.$$

Розглядаємо праву консоль. Починаємо розміщувати паливний бак від бортової нервюри. Бак або секцію вважаємо усіченої піраміди з висотою $l_{\text{т.б.}}$, площа більшої основи якої дорівнює S_1 , меншого - S_2 .

$$V_{\text{т.б.}} = l_{\text{т.б.}} \cdot [S_1 + S_2 + (S_1 \cdot S_2)^{0,5}] / 3$$

Довжини хорд на кордонах секцій визначаємо з виду консолі в плані, виконаного в масштабі.

$$S_1 = 0,041 \cdot (4,74)^2 = 0,92 \text{ м}^2.$$

Однак довжина бака і площа його другого торцевого перерізу S_2 невідомі. Довжину знаходимо графічним способом. Спершу прийmemo $l_{\text{т.б.2}} = 13,14 \text{ м}$, при цьому:

$$b = 1,57 \text{ м}.$$

$$S_2 = 0,041 \cdot (1,57)^2 = 0,101 \text{ м}^2.$$

$$V_{\text{т.б.,2}} = 0,33 \cdot 13,14 \cdot (0,92 + 0,101 + (0,92 \cdot 0,101)^{0,5}) = 5,75 \text{ м}^3$$

якщо $l_{\text{т.б.,2}} = 10,5 \text{ м}$, то $b = 2,205 \text{ м}$, при цьому

$$S_2 = 0,041 \cdot (2,205)^2 = 0,199 \text{ м}^2,$$

$$V_{\text{т.б.,2}} = 0,33 \cdot 10,5 \cdot [0,92 + 0,199 + (0,92 \cdot 0,199)^{0,5}] = 5,36 \text{ м}^3$$

при $l_{\text{т.б.,2}} = 7,5 \text{ м}$ довжина хорди $b = 2,93 \text{ м}$.

$$S_2 = 0,041 \cdot (2,93)^2 = 0,352 \text{ м}^2.$$

$$V_{\text{т.б.,2}} = 0,33 \cdot 7,5 \cdot [0,92 + 0,352 + (0,92 \cdot 0,352)^{0,5}] = 4,56 \text{ м}^3.$$

Будуємо графік залежності обсягу бака від його довжини. На вертикальній осі відкладаємо значення 5,35 і проводимо горизонтальну пряму до перетину з кривою $V_{\text{т.б.,2}}(l_{\text{т.б.,2}})$.

На горизонтальній осі ця точка має координату 10,45 м. Отже, $l_{\text{т.б.,2}} = 10,45 \text{ м}$, при цьому довжина хорди $b = 2,22 \text{ м}$. Обчислюємо відповідний обсяг бака.

$$S_2 = 0,041 \cdot (2,22)^2 = 0,2 \text{ м}^2.$$

Площа S_1 була обчислена вище.

$$V_{\text{т.б.,2}} = 0,33 \cdot 10,45 \cdot [0,92 + 0,2 + (0,92 \cdot 0,2)^{0,5}] = 5,34 \text{ м}^3.$$

Щоб паливний бак можна було вважати зосередженим вантажем, його слід поділити на секції, довжини яких приблизно рівні десятій частині довжини консолі. Бак розіб'ємо на 10 секцій, кожна довжиною $l = 1,045 \text{ м}$. Знайдемо обсяг кожної з секцій. Довжини хорд на кордонах секцій знову визначаємо з виду консолі в плані, виконаного в масштабі.

$$S_1 = 0,92 \text{ м}^2,$$

$$S_2 = 0,041 \cdot (4,49)^2 = 0,83 \text{ м}^2.$$

$$V_{\text{сек.,1}} = 0,33 \cdot 1,045 \cdot [0,92 + 0,83 + (0,92 \cdot 0,83)^{0,5}] = 0,9 \text{ м}^3.$$

$$S_3 = 0,041 \cdot (4,24)^2 = 0,73 \text{ м}^2.$$

$$V_{\text{сек.,2}} = 0,33 \cdot 1,045 \cdot [0,83 + 0,73 + (0,83 \cdot 0,73)^{0,5}] = 0,81 \text{ м}^3.$$

$$S_4 = 0,041 \cdot (3,98)^2 = 0,65 \text{ м}^2.$$

$$V_{\text{сек.,3}} = 0,33 \cdot 1,045 \cdot [0,73 + 0,65 + (0,73 \cdot 0,65)^{0,5}] = 0,71 \text{ м}^3.$$

$$S_5 = 0,041 \cdot (3,73)^2 = 0,57 \text{ м}^2.$$

$$V_{\text{сек.,4}} = 0,33 \cdot 1,045 \cdot [0,65 + 0,57 + (0,65 \cdot 0,57)^{0,5}] = 0,63 \text{ м}^3.$$

$$S_6 = 0,041 \cdot (3,48)^2 = 0,49 \text{ м}^2.$$

$$V_{\text{сек.,5}} = 0,33 \cdot 1,045 \cdot [0,57 + 0,49 + (0,57 \cdot 0,49)^{0,5}] = 0,56 \text{ м}^3.$$

$$S_7 = 0,041 \cdot (3,23)^2 = 0,43 \text{ м}^2.$$

$$V_{\text{сек.,6}} = 0,33 \cdot 1,045 \cdot [0,49 + 0,43 + (0,49 \cdot 0,43)^{0,5}] = 0,47 \text{ м}^3.$$

$$S_8 = 0,041 \cdot (2,97)^2 = 0,36 \text{ м}^2.$$

$$V_{\text{сек.,7}} = 0,33 \cdot 1,045 \cdot [0,42 + 0,36 + (0,42 \cdot 0,36)^{0,5}] = 0,41 \text{ м}^3.$$

$$S_9 = 0,041 \cdot (2,72)^2 = 0,3 \text{ м}^2.$$

$$V_{\text{сек.,8}} = 0,33 \cdot 1,045 \cdot [0,36 + 0,3 + (0,36 \cdot 0,3)^{0,5}] = 0,34 \text{ м}^3.$$

$$S_{10} = 0,041 \cdot (2,47)^2 = 0,25 \text{ м}^2.$$

$$V_{\text{сек.,9}} = 0,33 \cdot 1,045 \cdot [0,3 + 0,25 + (0,3 \cdot 0,25)^{0,5}] = 0,28 \text{ м}^3.$$

$$S_{11} = 0,041 \cdot (2,22)^2 = 0,2 \text{ м}^2.$$

$$V_{\text{сек.,10}} = 0,33 \cdot 1,045 \cdot [0,25 + 0,2 + (0,25 \cdot 0,2)^{0,5}] = 0,23 \text{ м}^3.$$

Зазначимо, що праве перетин цієї секції є також правим перерізом паливного бака.

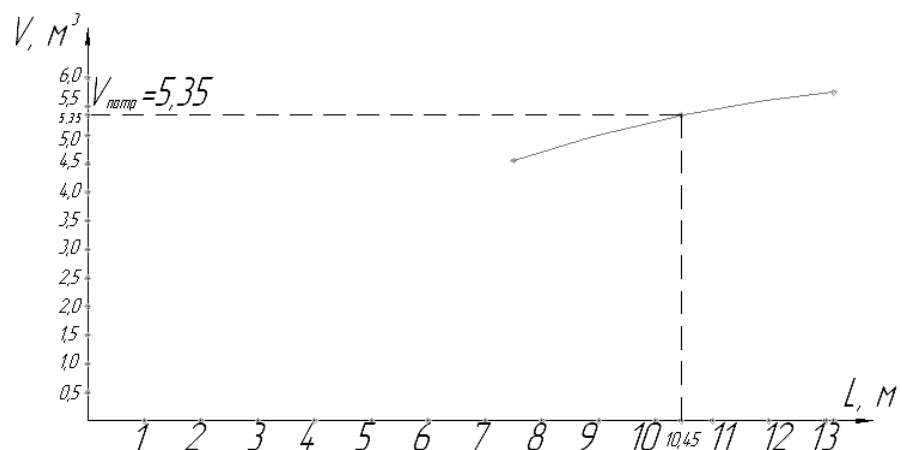


Рисунок 1.24 - Графік залежності обсягу бака від його довжини

Маса палива в кожній секції дорівнює:

$$M_i = \rho_T \cdot V_i,$$

де V_i - обсяг секції. Раніше вже говорилося, що $\rho_T = 0,8 \text{ т/м}^3 = 800 \text{ кг/м}^3$.

Необхідно також знати положення центру ваги палива в кожній секції. Використовується формула для центру тяжкості усіченої піраміди.

$$\Delta z_{\text{ц.т.}} = 0,25 \cdot l \cdot [S_1 + 3 \cdot S_2 + 2 \cdot (S_1 \cdot S_2)^{0,5}] / [S_1 + S_2 + (S_1 \cdot S_2)^{0,5}],$$

де l - довжина секції. Розмір $\Delta z_{\text{ц.т.}}$ відкладається від більшого підстави, що має площу S_1 . Маса і сили тяжіння палива в секціях, розміри $\Delta z_{\text{ц.т.}}$ для кожної секції наведено в табл. 2.4 Там же дано координати $z_{\text{ц.т.,i}}$ центра ваги кожної i -ї секції в системі координат, початок якої взято у бортовому перерізі. При обчисленні $G_{\text{сек.}}$ приймаємо $g = 9,81 \text{ м/с}^2$.

Знайдемо кількість палива, при якому в розрахунковому перерізі діє найбільший згинальний момент. Слідуючи навчального посібника, вважаємо, що паливо поступово витрачається від кінця консолей крила до борту. Позначимо через P_y рівнодіючу повітряної навантаження, прикладеної на ділянці від розрахункового до кінцевого перерізу крила. Площа цієї ділянки позначимо через $S_{\text{отс.}}$. Відстань від розрахункового перерізу до точки, до якої прикладена сила P_y , позначимо через z_0 .

Таблиця 1.9

№	$M_{\text{сек.}}, \text{ кг}$	$\Delta z_{\text{ц.т.}}, \text{ м}$	$z_{\text{ц.т.}}, \text{ м}$	$G_{\text{сек.}}, \text{ кН}$
1	720	0,514	0,523	7,063
2	648	0,511	1,556	6,356
3	568	0,512	2,602	5,572
4	504	0,511	3,646	4,944
5	448	0,509	4,689	4,394
6	376	0,511	5,736	3,688
7	328	0,507	6,243	3,217
8	272	0,507	7,822	2,668
9	224	0,507	8,867	2,197
10	184	0,503	9,908	1,805

Наближено вважаємо, що дана точка співпадає з центром тяжіння трапеції, укладеною між розрахунковим і кінцевим перерізами крила. Тоді,

$$z_0 = 0,33 \cdot l_{\text{отс}} \cdot (b + 2a) / (b + a),$$

де b – хорда в розрахунковому перерізі ; $b = 4,5$ м ;

a – кінцева хорда ; $a = 1,57$ м ;

$l_{\text{отс}}$ – довжина відсіченої частини (тобто відстань від кінцевого до розрахункового перерізів). Обчислення дали:

$$z_0 = 0,33 \cdot 10,45 \cdot (4,5 + 2 \cdot 1,57) / (4,5 + 1,57) = 4,34 \text{ м}.$$

Тепер можна знайти перетин з координатою z^* , що володіє тим властивістю, що якщо центр ваги секції паливних баків перевищує z^* , то паливо в цій секції слід вважати вигорілим. Використовуємо співвідношення

$$z^* = z_1 + z_0 \cdot (2 \cdot S_{\text{отс}} / S),$$

$$\text{де } S_{\text{отс}} = 0,5 \cdot (b + a) \cdot l_{\text{отс}} = 0,5 \cdot (4,5 + 1,57) \cdot 10,45 = 31,72 \text{ м}^2.$$

Тепер можна знайти координату z^* :

$$z^* = 1 + 4,5 \cdot (2 \cdot 31,72 / 88,24) = 4,24 \text{ м}.$$

Витрачених є паливо з секцій, координати центрів тяжкості яких перевищують z^* . Отримуємо, що згинальний момент в розрахунковому перерізі досягає найбільшого значення, коли паливо в секціях 5, 6, 7, 8, 9, 10 вже використане (вигоріло).

$$m_m^{\text{виг.}} = 2 \cdot V_{m.\text{конс}}^{\text{виг.}} \cdot \rho_m = 2 \cdot (V_{\text{сек.},5} + V_{\text{сек.},6} + V_{\text{сек.},7} + V_{\text{сек.},8} + V_{\text{сек.},9} + V_{\text{сек.},10}) \cdot \rho_m = \\ = 2 \cdot (0,56 + 0,47 + 0,41 + 0,34 + 0,28 + 0,23) \cdot 800 = 3664 \text{ кг}.$$

Польотна маса літака:

$$m_{\text{пол}} = m_{\text{взл.}} - m_{\text{г}}^{\text{виг.}} = 31750 - 3664 = 28086 \text{ кг} = 28,09 \text{ т}.$$

Схема розташування на консолях крила зосереджених вантажів - це 10 секцій паливних баків.

6. Визначення навантажень на крило

На крило впливають розподілені по поверхні повітряні сили, розподілені об'ємні сили від конструкції крила і від поміщеного в крилі палива, зосереджені сили від мас агрегатів, розташованих в крилі.

Міцність крила визначимо граничний, а не в експлуатаційному стані. Знайдемо коефіцієнт розрахункової перевантаження за формулою:

$$n_y^p = n_y^3 \cdot f,$$

де n_y^3 - коефіцієнт експлуатаційної перевантаження для заданого розрахункового випадку ;

f - коефіцієнт безпеки ; $f = 1,5$.

Для величини n_y^3 в розрахунковому випадку А в Нормативних матеріалах наведено співвідношення:

$$n_y^3 = 2,1 + 10980 / (m_{\text{пол}} + 4540),$$

де $m_{\text{пол}}$ – польотна маса літака, рівна 28016 кг. Тому

$$n_y^3 = 2,1 + 10980 / (28016 + 4540) = 2,44 \approx 2,5 ;$$

$$n_y^p = 2,5 \cdot 1,5 = 3,75 . \text{ Приймаємо } n_y^p = 3,75.$$

По довжині крила повітряна навантаження $q_{\text{пов}}$ розподіляється за законом відносної циркуляції:

$$q_y^b(\bar{z}) = \frac{n_y^p \cdot G_{\text{пол}}}{L} \cdot \Gamma(\bar{z}),$$

де $\bar{z} = 2z/l$, причому $l = 2 \cdot L_{\text{конс}}$ для низькоплана;

функція $\Gamma(\bar{z})$ називається відносною циркуляцією;

$l = 26,3$ м – довжина двох консолей крила, оскільки літак є низькопланом. Якщо кут між лінією центрів тиску і віссю z не дорівнює нулю, то

$$\Gamma = \Gamma_{\text{пл}} + \Delta\Gamma_{\text{стр}},$$

Для поправки $\Delta\Gamma_{\text{стр}}$ можна використовувати наближену формулу

$$\Delta\Gamma_{\text{стр}}(z) = \Delta\Gamma_{\text{стр}}(z, 45^\circ) \cdot \chi_{0,25} / 45^\circ.$$

Виконуємо на плані вихідного крила геометричне побудова і з достатньою точністю знаходимо $\text{tg } \chi_{0,25}$. Після чого визначаємо, що $\chi_{0,25} = 27^\circ$.

$$\Delta\Gamma_{\text{стр}} = \Delta\Gamma_{\text{стр}}(z, 45^\circ) \cdot 27 / 45 = 0,6 \cdot \Delta\Gamma(z, 45^\circ).$$

$$q_y^B(\bar{z}) = (3,75 \cdot 9,81 \cdot 28,02 \cdot 10^3) / 26,3 \cdot \Gamma = 39188 \cdot \Gamma.$$

Масову навантаження конструкції крила знаходимо за формулою:

$$q_y^{кр}(\bar{z}) = \frac{n_y^p \cdot G_{кр}}{S} \cdot b(\bar{z}).$$

Враховуємо, що $m_{кр} = 3513$ кг.

$$q_y^{кр}(\bar{z}) = (3,75 \cdot 3513 \cdot 9,81) / 88,24 \cdot b(z) = 1464,58 b(z).$$

Тепер можна знайти сумарну погонну навантаження на крило, що діє у напрямку осі «у» швидкісній системи координат :

$$q_y = q_y^B - q_y^{кр}.$$

Результати обчислень занесені в таблицю 1.10.

Таблиця 1.10– Результати обчислень

i	\bar{z}	$\Gamma_{пл}$	$\Delta\Gamma_{стр}$	Γ	q_y^e	$q_y^{кр}$	q, кН/м	b(z), м
0	0	1,3549	-0,141	1,214	47,573	-7,528	40,045	5,14
1	0,1	1,3407	-0,105	1,236	48,427	-7,005	41,422	4,783
2	0,2	1,2999	-0,074	1,226	48,051	-6,482	41,569	4,426
3	0,3	1,2308	-0,043	1,188	46,542	-5,959	40,583	4,069
4	0,4	1,1516	-0,015	1,137	44,543	-5,437	39,107	3,712
5	0,5	1,0563	0,015	1,071	41,984	-4,914	37,071	3,355
6	0,6	0,9529	0,044	0,997	39,061	-4,391	34,670	2,998
7	0,7	0,8466	0,067	0,913	35,788	-3,868	31,920	2,641
8	0,8	0,7328	0,081	0,814	31,893	-3,345	28,548	2,284
9	0,9	0,5913	0,084	0,675	26,465	-2,822	23,643	1,927
10	0,95	0,4458	0,075	0,521	20,410	-2,561	17,849	1,749

7. Побудова епюр поперечних сил, згинальних і наведених моментів

$$Q_y(z) = \int_z^{0,5l} q_y(z) \cdot dz ; \quad M_z(z) = \int_z^{0,5l} Q_y(z) \cdot dz .$$

Нагадаємо, що $l = L_{кр}$ для високоплана ; $l = 2 \cdot L_{конс}$ - для низькоплана.

Інтегрування здійснюється методом трапецій. Результати обчислень наведені в таблиці 2.6. При цьому використовуються наступні співвідношення:

$$\Delta z_i = 0,5 \cdot (z_i - z_{i-1}) l,$$

$$\Delta Q_i = 0,5 \cdot (q_i + q_{i+1}) \cdot \Delta z_i, \quad i = 11, 10, \dots, 1,$$

$$\Delta M_{x,i} = 0,5 \cdot (Q_i + Q_{i-1}) \cdot \Delta z_i, \quad i = 11, 10, \dots, 1,$$

$$Q_i = \Delta Q_{i+1} + Q_{i+1}, \quad i = 10, 9, \dots, 0, \quad Q_{11} = 0,$$

$$M_{x,i} = \Delta M_{x,i} + M_{x,i}; \quad i = 10, 9, \dots, 0; \quad M_{x,11} = 0.$$

Таблиця 1.11 - Результати обчислень

i	\bar{z}_i	$\Delta z_i, \text{ м}$	$q_i, \text{ кН/м}$	$\Delta Q_i, \text{ кН}$	$Q_i, \text{ кН}$	$\Delta M_{x,i}, \text{ Н}\cdot\text{м}$	$M_{x,i}, \text{ кН}\cdot\text{м}$
0	0	0	40,045	–	-448,405	–	2580,478
1	0,1	1,315	41,422	-53,564	-394,841	554,434	2026,045
2	0,2	1,315	41,569	-54,566	-340,274	483,338	1542,707
3	0,3	1,315	40,58	-54,014	-286,260	411,946	1130,760
4	0,4	1,315	39,107	-52,396	-233,864	341,982	788,779
5	0,5	1,315	37,071	-50,087	-183,778	274,600	514,179
6	0,6	1,315	34,670	-47,169	-136,608	210,654	303,525
7	0,7	1,315	31,920	-43,783	-92,825	150,853	152,673
8	0,8	1,315	28,548	-39,758	-53,068	95,925	56,748
9	0,9	1,315	23,643	-34,315	-18,753	47,222	9,526
10	0,95	0,657	17,849	-13,641	-5,112	7,845	1,681
11	1,0	0,658	-2,299	-5,112	0	1,681	0

Необхідно визначити поправки поперечних сил і згинаючих моментів від дії зосереджених сил (секції палива). Позначаючи зосереджені об'ємні сили через P_i , запишемо:

$$\Delta P_i = n^p \cdot g \cdot M_{gp,i}; \quad \Delta M_{x,i} = P_i \cdot z_{gp,i},$$

де $M_{gp,i}$ - маса і-го зосередженого вантажу. Проведемо відповідні обчислення для цього літака.

$$M_{т.б.,1} = 720 \text{ кг}; \quad P_{т.б.,1} = 3,75 \cdot 9,81 \cdot 720 = 26,49 \text{ кН},$$

$$M_{т.б.,2} = 648 \text{ кг}; \quad P_{т.б.,2} = 3,75 \cdot 9,81 \cdot 648 = 23,84 \text{ кН},$$

$$M_{т.б.,3} = 568 \text{ кг}; \quad P_{т.б.,3} = 3,75 \cdot 9,81 \cdot 568 = 20,89 \text{ кН},$$

$$\begin{aligned}
 M_{\text{т.б.,4}} &= 504 \text{ кг} ; & P_{\text{т.б.,4}} &= 3,75 \cdot 9,81 \cdot 504 = 18,54 \text{ кН} , \\
 z_{\text{т.б.,1}} &= 0,523 \text{ м} ; & \Delta M_{\text{х.,т.б.,1}} &= 26,49 \cdot 0,523 = 13,85 \text{ кН}\cdot\text{м} , \\
 z_{\text{т.б.,2}} &= 1,57 \text{ м} ; & \Delta M_{\text{х.,т.б.,2}} &= 23,84 \cdot 1,57 = 37,43 \text{ кН}\cdot\text{м} , \\
 z_{\text{т.б.,3}} &= 2,61 \text{ м} ; & \Delta M_{\text{х.,т.б.,3}} &= 20,89 \cdot 2,61 = 54,52 \text{ кН}\cdot\text{м} , \\
 z_{\text{т.б.,4}} &= 3,66 \text{ м} ; & \Delta M_{\text{х.,т.б.,4}} &= 18,54 \cdot 3,66 = 67,86 \text{ кН}\cdot\text{м} .
 \end{aligned}$$

Після заповнення таблиці будемо епюри поперечних сил і згинальних моментів.

Для побудови епюри приведених моментів задаємо положення осі приведення. Вона проходить через передню кромку крила паралельно осі "z". Далі будемо епюру погонних наведених моментів від дії розподілених навантажень q_n^B і $q_n^{кр}$.

$$q_n^B = q_y^B \cdot \frac{\cos(\theta - \alpha)}{\cos \theta} ; \quad q_n^{кр} = q_y^{кр} \cdot \frac{\cos(\theta - \alpha)}{\cos \theta} .$$

$$\text{Для погонних моментів: } m_z = q_n^B \cdot e - q_n^{кр} \cdot d ,$$

де e і d - відстані від точок додатка погонних навантажень q_n^B і $q_n^{кр}$ до осі приведення;

$$e_i = z_i \cdot \text{tg} \gamma + 0,25 \cdot b_i ;$$

$$\text{Значення } \text{tg} \gamma = 0,04 .$$

$$d_i = \text{const} = 0,4 \cdot b_0 = 0,4 \cdot 5,14 = 2,056 \text{ м} .$$

Інтегруючи епюру m_z , отримуємо наведені моменти M_z від впливу розподілених навантажень.

$$\Delta M_{z,i} = 0,5 (m_{z,i} + m_{z,i-1}) \cdot \Delta z_i ,$$

$$M_{z,i} = \Delta M_{z,i+1} + M_{z,i+1} .$$

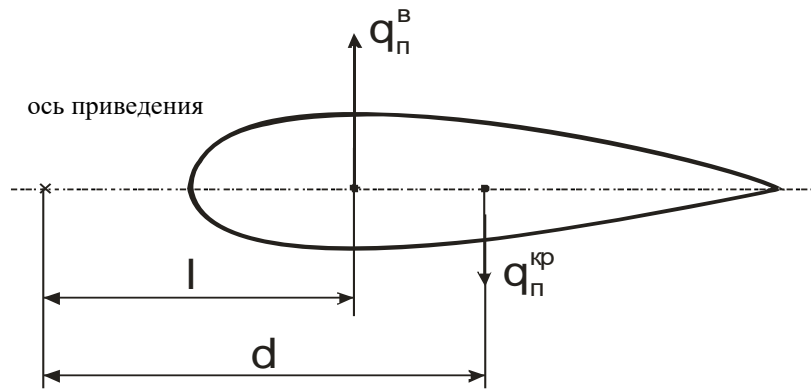


Рисунок 1.25- Ілюстрація до співвідношенню

Після чого виконуємо облік зосереджених вантажів. Використовуємо формулу

$$M_{z,k}^{\text{арп}} = \pm n^p G_k^{\text{арп}} \frac{\cos(\theta - \alpha)}{\cos \theta} \cdot r_k,$$

де r_k - відстань від центру ваги k -го агрегату до приведення осі.

$$r_1 = 2,36 \text{ м}; \Delta M_{z,1} = 3,75 \cdot 720 \cdot 9,81 \cdot 1,026 \cdot 2,36 = 64,13 \text{ кН}\cdot\text{м};$$

$$r_2 = 2,33 \text{ м}; \Delta M_{z,2} = 3,75 \cdot 648 \cdot 9,81 \cdot 1,026 \cdot 2,33 = 56,98 \text{ кН}\cdot\text{м};$$

$$r_3 = 2,3 \text{ м}; \Delta M_{z,3} = 3,75 \cdot 568 \cdot 9,81 \cdot 1,026 \cdot 2,3 = 49,31 \text{ кН}\cdot\text{м};$$

$$r_4 = 2,27 \text{ м}; \Delta M_{z,4} = 3,75 \cdot 504 \cdot 9,81 \cdot 1,026 \cdot 2,27 = 43,18 \text{ кН}\cdot\text{м}.$$

Епюри q_y^B , $q_y^{\text{кр}}$, Q_y , M_x , m_z , M_z наведено нижче.

8. Перевірка в кореновому перерізі

Значення поперечної сили, згинаючого і наведеного моментів у кореновому перерізі перевіряють за наведеними нижче формулами. Обчислення для кожної формули конкретизуються для нашого літака.

$$Q_{\text{корн}}^{\Sigma} = n^p \cdot [0,5 \cdot (G_{\text{пол.}} - G_{\text{кр.}}) - \sum_k G_k^{\text{арп.}}].$$

$$Q_{\text{корн}}^{\Sigma} = 3,75 \cdot [0,5 \cdot 10^3 \cdot 9,81 \cdot (28,02 - 3,51) - 9,81 \cdot (720 + 648 + 568 + 504)] = 361,07 \text{ кН}.$$

$$M_{\text{корн}}^{\Sigma} = n^p \cdot [0,5 \cdot (G_{\text{пол}} - G_{\text{кр}}) \cdot c - \sum_k G_k^{\text{арп}} \cdot c_k],$$

де c – відстань від кореневого перерізу до точки прикладання рівнодійної повітряної навантаження ; c_k - відстань від кореневого перерізу до центру ваги до-го агрегату. Значення « c » визначається за формулою:

$$c = \frac{l}{6} \cdot \frac{2 + \eta}{1 + \eta}.$$

У нашому випадку :

$$c = 26,3 \cdot (2 + 3,27) / 6 / (1 + 3,27) = 5,41 \text{ м}.$$

$$M_{\text{корн}}^{\Sigma} = 3,75 \cdot [0,5 \cdot (28,02 - 3,51) \cdot 9,81 \cdot 10^3 \cdot 5,41 - 9,81 \cdot (720 \cdot 0,523 + 648 \cdot 1,57 + 568 \cdot 2,61 + 504 \cdot 3,66)] = 2265,32 \text{ кН}\cdot\text{м}.$$

$$M_{z, \text{корн}}^{\Sigma} = n^p \cdot (0,5 \cdot G_{\text{полн}} \cdot e - 0,5 \cdot G_{\text{кр}} \cdot d - \sum_k G_k^{\text{арп}} \cdot r_k);$$

У розглянутому прикладі $d = 2,056$ м ; $e = 1,2$ м .

$$M_{z, \text{корн}}^{\Sigma} = 3,75 \cdot [0,5 \cdot 9,81 \cdot 10^3 \cdot (28,02 \cdot 1,2 - 3,51 \cdot 2,056) - 9,81 \cdot (720 \cdot 2,36 + 648 \cdot 2,33 + 568 \cdot 2,3 + 504 \cdot 2,27)] = 272,13 \text{ кН}\cdot\text{м}.$$

Порівняння названих результатів з результатами, взятими з епюр, дозволяє знайти похибки розрахунків. Кожна з них дорівнює відношенню модуля різниці відповідних значень до модулю їх півсуми.

Основний показник - похибка для поперечної сили. Значущість похибок для згинального і крутного моментів не повинна бентежити, оскільки формули досить близькі.

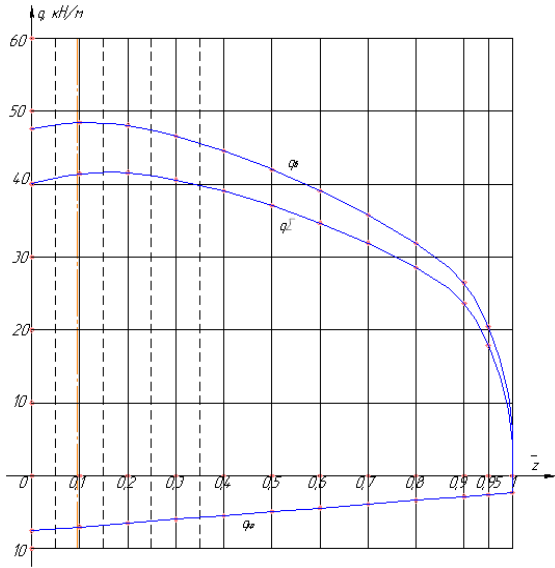


Рисунок 1.26 - Епюри $q_y^B, q_y^{KP}, q_y^\Sigma$

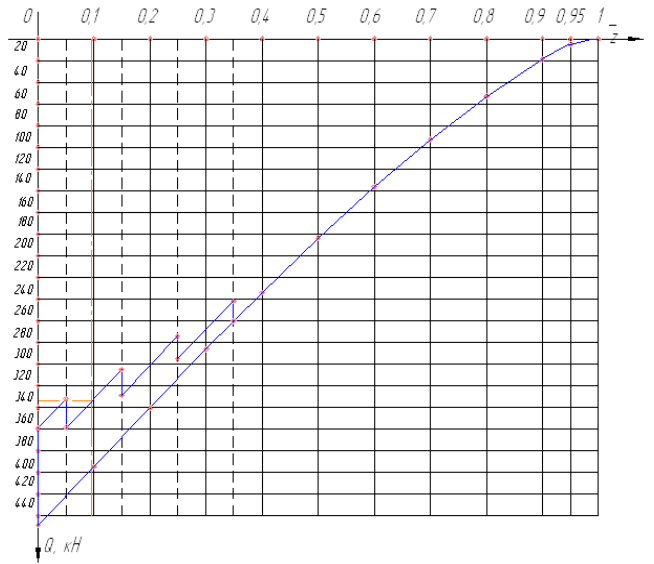


Рисунок 1.27- Епюра Q_y

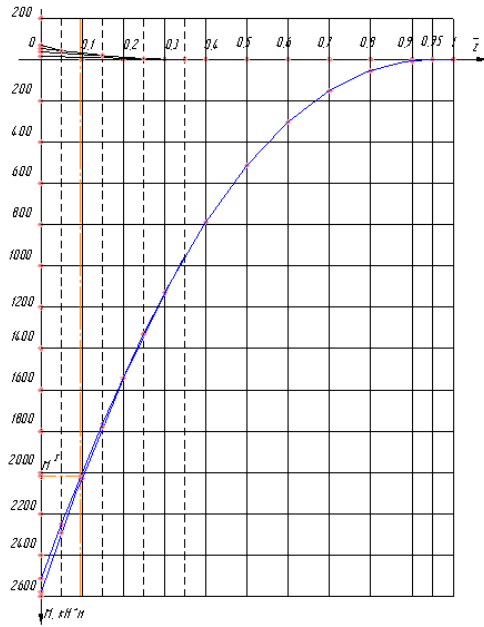


Рисунок 1.28- Епюра M_x

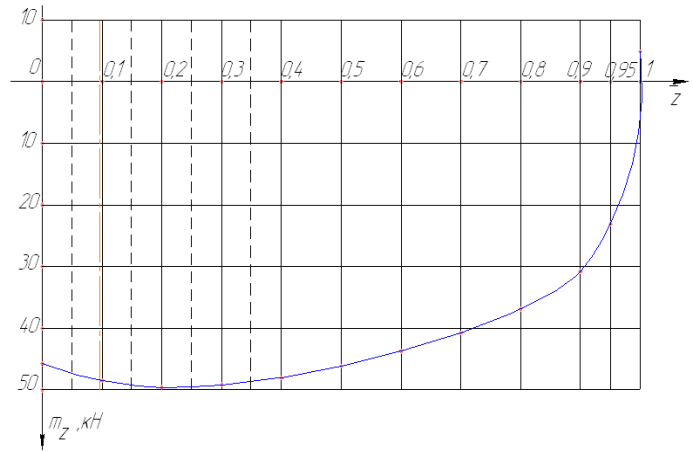


Рисунок 1.29- Епюра m_z

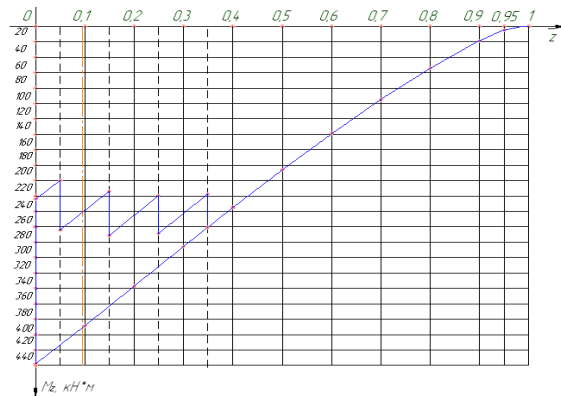


Рисунок 1.30 - Епюра M_z

9. Визначення внутрішніх силових факторів і положення поперечної сили в розрахунковому перерізі.

Значення внутрішніх силових факторів Q_y^Σ , M_x^Σ , M_z^Σ , знімаємо з епюр, наведених на рисунках (значок « Σ » показує, що ці значення враховують зосереджені об'ємні сили). Так як крило розраховується на міцність пов'язаної координатній системі, то потрібно перейти до цієї системі координат:

$$Q_n = Q^\Sigma \cdot \cos(\theta - \alpha) / \cos \theta ,$$

$$M_t = M^\Sigma \cdot \cos(\theta - \alpha) / \cos \theta ,$$

$$\text{где } \theta = \arctg C_x / C_y = \arctg 0,36 / 1,24 = 16,2^\circ .$$

$$Q_n = 334 \cdot \cos(16,2^\circ - 26^\circ) / \cos 16,2^\circ = 342,73 \text{ кН} ,$$

$$Q_t = Q^\Sigma \cdot \sin(\theta - \alpha) / \cos \theta = 334 \cdot \sin(16,2^\circ - 26^\circ) / \cos 16,2^\circ = - 59,2 \text{ кН} ,$$

$$M_t = 2019 \cdot \cos(16,2^\circ - 26^\circ) / \cos 16,2^\circ = 2072 \text{ кН}\cdot\text{м} .$$

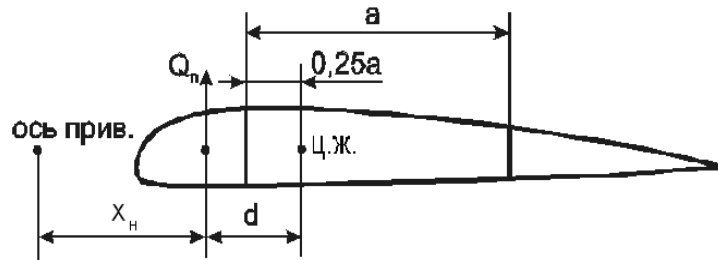
$$M_n = M^\Sigma \cdot \sin(\theta - \alpha) / \cos \theta = 2019 \cdot \sin(16,2^\circ - 26^\circ) / \cos 16,2^\circ = - 358 \text{ кН}\cdot\text{м} .$$

Знаючи поперечну силу і наведений момент в розрахунковому перерізі, знаходимо точку прикладання поперечної сили в даному перерізі :

$$x_n = \frac{M_z^\Sigma}{Q_n^\Sigma}$$

$$\text{Для розглянутого літака } x_n = 241 \cdot 10^3 / 334 \cdot 10^3 = 0,722 \text{ м} .$$

Значення $M_z^\Sigma = 241 \text{ кН}\cdot\text{м}$, $Q_n^\Sigma = 334 \text{ кН}$ визначені з епюр, наведених на рисунках .

Рисунок 1.31 – Координата x_n

1.2.3. Розрахунок льотних характеристик літака методом тяг

Метод тяг Жуковського освоюється на порівнянні тяг і потужностей, необхідних для забезпечення горизонтального прямолінійного польоту ЛА на заданому режимі (Н, М), з розташовуються тягами, які може розвинути двигун.

Розрахунок потрібних тяг

Для рішення завдання можна прийняти спрощений метод тяг. З цього випливає, що в горизонтальному прямолінійному сталому польоті ЛА на висоті Н з заданим числом М потрібна тяга в першому наближенні дорівнює величині лобового опору

$$P_{\text{тг}}(H, M) = X_{a\text{г}}(H, M),$$

який можна визначити по залежності:

$$X_{a\text{г}} = C_{x_{a\text{г}}} \cdot q \cdot S.$$

Наведемо розраховані потрібні тяги у вигляді таблиці 2.7.

Таблиця 1.12– Значення $P_{\text{тг}}$

Н М	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	1.2
0	57257	19882	19308	26472	39187	66707	159613	394450	3113363
6	120287	32773	19667	18672	22772	34784	77789	187239	1458164
10	213419	54909	27369	19823	18978	24110	47369	108337	825239
12	291268	73963	35083	23039	19443	21628	37754	81841	609382

Розрахунок наявних тяг для ЛА з ТРДД

Тяга, що розташовується – це сумарна тяга всіх двигунів на ЛА на номінальному режимі робіт двигуна.

Тяга, що розташовується на будь-якому режимі дорівнює:

$$P_{\text{расп}}(H, M) = P_0 \cdot \xi_p(H, M),$$

де $P_0 = 3 \cdot 28.46 = 86$ кН – сумарна тяга 3-х двигунів;

ξ_p -коефіцієнт тяги.

Розрахунок наявних тяг представлений у вигляді таблиці 2.8.

Таблиця 2.8 – Значення $P_{\text{расп}}$

Н М	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	1.2
0	125789	110654	102535	102226	110517	128200	156067	194910	457877
6	90583	79638	73837	73614	79585	92319	112386	140358	342686
10	70666	62163	57602	57428	62086	72020	87675	109497	267338
12	56502	49704	46057	45918	49642	57585	70103	87551	213757

Залежності $P_{\text{ПГ}} = f(M)_{H=\text{const}}$ и $P_{\text{расп}} = f(M)_{H=\text{const}}$ представлені в додатку А.

*Визначення характерних швидкостей горизонтального прямолінійного
усталеного польоту*

В якості вихідних даних для визначення характерних швидкостей які відносяться до ЛТХ ЛА використовують залежно потрібних і наявних тяг від чисел Маха для декількох висот.

Максимальна швидкість

Максимальному числу М відповідає точка перетину кривих потрібних і наявних тяг для фіксованої висоти Н. Із залежностей $P_{\text{ПГ}} = f(M)_{H=\text{const}}$ и $P_{\text{расп}} = f(M)_{H=\text{const}}$ знаходимо M_{max} .

Таблиця 1.13 – Значення M_{max}

Н	0	6	10	12
M_{max}	0.74	0.846	0.89	0.9

Мінімальна теоретична швидкість

Мінімальна теоретична швидкість – це найменша теоретично можлива швидкість усталеного горизонтального польоту ЛА на режимі $C_{y_{a2}} = C_{y_{a \max}}$. Її можна визначити з умови.

$$M_{\min \text{ в } \text{д} \text{л} \text{д}} = \sqrt{\frac{m \cdot g}{0.7 \cdot \rho_H \cdot S \cdot C_{y_{a \max}}}}$$

Розрахунок наведено в таблиці 2.10.

Таблиця 1.14– Значення $M_{\min_{\text{теор}}}$

Н	0	6	10	12
$M_{\min_{\text{теор}}}$	0.18	0.37	0.52	0.64

Найвигодніша швидкість

$M_{\text{нв}}$ – це числа Маха, відповідні мінімальній потрібній тязі і можуть бути визначені як точки дотику горизонтальної прямої на залежності

$$P_{\text{ПГ}} = f(M)_{H=\text{const}} \text{ и } P_{\text{расп}} = f(M)_{H=\text{const}}$$

Значення занесемо в таблицю 2.11.

Таблиця 1.15– Значення $M_{\text{нв}}$

Н	0	6	10	12
$M_{\text{нв}}$	0.42	0.62	0.77	0.87

Крейсерська швидкість

Іноді крейсерською називають швидкість, яка відповідає приблизно мінімальному кілометровому витрати палива. $M_{\text{кр}}$ відповідає точка дотику прямої, проведеної з початку координат до $P_{\text{ПГ}} = f(M)_{H=\text{const}}$ (приложение В). Значення занесемо в таблицю 2.12.

Таблиця 2.12 – Значення $M_{\text{кр}}$

Н	0	6	10	12
$M_{\text{кр}}$	0.43	0.76	0.85	0.88

1.3 Інтегроване проектування і комп'ютерне моделювання літака

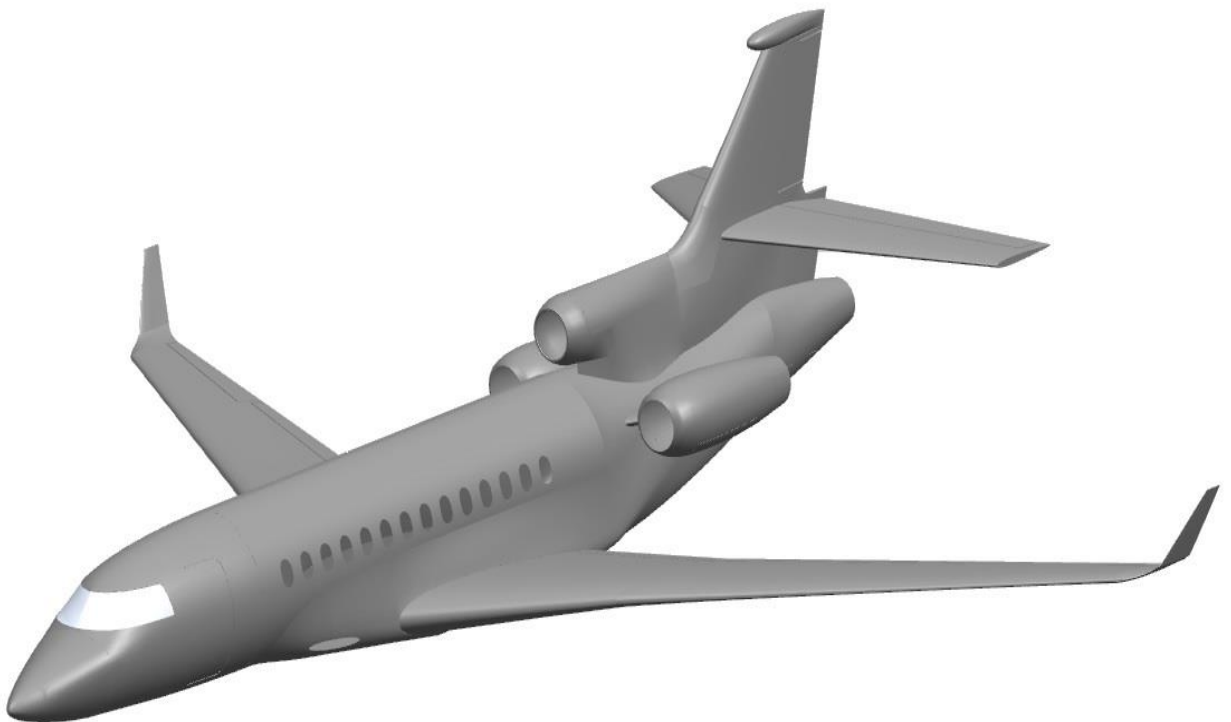
1.3.1 Розробка мастер-геометрії

Весь процес моделювання здійснюватимемо в системі Catia-v6. CATIA V6-это система автоматизованого проектування (САПР). Відмітною особливістю цієї системи є функція "гібридного проектування", тобто це означає, що вона поєднує в собі як поверхневі, так і тверді елементи в одній моделі.

CATIA V6 забезпечує легкість вибору рішення, яке б повністю відповідало на запити і процеси, характерні для користувача. Існує три різні платформи: P1, P2 і P3. Кожна платформа орієнтована на певний рівень потреби клієнтів. Майстер-геометрія даного літака була виконана в CATIA V6 P2 (платформа 2) це могутня Cad/cam/cae-система класу high-end, що володіє максимальним набором інструментів для ефективної розробки виробів різної складності.

Побудова фюзеляжу, крила, оперення, гондол двигунів виконується в модулі Part Design.

Крило, фюзеляж, оперення, гондולי двигуна будуються за допомогою команди Твердотільний лофт (побудова твердотільного об'єкту методом з'єднання паралельних перетинів різних параметрів).



Малюнок 1.32 - Майстер-геометрії літака

Висновки

1. В результаті роботи над даним розділом був спроектований далекомагістральний літак бізнес-класу з кількістю пасажирів, $n=14$ осіб і дальністю польоту $L=9500$ км з базуванням на ЗПС зі штучним покриттям.

2. За статистичними даними літаків аналогів були визначені тактико-технічні вимоги проєктованого літака. Виходячи з отриманих ТТВ, були визначені масові характеристики літака та його основні геометричні параметри.

3. Була вибрана, обґрунтована, розроблена і ув'язана конструктивно-силова схема літака, як в цілому, так і окремих його агрегатів. В конструкцію літака закладені висока економічна ефективність, сучасний рівень технічного і експлуатаційного досконалості. На літаку забезпечений високий рівень комфорту і сервісного обслуговування пасажирів, що відповідає найвищим світовим вимогам, що пред'являються до літаків бізнес-авіації. За отриманими результатами будемо креслення загального вигляду літака і креслення конструктивно-силової схеми літака.

3. Аеродинамічний розрахунок показав: літак є статично стійким і керованим; профільне опір літака зі збільшенням $M_{кр}$ падає, саме великий внесок у профільне опір вносить фюзеляж, а найменший – пір'я; хвильовий опір починається з $M_{кр}$, яке визначає кордон верхніх дозвукових швидкостей, $C_{xв}$ зростає по параболічному закону; основний внесок у похідну C_{ya}^{α} вносить крило, так як є несучою поверхнею і головним творцем підйомної сили літака, фюзеляж і мотогондоли практично не створюють підйомної сили, підйомну силу ГО виділяють окремим доданком; тах значення підйомної сили в залежності від числа M_{∞} падає, так як $C_{ya \max}$ відноситься до параметрів, визначальним льотно-технічні характеристики літака, а дозвуковий літак і при наближенні до M_{∞} його характеристики погіршуються; тах якість визначається найвигоднішими C_{ya} і $\alpha_{не} \cdot K_{\max}$ і збільшується зі збільшенням M_{∞} , а з урахуванням dC_{xi} крива виходить більш плавне; фюзеляжу x_f негативний і лежить поза літака, це пов'язано з тим, що кормова частина, яка звужується створює від'ємну підйомну силу, фокус крила проходить трохи далі положення ц.т., ГО – майже посередині кореневої хорди ГО, в цілому x_f літака без ГО знаходиться перед ц.т. літака, що свідчить про стійкості і керованості літака; злітна і посадкова поляри відрізняється від поляри при $H=0$ із-за впливу засобів механізації, які покращують аеродинамічні характеристики на цих режимах.

2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ

2.1 Експлуатаційні особливості гідравлічної системи літака

2.1.1 Гідравлічна система. Загальна частина, опис і робота

Гідравлічна система літака призначена для управління механізмами і системами, які відповідають за безпеку польоту. Довговічність, живучість і надійність гідросистеми забезпечує досконалість конструкції агрегатів, багаторазове резервування гідроприводу як джерела енергії, автоматизація управління.

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

Гідравлічні системи використовують для управління рулями і стабілізатором, випуску і прибирання шасі, механізацією крила та інших споживачів.

Недоліком гідросистеми літака є порівняно велика маса робочого тіла, трубопроводів та агрегатів, залежність їх роботи від температури навколишнього простору, а також пожежонебезпечність, яка може з'явитися внаслідок пошкодження трубопроводів.

Гідросистема літака складається з *двох частин*:

- *мережі джерел тиску*, яка призначена для:

- акумулювання енергії;
- створення робочого тиску;
- розподілу по споживачам і розміщення запасу рідини;
- регулювання тиску в системі;

- *мережі споживачів*, яка складається з компонентів, кожен з яких призначений для запуску певного механізму.

Гідравлічна система сучасного далекомагістрального літака живить робочою рідиною:

- приводи механізації крила і системи управління літаком;
- мережі випуску-прибирання шасі;
- механізми повороту коліс передньої стійки;
- мережі управління склоочисниками;
- мережі гальмування коліс.

Кермові поверхні на літаку управляються від максимально можливого числа встановлених систем, а відповідальні споживачі (шасі, закрилки і т.п.) - як мінімум від двох гідравлічних систем. Ті споживачі, які працюють тільки в положенні літака на землі, управляються одною гідросистемою.

Кожна гідросистема має, крім основних насосів, резервні джерела живлення. Останні представлені гідротрансформаторами, турбонасосними установками і електропривідними насосними станціями.

По виконанню своїх функцій, гідромеханічні системи постійно конкурують з електромеханічними системами. Це пов'язано з тим, що гідроагрегати не вимагають громіздких редукторів, оскільки виконавчими органами є гідроциліндри. У моменти, коли потрібно застосувати велику потужність (наприклад: випуск або прибирання шасі) використовуються додаткові джерела енергії - гідроаккумулятори. За рахунок усіх цих переваг гідравлічні системи досягають економії ваги приблизно до 10-20% в порівнянні з аналогічними електромеханічними системами.

Гідравлічна система далекомагістрального пасажирського літака забезпечує роботу мереж прибирання-випуску шасі, повороту коліс передньої опори шасі, гальмування, штурвального управління літаком, реверсом тяги двигунів, склоочисниками та інш. Для забезпечення високої надійності та працездатності, в випадку відмов агрегатів, гідравлічна система (Рисунок 2.1) складається з двох систем: лівої (система №1) і правої (система №2). Живлення споживачів, що впливають на безпеку польотів, здійснюється в основному та резервному режимах від лівої або правої

гідросистеми. Окрім цього, з метою підвищення надійності, життєво важливі споживачі, мають перевагу по живленню.

Ліва гідросистема забезпечує: прибирання-випуск шасі, поворот коліс передньої опори шасі, аварійне і зупиночне гальмування коліс, випуск-прибирання внутрішніх закрилків в основному і резервному режимах, випуск-прибирання передкрилків, випуск-прибирання кінцевих закрилків у резервному режимі, випуск-прибирання інтерцепторів № 4 і 6 на лівому і правому напівкрилах, випуск-прибирання дефлекторів стабілізатора в резервному режимі. Окрім цього також забезпечує: живлення приводу керма напряму, живлення гідропідсилювача лівої половини керма висоти, дублювання живлення гідропідсилювача правої половини керма висоти, роботу лівого склоочисника, реверс тяги лівого і правого двигунів.

Права гідросистема забезпечує, резервний випуск шасі, гальмування коліс, випуск-прибирання кінцевих закрилків, випуск-прибирання інтерцепторів № 3 і 5 на лівому і правому напівкрилах, випуск-прибирання дефлекторів стабілізатора, дублювання живлення приводу керма напряму, живлення гідропідсилювача правої половини керма висоти, дублювання живлення гідропідсилювача лівої половини керма висоти, роботу правого склоочисника. Для підвищення надійності в лівій гідросистемі конструктивно виділені, автономна мережа насосної станції і мережа з автономним гідроаккумулятором. За відсутності тиску в лівій гідросистемі автономна мережа насосної станції забезпечує випуск-прибирання внутрішніх закрилків в резервному режимі, випуск-прибирання передкрилків, поворот коліс стойки передньої опори шасі, роботу лівого склоочисника. Мережа з автономним гідроаккумулятором, за відсутності тиску в лівій гідросистемі, забезпечує реверс тяги лівого і правого двигунів, аварійне і зупиночне гальмування коліс.

Основним джерелом тиску в кожній гідросистемі служить насос змінної продуктивності з приводом від двигуна. Номінальний тиск у гідросистемах – від 150 кгс/см² (15 МПа) до 210 кгс/см² (21 МПа). Об'єм

гідролічної системи далекомагістральних літаків коливається приблизно від 310 літрів (у випадку з літаком Boeing B767) до 1200 літрів (у випадку з літаком Airbus A380).

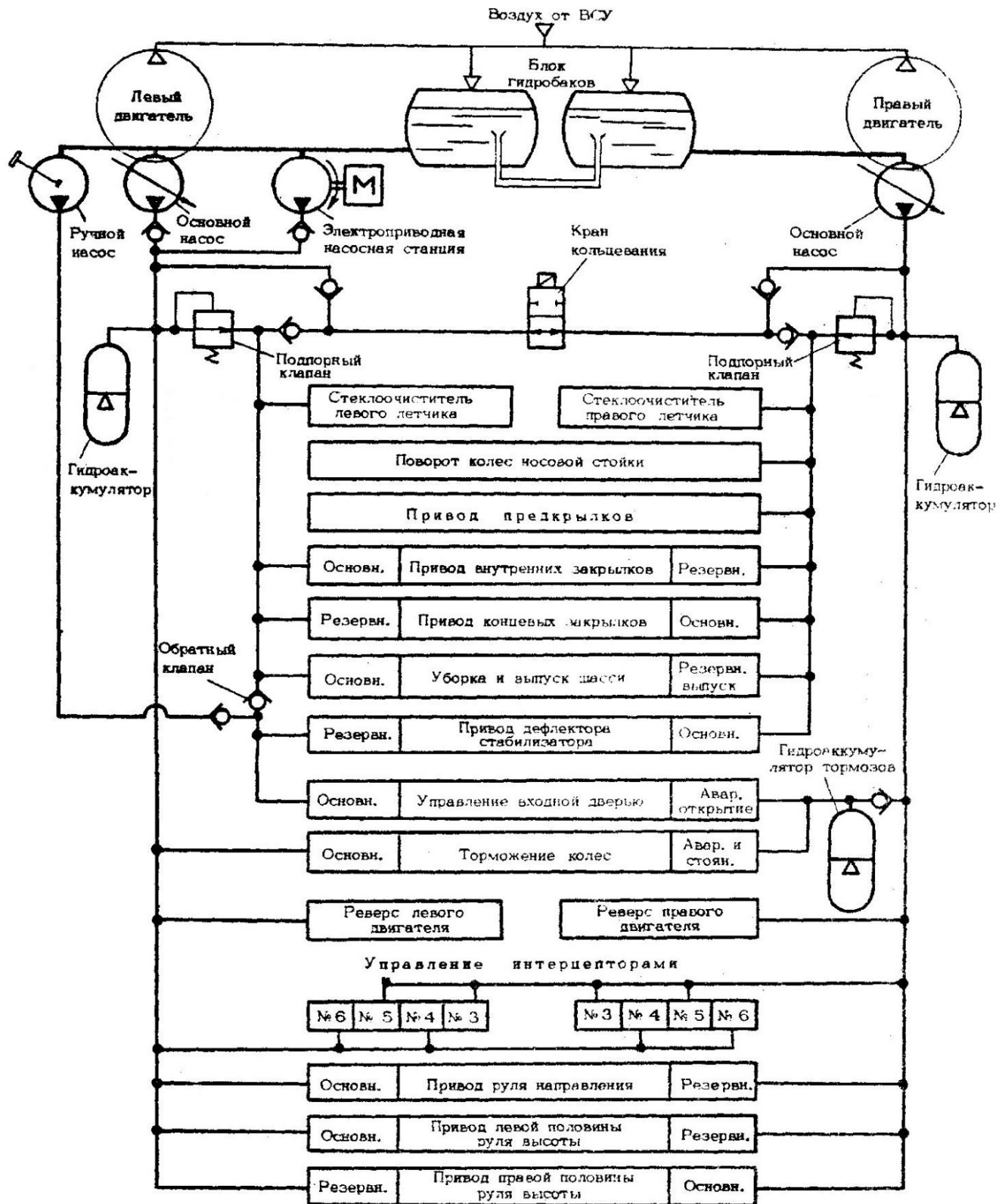


Рисунок 2.1 - Структурна схема гідросистеми.

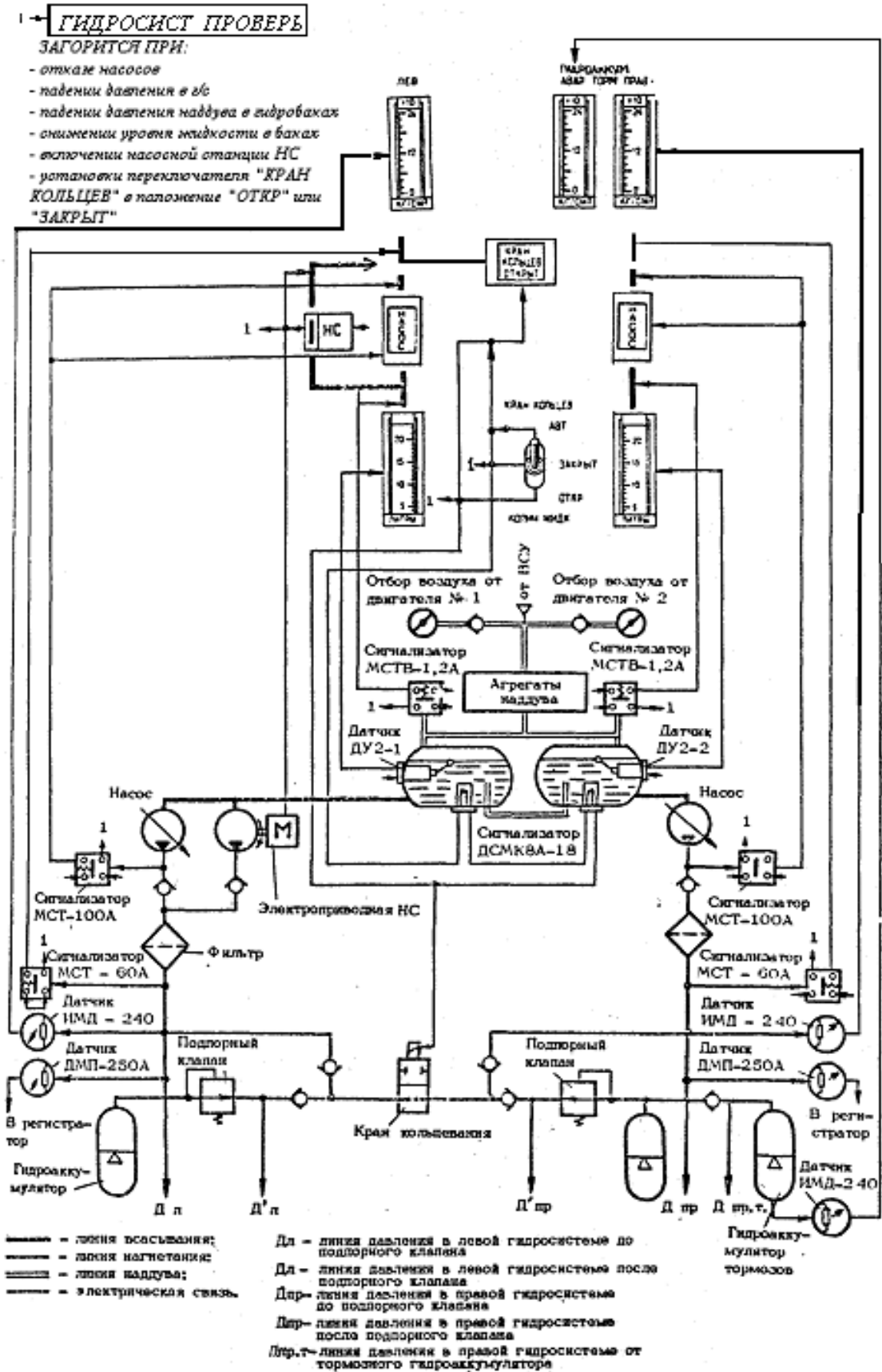


Рисунок 2.2 - Принципова схема гідравлічної системи літака

У лівій гідросистемі є насосна станція з електричним приводом і блок живлення з ручним приводом, які служать допоміжними джерелами тиску.

Насосна станція забезпечує прибирання шасі при відмові двигуна на зльоті, живлення споживачів автономної мережі насосної станції при відмові лівої гідросистеми або при відмові лівої і правої гідросистем, а також живлення робочою рідиною споживачів при наземному обслуговуванні літака та заряджання автономного гідроаккумулятора.

Насос з ручним приводом використовується для виконання операцій по дозаправці гідробаків у польоті при розгерметизації однієї з гідросистем або при втраті рідини в процесі заміни переобладнання у разі відсутності засобів наземного обслуговування гідросистем.

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

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

2.1.2 Гідравлічна рідина

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

- Високі масляні властивості матеріалів пар, що труться;

- Мінімальна залежність в'язкості від температури в робочому діапазоні температур;
- Низька температура згущування;
- Нейтральність до вживаних матеріалів;
- Висока стійкість до механічної і хімічної деструкції;
- Мала пружність насиченої пари;
- Великий об'ємний модуль пружності;
- Великий коефіцієнт теплопровідності і малий коефіцієнт теплового розширення.

Рідину для сучасного літака вибирають тільки після ретельного дослідження її фізико-хімічних властивостей, вивчення її впливу на агрегати та матеріали ущільнювачів гідроагрегатів, дослідження її роботи на стендах в очікуваних умовах експлуатації літака.

Перед прийняттям рішення про застосування рідини її піддають таким випробуванням:

- лабораторним;
- стендовим;
- льотним, сертифікаційним;
- експлуатаційним.

Розглянемо властивості гідравлічних рідин, які частіш за все застосовуються у гідравлічних системах повітряних суден:

Олія АМГ-10 (Oil AMG-10)

Олія АМГ-10 виготовляється на основі глибокодеароматизованої низькозагущуючої фракції, отриманої з продуктів гидрокрекингу суміші парафіністих нафт і складеної з нафтових й ізопарафінових вуглеводородів, з додаванням антиокислювальної присадки. Робочий діапазон температур від -60°C до $+55^{\circ}\text{C}$.

Таблиця 2.1 - Основні властивості олії АМГ-10

Найменування показника	Значення відповідно до ГОСТ 6794-2017
Зовнішній вигляд	Прозора однорідна рідина червоного кольору
Температура початку кипіння, °С, не нижче	+210
В'язкість кінематична, мм ² /с (сСт) при +50°С, не менше при - 50°С, не менше	10 1250
Кислотне число, мг КОН на 1 г олії, не більше	0,03
Корозійний вплив на метали	Витримує
Термоокислювальна стабільність й корозійна активність при 125°С впродовж 100 годин: Кінематична в'язкість після окислення, мм ² /с (сСт): при +50°С, не менше при - 50°С, не більше	9,5 1500
Кислотне число після окислення, мг КОН на 1 г олії, не більше Ваговий показник корозії при випробуванні металевих пластинок, мг/см ²	0,15 ±0,1
Стабільність в'язкості після «озвучування» олії на ультразвуковій установці на протязі 50 хв, %, не більше	42
Наявність водорозчинних кислот і лугів	Відсутні
Масова частина механічних домішок, %, не більше	0,003
Наявність води	Відсутня
Температура займання, визначена у відкритому вогні, °С, не нижче	+93
Температура згущування, °С, не вище	-70
Якість плівки олії після її підігрівання при температурі (65±1)°С упродовж 4 годин	Плівка не має бути твердою та липкою на усій поверхні пластини
Щільність при 20°С, г/см ³ , не більше	0,850

В процесі експлуатації в олії АМГ-10 відбувається накопичення механічних домішок в наслідку роботи металевих деталей, зносу їх захисного покриття, стирання гуми ущільнювача та тощо. Усі ці чинники призводять до зменшення в'язкості рідини, збільшення її кислотного числа, погіршення чистоти, накопичення води, що вимагає часткової або повної заміни рідини. Періодичність заміни визначається в процесі підконтрольної експлуатації кожного конкретного літака.

Гідравлічна рідина 7-50С-3 (Hydraulic fluid 7-50С-3)

Синтетична гідравлічна рідина 7-50С-3, є суміш полідиалкілоксанових олігомерів з органічним діефіром, з домішкою протизносу і інгібіторами окислення.

Таблиця 2.2 - Основні характеристики Гідравлічної рідини 7-50С-3

Найменування показника	Значення відповідно до ГОСТ 20734-75
Зовнішній вигляд	Прозора рідина жовтого кольору
Температура початку кипіння, °С,	>+250
В'язкість кінематична, мм ² /с (сСт) при +200°С, не менше при +20°С, не менше при - 60°С, не більше	1,3*10 ⁻⁶ (1,3) 22,0*10 ⁻⁶ (22,0) 4200*10 ⁻⁶ (4200)
Кислотне число, мг КОН на 1 г олії, не більше	0,1
Термоокислювальна стабільність й корозійна активність при 200°С впродовж 30 годин: Кінематична в'язкість після окислення, мм ² /с (сСт): при +200°С, не більше при +20°С, не більше при - 60°С, не більше	1,5*10 ⁻⁶ (1,5) 26,0*10 ⁻⁶ (26,0) 4500*10 ⁻⁶ (4500)
Кислотне число після окислення, мг КОН на 1 г олії	не більше 0,8
Ваговий показник корозії при випробуванні металевих пластинок, мг/см ²	±0,1
Наявність водорозчинних кислот і лугів	Відсутні
Масова частина механічних домішок, %, не більше	0,002
Наявність води	Відсутня
Температура займання, визначена у відкритому вогні, °С, не нижче	+200
Температура згущування, °С, не вище	-70
Щільність при 20°С, г/см ³ , не більше	0,930-0,940

Якщо хоч би одна з характеристик має значення, велике за граничне, то гідравлічну рідину необхідно замінити новою. Незважаючи на порівняно з АМГ-10 високу термостійкість (робочий діапазон температур ((+175...+200)°С у рідини 7-50С-3, проти (+125...+150)°С у АМГ-10) гідравлічна рідина 7-50С-3 є горючою, тому під час роботи з нею необхідно усунути можливість контакту з поверхнями, нагрітими до температури вище 250°С. Простір над рідиною в агрегатах, що працюють з високим ступенем адиабатичного стискування, обов'язково мають бути заповнені інертним газом.

Гідравлічна рідина «Гидроникойл FH – 15 (FH – 51)»

Аналіз спектрів олії АМГ-10 і гідравлічної рідини Гидроникойл FH-15 свідчить про те, що ці рідини аналогічні за хімічною природою (мінеральна вуглеводна основа), а відрізняються одна від однієї загусною полімерною присадкою. Проте істотних змін між фізико-хімічними характеристиками не спостерігаються.

Перехід від АМГ-10 до Гидроникойл FH-15 не вимагає промивання гідроагрегатів. Під час експлуатації цей перехід можна здійснювати методом доливання.

Обслуговуючи авіаційну техніку, що працює на рідині Гидроникойл FH-15 або на її суміші з АМГ-10, можна керуватися наявними рекомендаціями щодо олій АМГ-10.

Таблиця 2.3 - Порівняння основних фізико-механічних характеристик олії АМГ-10 і Гидроникойл FH-15

Найменування показника	Значення	
	Олія АМГ-10	Гидроникойл FH-15
Зовнішній вигляд	Прозора однорідна рідина червоного кольору	
Щільність при 20°C, г/см ³	Не більше 0,850	0,866
В'язкість кінематична мм ² /с (сСт)		
при +150°C, не менше	2,05*10 ⁻⁶ (2,05)	3,19*10 ⁻⁶ (3,19)
при +125°C, не менше	3,33*10 ⁻⁶ (3,33)	4,05*10 ⁻⁶ (4,05)
при +100°C, не менше	2,53*10 ⁻⁶ (2,53)	5,34*10 ⁻⁶ (5,34)
при +50°C, не менше	10*10 ⁻⁶ (10)	11,3*10 ⁻⁶ (11,3)
при -50°C, не менше	1250*10 ⁻⁶ (1250)	1015*10 ⁻⁶ (1015)
при -60°C, не менше	4100*10 ⁻⁶ (4100)	3784*10 ⁻⁶ (3784)
Кислотне число, мг КОНІВ на 1г олії, не більше	0,03	0,02
Зміст водорозчинних кислот і лугів	Відсутні	Відсутні
Наявність води	Відсутня	Відсутня
Температура згущування, °C, не вище	- 70	- 70
Температура самозаймання, °C, не нижче	+285	+330
Температура займання, визначена у відкритому вогні, °C, не нижче	+92	+97

Умови застосування гідравлічної рідини Гидроникойл FH-15 повністю аналогічні умовам застосування олії АМГ- 10. Але в амортизаторах шасі із-за великого набрякання гуми в FH-51 (має однаковий склад з FH-15, але відрізняється вищою ступеню фільтрації) та FH-15, порівняно з АМГ-10, їх не застосовують .

Гідравлічні рідини на основі ефірів фосфорної кислоти

У перші роки після Другої світової війни кількість пожеж на повітряних суднах збільшилася із-за займання робочої рідини в гідравлічних системах, яку виготовляли на основі продуктів переробки нафти.

На заміну цим рідинам прийшли гідравлічні рідини на основі ефірів фосфорної кислоти. Ці рідини в початковому стані прозорі пурпурні, але під час роботи їх колір може змінюватися. Колір не є індикатором якості рідини під час експлуатації.

За мірою впливу на організм людини усі рідини на основі ефірів фосфорної кислоти, як вітчизняні, так і зарубіжні, відповідно до класифікації шкідливих речовин за ДСТУ 12.1.007 належать до 2-го класу небезпеки. Ці рідини легко потрапляють в організм людини крізь неушкоджену шкіру і мають загально токсичні властивості.

Гідравлічні рідини Skydrol LD-4 та Skydrol 500B-4

Авіаційною промисловістю створюються літаки, що експлуатуються в ще більше екстремальних умовах і до яких ставлять усе більш високі вимоги. Для гідравлічних систем було створено робочу рідину Skydrol 500A. А з 1978р. стали використовувати рідини Skydrol LD-4 і Skydrol 500B-4.

Таблиця 2.4 - Основні характеристики гідравлічних рідин Skydrol LD-4 і Skydrol 500B-4

Найменування показника	Значення	
	Skydrol 500B-4	Skydrol LD-4
Зовнішній вигляд	Прозора фіолетова (пурпурна)	Прозора фіолетова (пурпурна)
Кислотне число, мг КОН на 1 г олії	0,03	0,03
Вміст води, %	0,07	0,07
Питома маса (при +25°C)	1,057	1,009
Щільність (при +25°C), г/см ³	1,054	1,006
Кінематична в'язкість, сСт		
при +99°C	3,78	3,93
при +38°C	11,51	11,42
при -54°C	2765	1185
Вспінювання, мл/с.		
послідовність 1	100,35	50,25
послідовність 2	20,15	10,50
послідовність 3	110,40	40,20
Температура займання, °C		
у відкритому тиглі	+182	+171
у закритому тиглі	+210	+182
Температура самозаймання, °C	+507	+471
Температура замерзання, °C	-62	-62

Обидві рідини у своєму складі мають додаткові присадки та нейтралізатори кислот, чим забезпечується їх стійкість до ерозії у процесі

експлуатації. Рідина Skydrol 500B-4 належить до 2-го класу. Вона є важчою, але менш токсичнішою. У зв'язку з цим Skydrol 500B-4 сьогодні частіше використовують при виготовленні гідроагрегатів і для наземних стендів. Skydrol 500B-4, у відмінності від Skydrol LD-4, не має подразника шкіри і очей.

Гідравлічні рідини Skydrol-5 та HyJet IV-A^{plus}

У зв'язку з удосконаленням літаків і технологій їх експлуатації ставляться нові вимоги до робочих рідин. Основними вимогами є збільшення часу роботи рідини до її заміни і збільшення її стабільності. Таким чином, на ринку з'явилися робочі рідини V типу – Skydrol-5 та HyJet IV-A^{plus}.

Робоча рідина Skydrol-5 містить сильніші антиоксиданти, які забезпечують велику стійкість до окислення рідини V типу, і отже вона може працювати упродовж більшого часу при високих температурах. Тривалість життєвого циклу рідини Skydrol-5 при температурі 100°C є більш ніж в два рази більшою, за рідину IV типу.

У місцях, де рідина тече дуже швидко, а це звичайно сопло заслінки, профільовані отвори у амортизаторах шасі, спостерігається електрохімічна ерозія.

Таблиця 2.5 - Основні характеристики гідравлічних рідин Skydrol 5 та HyJet IV-A^{plus}

Найменування показника	Значення	
	Skydrol 5	HyJet IV-A ^{plus}
Кислотне число, мг КОН на 1 г олії	0,03	0,04
Вміст води, %	0,07	0,1
Питома маса (при +25°C)	0,977	0,996
Щільність (при +25°C), г/см ³	0,974	0,999
Кінематична в'язкість, сСт		
при +99°C	3,18	3,6
при +38°C	9,23	10,6
при -54°C	2085	1320
Вспінювання, мл піни, с.		
послідовність 1	79,30	27,15
послідовність 2	57,32	23,13
послідовність 3	81,32	28,16
Температура займання, °C		
у відкритому тиглі	+159	+176
у закритому тиглі	+183	+188
Температура самозаймання, °C	+466	+427
Температура замерзання, °C	-62	-62

Робоча рідина НГЖ-5У

Рідина призначена для робочих пристроїв гідравлічних систем, що працюють в інтервалі температур від -60°C до $+150^{\circ}\text{C}$. Однак, у порівнянні з імпорнтними аналогами, вона менше стійка к впливу підвищених температуру процесі експлуатації та більш схильна до появи полімерного осаду, який приводить до зменшення ресурсів та негерметичності торцевих ущільнювань насосних станцій гідросистеми повітряного судна.

Таблиця 2.6 - Основні характеристики гідравлічної рідини НГЖ-5У

Найменування показника	Значення відповідно до ТУ 38.401-58-57-93
Зовнішній вигляд	Прозора однорідна рідина від фіолетового до синього кольору
Температура самоспалахування, $^{\circ}\text{C}$	+595-630
В'язкість кінематична, $\text{мм}^2/\text{с}$ (сСт) при $+50^{\circ}\text{C}$, не менше при -60°C , не менше	8,5 4200
Кислотне число, мг КОН на 1 г олії, не більше	0,15
Термоокислювальна стабільність й корозійна активність при 200°C впродовж 30 годин: Кінематична в'язкість після окислення, $\text{мм}^2/\text{с}$ (сСт): при $+50^{\circ}\text{C}$, не менше при -60°C , не більше	10,5 5000
Кислотне число після окислення, мг КОН на 1 г олії, не більше Ваговий показник корозії при випробуванні металевих пластинок, $\text{мг}/\text{см}^2$	0,08 $\pm 0,1$ (для усіх металів і сплавів)
Наявність водорозчинних кислот і лугів	Відсутні
Наявність води, %	0,1
Температура займання, визначена у відкритому вогні, $^{\circ}\text{C}$, не нижче	+155
Температура згущування, $^{\circ}\text{C}$, не вище	-65
Якість плівки олії після її підігрівання при температурі $(65\pm 1)^{\circ}\text{C}$ упродовж 4 годин	Плівка не має бути твердою та липкою на усій поверхні пластини
Щільність при 20°C , $\text{кг}/\text{м}^3$, не більше	1060-1080

2.1.3 Трубопроводи гідравлічної системи. Опис і робота

Трубопроводи ліній високого тиску виготовляються з нержавіючої сталі 12Х18Н10Т. Трубопроводи ліній низького тиску виготовляються з алюмінієвого сплаву АМг2М. З'єднання укрупненої арматури з агрегатами виконується з установкою гумового кільця ущільнювача і в окремих випадках захисної фторопластової шайби. Для підведення робочої рідини до рухливих агрегатів застосовуються гнучкі гумові і фторопластові рукави, а також шарнірні з'єднання.

Сталеві трубопроводи напірних ліній не забарвлюються, трубопроводи ліній низького тиску забарвлюються емаллю сірого кольору, трубопроводи лінії наддування - емаллю синього кольору. Трубопроводи гідросистеми позначаються текстовим маркіруванням. У це маркірування входять: знак приналежності до системи, функціональне призначення трубопроводу, позначення трубопроводу, клеймо приймання.

Фторопластові рукави складаються з гнучкої частини і кінцевої арматури. Рукави відрізняються один від одного габаритними розмірами. Гнучка частина складається з фторопластової трубки і однієї або декількох металевих обплетень. Обплетення є основним силовим елементом фторопластового рукава. Арматура з'єднується з гнучкою частиною методом механічного обтискання. Герметичність в з'єднанні досягається за рахунок обтискання трубки і обплетення між ніпелем і муфтою, що мають спеціальну канавку і різьбу. На гнучку частину рукава по усій довжині встановлюється теплоізоляція.



Рисунок 2.3 - Маркірування трубопроводів гідравлічної системи

2.1.4 Агрегати гідравлічної системи

Насосна станція

Насосна станція складається з гідравлічного аксіально-поршневого насоса змінної продуктивності і приводного електродвигуна змінного струму. Насос отримує обертання від електродвигуна через шестерний редуктор. Робота станції аналогічна роботі насоса НП-72МВ. Тиск нульового подання якого складає 150_{-5}^{+10} кгс/см² (15_{-5}^{+10} МПа).

Поршневий насос. Опис і робота.

Поршневий насос є аксіально-поршневим насосом змінної продуктивності з торцевим розподілом робочої рідини. Основними конструктивними елементами насоса (див. Рисунок 2.4) є: 1 – привідний вал насоса; 2 – корпус; 3 – сервоциліндр; 4 – пружина; 5 – люлька; 6 – блок циліндрів; 7 та 8 – золотник; 9 – регулятор тиску; 10 – фільтр. Насос отримує обертання від коробки приводів авіаційного двигуна. Привідний вал 1 насоса, обертаючись, приводить в обертання блок циліндрів 6, який, ковзаючи по золотнику 7, по черзі суміщає поршневі отвори блоку 6 з двома його дугоподібними каналами нагнітання та всмоктування. Оскільки вісь блоку циліндрів знаходиться під деяким кутом відносно вісі приводного валу, то при обертанні валу і пов'язаного з ним блоку циліндрів, поршні здійснюють в поршневих отворах блоку циліндрів зворотно-поступальний рух. При цьому в циліндрах, де поршні висуваються з блоку, відбувається всмоктування робочої рідини з магістралі всмоктування, а в циліндрах, де поршні всовуються у блок, - витіснення рідини під тиском в лінію нагнітання насоса. Тиск на виході з насоса через фільтр 10 поступає в порожнину регулятора тиску 9. Поки золотник 8 регулятора нерухомий, тиск не поступає в порожнину сервоциліндра 3 і насос працює в режимі максимальної продуктивності. Коли тиск в системі перевищить зусилля пружини 4, золотник 8, рухаючись в лівому напрямі, трохи відкриває канал і зредукований тиск підводиться в порожнину сервоциліндра 3. Цей тиск

переміщає сервоциліндр, який, повертаючи люльку 5, зменшує кут нахилу блоку циліндрів, що веде до зменшення продуктивності насоса. При пониженні тиску за насосом золотник 8 регулятора під дією пружини повертається в первинне положення, перекриваючи подання тиску в порожнину сервоциліндра. Сервоциліндр 3 під дією пружини повертається в початкове положення. При цьому рідина з порожнини сервоциліндра через канал в золотнику 8 регулятора витісняється в порожнину корпусу 2 насоса. Кут нахилу блоку циліндрів збільшується, що веде до збільшення продуктивності насоса.

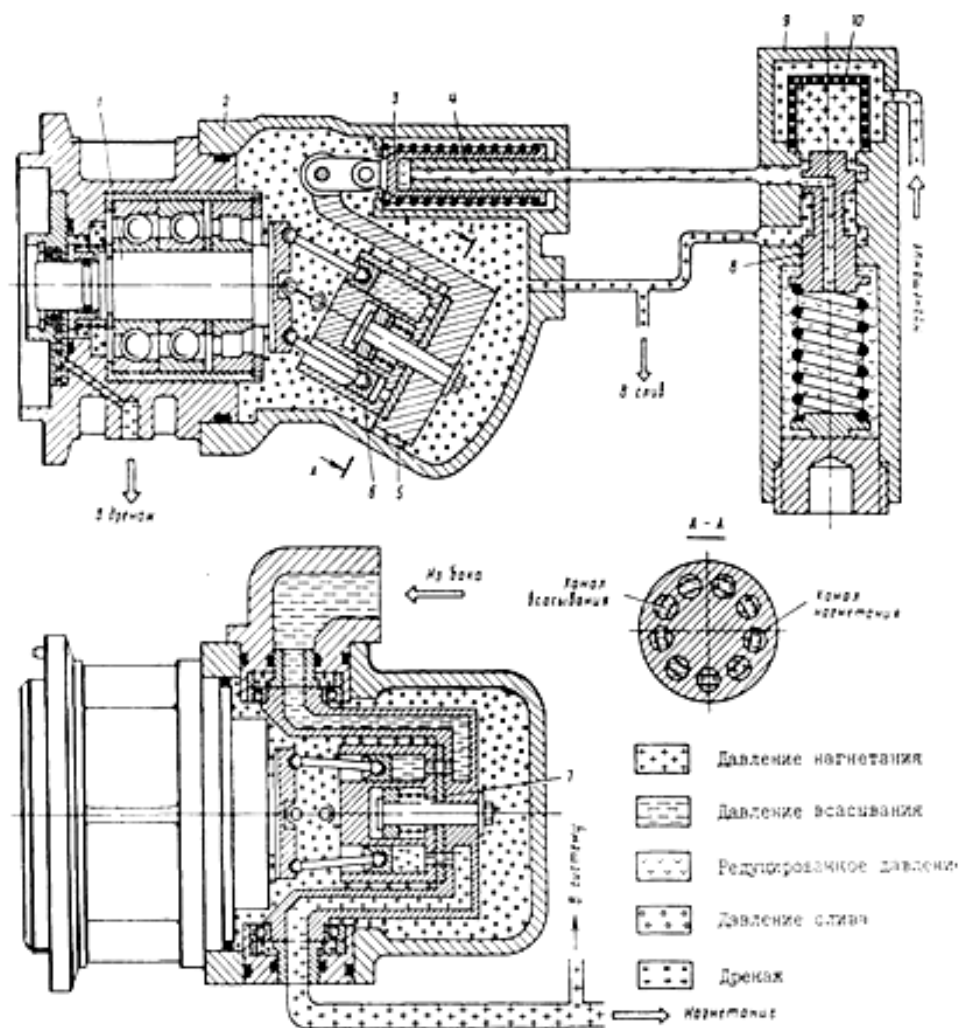


Рисунок 2.4 – Принципова схема роботи поршневого насоса на прикладі насосу НП72МВ.

2.1.5 Прилади контролю гідравлічної системи

Контроль за роботою гідравлічної системи здійснюється вимірювальними приладами, світлосигнальними табло, елементами мнемосхеми. Елементи контролю розташовані на щитку гідросистеми, встановленому в кабіні екіпажу (Рисунок 2.5). Вимірювальні прилади застосовані профільного типу і призначені: для виміру тиску рідини в лівій і правій гідросистемі; для виміру тиску азоту в автономному гідроаккумуляторі, та у лівому й правому гідробаку; для виміру кількості рідини в лівому і правому гідробаках системи. Роботу світлосигнальних табло і елементів мнемосхеми в основному забезпечують сигналізатори тиску, по типу МСТВ-1,2А, що замикає контакти при тиску більше $1,2 \text{ кгс/см}^2$ ($0,12 \text{ МПа}$) в мережі наддування гідробаків; МСТ-60А, що замикає контакти при тиску більше 60 кгс/см^2 (6 МПа) робочої рідини в гідросистемі; МСТ-100А, що замикає контакти при тиску більше 100 кгс/см^2 (10 МПа) робочій рідині за гідронасосами.

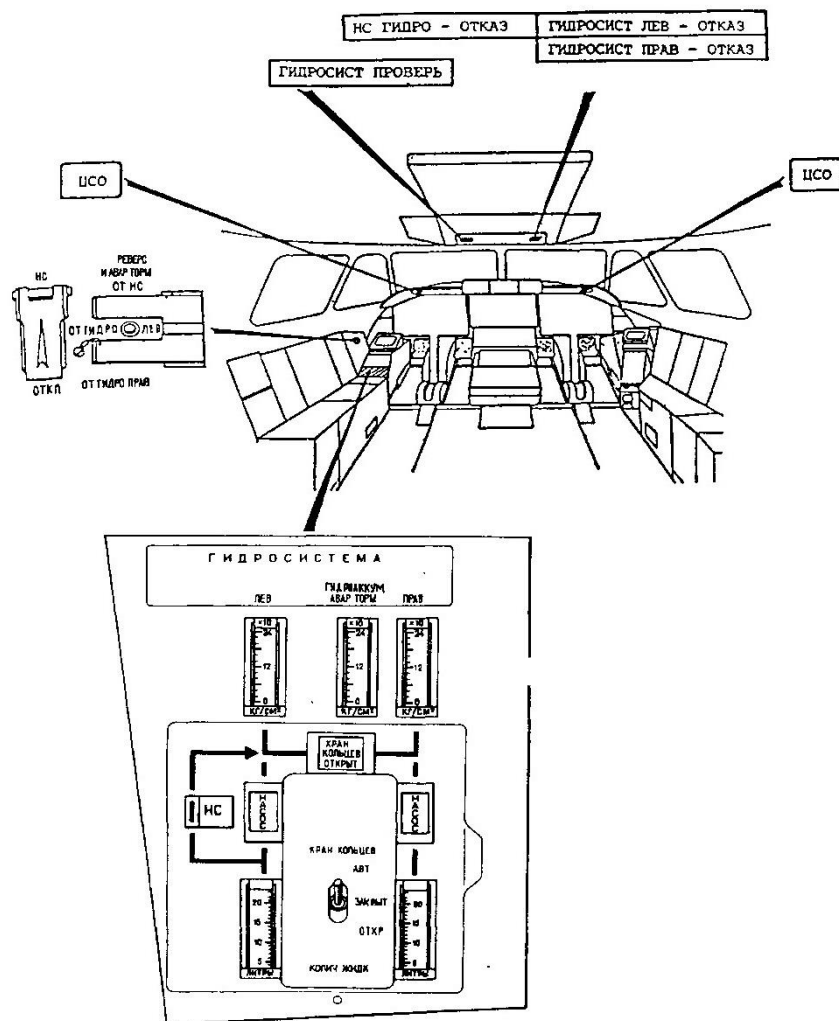


Рисунок 2.5 - Розташування органів управління й індикації в кабіні екіпажу повітряного судна

2.1.6 Основні відмови гідравлічної системи під час експлуатації

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

Відмови й uszkodження гідросистем в процесі експлуатації сучасних літаків можна класифікувати унаслідок їх виникнення:

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

2.1.7 Опис причин виникнення відмов

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

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

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

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

Більшість відмов гідроприводів (до 50%) пов'язано з виходом з ладу ущільнень рухливих елементів і нерухомих з'єднань. До відмов механічних елементів гідросистем відносяться руйнування, потертості, корозія трубопроводів і з'єднань, корпусів агрегатів і тому подібне. Наприклад, втомні руйнування трубопроводів (див. Рисунок 2.6): повздовж, які виникають найчастіше по причині коливань тиску робочої рідини (в) та поперечні (а і б), які з'являються внаслідок поперечних коливань і вібрацій в місцях вигинів з великою кривизною.

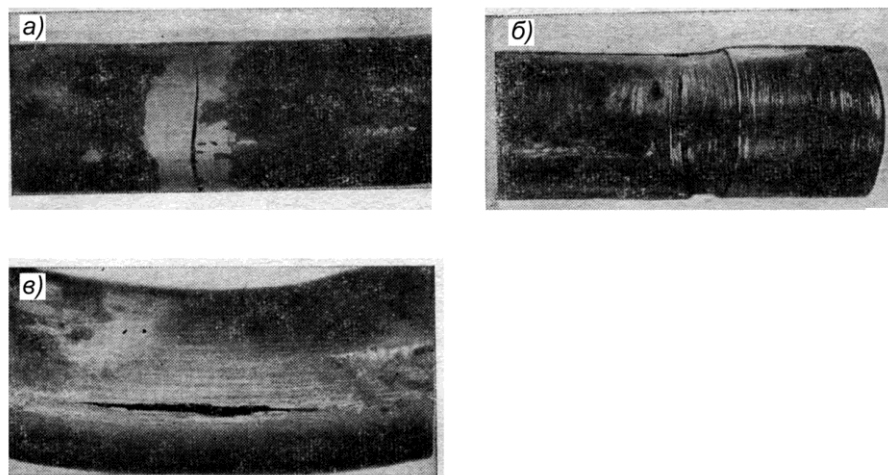


Рисунок 2.6 - Основні види руйнувань трубопроводів гідросистем

Основний вид відмов гідромеханічних розподільних пристроїв - підвищене зусилля їх начального зрушення (до 60%), у т.ч. і заклинювання золотників. До 20% відмов гідромеханічних розподільних пристроїв,

пов'язано з витокami та перетіканнями рідини по ущільненнях золотникових пар. Значна частина відмов гідроагрегатів, складається з відмови їх електричних елементів управління (клапани, гідропідсилювачі та інш.).

У гідросистемах сучасних повітряних суден використовується велика кількість гідравлічних та електрогідравлічних агрегатів із золотниковими та плунжерними парами, які мають дуже малі зазори (5...10 мкм), що обумовлює особливі вимоги до чистоти робочої рідини. Попадання в такі зазори сторонніх часток приводить не лише до збільшення сил тертя, зміни часу спрацьовування, до порушення їх поверхневого шару, подряпин, підвищеного зносу, або навіть до заклинювання самих золотникових пар, а отже й до порушення нормальної течії робочої рідини, збільшення внутрішніх витоків в системі та некоректного функціонування агрегату в цілому.

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

Проаналізувавши середньостатичні дані залежно від напрацювання повітряного судна по льотним годинам, кількості його посадок та етапів виявлення відмов трубопроводів (Рисунок 2.7-2.9), насосних станцій (Рисунок 2.101-2.12) та приладів контролю (Рисунок 2.13-2.15) гідросистеми, можна скласти наступні графіки:

Відмови трубопроводів:

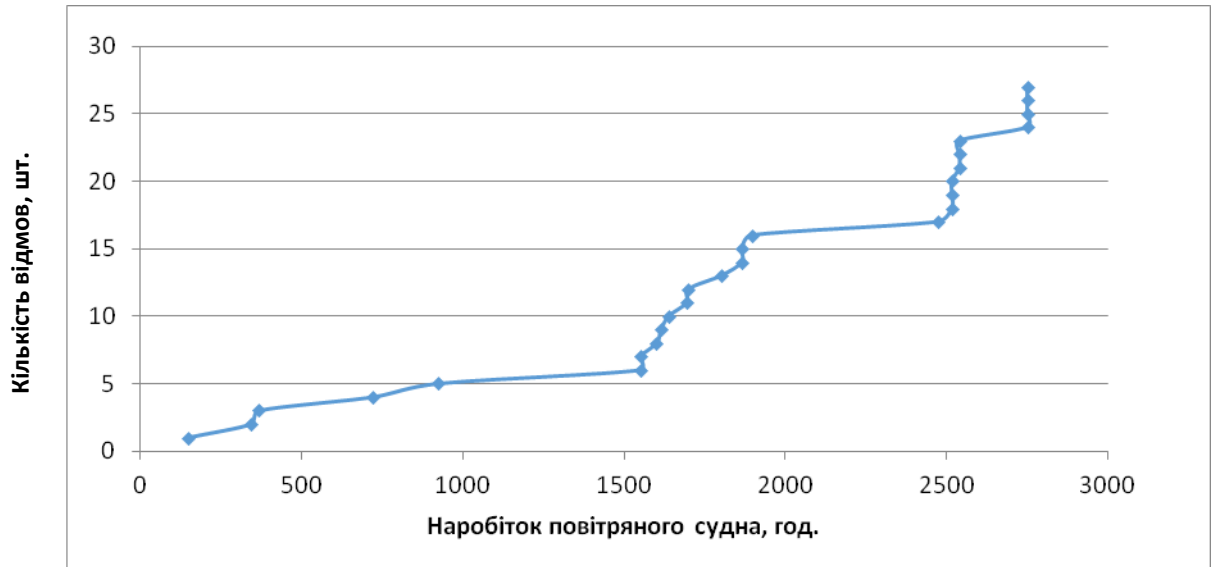


Рисунок 2.7 - Графік залежності відмов трубопроводів гідросистеми повітряного судна від його напрацювання по льотним годинам

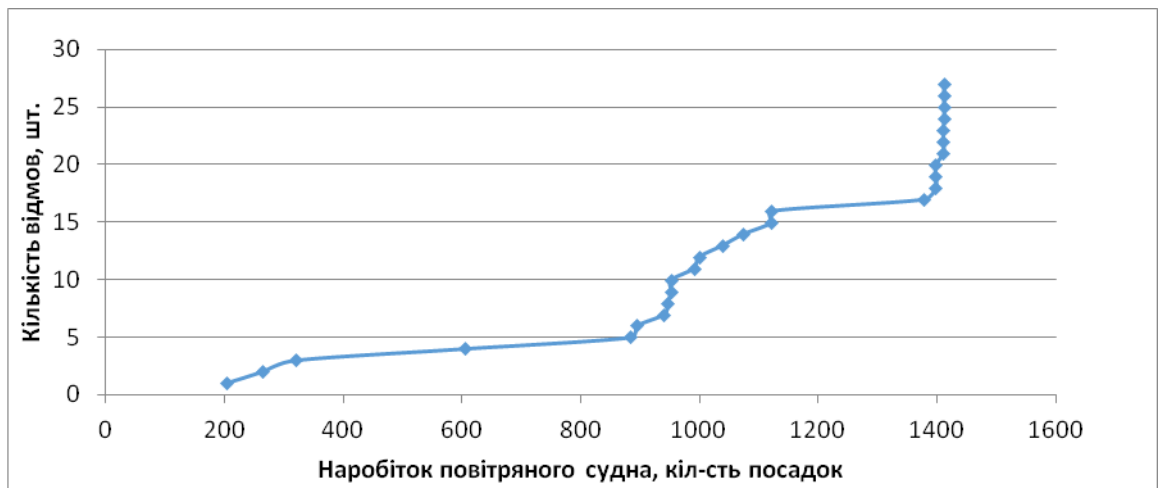


Рисунок 2.8 - Графік залежності відмов трубопроводів гідросистеми повітряного судна від його напрацювання по кількості посадок

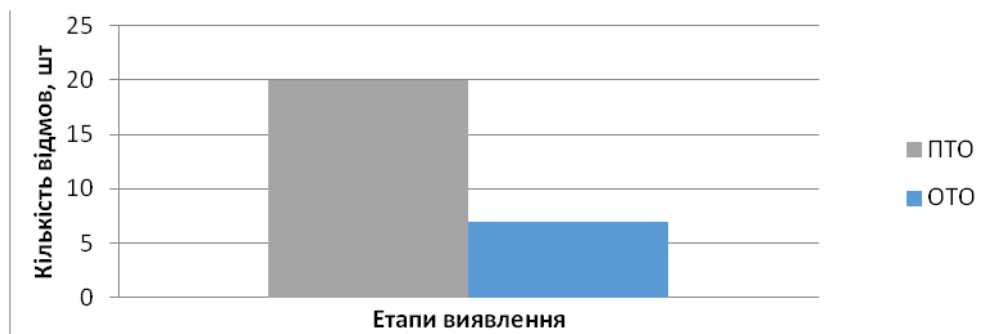


Рисунок 2.9 - Графік залежності відмов трубопроводів гідросистеми повітряного судна від етапів їх виявлення (в польоті, або під час виконання оперативного чи планового ТО)

Відмови насосних станцій:

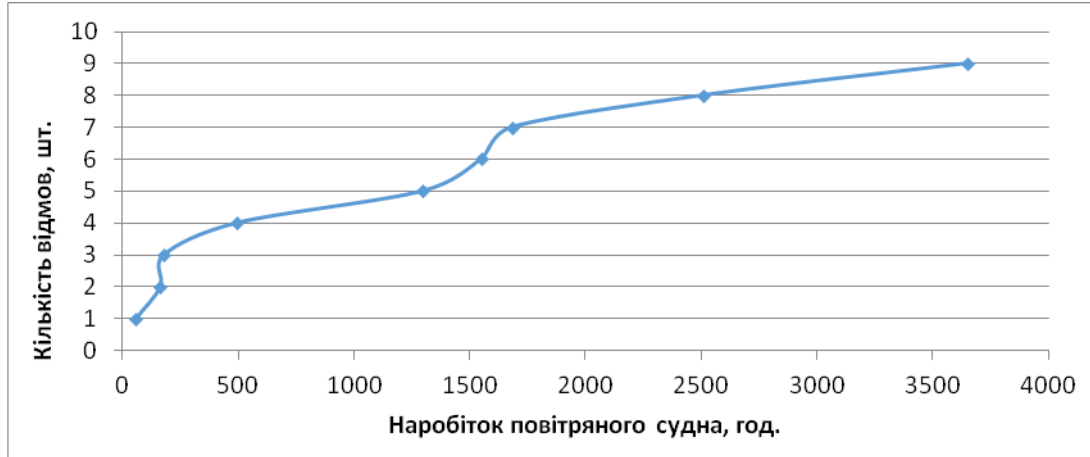


Рисунок 2.10 - Графік залежності відмов насосної станції гідросистеми повітряного судна від його напрацювання по льотним годинам

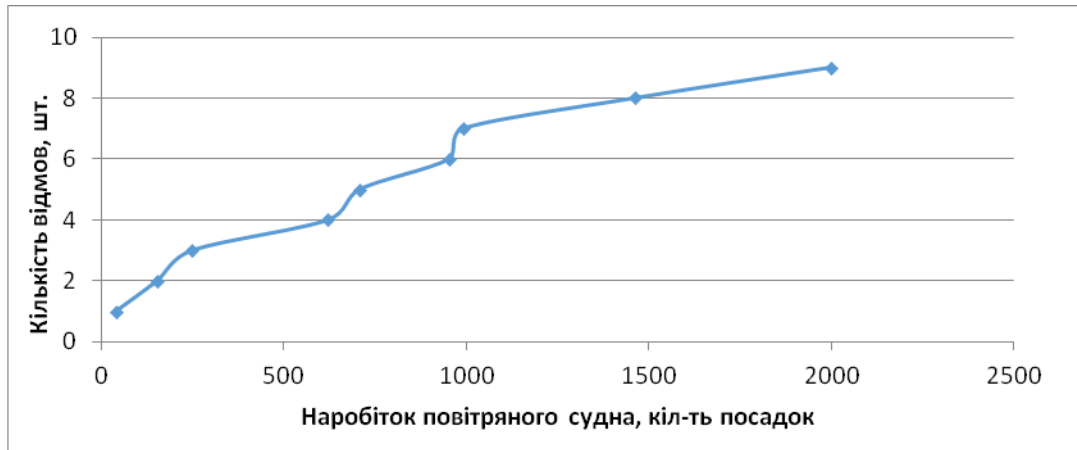


Рисунок 2.11 - Графік залежності відмов насосної станції гідросистеми повітряного судна від його напрацювання по кількості посадок.

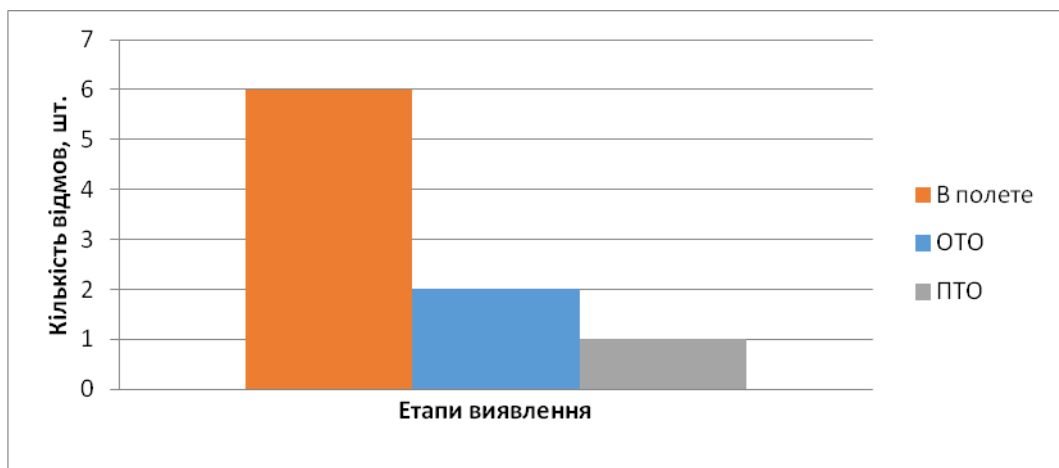


Рисунок 2.12 - Графік залежності відмов насосної станції гідросистеми повітряного судна від етапів їх виявлення (в польоті, або під час виконання оперативного чи планового ТО)

Відмови приладів контролю:

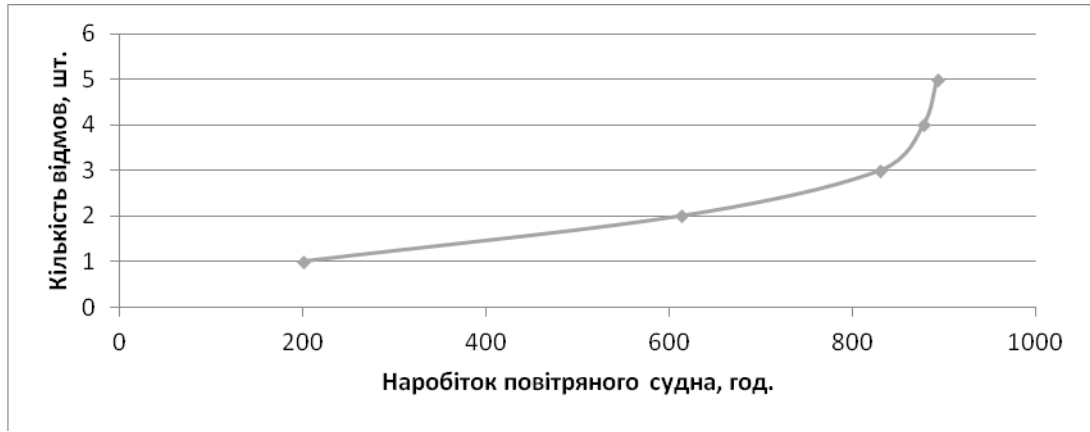


Рисунок 2.13 - Графік залежності відмов приладів контролю (індикаторів тиску) гідросистеми повітряного судна від його напрацювання по льотним годинам

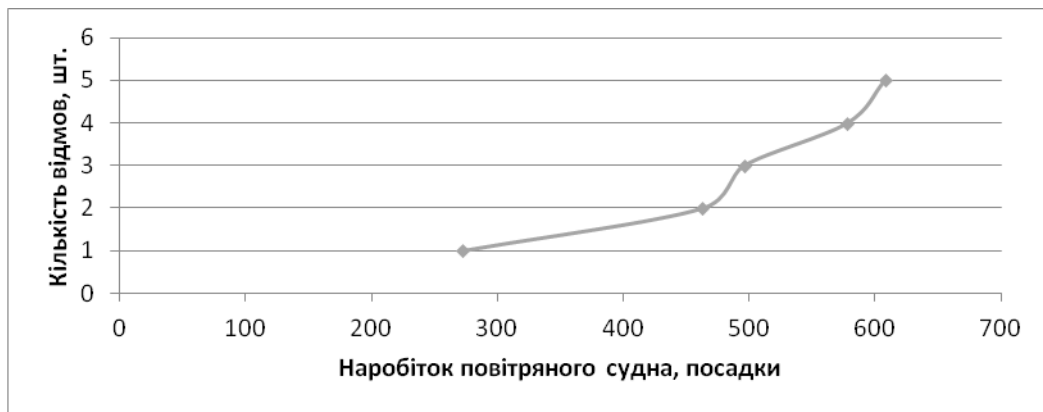


Рисунок 2.14 - Графік залежності відмов приладів контролю (індикаторів тиску) гідросистеми повітряного судна від його напрацювання по кількості посадок

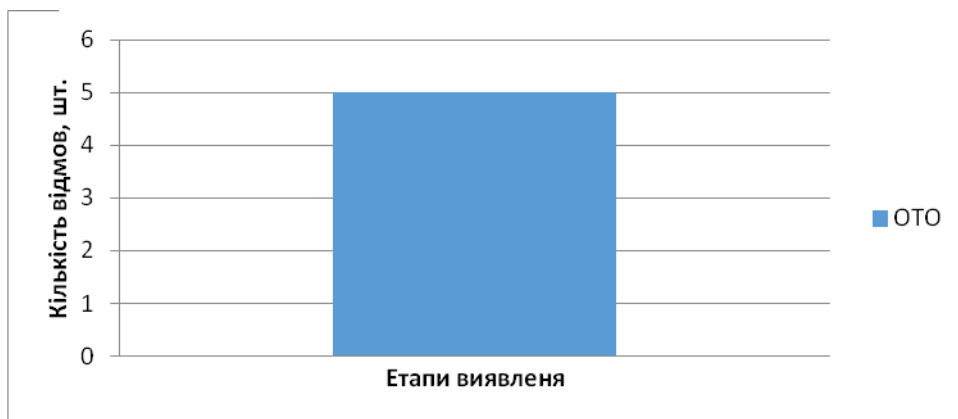


Рисунок 2.15 - Графік залежності відмов приладів контролю (індикаторів тиску) гідросистеми повітряного судна від етапів їх виявлення (в польоті, або під час виконання оперативного чи планового ТО)

2.1.8 Основні причини відмов

- трубопроводів гідросистеми

Найбільша кількість відмов трубопроводів гідросистеми повітряного судна пов'язана з тріщиною накидної гайки, і як наслідок підтікання гідравлічної рідини. Також при виконанні технічних оглядів часто виявляються вм'ятини та забоїни на трубопроводах, внаслідок необережного поводження з інструментом під час виконання оперативного ТО, та безпосередньо негерметичність трубопроводів, внаслідок пошкоджень конусів з'єднувальних фланців під час заміни складальних одиниць (трубопроводів, агрегатів та тощо) гідравлічної системи повітряного судна.

В усіх випадках дані відмови супроводжуються заміною трубопроводу гідросистеми.

- насосних станцій

Найбільша кількість відмов насосних станцій гідросистем повітряного судна пов'язана з не включенням електродвигуна на етапі випуску шасі, а також з великою кількістю сторонніх часток (металевого та органічного походження) в робочій рідині гідросистеми, що привело до підclinювання золотника регулятора тиску, та як наслідок до некоректної роботи самої насосної станції. Усі відмови проявляються в падінні тиску в гідросистемі та відповідно приводять до непрацездатності кінцевих споживачів (не прибирання шасі, не випуск закрилків й т.п.).

В усіх випадках дані відмови супроводжуються заміною насосної станції.

- приладів контролю

Найбільша кількість відмов приладів контролю (індикаторів тиску) гідросистеми повітряного судна полягає в тому, що не спрацьовує підсвічування індикатора тиску гідросистеми, несправність датчиків тиску, а в деяких випадках трапляються невірні (ложні) показання приладів.

В усіх випадках дані відмови супроводжуються заміною елементів підсвічування, заміни індикатора тиску або безпосередньо датчику тиску.

2.2 Удосконалення технічного обслуговування гідравлічної системи

З метою удосконалення технічного обслуговування гідравлічної системи пропонується наступне:

1. Для попередження відмов в роботі агрегатів гідравлічних систем повітряного судна, пропонується при проведенні ТО застосовувати сучасні прилади та оснащення по виявленню забруднень, та приділення великої уваги по забезпеченню контролю чистоти робочої рідини.

2. З метою подовження термінів служби гідроагрегатів, пропонується виконувати постійний аналіз сучасних різновидів та марок існуючих та новітніх гідравлічних рідин, а також застосовувати їх у разі заміни під час виконання технічного обслуговування гідравлічної системи повітряного судна.

3. З метою підвищення пропускної здатності фільтроелементів та зниження вірогідності при експлуатації спрацьовування перепускних клапанів пропонується під час виконання очистки фільтроелементів використовувати сучасні типи ультразвукових ван та інші обладнання пов'язані з контролем їх чистоти та герметичності.

4. При технічному обслуговуванні трубопровідних магістралей пропонується застосовувати сучасний інструмент з приділенням великої уваги по недопущенню ушкоджень трубопроводів під час виконання робіт.

Висновки

В даному розділі було розглянуто особливості та принцип роботи гідравлічної системи пасажирського літака та її компонентів. Були проаналізовані основні гідравлічні рідини, які застосовуються в гідравлічних системах, а також основні відмови та причини їх виникнення.

Були розглянуті принципова та структурна схеми гідравлічної системи літака.

У якості удосконалення технічного обслуговування гідравлічної системи запропоновано використання сучасних обладнання, приладів та інструментів, які застосовуються під час виконання робіт, а також необхідність використання найновітніших марок гідравлічних рідин, які мають покращені властивості.

Всі ці заходи підвищують надійність, безвідмовну роботу літака та технологічність його технічного обслуговування, а це в свою чергу впливає на підвищення безпеки польотів.

3 Забезпечення безпеки польотів

3.1 Організація та проведення розслідування авіаційних подій, пошукових та аварійно-рятувальних робіт

Безпека польотів цивільних повітряних суден значною мірою забезпечується при їх розробці, в ході яких враховуються численні рекомендації та вимоги, викладені в нормах льотної придатності й інших керівних документах. Не менш важливим фактором забезпечення безпеки польотів є також дані розслідувань авіаційних подій, що проводяться з метою виявлення їх причин. Фахівці, які проводять такі роботи, аналізуючи руйнування і пошкодження елементів конструкцій, застосовують логічні методи, що дозволяють відновити послідовність подій в ході виникнення і розвитку аварійної ситуації, що дає можливість достовірно визначити спочатку елемент, який відмовив і причини його відмови. На підставі результатів досліджень експлуатаційних відмов даються рекомендації та впроваджуються відповідні заходи їх профілактики.

3.1.1 Організація та проведення розслідування авіаційних подій

Видами авіаційних подій є:

- 1) поломки літака, виявлені на стоянці;
- 2) льотна подія, що не спричинила за собою загибель людей і руйнування літака;
- 3) авіакатастрофа, що спричинила загибель людей і руйнування або пошкодження літака. Поломки літака, виявлені на стоянці.

При розслідуванні явно умисних поломок перевіряються, перш за все, версії:

- а) про час поломки;
- б) про використані знаряддя;
- в) про осіб, які вчинили поломку;
- г) про цілі і мотиви злочину.

Для перевірки вищевказаних версій в невідкладному порядку проводяться огляд пошкодженого літака, місце його стоянки і прилеглої

місцевості, ремонтної майстерні або майданчика для регламентних робіт, а також виїмка й огляд документів, що відносяться до ремонту і технічного огляду літака. Проводиться також допит свідків зі складу охорони, технічного персоналу та екіпажу літака, обшук з метою виявлення знарядь поломки, проведення технічної та трасологічної експертиз, а також оперативно-розшукові заходи з метою виявлення знарядь злочину та встановлення винних осіб.

При виявленні поломок, причина яких спочатку не ясна (випадки поломки двигуна в результаті попадання в нього сторонніх предметів, засмічення вхідного отвору трубки приймача повітряного тиску, заклинювання тяг рулів управління, установка несправних приладів та ін.), даних для негайного порушення кримінальної справи буває недостатньо. Зазначені поломки можуть бути умисними, необережними, і випадковими. Наприклад, сторонні предмети (гайка, викрутка, дрібні каміння) можуть бути навмисне підкинуті у вхідне приладдя двигуна, можуть опинитися в двигуні з необережності обслуговуючого персоналу і, нарешті, потрапити туди випадково (наприклад, при посадці літака на аеродром з ґрунтовим покриттям).

В першу чергу перевіряються версії про причини поломки. З'ясовується, чи може статися дана поломка при нормальній роботі вузлів і агрегатів літака, наприклад, чи може даний предмет за певних умов бути занесений потоком повітря в реактивний двигун, чи не порушував хто-небудь з членів екіпажу і обслуговуючого персоналу правил виробництва, ремонтних або регламентних робіт, правил експлуатації та технічного огляду літака, чи могли виявлені порушення викликати дану поломку. Перевіряються також версії про час і знаряддя поломки, а також її винуватця, шляхом огляду літака, місця стоянки та прилеглої місцевості, огляду документів, що характеризують технічний стан літака, допиту членів екіпажу та осіб з обслуговуючого технічного складу, а також шляхом проведення оперативно-розшукових заходів.

Льотна подія, що не спричинила загибель людей і руйнування літака. Якщо поломка, виявлена під час польоту, не зачіпає органи управління і стійкості літака, злітно-посадкових пристроїв, не призводить до вибуху або

пожежі і якщо є можливість зробити вимушену посадку на найближчому аеродромі або на відповідному майданчику поза аеродрому (випадки відмови в роботі двигуна, радіотехнічних засобів, пілотажно-навігаційних приладів, засобів сигналізації та ін.), то розслідування полегшується, оскільки є свідки зі складу екіпажу і пасажирів, збереглися речові докази і запис радіообміну "чорна скринька".

У плані розслідування передбачається перевірка версій про причину вимушеної посадки, характер, причини та часу поломки. Для з'ясування причини вимушеної посадки слід встановити: які агрегати або вузли літака відмовили під час польоту; які поломки були виявлені в повітрі: чи не були помічені будь-які несправності літака або ненормальності в роботі агрегатів і вузлів перед польотом; які вживалися заходи щодо усунення цих недоліків.

В якості першочергових заходів для перевірки зазначених версій проводиться огляд літака, місця вимушеної посадки, злітно-посадкової смуги, виїмка і огляд технічної і льотної документації, в тому числі магнітофонної стрічки із записом радіообміну між екіпажем і командно-диспетчерським пунктом, допит свідків зі складу екіпажу, пасажирів, обслуговуючого технічного персоналу, охорони і керівництва польотами, судово-технічна експертиза, допит підозрюваного.

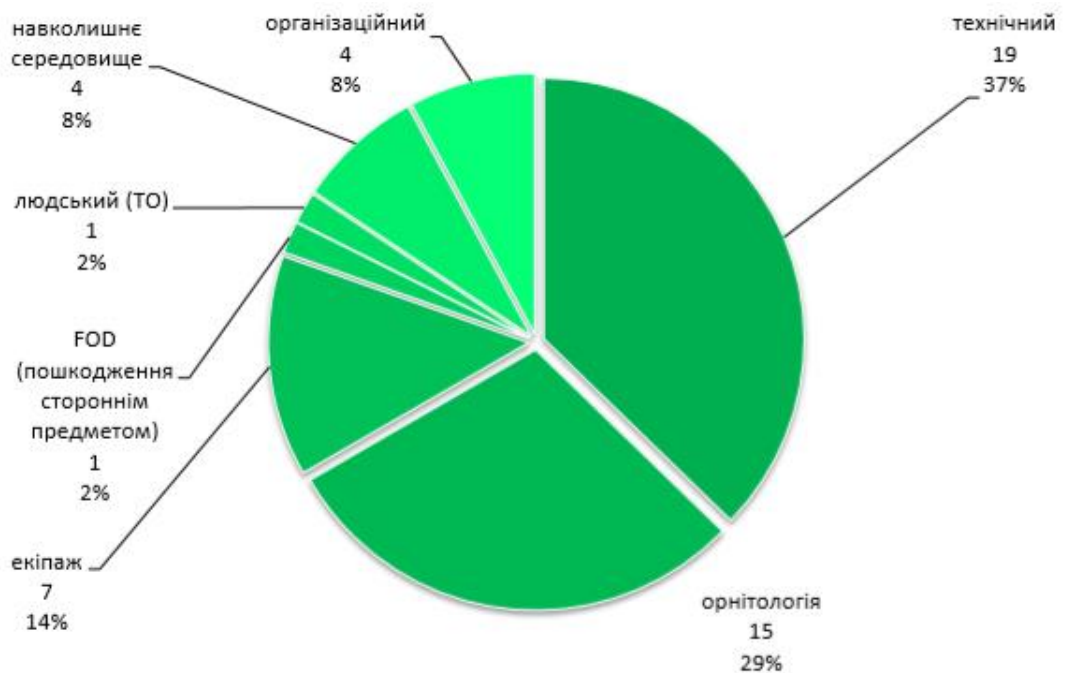


Рисунок 3.1 – Діаграма розподілу факторів авіаційних подій й інцидентів (за інформацією Державіаслужби України за 2014 р.)

Авіакатастрофа, що спричинила загибель людей і руйнування або пошкодження літака.

До даної групи авіаційних подій відносяться:

- випадки пожежі або вибуху літака в повітрі;
- зіткнення літака з різними перешкодами при зльоті та посадці: падіння літака в результаті втрати управління або відмови в роботі двигуна; руйнування літака в повітрі через конструктивні недоліки (наприклад, випадки флатеру, коли літак в повітрі розвалюється на частини) або в результаті турбулентності в районі величезних грозових фронтів;
- зіткнення літаків під час польоту вночі або в складних метеорологічних умовах;
- руйнування літака при посадці та зльоті в результаті несправності злітно-посадкових пристроїв.

При розслідуванні авіакатастрофи перевіряються, перш за все, версії про її безпосередні (технічні) причини, якими можуть бути:

- неправильна організація польотів, а також незадовільна передпольотна і попередня підготовка екіпажу до польоту;
- порушення в управлінні та керівництві польотами (ігнорування правил безпеки польотів, поверхневий аналіз метеоумов і несвоєчасна інформація екіпажа про зміну повітряної обстановки і погоди, невірні рішення та дії при наданні допомоги екіпажам в умовах ускладненої обстановки польоту та ін.);
- порушення правил техніки пілотування і недисциплінованість льотчиків (втрата висоти і швидкості польоту, неправильний розрахунок посадки, невиконання команд керівника польотами та ін.);
- незадовільне забезпечення польотів: інженерно-авіаційне (погана підготовка до польотів авіатехніки); штурманське (погана розробка маршрутів польоту та заходів щодо забезпечення безпеки польоту); медичне (допуск до польотів із захворюваннями, перевтомою, без попереднього тренування, порушення передпольотного режиму); радіотехнічне

(несправності апаратури та ін.); аеродромно-технічне (відсутність освітлення злітно-посадкової смуги та сигнальних вогнів, припинення роботи радіоприводів і системи забезпечення сліпої посадки та ін.); метеорологічне (неправильне визначення сили і швидкості вітру, стану і прогнозу погоди, несвоєчасна інформація про загрозливі метеоумови на маршруті польоту та ін.);

- відмова в роботі окремих агрегатів і вузлів літака (двигуна, органів управління та стійкості, злітно-посадкових пристроїв, пілотажно-навігаційних приладів та ін.);

- непередбачені метеорологічні умови та інші випадкові причини:

- хворобливий стан пілота (несподівані напади болю, наприклад, ниркова або печінкова колька, судинний колапс, алкогольне сп'яніння, стан похмілля та ін.);

- застосування вибухових і самозаймистих речовин.

Перевіряються також версії про причину відмови в роботі окремих агрегатів і вузлів літака, час і місце їх поломки, причини незадовільної підготовки екіпажу до польоту, поганого забезпечення польотів і т.д., а також про винуватців.

Для перевірки зазначених версій необхідно в невідкладному порядку організувати пошук і огляд частин зруйнованого літака, місця його падіння та навколишньої місцевості, огляд трупів, виїмку і огляд технічної та медичної документації, призначити судово-медичну та авіатехнічну експертизу, допитати свідків-очевидців катастрофи. Огляд місця події та трупів. Об'єктами огляду залежно від характеру та наслідків події можуть бути: місце падіння або вимушеної посадки літака поза аеродрому та прилегла місцевість, пошкоджений (зруйнований) літак або його окремі частини, злітно-посадочні смуги та місцевість від аеродрому до ближньої радіоприводної станції, а також трупи загиблих членів екіпажу і пасажирів.

Перед виїздом на місце катастрофи необхідно зв'язатися з диспетчером аеропорту і з'ясувати обставини події, характер польотного завдання, склад

екіпажу, кількість пасажирів, час знаходження літака в повітрі і зміст останніх радіоповідомлень екіпажу, отримати відомості про те, які рятувальні заходи прийняті, і хто з авіаспеціалістів виїхав на місце події. Необхідно також дати вказівку опечатати стрічки із записом радіопередач екіпажу, журнал радіообміну командної радіостанції, а при необхідності і інші документи.

Особливу увагу необхідно приділити створенню та роботі пошукових груп. До складу цих груп, крім авіаспеціалістів, включається значне число осіб, які не мають відношення до авіації (місцевих жителів, військовослужбовців та ін.). Ці особи, як правило, зовсім не знають деталей літака і не вміють з ними правильно поводитися при виявленні, вони просто можуть не звернути на них уваги. У зв'язку з цим важливо провести детальний інструктаж членів пошукових груп з роз'ясненням, які деталі і де шукати, як поводитися з ними в разі виявлення, які ознаки зафіксувати, як упакувати знайдені речові докази і зберегти для подальшого дослідження.

Починати огляд слід з об'єктів, які раніше за інших можуть зазнати змін в результаті рятувальних і відновлювальних робіт, та з об'єктів, результати огляду яких можуть вплинути на ефективність огляду інших об'єктів.

Виїмка й огляд документів.

Питання конструювання, виробництва, випробування, ремонту та експлуатації авіаційної техніки, організації, підготовки та забезпечення польотів, характеру польотних завдань, умов і режиму польотів, порушень правил пілотування, та інші питання роботи авіації знаходять докладне відображення в численних документах, які ведуться різними авіаційними службами. Ретельне вивчення цих документів дозволяє отримати цінну інформацію про обставини авіаційної події. До того ж відомості, що містяться в одних документах, можуть при зіставленні знаходити підтвердження або спростовуватися іншими документами.

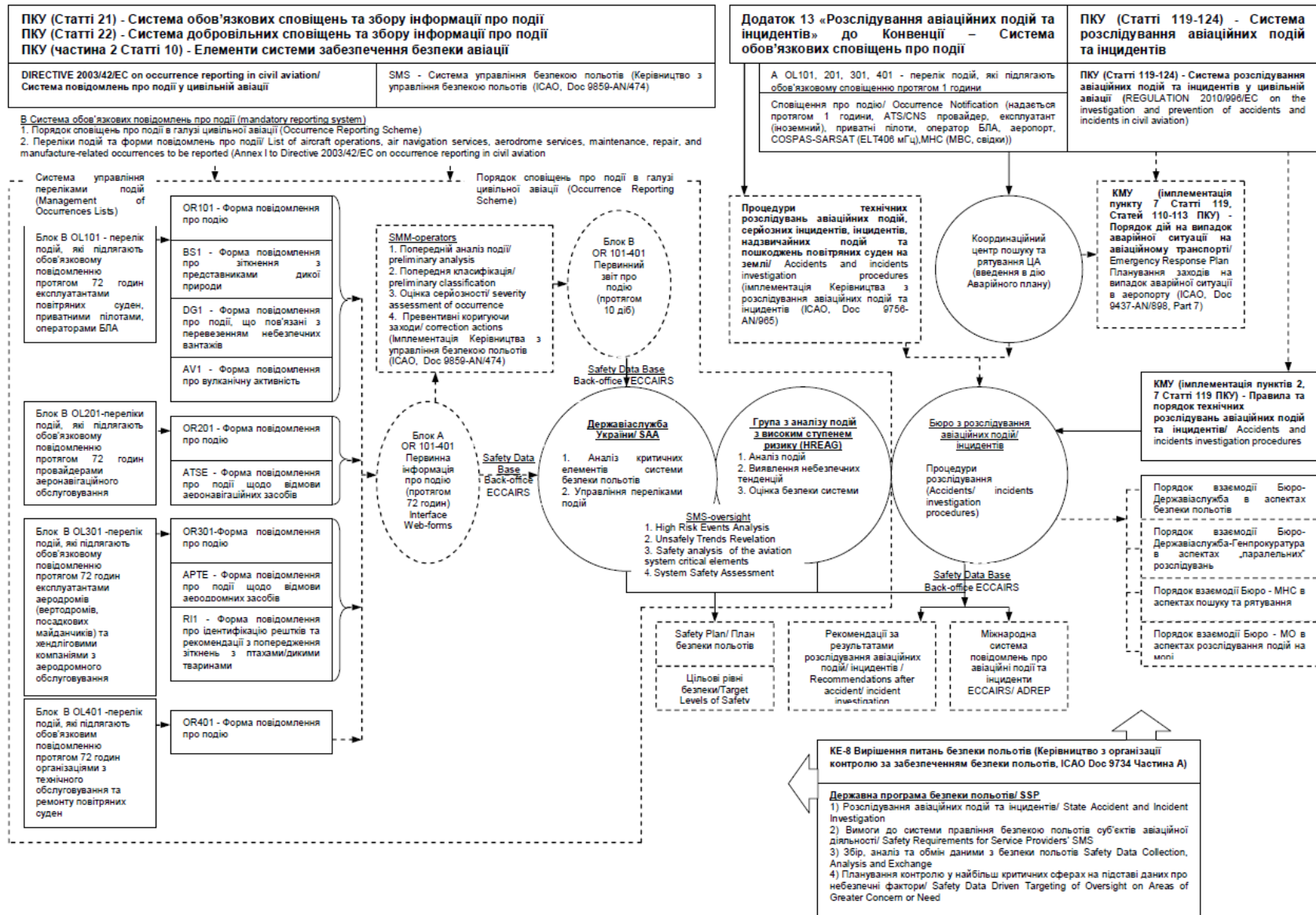


Рисунок 3.2 – Структурна схема системи розслідування авіаційних подій в ЦА (Державна служба України 2013 р.)

Важливо вжити термінових заходів щодо збереження технічної, льотної та медичної документації, зробити виїмку необхідних документів або опечатати їх.

Залежно від характеру авіаційної події огляду підлягають:

- польотний лист даного екіпажу;
- журнал хронометражу польотів диспетчера аеропорту;
- журнал радіообміну командної радіостанції: магнітофонна стрічка із записом радіообміну між командно-диспетчерським пунктом і екіпажем літака;
- карта-схема радіолокаційної провідки літака, що містить дані радіотехнічного контролю польоту, та інші матеріали радіолокаційних пунктів; бортові журнали, записи та інші документи льотчика (екіпажу);
- розрахунки штурмана з прокладання курсу;

Крім того, для слідчого можуть становити інтерес документи, що відображають стан авіаційної техніки: технічні формуляри на літак і двигун, паспорти на окремі агрегати та прилади, журнали обліку поломок і відмов авіатехніки, документи, що відображають радіотехнічне та аеродромно-технічне забезпечення польотів, бюлетені погоди метеорологічної служби, синоптичні карти, льотні та медичні книжки членів екіпажу, журнали обліку льотних подій.

У справах даної категорії призначається кілька видів експертиз. Авіатехнічна експертиза включає дослідження в галузі авіаційної техніки, пілотування, штурманської, радіотехнічної та навігаційної служби, аеродромно-технічного обслуговування. Вона призначається для вирішення питань про технічну причину авіаційної події, режимі роботи двигуна, причини відмови того чи іншого агрегату або вузла літака, причини вибуху або пожежі, часу загоряння (в повітрі або після удару літака об землю).

Авіатехнічна експертиза, як правило, носить комплексний характер, і в залежності від конкретного змісту дослідження до складу експертної комісії включаються фахівці з авіаційної техніки, літаководіння. На експертизу крім

досліджуваного об'єкта, повинні бути спрямовані відповідна технічна документація, протокол огляду місця події, схема розташування зруйнованих частин на місцевості, фотознімки місця події та протоколи допиту свідків, потерпілих і обвинуваченого, що відносяться до предмету експертизи.

Об'єктами судово-медичної експертизи є не тільки трупи та їх частини, а й живі особи, а також речові докази. Ряд судово-медичних питань, що стосуються походження авіаційної травми та механізму її утворення, вирішує комплексна експертиза у складі судового медика та фахівця в галузі авіаційної фізіології.

Криміналістична експертиза при розслідуванні авіаційних подій знаходить застосування головним чином у випадках необхідності трасологічних досліджень, визначення цілого по частинах, дослідження документів та ідентифікації особи загиблих. При необхідності дослідження магнітофонного запису радіообміну між екіпажем і командно-диспетчерським пунктом використовуються можливості акустичної експертизи.

Цінність магнітофонної стрічки радіообміну полягає не тільки в тому, що вона дозволяє дослівно відновити смисловий зміст доповідей льотчика та команд керівника польотів, а й хронометрически встановити точний час еволюції польоту, але і в тому, що з магнітофонного запису радіообміну представляється можливість вивчити голосові особливості учасників радіообміну та таким чином ідентифікувати кожного з них, визначити, кому належить кожна команда, вивчити зміни в характері мови кожного учасника радіообміну. В окремих випадках по магнітофонному запису можна приблизно визначити окремі параметри просторового положення літака в повітрі.

Допит свідків і потерпілих.

Залежно від характеру події, в якості свідків допитуються очевидці з числа льотного і технічного складу, диспетчерської служби, працівники, які здійснювали підготовку та забезпечення польотів, а також особи, які

опинилися в районі вимушеної посадки або падіння літака, члени екіпажу та пасажери, яким довелося врятуватися, працівники авіаремонтних майстерень, груп регламентних робіт, заводу-виготовлювача авіаційної техніки та інші. З'ясовується, де і коли відбулася авіаційна катастрофа або аварія, що конкретно очевидці спостерігали у цей момент, не чули вибухів або сильних ударів під час польоту і в момент удару літака об землю, не спостерігали полум'я або шлейфи диму за літаком, які були колір і густина диму, чули шум двигунів, що працювали перед ударом літака об землю, які були напрямом і кут зниження літака, пікірував або планував літак до зіткнення із землею, не відділялися від літака в повітрі його частини або інші предмети.

Інженерно-технічний і льотний персонал, керівник польотів та інші свідки, що мають відношення до підготовки польоту, допитуються про те, чи перевірявся технічний стан літака перед польотом, які несправності були виявлені, що конкретно було зроблено по їх усуненню, чи були випадки відмови в роботі авіаційної техніки під час попередніх польотів даного екіпажу, чи всі несправності та відмови фіксувалися у відповідних документах, які польотна вага літака та характер наявного на ньому вантажу, чи правильно було проведено центрування літака перед стартом, який обсяг попередньої і передпольотної підготовки членів даного екіпажу, польотне завдання екіпажу та умови його виконання.

3.1.2 Організація та проведення пошукових та аварійно-рятувальних робіт

Служба пошукового та аварійно-рятувального забезпечення польотів цивільної авіації (СПАРЗП ЦА) є функціональною підсистемою єдиної державної системи попередження та ліквідації надзвичайних ситуацій.

Вона здійснює спеціальні виконавчі, контрольні та наглядові функції з організації та проведення пошукового, аварійно-рятувального та протипожежного забезпечення польотів.

Служба пошукового та аварійно-рятувального забезпечення польотів авіапідприємства ЦА - є структурним підрозділом самого підприємства. Службу очолює начальник СПАРЗП, який призначається керівником авіапідприємства за поданням начальника служби СПАРЗП територіального управління ЦА. СПАРЗП авіапідприємства у своїй діяльності керується Повітряним кодексом, Стандартами та рекомендаціями ІКАО.

Організація роботи СПАРЗП авіапідприємства.

Структура і штатний розпис СПАРЗП затверджується начальником авіапідприємства. СПАРЗП авіапідприємства складається зі штатних і нештатних розрахунків аварійно-рятувальних команд (АРК), пошукових екіпажів і пошукових повітряних суден. За рішенням керівництва авіапідприємства пожежно-рятувальні розрахунки можуть бути в підпорядкуванні начальника СПАРЗП. При наявності на авіапідприємстві пошуково-рятувальної бригади, вона теж входить до складу СПАРЗП. На період проведення пошуково-рятувальних робіт створюється оперативний штаб, очолюваний керівником авіапідприємства.

Пошуково-рятувальні роботи організуються і проводяться з метою рятування пасажирів і екіпажів повітряних суден, що терплять або потерпілих лихо, коли їх місцезнаходження невідоме.

Пошуково-рятувальні роботи включають в себе;

- організацію вильоту (виходу) чергових пошуково-рятувальних сил і засобів;
- управління, пошуково-рятувальними силами та засобами, організація їх взаємодії та посилення;
- пошук повітряних суден, що зазнали лиха;
- гасіння пожежі на повітряному судні;
- витяг з повітряного судна постраждалих та надання їм першої медичної допомоги;
- евакуація людей з місця лиха, у тому числі та й в лікувальні установи.

Аварійно-рятувальні роботи проводяться у випадках, коли авіаційна подія сталася на території або в районі аеродрому (районі відповідальності авіапідприємства) і немає необхідності в пошуку повітряного судна та людей, які зазнали лиха.

Аварійно-рятувальні роботи включають в себе:

- рятування пасажирів і екіпажу повітряного судна, що терпить або потерпілого лиха;
- надання першої медичної допомоги постраждалим та евакуація їх до лікувальних закладів;
- гасіння пожежі на повітряному судні.

Основні завдання СПАРЗП:

- організація та проведення пошукових та аварійно-рятувальних робіт у взаємодії з військовими частинами, підприємствами та організаціями інших відомств і міністерств;
- організація виконання авіаційним персоналом підприємства вимог нормативних документів з пошукового та аварійно-рятувального забезпечення польотів;
- виконання технічного обслуговування бортових аварійних засобів порятунку (АЗП);
- організація навчання штатних і нештатних розрахунків АРК, фахівців служби, льотного складу, правилам і методам проведення пошукових та аварійно-рятувальних робіт.

Функції СПАРЗП:

- здійснює контроль готовності пошукових екіпажів і повітряних суден, штатних і нештатних розрахунків АРК авіапідприємства. Перевіряє стан аварійного оповіщення;
- організовує пошукові та аварійно-рятувальні роботи при авіаційних подіях і стихійних лихах, у взаємодії з підрозділами МВС, органами охорони здоров'я, підприємствами інших відомств;

- виконує технічне обслуговування бортових АЗП, забезпечує правила їх зберігання, видає на борт повітряного судна;
- здійснює контроль за укомплектованістю, професійною підготовкою пожежно-рятувальних розрахунків;
- контролює діяльність пошуково-рятувальної бази, організацію чергування, оснащення та ефективність проведення аварійно-рятувальних робіт;
- розробляє інструкції, плани, аварійні розклади. Готує наочні посібники, макети. Оформляє класи з аварійно-рятувальної підготовки;
- проводить заняття з льотним складом відповідно до програм і методик. Дає дозвіл на прийом на роботу льотного складу після перевірки їх з аварійно-рятувальної підготовки;
- організовує заняття, тренування і навчання розрахунків АРК авіапідприємства. Готує заходи, щодо вдосконалення та ефективного проведення пошуково-рятувальних робіт;
- доводить до фахівців АРК, льотних екіпажів, досвід проведення пошукових та аварійно-рятувальних робіт в авіакомпаніях як держави так і за її межами;
- бере участь у випробуваннях і прийманні дослідних зразків АЗП і техніки;
- готує необхідну документацію з сертифікації та категорюванню аеродрому, а також бере участь у роботі комісії;
- бере участь у роботі комісії з розслідування авіаційних подій, розробляє плани заходів щодо укладення комісій.

АРК складається зі штатних і нештатних формувань (розрахунків). Зі складу сил і засобів протипожежної служби підприємства і СПАРЗП формуються штатні розрахунки:

- 1) пожежно-рятувальний розрахунок;

Пожежно-рятувальний розрахунок комплектується пожежними-рятувальниками зі складу протипожежної служби авіапідприємства і призначений для гасіння пожеж на повітряних судах з метою створення умов для евакуації людей, які там знаходяться, а також для безпосереднього рятування постраждалих на борту повітряного судна.

До складу пожежно-рятувального розрахунку входять:

- пожежний автомобіль;
- інструмент для розтину фюзеляжу;
- тепловідбивальні костюми;
- газодимозахистними приладами;
- ножами для перерізання прив'язних ременів пасажирських крісел;
- шанцевим інструментом згідно відомості комплектації пожежних автомобілів.

Оснащення пожежно-рятувальних розрахунків може змінюватися і доповнюватися в залежності від місцевих умов і надходження нових аварійно-рятувальних засобів.

2) регіональні пошуково-рятувальні бази ЦА;

Крім цього, в кожній зміні підприємства формуються нештатні АРК з працівників служб:

3) медичний розрахунок;

Медичний розрахунок оснащується:

- санітарною машиною, що забезпечує доставку розрахунку в нормативний час до місця авіаційної події й укомплектованою: ношами (2 шт.); кисневим інгалятором; портативним апаратом для штучної вентиляції легенів; брезентовим полотном 10x2 м, ліхтарем електричним;
- автоприцепом-фургоном із засобами доставки;
- валізами-укладниками в необхідній кількості: 1 валіза на 10 постраждалих з розрахунку, що 80-90% пасажирів на повітряному судні постраждає.

4) розрахунок АТБ (ІАЗ);

Розрахунок АТБ (ІАЗ) призначений для:

- забезпечення відкриття основних і аварійних виходів з повітряного судна, зазнавшего лиха і, при необхідності, пророблення спільно з пожежно-рятувальним розрахунком додаткових виходів;
- вентиляції салону повітряного судна;
- надання допомоги при евакуації постраждалих з повітряного судна та з місця авіаційної події;
- евакуації повітряного судна з місця авіаційної події.

Розрахунок АТБ (ІАЗ) оснащується аварійно-технічним обладнанням згідно з інструкцією з евакуації повітряних суден з льотного поля аеродрому.

5) розрахунок служби організації перевезень;

Розрахунок служби організації перевезень призначений для прийому, обліку та перевезення пасажирів з місця авіаційної події, а також для вивантаження вантажів і багажу з повітряного судна й оснащується технічними засобами, що забезпечують виконання цих завдань.

б) розрахунок аеродромної служби;

Розрахунок аеродромної служби призначений для надання допомоги екіпажу повітряного судна, пожежним і рятувальникам в гасінні та ліквідації пожежі й евакуації постраждалих з місця авіаційної події, а також для евакуації спільно з розрахунком АТБ (ІАЗ) повітряного судна з місця авіаційної події та приведення в робочий стан льотного поля аеродрому.

Розрахунок оснащується необхідними технічними засобами, що забезпечують виконання перерахованих вище завдань

7) розрахунок бази електронного радіо-технічного забезпечення зв'язку (ЕРТЗЗ);

Розрахунок бази ЕРТЗЗ призначений для забезпечення органу УВС і керівника аварійно-рятувальних робіт стійким і постійно діючим зв'язком з:

- пошуковими повітряними суднами і НПРГ (десантованими ПДГ);
- розрахунками АРК при їх оповіщенні, підготовці та проведенні аварійно-рятувальних робіт;

- взаємодіючими підприємствами та організаціями при оповіщенні та проведенні пошукових та аварійно-рятувальних робіт.

Розрахунок бази ЕРТЗЗ оснащується необхідними засобами радіо, телефонного та інших видів зв'язку відповідно до Інструкції з організації та проведення пошукових та аварійно-рятувальних робіт підприємства.

8) розрахунок служби спецтранспорту;

Розрахунок служби спецтранспорту призначений для забезпечення розрахунків АРК автотранспортними засобами згідно Табеля, з метою своєчасної доставки розрахунків до місця авіаційної події або пункту збору.

9) розрахунок лінійного відділу внутрішніх справ (ЛВВС).

Для збору розрахунків застосовуються сигнали оповіщення: «Тривога», «Готовність». Сигнал «Тривога» подається тоді, коли авіаційна подія сталася раптово або до очікуваної посадки повітряного судна залишається менше 30 хв.

Сигнал «Готовність», коли до очікуваної посадки повітряного судна залишається більше 30 хв. Оголошення сигналів «Тривога» та «Готовність» здійснюється по циркулярному зв'язку або спеціальної апаратури «Горн», одночасно всім розрахунками АРК згідно схеми оповіщення. Час оповіщення розрахунків не повинен перевищувати 25 сек.

Нормативний час прибуття розрахунків АРК з моменту оголошення сигналу «Тривога»:

Таблиця 3.1 – Нормативний час прибуття розрахунків АРК

№ п/п	Найменування розрахунку АРК	Нормативний час прибуття розрахунків АРК, хв.	
		В межах відстані до торців ЗПС	До точки, віддаленої від торців кожної ЗПС на 1000 м.
1	Пожежно-рятувальний	3	5
2	РПРБ	3	5
3	Медицинський	6	8
4	Інші розрахунки АРК	10	10

Право на прийняття рішення про подачу сигналів «Тривога» або «Готовність» надається:

- диспетчеру, який здійснює безпосереднє управління повітряним рухом;
- керівнику польотів;
- змінному начальнику аеропорту;
- керівнику підприємства ЦА;
- диспетчеру РКЦПС ЦА;
- диспетчеру КЦПС ЦПДУ ЦА;
- начальнику служби ПАСОП управління ЦА;
- начальнику СПАРЗП управління ЦА;
- заступнику начальника управління ЦА з організації льотної роботи.

Висновки

1 Організація і проведення аварійно-рятувальних і пошукових робіт безпосередньо пов'язано з розслідуванням причин авіаційної події, тому що від правильності виконання завдань з порятунку пасажирів і членів екіпажу, розбору зруйнованих конструкцій усіма службами, залежить швидкість збору, повнота зібраної інформації та об'єктивність результатів розслідування.

2 Найважливішим фактором є оперативність і професіоналізм пошуково-рятувальних груп, що дозволить в найкоротші терміни прибути на місце авіаційної події, забезпечити порятунок і надання допомоги постраждалим.

3 Розслідування авіаційної події - процес довгостроковий і вимагає виняткового професіоналізму комісії. В Україні існує спеціальний відділ який займається проведенням робіт такого характеру - "Національне бюро з розслідування авіаційних подій та інцидентів".

4 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

4.1 Вихідні дані для розрахунку техніко-економічних показників експлуатації літака

Для наступних розрахунків буде, відповідно до завдання, визначений час польоту літака 11 годин на відстань у 9500 км.

4.1.1 Льотно-технічні характеристики літака

Для розрахунків обрано літак бізнес класу Dassault Falcon 7X – сучасний реактивний літак з трьома двигунами збільшеної дальності польоту.

Таблиця 4.1 – Технічні характеристики літака Dassault Falcon 7X

Найменування літака	Dassault Falcon 7X
Швидкість максимальна (V_{\max}), км/ГОД	953
Швидкість крейсерська ($V_{\text{крейс}}$), км/ГОД	905
Крейсерська висота польоту ($H_{\text{крейс}}$), км	11200
Максимальна висота польоту (H_{\max}), км	15500
Відстань польоту при $m_{T \max}$, км	11020
Відстань польоту при $m_{\text{гр max}}$, км	11020
Взлетна та максимальна маса ($m_{\text{взл}}$), кг	31750
Посадочна маса ($m_{\text{пос}}$) кг	27750
Маса літака ($m_{\text{пуст}}$), кг	15456
Маса комерчеського грузу ($m_{\text{гр}}$), кг	1800
Кількість пасажирів ($N_{\text{пас}}$), чол	14
Маса палива ($m_{\text{т}}$), кг	14035
Кількість і тип двигунів	3 ТРДД Pratt & Whitney Canada PW307A
P , кН	3*28,47
Маса двигуна ($m_{\text{дв}}$), кг	3*551
Ресурс / срок служби двигуна	7200 год. / 14 років
Площа крила S , м ²	70,7
Довжина крила l , м	26,212
Довжина літака L , м	23,19
Діаметр фюзеляжу $D_{\text{ф}}$, м	2,50

4.1.2 Нормативно-коштовні показники експлуатації літака

Вартість нового літака Dassault Falcon 7X складає 50 млн. дол.

Цей літак експлуатується на паливі Jet A-1, вартість якого у середньому по міжнародним міркам складає 1 дол/кг.

4.2 Розрахунок витрат на експлуатацію літака та двигунів, а також собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр шляху

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

$$C_{\text{пл}} = A + B,$$

де А - прямі витрати, що припадають на один льотну годину, дол.;

Б - непрямі витрати, що припадають на один льотну годину, дол..

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

Непрямі витрати включають в себе витрати на амортизацію, поточний ремонт і утримання всіх об'єктів аеродромів та аеропортів (автовокзали, готелі, ЗПС, руліжні доріжки, місця стоянки, метеослужба, ангари, склади, дороги, інженерні мережі, гаражі і т.д.), крім витрат по ремонтним заводам і лінійним майстерням (ЕРМ), а також витрати по заробітній платі облікового складу підрозділів ЦА (за винятком заробітної плати ЛПС, працівників ЕРМ і ремонтних заводів).

Повна собівартість експлуатації літака під час перевезення пасажирів або комерційного вантажу на один кілометр шляху (СТКМ) визначається за формулою:

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

де $m_{\text{ГР}} = 1800$ кг, - максимальне комерційне завантаження літака;

$V_p = 826$ км/год –рейсовая швидкість літака;

$K_3 = 0,65$ - коефіцієнт використання завантаження літака.

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

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

де $V_{KP} = 905$ км/год - крейсерська швидкість літака;

$L = 9500$ км - безпосадочна дальність польоту (відповідно до завдання);

$t = 0,435$ - втрати часу на еволюцію або маневрування в районі аеропорту після зльоту і перед посадкою літака, а також на набір висоти і зниження, відповідне швидкості, що дорівнює крейсерській (в годинах). Величина цих витрат залежить від висоти польоту літака.

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

$$V_P = \frac{9500 \cdot 905}{9500 + 905 + 0,435} = 826 \text{ км/год}$$

4.2.1 Розрахунок прямих витрат (А)

До прямих витрат відносять усі витрати пов'язані з підтримкою літака в технічно справному стані та готовому до вильоту. Вони припадають на одну годину польоту та складаються з таких витрат:

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

де A_1 - витрати на амортизацію та капітальні ремонти літака (планера);

A_2 - витрати на амортизацію та капітальні ремонти двигунів;

A_3 - витрати на технічне обслуговування та поточні ремонти планера;

A_4 - витрати на технічне обслуговування та поточні ремонти силових установок;

A_5 - заробітна плата льотно-підйомного складу з нарахуваннями;

A_6 - вартість палива;

A_7 - інші прямі витрати.

Всі A_i , беремо в розрахунок на одну льотну годину.

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

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

де K_1 – коефіцієнт, що враховує невикористаний наліт (тренування, навчання, обліт і т.д.), він дорівнює $K_1=1,065$;

C_c – ціна літака без двигунів, дол. Вона розраховується як:

$$C_c = C_c(\text{общ}) - C_{дв} \times 3 = 500000000 - 526275 \times 3 = 48421175 \text{ дол.}$$

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

$$K_{pc} = 0,11 + \frac{3 \times 10^4}{C_c} = 0,11 + \frac{3 \times 10^4}{48421175} = 0,11$$

Для магістральних літаків в середньому:

$T_c = 30000$ год. – амортизаційний або повний термін служби літака;

$t_c = 5000$ год. – міжремонтний термін служби літака;

$$A_1 = 0,01 \cdot 1,065 \cdot 48421175 \cdot \frac{1 + 0,11 \cdot \left(\frac{30000}{5000} - 1 \right)}{30000} = 26,64 \text{ дол./год.}$$

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

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

де K_2 – - коефіцієнт, що враховує невикористаний наліт, він дорівнює

$$K_2=1,07;$$

$n_{дв} = 3$ – кількість двигунів, встановлених на літаку;

$C_{\text{дв}}$ — ціна одного двигуна, дол. Вона розраховується як:

$$C_{\text{дв}} = 0,015 \cdot K_{\text{НВО}} \cdot K_{\text{сх}} \cdot K_{\text{сдб}} \cdot N_{\text{Еmax}} (3400 - 10\sqrt{N_{\text{Еmax}}})$$

$N_{\text{Еmax}} = 2900$ кВт – максимальна (взлетна) потужність двигуна;

$K_{\text{НВО}} = 1,71$ – коефіцієнт враховуючий обов'язкові внески та відрахування

$$K_{\text{сх}} = 1,15$$

$$K_{\text{сдб}} = 2,15$$

$$C_{\text{дв}} = 0,015 \cdot 1,71 \cdot 1,15 \cdot 2,15 \cdot 2900 \cdot (3400 - 10\sqrt{2900}) = 526275 \text{ дол.}$$

$K_{\text{р.дв}}$ - коефіцієнт, що показує відношення вартості капітального ремонту двигуна до ціни нового двигуна:

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

$T_{\text{дв}} = 7200$ год. – амортизаційний або повний срок служби двигуна;

$t_{\text{дв}} = 2000$ год. – межремонтний срок служби двигуна;

$$K_{\text{р.дв.}} = 0,15 \cdot 4,15 \cdot 10^{-5} [1 - 0,2 \left(\frac{7200}{2000} - 1 \right)] \cdot 7200 = 0,215$$

Тоді:

$$A_2 = 0,01 \cdot 1,07 \cdot 3 \cdot 526275 \cdot \frac{1 + 0,215 \cdot \left(\frac{7200}{2000} - 1 \right)}{7200} = 3,66 \text{ дол./год.}$$

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

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

де $K_3 = 0,5$ – коефіцієнт, що враховує метод технічного обслуговування;

$K_4 = 1$ – для літаків с ТРД і ТРДД;

$m_{\text{ПС}} = 15456$ кг;

$$A_3 = 0,024 \cdot 0,5 \cdot 1 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} \cdot 15456) \cdot 15456 = 37,65 \text{ дол/год.}$$

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

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

$K_5 = 1$ – для ТРД і ТРДД;

$R_{\max} = 2900$ кВт – потужність двигуна на взльотному режимі;

$T_{\text{дв}} = 7200$ год. – амортизаційний або повний срок служби двигуна;

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot 1,07 \cdot 1 \cdot 3 \cdot \sqrt{2900}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot 7200} = 10,99 \text{ дол/год.}$$

Витрати на заробітну плату ЛПС за одну льотну годину (A_5), розраховують, виходячи з числа пасажирських міст у літаку, а саме:

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

$$A_5 = 1,5 \cdot (0,9 \cdot 14 - 0,00237 \cdot 196 - 2,9 \cdot 10^{-6} \cdot 2744) = 18,32 \text{ дол/год.}$$

Витрати на паливо, що припадають на 1 годину польоту, визначаються наступним чином:

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

$m_T = 0,8$ – відносна маса палива;

$m_0 = 244000$ кг – злітна маса літака;

$t_{\Sigma} = 11$ год – сумарний час польоту;

$Ц_T = 1$ дол./кг – ціна гасу;

$b = 1,045$ – коефіцієнт, що враховує виробничі витрати палива.

$$A_6 = \frac{0,8 \cdot 31750}{11 \cdot 3} = 769,7 \text{ дол/год.}$$

Інші витрати для літака:

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

$$A_7 = 0,07 \cdot (26,64 + 3,66 + 37,65 + 10,99 + 18,32 + 769,7) = 60,69 \text{ дол/год.}$$

Таким чином загальні прямі витрати (A) дорівнюють:

$$A_{\Sigma} = 26,64 + 3,66 + 37,65 + 10,99 + 18,32 + 769,7 + 60,69 = 927,65 \text{ дол/год.}$$

4.2.2 Розрахунок непрямих витрат (Б)

Непрямі витрати включають в себе витрати на амортизацію, що припадають на ремонт та утримання всіх об'єктів аеродромів та аеропортів, а також заробітну плату наземного складу (крім заробітної плати технічних працівників). Непрямі витрати залежать від класності аеродрому і кількості зльотів-посадок, що припадають на годину польоту, а також витрати, що йдуть на задоволення потреб пасажирів, і складають приблизно 1,1 дол. на одного пасажирів. Отже, для даного літака непрямі витрати складуть:

$$B = 0,4 \sum_{i=1}^7 A_i + \frac{1,1 \cdot n_{\text{насс}}}{t_{\Sigma}} = 0,4 \cdot 927,65 + \frac{1,1 \cdot 14}{11} = 372,46 \text{ дол/год.}$$

де $t_{\Sigma} = 11$ год. – сумарний час перебування літака у повітрі.

4.2.3 Розрахунок витрат на експлуатацію літака, що припадають на 1 годину польоту (льотну годину)

$$C_{\text{цп}} = A + B,$$

$$C_{\text{цп}} = 927,65 + 372,46 = 1300,11 \text{ дол/год.}$$

4.2.4 Повна собівартість експлуатації літака під час перевезення пасажирів і комерційного вантажу на один кілометр шляху

$$C_{\text{ткм}} = \frac{A + B}{m_{\text{ГР}} \cdot K_3 \cdot V_p} = \frac{1300,11}{1,8 \cdot 0,65 \cdot 826} = 1,35 \text{ дол/т} \cdot \text{км.}$$

4.3 Оцінка ефективності експлуатації літака

4.3.1 Розрахунок виручки та прибутку експлуатуючої компанії літаку, що припадає на один тонно-кілометр

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

$$Ц_{\text{б}} = \frac{m_{\text{ГР}} \times V_p \times C_{\text{ткм}}}{n_{\text{пас}} \times K_3} = \frac{1,8 \cdot 826 \cdot 1,35 \cdot 11}{14 \cdot 0,65} = 2426,26 \text{ дол.}$$

Таким чином за один рейс при цій вартості квитка прибуток з літака буде дорівнювати:

$$14 \times 2426,26 = 33967,64 \text{ дол.}$$

Величина виручки на один тонно-кілометр доставки пасажирів визначається з наступної залежності:

$$B_{AK} = \frac{C_{\delta} \cdot n_{нас} \cdot K_3}{m_{ГР} \cdot \tau \cdot V_p}$$

де C_{δ} – ціна квитка;

$n_{нас}$ – кількість пасажирів;

K_3 – коефіцієнт загрузки;

$m_{ГР}$ – маса комерческого грузу;

V_p – рейсова швидкість;

τ – тривалість польоту.

$$B_{AK} = \frac{2426,26 \cdot 14 \cdot 0,65}{1,8 \cdot 11 \cdot 826} = 1,35 \text{ дол/т} \cdot \text{км.}$$

Величина прибутку на один тонно-кілометр доставки пасажирів визначається з наступної залежності:

$$П_{AK} = B_{AK} - C_{TKM} = 1,35 - 1,35 = 0 \text{ дол/т} \cdot \text{км.}$$

Таким чином, при розрахованій мінімальній вартості квитка прибуток авіакомпанії відсутній, але й безбитковий, однак при перевезенні комерческого вантажу на відстань 9500 км на протязі 11 годин за умовами мінімальної вартості квитка та максимальної комерческої загрузки, літак окупається.

За даними інтернет ресурсів, вартість оренди літака Dassault Falcon 7X складає приблизно 9000 дол/год., тому не складно буде обчислити вартість квитка на вищезазначену відстань у 9500 км, яка буде складати: $C_{\delta} = (9000 \cdot 11) / 14 = 7071$ дол., а також величину виручки та прибутку, які будуть складати: $B_{ак} = 3,93$ та $П_{ак} = 2,58$ дол/т·км.

Висновки

В даному розділі був проведений розрахунок витрат на експлуатацію літака і двигунів, а також собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр. Непрямі витрати на одну годину польоту складають 2336.8 дол. / Ч. Мінімальна ціна квитка на рейс з відстанню 9500км. Становить 678.6 дол. Літак окупається при перевезення вантажу на данну відстань в 122148 дол.

Було проведено розрахунок витрат на рідину FН-42 загальну вартість витрат на заправку рідиною за період 2015-2016 року становить 7828608 дол.

Бібліографічний список

- 1) Розробка авіапроекту літака. А. К. М्याлиця, Л. А. Малашенко, О. Г. Гребеніков, Є. Т. Василевський, В. М. Клименко, О. О. Сердюков, 2010–237с.
- 2) Наближене визначення основних параметрів літака (Ч1, Ч2). В. М. Клименко, О. О. Кобилянський, Л. А. Малашенко. - Х.: ХАІ, 1986. – 40 с.
- 3) Основи аерокосмічної техніки (Ч1, Ч2). В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, М.М. Федотов. – Х.: ХАІ, 2003.
- 4) Конструкція літаків. Житомирський Г. І. - М: Машинобудування, 1991. – 400 с.: іл.
- 5) Авіаційні правила. Частина 1. Норми льотної придатності літаків транспортної категорії. – М. МАК, 1993. – 483 с.
- 6) Розрахунок аеродинамічних показників літака. Ч1. В. І. Холявко. – Х.: ХАІ. 1991. – 72 с.
- 7) Льотно-технічні характеристики, поздовжня стійкість та 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 6 навч. посібник / В. І. Рябков, Л. В. Капітанова, Д. В. Тиняков, Н. Г. Толмачов. – Х. : Нац. аерокосм. ун-т ім. Н. С.Жуковського «Харк. авіац. ін-т», 2014. – 85 с.
- 13) Авіаційні правила АП-25. Норми льотної придатності літаків транспортної категорії / Міждерж. авіац. ком.-Жуковський: Вид-во Льотно-дослідний. ін-та ім. М. М.Громова,1994. – 332 с.
- 14) Техніко-економічне обґрунтування літаків та двигунів у дипломних проектах. А. І. Бабушкін, В. А. Пильщиков, В. А. Різьбяр. А. І. Лисенка, Я. В. Сафронов. – Навч. посібник з дипломного проектування. Х.: Нац. аерокосмічний ун-т «ХАІ», 2000. – 51 с.

ДОДАТОК А

1	Масс	0,87
2	Навес	71200
3	Вис	200
4	Лд	1680
5	Л	1120
6	Мдм	5465
7	Мдм	39000
8	Пис	491
9	Пс	4
10	Рз	2х2849
11	Рс	0,944
12	Число и тип двигателей	2х ТРДПД
13	S	707
14	Sс	14,34
15	Sн	9,75
16	П	4,35
17	А	9
18	Хс	34
19	Вс	25
20	Ас	9,27

103.00.03.01ВР95		103.00.03.01ВР95	
№ документа	№ документа	№ документа	№ документа
Исполнитель	Исполнитель	Исполнитель	Исполнитель
Дата	Дата	Дата	Дата
Лист	Лист	Лист	Лист
Кол-во листов	Кол-во листов	Кол-во листов	Кол-во листов
Однородный документ			
СОРТОВОЙ ДОКУМЕНТ - МАССЫ			
УМКЭФ.1-95-01ВР/			

ДОДАТК Б

