

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**

магістра

(освітній рівень)

на тему «Технічне обслуговування паливної системи
літака бізнес-класу»

ХАІ.103.1-96авт.272.24О.1801021 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу групи № 1-96авт
спеціальності 272 «Авіаційний транспорт»

(шифр спеціальності)

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

Чоботарьов Д.С.

(прізвище й ініціали студента)

Керівник: Орловський М.М.

прізвище й ініціали)

Рецензент: Іванов С.М.

(прізвище й ініціали)

Харків – 2024

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

Факультет _____ 1 Літакобудування
 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 _____ Сергій Трубаєв

“ _____ ” _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ МАГІСТРА

Чоботарьову Данилу Сергійовичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

Тема дипломного проекту Технічне обслуговування паливної системи літака бізнес-класу

Керівник дипломного проекту Орловський М.М. к.т.н., доцент

(Прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом Університету № 2036-уч. від « 23 » 11 2023 року

Термін подання студентом дипломного проекту 10.01.2024 року

Вихідні дані до проекту: $n_{нас.} = 14$ люд; $V_{max} = 960$ км/год; $V_{кр} = 905$ км/год;

$H_{max} = 15500$ м; $L = 11000$ км; $L_{розб} = 1650$ м; $R = 60000$ л.г. ; $K_{max} = 16$

Зміст розрахунково-пояснювальної записки

(перелік завдань, які потрібно розробити)

1. Конструкторський розділ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

1.1.1 Розробка концепції створення літака, що проектується і науково-технічної програми досягнення його характеристик

1.1.2 Призначення і тактико-технічні вимоги до літака, що проектується та

умови його виробництва і експлуатації

1.1.3 Збір, обробка і аналіз статистичних даних

1.1.4 Розробка тактико-технічних вимог до літака

1.1.5 Вибір і обґрунтування схеми літака

1.1.6 Визначення злітної маси літака

1.1.7 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, устаткування і управління

1.1.8 Вибір двигуна і його характеристик

1.1.9 Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперіння, шасі). Визначення центрівки і моментів інерції. Розробка загального виду літака

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

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

1.2.1 Визначення лобового опору проектованого літака

1.2.2 Визначення поляр і аеродинамічної якості в злітній, посадочній і крейсерській конфігурації літака

1.2.3 Розрахунок льотних характеристик літака методом тяги (потужностей)

1.3 Інтегроване проектування і комп'ютерне моделювання літака

1.3.1 Розробка майстер-геометрії далекомагістрального літака бізнес-класу

2. Експлуатаційний розділ

2.1 Паливна система літака

2.2 Регламент технічного обслуговування паливної системи

2.3 Переваги обслуговування агрегатів паливної системи по фактичному стану

2.4 Система генерації інертних газів(OBIGGS -On-board Inert Gas Generating system)

2.5 Дослідження систем генерації інертних газів

2.6 Фізико-хімічні властивості азоту

2.7 Причини займання паливних баків

2.8 Половолоконна мембрана і її особливості

2.9 Схема OBIGGS і її опис

2.10 Технічні характеристики газорозподільного модуля

2.11 Блок управління і діагностики OBIGGS

2.12 Функціональний опис компонентів системи

2.139 Інтеграція в мультимедійну систему попередження про відмови

3. Забезпечення безпеки польотів

3.1 Організація і проведення розслідування авіаційних подій, пошукових і

аварійно-рятувальних робіт

4. Економічний розділ

4.1 Маркетингове дослідження ринку внутрішніх і міжнародних перевезень пасажирів

4.1.1 Сегментація ринку споживачів і визначення ємності перевезень (очікувана кількість пасажирів)

4.2 Початкові дані для розрахунків техніко-економічних показників експлуатації ЛА.

4.2.1 Льотно-технічні характеристики ЛА.

4.3. Розрахунок витрат на експлуатацію літака і визначення собівартості перевезення вантажів

4.3.1 Розрахунок повної собівартості експлуатації літака на один кілометр шляху

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

- майстер-геометрія поверхні літака, креслення загального вигляду;
- модель розподілу простору (об'ємно-масова компоновка);
- конструктивно-силова компоновка літака.

– **Консультанти розділів проекту**

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання надав	завдання отримав
1.	к.т.н., доцент каф.103 Орловський М.М.		
2.	к.т.н., доцент каф.103 Орловський М.М.		
3.	к.т.н., доцент каф.103 Орловський М.М.		
4.	к.т.н., доцент каф.103 Орловський М.М.		

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

Дата надання завдання « 21 » листопада 2023 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

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

Студент _____

(підпис)

(прізвище та ініціали)

Керівник проекту _____

(підпис)

(прізвище та ініціали)

Реферат

Кваліфікаційна робота магістра на тему «Технічне обслуговування паливної системи літака бізнес-класу».

Записка складається з: 123 листів, 4 розділів, 23 таблиць, 60 малюнків, 15 джерел.

Об'єкт дослідження - далекомагістральний пасажирський літак бізнес-класу і його паливна система.

Мета роботи - впровадження бортової системи генерації інертного газу в паливну систему літака

Методи дослідження - обробка даних конструкції паливної системи літаків-аналогів, вивчення і аналіз існуючих прототипів бортових систем генерації газу, впровадження отриманої системи на літаках-прототипах із застосуванням програмного забезпечення розробленого на кафедрі

Результати роботи - вибрана аеродинамічна схема, сформований загальний вид літака і його майстер-геометрії, визначена конструктивно-силова схема, розраховані аеродинамічні характеристики, досліджена структура паливної системи *Dassault Falcon 7x*, визначений розрахунковий час для контролю технічного стану, усуненні несправності системи, , проаналізовані і вибрані найбільш оптимальні модулі генерації інертного газу, розроблена принципова схема системи і вибрані супутні агрегати, визначений план і необхідні ресурси для проведення пошукових і аварійно-рятувальних робіт на місці краху повітряного судна і подальше розслідування його причини, проведений розрахунок вартості льотної години літака.

Ключові слова: далекомагістральний літак, технічна експлуатація, паливна система, система генерації інертного газу, модуль, що газогенерує , аварійно-рятувальна служба, розслідування авіаційних подій.

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.....	9
1.1 Автоматизоване формування зовнішності літака.....	9
1.1.1 Розробка концепції створення літака, що проектується і науково-технічної програми досягнення його характеристики.....	9
1.1.2 Призначення і тактико-технічні вимоги до літака, що проектується та умови його виробництва і експлуатації.....	10
1.1.3 Збір, обробка і аналіз статистичних даних.....	10
1.1.4 Розробка тактико-технічних вимог до літака.....	19
1.1.5 Вибір і обґрунтування схеми літака.....	19
1.1.6 Визначення злітної маси літака.....	22
1.1.7 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, устаткування і управління	22
1.1.8 Вибір двигуна і його характеристик	23
1.1.9 Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперіння, шасі). Визначення центрівки і моментів інерції. Розробка загального виду літака	24
1.1.10 Вибір, обґрунтування, розробка і ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака	27
1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні і масові характеристики літака.....	38
1.2.1 Визначення лобового опору проектованого літака.....	38
1.2.2 Визначення поляр і аеродинамічної якості в злітній, посадочній і крейсерській конфігурації літака.....	43
1.2.3 Розрахунок льотних характеристик літака методом тяги (потужностей).....	55
1.3 Інтегроване проектування і комп'ютерне моделювання літака, що проектуємо.....	57
1.3.1 Розробка майстер-геометрії далекомагістрального літака бізнес-класа.....	57
Висновки.....	59
2. Експлуатаційний розділ	60
2.1 Паливна система літака Dassault Falcon 7х.....	60
2.2 Регламент технічного обслуговування паливної системи.....	71
2.3 Переваги обслуговування агрегатів паливної системи по фактичному стану.....	75
2.4 Система генерації інертних газів(OBIGGS -On-board Inert Gas Generating system).....	76

2.5 Дослідження систем генерації інертних газів.....	76
2.6 Фізико-хімічні властивості азоту.....	77
2.7 Причини займання паливних баків	78
2.8 Половолоконная мембрана і її особливості.....	79
2.9 Схема OBIGGS і її опис.....	84
2.10 Технічні характеристики газорозподільного модуля.....	88
2.11 Блок управління і діагностики OBIGGS.....	90
2.12 Функціональний опис компонентів системи.....	94
2.13 Інтеграція в мультимедійну систему попередження про відмови.....	96
Висновки.....	98
3. Забезпечення безпеки польотів.....	99
3.1 Організація і проведення розслідування авіаційних подій, пошукових і аварійно-рятувальних робіт.....	99
Висновки.....	111
4. Економічний розділ.....	112
4.1 Маркетингове дослідження ринку внутрішніх і міжнародних перевезень пасажирів.....	112
4.1.1 Сегментація ринку споживачів і визначення ємності перевезень (очікувана кількість пасажирів).....	112
4.2 Початкові дані для розрахунків техніко-економічних показників експлуатації ЛА.....	113
4.2.1 Льотно-технічні характеристики ЛА.....	113
4.3. Розрахунок витрат на експлуатацію літака і визначення собівартості перевезення вантажів.....	114
4.3.1 Розрахунок повної собівартості експлуатації літака на один кілометр шляху.....	114
Висновки.....	119
Список література.....	120
Додаток А-Загальний вигляд літака.....	121
Додаток Б –КСС літака.....	122
Додаток В Майстер геометрія літака (SIEMENS).....	123

1. Конструкторський розділ

1.1 Автоматизоване формування образу літака

1.1.1 Розробка концепції створення проектованого літака і науково-технічної програми досягнення його характеристик

В даний час жодна авіаконструкторська фірма не може залишатися конкурентоспроможною, якщо вона не може забезпечити високу якість виготовлення зразків авіаційної техніки, швидку їх модернізацію або зміну модельного ряду. Забезпечити високі темпи робіт зі збереженням високої якості кінцевої продукції і її великої гами дуже складно без застосування комп'ютерних інтегрованих систем CAD / CAM / CAE, що дозволяють інтегрувати процеси проектування, інженерного аналізу та підготовки виробництва літака.

В теперішній час загальновизнаними кількісними критеріями оцінки якості цивільних літаків є вартість перевезень і забезпечення безпеки польотів. Конструктори проектують літак і каркас планера літака, досягають концептуально заданих кількісних показників критеріїв якості шляхом:

- зменшення маси конструкції, як головного чинника, що знижує прямі експлуатаційні витрати завдяки можливості збільшення платного навантаження;
- збільшення терміну служби конструкції і її ресурсу при забезпеченні надійності і безпеки польотів.

Головним критерієм в основі сучасних методів проектування авіаційних конструкцій є створення і функціонування надійної, безпечно-пошкодженої конструкції з мінімальною масою та заданим ресурсом. При цьому ми повинні гарантувати можливість виявлення пошкоджень до досягнення ними допустимих критичних розмірів і зберігати достатню залишкову міцність конструкції.

Програмою розвитку авіаційної промисловості України передбачено створення нових регіональних пасажирських і транспортних літаків з широким діапазоном функціональних можливостей, що відрізняються:

- сучасним технічним і експлуатаційним рівнем розвитку на основі нових концепцій, науково-технічних рішень в області конструювання, проектування, експлуатабельності і безпеки;
- відповідність сучасним Нормам льотної придатності і Авіаційних правил;
- застосування стратегій технічної експлуатації за станом;
- високим ступенем конструктивно-технологічної та експлуатаційної уніфікації з сучасними літаками.

1.1.2 Призначення і тактико-технічні вимоги до літака, що проектуємо, умови його виробництва та експлуатації

Для проектування літака в третьому наближенні відомі наступні дані:

- призначення: бізнес-джет;
- тип двигуна: ТРДД;
- маса корисного навантаження: 15840 кг;
- дальність польоту: 11000 км;
- довжина розбігу: 1650 м;
- максимальна висота польоту: 15500 м.

1.1.3 Збір, обробка та аналіз статистичних даних

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

б) Визначити перспективи літака, що розробляється, зміни його характеристик і вимоги, встановити правила умов виробництва і експлуатації.

в) Визначити ряд інших параметрів літака.

Обробка та аналіз статичних даних дозволяє вибрати схему компонування літака і розробити ТТТ.

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

В якості статистичних даних для літака, що розроблюється були досліджені технічні характеристики таких повітряних суден:

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

Дані знаходяться в таблиці 1.1.

Таблиця 1.1 – Статистичні дані

	Назва літака	Dassault Falcon 7X	Gulfstream G650	Global Express XRS	Gulfstream G550	Legacy 650
Льотні дані	V_{\max} , км/Г	953	982	950	926	850
	H_{\max} , км	15500	15545	15545	15545	12497
	$V_{\text{крейс}}$, км/Г	904	904	907	850	828
	$H_{\text{крейс}}$, км	11200	12740	11600	12297	10450
	$L(m_{T \max})$, км	11020	12964	11398	12501	6019
	$L(m_{\text{гр max}})$, км	11020	12964	11398	12501	6019
	$L_{\text{разб}}$, м	1680	1829	1887	1801	1750
	$L_{\text{проб}}$, м	680	914	814	844	870
Масові дані	$m_0(m_{\text{взл}})$, кг	31750	45200	44500	41277	22500
	$m_{0 \max}$, кг	31750	45200	44500	41277	22500
	$m_{\text{пос}}$, кг	27750	37876	40500	34156	18500
	$m_{\text{пуст}}$, кг	15456	24500	22600	21909	13675
	$m_{\text{гр}}$, кг	1808	2948	805	2812	2240
	$N_{\text{пас}}$, люд	14	18	19	19	14
	m_T , кг	14035	20049	20400	18733	9402
Дані СУ	Число і тип двигуна	3 ТРДД Pratt & Whitney Canada PW307A	2 ТРДД Rolls-Royce Deutschland BR725	2 ТРДД Rolls-Royce Deutschland BR710A2-20	2 ТРДД Rolls-Royce BR710	2 ТРДД Rolls-Royce AE 3007/A1P
	P , даН	28,46	71,6	65,6	68,4	35,4
	$m_{\text{дв}}$, кг	551	2230	2105	2105	762,5
Геометричні дані	S	70,7	119,2	94,9	105,6	51,2
	l	25,21	30,36	28,65	28,5	21,17
	X	34	36	35	27	22
	λ	9	7,7	8,6	7,69	8,7
	η	4,35				
	$L_{\text{ф}}$	23,19	30,41	14,7	29,39	26,33
	$D_{\text{ф}}$	2,50	2,59	2,49	2,24	2,10
	$\lambda_{\text{ф}}$	9,27	11,74	5,9	13,12	12,5
	$\Sigma S_{\text{מיד}}$	9,8	4,1	9,7	7,9	6,9
	$S_{\text{го}}$	14,34				
	$S_{\text{во}}$	11,5				
Похідні величини	$P_0 = m_0 g / 10S$, даН/м ²	449	371,6	459,5	383	430,6
	$t_0 = 10P_0 / m_0 g$	0,3	0,35	0,3	0,25	0,3
	$K_{\text{гр. корисн.}} = m_{\text{гр}} / m_0$	0,066	0,065	0,018	0,068	0,099

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 досить надійна і не вимагає безлічі витрат в експлуатації. Ресурс двигунів становить 7 200 годин нальоту.

Falcon 7X є першим бізнес-джетом з електродистанційною системою управління (ЕДСУ). Ця система підвищує надійність управління і знижує обмеження на посадку через погодні умови. Літак здатний використовувати короткі ЗПС. Принципово нова форма скління кабіни пілотів дозволила знизити аеродинамічний шум, який проникає в кабіну і салон літака.

Особливістю літака так само є те, що всі його компоненти були розроблені за допомогою системи автоматизованого проектування і розрахунку. Це перший літак, повністю розроблений на віртуальній платформі CATIA і PLM від Dassault Systems.

Falcon 7X є флагманом модельного ряду компанії Dassault Aviation, що представляє нове покоління бізнес-джетів. Основні переваги - поєднання дальності і швидкості з безпрецедентною економічністю.

Вартість літака базовій комплектації складе 50 мільйонів доларів.

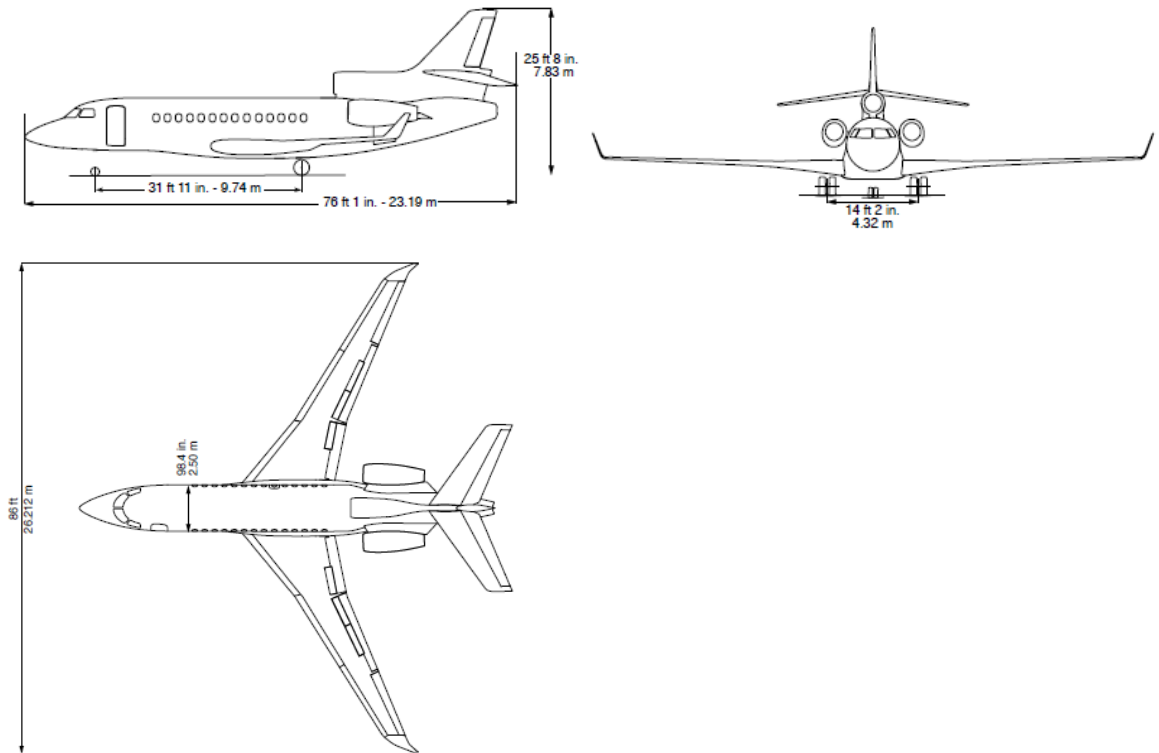


Рисунок 1.2 - Загальний вигляд літака Dassault Falcon 7X

Gulfstream G650



Рисунок 1.3 - Літак Gulfstream G650

Gulfstream G650 - реактивний літак бізнес-класу. Літак є оснащеним 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 – є технічно досконалим з усіх, які коли-небудь піднімалися в небо з бізнес-джетів. Стандартна конфігурація моделі G650 включає численні вдосконалені елементи системи безпеки, до яких відносяться поліпшена система технічного зору другого покоління (EVS II), приладова панель другого покоління з проектуванням показань приладів на лобове скло (HUD II), а також система синтетичного зору на основному індикаторі польотних даних (SV-PFD).

Літак може піднятися на максимальну висоту, яка дорівнює 15 500 метрів для польотів над повітряним трафіком і зонами несприятливих погодних умов. Вартість літака за попереднім записом складає 65 мільйонів доларів, розрахункова ціна 58 мільйонів доларів.

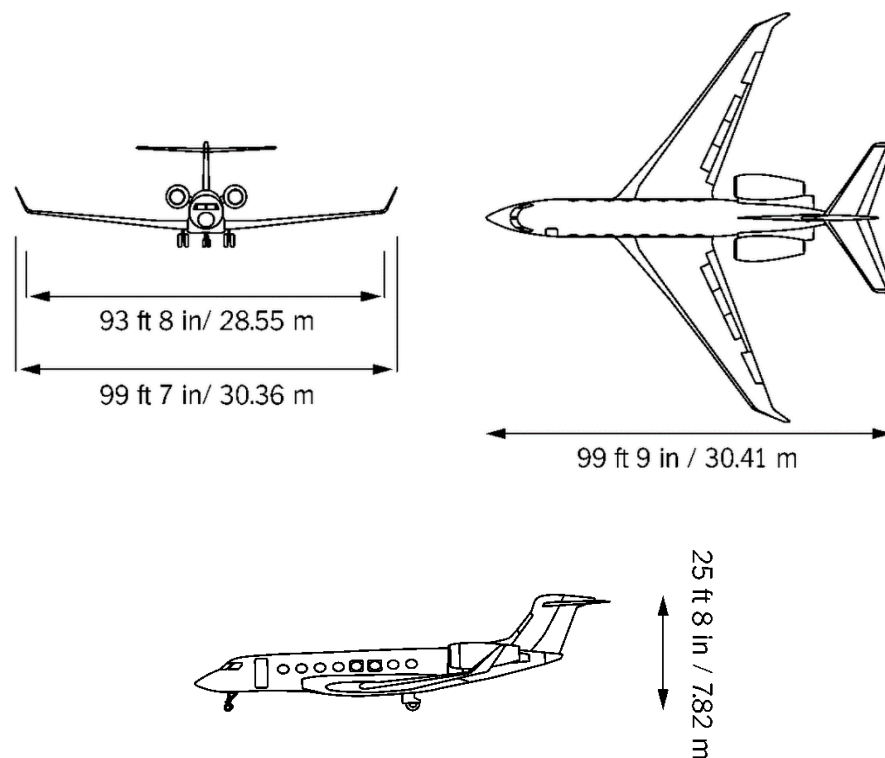


Рисунок 1.4 - Загальний вигляд літака Gulfstream

Global Express XRS



Рисунок 1.5 - Літак Global Express XRS

Global Express XRS - реактивний далекомагістральний літак бізнес-класу, розроблений канадською фірмою Bombardier Aerospace. Повітряне судно оснащено вдосконаленими суперкритичними крилами, кут нахилу яких 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, що забезпечує пасажирам максимальний комфорт. Вона виконує безліч функцій: надає 3G-інтернет, IP-телефонію, контролює систему освітлення, а також відео - і аудіосупровід.

Вартість літака 45,5 мільйонів доларів.

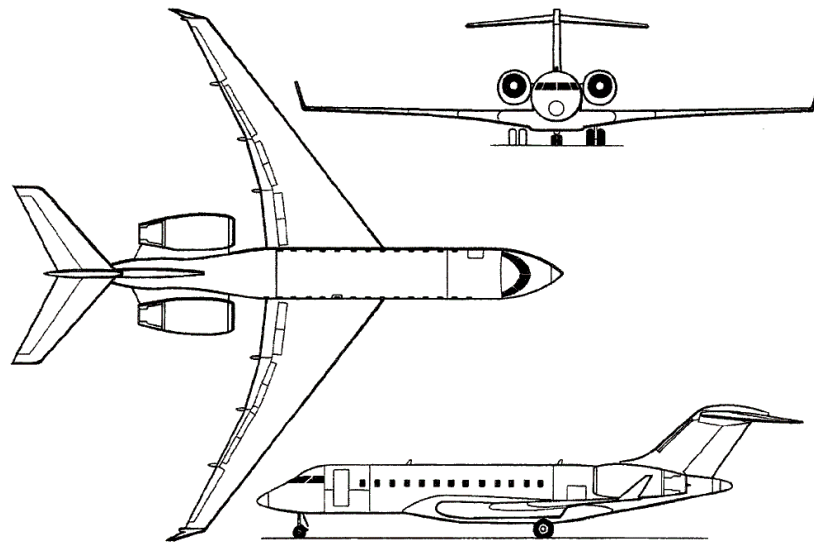


Рисунок 1.6 - Загальний вигляд літака Global Express XRS

Gulfstream G550



Рисунок 1.7 - Літак Gulfstream G550

Gulfstream G550 - реактивний далекомагістральний літак бізнес-класу, який є виробленим північноамериканською компанією Gulfstream Aerospace Corporation. Паливні баки вміщують кількість палива, яке є рівним вазі самого літака. Літак обладнаний двигунами турбовентиляторів Rolls-Royce

BR710 C4-11, кабінами PlaneView (R) і комплектом авіоніки Honeywell Primus Epic.

Вартість літака становила на 2010 рік - 50 мільйонів доларів.

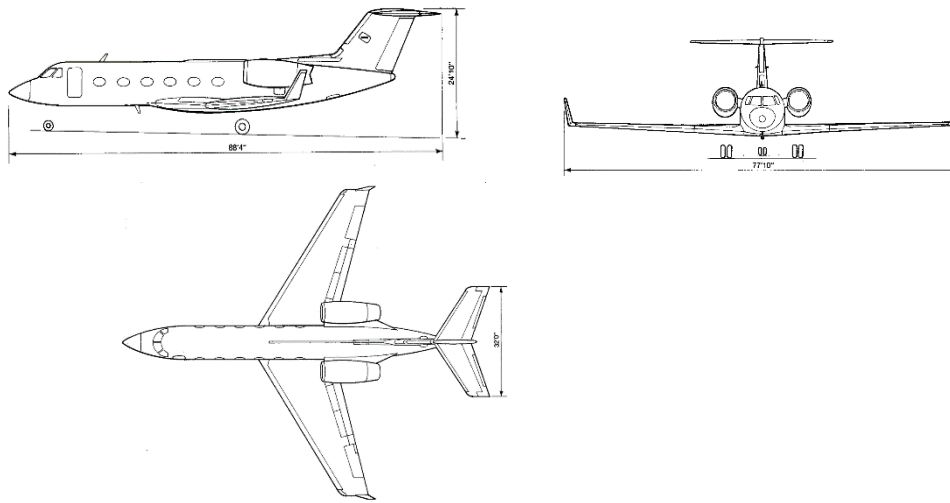


Рисунок 1.8 - Загальний вид літака Gulfstream G550

Legacy 650



Рисунок к 1.9 - Літак Legacy 650

Legacy 650 - літак бізнес-класу підвищеної комфортабельності. Має на своєму борту кілька спальних місць, що дозволяє пасажирам комфортно

здійснювати тривалі польоти. Літак бразильської фірми Embraer має загальний сертифікат типу з Legacy 600. Була проведена ремоторизація літака і розроблений пакет модифікацій, спрямованих на поліпшення льотно-технічних характеристик. Силова установка складається з двох двигунів AE3007A2 фірми Rolls-Royce, що перевершують 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 збільшену злітну вагу, стійки шасі у Legacy 650 посилені, діаметр коліс збільшений на 5 см, встановлені більш низькопрофільні шини і посилена система охолодження гальм.

Вартість літака становить 23 мільйони доларів.

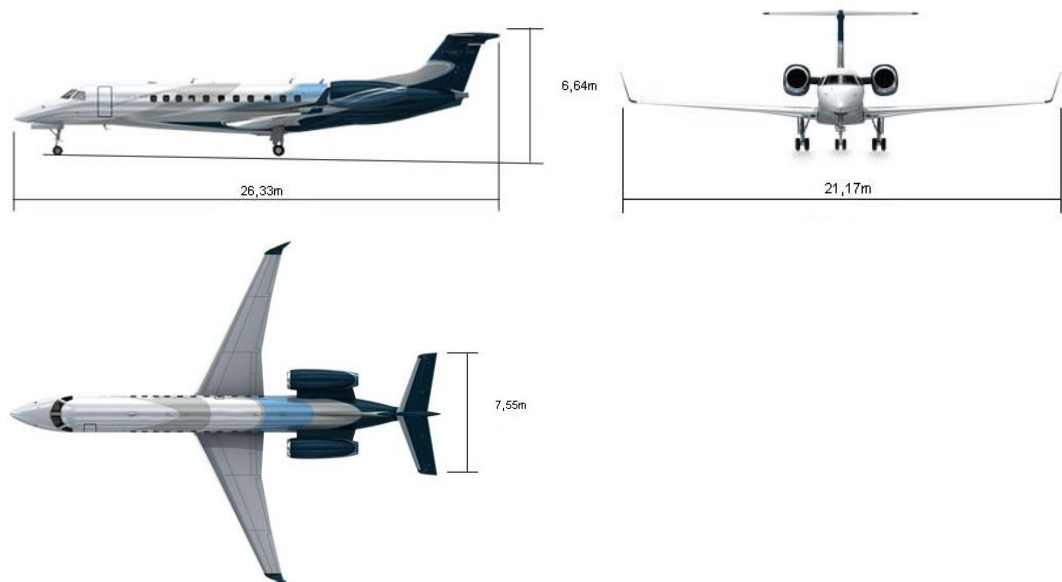


Рисунок 1.10 - Загальний вигляд літака Legacy 650

1.1.4 Розробка тактико-технічних вимог до літака

Після збору статичних даних, необхідно розробити ТТТ. Цей етап проводиться на основі аналізу статичних матеріалів, що доповнюють заданий ТТТ літака, що проектуємо.

Заданий далекомагістральний бізнес - джет для 14 пасажирів, не включаючи членів екіпажу, з дальністю польоту $L = 11090$ км, довжиною розбігу $L_{разб} = 1680$ м, то призначаємо висоту крейсерського польоту $H_{крейс} = 11.2$ км, крейсерську швидкість $V_{крейс} = 904$ км / г.

Визначимо кількість членів екіпажу: так як літак призначений для перевезень пасажирів VIP класу приймаємо кількість бортпроводників в складі 2 чоловік, тобто взагалі потрібно 4 члени екіпажу.

Отриманий ТТТ заносимо в таблицю 1.2.

Таблиця 1.2 - Тактико-технічні вимоги

V_{max} км/ч	$L_{H=11.2}$ км	$n_{пас}$ чел	L_p м	H_{max} м	$V_{крейс}$ км/ч	$H_{крейс}$ м	$n_{ек}$ чел
953	11090	14	1680	15500	904	11200	4

1.1.5 Вибір і обґрунтування схеми літака

Проаналізувавши технічні характеристики всіх літаків, які були обрані для збору статистичних даних для літака, що проектуємо - найбільш оптимальною є нормальна аеродинамічна схема, вона має такі переваги:

- відсутність статичної нестійкості ГО;
- подовжена стійкість і керованість на всіх режимах польоту;
- плавне обтікання крила.

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

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

- підвищує живучість конструкції в аварійних ситуаціях: при аварійній посадці з не випущеними шасі, тому що основний удар сприймає конструкція крила, захищає пасажирів і екіпаж. У разі приводнення паливні баки-кесони забезпечуватимуть плавучість літака, тобто вони виконують роль понтона;
- менша довжина стійок шасі, що дозволяє спростити їх механізм збирання і випуску, збільшити їх міцність і зменшити вагу;
- зручність в технічному обслуговуванні планера літака;
- планер літака легше в порівнянні з високопланом і середньопланом.

Так само низкоплан, за рахунок широкої колії, володіє більшою стійкістю під час рулювання.

Однак, досить істотними недоліками низького розташування крила є поява дифузор- ефекту в місці стику фюзеляжу і задньої кромки крила і погіршення поперечної стійкості літака. Існує підвищена ймовірність торкання крилом поверхні ЗПС на посадці при несприятливих погодних умовах або аварійних ситуаціях.

Щоб уникнути затінення горизонтального оперіння крилом, ГО винесено вгору від спутного струменя, на кіль (ГО на середині кіля). Таке розміщення горизонтального оперення має наступні переваги: збільшення плеча $L_{ГО}$ від центра ваги літака до центру тиску горизонтального оперіння дозволяє зменшити площу ГО, а отже і його масу. Загальний виграш маси може скласти до двадцяти відсотків маси (20%) всього оперіння, проте складність конструкції оперіння, передача навантажень на фюзеляж, що вимагає посилення кіля, можуть значно знизити цей ефект.

Основним недоліком такого оперіння є втрата стійкості при попаданні оперіння в зону спутного струменя 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 в кінцевій частині хвоста дає можливість підвищити аеродинамічну чистоту крила, зменшити гучність в салоні і знизити аеродинамічні ефекти від обтікання фюзеляжу реактивним струменем. Так само менше дестабілізуючих моментів при відмові двигуна і збільшення площі для

розміщення механізації і можливість установки основних стійок шасі в крилі. Недоліки цього положення двигунів в тому, що на закритичних кутах атаки з крила зривається Супутні струмені повітря, які потрапляють на ВЗ двигунів (що призводить до помпажу) і на горизонтальне оперіння (кермо висоти), що робить його неефективним. Існує і недолік, який пов'язаний з близькістю розташування двигунів один до одного, а так само компактністю топливопроводів в хвості: в разі пожежі одного двигуна шанси, що вогонь вплине на другий і третій двигун або 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 із забезпеченням правильного центрування літака і його великою розбіжкою та труднощами забезпечення обслуговування двигунів та їх агрегатів.

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

В результаті літак має нормальну аеродинамічну схему, низьке розташування крила (низкоплан), двигуни розташовані в хвостовій частині по бортах і безпосередньо в кінцевій частині хвоста, оперіння знаходиться на середині кола, схема шасі - триколісна, 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 літака

λ	χ°	S, m^2	λ_ϕ	$D_{\phi, m}$	$L_{\phi, m}$
9	34	70.7	9.27	2.5	23.19
$\bar{c}_{го}$	$\bar{c}_{во}$	\bar{c}	η	$\eta_{го}$	$\eta_{во}$
0.16	0.11	0.18	4.35	2.2	2.3

1.1.6 Визначення злітної маси літака

Злітна маса літака визначається за формулою:

$$m_0 = \frac{m_{ep} + m_{ек}}{1 - (m_k + m_{c.y.} + m_T + m_{об.упр.})} = \frac{1400 + 320}{1 - (0.22 + 0.08 + 0.645 + 0.03)} = 38000 \text{ (кг)}.$$

де m_0 - злітна маса літака; $m_{ГР}$ - маса корисного навантаження; $m_{ЭК}$ - маса екіпажу; \bar{m}_k , \bar{m}_{cy} , \bar{m}_T , $\bar{m}_{об.упр.}$ - відносні маси конструкції, силової установки, палива, обладнання та управління.

Використовуючи статистичні дані, обчислюємо:

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

$$\text{маса комерційного навантаження: } m_{ГР} = 95 \cdot n_{пас} = 95 \cdot 14 = 1330 \approx 1400 \text{ [кг]};$$

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

$$L - \text{дальність польоту, } L = 11090 \text{ [км]},$$

$$V_{крейс} - \text{швидкість польоту, } V = 904 \text{ [км/ч]},$$

$$a = 0.05, \quad b = 0.06, \quad \text{тоді } \bar{m}_m = 0.645 ;$$

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

$$\text{Відносна маса конструкції: } \bar{m}_k = 0.22 ;$$

$$\text{Відносна маса силової установки: } \bar{m}_{cy} = 0.08$$

$$\text{Відносна маса обладнання: } \bar{m}_{об} = 0.03$$

$$\text{Визначаємо масу конструкції літака: } m_k = 0.22 \times 38000 = 8360 \text{ (кг)};$$

$$\text{Маса крыла: } m_{кр} = 0.337 \times 8360 = 2817 \text{ (кг)};$$

$$\text{Маса фюзеляжу: } m_{ф} = 0.4 \times 8960 = 3584 \text{ (кг)};$$

$$\text{Маса оперіння: } m_{он} = 0.08 \times 8960 = 717 \text{ (кг)};$$

$$\text{Маса палива: } m_m = 0.368 \cdot 38000 = 13990 \text{ (кг)};$$

$$\text{Маса силової установки: } m_{cy} = 0.1 \cdot 38000 = 3800 \text{ (кг)}.$$

Всі значення мас заносимо в таблицю 1.4.

Таблиця 1.4 - Значення мас агрегатів літака

m_0 , кг	$m_{гр}$, кг	$m_{эк}$, кг	m_k , кг	$m_{кр}$, кг	m_f , кг	$m_{оп}$, кг	$m_{ш}$, кг	m_T , кг	$m_{сy}$, кг	$m_{дв}$, кг
38000	1400	320	8960	2817	3584	717	1660	13990	3800	551

1.1.8 Вибір двигуна і його характеристик

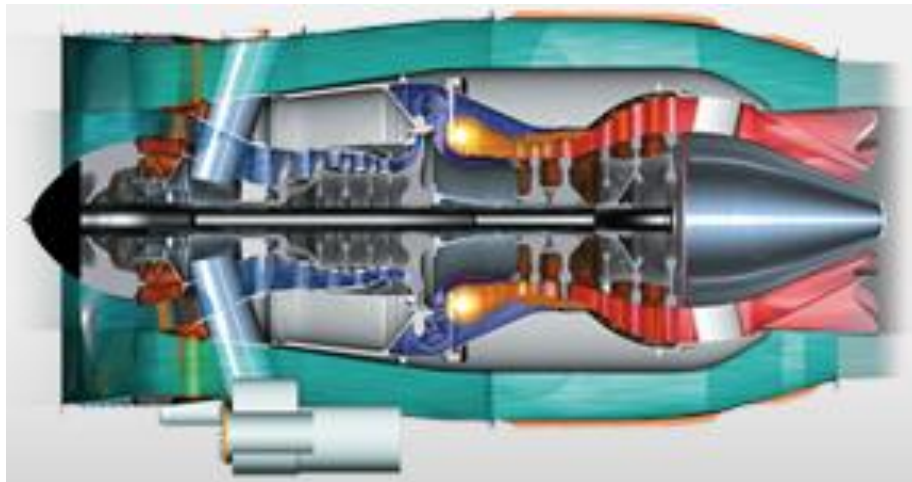


Рисунок 1.11 - Схема загального вигляду двигуна PW307A

З статистичних даних визначаємо тяговооруженність літака даного класу:
 $t_0 = 0.30$ [даН / кг].

Тоді потрібна тяга буде дорівнювати

$$P = t_0 \cdot m_0 \cdot g = 0.35 \cdot 31750 \cdot 9.81 = 10901.36 [\text{даН}].$$

Підбір двигуна здійснювався з урахуванням розрахунків по динаміці польоту. Поставлене завдання - задовільнити заданій довжині розбігу і забезпечити необхідну дальність польоту. Якщо виходити з аеродинамічних розрахунків, для забезпечення необхідної довжини розбігу потрібна тяга не менше 100 кН. З урахуванням статистичних даних прийнято рішення встановити на літаку три двигуни і допоміжну силову установку. З цих умов був підібраний двигун Pratt & Whitney Canada PW307A. Характеристики двигуна наведені в таблиці 1.5.

Таблиця 1.5 - Характеристики двигуна Pratt & Whitney Canada PW307A

Взльотний режим (Н = 0, Мп = 0, tн = +15° С, Рн = 760 мм рт. ст.) Тяга, кгс	2849
Мінімальна питома витрата палива, кг/кгс·г	0.24
Температура газу перед РКТВД, К	1193
Степінь підвищення тиску	28
Максимальний крейсерський режим (Н= 11000 м, Мп = 0.75; МСА) Тяга, кгс	1780
Питома витрата палива, кг/кгс·ч	1100
Степінь двухконтурності	3.1
Мінімальна швидкість обертання двигуна в польоті, об/хв	17100
Довжина, мм	2184.9
Діаметр вентилятора, мм	1299
Сухая масса, кг	551.1

1.1.9 Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперіння, шасі). Визначення центрування і моментів інерції. Розробка загального виду літака

Визначення геометричних параметрів крила

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

Визначаємо площу крила зі співвідношення

$$S = \frac{m_0 \cdot g}{10 \cdot P_0} = \frac{31750 \cdot 9.81}{10 \cdot 441} = 70.62 \text{ (м}^2\text{)}.$$

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,

$$b_0 = \frac{S}{l} \cdot \frac{2 \cdot \eta}{\eta + 1} = \frac{70.62}{25.21} \cdot \frac{2 \cdot 4.35}{4.35 + 1} = 4.554 \text{ (м)};$$

$$b_k = \frac{b_0}{\eta} = \frac{4.554}{4.35} = 1.047 \text{ (м)}.$$

Середню аеродинамічну хорда обчислюємо:

$$b_a = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{(\eta + 1) \cdot \eta} = \frac{2}{3} \cdot 4.554 \cdot \frac{18.9 + 4.35 + 1}{4.35 \cdot (4.35 + 1)} = 3.166 \text{ (м)}.$$

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:

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

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

$$X_a = Z_a \cdot \operatorname{tg} \chi_{\text{нк}} = 4.987 \cdot 0.6745 = 3.36 \text{ (м)}.$$

Визначення геометричних параметрів фюзеляжу

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

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

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

Визначення геометричних параметрів ГО і ВО

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

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

Розмах ГО: $l_{zo} = \sqrt{S_{zo} \cdot \lambda_{zo}} = \sqrt{14.34 \cdot 3.49} = 7 \text{ (м}^2\text{)}$.

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

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

Середня аеродинамічна хорда ГО:

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

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:

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

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

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

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

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

Середня аеродинамічна хорда ВО:

$$b_{\text{а.во}} = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{\eta_{\text{во}}^2 + \eta_{\text{во}} + 1}{(\eta_{\text{во}} + 1)\eta_{\text{во}}} = \frac{2}{3} \cdot 4.554 \cdot \frac{2.25 + 1.5 + 1}{(1.5 + 1)1.5} = 3.8456 \text{ (м)}.$$

$$\text{Координата САХ по розмаху ВО: } Z_{\text{а.во}} = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta_{\text{во}} + 2}{(\eta_{\text{во}} + 1)} = \frac{3.03}{6} \cdot \frac{1.5 + 2}{1.5 + 1} = 0.71 \text{ (м)}.$$

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

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 центру мас, а також похідну від останніх величин посадкового кута φ , величину противокапотажного кута γ .

База шасі повинна знаходитися в межах $(0.25 \dots 0.45) \cdot L_{\text{ф}}$, де $L_{\text{ф}}$ - довжина фюзеляжу. У нашому випадку база складає 9.74 м, тобто $0.42 \cdot L_{\text{ф}}$.

Висота шасі визначається з умови забезпечення мінімального зазору між поверхнею ЗПС і планером літака - (200 ... 250) мм. Приймаємо висоту шасі 500 мм. Висоту ЦМ над ЗПС буде рівною 1.700 м.

Посадковий кут φ (кут між віссю фюзеляжу і дотичною до головних опір і хвостовою частиною 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, яка проведена через ЦМ, і пряму, що з'єднує ЦМ з точкою перетину осі головних опір з ЗПС) повинен перевищувати кут φ хоча б на $(2..3)^\circ$, і лежить в межах $8^\circ - 18^\circ$. Приймаємо $\gamma = 15^\circ$.

Винесення головних коліс - визначається з умови навантаження передньої опори на стоянці $e = 0.12 \cdot L_{\text{бази}} = 1.169 \text{ (мм)}$.

Колія шасі значною мірою визначає поперечну стійкість при русі по землі, а також впливає на маневреність і керованість. Її величина лежить в межах $2H \leq B < 15m$. Однак, для нізкоплана з основними стійками шасі, що забираються в крильовому відсіку, 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 виду літака

Побудова загального вигляду літака виконується в наступному порядку:

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

1.1.10 Вибір, обґрунтування, розробка і ув'язка конструктивно-силової схеми (КСС) агрегатів літака

Вибір конструктивно-силової схеми крила

Вибір конструктивно-силової схеми крила визначається:

- 1) компонуванням крила - наявністю в обшивці люків для обслуговування розташованих в крилі агрегатів обладнання, наявністю в крилі бака для палива;
- 2) компонуванням фюзеляжу - наявністю достатніх обсягів для центральної частини крила в фюзеляжі (при однолонжеронному крилі обсяги в 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:

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

P_0 – питоме навантаження на крило;

S – площа крила;

Z_a – координата середньої аеродинамічної хорди літака за розмахом крила;

m_i – маса груза, який розташований на крилі;

z_i – координата центру мас вантажу, який розташований на крилі, від поздовжньої осі літака по розмаху крила;

n^p – коефіцієнт розрахункового перевантаження;

$m_{кр}$ – маса крила;

\bar{c} – відносна товщина профілю крила;

b_0 – коренева хорда крила.

Для виготовлення поясу лонжерона вибираємо матеріал з алюмінієвого сплаву Д16Т, для якого $\sigma_p = 330[\text{МПа}] = 330 \cdot 10^6[\text{Па}]$.

Запишемо початкові дані для визначення δ_y :

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

$z = 5,83[\text{м}]$; $m_i = 5002,5[\text{кг}]$; $S = 77,8[\text{м}^2]$;

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

Визначимо величину інтенсивності моментної навантаження і перерезиваючої сили:

$$\frac{M}{H^3} = \frac{[(P_0 \cdot S - m_{KP} \cdot g) \cdot z_A - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i] \cdot n_p}{1,03 \cdot (\bar{c} \cdot b_0)^3} = \frac{[(6000 \cdot 77,8 - 3816 \cdot 9,81) \cdot 5,08 - 2 \cdot 50025 \cdot 9,81 \cdot 5,83] \cdot 3}{1,03 \cdot (0,12 \cdot 4,83)^3} =$$

$$= 24,07 [\text{МПа}].$$

$$\frac{Q}{H^3} = \frac{(P_0 \cdot S - m_{KP} \cdot g - 2 \cdot m_i \cdot g) \cdot n_p}{1,28 \cdot (\bar{c} \cdot b_0)^3} = \frac{(6000 \cdot 77,8 - 3816 \cdot 9,81 - 2 \cdot 50025 \cdot 9,81) \cdot 3}{1,28 \cdot (0,12 \cdot 4,83)^3} =$$

$$= 3,986 \approx 4 [\text{МПа}].$$

Оскільки товщина поясу умовного лонжерона трохи більше, чим 3мм і величина інтенсивності моментної навантаження виходить за межі 10.15 Мпа то, як показує досвід проектування літака, обшивка крила буде достатньо товстою, з високою критичною напругою, тобто зможе сприймати велику частину моменту, що вигинає (до 50%). Тому в масовому відношенні вигідно застосувати кесонне крило.

Кесонне крило у ваговому відношенні виграє в порівнянні з моноблочним, що пов'язане з меншою потрібною площею перетинів крила, оскільки слабкі лонжерони, на відміну від подовжніх стінок моноблочного крила, сприймають частину моменту, що вигинає.

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 у край важливе, коли небажано задіювати під паливні баки внутрішні об'єми фюзеляжу.

На малюнку 1.12 представлена схема спроектованого крила. Кесонне крило складається з центроплану 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 центроплану і консолей здійснюється за допомогою фітінгов.

Крило має два вузли кріплення, вузол кріплення переднього лонжерона до силового шпангоута №20 і вузол кріплення заднього лонжерона до силового шпангоута №26, тип кріплення крила “піаніно” зверху і знизу 105 титановими болтами, що вигинає момент від балки на шпангоут не передається. З погляду

зменшення маси і підвищення ефективності роботи механізації балка розташована перпендикулярно до осі симетрії літака. Наявність зовнішньої балки забезпечує вищу 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 вантаження стисла, і що сприймана нею стискаюча сила визначається критичною напругою в стрингерах і обшивці, вона виконана могутнішою, ніж нижня. З цією метою застосовуються стрингери, що мають великі значення критичної напруги втрати стійкості, створюючи замкнутий контур при з'єднанні з обшивкою. Але при цьому виникає необхідність дворядного заклепувального шва.

У перетині бортової хорди крила передній і задній лонжерон розміщені відповідно на 0,2 і 0,6 від передньої кромки крила. У перетині кінцевої хорди на 0,2 і 0,6 відповідно.

Нервюри в крилі розташовані перпендикулярно осі жорсткості крила. При розташуванні нервюр по потоку легко витримати профіль крила, але самі нервюри при цьому виходять довшими і важчими. 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 усиленні для ефективного сприйняття аеродинамічного навантаження від законцовки крила "winglet". Відстань між нервюрами вибирається з умови рівнопрочності залежно від товщини обшивки і розмірів перетину стрингерів. При не особливо могутніх 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 розташовуємо з кроком 350 мм.

Відстань між стрингерами необхідна для кесонного крила брати невеликим ($b_{стр} = 100 \dots 180 \text{ мм}$), оскільки часто підкріплена стрингерним набором обшивка працює краще. Для забезпечення рівнопрочності крила уздовж

розмаху площу перетину стрингерів змінюється стрибкоподібно шляхом зменшення кількості стрингерів в перетині. При цьому зменшення кількості стрингерів відбувається поступово, щоб не було різкого перепаду жорсткостей. Кількість стрингерів в кореновому перетині крила для верхньої і нижньої панелі рівне 11, в кінцевій частині крила 4.

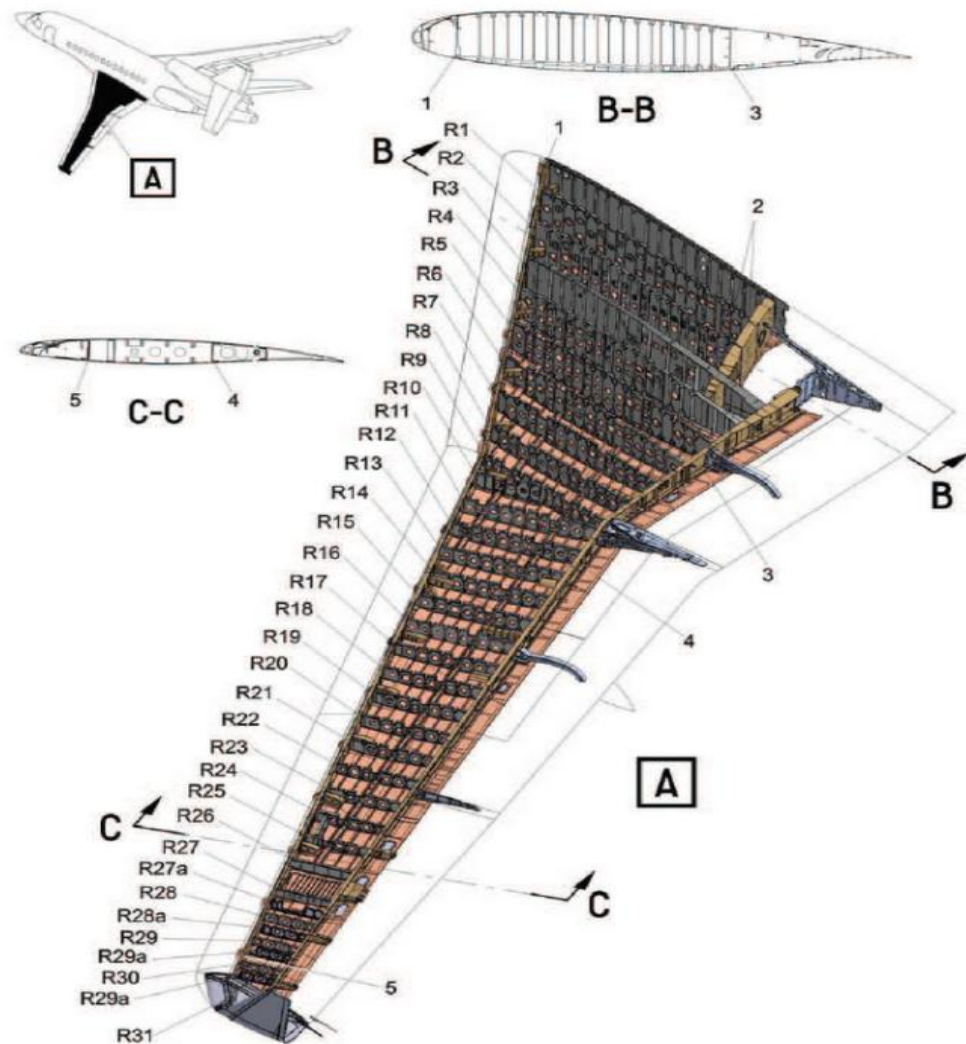


Рисунок 1.12 - КСС крила

Вибір конструктивно-силової схеми фюзеляжу

При проектуванні фюзеляжу необхідно враховувати такі вимоги та рекомендації:

- зосереджені сили, прикладені до елементів каркаса, необхідно якомога плавніше розподіляти по обшивці фюзеляжу;

- великі зосереджені сили (від двигунів, оперення, крила, шасі) необхідно передавати на обшивку елементам каркасу спрямованими паралельно силі. Сили вздовж фюзеляжу повинні передаватися на обшивку через стрінгери та поздовжні балки, а сили, що діють поперек фюзеляжу - через посилені шпангоути;

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

- при конструкції герметизованих відсіків фюзеляжу необхідно правильно призначити межу зони герметизації (з урахуванням вирізів під шасі, крило і тому подібне); слід уникати застосування плоских поверхонь для сприйняття надмірного внутрішнього тиску. Поперечні перетини герметизованих відсіків винні, як правило, мати форму круга.

Сучасні літаки в переважній більшості мають балочний стрінгерний фюзеляж, що складається з обшивки, стрінгерів і шпангоутів. Можуть застосовуватися також фюзеляжі лонжеронної і безстрінгерної схем.

В процесі проектування літака як КСС фюзеляжу була вибрана балочно-стрінгерная схема. Це найлегший варіант з балочних КСС. Така схема забезпечує достатню міцність і жорсткість конструкції фюзеляжу при найменших витратах маси. Фюзеляж проектного літака має круглий поперечний перетин, який забезпечує хорошу аеродинаміку, мінімальний лобовий опір, мінімальну масу конструкції. Конструкція балочних фюзеляжів дозволяє додавати їм найбільш вигідні аеродинамічні форми, забезпечувати отримання гладкої поверхні, отримувати як найкращі умови для повнішого використання внутрішніх об'ємів фюзеляжу, розміщувати в них герметизовані kabіни і ін. Балочно-стрінгерная КСС із-за товстої обшивки допускає малі вирізи у фюзеляжі і володіє високою живучістю. Технологічними роз'ємами фюзеляж роздільний на носову, середню і хвостову частини. Фюзеляж також роздільний площиною підлоги на верхню і нижню частини.

Обтічник антени РЛС виконаний з композиційного матеріалу на основі волокон кевлара (кевларопластик) і кріпиться до фюзеляжу по шпангоуту №1. Шпангоут №1 також сприймає зосереджене навантаження від розміщеного в носовій частині устаткування і агрегатів. До посиленого шпангоута №7

здійснюється кріплення носової стійки шасі. Шпангоути №9 і №11 служать для окантовки вирізу вхідних дверей. Посилені шпангоути №20, №26 сприймають зосереджене навантаження від лонжеронів крила. Двигуни, розташовані в хвостовій частині фюзеляжу, кріпляться до горизонтального пілону в 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 схемі передбачені силові шпангоути №45, №46.

Від 2 до 40 шпангоута розташовується герметичний відсік. Шпангоути герметичного відсіку мають поперечну горизонтальну балку, яка служить опорою для силової підлоги. Великі вирізи під ліхтар екіпажа, вхідні двері, два аварійні люки, відсіки під стійки шасі обмежені по торцях силовими стеночними шпангоутами, а по краях лонжеронами або бімсами.

Стрингерами є пресовані профілі уголкового перетину. Залежно 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 рівне 64. Конструкція фюзеляжу розроблена з урахуванням панельної збірки і широкого застосування пресованої клепок.

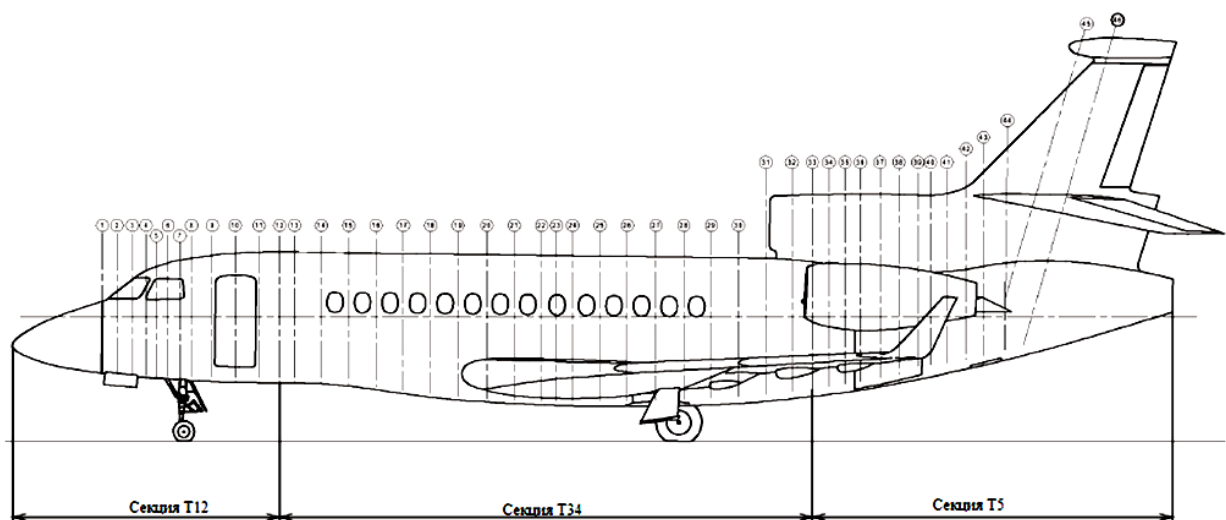


Рисунок 1.13 - КСС фюзеляжу

Вибір конструктивно-силової схеми горизонтального оперіння

З метою винесення ГО із зони спутної струменя і запобігання бафтингу оперення винесене на середину кіля. Стабілізатор виконаний по дволонжеронній схемі і складається з двох стрілоподібних консолей, зістикованих між собою по опорних нервюрах №1, накладками по передньому і задньому лонжеронах.

Консоль стабілізатора також включає: силові нервюри, нормальні нервюри, знімна шкарпетка, кронштейни навішування керма висоти. Опорні і силові нервюри мають могутніші пояси, і їх стінки підкріплені стійками. У передній частині стабілізатора на лонжероні між опорними нервюрами №1 встановлені кронштейни для кріплення сережки управління стабілізатором (стабілізатор може змінювати кути установки). Кожна половина керма висоти має конструкцію із застосуванням стільникового заповнення. Обидві половини керма висоти сполучено карданним валом з важелем управління. Кермо висоти має також вагове балансування, що досягається установкою контрвантажів.

У кореновому перетині положення переднього і заднього лонжерона складає відповідно 0,225, 0,65 від хорди кореневого перетину, в кінцевому 0,18, 0,565.

Кількість стрингерів обох панелей горизонтального оперення рівна 6, стрингерами є пресовані профілі уголкового перетину. Число нервюр однієї консолі складає 10.

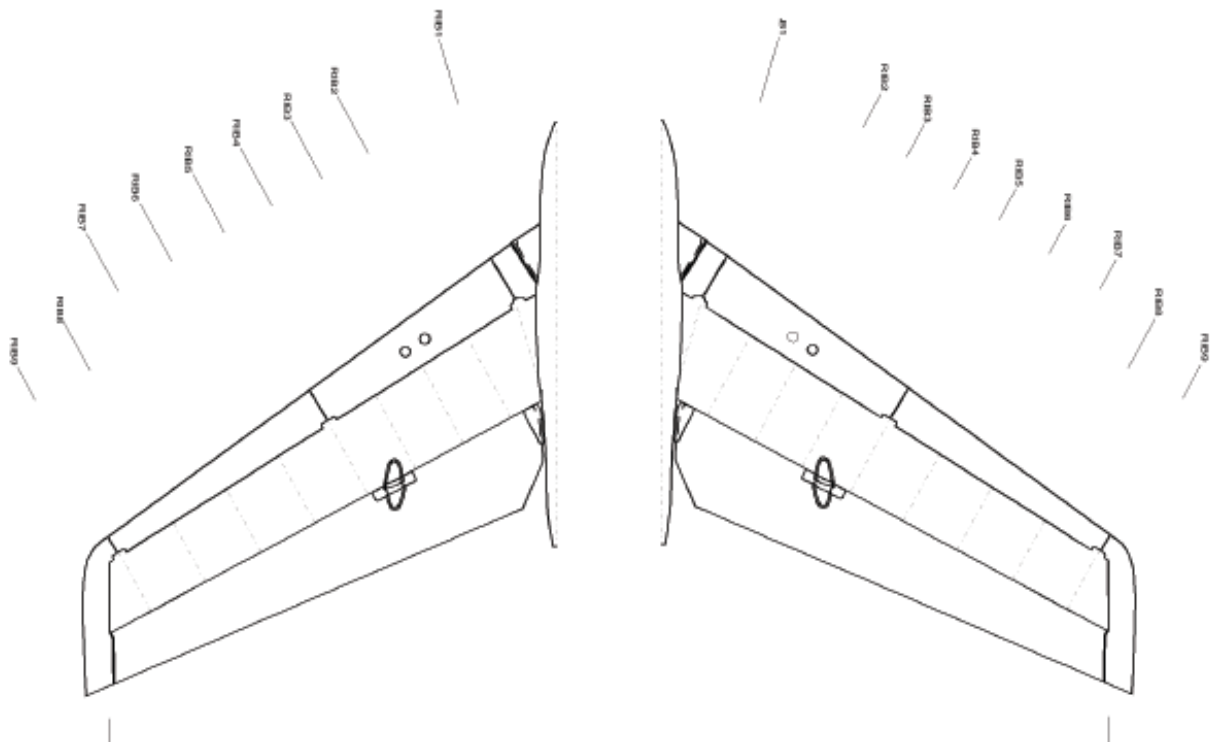


Рисунок 1.14 - КСС ГО

Вибір конструктивно-силової схеми вертикального оперення

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

Через додаткові навантаження на кіль від горизонтального оперення, розташованого посередині, всі його силові елементи посилені (збільшені перетини поясів лонжеронів, стінки посилені накладками і стійками по всій довжині лонжеронів). У кореневій частині лонжеронів встановлені стикові вузли для кріплення кіля до фюзеляжу. У верхніх частинах лонжеронів встановлені: на передньому лонжероні кіля - фітінги-проушини для кріплення гойдалки з важелем управління стабілізатором; передні вузли кріплення стабілізатора; на задньому лонжероні - фітінги-проушини для задніх вузлів кріплення стабілізатора. Бортова і торцева нервюри кіля виконані посиленими. Вантаження і робота бортової нервюри такі ж, як і в крилі такої ж КСС.

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

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

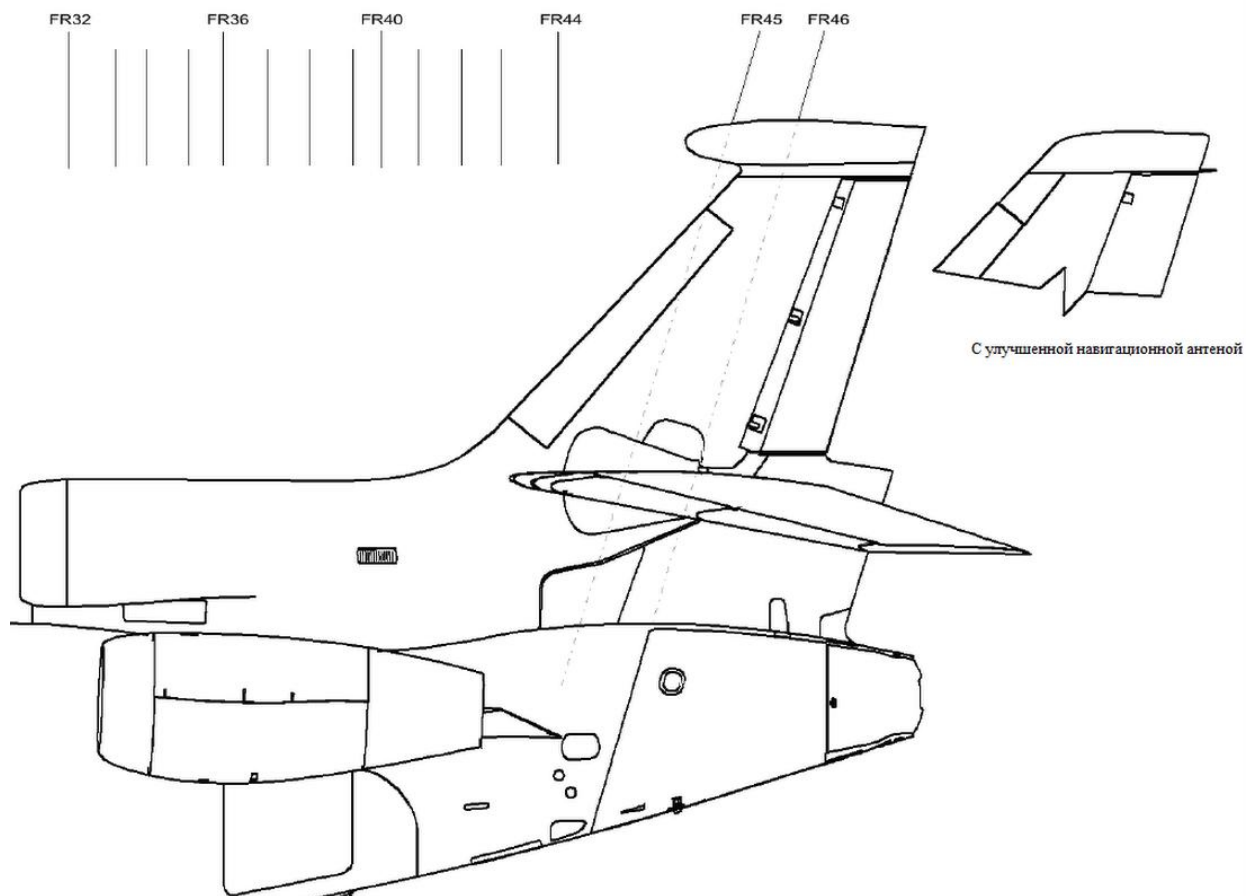


Рисунок 1.15 - КСС

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 об'єм шасі в прибраному положенні;
- простоту кінематичної схеми механізмів випуску і прибирання шасі.

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

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

Схеми прибирання головних стійок шасі можна розбити на три групи:

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

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

Схема шасі - триопорна з передньою опорою. Триопорне шасі з передньою стійкою найвдаліше вирішує питання безпеки при посадці літака. Рух літака з шасі такої схеми є достатньо стійким як в подовжньому, так і в путньому відношенні.

Схема передньої опори шасі балочна з підкошуванням. Полягає передня опора з пневматика, телескопічної стійки з вбудованим амортизатором, вузлів підвіски, циліндра прибирання і випуску шасі. Колесо винесене назад для зменшення ефекту шиммі. Передня стійка має балочну КСС, яка раціональна при невеликій висоті стійки і при інших отримуваних при цьому перевагах,

наприклад, в простоті кінематики прибирання і компоновки опори у випущеному і прибраному положеннях. Забирається передня опора вгору - вперед в носову частину фюзеляжу.

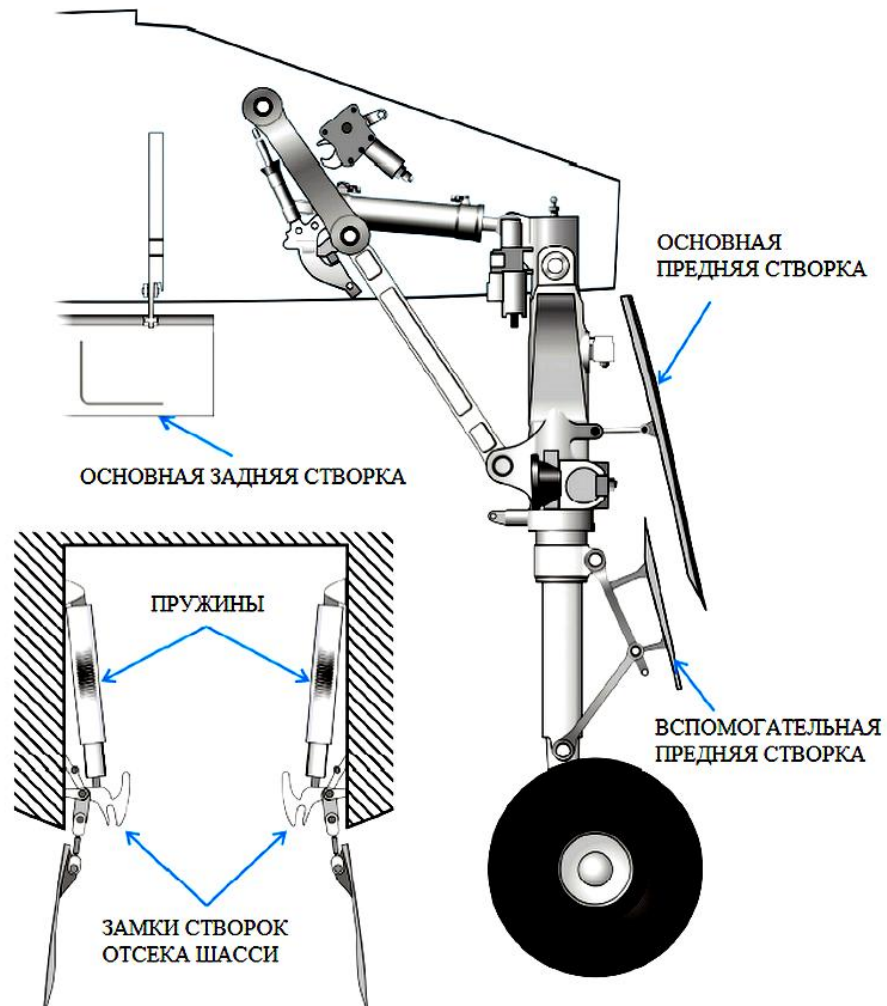


Рисунок 1.16 - Схема носової стійки шасі

Схема основної опори шасі балочна з підкошуванням. Основна опора шасі включає: пневматики, стійкі, винесені амортизатори, циліндр прибирання-випуску, вузли кріплення, замки фіксації шасі в прибраному і випущеному положеннях. Стійка підкріплена бічним підкошуванням, що складається, розвантажує верхню частину стійки від вигину. Основна опора забирається у фюзеляж, для чого передбачені бічні ніші, що є розширенням нижньої частини фюзеляжу.

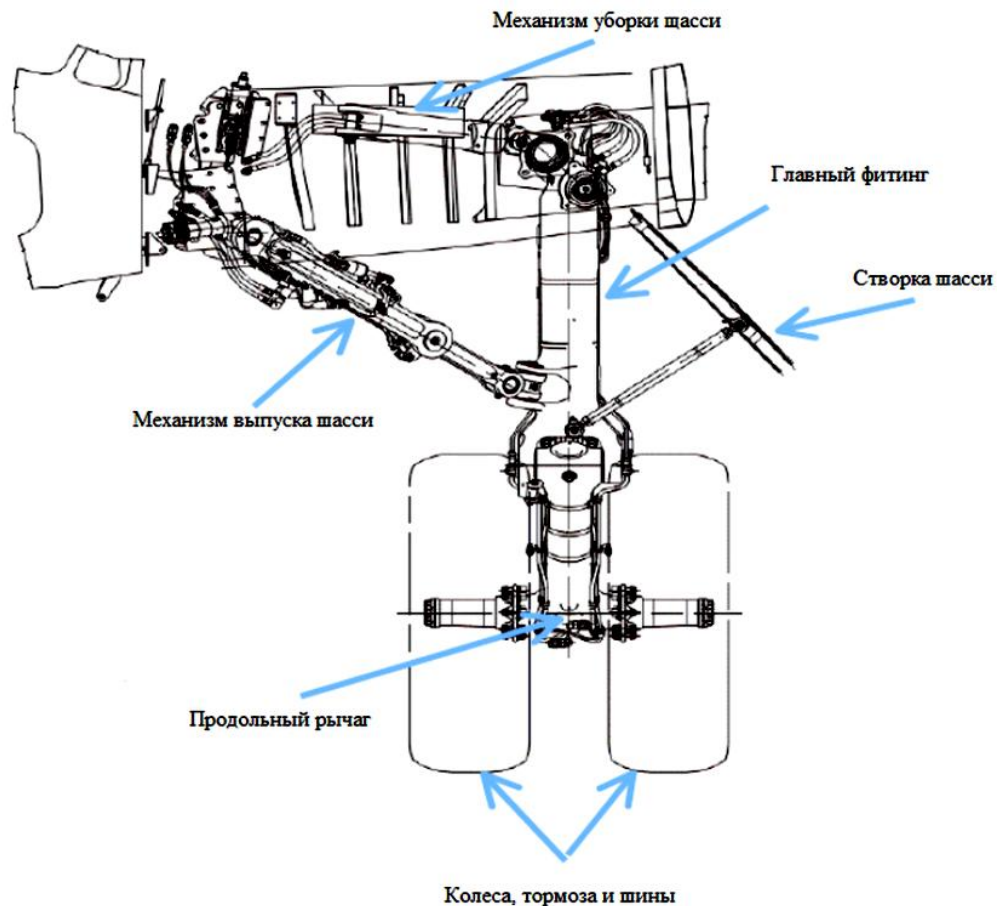


Рисунок 1.17 - Схема основной стойки шасси

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

1.2.1 Визначення лобового опору проектованого літака

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

Побудова наближеної злітної і посадочної поляри

При розрахунках злітних характеристик ЛА необхідна його поляра, побудована з урахуванням випуску шасі, механізації крила. Вважатимемо, що випуск шасі впливає тільки на величину опору, збільшуючи коефіцієнт лобового опору на ΔC_x . Механізація крила при зльоті збільшує C_x на ΔC_{x1} , а C_y - на ΔC_{y1} .

Одночасно з випуском механізації зміщується в негативну сторону значення на, що приводить до збільшення на, причому досягається приблизно на тих же кутах, що і без механізації. Таким чином отримуємо зсуви:

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

$$C_{xa} = C_{xm} + \Delta C_{xm} + \Delta C_{x mex} + A \cdot (C_{ya} - \Delta C_{ym})^2;$$

Визначимо вплив закрилків і предкрилков. Закрилок однощельовий:

$$a = 0.4; \kappa = 0.16; \bar{\sigma}_3 = 0.244; \bar{S}_{кр.} = 117.539 M^2; S_{mex.} = 38 M^2; \bar{S}_{mex.} = 0.323.$$

$$\text{Перекрилок: } \bar{\sigma}_{np.} = 0.713; S_{mex.} = 28 M^2; \bar{S}_{mex.} = 0.24.$$

$$\text{Визначуваній злітну поляру: } \delta_3 = 28^\circ; \delta_{np.} = 18.5^\circ.$$

Вплив закрилка:

$$\Delta C_{ya \max} = a \cdot C_{ya}^{\alpha} \cdot \sqrt{\bar{\sigma}_3 \cdot \sin \delta_3} \cdot \bar{S}_{mex.} \cdot \cos^3 \chi_{0.5} = 0.4 \cdot 3.7 \cdot \sqrt{0.244 \cdot \sin 28^\circ} \cdot 0.323 \cdot \cos^{3/4} 31.7^\circ = 0.106$$

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

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

Вплив предкрилка:

$$\Delta C_{ya \max} = 2.2 \cdot \sqrt{\bar{\sigma}_{np.}} \cdot \bar{S}_{mex.} \cdot \cos^2 \chi_{0.5} = 2.2 \cdot \sqrt{0.713} \cdot 0.24 \cdot \cos^2 31.7^\circ = 0.323$$

$$\Delta C_{x mex.} = C_{xo} \cdot \bar{\sigma}_{np.} \cdot \bar{S}_{mex.} \cdot \cos \chi_{0.25} \approx 0$$

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

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

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

Визначуваній посадочну поляру: $\delta_3 = 45^\circ; \delta_{np.} = 18.7^\circ$

Вплив закрилка:

$$\Delta C_{ya \max} = a \cdot C_{ya}^{\alpha} \cdot \sqrt{\bar{\sigma}_3 \cdot \sin \delta_3} \cdot \bar{S}_{mex.} \cdot \cos^3 \chi_{0.5} = 0.4 \cdot 3.7 \cdot \sqrt{0.244 \cdot \sin 45^\circ} \cdot 0.323 \cdot \cos^{3/4} 31.7^\circ = 0.198$$

$$\Delta C_{x mex.} = 7.2 \cdot \kappa \cdot \bar{\sigma}_3 \cdot \bar{S}_{mex.} \cdot \delta_3 \cdot \sin \delta_3 \cdot \cos \chi_{0.5} = 7.2 \cdot 0.16 \cdot 0.244 \cdot 0.323 \cdot \sin 45^\circ \cdot \cos 31.7^\circ = 0.056$$

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

Вплив предкрилка:

$$\Delta C_{ya \max} = 2.2 \cdot \sqrt{\bar{\sigma}_{np.}} \cdot \bar{S}_{mex.} \cdot \cos^2 \chi_{0.5} = 2.2 \cdot \sqrt{0.713} \cdot 0.24 \cdot \cos^2 31.7^\circ = 0.323$$

$$\Delta C_{x mex.} = C_{xo} \cdot \bar{\sigma}_{np.} \cdot \bar{S}_{mex.} \cdot \cos \chi_{0.25} \approx 0$$

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

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

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

Будуємо залежності $C_{ya}(\alpha)$ и $C_{xa}(C_{ya})$ (малюнок 1.18).

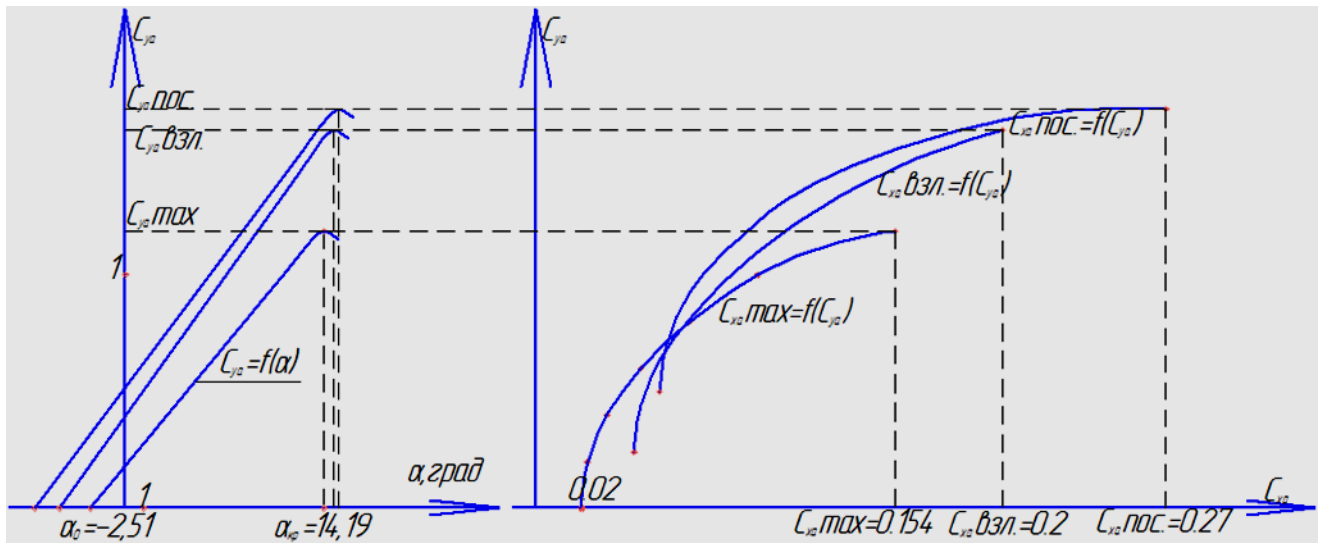


Рисунок 1.18 - Залежності $C_{ya}(\alpha)$ и $C_{xa}(C_{ya})$.

Польотні поляри

Для розрахунку льотно-технічних характеристик (ЛТХ) ЛА зручно користуватися польотними полярами, які є коефіцієнтом аеродинамічної підйомної сили (C_{yaz}), необхідного для горизонтального прямолінійного сталого польоту ЛА заданої маси при фіксованій висоті, у функції коефіцієнта лобового опору C_{xa} . 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 обліком розрахункової маси ЛА, знаходимо необхідне значення C_{yaz} по формулі:

$$C_{yazi} = \frac{mg}{0.7 p_H M_i^2 S},$$

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

p_H – атмосферний тиск на висоті H [1].

Підставляючи початкові дані у формулу отримуємо:

Для кожного обчисленого значення C_{yazi} визначимо величину користуючись формулою:

$$C_{xa} = C_{xa0} + AC_{yaz}^2,$$

Набутих значень заносимо в таблицю 1.6.

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 для кожної прийнятої висоти Н, побудувавши на графіці $C_{ya\max} = f(M)$ графіки $C_{yaz} = f(M)_{H=\cos nt}$ (рис.2.2). По точках перетину визначимо $C_{ya\max}$ для кожної Н. Через те, що використовувати у польоті $C_{ya\max}$ неможливо із-за звалювання ЛА на крило, за найбільше значення C_{ya} , приймають гранично-допустиме значення C_{yadon} . Можна прийняти, що

$$C_{yadon} \approx 0.8C_{ya\max}.$$

Отже, за даними таблиці 1.6 набуваємо значень C_{yadon} для кожної Н. Заносимо їх в таблицю 1.2.

Таблиця 1.7 - Значення

M	Сумах	Судоп.
0.2	1.188	0.9504
0.4	1.121	0.8968
0.6	1.0422	0.83376
0.8	0.953	0.7624

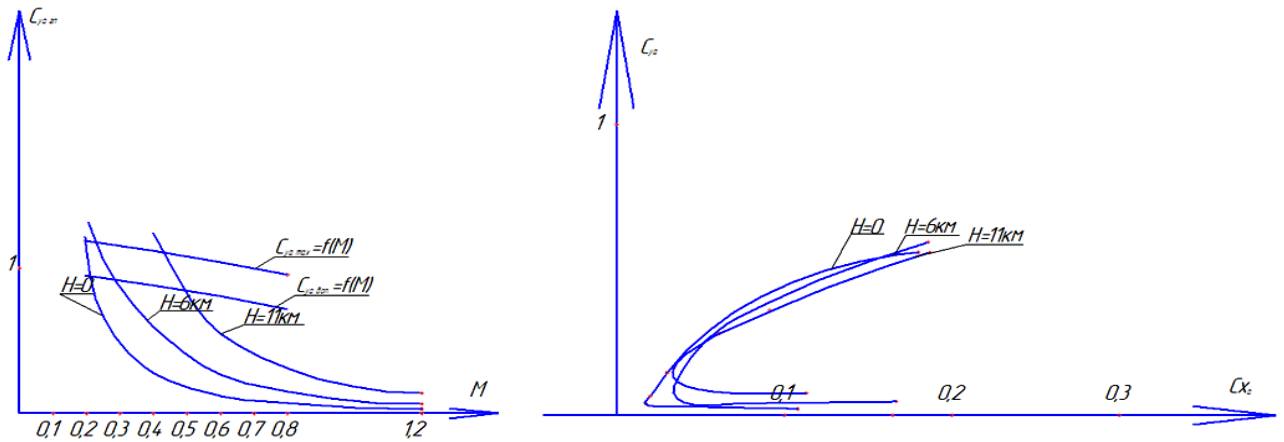


Рисунок 1.19 - Залежності $C_{y\alpha} = f(M)_{H=const}$ и $C_{y\alpha\alpha} = f(C_{x\alpha})_{H=const}$.

Побудуємо графік залежності мах аеродинамічної якості залежно від величини числа M для кожної з фіксованих висот H . Значення приведені в додатку 1. Графік на малюнок 1.20.

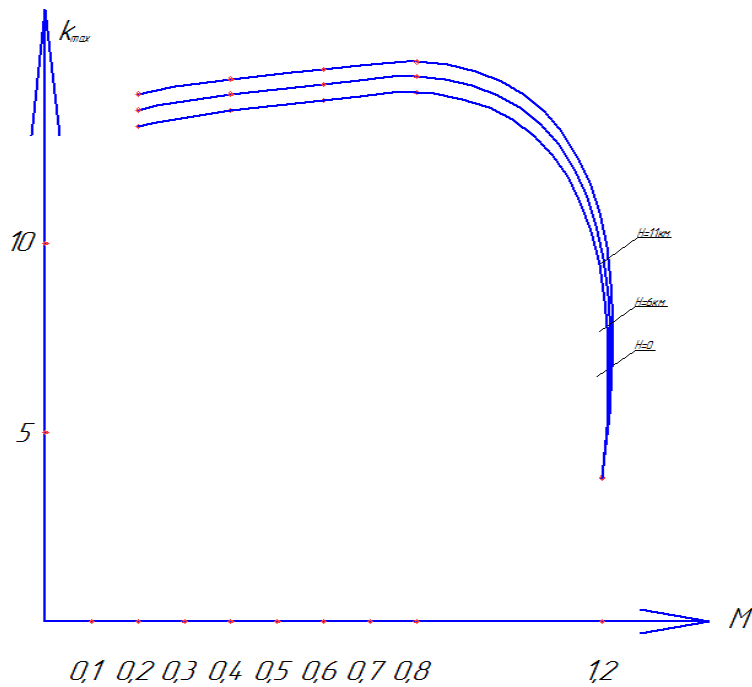


Рисунок 1.20 - Залежності .

1.2.2 Визначення поляр і аеродинамічної якості в злітній, посадковій і крейсерській конфігурації літака

Побудова епюр поперечних сил, моментів, що вигинають і крутять

1. Загальні відомості про літак. Вагове зведення

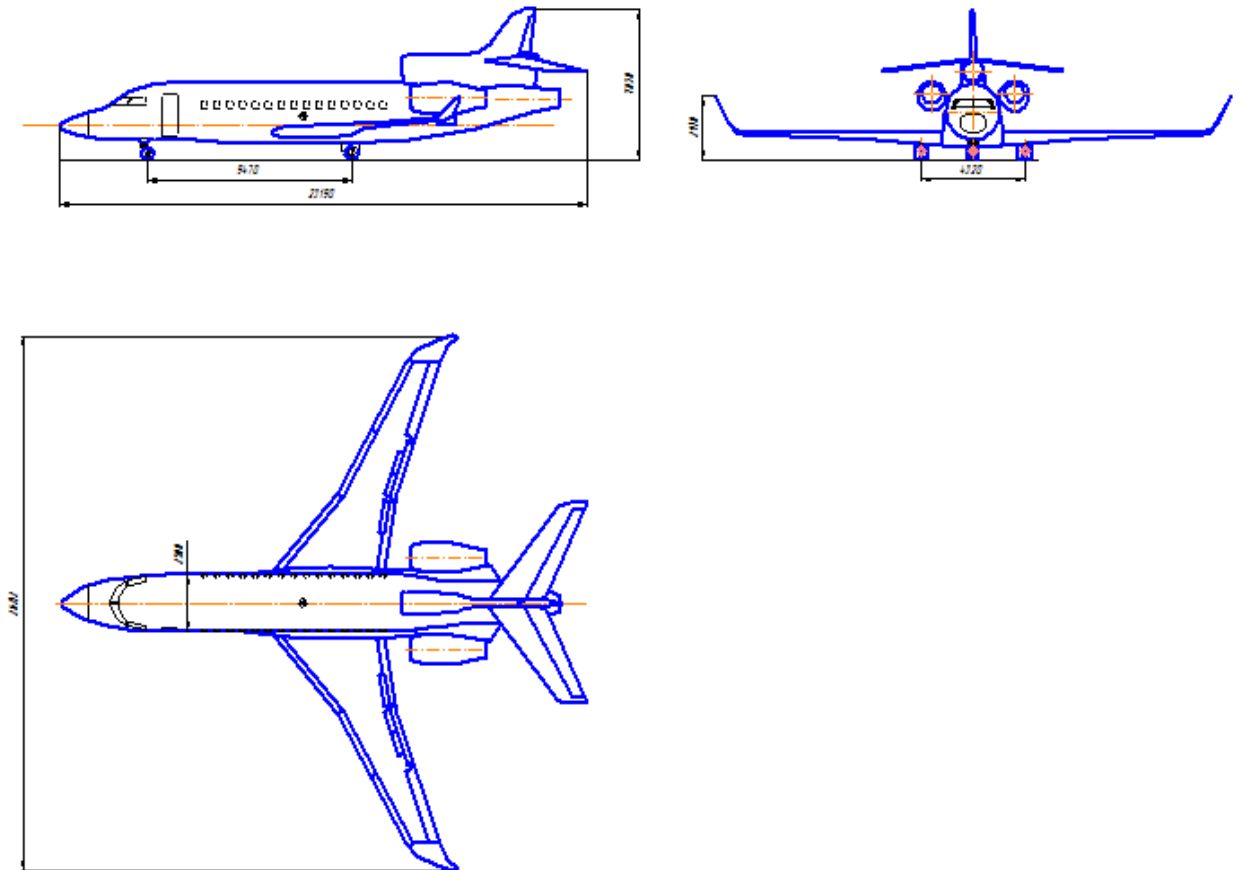


Рисунок 1.21 - Загальний вид літака

Розглядається далекомагістральний літак бізнес-класа на 80 пасажирів. Маса комерційного навантаження - 2260 кг. Загальний вид літака в трьох проекціях представлений на (мал. 1.21). Це моноплан, що вільно несе, з хвостовим оперенням і носовою стійкою шасі. По схемі взаємного розташування крила і фюзеляжу він є нізкопланом.

Основні тактико-технічні характеристики літака : 1) злітна маса - 317500 кг ; 2) дальність польоту - 11200 км. ; 3) крейсерська швидкість - 904 км. /час ; 4) крейсерська висота - 11020 м ; 5) посадочна швидкість - 195 км. /час ; 6) довжина розгону - 1680 м . Літак забезпечений трьома турбореактивними двоконтурними двигунами потужністю 2890 дан. кожен, тяговооруженість у землі - 0,144. Є позитивне V , яке при розрахунку навантажень і напруги до уваги не приймається.

Крило є стрілоподібним, його площа– $70,7 \text{ м}^2$, розмах - $26,12 \text{ м}$, питома навантаження на поверхню – $4,1 \text{ кН} / \text{м}^2$. Подовження крила $\lambda = 9$, звуження – $4,35$.

Маси палива, крила, двигунів, шасі визначені в процесі виконання бакалаврської роботи :

$$m_{\text{топл. max}} = 14035 \text{ кг} ; m_{\text{дв}} = 1653 \text{ кг} ; m_{\text{осн ст ш}} = 1632,2 \text{ кг} ; m_{\text{кр}} = 3405 \text{ кг}.$$

2. Модифікація крила

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

3. Поворот крила з метою використання балочної моделі

По лінії 40% хорд консолі мають дуже невелику стреловідність, 6° , що трохи перевищує. Оскільки ця лінія вважається віссю балки, то згідно вимогам теорії тонкостінних стрижнів замкнутого поперечного перетину вона повинна бути перпендикулярною закладенню. Інакше формули для внутрішніх силових чинників (ВСФ), є наближеними. Розмах крила при вказаному повороті практично не змінився, т. до стреловідність $\chi_{0,4}$ дуже мала.

Літак є нізкопланом, зважаючи на 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	$S_{\text{кр}}$, м^2	c , %	λ	η	$2L_{\text{конс}}$, м
5,14	1,57	70,7	12	9	4,35	26,212

Площу двох консолей поверненого крила знаходимо з формули:

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

Знайдемо положення розрахункового перетину. Воно знаходиться на відстані 1м (два кроки нервюр) від борту фюзеляжу. Хорда в цьому перетині рівна $b = 4,5\text{м}$. Зобразимо в цьому перетині профіль крила Nasa-2312. Розмістимо в нім лонжерони : передній на відстані $0,25b$ від шкарпетки крила, задній - на $0,75b$.

Ми розглядаємо розрахунковий випадок А, тому випишемо аеродинамічні характеристики профілю:

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

5. Розподіл палива в крилі

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

Площі перетинів паливних баків оцінюємо по формулі

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

де множник $S_{\text{трап}}(z)$ рівний площі трапеції, підстави якої співпадають з висотами лонжеронів в перетині z , а висота - з відстанню між лонжеронами в цьому перетині; коефіцієнт $\alpha = 0,9$ враховує, що площа перетину паливного бака декілька менше площі вказаної трапеції. Використовуючи співвідношення для площі трапеції, маємо

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

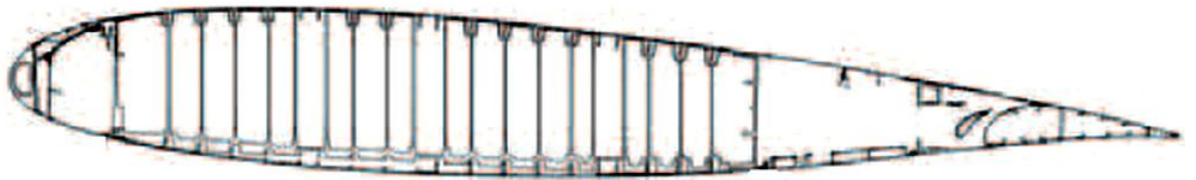


Рисунок 1.19 - Профіль розрахункового перетину

где 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. Поскольку $\rho_{\text{т}} = 0,8 \text{ т/м}^3 = 800 \text{ кг/м}^3$, 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:

$$V_{\text{потр}} = 0,5 \cdot V_{\text{т}} = 0,5 \cdot 16,54 = 8,27 \text{ м}^3.$$

Розглядаємо праву консоль. Починаємо розміщувати паливний бак від бортової нервюри. Бак або секцію вважаємо усіченою пірамідою з висотою $l_{\text{т.б.}}$, площа більшої підстави якої рівна 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 межах секцій визначаємо з виду консолі в плані, виконаного в масштабі.

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

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

$$b = 1,57 \text{ м}.$$

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

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

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

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

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

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

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

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

Будуємо графік залежності об'єму бака від його довжини. На вертикальній осі відкладаємо значення 5,35 і проводимо горизонтальну пряму до перетину з кривий $V_{т.б.,2}(l_{т.б.,2})$. На горизонтальній осі ця крапка має координату 10,45 м. Отже, $l_{т.б.,2} = 10,45 \text{ м}$, при цьому довжина хорди $b = 2,22 \text{ м}$. Обчислюємо відповідний об'єм бака.

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

Площа S_1 була обчислена вище.

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

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 об'єм кожною з секцій. Довжини хорд на межах секцій знову визначуваний з виду консолі в плані, виконаного в масштабі.

$$S_1 = 0,92 \text{ м}^2,$$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Відзначимо, що правий перетин цієї секції є також правим перетином паливного бака.

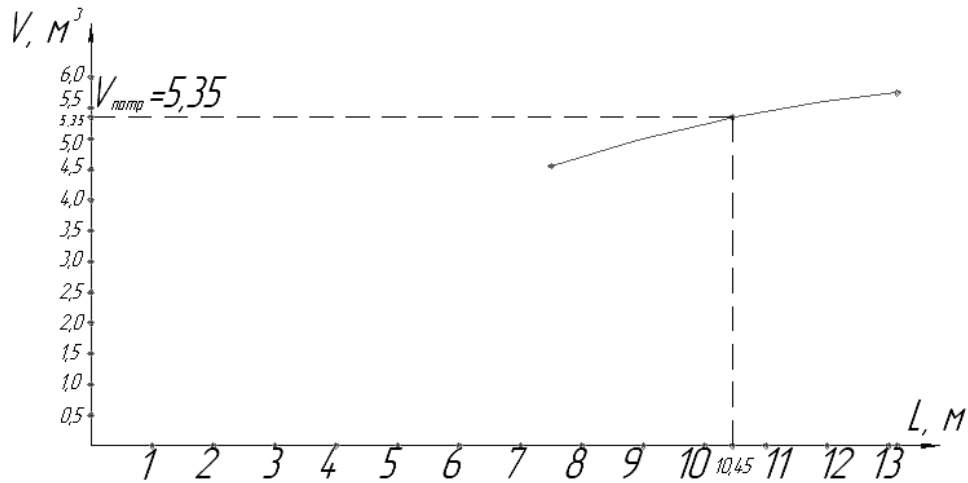


Рисунок 1.20 - Графік залежності об'єму бака від його довжини

Маса палива в кожній секції рівна:

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

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

Необхідно також знати положення центру тяжіння палива в кожній секції.

Використовується формула для центру тяжіння 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 більшої підстави, що має площу S_1 . Маса і сили тяжіння палива в секціях, розміри $\Delta z_{\text{ц.т.}}$ для кожної секції приведені в табл. 1.9. Там же дані координати $z_{\text{ц.т.,i}}$ центру тяжіння кожної i -й секції в системі координат, початок яких взято в бортовому перетині. При обчисленні $G_{\text{сек.}}$ приймаємо $g = 9,81 \text{ м/с}^2$.

Знайдемо кількість палива, при якому в розрахунковому перетині діє найбільший момент, що вигинає. Слідуючи навчальному посібнику, вважаємо, що паливо поступово витрачається від кінця консолей крила до борту. Позначимо через P_y рівнодіючу повітряного навантаження, прикладеного на ділянці від розрахункового до кінцевого перетину крила. Площу цієї ділянки

позначимо через $S_{отс}$. Відстань від розрахункового перетину до крапки, в якій прикладена сила P у, позначимо через z_0 .

Таблиця 1.9

№	$M_{сек.}, кг$	$\Delta z_{ц.т.}, м$	$z_{ц.т.}, м$	$G_{сек.}, кН$
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

Приблизно вважаємо, що дана крапка співпадає з центром тяжіння трапеції, увязненій між розрахунковим і кінцевим перетинами крила. Тоді

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

де b – хорда в розрахунковому перетині ; $b = 4,5$ м ; a – кінцева хорда ; $a = 1,57$ м ,.

$l_{отс}$ – довжина відсіченої частини (тобто відстань від кінцевого до розрахункового перетинів). 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 тією властивістю, що якщо центр тяжіння секції паливних баків перевищує z^* , те паливо в цій секції слід вважати вигорілим. Використовуємо співвідношення

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

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

Тепер можна знайти координату z^* :

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

Витраченим є паливо з секцій, координати центрів тяжіння яких перевищують z^* . Отже, що вигорілий момент в расчётном сечении досягає найбільшого значення, коли паливо в секціях 5,6,7,8,9,10 вицвіло.

$$m_m^{виг.} = 2 \cdot V_{т.конс}^{виг.} \cdot \rho_m = 2 \cdot (V_{сек.,5} + V_{сек.,6} + V_{сек.,7} + V_{сек.,8} + V_{сек.,9} + V_{сек.,10}) \cdot \rho_m$$

$$= 2 \cdot (0,56 + 0,47 + 0,41 + 0,34 + 0,28 + 0,23) \cdot 800 = 3664 \text{ кг.}$$

Польотна маса літака:

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

Схема розташування на консолі 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 в граничному, а не в експлуатаційному стані. Знайдемо коефіцієнт розрахункового перевантаження по формулі:

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

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

f - коефіцієнт безпеки ; $f = 1,5$.

Для величини n_y^3 у розрахунковому випадку А в Нормативних матеріалах приведено 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 крило повітряне навантаження q возд розподіляється за законом відносної циркуляції:

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

где $\bar{z} = 2z / l$, причому $l = L_{\text{кр}}$ для високоплана ; $l = 2 \cdot L_{\text{конс}}$ для низкоплана ;

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

$l = 26,3$ м – довжина двох консолей крила, оскільки літак є нізкопланом.

Якщо кут між лінією центрів тиску і віссю z не рівний 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 початкового крила геометричну побудову і з достатньою точністю знаходимо $\text{tg } \chi_{0,25}$. Після чого визначаємо, що $\chi_{0,25} = 27^\circ$.

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

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

Масове навантаження конструкції крила знаходимо по формулі

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

Враховуємо, що $m_{kp} = 3513$ кг.

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

Тепер можна знайти сумарне погонне навантаження на крило, що діє у напрямі осі «у» швидкісної системи координат :

$$q_y = q_y^B - q_y^{kp} .$$

Результати обчислень занесені в таблицю 1.10.

Таблиця 1.10

i	\bar{z}	$\Gamma_{пл}$	$\Delta\Gamma_{стр}$	Γ	q_y^e ,	q_y^{kp} ,	q, кН/м	b(z), м
0	0	1.354	-0.141	1.214	47.573	-7.528	40.045	5.14
1	0.1	1.340	-0.105	1.236	48.427	-7.005	41.422	4.783
2	0.2	1.299	-0.074	1.226	48.051	-6.482	41.569	4.426
3	0.3	1.230	-0.043	1.188	46.542	-5.959	40.583	4.069
4	0.4	1.151	-0.015	1.137	44.543	-5.437	39.107	3.712
5	0.5	1.056	0.015	1.071	41.984	-4.914	37.071	3.355
6	0.6	0.952	0.044	0.997	39.061	-4.391	34.670	2.998
7	0.7	0.846	0.067	0.913	35.788	-3.868	31.920	2.641
8	0.8	0.732	0.081	0.814	31.893	-3.345	28.548	2.284
9	0,9	0,591	0,084	0,675	26,465	-2,822	23,643	1,927
10	0,95	0,445	0,075	0,521	20,410	-2,561	17,849	1,749

7. Побудова епюр поперечних сил, моментів, що вигинають і приведених

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

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

Інтеграція здійснюється методом трапецій. Результати обчислень приведені в таблиці 2.6. При цьому використовуються наступні співвідношення:

$$\begin{aligned} \Delta z_i &= 0,5 \cdot (z_i - z_{i-1}) l , \\ \Delta Q_i &= 0,5 \cdot (q_i + q_{i+1}) \cdot \Delta z_i , \quad i = 11, 10, \dots, 1 , \\ \Delta M_{x,i} &= 0,5 \cdot (Q_i + Q_{i-1}) \cdot \Delta z_i , \quad i = 11, 10, \dots, 1 , \\ Q_i &= \Delta Q_{i+1} + Q_{i+1} , \quad i = 10, 9, \dots, 0 , \quad Q_{11} = 0 , \\ M_{x,i} &= \Delta M_{x,i} + M_{x,i} ; \quad i = 10, 9, \dots, 0 ; \quad M_{x,11} = 0 . \end{aligned}$$

Таблиця 1.11

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	—	-	—	2580,478
1	0,1	1,315	41,422	-53,564	-	554,434	2026,045
2	0,2	1,315	41,569	-54,566	-	483,338	1542,707
3	0,3	1,315	40,58	-54,014	-	411,946	1130,760
4	0,4	1,315	39,107	-52,396	-	341,982	788,779
5	0,5	1,315	37,071	-50,087	-	274,600	514,179
6	0,6	1,315	34,670	-47,169	-	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 моментів, що вигинають, від дії зосереджених сил (секції палива). Позначаючи зосереджені об'ємні сили через P_i , запишемо

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

де $M_{\text{Гр},i}$ - маса і-го зосередженого вантажу. Проведемо відповідні обчислення для даного літака.

$$M_{\text{т.б.},1} = 720 \text{ кг};$$

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

$$M_{\text{т.б.},2} = 648 \text{ кг};$$

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

$$M_{\text{т.б.},3} = 568 \text{ кг};$$

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

$$M_{\text{т.б.},4} = 504 \text{ кг};$$

$$P_{\text{т.б.},4} = 3,75 \cdot 9,81 \cdot 504 = 18,54 \text{ кН},$$

$$z_{\text{т.б.},1} = 0,523 \text{ м};$$

$$\Delta M_{x,\text{т.б.},1} = 26,49 \cdot 0,523 = 13,85 \text{ кН}\cdot\text{м},$$

$$z_{\text{т.б.},2} = 1,57 \text{ м};$$

$$\Delta M_{x,\text{т.б.},2} = 23,84 \cdot 1,57 = 37,43 \text{ кН}\cdot\text{м},$$

$$z_{\text{т.б.},3} = 2,61 \text{ м};$$

$$\Delta M_{x,\text{т.б.},3} = 20,89 \cdot 2,61 = 54,52 \text{ кН}\cdot\text{м},$$

$$z_{\text{т.б.},4} = 3,66 \text{ м};$$

$$\Delta M_{x,\text{т.б.},4} = 18,54 \cdot 3,66 = 67,86 \text{ кН}\cdot\text{м}.$$

Після заповнення таблиці будемо епюри поперечних сил і моментів, що вигинають.

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

$$q_n^b = q_y^b \cdot \frac{\cos(\theta - \alpha)}{\cos \theta};$$

$$q_n^{kp} = q_y^{kp} \cdot \frac{\cos(\theta - \alpha)}{\cos \theta}.$$

Для погонних моментів:

$$m_z = q_n^B \cdot e - q_n^{kp} \cdot d,$$

де e та d - відстані від точок додатку погонних навантажень q_n^B и q_n^{kp} до осі приведення (рис. 4);

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

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

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

Інтегруючи епюру m_z , отримуємо приведені моменти M_z від дії розподілених навантажень.

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

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

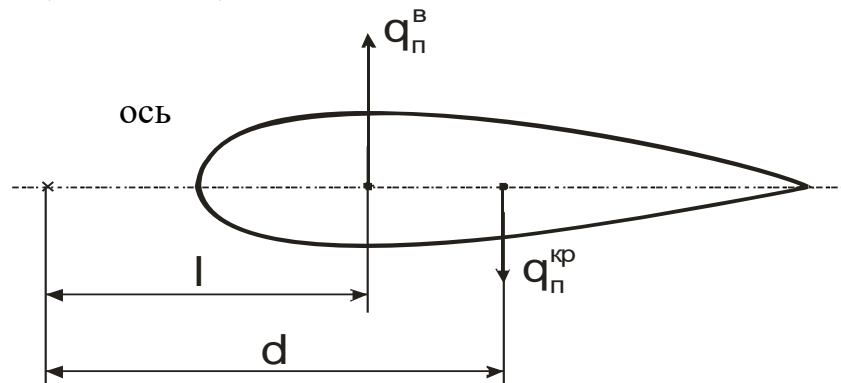


Рисунок 1.21 - Ілюстрація до співвідношення

Після чого виконуємо облік зосереджених вантажів. Використовуємо формулу

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

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

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

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

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

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

Епюри q_y^B , q_y^{kp} , Q_y , M_x , m_z , M_z приведені.

8. Перевірка в кореновому перетині

Значення поперечної сили, моментів, що вигинають і приведеного, в кореновому перетині перевіряють по нижчеприведених формулах. Обчислення для кожної формули конкретизуються для нашого літака.

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

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

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

де c – відстань від кореневого перетину до точки додатку рівнодіючого повітряного навантаження ; c_k - відстань від кореневого перетину до центру тяжіння k -го агрегату. Значення « c » визначається по формулі:

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

У нашому випадку

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

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

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

У даному прикладі $d = 2,056 \text{ м}$; $e = 1,2 \text{ м}$.

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

Порівняння названих результатів із результатами, взятими з епюр, дозволяє знайти похибки розрахунків. Кожна їх дорівнює відношенню модуля різниці відповідних значень до модуля їх напівсуми. Основний показник – похибка для поперечної сили. Значність похибок для згинального та крутного моментів не повинна бентежити, тому що формули дуже наближені.

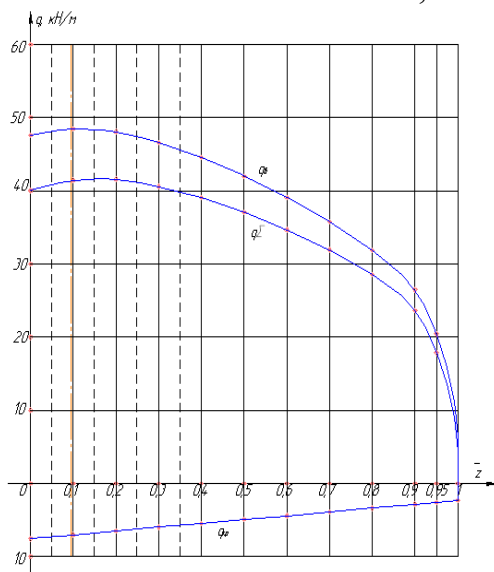


Рисунок 1.22 - Епюри

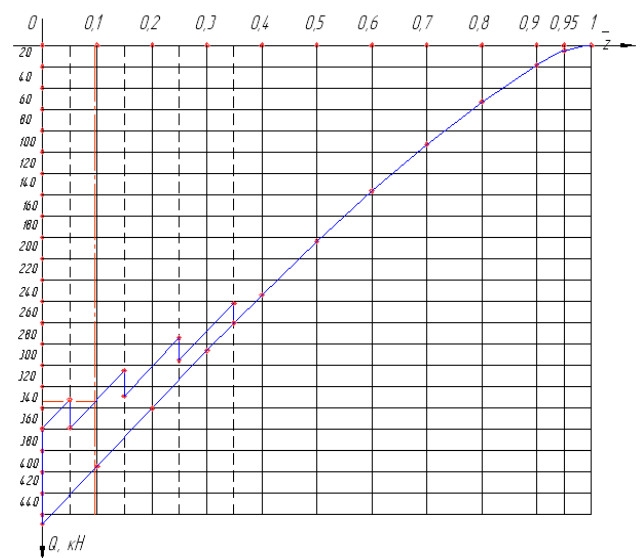


Рисунок 1.23- Епюра Qy

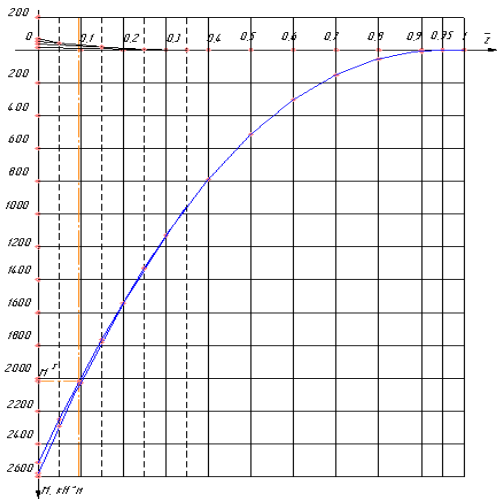


Рисунок 1.24 - Епюра Mx

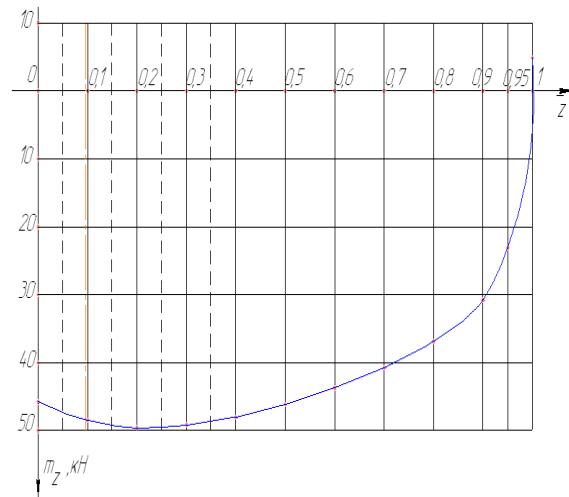


Рисунок 1.25 - Епюра mz

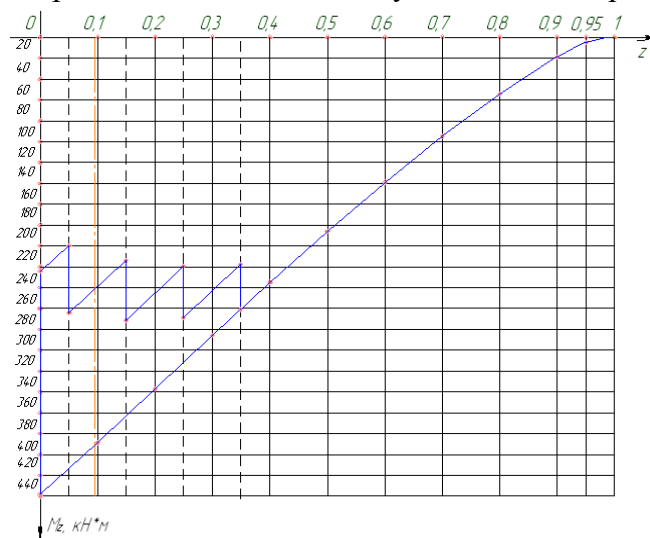


Рисунок 1. 26 - Епюра Mz

9. Визначення внутрішніх силових чинників і положення поперечної сили в розрахунковому перетині.

Значення внутрішніх силових чинників Q_y^Σ , M_x^Σ , M_z^Σ знімаємо з епюр, приведених на малюнках (значок « Σ » показує, що ці значення враховують зосереджені об'ємні сили). Оскільки крило розраховується на міцність в зв'язаній координатній системі, то потрібно перейти до цієї системи координат:

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

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

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

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

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

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

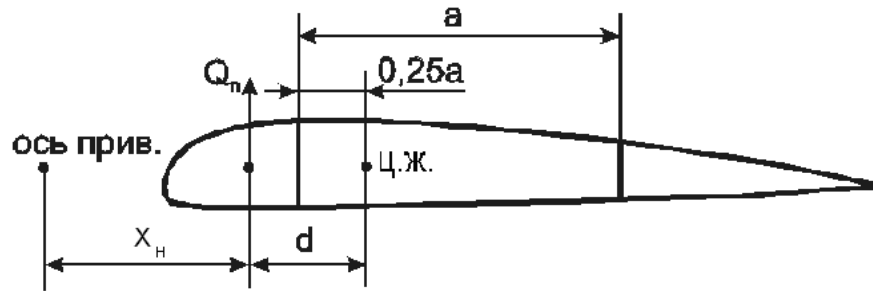
$$M_n = M^\Sigma \cdot \sin(\theta - \alpha) / \cos \theta = 2019 \cdot \sin(16,2^\circ - 26^\circ) / \cos 16,2^\circ = - 358 \text{ кН}\cdot\text{м} .$$

Знаючи поперечну силу і приведений момент в розрахунковому перетині, знаходимо точку додатку поперечної сили в даному перетині :

$$x_H = \frac{M_Z^\Sigma}{Q_n^\Sigma} .$$

Для даного літака $x_H = 241 \cdot 10^3 / 334 \cdot 10^3 = 0,722$ м.

Значення $M_Z^\Sigma = 241$ кН·м , $Q_n^\Sigma = 334$ кН визначені з епюр, приведених на мал. 9 і 11. Координату x_H відкладають від осі приведення .



Малюнок 1.27 - Координата x_H

1.2.3 Розрахунок льотних характеристик літака методом тяги (потужностей)

Метод тяги Жуковського освоюється на порівнянні тяги і потужностей, необхідних для забезпечення горизонтального прямолінійного польоту ЛА на заданому режимі (Н, М), з тягою, що розташовується, яку може розвинути двигун.

Розрахунок потрібної тяги

Для вирішення завдання можна прийняти спрощений метод тяги. З цього виходить, що в горизонтальному прямолінійному сталому польоті ЛА на висоті Н із заданим числом М потрібна тяга в першому наближенні дорівнює величині лобового опору

$$P_{tr}(H, M) = X_a(H, M),$$

який можна визначити по залежності:

$$X_a = C X_a \cdot q \cdot S.$$

Представимо розраховану потрібну тягу у вигляді таблиці 1.12.

Таблиця 1.12 – Значення P_{tr}

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 тяги, що розташовується, 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 рівна:

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

где $P_0 = 3 \cdot 28.46 = 86$ кН – суммарна тяга 3-х двигателів;

ξ_p – коефіцієнт тяги.

Розрахунок тяги, що розташовується, представлений у вигляді таблиці 1.13.

Таблиця 1.13 – 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 $P_{\text{ПГ}} = f(M)_{H=\text{const}}$ і $P_{\text{расп}} = f(M)_{H=\text{const}}$ представлені в додатку А.

Визначення характерних швидкостей горизонтального прямолінійного сталого польоту

Як початкові дані для визначення характерних швидкостей які відносяться до ЛТХ ЛА використовують залежності потрібної тяги, що розташовується, від чисел Маху для декількох висот. Максимальна швидкість.

Максимальному числу М відповідає точка перетину кривої потрібної тяги, що розташовується, для фіксованої висоти Н. Із залежностей $P_{\text{ПГ}} = f(M)_{H=\text{const}}$ и $P_{\text{расп}} = f(M)_{H=\text{const}}$ (додаток В) знаходимо M_{max} і занесемо значення в таблицю 1.14.

Таблиця 1.14 - 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 сталого горизонтального польоту ЛА на режимі $C_{y_{a2}} = C_{y_{a \text{ max}}}$. Її можна визначити з умови.

$$M_{\min \delta \dot{\alpha} \dot{\delta}} = \sqrt{\frac{m \cdot g}{0.7 \cdot p_H \cdot S \cdot C_{y_{a \max}}}}$$

Розрахунок приведений в таблиці 1.15.

Таблиця 1.15 - Значення $M_{\min_{\text{теор}}}$

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

Найвигідніша швидкість

$M_{\text{нв}}$ – це числа Маху, відповідні мінімальній потрібній тязі і може бути визначено як точка дотику горизонтальною прямою на залежності $R_{\text{пг}} = f(M)_{H=\text{const}}$ и $P_{\text{расп}} = f(M)_{H=\text{const}}$ (додаток В). Значення занесемо в таблицю 1.16.

Таблиця 1.16 – Значення $M_{\text{нв}}$

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

Крейсерська швидкість

Іноді крейсерською називають швидкість, яка відповідає приблизно мінімальній кілометровій витраті палива. $M_{\text{кр}}$ відповідає точка дотику прямою, проведеною з початку координат до $R_{\text{пг}} = f(M)_{H=\text{const}}$ (додаток В). Значення занесемо в таблицю 1.17.

Таблиця 1.17 – Значення $M_{\text{кр}}$

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

1.3 Інтегроване проектування і комп'ютерне моделювання проектного літака

1.3.1 Розробка мастер-геометрії далекомагістрального літака бізнес-класа

Весь процес моделювання здійснюватимемо в системі Catia-v6.

Siemens NX - це 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.

Siemens NX 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 Siemens NX 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, гондоло двигуна будуються за допомогою команди Твердотільний лофт (побудова твердотільного об'єкту методом з'єднання паралельних перетинів різних параметрів).

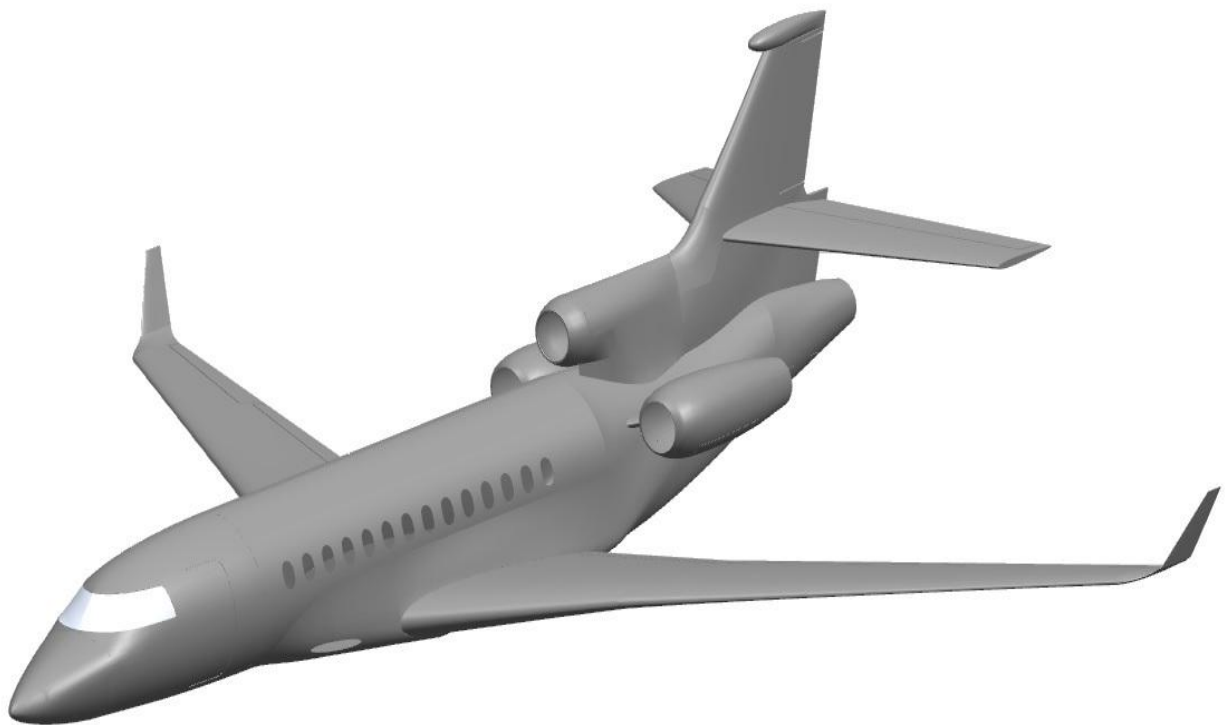


Рисунок 1.28 - Майстер-геометрії літака, що проектується

Висновки

В результаті роботи над даним розділом був розроблений і спроектований далекомагістральний літак бізнес-класу з кількістю пасажирів $n=14$ чоловік і дальністю польоту $L=11020$ км. з базуванням на ЗПП з штучним покриттям. Дані розрахунки слід приймати як остаточні, оскільки вони проводилися в третьому наближенні.

За статистичними даними літаків аналогів були визначені тактико-технічні вимоги для літака, що проектуємо. Якщо виходити з отриманих ТТТ, були визначені масові характеристики літака і його основні геометричні параметри.

Була вибрана обгрунтована конструктивно-силова схема літака та його окремих його агрегатів. У конструкцію літака закладені - висока економічна ефективність, сучасний рівень технічної і експлуатаційної 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 було збудовано майстер - геометрії літака, а також креслення загального виду літака, і креслення конструктивно-силової схеми літака.

Аеродинамічний розрахунок показав: літак є статистично стійким і керованим; профільний опір літака із збільшенням падає, саме великий внесок в профільний опір вносить фюзеляж, а найменший - оперіння; основний внесок в похідну вносить крило, оскільки є поверхнею, що несе, і головним творцем підйомної сили літака, фюзеляж і мотогондоли практично не створюють підйомної сили, підйомну силу ГО виділяють окремим доданком; тах значення підйомної сили залежно від числа падає, оскільки відноситься до параметрів, що визначають льотно-технічні характеристики літака, а літак дозвуковий і при наближенні до його- характеристики погіршуються; тах якість визначається найвигоднейшими і . збільшується із збільшенням, а з обліком крива виходить плавніша; фюзеляжу негативний і лежить поза літаком, це пов'язано з тим, що кормова частина, що звужується, створює негативну підйомну силу, фокус крила проходить трохи далі за положення ц.т., ГО - майже посередині кореневої хорди ГО, в цілому літака без ГО знаходиться перед ц.т. літака, що свідчить про стійкість і керованість літака; злітна і посадочна поляри відрізняється від поляри при $H=0$ із-за впливу засобів механізації, які покращують аеродинамічні характеристики на цих режимах.

2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ

2.1. Паливна система

Паливна система літака служить для живлення паливом основних двигунів і допоміжної силової установки (ДСУ). Паливна система складається з взаємозв'язаних підсистем, які забезпечують:

- розміщення палива на борту в паливних баках;
- подачу палива до основних двигунів;
- вироблення палива зі всіх баків і подачу його до решти двигунів у разі відмови одного з двигунів;
- подачу палива до допоміжної силової установки (ДСУ);
- централізовану заправку літака паливом на землі;
- централізований злив палива на землі з паливних баків в наземні спеце́мкості;
- злив відстою і залишків палива на землі;
- дренаж паливних баків;
- управління і контроль за роботою паливної системи.

На далекомагістральному літаку паливна система складається з трьох незалежних груп паливних баків, які, в працездатному стані, живлять відповідні двигуни і ДСУ:

- 1) Ліва група паливних баків - живить двигун №1;
- 2) Центральна група паливних баків - живить двигун №2 і ДСУ;
- 3) Права група паливних баків - живить двигун №3.

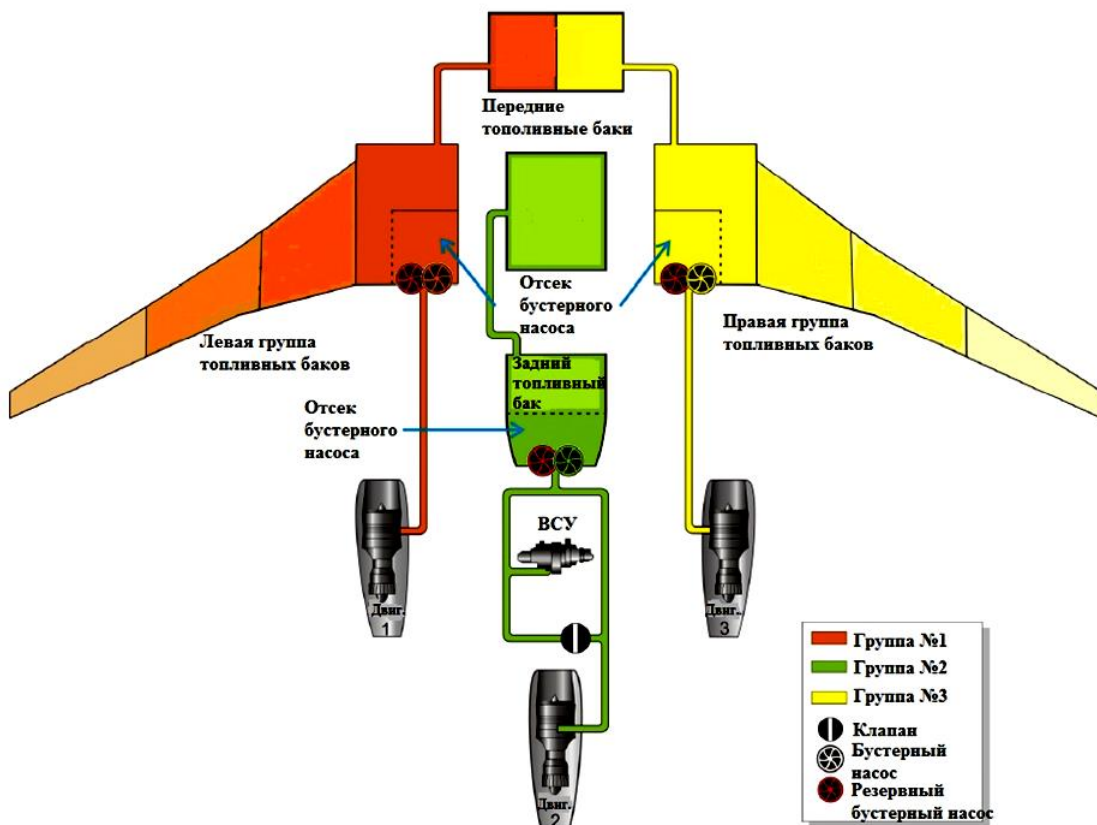


Рисунок 2.1 - Структурна схема паливних баків

Паливні баки першої і третьої групи знаходяться у відсіках крил і фюзеляжу. У цих групах відсіки крильових баків складаються з чотирьох секцій: центральна, зовнішня, середня і внутрішня. Секції відокремлені один від одного нервюрами утворюючи кессон-баки. У нервюрах між секціями є два отвори, отвір у верхній частині служить для почергового надходження палива в кожен секцію при централізованій заправці і зворотний клапан в нижній частині які не дозволяють паливу, в процесі зміни положення літака в курсовому каналі, перетікати з невироблених відсіків у вироблені, тим самим забезпечуючи стабільну центрівку.

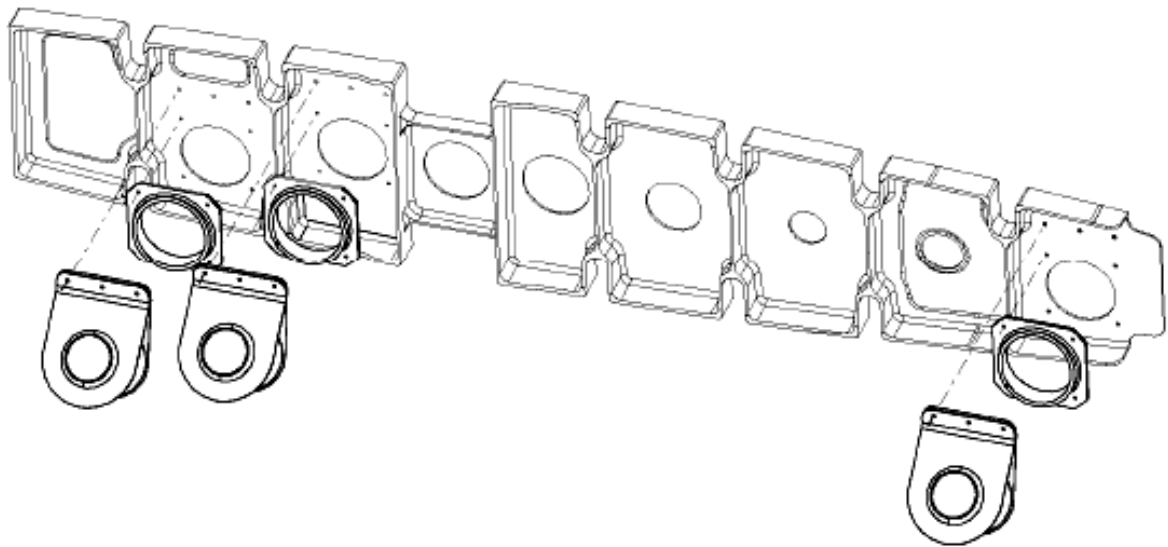


Рисунок 2.2 - Конструкція нервюри із зворотними клапанами

Паливні баки другої групи знаходяться у фюзеляжних відсіках і складаються з двох секцій: передньою, такою, що знаходиться перед секціями основних стійок шасі, і задньою, яка знаходиться за цими секціями. Їх конструкція аналогічна конструкції баків першої і третьої групи.

У кожній групі паливних баків встановлено два бустрених насоса - основний і резервний, які включаються у разі відмови основного. За допомогою цих насосів і тиску в баках, який забезпечується наддувом баків, здійснюється подача палива до трьох двигунів і ДСУ. Система наддуву використовується, щоб уникнути випаровування палива на великій висоті і здійснити його подачу на двигуни у разі відмови більшій частині паливних насосів. Система працює автоматично і використовує повітря низького тиску від двигуна №1 і №3. На вході в двигуни в паливних магістралях живлення встановлені пожежні крани, призначені для припинення подачі палива до двигунів в аварійних випадках.

Система може здійснити подачу палива з будь-яких 3-х груп паливних баків до будь-яких з 3-х двигунів або ДСУ, забезпечити ефективну подачу палива навіть у разі множинних відмов паливних насосів. Для підтримки єдиного рівня палива в паливних відсіках або швидкого зливу палива зі всіх груп паливних баків під час технічного обслуговування, система перекачує паливо з будь-якої групи паливних баків в будь-яку іншу групу.

На літаку є 11 клапанів для зливу відстою палива, відсіків паливних баків, що знаходяться в найнижчих місцях. У баків першої і третьої групи по одному клапану під крилом і два під фюзеляжем, у баків другої групи - три під переднім баком-відсіком і два під заднім.



Рисунок 2.3 - Схема розташування клапанів зливу

Відстій палива зливають в спеціальні ємності, для перевірки його наявності води і механічних домішок. По структурі механічних домішок можна

судити про стан паливних відсіків і підкачуючих агрегатів системи. За наявності рясної кількості домішок такого типу подальше проведення польотів не допускається.



Рисунок 2.4 - Ємність для зливу відстою палива

Управління централізованою заправкою здійснюється з панелі управління, встановленого в правій задній частині фюзеляжу. Відкриття кранів заправки здійснюється вручну перемикачами, закриття - вручну перемикачами або автоматично по сигналах паливоміра. Контроль кількості заправленого палива здійснюється по індикаторах, встановлених на щитку управління заправкою.



Рисунок 2.5 - Роз'єм централізованої заправки

Система централізованої заправки включає:

- Блок контролю рівня палива;
- Блок контролю подачі палива;
- Роз'єм централізованої заправки;
- Панель контролю заправки;
- Вентиляційні клапани;
- Підкачуючі клапани.

Блок контролю рівня палива і блок контролю подачі палива в основному використовуються для контролю послідовності заправки, управління заправними клапанами і для контролю рівня заправки (часткова або повна). Електроживлення системи здійснюється від бортового акумулятора №2, що дозволяє не використовувати ДСУ. Під'єднування шланга і його розгерметизація при закінченні заправки так само забезпечується електроживленням. Підкачуючі клапани в кожному паливному відсіку не

функціонуватимуть, поки всі вентиляційні клапани не будуть відкриті. Тиск в системі підтримується від 2.1 до 3.4 атм. У разі підвищення тиску більше 3.4 атм. система автоматично припинить подачу палива.

Місткість черг баків паливної системи при централізованій заправці приведена в таблиці 1. Залишок палива, що не виробляється, при всіх працюючих насосах складає 159кг.

Таблиця 2.1 - Місткість паливних баків

	Литры	Килограммы
Л / П передние фюзеляжные баки	508	408
Л / П наружные крыльевые баки	400	321
Л / П средние крыльевые баки	2082	1672
Л / П внутренние крыльевые баки	1582	1270
Л / П центральные крыльевые баки	923	741
Л / П расходные баки	449	361
Центральный фюзеляжный бак	1540	1237
Передний фюзеляжный бак	4265	3425
Расходный фюзеляжный бак	349	280
Группа баков №1	5944	4773
Группа баков №3	5944	4773
Группа баков №2	6154	4942
Общее количество	18,042	14,488

Так само можна здійснити заправку і не централізованим способом. На кожній з консолей крила є спеціальна заливна горловина розташовані в самій верхній крапці поверхні крила. У кожній горловині встановлений фільтр для очищення палива.

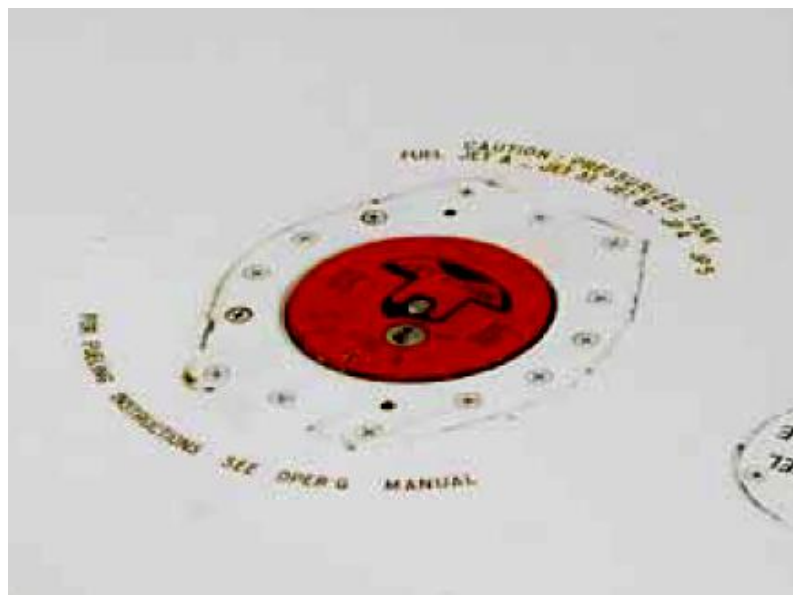


Рисунок 2.6 - Заливна горловина

Для роботи двигунів застосовуються сорт палива ТС-1 (ГОСТ 10227-86) без противокристалізаційних рідин. Для даного палива використовуються присадки різного типу: - **антистатична** (Asa-3 Shell, Сігбол).

Присадки антистатичного характеру збільшують електропровідність палива і виключають накопичення статичної електрики, що забезпечує безпечну заправку і перекачування палива.

- **противокристалізаційна** рідина “Г”, ТГФ);

Присадки використовуються для запобігання випаданню кристалів льоду з палива при низьких температурах, які налипають на стінках паливних фільтрів і як наслідок виводять з ладу паливні насоси. Додаються безпосередньо на місці заправки літака.

Вентиляція фюзеляжних паливних баків. Простір навколо відсіків паливних баків вентилюються, що б повністю виключити появи там пари палива. Є два типи вентиляції:

- простір між підлогою кабіни і відсіками паливних баків вентилюється за рахунок повітря відібраного з системи кондиціонування;

- простір між відсіками паливних баків вентилюється від зовнішнього повітря, яке відбирається з повітрязабірників розташованих між шпангоутами 16 і 20 і скидається з вихідних отворів між шпангоутами 27 і 33.

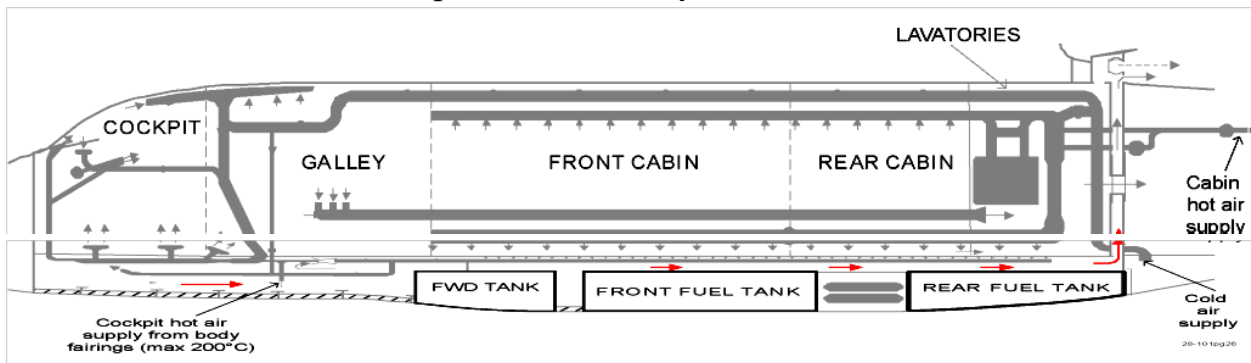


Рисунок 2.7 - Схема вентиляції фюзеляжний паливних баків

Cabin hot air supply – подача гарячого повітря в кабіну, cold air supply – подача холодного повітря.

Система розподілу палива

Система розподілу складається з 13 струменевих насосів і 6 бустерних насосів. Струменеві насоси перекачують паливо з баків-відсіків у витратні баки, в яких знаходяться бустерні насоси. Струменеві насоси працюють за принципом “Вентурі” подаючи паливо через колекторний інжектор.

Конструкція струменевого насоса має інжектор. На вході в струменевий насос створюється негативний тиск, який відкриває зворотні клапани. Потім паливо перекачується у витратний бак.

Бустерні насоси встановлюються вертикально в колектор. Це дозволяє витягувати насос без зливу палива з паливного бака. Насос управляється FQMC (паливний комп'ютер). Система має пристрій обмеження перекачування палива, даний пристрій гарантує, що температура паливного насоса ніколи не досягне більш 90°С (навіть у разі сухого ходу або заклинювання насоса).

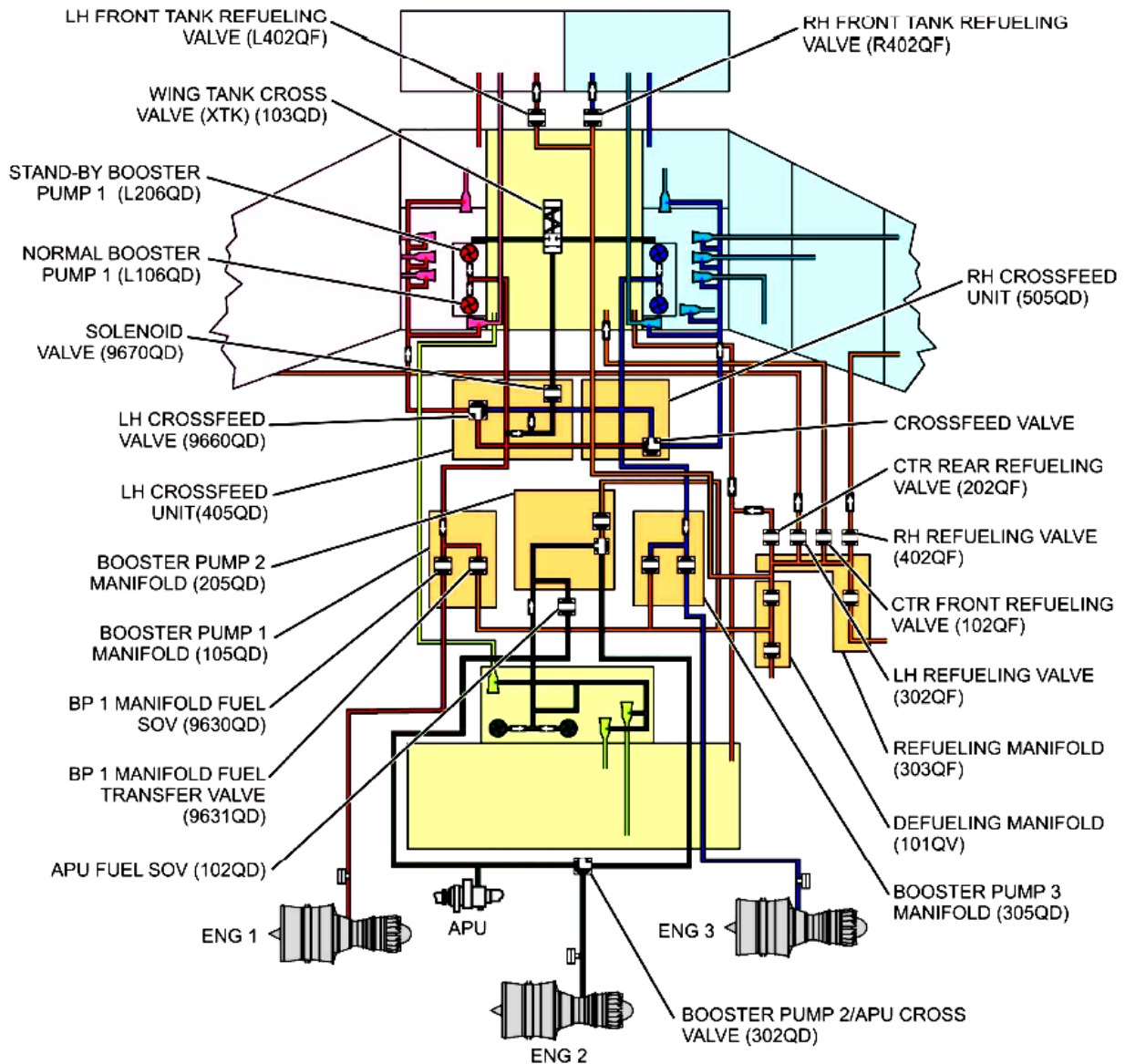


Рисунок 2.8 - Схема розподілу палива

Manifold – колектор, valve – клапан, crossfeed unit – блок кільцювання, pump - насос.



Рисунок 2.9 - Струменеві насоси

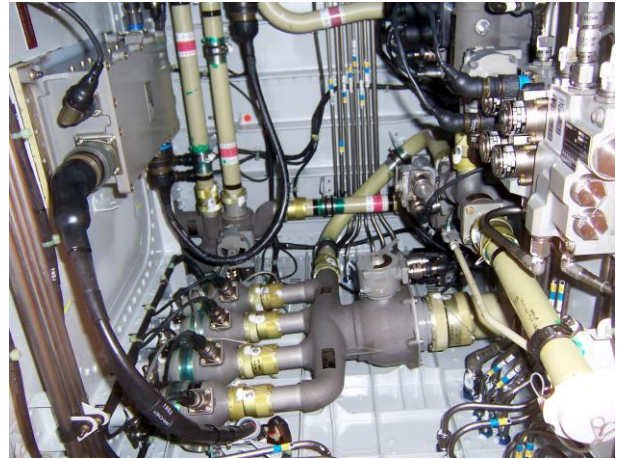


Рисунок 2.10 - Блок кільцювання

Так само у разі відмови всіх бустерних насосів паливо поступатиме в магістраль живлення двигуна в обхід насосів, проходячи лише через фільтр грубого очищення.

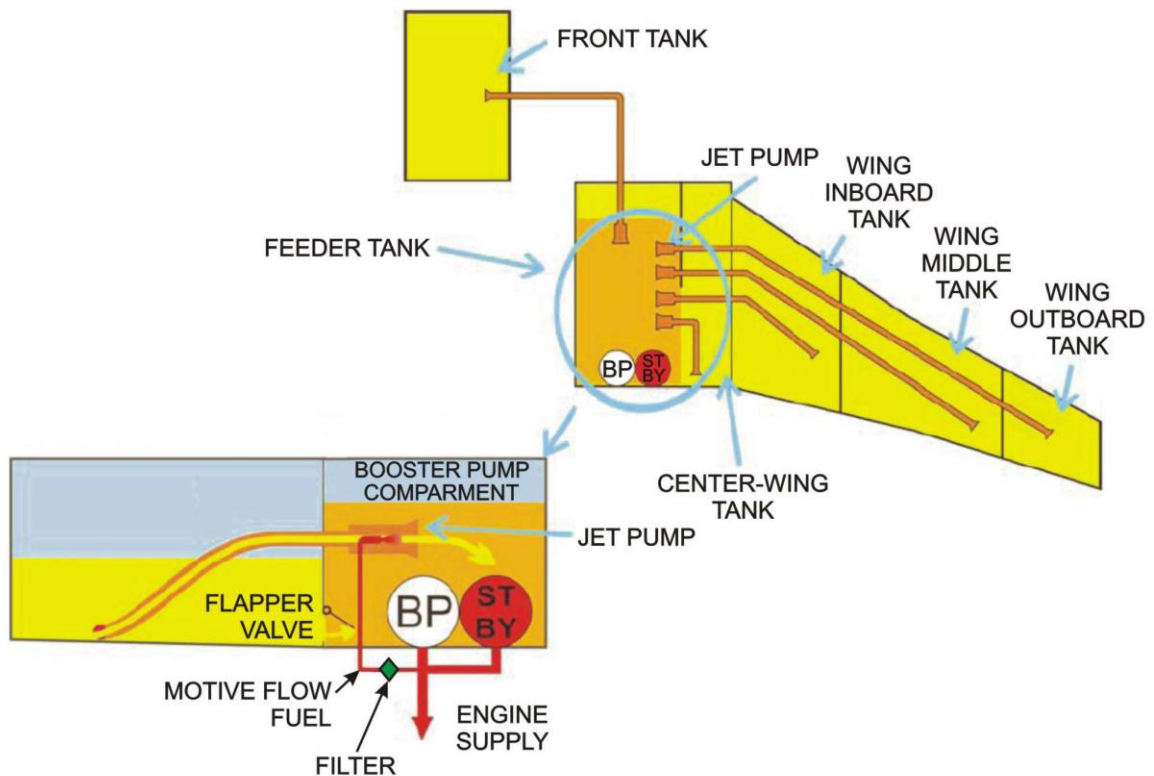


Рисунок 2.11 - Схема подачі палива з відсіків у витратний бак
Jet pump – струменевий насос, feeder tank – витратний бак, flapper valve – зворотний клапан.

Блок кільцювання, який складається з цілісного корпусу, включає кран який управляється комп'ютером або в ручну, паливний фільтр, і один зворотний клапан. Фільтр дозволяє уникнути попадання чужорідних частинок в струменеві насоси. Зворотний клапан дозволяє витягувати фільтр для його діагностики і очищення без зливу палива зі всього відсіку.

Робота в режимі кільцювання. При нормальній роботі і нормальному режимі кільцювання, паливо поступає з бустерного насоса в колектор інжектора, який забезпечує струменеві насоси і в колектор бустерного насоса №1. У резервному режимі паливо з колектора інжектора першої групи баків поступає в блок кільцювання правої групи у разі відмови бустерного насоса №1 і навпаки.

Щоб припинити подачу палива до ДСУ, в магістралі встановлений клапан відключення подачі. Клапан оснащений дводвигуновим приводом. Клапан управляється FQMC по команді кнопки на панелі управління ДСУ в кабіні пілотів. У закритому положенні паливо до ДСУ не поступає. Система електроживлення повністю незалежна, один з двох двигунів приводу харчується від бортового акумулятора. У разі відмови одного з двох двигунів приводу ефективність подачі палива не зміниться.

Клапан перекачування палива між крильєвими баками дозволяє перекачувати паливо в аварійному режимі з першої групи паливних баків, а третю і навпаки. Цей поршневий клапан забезпечується паливом від блоку кільцювання. Клапан залишається закритим в тому разі якщо відсутній тиск від відповідного блоку кільцювання. Тоді на електромагнітний клапан подається струм, і він забезпечує перекачування палива в обхід поршневого клапана, врівноважує силу пружини і переводить поршень у відкрите положення.

Система індикації стану паливної системи

Система індикації забезпечує:

- вимірювання, розрахунок і контроль кількості палива;
- контроль точності виміру;
- моніторинг центру тяжіння;
- контроль рівня палива;
- контроль температури палива;
- контроль витрати палива.

Інформація від датчиків передається в бортовий обчислювальний центр Enhanced Avionics System (EASy), який обробляє інформацію і передає її на дисплеї в кабіні пілотів.

Система індикації включає підсистеми:

1) Система контролю кількості палива. Вона забезпечує:

- розрахунок і індикація кількості палива в кожному баку;
- розрахунок і індикація кількості палива, яке доводиться на кожен групу паливних баків;
- розрахунок і індикація загальної кількості палива;
- контроль точності вимірів і видача попереджень;

- контроль центру тяжіння палива в літаку і видача відповідних попереджень.
Блок керування контролю рівня палива обчислює отримані дані та надсилає ці відомості до системи “EASy”, після чого інформація передається на дисплей. Для контролю рівня палива в кожній групі паливних баків блок управління отримує інформацію від датчиків рівня палива. Потім відбувається корекція цих даних з урахуванням щільності палива, висоти літака, положення крила (земля/повітря) та форми паливного відсіку.

Основними компонентами системи моніторингу рівня палива є:

- система контролю рівня палива (FQMS);
- блок контролю рівня палива (FQMC);
- контрольно-вимірювальні датчики палива;
- датчики щільності палива.

2) Система попередження рівня палива.

Система забезпечує контроль рівня палива в трьох групах паливних баків. Досягши кількості палива в 453.6 кг на дисплеї з'являється застережливе повідомлення “Рівень (LVL)”, досягши кількості палива в 113 кг – видається повідомлення “Низький Рівень (LO LVL)”

1) Система контролю витрати палива забезпечує:

- контроль миттєвої витрати палива для кожного двигуна;
- розрахунок використаного палива для кожної групи паливних баків;
- розрахунок загальної кількості використаного палива;
- залишок палива в паливних баках.

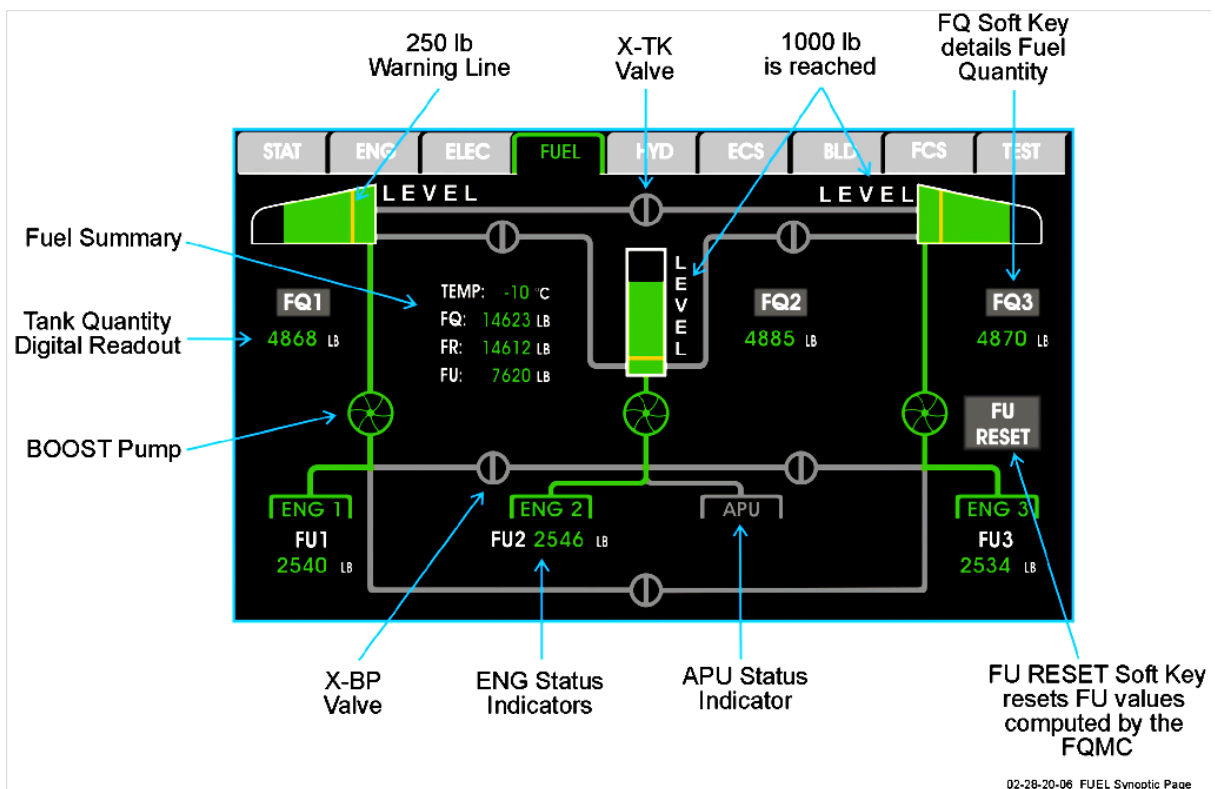


Рисунок 2.12 - Індикація стану паливної системи і її агрегатів

Fuel summary – загальне зведення, APU status indicator – індикатор стану ВСУ,
ENG1, 2, 3 status indicators – індикатор стану двигуна №1, №2, №3.

Система наддуву паливних баків

Мета забезпечення постійного тиску в паливних баків - безперебійна робота двигунів у разі виходу з ладу насосів. Крім того попереджає кавітацію палива на великій висоті. Тиск в баках створюється повітрям від двигунів №1 і №3. Баки обладнані клапанами перепускання повітря, щоб уникнути надмірного тиску або розрядки в системі наддуву. Система наддуву виконує такі функції:

- підтримує робочий тиск в паливних баках, щоб забезпечити стабільну подачу палива у разі відмови бустерних насосів і понизити ефект випаровування палива;
- запобігає появі надмірного тиску в баках;
- запобігає появі розрядки в баках;
- забезпечує фільтрацію повітря що поступає від двигунів;
- дозволяє уникнути переповнювання баків при заправці;
- дозволяє розгерметизувати паливні баки під час наземних робіт;
- забезпечує хорошу вентиляцію крильєвих баків, коли літак знаходиться на землі, бустерні насоси вимкнені, а баки порожні;
- видалення залишків палива з системи наддуву.

У системі встановлено два повітряні фільтри і два зворотні клапани. Зворотний клапан складається з тарілчастого клапана, що направляє і пружини зробленою з неіржавіючої сталі. Зворотні клапани запобігають перетіканню палива або повітря у зворотний бік. Максимальний тиск для відкриття - 15 гпа.

2.2 Регламент технічного обслуговування паливної системи

Регламент ТО - основний документ, що визначає об'єм і періодичність виконання робіт на ЛА в процесі його експлуатації і зберігання. Регламент ТО розробляється фахівцями конструкторського бюро - розробника ЛА в процесі його створення в повній відповідності з програмою ToIr.

При розробці первинного регламенту використовуються узагальнені матеріали по досвіду експлуатації аналогічних типів ЛА, враховуються специфічні особливості виробу, що розробляється, а також результати стендових і лабораторних випробувань. Проект регламенту представляється разом з макетом ЛА макетної комісії, а потім проводиться його перевірка і уточнення в процесі заводських, державних і експлуатаційних випробувань. В процесі випробувань ЛА і його регулярній експлуатації проводиться коректування

регламенту, яке викликається конструктивними доопрацюваннями і модифікаціями систем і агрегатів, накопиченням досвіду експлуатації і вдосконаленням методів технічного обслуговування.

Встановлення оптимальних режимів ТО ЛА базується на вирішенні наступних завдань:

- визначення переліку робіт по ТЕ комплектуючих виробів;
- визначення оптимальної періодичності виконання кожній з регламентних робіт;
- угруповання робіт по ТЕ в оптимальні форми регламенту для ЛА в цілому.

Перелік регламентних робіт формують з урахуванням досвіду обслуговування на аналогічних об'єктах експлуатованої АТ, особливостей конструкції і перспектив розвитку ЛА, ступеня впливу можливих відмов, залежних від робіт, що включаються в перелік, на безпеку польотів. При призначенні оптимальної періодичності ТЕ виробів і систем ЛА може використовуватися індивідуальний і груповий підхід. Перший застосовується для розрахунку надійності і визначення періодичності ТЕ найбільш відповідальних об'єктів обслуговування і полягає в побудові детальної математичної моделі розвитку пошкоджень даного об'єкту. При груповому методі розрахунок ведеться для групи об'єктів. Під спостереженням в даному випадку знаходиться відразу декілька конструктивних елементів, які розташовуються поряд, вимагають для свого обслуговування проведення одного комплексу підготовчо-завершальних робіт і, загалом, повинні розглядатися одночасно. В більшості випадків для визначення періодичності обслуговування окремих агрегатів і виробів використовуються імовірнісні методи.

- 1) Визначення періодичності з використанням нормативів заданого рівня надійності. Передбачається, що на підставі директивних документів або досліджень встановлений необхідний рівень надійності виробу (задана вірогідність безвідмовної роботи, допустиме число пошкоджень або відмов, що доводяться на 1000 ч нальоту або в міжрегламентний період), який повинен бути забезпечений в процесі експлуатації. Виходячи зі встановленої нормативної надійності, за допомогою прийнятої моделі визначають таку максимальну періодичність обслуговування, яка б забезпечувала вказану надійність.
- 2) Визначення оптимальної періодичності обслуговування з урахуванням швидкості розвитку відмови. Суть його полягає в тому, що при оптимальних термінах виконання ТО максимізувалося вірогідність сумісної події - виникнення пошкодження і не появи відмови.
- 3) Визначення оптимальної періодичності обслуговування виробів з урахуванням економічних показників. Даний критерій забезпечує максимальну

надійність роботи виробу в міжрегламентний період при мінімальному значенні трудових витрат на його обслуговування.

Перелік розділів в регламенті відповідає стандартам Асоціації повітряного транспорту. Стандарт АТА іспес 2200 визнаний світовим стандартом в авіаційній галузі, надаючи рекомендації за змістом, структурі і електронному обміну інформацією пов'язаною з авіабудуванням, технічним обслуговуванням і забезпеченню польотів. У нім зібраний набір рекомендацій по вимогах і процедурах обслуговування, контролем конфігурацій повітряного судна і проведення польотів.

Базове ТО. Технічне обслуговування складається з періодичних перевірок технічного стану літака, які проводяться через певний інтервал часу або наліт годин. Цикл технічного обслуговування Falcon 7х базується на перевірках чотирьох типів:

- базова перевірка (Basic Inspection): кожні 2 місяці;
- А-інспекція (A-Check): кожні 600 г. нальоту або 9 місяців, залежно від того, що досягається першим;
- В-інспекція (B-Check): кожні 2400 ч. нальоту;
- С-інспекція (C-Check): кожні 4000 польотних циклів або 8 років, залежно від того що досягається першим.

Базова перевірка. Базова перевірка повинна проводитися два рази кожного місяця, проте має обов'язковий ліміт в 220 ч. нальоту. У разі досягнення 220 ч. нальоту раніше, ніж за 2 місяці необхідно провести базову перевірку, яка продовжить льотну придатність ще на 2 місяці. Базова перевірка сама проста зі всього ТО, яка в основному складається з візуального огляду літака, читання повідомлень по технічному стану і експлуатаційні перевірки.

А-інспекція. А-інспекція повинна проводитися кожні 600 ч. нальоту або кожні 9 місяців. Деякі роботи повинні бути виконані через кратні інтервали (позначаються, як 2А, 3А, и т.д.). Вони можуть бути синхронізовані з А-інспекцією або ж виконані по своїх інтервалах проведення перевірок і бути зареєстровані в якості самостійної інспекції в програмі Тоір.

Роботи, проведені додатково до А-інспекції промаркіровані символом «*» - роботи по напрацюванню льотних годин. Отже, вони повинні проводитися кожні 600 г. для А*, кожні 1200 г. для 2А* і кожні 1800 льотних годин для 3А* - інспекції. Вони не підлягають календарному обліку, і виконуються зовні А-інспекцій по нальоту.

А-інспекція і похідні від неї інспекції (2А, 3А і т.д.) є профілактичними оглядами, які в основному полягають в забезпеченні періодичних перевірок, мастила вузлів агрегатів незалежно від нальоту.

В-інспекція. В-інспекція повинна проводитися кожні 2400 ч. нальоту. Структура перевірок аналогічна А-інспекції. Завдання В-інспекції – підтримка операційні і функціональні можливості систем літака.

С-інспекція. С-інспекція повинна проводитися кожні 4000 ч. нальоту або кожні 8 років. Тривалість С-інспекції не береться до уваги при визначенні інтервалу між двома інспекціями.

Примітка: Одному польотному циклу відповідають такі процедури: зліт, набір крейсерської висоти, зниження і посадка. У разі декількох знижень на нижчу висоту, а потім набір до крейсерської, польотні цикли відповідають кількості циклів наддуву паливних баків. Під час тренувальних польотів така ситуація вважається як один польотний цикл.

Складені роботи С-інспекції (2С, 3С и т.д.) виконуються під час різних перевірок. 2С-інспекція включає роботи відповідні С-інспекції плюс індивідуальні особливості характерні цьому типу інспекції.

Завдання С-інспекції полягають в детальному огляді планера літака і систем, після відкриття всіх оглядових лючков і знімних панелей. С-інспекція одна з найважчих за об'ємом робіт, яка необхідна для продовження ресурсу літака. Роботи в місцях утрудненого доступу проводяться по спеціальних сервісних бюлетенях. Список необхідних робіт по С-інспекції повинні бути доповнені роботами з А-інспекції.

Примітка: Деякі роботи 2В та 3В інспекцій мають календарний термін в 96 місяців (8 років). Якщо на момент проведення С-інспекції ці роботи небилиці виконані, то необхідно включити їх в список необхідних операцій.

ГРАФИК ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ в соответствии с Aircraft Maintenance Operation - CHAPTER 5)

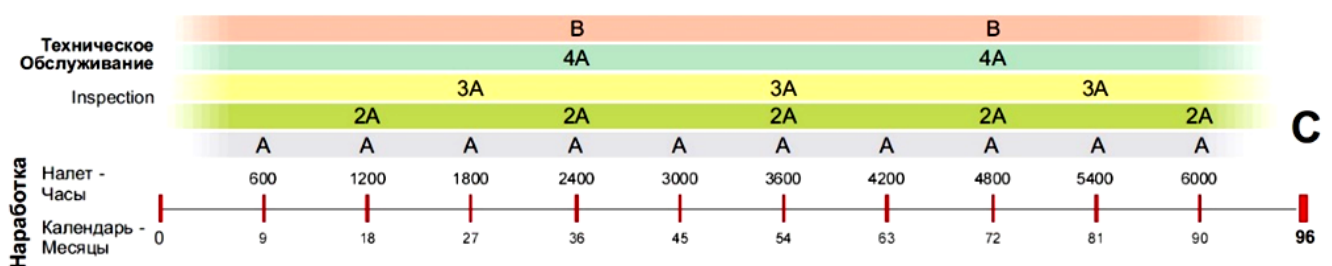


Рисунок 2.13 - Графік технічного обслуговування Falcon 7X

Дата звіту календаря регламентних робіт:

- якщо дата занесена в журнал по ToIr літака, то необхідно використовувати цю дату;

- якщо вона відсутня, то датою передачі літака замовникові (дата сертифікату льотної придатності), за умови що всі системи літака були встановлені на заводі-виготівнику. Проте якщо період комплектації літака перевищує 9 місяців, то датою початку перевірок є дата першого вильоту плюс 9 місяців.

Лінійне ТО. Операції по щоденному обслуговуванню літака описані в керівництві по наземному технічному обслуговуванню “Manual 11”. Дане керівництво містить список робіт, виконання яких необхідно проводити щодня. Вони не входять в розділ базового ТО.

Мета щоденного обслуговування - забезпечення вильоту ПС згідно польотного плану, контроль рівня рідин в системах, кисню і тиску в шинах і поповнення в міру необхідності.

Оновлення процедур ТоІр

При введенні нових рекомендацій по ТоІр літака, їх виконання здійснюється при наступному проведенні того типу інспекції для якого вони були розроблені. Виробник зобов'язаний повідомити експлуатантам літака про нововведення в друкарському вигляді з вказівкою розділу підмета заміні в керівництві по ТО.

2.3 Переваги обслуговування агрегатів паливної системи по фактичному стану

Метою ТоІр по фактичному стану є збереження рівня надійності при зниженні експлуатаційних витрат, при цьому призначають необхідні роботи по ТЕ залежно від фактичного технічного стану конкретного об'єкту і передбачуваної зміни його стану в процесі експлуатації. Такий тип технічного обслуговування дозволяє:

- понизити витрати на обслуговувань;
- понизити кількість обслуговувань;

Основою такого вигляду ТО є технічне діагностування (ТД) і прогнозування стану системи і агрегатів. За допомогою засобів ТД проводять безперервний або періодичний контроль параметрів стану. Прогнозування виконують при безперервному контролі для визначення часу, протягом якого збережеться працездатний стан, а при періодичному контролі - для визначення моменту часу наступного контролю.

Результати діагностування і контролю - основа для ухвалення рішень про необхідність ТО, часі його проведення і об'ємі, а також про час проведення чергового контролю технічного стану.

2.4 Система генерації інертних газів (OBIGGS - On-board Inert Gas Generating system)

Системи генерації інертних газів впродовж тривалого періоду часу широко використовуються у військовій авіації, але для транспортних і пасажирських лайнерів раніше не упроваджувалися через різні чинники, таких як висока вартість і вага.

Перші спроби впровадження подібної системи в цивільну авіацію проводилися ще в ранніх 60-х, проте Федеральне управління цивільної авіації США (FAA) відмовилося від даної системи, пояснюючи тим, що вона була непрактичною. Після чого більше сорока років не проводилися ніякі дослідження в області інертних газів, навіть перед тим фактом, що за цей період відбулося декілька катастроф з вини вибухів паливних баків ЛА. Замість цього FAA, приділяло увагу виключенню джерелом займання в баках (електронасоси, дроти).

Після катастрофи Boeing 747 TWA Flight 800 в 1996 р. вся увага була приділена розробці компактних і легких систем інертизації на борту літака. Розслідування, проведене після серії катастроф із-за вибуху паливних баків показало, що причиною стало займання і вибух не самого палива, а топливовоздушної суміші що утворюється при виробленні палива впродовж польоту. Після чого було визначено що “Усунення вибухонебезпечної суміші в паливних баках транспортної категорії ПС” є одним з найбільш актуальною проблемою в цивільній авіації.

2.5 Дослідження систем генерації інертних газів

З 2001 року FAA почало роботу над прототипом системи, яка б використовувала збагачену азотом суміш, отриману при відборі повітря з двигунів з подальшим його розділенням на необхідний азот і решту газів і рідин. Після чого було встановлено, що досягти вибухобезпечності баків можна шляхом пониження концентрації кисню в суміші до 12%, а не до раніше прийнятого порогу в 9-10%.

Флагманами у випробуваннях прототипу стала компанія Boeing, яка в 2003 році провела тестові польоти на літаках типу Boeing 747. Нова спрощена система збагачує азот шляхом відділення азоту від повітря, що подається, через матеріал з поволоконних мембран. Ця технологія широко використовується в медичних цілях. Ця мембрана відокремлює кисень на молекулярному рівні (молекулярна маса 32), у свою чергу азот, з молекулярною масою 28, долає її.

Пізніше FAA видало розпорядження в коротом були внесені зміни в правила розробки і експлуатації нових ЛА, для внутрішніх і іноземних виробників і

експлуатантов. Правила застосовні для літаків з пасажиромісткістю 30 і більш за чоловік, а так само з вантажопідйомністю більше 7500 фунтів. Цей закон торкнеться всіх майбутніх проектів літаків, і зажадає переоснащення більше 3200 літаків таких крупних авіаційних підприємств, як Airbus и Boeing.

Виходячи з даних комісій з розслідування авіакатастроф, за тих, що пройшли 16 років катастрофи викликані вибухом паливних баків мали місце 4 рази, два на землі і два в повітрі. На основі цієї статистики і оцінці FAA, було виявлено одна така катастрофа відбуватиметься через кожних 60 мільйонів годин польотного часу, близько 9 таких вибухів, ймовірно, відбудуться в найближчих 50 років. OBIGGS ймовірно запобіжить 8 з 9 таких катастроф.

2.6 Фізико-хімічні властивості азоту

Атмосфера землі, повітря яким ми дихаємо, перебуває на 78% з азоту і на 21% кисню. Тоді як кисень є тим газом, який необхідний людям, він в ступає в хімічні реакції з металом. Це означає що відбувається процес окислення. Проте окислення не є актуальною проблемою для паливної системи літака. Найгостріше коштують такі проблеми як вибухонебезпека паливних баків, а так само виникнення в них бактерій і різних мікроорганізмів.

Азот же, стабільний елемент. Це інертний газ, що означає, що він не вступає в хімічні реакції. Таким чином, немає ні вибухонебезпечної суміші пари палива з киснем, ні бактерій, ні корозії. Азот є ідеальною заміною кисню, він доступний глобально і його запаси невичерпні.

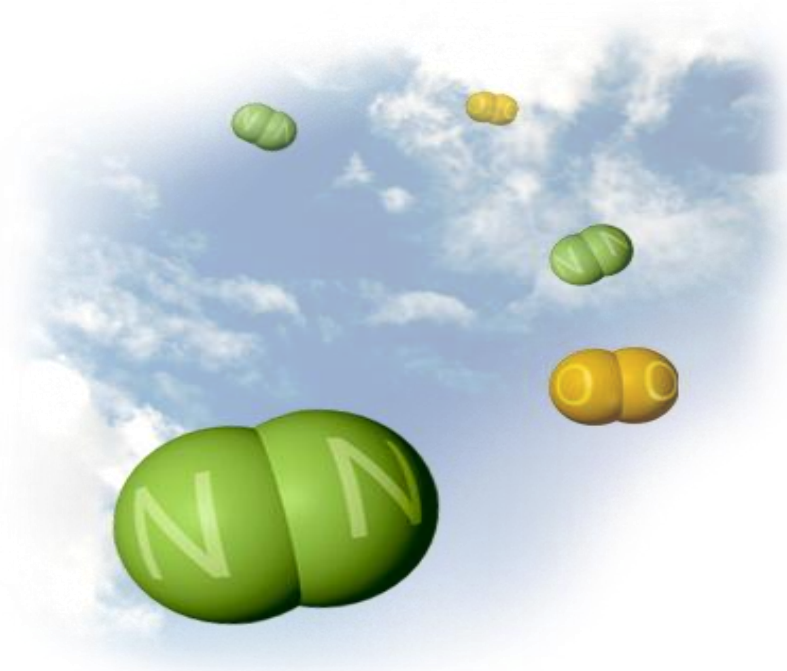
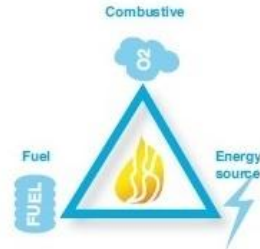


Рисунок 2.14 - Азот

2.7 Причини займання паливних баків

Займання палива може відбутися тільки при поєднанні 3 чинників, так само відомий як “трикутник займання”.



Малюнок 2.15 - Трикутник займання.

Fuel – паливо, combustive – окислювач, energy source – засіб займання. У літаку, як і в будь-якій машині тієї, що використовує паливо, паливний бак це місце, природним для якого є 2 з 3 чинників займання. При витраті палива, його рівень в баку падає, а концентрація пари палива зростає і заповнює простір між паливом і внутрішньою поверхнею бака. Конструкція Falcon 7X дозволяє понизити ризик займання пари за рахунок ізоляції джерел енергії і запобігання змішуванню палива з киснем. Ці методи проходять широку і ретельну перевірку при розробці і атестації повітряного судна, а так само під час тестових польотів. Проте всі ці рішення не можуть гарантувати безпеці польоту. Повне виключення домішок кисню з палива є неможливим, з причини умов зберігання і виробництва, а ізолювання джерел електроживлення не забезпечить ПС від іскри при такому поширеному явищі як розряд блискавки.



Рисунок 2.16 - Попадання розряду блискавки в ліву консоль крила

2.8 Половолоконная мембрана і її особливості

У основі технології лежать мембрани з полімерного матеріалу, які дозволяють швидко пропускати один тип газу при мінімізації проникнення іншого під тиском. Схема демонструє відносну швидкість проникнення різних типів газу через мембрану і завдяки її структурі забезпечується висока продуктивність азоту і низький ступінь енергоспоживання.

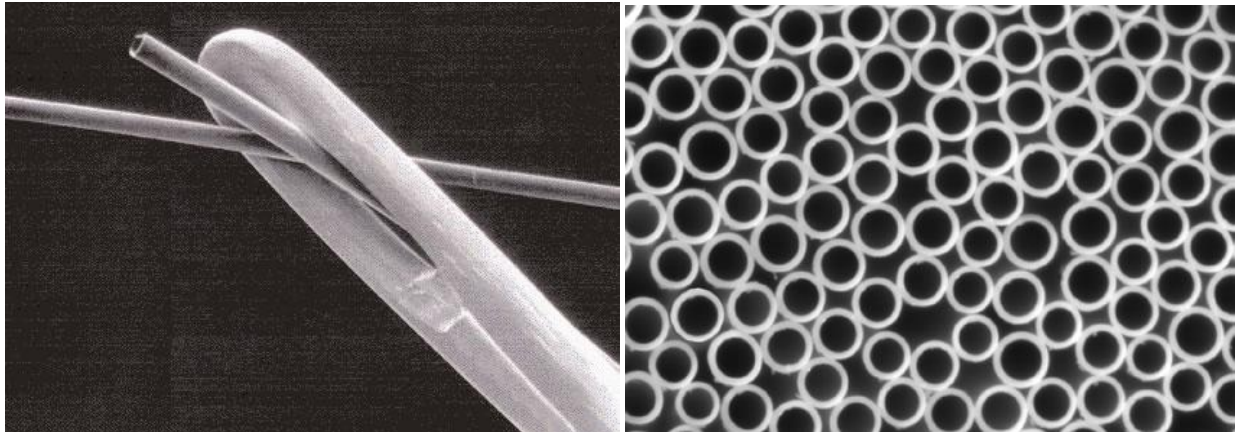


Рисунок 2.17 - Половолоконні мембрани

Матеріал мембран виконаний у вигляді порожнистих волокон, що дозволяє забезпечити велику площу поверхні для підвищення об'ємних швидкостей газовироблення.

Комплектація системи агрегатами для розділення газів мембранного типу значно знижує вагові характеристики і габаритні розміри всієї системи.

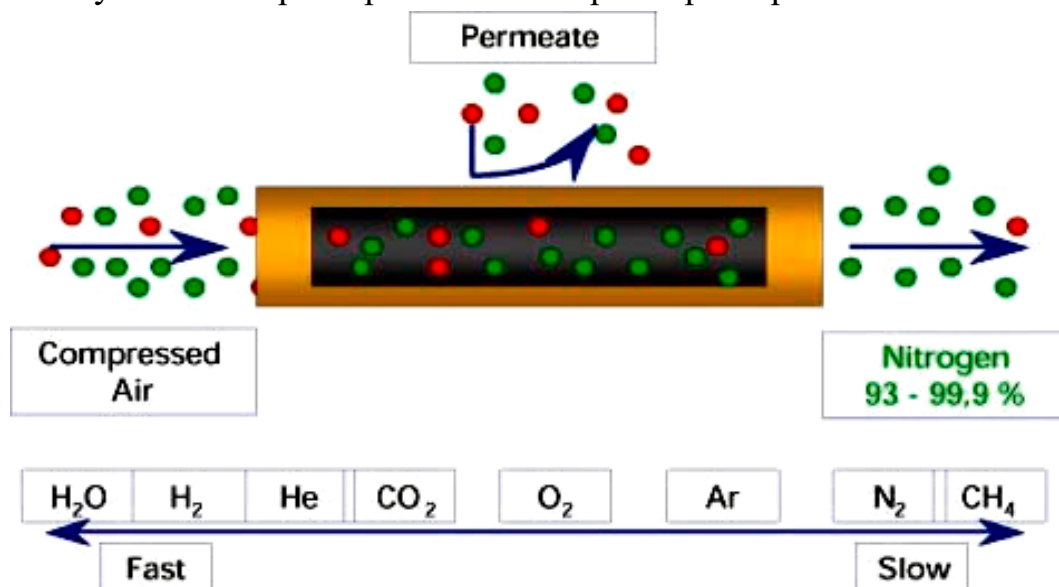


Рисунок 2.18 - Схема газорозподілу.

Compressed air – стисле повітря, nitrogen – азот, permeate – поширювач.

Пакет мембран може складатися з мільйона волокон. Стисле повітря, поступаючи в модуль розподілу, на першому етапі проходить крізь ці волокна, на яких осідають, а потім віддаляються, молекули кисню і водяна пара. Зрештою на виході виходить збагачений газ з концентрацією 93 - 99.9% азоту і невеликою кількістю домішки аргону.

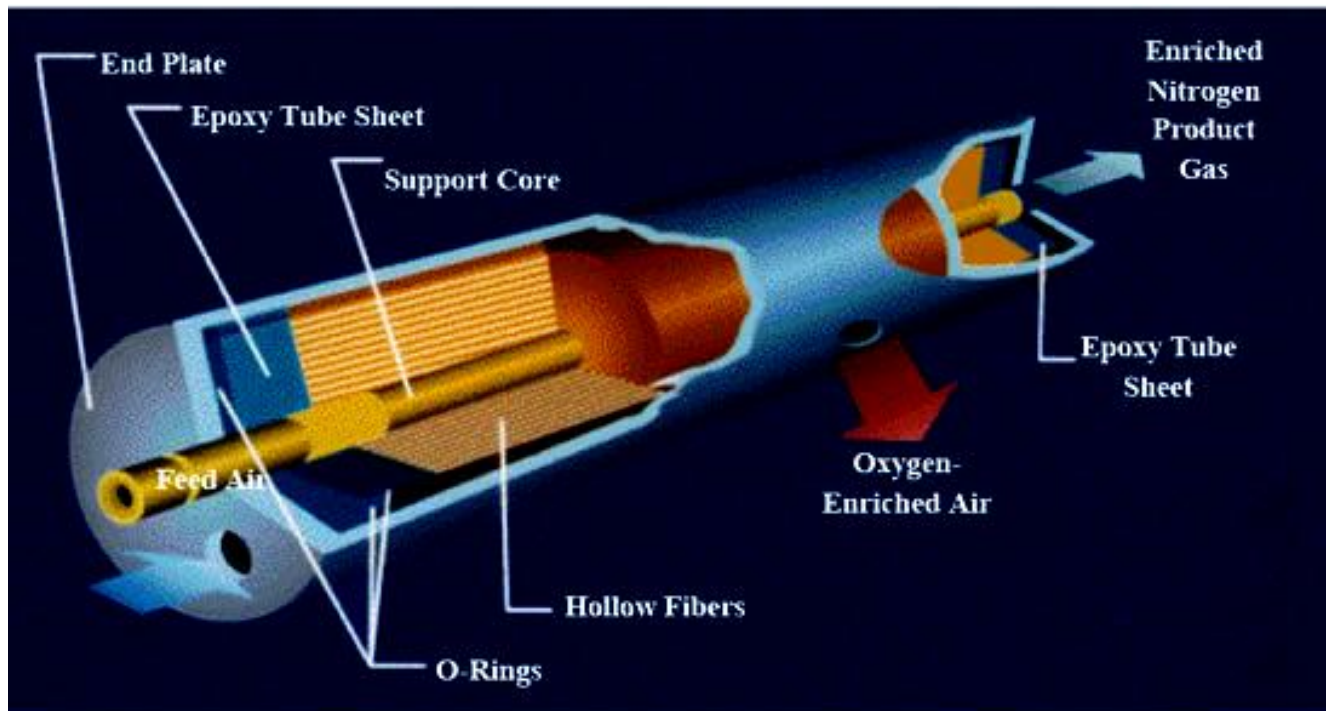


Рисунок 2.19 - Принципова схема ASM.

Hollow fibres – поволоконні мембрани epoxy tube sheet – стекловолоконная кришка end plate – кришка корпусу, support core – силовий елемент.

Мембранна технологія базується на принципі розділення газової суміші за рахунок різниці парціального тиску на зовнішніх і внутрішніх поверхнях порожнистих волокон мембрани (парціальний тиск - тиск окремо взятого компоненту газової суміші). Розділення повітря за допомогою мембран з порожнистих волокон є безперервним процесом керований принципом селективної проникності через стінки мембран. Швидкість проникнення кожного газу, присутнього в повітрі, що подається, визначається його розчинністю через матеріал мембран і швидкістю дифузії через молекули вільного об'єму в стінках мембрани. Ці змінні швидкості проникнення дозволяють “швидким” газам, таким як водяна пара і кисень відділятися від “повільних” газів, таких як азот.



Рисунок 2.20 - Мембранний модуль в розрізі

Порожнисті полімерні волокна упаковані разом у функціональному блоці, мембранному модулі, який складається із зв'язки декількох тисяч порожнистих волокон усередині корпусу, виготовленого з угльоволокна, склопалстїка, неїржавіючої сталі або алюмінію.

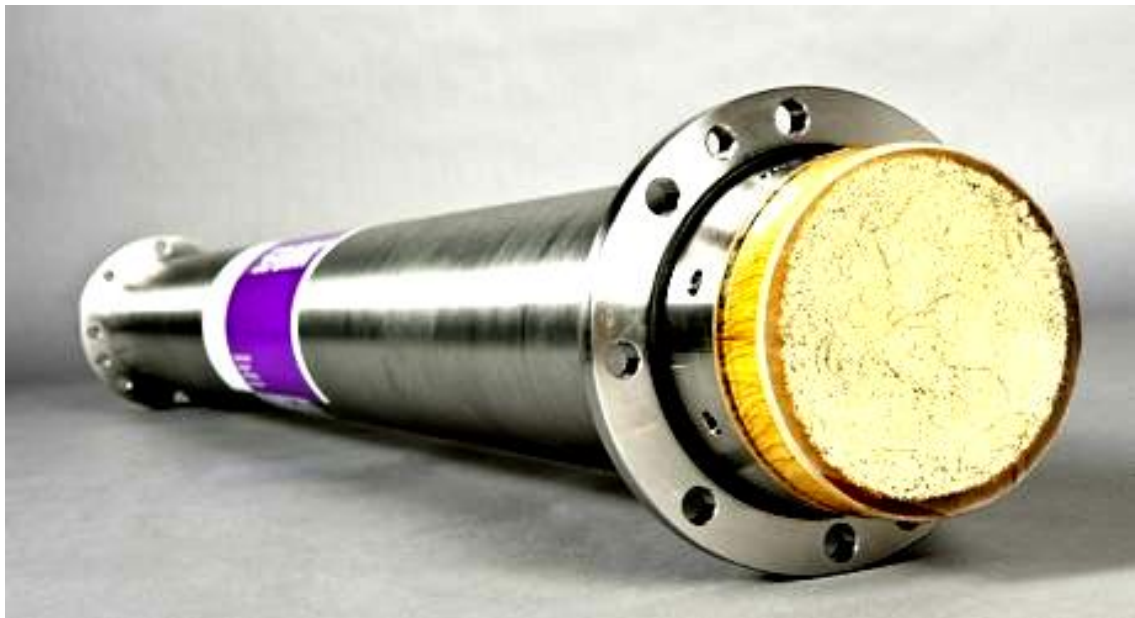


Рисунок 2.21 - Мембранний модуль

Для розрахунку об'єму азоту, що генерується, при перепаді тиску користуються законом Дарсі:

$$\frac{dV_p}{dt} = Q = \frac{\Delta p}{\mu} A \left(\frac{1}{R_m + R} \right)$$

Де V_p та Q є об'ємом газу, що генерується, і його об'ємна витрата відповідно (пропорційно такими ж характеристиками потоку подачі), μ є динамічною в'язкістю проникаючої рідини через площу мембрани R_m та R є відповідними опорами мембрани і забруднення дрібними частинками, що росте. R_m можна інтерпретувати як опір мембрани до проникності розчинника (води). Цей опір є властивістю мембрани і як очікується, буде досить постійним і не залежить від рушійної сили P . R пов'язана з типом забруднення мембрани, його концентрації в розчині, що фільтрує, і від природи взаємодії мембрани із забрудненням. Закон Дарсі дозволяє розрахувати площу мембрани для цільового розділення в даних умовах. Коефіцієнт розчиненого просіювання визначається рівнянням:

$$S = \frac{C_p}{C_f}$$

Де, C_f і C_p є концентрації розчиненої речовини в поступаю щем повітрі і проникаючого газу відповідно. Гідравлічна проникність визначається як величина, зворотна опору і представлена рівнянням:

$$L_p = \frac{J}{\Delta p}$$

де J є швидкістю потоку розчиненої речовини, яка є об'ємною витратою на одиницю площі мембрани. Коефіцієнт розчиненого просіювання і гідравлічна проникність дозволяє швидко оцінити синтетичній продуктивності мембрани. Приведені графіки демонструють залежність ємкості мембранного модуля від чистоти азоту при різному робочому тиску, а так само залежність чистоти азоту від тиску повітря на вході і тиску збагаченого азотом газу на виході з модуля.

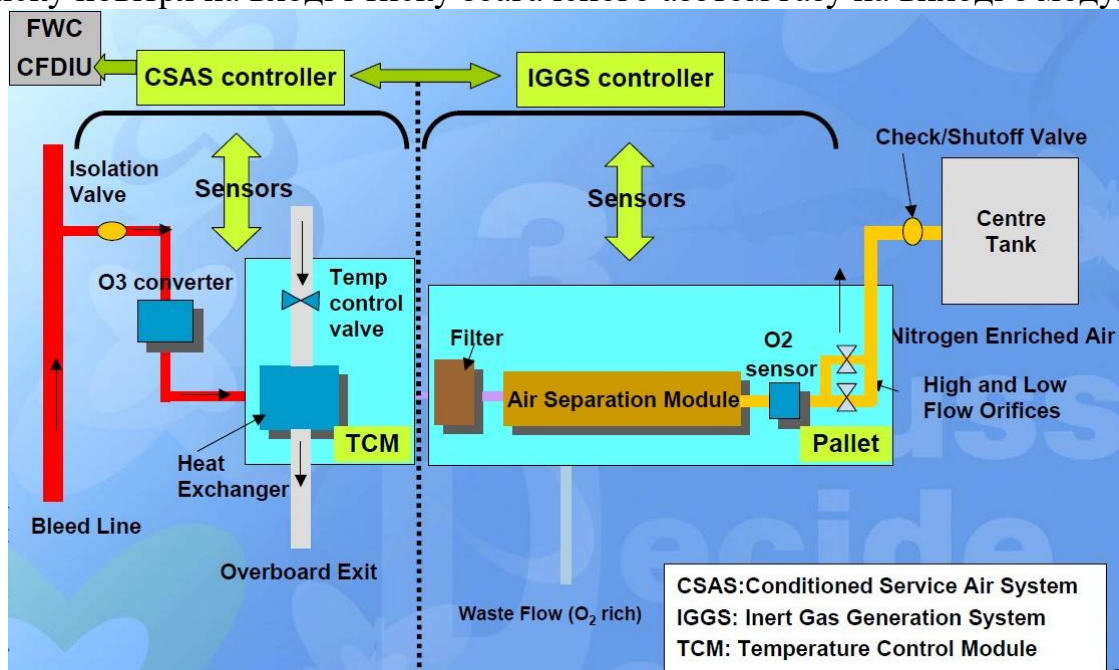


Рисунок 2.22 - Принципова схема IGGS

Виходячи з графічної інформації, можна укласти що, із зменшенням кількості азоту в газі, що генерується, підвищується об'єм його виробництва який безпосередньо залежить від оперованого тиску, іншими словами, зменшення кількості газорозподільних модулів, а отже маси всієї системи, можна добитися тільки в збиток концентрації азоту.

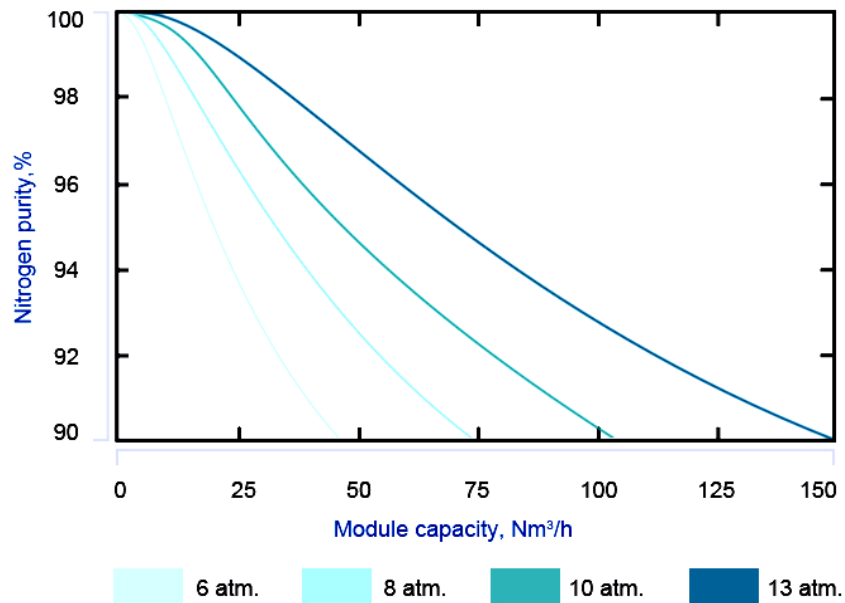


Рисунок 2.23 - Залежність ємності мембранного модуля від чистоти азоту при різному робочому тиску

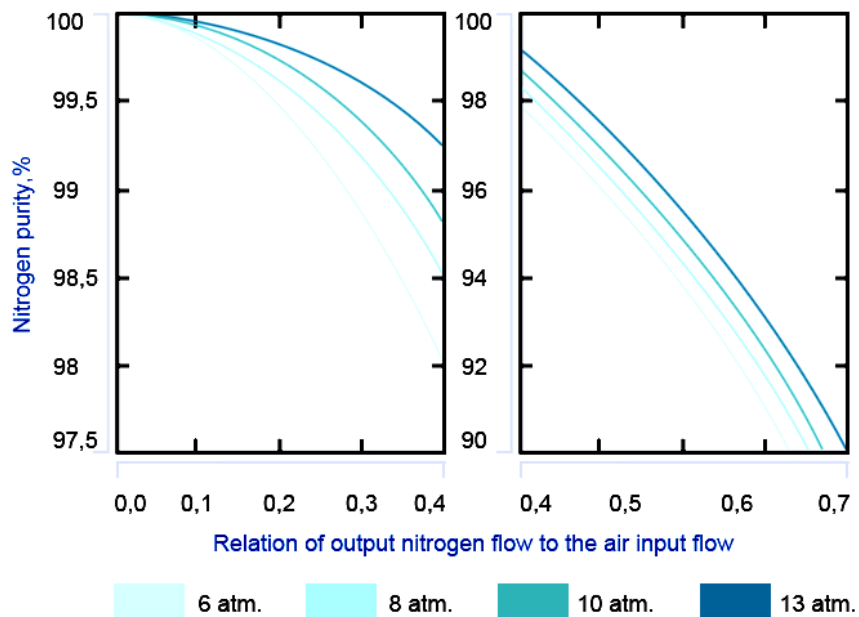


Рисунок 2.24 - Залежність чистоти азоту від тиску повітря на вході і тиску збагаченого азотом газу на виході

2.9 Схема OBIGGS і її опис

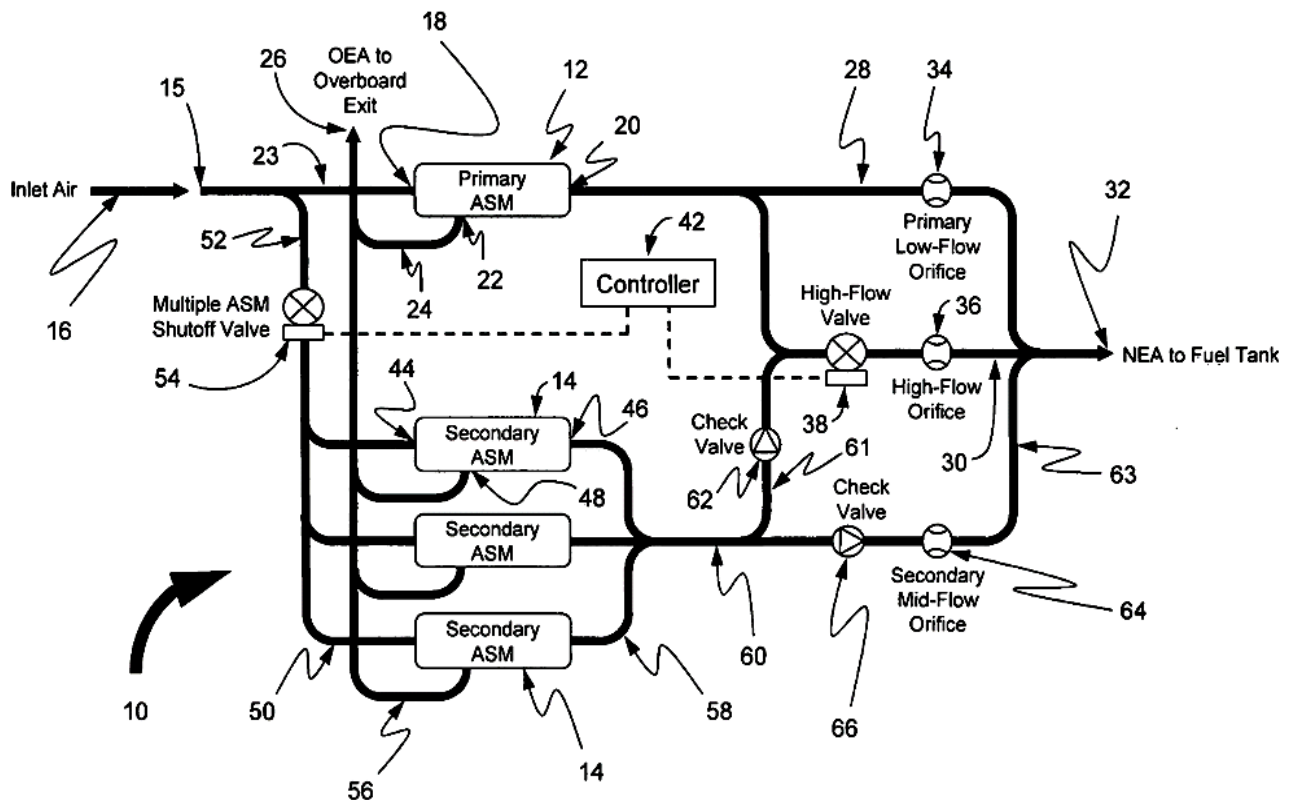


Рисунок 2.25 - Принципова схема системи генерації інертного газу.

Inlet air – подача повітря, primary ASM – основний модуль розподілу газу, secondary ASM – вторинні модулі, orifice – жиклер valve – клапан, controller – блок управління.

Ця схема призначена для бортової системи генерації інертного газу літака, яка забезпечує паливний бак або баки літака збагаченим азотом газом (NEA). Слід відмітити, що дана система може використовуватися також для інертизації вантажних відсіків і інших просторів в літаку.

Система включає головний модуль розділення газу 12 (ASM) і один або більше за вторинні модулі 14. В більшості випадків тільки головний модуль буде використаний для генерації азоту від відповідного джерела подачі повітря. Проте, додаткові модулі можуть бути використані при необхідності вищій продуктивності системи.

Головний модуль може працювати в режимі низької витрати для подачі NEA високої частоти в надвоздушне простір паливних баків з об'ємом достатнім, що б компенсувати збільшення цього простору при виробленні палива в сталим прямолінійному горизонтальному польоті

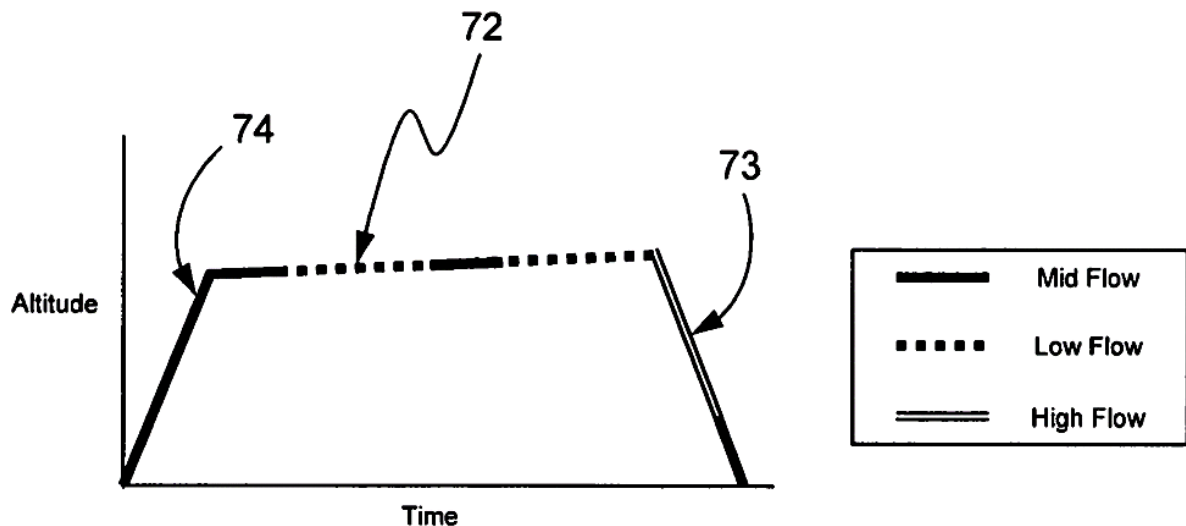


Рисунок 2.26 - Споживання NEA залежно від режиму польоту.

Mid flow – середнє споживання, low flow – мале споживання, high flow – високе споживання.

В процесі зниження повітряного судна потреба в NEA значно зростає. Щоб забезпечити таку продуктивність, основний ASM може працювати в режимі високої витрати з підключенням одного або більш вторинних ASM для підтримки вибухобезпечної атмосфери в паливних баках.

Моніторинг змісту кисню забезпечується датчиками кисню, встановленими в баках, концентрація якого повинна знаходитися в межах 10% - 14%.

Система так само має можливість забезпечувати режим подачі NEA середньої потужності, щоб забезпечити швидке заповнення газом під час режиму набору висоти, коли тиск відбираного повітря найвищий. Крім того даний режим застосовний до прямолінійного польоту для забезпечення терморегулювання вторинних модулів ASM, або періодично впродовж польоту або відрізків одного циклу в кінці польоту під час зниження. Також система може перемикатися між середнім і високим режимами під час зниження на вимогу бортового комп'ютера для ефективнішої підтримки концентрації інертного газу в баках при посадці.

На схемі 10 проілюстрований основний вхід 15 для безперервної подачі повітря високого тиску і високої температури (кондиціоноване повітря). Для забезпечення працездатності системи підходить будь-яке джерело живлення, такі як повітря з системи кондиціонування, системи наддуву паливних баків або повітря, що відбирається безпосередньо від двигунів. Повітря відбиране з турбіни компресора матиме температуру вище допустимою для ASM. З цієї причини, повітря повинне бути охолоджений при проходженні через теплообмінник системи терморегулювання 16. Повітря так само повинне

пройти процес фільтрації для видалення твердих частинок, забруднення і вологи надходження в основній і вторинні ASM.

Основний ASM, так само як і вторинні, може бути будь-якого відповідного принципу дії і форм-фактора. У цій системі основним елементом ASM є селективно проникний пакет мембран. Він включає пучок порожнистих волокон що знаходяться в циліндровому корпусі з впускним отвором 18 і вихідним отвором 20 на кінцях корпусу, а так само вентиляційним відведенням в бічній частині. Впускний отвір сполучений з магістраллю подачі повітря 23. Стисле повітря поступає всередину ASM і просочується в порожнину мембрани через волокна. Молекули кисню відділяються від молекул азоту за рахунок того що стінки волокон проникніші для кисню чим для азоту. Газ, який не проник всередину ставати збагаченим азотом і позбавлений кисню, ВТО час як газ, який проник всередину волокон ставати збагачений киснем і позбавлений азоту. Збагачений киснем газ відбирається через вентиляційне відведення 22 і скидається за борт через лінію перепускання повітря 26. Збагачений азотом газ виходить з ASM через вихідний отвір 20.

Вихідний отвір сполучений з паралельними лініями 28 і 30 на основне вихід 32, після якого магістралі живлення азотом будуть підведені до бака або баків. Жиклер низької витрати 34 встановлений на лінії магістралі 28 яка так само називається магістраллю низької витрати. Магістраль 30, яка так само називається магістраль високої витрати, забезпечена жиклером з високою пропускною спроможністю 36 і регулюючим клапаном 38. Регулюючий клапан за типом є електромагнітним, а управління їм здійснюється через контроллер 42.

Під час прямолінійного горизонтального польоту основний клапан високого тиску закритий, і живлення азотом з ASM забезпечується через жиклер малої витрати 34, який має такий поперечний перетин, що б забезпечити необхідний об'єм газу для оптимальної ефективності. При низьких швидкостях потоку висока чистота азоту може бути забезпечена з додаванням кисню, але не більш за один відсоток від NEA. При необхідності жиклер низької витрати може бути із змінним поперечним перетином, а так само датчиком концентрації кисню для визначення кількості кисню в NEA, що має динамічний контроль рівня чистоти. Слід зазначити що, адекватна продуктивність системи, як правило, досягається без додаткових пристроїв зміни змінного перетину і уприскування кисню через магістраль зворотного зв'язку.

У режимі зниження в клапан високого магістралі високої витрати поступає команда від контроллера 42 на відкриття і подачі NEA через жиклери малої і високої витрат, що забезпечує велику швидкість подачі. У зв'язку з цим

концентрація кисню в даному режимі буде максимальна, від 10% та 15% загального об'єму NEA. У даному режимі в ланцюг включається вторинний ASM. Вторинний модуль ідентичний первинному, має воздухоприємник 44 і газовідвід 46, а так само вентиляційне відведення 48. Воздухоприємник сполучений з магістраллю живлення 50 через вторинну лінію подачі повітря 52, що у свою чергу сполучена з основним входом 15. Вторинна магістраль забезпечена регулюючим електромагнітним клапаном впускання вторинного потоку 54, який подачу і контроль поступаючого повітря у вторинний ASM робота якого управляється через контроллер 42.

Вентиляційне відведення від вторинного ASM сполучене з магістраллю вентиляції, 56 через яку кисень скидається за борт через клапан перепускання 26. Магістраль газовідводу 58 сполучена з вторинною магістраллю живлення 60.

Вторинна магістраль живлення сполучена через транзитну магістраль 61 в лінії, якою встановлений зворотний клапан для запобігання зворотному ходу газу з магістраллю високої витрати 30. Вона так само підключена до магістралі середнього рівня подачі газу 63, яка у свою чергу приєднана до вихідного пристрою. Дана магістраль так само забезпечена електромагнітним жиклером 64 для забезпечення подачі між режимами великої і малої витрат. У лінію магістралі 63 встановлений зворотний клапан 66.

В процесі роботи клапан 54, регулюючий подачу повітря від двигунів і клапан 38 магістралей високої витрати можуть бути перекриті, що проведе до подачі повітря тільки в основній ASM. Крім того, збагачений азотом газ з основного модуля буде направлений тільки в магістраль низької витрати, що відповідатиме режиму низького споживання.

У режимі роботи великого споживання відкриваються обидва керівників клапана 38 і 54. Повітря під високим тиском подається в основній і вторинний ASM. Після чого азот подається через всі магістралі у вихідний пристрій. Третій режим роботи, середнього споживання, здійснюється по засобу відкриття клапана 54, а клапан контролю високої витрати 34 закритий командою контроллера. Як і в режимі високого споживання, повітря подаватиметься в основній і вторинний ASM. Проте на відміну від цього режиму азот з основного ASM поступатиме тільки через жиклер магістралі низького споживання, а азот з вторинного ASM тільки через жиклер середнього споживання, тим самим забезпечуючи проміжний рівень генерації.

На схемі 2 позначені періоди режим роботи відповідно до режиму польоту ВС. Режим низького споживання, що забезпечується основним ASM, включається в період горизонтального польоту 72. В період зниження 73, система працює циклічно між високим і середнім режимом споживання, для

оптимальної підтримки вимог системи. В період зльоту 74, система працює в режимі середнього споживання, що б забезпечити швидку інертизацію паливних баків, тоді як тиск повітря, що подається, є найвищим.

Блок управління, у відповідь на інформацію з бортового комп'ютера про такі параметри як висота і вертикальна швидкість може подавати команду на пристрої, що управляють, для забезпечення оптимально концентрації газу в баках. Контролер, який обробляє перемикання режимів потоку, може бути відповідним програмованим комп'ютером. Крім того, в контроллер можуть бути додані додаткові функції і засоби для регулювання режимів, такі як годинник або таймер, варіометр, ручне управління з кабіни екіпажа.

2.10 Технічні характеристики газорозподільного модуля

Модуль виготовлений з високоміцного алюмінію, який може витримати самі виснажливі умови роботи. Виходячи із статистичних досліджень, один модуль може витримати до 10 років безперервної роботи.

Мембранні сепаратори можуть бути встановлені як у вертикальному, так і в горизонтальному положенні, що дозволяє задовольнити будь-які проектні вимоги системи. Сепаратори доступні в різних конфігураціях.

Кожен мембранний модуль має строгі вимоги до контролю виробництва і безвідмовної працездатності. Модулі мають сертифікат As9100, який відповідає високим вимогам світової аерокосмічної промисловості. As9100 - це модель систем якості для забезпечення якості при проектуванні, розробці, виробництві, установці і обслуговуванні в аерокосмічній сфері. Стандарт As9100 був розроблений з використанням стандарту ISO 9001:2000. Він заснований на вимогах по розробці міжнародного гармонізованого стандарту, який відповідає потребам аерокосмічних компаній у всьому світі. Перший стандарт, доступний для використання світовою аерокосмічною спільнотою, As9100, включає додаткові вимоги, необхідні для задоволення як потреб цивільної і військової авіації, так і потреб аерокосмічної промисловості. Технологія виборчої проникності використовує пасивну систему без рухомих частин. Простота такої системи дозволяє проектувати надійніші і безпечніші агрегати, які можуть бути використані в різних умовах.

Мембранна технологія легко вводиться в експлуатацію - подати стисле повітря і генерація інертного газу починається. Відсутній період обкатки, а так само дороге устаткування для управління системою і складні елементи конструкції.

Малу вагу агрегату дає можливість встановити і обслуговувати модуль однією людиною. Типовим модулем є сепаратор з робочим тиск 9 атм., чистотою азоту

99,5%, температурою газу 55°с, з об'ємом подачі повітря 23,4 м3/г, і об'ємом азоту 6,4м3/г, що генерується.

Таблиця 2.2 - Продуктивність газогенеруючих модулів

Nitrogen flow capacity in normal cubic meters per hour @ 55°C, 9 barg

Model	99.5% Purity		99% Purity		98% Purity		97% Purity		96% Purity		95% Purity	
	Inlet	Outlet	Inlet	Outlet	Inlet	Outlet	Inlet	Outlet	Inlet	Outlet	Inlet	Outlet
PA3020 N1	4.7	0.8	5.1	1.1	5.7	1.7	6.2	2.2	6.8	2.7	7.4	3.2
PA3030 N1	8.0	1.4	8.6	1.9	9.6	2.8	10.6	3.6	11.5	4.5	12.4	5.4
PA4030 N1	14.2	2.4	15.3	3.4	17.1	5.0	18.7	6.4	20.3	7.9	22.0	9.5
PA4030 P3	6.4	1.8	7.1	2.3	8.1	3.2	9.0	4.0	10.0	4.9	11.0	5.8
PA4050 N1	23.3	4.0	25.1	5.5	28.0	8.1	30.7	10.5	33.4	12.9	36.2	15.5
PA4050 P3	10.6	2.9	11.7	3.8	13.4	5.3	14.9	6.6	16.5	8.0	18.1	9.5
PA6050 N1	58.8	9.9	63.3	13.9	70.6	20.3	77.4	26.3	84.1	32.4	91.2	39.0
PA6050 P3	23.4	6.4	25.8	8.4	29.6	11.6	33.0	14.7	36.4	17.7	40.0	21.0

Nitrogen flow capacity in normal cubic meters per hour @ 55°C, 15 barg

Model	99.5% Purity		99% Purity		98% Purity		97% Purity		96% Purity		95% Purity	
	Inlet	Outlet	Inlet	Outlet	Inlet	Outlet	Inlet	Outlet	Inlet	Outlet	Inlet	Outlet
PA3020 N1	8.1	1.5	8.8	2.1	9.9	3.1	11.0	4.0	12.1	5.0	13.2	6.0
PA3030 N1	13.8	2.6	14.9	3.6	16.8	5.3	18.5	6.8	20.3	8.4	22.1	10.1
PA4030 N1	24.4	4.6	26.4	6.4	29.8	9.3	32.8	12.1	35.9	14.9	39.0	17.8
PA4030 P3	11.2	3.4	12.5	4.4	14.5	6.1	16.2	7.7	18.0	9.3	39.5	11.0
PA4050 N1	40.1	7.5	43.4	10.4	48.9	15.2	53.9	19.7	58.9	24.2	64.2	29.1
PA4050 P3	18.6	5.5	20.6	7.3	23.9	10.1	26.8	12.7	29.8	15.3	32.8	18.1
PA6050 N1	101.0	18.8	109	26.2	123.1	38.2	136.2	49.4	148.2	60.8	162.1	72.9
PA6050 P3	41.0	12.2	45.6	16.1	52.8	22.3	59.3	28.0	65.8	33.8	72.5	39.9

Таблиця 2.3 - Характеристики газогенеруючих модулів

Catalog Number	Product Number	Shell Materials	Connection Thread Type	Connection Size	Cap Materials
186495	PA4050-P3-4E-DS	316L Stainless Steel	NPT	½-inch	316L Stainless Steel
107016	PA4050-P3-6B-D0	High performance ABS	BSPP	¾-inch	6061 Aluminum
186496	PA4050-P3-6F-DS	316L Stainless Steel	BSPP	¾-inch	316L Stainless Steel
107017	PA4050-P3-7C-D0	High performance ABS	SAE J1926	⅞-inch	6061 Aluminum
186497	PA4050-P3-7R-DS	316L Stainless Steel	SAE J1926	⅞-inch	316L Stainless Steel
177108	PA6050-N1-8B-G2	6063 Aluminum	BSPP	1-inch	6061 Aluminum
177106	PA6050-N1-8C-G2	6063 Aluminum	SAE J1926	1-inch	6061 Aluminum
412455	PA6050-N2-8C-G2	6063 Aluminum	SAE J1926	1-inch	6061 Aluminum
412452	PA6050-N2-8B-G2	6063 Aluminum	BSPP	1-inch	6061 Aluminum
177109	PA6050-P3-8B-D2	6063 Aluminum	BSPP	1-inch	6061 Aluminum
177107	PA6050-P3-8C-D2	6063 Aluminum	SAE J1926	1-inch	6061 Aluminum
412438	PA3020-N2-3A-00	High performance ABS	NPT	⅜-inch	6061 Aluminum
412439	PA3020-N2-3B-00	High performance ABS	BSPP	⅜-inch	6061 Aluminum
412440	PA3030-N2-3A-00	High performance ABS	NPT	⅜-inch	6061 Aluminum
412441	PA3030-N2-3B-00	High performance ABS	BSPP	⅜-inch	6061 Aluminum

2.11 Блок управління і діагностики OBIGGS

Управління системою OBIGGS і її моніторинг здійснюється за допомогою електронного блоку управління (ECU). У блок ECU поступають дані від різних датчиків системи, блок обробляє їх, використовуючи аналогові і цифрові схеми, і за допомогою даної обробленої інформації забезпечує адекватну роботу системи.

Загальні відомості

Блок ECU має інтерфейс сумісний з системою літака Easy II і має розмір 3тсц. У нім є адаптер (I/o), за допомогою якого проводиться як прийом, так і передача даних. На фронтальній частині блоку є засіб візуального зворотного зв'язку, який (на землі) дозволяє бачити, що блок працює штатно. Блок має вбудовану систему автоматичного контролю справності (BIT), що генерує сигнал стану для системи Easy II.

Вбудовані засоби діагностики контролера

Контролер може відстежувати стан компонентів OBIGGS, шляхом проведення безпосереднього контролю величини електричного струму або напруги на компоненті, відстежуючи статус позиційних перемикачів або резервних датчиків, якщо це передбачено комплектацією компоненту.

Контролер забезпечує проведення чотирьох типів перевірки для внутрішньої діагностики:

Діагностика при підключенні живлення (РВІТ)

Безперервний контроль (СВІТ)

Контроль кисню (ОВІТ)

Примусовий / експлуатаційний контроль (ІВІТ)

Контролер проводить діагностику мережевого живлення відразу ж після подачі вхідного живлення (РВІТ). ECU, крім того, веде безперервний контроль стану системи, аналогових сигналів, дискретних вхідних сигналів (СВІТ). Під час крейсерського польоту ECU перевіряє функціонування системи шляхом вимірювання змісту кисню і представлення інформації про вміст кисню в газовій суміші з малим змістом кисню, що поступає в паливні баки (ОВІТ).

Персонал по обслуговуванню і ремонту також може провести РВІТ разом з іншими заходами для виявлення несправностей в роботі системи. Результати діагностики передаються ECU на літак по інтерфейсу Easy II.

Архітектура системи

Архітектура системи OBIGGS виконана з урахуванням вимог безпеки системи. Функціональні характеристики системи і конструкція компонентів, що дозволяють системі виконувати дані функції, були розглянуті в ході проведення

Аналізу безпеки системи (SSA). В результаті даного аналізу було встановлено, що всі мають відношення до системи ризику були належним чином розглянуті і приведені у відповідність з документами CS 25.981 і CS 25.1309.

Три умови, які ідентифікувалися як «катастрофічні» та одна, що ідентифікується як «небезпечна», визначили остаточний варіант архітектури OBIGGS. До таких умов відносяться:

Вибух усередині системи OBIGGS - катастрофічна ситуація

Самозаймання палива/парів палива - катастрофічна ситуація

Надмірний тиск/обмеження потоку газу, що подається в паливний бак, - катастрофічна ситуація

Збільшення змісту кисню у вільному просторі бака в порівнянні з тим, яке б мало місце у разі невикористання системи нейтрального газу, - аварійна ситуація.

Режими роботи

Система OBIGGS має чотири режими штатної роботи:

Система OBIGGS відключена (відсутнє електроживлення)

Якщо в систему не подається електроживлення, всі клапани системи перекриті.

Система OBIGGS відключена (електроживлення подається - режим роботи на землі)

У даному режимі система знаходиться у тому випадку, коли на контролер подається живлення, але система відключена. При даному режимі всі клапани перекриті, а контролер знаходиться в стані очікування команди на увімкнення системи. Щоб система була запущена, істинними повинні бути наступні параметри:

Обтискання коліс (WOW) = FALSE

Mach > = 0.2

Тиск відбору повітря = True

Система може бути відключена унаслідок внутрішньої відмови, при цьому відбувається блокування системи. Для перезапуску системи необхідно натиснути кнопку TEST / RESET на передній панелі Блоку електронного управління. Система може бути відключена і в результаті зовнішньої відмови. В цьому випадку її перезапуск відбудеться після усунення зовнішньої відмови.

При подачі живлення контролер проводить діагностику РВІТ. Живлення подається потім на температурні датчики і датчики тиску, і перевіряється їх робота в заданому діапазоні значень. Дані по датчиках і положенні кранів перевіряються на коректність (правильне положення кранів - закриті), після цього система готова до запуску.

Нормальний режим роботи системи нейтрального газу

Система OBIGGS залишається включеною і працює в режимі середньої витрати під час зльоту, набору висоти і крейсерського польоту. На цих етапах система заповнює той, що збільшується в результаті вироблення палива вільний об'єм паливного бака азотом, розбавляючи кисень, що виділяється з палива і максимально, наскільки це можливо, знижуючи концентрацію кисню до кінця крейсерського польоту.

Під час крейсерського польоту система OBIGGS проходить діагностику робочого стану. Етап крейсерського польоту вибраний для виконання такої діагностики по наступних двох причинах:

- під час крейсерського польоту система діє в режимі малої витрати і характеристики її роботи володіють найбільшою стабільністю;

OBIGGS працює в режимі малої витрати, і в той же час на етапі крейсерського польоту проводиться збагачена азотом суміш найбільшої чистоти.

На даному етапі легко виявити серйозні неполадки в роботі, оскільки при цьому концентрація кисню в збагаченій азотом газовій суміші буде вища очікуваною. Датчик кисню включається на період його розігрівання, рівний приблизно 5 хвилинам. Після видачі датчиком сигналу, підтверджуючого його нормальну роботу, протягом декількох хвилин проводиться перевірка основних робочих параметрів системи, щоб переконатися в нормальній роботі сепаратора і системи в цілому. Перевірка працездатності системи проводиться під час кожного польоту після повного розігрівання системи і стабілізації її робочих параметрів. Для прогрівання сепаратора на етапі крейсерського польоту потрібний не менше 20 хвилин.

Після початку зниження, система переводиться в режим максимальної витрати. При цьому блок ECU отримує значення вертикальної швидкості, з системи Easy II літака, вертикальна швидкість при зниженні повинна складати 600 фут/мін і більш впродовж 3 секунд. При режимі максимальної витрати максимально збільшується об'єм збагаченого азотом повітря, що поступає в паливний бак.

Збільшення витрати збагаченого азотом повітря дозволяє зменшити об'єм повітря, що поступає в паливні баки, і підвищує концентрацію кисню в збагаченій азотом газовій суміші.

Штатне відключення системи

Штатне відключення OBIGGS проводиться при дотриманні наступних умов:

Mach \leq 0,2;

Обтискання коліс (WOW) == TRUE;

Нештатне відключення системи

Нештатне відключення системи OBIGGS проводиться в наступних випадках:

1) Надмірний нагрів (система блокується у відключеному стані):

- Блокування системи вв відключеному стані аналоговим контуром захисту при реєстрації температури 85°С і вище;
- Блокування системи у відключеному стані цифровим контуром захисту при реєстрації температури 90°С і вище;
- Термореле відкривається при максимальному значенні 130°С і закривається при мінімальному значенні 96°С. Замочний термодіафрагма закривається за допомогою термореле. Система блокується у відключеному стані, оскільки реєструється та, що розузгодила клапанів або відмова системи.

2) Надмірний тиск (система блокується у відключеному стані):

- Блокування системи у відключеному стані цифровим контуром захисту при реєстрації на P1 60 фунтов/дюйм² протягом 15 секунд і більш;
- Блокування системи у відключеному стані аналоговим контуром захисту при реєстрації на P1 90 фунтов/дюйм².

3) Внутрішня відмова, окрім відмови датчика кисню (система блокується у відключеному стані), як наприклад:

- Неспівпадання положень клапанів або відмова соленоїда;
- Термореле у відкритому положенні;
- Відмова датчика або його свідчення поза діапазоном.

Після блокування у відключеному стані для запуску системи вимагає перезапустити її вручну.

Система OBIGGS може також відключитися, але не буде заблокована. Це може відбутися по наступних причинах:

- Низький тиск на вході;
- Втрачений зв'язок з авіонікою літака;
- Перерва в електропостачанні.

Після відновлення зв'язку з авіонікою або усунення перерви в електропостачанні, або нормалізації тиску на вході система OBIGGS запускається автоматично.

Інтерфейс з іншими системами

Система нейтрального газу має інтерфейс з наступними системами літака і елементами конструкції:

- КСБКВ;
- Експлуатаційний накопичувач, аварійний параметричний накопичувач;
- Система електропостачання;
- Паливна система;
- Конструкція планера.

2.12 Функціональний опис компонентів системи

Озоновий фільтр

Озоновий фільтр знижує концентрацію озону у відбираному повітрі і тим самим служить для захисту сепаратора від пошкодження озоном. Волокном сепаратора є пластикна речовина, яка може бути пошкоджене в результаті дії на нього озону. Нормальний рівень змісту озону у відбираному повітрі більш ніж на порядок перевищує мінімально допустимий рівень, що забезпечує збереження ресурсу сепаратора.

Сітка озонового фільтру використовує каталітичний нейтралізатор і конструкцію, які опробовані на фільтрах літаків комерційної авіації, що використовують зараз. Основний вид відмови даного виду фільтру - поступова повільна деактивація каталізатора унаслідок його забруднення. Кількісно це виявляється в нездатності каталізатора перетворювати O_3 в O_2 . Деактивація відбувається у тому випадку, коли забруднюючі речовини, що містяться у відбираному повітрі, особливо фосфор, кремній, і/або сіра, потрапляють на поверхню каталізатора. Забруднюючі речовини покривають поверхню каталізатора і знижують його дію на озон, тим самим не даючи можливості відбутися реакції перетворення O_3 в O_2 . Необхідні рівні забруднення, при яких відбувається відмова, низькі, тому на каталізаторі не видно скільки-небудь видимих відкладень і помітного збільшення перепаду тиску не відбувається.

Швидкість деактивація каталізатора в значній мірі регулюється його технологічними особливостями, тому дана технологія має патентний характер.

Фільтр є суцільнозварною конструкцією і ремонту не підлягає. На місці можна лише оцінити фізичні пошкодження, такі як забоїни, тріщини і тому подібне, які можуть привести до відмови в роботі фільтру. Періодичність очищення озонового фільтру складає 6000 годин роботи. Під час очищення з поверхні каталізатора віддаляються забруднюючі речовини, що перешкоджають доступу озону до активних ділянок каталізатора. Щоб відбулася реакція, озон повинен контактувати з каталізатором. Немає необхідності для очищення витягувати грати з фільтру, після очищення фільтру вона проходить перевірку на працездатність у складі фільтру. Її термін придатності при зберіганні не обмежений, як немає обмежень і відносно умов зберігання по температурі і вологості.

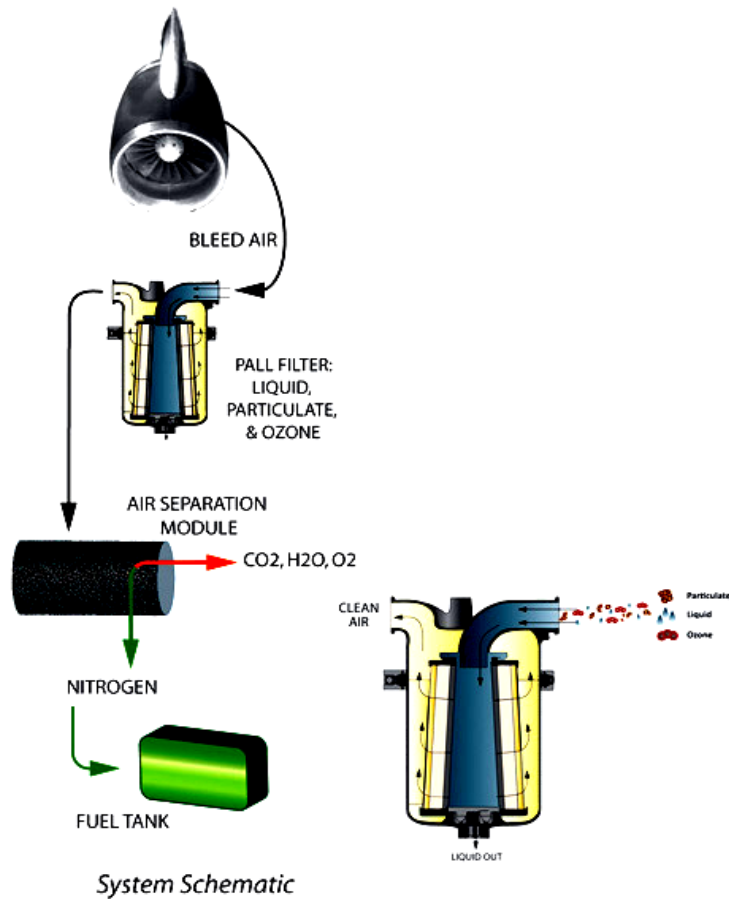


Рисунок 2.27 - Схема газорозподілу і фільтрації.
Pall filter – фільтр (рідина, що забруднюють частинки, озон).

Повітряний фільтр

Повітряний фільтр призначений для затримання твердих і рідких забруднюючих речовин, що містяться в потоці повітря, що поступає. Конструкція фільтру в зборі припускає періодичну заміну його елемента відповідно до графіка техобслуговування і умов експлуатації літака. Фільтр-елемент підлягає заміні через кожних 7000 годин експлуатації.

Фільтр в зборі складається з елемента, що фільтрує, для затримання частинок домішок і виконаного з гофрованого, склеєного смолою скловолокна із здатністю, що фільтрує, 99.997% для частинок розміром 0,1 мк і більш. Фільтр здатний затримувати частинки пилу, аерозолів і рідин, таких як масло і вода.

Елемент, що фільтрує, надягає на ґрати з неіржавіючої сталі і алюмінію і має на торцях алюмінієві кришки. Матеріал, що фільтрує, і ґрати встановлені в торцеві кришки і залиті в них компаундом на основі епоксидної смоли. Патрон в зборі, фільтр, що включає, розміщується усередині корпусу з алюмінію, що складається з двох частин, стягнутих хомутом, що забезпечує доступ для техобслуговування. На корпусі також розташовані порти входу/виходу для забезпечення інтерфейсів і засобу механічного кріплення.

2.13 Інтеграція в мультимедійну систему попередження про відмови

Центральна система попередження забезпечує інформаційною індикацією екіпаж ВС, коли робота систем або умови польоту стають нештатними або незадовільними. Сповіщення системи включає повідомлення CAS, візуальну індикацію і звукові сигнали.

Дисплей ENG-CAS постійно відображається на кожному основному дисплеї (PDU). Дисплей ENG-CAS складається з двох частин, верхня частина дисплея показує вікно повідомлення CAS, а нижня частина показує робочі параметри для кожного двигуна.

Таблиця 2.4 - Колірна інформація CAS повідомлень

CAS Messages

Тип	Цвет	Описание
Внимание	Красный	Сообщение CAS отображается, когда неполадка требует немедленного подтверждения экипажа и проведения необходимых процедур корректировки.
Предупреждение	Желтый	Отображается, когда неполадка требует немедленного внимания экипажа и проведения последующих процедур по ее решению.
Информация	Белый	Отображается, когда система находится в исправном состоянии. Ночит информационный характер и не требует немедленных процедур по решению.

Система моніторингу (MWF) контролює системи авіоніки для виявлення несправностей протягом польоту. При виникненні таких ситуацій, передає відповідне повідомлення на дисплей CAS. Ці повідомлення включають інформацію про стан, конфігурації або характеристики систем літака. Екіпаж використовує дані повідомлення для ухвалення рішень і коректування, які підвищують безпеку польотів повітряних судів і ефективність.

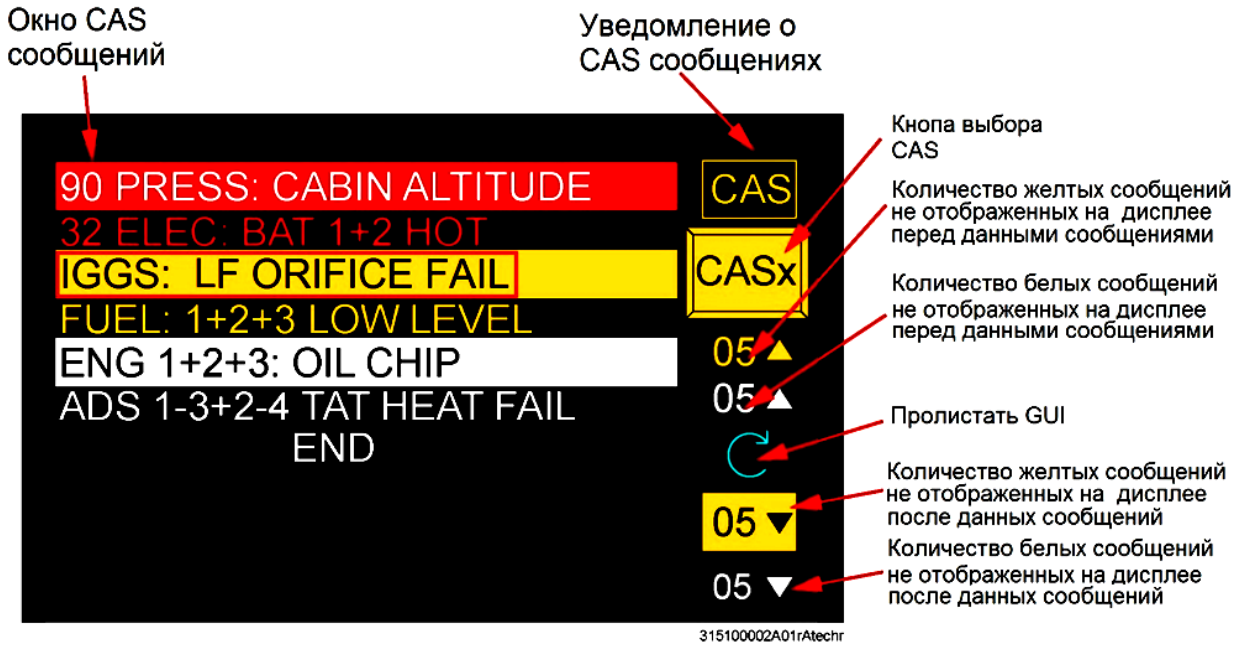


Рисунок 2.28 - Вікно повідомлень CAS.

IGGS: LF orifice fail – система генерації інертного газу: відмова жиклера низької витрати.

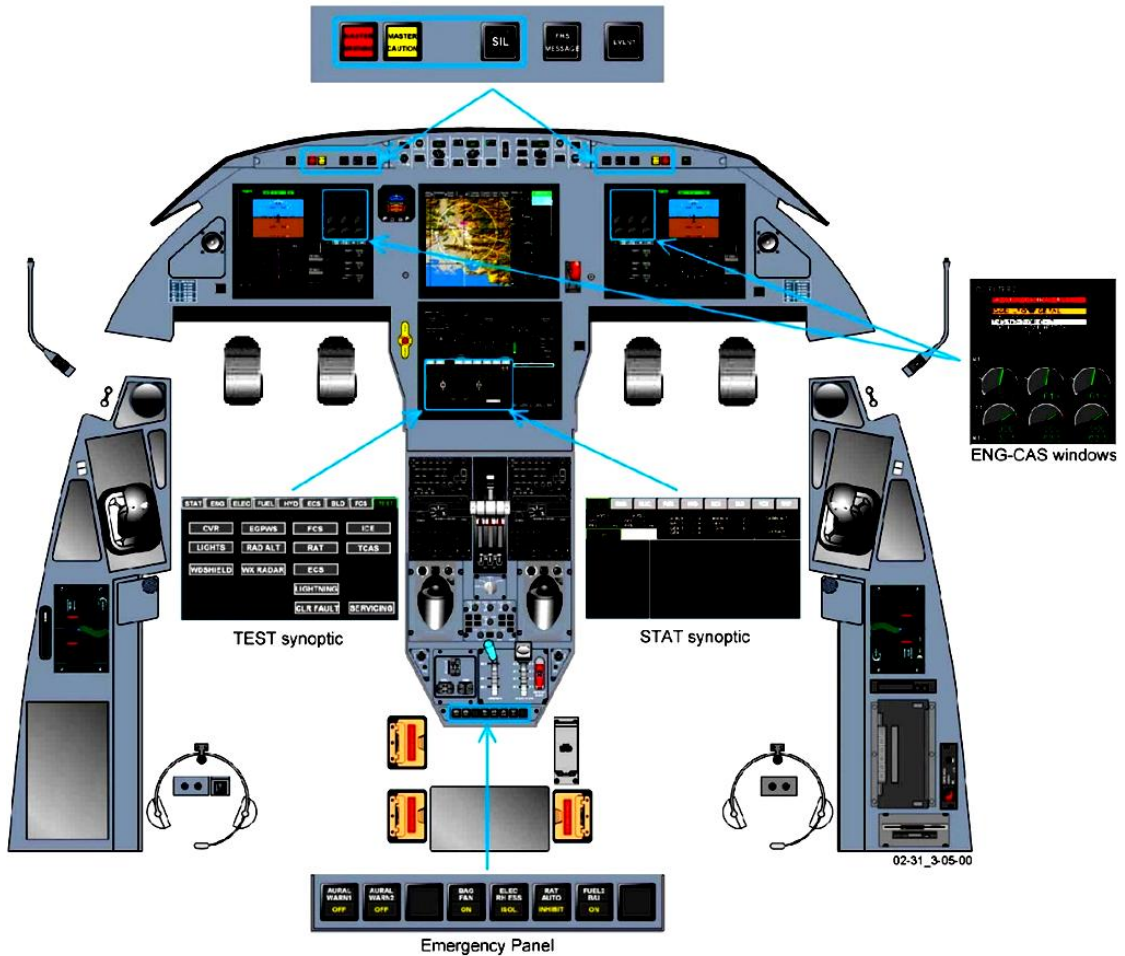


Рисунок 2.29 - Розташування дисплея CAS в кабіні пілота Falcon 7x

Висновки

У даному розділі був проведений аналіз паливної системи Dassault Falcon 7х і впровадження системи генерації інертного газу на борту літака, яка дозволить значно підвищити безпеку польотів. В результаті аналізу було виявлено високу актуальність установки системи на всі типи повітряних суден. Був проведений фізико-хімічний аналіз інертного газу (азот) і принцип його генерування. Визначені характеристика і конструкція воздухоразделительного модуля (ASM). Вибрані основні агрегати і компоненти системи, отримана принципова схема системи і її управління. Визначені періоди і терміни експлуатації основних компонентів і вузлів. Розроблена майстер-геометрія агрегату в програмі об'ємного моделювання.

Аналіз паливної системи в цілому показав що, дана система має безпрецедентну надійність і може виконувати свої функції навіть у разі множинних відмов. Структура агрегатів і оглядових лючков виконана так, щоб забезпечити оперативну заміну вузла, що вийшов з ладу, там самим скоротивши час простою літака. Так само був розроблений регламент лінійного і базового технічного обслуговування відповідний найвищому міжнародному стандарту ATA іSpec 2200. Визначені переваги обслуговування агрегатів і систем літака по стану над обслуговуванням по календарному терміну.

3 ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ ВС

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

Авіаційні події практично ніколи не бувають наслідком якої-небудь окремої причини. Зазвичай вони відбуваються в результаті взаємозв'язку декількох різних причин. Узяті поодиночки, ці причини можуть показатися неістотними, але в сукупності з іншими вони здатні скласти послідовність зовні не зв'язаних один з одним подій, які приводять до авіаційної події. Таким чином, запобігання авіаційним подіям полягає у виявленні і усуненні таких причин до того, як замкнеться остання ланка в згаданому ланцюзі подій.

Причини авіаційних подій або інцидентів часто іменуються чинниками або причинними чинниками, як це, зокрема, прийнято у фахівців з розслідування авіаційних подій. Такі причини або чинники можуть також називатися - аварійними чинниками.

Безпека польотів цивільних ВС в значній мірі забезпечується при їх розробці, в ході яких враховуються численні рекомендації і вимоги, викладені в нормах льотної придатності і інших керівних документах. Не менш важливим чинником забезпечення БП є також дані розслідувань авіаційних подій, що проводяться з метою виявлення їх причин. Фахівці, провідні 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 елемент, що спочатку відмовив, і причини його відмови. На підставі результатів досліджень експлуатаційних відмов даються рекомендації і упроваджуються відповідні заходи їх профілактики.

Організація і проведення розслідування авіаційних подій

Видами авіаційних подій є:

- 1) поломки літака, виявлені на стоянці;
- 2) льотна подія, що не призвела за собою загибель людей і руйнування літака;
- 3) авіакатастрофа, що призвела 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 використанні знаряддя;
 - в) про осіб, що зробили поломку;
 - г) про цілі і мотиви злочину.

Для перевірки вищезгаданих версій в невідкладному порядку проводяться огляд пошкодженого літака, місця його стоянки і прилеглої місцевості, ремонтної майстерні або майданчика для регламентних робіт, а також виїмка і огляд документів, що відносяться до ремонту і технічного огляду літака. Проводиться також допит свідків з складу охорони, технічного персоналу і екіпажа літака, обшук в цілях виявлення знарядь поломки, проведення технічною і трасологічеською експертизи, а також оперативно-розшукові заходи в цілях виявлення знарядь злочину і встановлення винних.



Рисунок 3.1 - Бортовий пристрій, що записує параметричною

При виявленні поломок, причина яких спочатку не зрозуміла (випадки поломки двигуна в результаті попадання в нього сторонніх предметів, засмічення вхідного отвору трубки приймача повітряного тиску заклинювання тяг рулей управління, установка несправних приладів і ін.), які дані для негайного порушення кримінальної справи буває недостатньо. Вказані поломки можуть бути умисними, необережними, і випадковими. Наприклад, сторонні предмети (гайка, викрутка, дрібні камені) можуть бути умисне підкинуті у всмоктуюче сопло двигуна, можуть опинитися в двигуні по необережності обслуговуючого персоналу і, нарешті, потрапити туди випадково (наприклад, при посадці літака на ґрунтовий аеродром).

В першу чергу перевіряються версії про причину поломки. З'ясовується, чи може відбутися дана поломка при нормальній роботі вузлів і агрегатів літака, наприклад, чи може даний предмет за певних умов був занесений потоком повітря в реактивний двигун, чи не порушував хто-небудь з членів екіпажа і обслуговуючого персоналу правил виробництва, ремонтних або регламентних робіт, правил експлуатації і технічного огляду літака, чи могли

виявлені порушення викликати дану поломку. Перевіряються також версії про час і зняття поломки і її винуватця шляхом огляду літака, місця стоянки і прилеглий місцевості, огляду документів, що характеризують технічний стан літака, допиту членів екіпажа і осіб з обслуговуючого технічного складу, а також шляхом проведення оперативно-розшукових заходів.

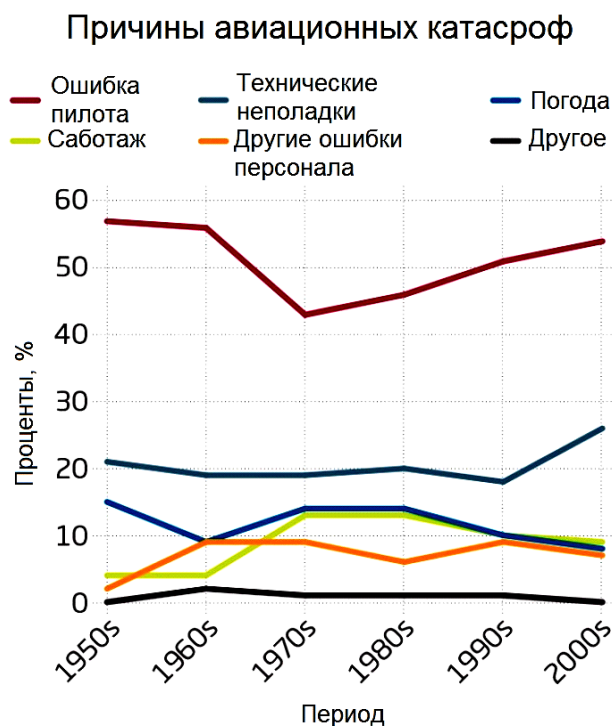


Рисунок 3.2 - Статистика причин авіаційних подій

Льотна подія, що не призвела загибель людей і руйнування літака. Якщо поломка, виявлена під час польоту, не зачіпає органи управління і стійкості літака, злітно-посадкових пристроїв, не приводить до вибуху або пожежі і якщо є можливість провести вимушену посадку на найближчому аеродромі або на відповідному майданчику поза аеродромом (випадки відмови в роботі двигуна, радіотехнічних засобів, пілотажно-навігаційних приладів, засобів сигналізації і ін.), то розслідування полегшується, оскільки є свідки з складу екіпажа і пасажирів, збереглися речові докази і запис радіообміну "чорний ящик".

У плані розслідування передбачається перевірка версій про причину вимушеної посадки, характер, причини і час 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 відмічені які-небудь несправності літака або ненормальності в роботі агрегатів і вузлів перед польотом; які приймалися заходи по усуненню цих недоліків.

Як першочергові заходи для перевірки вказаних версій проводиться огляд літака, місця вимушеної посадки, злітно-посадкової смуги, виїмка і огляд технічної і льотної документації, зокрема магнітофонної стрічки із записом радіообміну між екіпажем і командно-диспетчерським пунктом, допит свідків з складу екіпажа, пасажирів, обслуговуючого технічного персоналу, охорони і керівництва польотами, судово-технічна експертиза, допит підозрюваного.

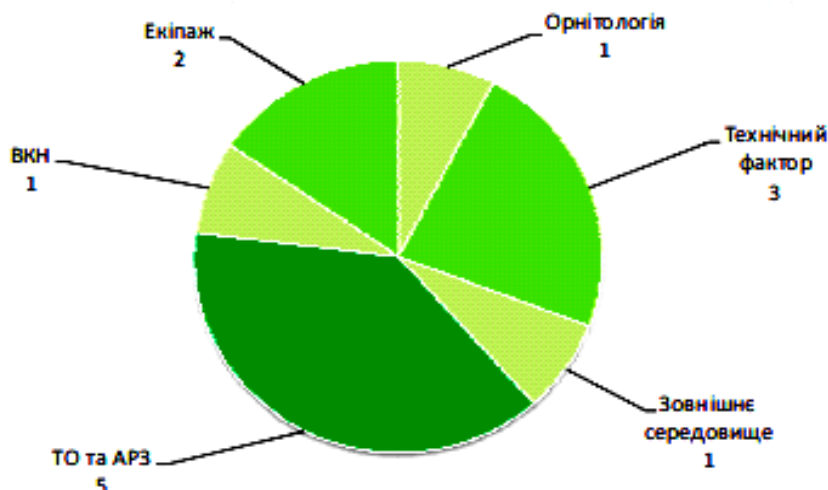


Рисунок 3.3 - Розподіл чинників авіаційних подій і інцидентів (Госавіаслужба України від 2020 р.)

Авіакатастрофа, що призвела 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 і посадці: падіння літака в результаті втрати управління або відмови в роботі двигуна; руйнування літака в повітрі унаслідок конструктивних недоліків (наприклад, випадки флаттеру, коли літак в повітрі розвалюється на частини) або в результаті турбулентності в районі крупних грозових фронтів;
- зіткнення літаків при польоті вночі або в складних метеорологічних умовах;
- руйнування літака при посадці і зльоті в результаті несправності злітно-посадкових пристроїв.

При розслідуванні авіакатастрофи перевіряються, перш за все, версії про її безпосередню (технічною) причину, якою може бути:

- неправильна організація польотів і незадовільна передполетная і попередня підготовка екіпажа до польоту;
- порушення в управлінні і керівництві польотами (ігнорування правил безпеки польотів, поверхневий аналіз метеоумов і невчасна інформація екіпажа про зміну повітряної обстановки і погоди, невірні рішення і дії при наданні допомоги екіпажам в умовах обстановки польоту і ін., що ускладнилася);

- порушення правил техніки пілотування і недисциплінованість льотчиків (втрата висоти і швидкості польоту, неправильний розрахунок посадки, невиконання команд керівника польотами і ін.);

- незадовільне забезпечення польотів: інженерно-авіаційне (погана підготовка до польотів авіатехніки); штурманське (погана розробка маршрутів польоту і заходів щодо забезпечення безпеки польоту); медичне (допуск до польотів із захворюваннями, перевтомою, без попереднього тренування, порушення передполетного режиму); радіотехнічне (несправності апаратури і ін.); аеродромно-технічне (відсутність освітлення злітно-посадочної смуги і сигнальних вогнів, припинення роботи радіоприводів і системи забезпечення сліпої посадки і ін.); метеорологічне (неправильне визначення сили і швидкості вітру, стану і прогнозу погоди, невчасна інформація про загрозові метеоумови на маршруті польоту і ін.);

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

- непередбачені метеорологічні умови, що ускладнилися, і інші випадкові причини:

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

- застосування вибухових і самозаймистих речовин.

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

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

Перед виїздом на місце катастрофи необхідно зв'язатися з диспетчером аеропорту і з'ясувати обставини події, характер польотного завдання, склад екіпажа, кількість пасажирів, час знаходження літака в повітрі і зміст останніх радіоповідомлень екіпажа, отримати відомості про те, які рятувальні заходи

прийняті, і хто з авіафахівців виїхав на місце події. Необхідно також дати вказівку опечатати стрічку із записом радіопередач екіпажа, журнал радіообміну командної радіостанції, а при необхідності і інші документи.

Особливу увагу необхідно приділити створенню і роботі по позовних груп. До складу цих груп, окрім авіафахівців, включається значне число осіб, що не мають відношення до авіації (місцевих жителів, військовослужбовців і ін.). Ці особи, як правило, зовсім не знають деталей літака і не уміють з ні мі правильно звертатися при виявленні, вони просто можуть не обернути на них уваги. В зв'язку з цим важливо провести докладний інструктаж членів пошукових груп з роз'ясненням, які деталі і де шукати, як поводитися з ними у разі виявлення, які ознаки зафіксувати, як упакувати знайдені речові докази і зберегти для подальшого дослідження.

Починати огляд слід з об'єктів, які раніше інших можуть піддатися змінам в результаті рятувальних і відновних робіт, і з об'єктів, результати огляду яких можуть зробити вплив на ефективність огляду інших об'єктів. Виїмка і огляд документів.

Питання конструювання, виробництва, випробування, ремонту і експлуатації авіаційної техніки, організації, підготовки і забезпечення польотів, характеру польотних завдань, умов і режиму польотів, порушень правил пілотування, і інші питання роботи авіації знаходять докладне віддзеркалення 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 3.4 - Структурна схема системи розслідування подій в ГА

Важливо прийняти термінові заходи до збереження технічної, льотної і медичної документації, провести виїмку необхідних документів або опечатати їх. Залежно від характеру авіаційної події огляду підлягають:

- польотний лист даного екіпажа;
- журнал хронометражу польотів диспетчера аеропорту;
- журнал радіообміну командної радіостанції: магнітофонна стрічка із записом радіообміну між командно-диспетчерським пунктом і екіпажем літака;
- карта-схема проводки радіолокації літака, що містить дані радіотехнічного контролю польоту, і інші матеріали пунктів радіолокацій; бортові журнали, записи і інші документи льотчика (екіпажа);
- розрахунки штурмана по прокладці курсу;

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

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

Авіатехнічна експертиза, як правило, носить комплексний характер, і залежно від конкретного змісту дослідження до складу експертної комісії включаються фахівці з авіаційної техніки, літаководіння. На експертизу окрім досліджуваного об'єкту, повинні бути направлені відповідна технічна документація, протокол огляду місця події, схема розташування зруйнованих частин на місцевості, фотознімки місця події і протоколи допиту свідків, потерпілих і обвинуваченого, експертизи, що відносяться до предмету.

Об'єктами судово-медичної експертизи є не тільки трупи і їх частини, але і живі особи, а також речові докази. Ряд судово-медичних питань, що стосуються походження авіаційної травми і механізму її освіти, вирішує комплексна експертиза у складі судового медика і фахівця в області авіаційної фізіології. Криміналістична експертиза при розслідуванні авіаційних подій знаходить застосування головним чином у випадках необхідності трасологічних досліджень, визначення цілого по частинах, дослідження

документів і 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 і команд керівника польотів і хронометрично встановити точний час еволюції польоту, але і в тому, що по магнітофонному запису радіообміну представляється можливість вивчити мовні особливості учасників радіообміну і 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 як свідки допитуються очевидці з числа льотного і технічного складу, диспетчерської служби, працівники, здійснюючу підготовку і забезпечення польотів, а також особи, що опинилися в районі вимушеної посадки або падіння літака, члени екіпажа, що врятувалися, і пасажери, працівники авіаремонтних майстерень, груп регламентних робіт, заводу-виготівника авіаційної техніки та інші. З'ясовується, де і коли відбулася авіаційна катастрофа або аварія, що конкретно спостерігали очевидці у цей момент, чи не чули вибухів або сильної бавовни під час польоту і у момент удару літака об землю, чи не спостерігали полум'я або шлейфи диму за літаком, які були колір і густина диму, чи чули шум працюючих двигунів перед ударом літака об землю, які були напрям і кут зниження літака, пікірував або планував літак до зіткнення із землею, чи не відділялися від літака в повітрі його частини або інші предмети.

Інженерно-технічний і льотний персонал, керівник польотів і 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 зроблене по їх усуненню, чи були випадки відмови в роботі авіаційної техніки під час попередніх польотів даного екіпажа, чи всі несправності і відмови фіксувалися у відповідних документах, яка польотна вага літака і характер вантажу, що був на ній, чи правильно була проведена центрівка літака перед стартом, який об'єм попередньої і передполетної підготовки членів даного екіпажа, чи відповідали польотне завдання екіпажа і умови його виконання рівню цієї підготовки.

Організація і проведення пошукових і аварійно-рятувальних робіт

Служба пошукового і аварійно-рятувального забезпечення польотів (СПАСОП) ГА є функціональною підсистемою єдиної державної системи попередження і ліквідації надзвичайних ситуацій.

Служба пошукового і аварійно-рятувального забезпечення польотів підприємства ГА - є структурним підрозділом підприємства. Службу очолює начальник СПАСОП, що призначається керівником підприємства за уявленням начальника служби ПАСОП Територіального УГА. СПАСОП підприємства в своїй діяльності керується Повітряним кодексом, Стандартами і рекомендаціями ІКАО.

Організація роботи служби ПАСОП підприємства. Структура і штатний розклад служби ПАСОП затверджується начальником підприємства. Служба ПАСОП підприємства складається з штатних і нештатних розрахунків АСБЖ, пошукових екіпажів і пошукових повітряних судів. За рішенням керівництва підприємства пожежно-рятувальні розрахунки можуть бути в підпорядкуванні начальника служби ПАСОП. За наявності в підприємстві РПСБ вона входить до складу СПАСОП. На період проведення пошуково-рятувальних робіт створюється оперативний штаб, очолюваний керівником підприємства.

Пошуково-рятувальні роботи організовуються і проводяться з метою рятування пасажирів і екіпажів повітряних судів, що терплять або потерпіли лихо, коли їх місцезнаходження невідоме.

Вони включають;

- організацію вильоту (виходу) чергових пошуково-рятувальних сил і засобів;
- управління, пошуково-рятувальними силами і засобами, організація їх взаємодії і посилення;
- пошук повітряних судів, потерпілих лихо;
- гасіння пожежі на повітряному судні;
- витягання з повітряного судна постраждалих і надання ним першої медичної допомоги;
- евакуація людей з місця лиха, у тому числі і до лікувальних установ.

Аварійно-рятувальні роботи проводяться у випадках, коли авіаційна подія відбулася на території або в районі аеродрому (районі відповідальності підприємства) і немає необхідності в пошуку повітряного судна і людей, потерпілих лихо.

Вони включають:

- рятування пасажирів і екіпажа повітряного судна, що терпить або потерпіло лихо;

- надання першої медичної допомоги пострадавшим і евакуація їх до лікувальних установ;

- гасіння пожежі на повітряному судні.

Основні завдання:

- організація і проведення пошукових і аварійно-рятувальних робіт у взаємодії з військовими частинами, підприємствами і організаціями інших відомств і міністерств.

- організація виконання авіаційним персоналом підприємства вимог нормативних документів по пошуковому і аварійно-рятувальному забезпеченню польотів.

- виконання технічного обслуговування бортових АСС.

Функції:

- здійснює контроль готовності пошукових екіпажів і ВС, штатних і нештатних розрахунків АСК підприємства. Перевіряє стан аварійного сповіщення.

- організовує пошукові і АСР при авіаційних подіях і стихійних лихах у взаємодії з підрозділами МВС, органами охорони здоров'я, підприємствами інших відомств.

- виконує технічне обслуговування бортових АСС, забезпечує правила їх зберігання, видає на борт ВС.

- здійснює контроль за укомплектованістю, професійною підготовкою пожежно-рятувальних розрахунків.

- контролює діяльність пошуково-рятувальної бази, організацію чергування, оснащення і ефективність проведення АСР.

- розробляє інструкції, плани, аварійні розклади. Готує наочну допомогу, макети. Оформляє класи по аварійно-рятувальній підготовці.

- проводить заняття з льотним складом відповідно до програм і методик. Дає дозвіл на прийом на роботу льотного складу після перевірки їх по аварійно-рятувальній підготовці.

- організовує заняття, тренування і учення розрахунків АСК підприємства. Готує заходи щодо вдосконалення і ефективного проведення ПСР.

- готує необхідну документацію по сертифікації і категоріюванню аеродрому і бере участь в роботі комісії.

- бере участь в роботі комісії з розслідування авіаційних подій, розробляє плани заходів після висновку комісій.

АСК складається з штатних і нештатних формувань (розрахунків). З складу сил і засобів протипожежної служби підприємства і служби ПАСОП формуються штатні розрахунки:

- пожежно-рятувальний;

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

Пожежно-рятувальний розрахунок оснащується:

- пожежними автомобілями;
- інструментом для розтину фюзеляжу;
- теплоотражательними костюмами;
- газодимозащитними приладами;
- ножами для перерізання прив'язних ременів пасажирських крісел;
- шанцевим інструментом згідно відомості комплектації пожежних автомобілів.

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

- регіонально пошуково-рятувальних бази ГА.

Окрім цього, в кожній зміні підприємства формуються нештатні АСБК з працівників служб:

- медичний;

Медичний розрахунок оснащується:

- санітарною машиною, що забезпечує доставку розрахунку в нормативний час до місця АП і укомплектованою: носилками (2 шт.); кисневим інгалятором; портативним апаратів для штучної вентиляції легенів; брезентовим полотном 10x2 м, ліхтарем електричним;

- автопричіпом-фургоном із засобами доставки;

- валізами-укладаннями у необхідній кількості: 1 валіза на 10 постраждалих з розрахунку, що 80 - 90 % пасажирів на повітряному судні постраждає.

- АТБ (ІАС);

Розрахунок АТБ (ІАС) призначений для:

- забезпечення відкриття основних і аварійних виходів з повітряного судна, потерпілого лиха і, при необхідності, проробляють спільно з пожежно-рятувальним розрахунком додаткових виходів;

- вентиляція салону повітряного судна;

- надання допомоги при евакуації постраждалих з повітряного судна і з місця авіаційної події;

- евакуації повітряного судна з місця авіаційної події.

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

- пошуковими повітряними судами і НПСГ (ПДГ, що десантують);
- розрахунками АСБК при їх сповіщенні, підготовці і проведенні аварійно-рятувальних робіт;
- взаємодіючими підприємствами і організаціями при сповіщенні і проведенні пошукових і аварійно-рятувальних робіт.

Розрахунок бази ЕРТОС оснащується необхідними засобами радіо, телефонною і інших видів зв'язку відповідно до Інструкції по організації і проведенню пошукових і аварійно-рятувальних робіт підприємства.

- спецтранспорту;

Розрахунок служби спецтранспорту призначений для забезпечення розрахунків АСБК автотранспортними засобами згідно Табеля з метою своєчасної доставки розрахунків до місця АП або пункту збору.

- ЛОВД.

Для збору розрахунків застосовуються сигнали сповіщення: «Тривога», «Готовність». Сигнал «Тривога» подається тоді, коли АП відбулося раптово або до очікуваної посадки ВС залишається менше 30 мин.

Сигнал «Готовність», коли до очікуваної посадки ВС залишається більше 30 мин. Оголошення сигналів «Тривога» і «Готовність» здійснюється СД по циркулярному зв'язку або спеціальної апаратури «Горн», одночасно всім розрахункам АСБК згідно схеми сповіщення. Час сповіщення розрахунків не повинен перевищувати 25 сек.

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

Таблиця 3.1 – Час прибуття АСК

№ п/п	Найменування Розрахунків АСБК	В межах відстані до торців ВПП	До крапки, віддаленої від торців кожній ВПП на 1000 м.
1.	Пожарно-спасателн.	3	5
2.	РПСБ	3	5
3.	Медичний	6	8
4.	Решта розрахунків АСК	10	10

Право на ухвалення рішення про подачу сигналів "Тривога" або "Готовність" надається:

- диспетчерові, що здійснює безпосереднє управління повітряним рухом;

- керівникові польотів;
- змінному начальникові аеропорту;
- керівникові підприємства ГА;
- диспетчерові РКЦПС ГА;
- диспетчерові КЦПС ЦПДУ ГА;
- начальникові служби ПАСОП управління ГА;
- начальникові управління ГА;
- заступникові начальника управління ГА по організації льотної роботи.

Висновки

Організація і проведення аварійно-рятувних і пошукових робіт безпосередньо пов'язано з розслідуванням причин авіаційної події, оскільки від правильності виконання завдань по порятунку пасажирів і екіпажа і розбору зруйнованих конструкцій всіма службами залежить швидкість збору, повнота зібраної інформації і об'єктивність результатів розслідування. Проте, найважливішим чинником є оперативність і професіоналізм з пошуково-рятувальних груп, що дозволить в найкоротші терміни прибути на місце аварії, забезпечити порятунок і надання допомоги пострадавшим.

Розслідування авіаційного події - процес довгостроковий і вимагає виняткового професіоналізму комісії. В Україні існує спеціальний відділ, який займається проведенням робіт такого характеру, - "Національне бюро по розслідуванню авіаційних подій і інцидентів".

4 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

4.1 Маркетингове дослідження ринку внутрішніх і міжнародних перевезень пасажирів.

4.1.1 Сегментація ринку споживачів і визначення ємності перевезень (очікувана кількість пасажирів).

Не секрет, що авіасполучення – найбільш швидкий і комфортний спосіб подорожі по світу, хоча є досить і дорогою. Проте за останніх 10 років українці не тільки не перестали їм менше користуватися, а навпаки – пасажиропотік авіатранспорту істотно виріс. У період з січня по вересень 2005 року авіамандрівників налічувалося тільки 2,9 млн. За аналогічний період 2015 року – 4,9 млн.

У Україні виділяється 5 аеропортів міжнародного значення: Харків, Львів, Київ, Одеса, Дніпро.

Таблиця 4.1 Характеристика регіонів країни за чисельністю населення

Місто	Населення
1. Харків	1,431 млн.
2. Львів	0,723 млн.
3. Київ	2,804 млн.
4. Одеса	0,997 млн.
5. Дніпро	0,987 млн.

З таблиці видно, що найбільшими містами за чисельністю населення в Україні є Київ і Харків, тому можна зробити висновок, що вони найбільш потребують в авіаперевезеннях.

Почнемо дослідження з характеристики регіонів країни за чисельністю населення і кількості можливого числа, що використовують авіатранспорт.

Оскільки наш літак VІr класу, то проаналізуємо заробітні плати заможного класу в Україні. Середній заробіток заможного класу в Україні складає більше 2 тис. дол., що говорить про можливість користування послугами авіатранспорту при будь-якій потребі.

Ці данні занесемо до таблиці

Таблиця 4.2

Місто	Населення	Зразкова кількість населення заможного класу
1. Харків	1,431 млн.	8 тис.
2. Львів	0,723 млн.	4,25 тис.
3. Київ	2,804 млн.	15 тис.
4. Одеса	0,997 млн.	5,5 тис.
5. Дніпро	0,987 млн.	6 тис.

З таблиці видно, що в Харкові проживає мінімум 8 тисяч чоловік, які обов'язково хоч б 2-4 рази на рік використовують послуги авіатранспорту. Виходячи з таких даних проведемо розрахунок рентабельності рейса Харків-Київ.

4.2 Початкові дані для розрахунків техніко-економічних показників експлуатації ЛА.

4.2.1 Льотно-технічні характеристики ЛА.

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 складає 7 200 годин нальоту.

Falcon 7x є флагманом модельного ряду компанії Dassault Aviation, що представляє нове покоління бізнес-джетов. Основні переваги - поєднання дальності і швидкості з безпрецедентною економічністю.

Вартість літака базової комплектації складе 50 мільйонів доларів.

$V_{кр}=904$ км/ч; $H_{кр}=11$ км; $L=11020$ км; $m_{кн}=1808$ кг.

$R_{max}=2849$ кВт, $m_{пс}=15456$ кг, $t_{\Sigma}=11$ ч.; $n_{пас}=14$ чел.

4.3. Розрахунок витрат на експлуатацію літака і визначення собівартості перевезення вантажів

4.3.1. Розрахунок повної собівартості експлуатації літака на один кілометр шляху

Витрати на експлуатацію далекомагістрального літака бізнес-класа (СЧП), що доводяться на 1 годину польоту (льотна година), складаються з прямих і непрямих (аеропортах) витрат:

де А – прямі витрати, що доводяться на одну льотну годину, дол.;

Б – непрямі витрати, що доводяться на одну льотну годину, дол.

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

Косвенные расходы включают в себя затраты на амортизацию, текущий ремонт и содержание всех объектов аэродромов и аэропортов (автовокзали, готелі, пакгаузи, ВПП, стернові доріжки, місця стоянки, метеослужба, ангари, склади, дороги, інженерні мережі, гаражі і так далі), окрім витрат по ремонтних заводах і лінійних майстернях (ЕРМ), а також витрати по заробітній платі облікового складу підрозділів ГА (за винятком заробітної плати ЛПС, працівників ЕРМ і ремонтних заводів).

Повна собівартість експлуатації літака при перевезенні пасажирів або комерційного вантажу на один кілометр шляху (СТКМ) визначається по формулі:

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

где $m_{ГР} = 1808$ кг, – максимальне комерційне навантаження літака;

$V_P = 835$ км/год – рейсова швидкість літака;

$K_3 = 0,60$ – коефіцієнт використання навантаження літака.

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

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

где $V_{KP} = 904$ км/год – крейсерська швидкість літака;

$L = 11020$ км – безпосадочна дальність польоту;

$t=0,435$ – втрати часу на еволюцію або маневрування в районі аеропорту після зльоту і перед посадкою літака, а також на набір висоти і зниження, відповідне швидкості, рівній крейсерській (у годиннику). Величина цих втрат залежить від висоти польоту літака.

$$V_p = \frac{11020 \cdot 904}{11020 + 904 + 0,435} = 835 \text{ км/год}$$

прямі витрати доводяться на одну годину польоту, складаються з таких витрат:

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

где A_1 – витрати на амортизацію і капітальні ремонти літака (планера);

A_2 – витрати на амортизацію і капітальні ремонти двигунів;

A_3 – витрати на техобслуговування і поточні ремонти планера;

A_4 – витрати на техобслуговування і поточні ремонти силових установок;

A_5 – заробітна плата льотно-підйомного складу з нарахуваннями;

A_6 – вартість палива;

A_7 – інші прямі витрати.

Все A_i , беремо з розрахунку на одну льотну годину

Витрати на амортизацію і капітальні ремонти на одну годину роботи літака, визначимо по формулі:

$$A_1 = K_1 \times C_c \times \frac{1 + K_{PC} \times \left(\frac{T_c}{t_c} - 1 \right)}{T_c}$$

где $K_1 = 1,065$ – коефіцієнт, що враховує невикористаний наліт (тренування, навчання, обліт і так далі).

C_c – ціна літака без двигунів, долл.:

$$C_c = 0,015 \cdot K_{HBO} \cdot K_{CER} \cdot K_V \cdot m_{PC} \cdot (3340 + 0,077 \cdot m_{PC} - 1,05 \cdot 10^{-5} \cdot m_{PC}^{1,5})$$

$$K_{HBO} = 1,61$$

$m_{PC} = m_{ПЛ} - (m_{СЛ} + m_{СУ})$ – маса порожнього літака.

$m_{ПЛ} = 20976$ кг – маса планера літака;

$m_{СЛ} = 1720$ кг – маса службового навантаження літака з урахуванням маси екіпажа;

$m_{СУ} = 3800$ кг – маса силових установок;

$$m_{PC} = 20976 - (1720 + 3800) = 15456 \text{ кг}$$

$K_{CER} = \left(\frac{35 \cdot 10^5}{m_{PC} \cdot \sum n_C} \right)^{0,4}$ – коефіцієнт, що враховує серійність проектного літака;

$\sum n_C = 10$ – кількість літаків в серії;

$$K_{CEP} = \left(\frac{35 \cdot 10^5}{15456 \cdot 10} \right)^{0.4} = 3.48$$

$K_V = \frac{1}{2} \cdot \left(1 + \frac{V_{KP}}{800} \right)$ – коефіцієнт, що враховує розрахункову швидкість

польоту проектованого літака.

$V_{KP} = 904$ км/ч – крейсерська швидкість літака.

$$K_V = \frac{1}{2} \times \left(1 + \frac{904}{800} \right) = 1,065$$

$$Ц_C = 0,015 \cdot 1,61 \cdot 3.48 \cdot 1,065 \cdot 15456 \cdot$$

$$\cdot (3340 + 0,077 \cdot 15456 - 1,05 \cdot 10^{-5} \cdot 15456^{1.5}) = 6238978 \text{ дол.}$$

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

$$K_{PC} = 0,11 + \frac{3 \cdot 10^4}{Ц_C} = 0,11 + \frac{3 \cdot 10^4}{6238978} = 0,115$$

для магістральних літаків в середньому:

$$T_C = 30000 \text{ г;}$$

$$t_C = 5000 \text{ г.}$$

$$A_1 = 1,065 \cdot 6238978 \cdot \frac{1 + 0,115 \cdot \left(\frac{30000}{5000} - 1 \right)}{30000} = 348.8 \text{ дол./г.}$$

Витрати на амортизацію і капітальний ремонт на 1 годину роботи двигунів, долл./ч, визначаються по формулі:

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

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

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

$Ц_{ДВ}$ – ціна одного двигуна, долл.:

$$Ц_{ДВ} = 61,183 \cdot K_{HBO} \cdot N_{E \max}$$

$N_{E \max} = 2849$ кВт – максимальна потужність двигуна;

$$K_{HBO} = 1,61$$

$$Ц_{ДВ} = 61,183 \times 1,61 \times 2849 = 280640 \text{ долл.}$$

$$T_{ДВ} = 6000 \text{ г;}$$

$$t_{ДВ} = 3000 \text{ г;}$$

$$K_{PДВ} = 0,6;$$

$$A_2 = 1,07 \times 3 \times 280640 \times \frac{1 + 0,6 \times \left(\frac{6000}{3000} - 1 \right)}{6000} = 239,63 \text{ долл./г.}$$

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

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

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

$K_4 = 1$ – для літаків з ТРД і ДТРД;

$m_{ПС} = 15456$ кг;

$$A_3 = 0,024 \cdot 0,35 \cdot 1 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} \cdot 15456) \cdot 15456 = 48,17 \text{ дол./г}$$

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

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

$K_5 = 1$;

$R_{\max} = N_{E_{\max}} = 2849$ кВт;

$T_{ДВ} = 6000$ г.

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot 1,07 \cdot 1 \cdot 3 \cdot \sqrt{2849}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot 6000} = 62,1 \text{ дол./г.}$$

Витрати на заробітну плату льотно-підйомного складу за одну льотну годину (A_5), дол./г розглянемо, виходячи з числа пасажирських місць:

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

$n_{ПАСС} = 14$ люд. – максимально можливе число пасажирських місць на даному літаку;

$$A_5 = 1,5 \cdot (0,9 \cdot 14 - 0,00237 \cdot 14^2 - 2,9 \cdot 10^{-6} \cdot 14^3) = 20 \text{ дол./г.}$$

Витрати на паливо, що доводяться на 1 годину польоту (A_6), дол./г, розрахуємо по формулі:

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

$\overline{m_T} = 0,26$ – відносна маса палива;

$m_0 = 31750$ кг – злітна маса літака;

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

$Ц_T = 160$ долл./г – ціна гасу;

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

$$A_6 = \frac{0,26 \cdot 31750}{11 \cdot 3} = 250,15 \text{ долл./ч.}$$

Інші витрати складають для літака:

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

$$A_7 = 0,07 \cdot (348,8 + 239,63 + 48,17 + 62,1 + 20 + 250,15) = 67,8 \text{ дол./г.}$$

$$A_{\Sigma} = \sum_{i=1}^7 A_i = 348,8 + 239,63 + 48,17 + 62,1 + 20 + 188,21 + 67,8 = 975 \text{ долг./г.}$$

Непрямі витрати (Б) включають витрати по амортизації, поточному ремонту і змісту всіх об'єктів аеродромів і аеропортів і заробітну плату наземного складу (окрім заробітної плати технічних працівників, зайнятих технічним обслуговуванням і поточним ремонтом самолето-моторного парку).

Непрямі витрати залежать від класності аеродрому і кількості зльотів-посадок, що доводяться на годину польоту.

Отже, для даного літака непрямі витрати складуть:

$$B = 0,4 \cdot A_{\Sigma} = 0,4 \cdot 975 = 390 \text{ дол./г.}$$

Витрати на експлуатацію даного літака, що доводяться на 1 годину польоту (льотна година) складає:

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

$$C_{\text{III}} = 975 + 390 = 1365 \text{ дол./г.}$$

Повна собівартість експлуатації літака при перевезенні пасажирів і комерційного вантажу на один кілометр шляху розраховується по виразу (2.2):

$$C_{\text{TKM}} = \frac{A + B}{m_{\text{ГР}} \cdot K_3 \cdot V_p} = \frac{1365}{1808 \cdot 0,35 \cdot 835} = 25,8 \cdot 10^{-4} \text{ дол./ткм.}$$

Виручка, що отримується авіаційною компанією від експлуатації літаків даного типу, що доводиться на один тонно-кілометр, визначимо по формулі:

$$B_{\text{AK}} = \frac{Ц_{\text{Б}} \cdot n_{\text{ПАСС}} \cdot K_3}{m_{\text{ГР}} \cdot V_p \cdot \tau} = \frac{10930 \cdot 14 \cdot 0,35}{1808 \cdot 835 \cdot 11} = 32,25 \cdot 10^{-4} \text{ дол./ткм.}$$

Прибуток, що отримує авіаційна компанія від експлуатації літаків даного типу, що доводиться на один тонно-кілометр, розрахуємо по формулі:

$$П_{\text{AK}} = B_{\text{AK}} - C_{\text{TKM}} = 3,22 \cdot 10^{-3} - 2,58 \cdot 10^{-3} = 0,644 \cdot 10^{-3} \text{ дол./ткм.}$$

Для визначення ціни квитка за умови беззбиткової експлуатації літака даного класу. Запишемо формулу у вигляді:

$$B_{\text{AK}} = C_{\text{TKM}} + П_{\text{AK}}, \text{ где } П_{\text{AK}} = 0 \text{ (умова беззбитковості),}$$

і поклавши невідоме ціну квитка ($Ц_{\text{Б}}$) у виручці, отримаємо:

$$\frac{Ц_{\text{Б}} \cdot 14 \cdot 0,35}{1808 \cdot 835 \cdot 11} = 2,58 \cdot 10^{-3}$$

$$Ц_{\text{Б}} = 8473,8 \text{ долл.}$$

При рентабельності 25%, ціна квитка:

$$Ц_{\text{Б}} = 1,25 \cdot 8473,8 = 10929,77 \approx 10930 \text{ долл.}$$

Висновки

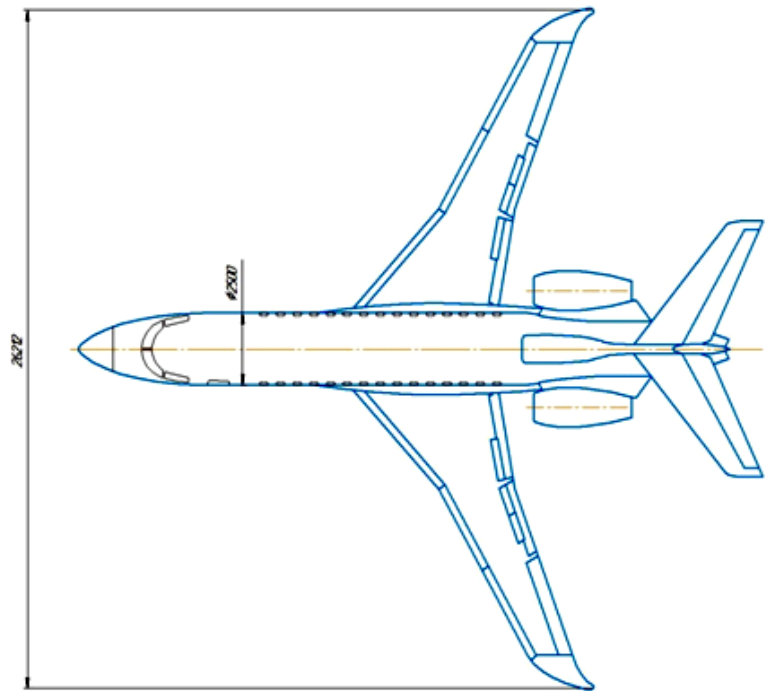
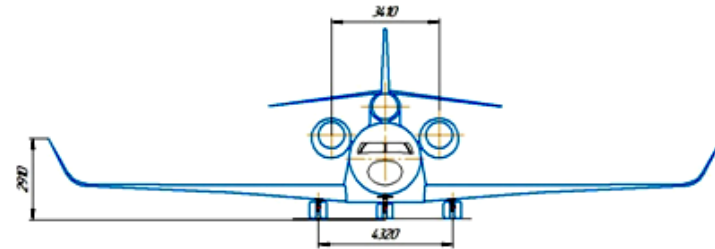
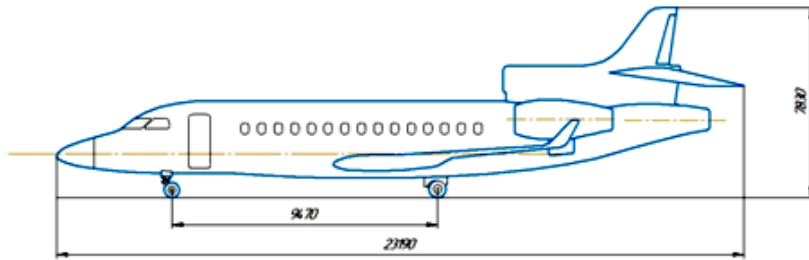
У даному розділі був проведений розрахунок повної собівартості експлуатації літака на один кілометр шляху, а також маркетингові дослідження ринку міжнародних і внутрішніх. При рентабельності 25%, ціна квитка складає 10930 дол. Непрямі витрати на одну годину польоту складають 390долл./ч.

Список літератури

1. Основні положення повітряного кодексу України і норм льотної придатності літаків транспортної категорії. - Навчань. допомога / Е. Т. Васильовський, В. А. Гребенніков, В. Н. Ніколаєнко. - Х.: Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ», 2006. - 322 с.
2. Орловський М.М. Технічне обслуговування повітряних суден та авіадвигунів – Харків: НАКУ “ХАІ”, 2020.- 188 с.
3. Pryimak, A. Theories and models of human errors occurrence / A. Pryimak, M. Orlovskiy, Y. Tretyakov // Simulation of aircraft maintenance processes. Safety and Risk Assessment of Civil Aircraft during Operation : monograph / ed. L. Longbiao. – London : [S.n.] , 2020. – С. 81-106. – ISBN 978-1-78984-793-2.
4. Орловський М.М., Приймак А.В., Сердюков О.А. Авіаційна безпека – Харків: НАКУ “ХАІ”, 2022.- 204 с.
5. Орловський, М. М. Концепція підтримання льотної придатності повітряних суден на різних етапах життєвого циклу / М. М. Орловський, А. В. Приймак, В. В. Войтенко// Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології: сб. наук. пр. Нац. аерокосмічного ун-ту ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут». – Х.: ХАІ, 2020. – Вып. 90 – С. 45-55.
6. Безпека авіації / В.П. Бабак, В.П. Марченко, В.О. Максимов та ін.; за ред. В.П. Бабак. - К.: Техніка, 2004. -584 с.
7. Dassault Falcon 7x Technical Training, System Descriptions and Diagrams Volume 2, ATA 28 Fuel System / Dassault Falcon Jet, Saint-cloud Cedex, France, 2007. - 412 с.
8. Риженко О.І., Рябков В.І. Особливі польотні ситуації та причини їх виникнення на літаках і вертольотах: Навч. посібник по курсу «Надійність та живучості літаків і вертольотів». - Харків: Держ. аерокосмічний ун-т "Харк. авіац. ін-т", 1999. - 287 с. Б-3, К60.
9. Новожилов Г.В., Неймарк м.С., Цесарський л.Г. Безпека польоту літака. Концепція і технологія. - М.: Машинобудування, 2003. - 144 с.
- 10.CALS (Continuous Acquisition and Life cycle Support - безперервна інформаційна підтримка життєвого циклу виробу) в авіабудуванні / Братухін а.Г., Давидов ю.В., Елісеєв ю.С., Павлов ю.Б., Суворий В.І.; Під ред. А.Г. Братухіна - М.: Вид-во ТРАВЕНЬ, 2000. - 304 с.
11. Інформаційні технології в машинобудуванні: Комп'ютерне забезпечення індустріального бізнесу / Під. общ. ред. А.Г. Братухіна. - К.: Техніка, 2001. - 728 с.: мул. - Бібліогр. в кінці статей.
- 12.Орловський м.Н., Яковлєв ю.А. Технічна експлуатація повітряних судів - Харків: НАКУ “ХАІ”, 2011.- 180 с.
13. Державна авіаційна служба Україні, www.avia.gov.ua.
14. Dassault Falcon Service, www.dassaultfalcon.com.
15. Портал ділової авіації, www.ato.ru.

Додаток А Креслення загального вигляду літака

ЮЗ.00.03.01.РБ.6

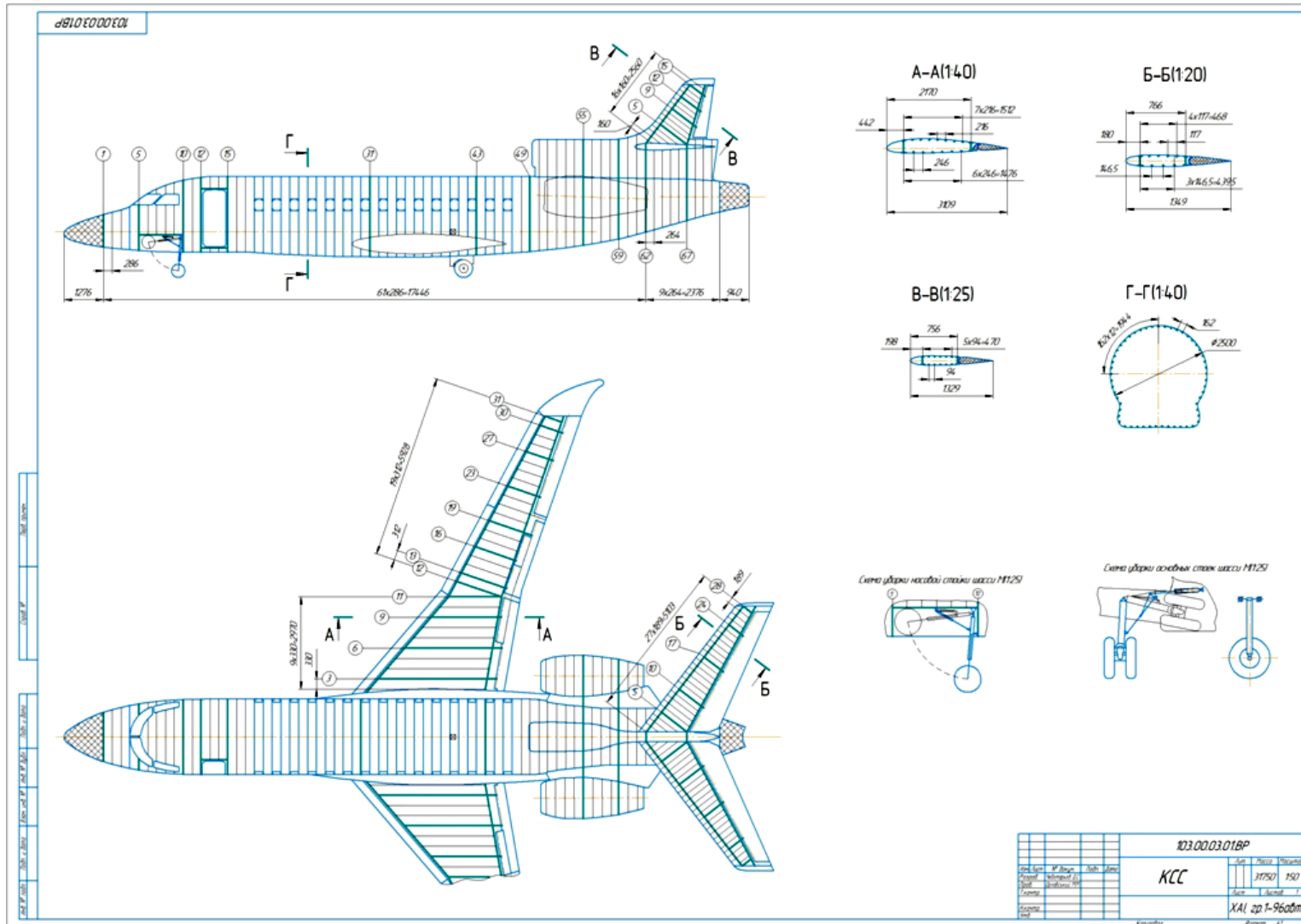


Аеродинамічні показники	1	М _{кр}		0,87
	2	М _{макс}	кр	10200
	3	W _{кр}	кр/ч	200
	4	L _{кр}	н	1680
	5	L	кр	1090
Лінійні розміри	6	h _{кр}	кр	154,65
	7	h _{макс}	кр	3750
	8	h _{кр}	кр	16
	9	h _{кр}	кр	4
Висота	10	В	дм	26284,9
	11	h	кр/кр	0,14
	12	Число і тип двигунів		3xTP380
Геометричні показники	13	S	м ²	70,7
	14	S _{кр}	м ²	16,36
	15	S _н	м ²	9,75
	16	η		4,35
	17	λ		9
	18	X _{кр}	град	34
	19	Ω	н	25
	20	λ _к		9,27

ЮЗ.00.03.01.РБ.6

Лист	№ докум.	Вид	Дата	Лист	Маса	Місця
1	11750	З		1	11750	1100
Загальний вигляд				Лист	Листів	Т
				ХАІ, ар. 1-96дтп		

Додаток Б Креслення конструктивно силової схеми



Додаток В
Майстер геометрія літака (SIEMENS)

