

**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**

**до дипломного проекту**

другий (магістерський)  
(освітній рівень)

на тему **«Аналіз надійності паливної системи  
середньомагістрального пасажирського літака та розробка  
заходів щодо її покращення»**

XAI.103.160OPCHFRL.23B.272.9415435 ПЗ

Виконав: студент 6 курсу групи №160OPCHFRL

Галузь знань: 27 «Транспорт»

Спеціальність: 272 «Авіаційний транспорт»

Спеціальність 272 Авіаційний транспорт

(код та найменування)

Освітня програма Технічне обслуговування та  
ремонт повітряних суден і авіадвигунів

(найменування)

Бажезза Хамза

(прізвище та ініціали здобувачки)

Керівник: Малков І. В.

(прізвище та ініціали)

Рецензент: Іванов С.М.

(прізвище та ініціали)

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

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

**ЗАТВЕРДЖУЮ**

**Завідувач кафедри**

к.т.н., доц.

Андрій ГУМЕННИЙ

(підпис)

(ім'я та прізвище)

« 19 »

травень 2023р.

**ЗАВДАННЯ**  
**НА ДИПЛОМНИЙ ПРОЕКТ МАГІСТРА**

**Бажезза Хамза**

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема кваліфікаційної роботи Аналіз надійності паливної системи середньомігстрального пасажирського літака та розробка заходів щодо її покращення  
керівник кваліфікаційної роботи Малків Ігор Владиславович, д.т.н., професор  
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, учені звання)  
затверджені наказом Університету № 1741-уч вид « 19 » травень 20 23 року.
2. Термін подання здобувачем кваліфікаційної роботи 23 травень 2023 року.
3. Вихідні дані до роботи  $V_{\max} = 850$  км/год;  $V_{кр} = 780$  км/год;  $H_{\max} = 11300$  м;  $H_{кр} = 10700$  м;  $L = 5400$  км ;  $L_{раз} = 2600$  м.
4. Зміст пояснювальної записки (перелік завдань, які потрібно розв'язати)

## Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання бачив	завдання прийнявши
1	д.т.наук професор каф. 103 Малків І.В.		
2	д.т.наук професор каф.103 Малків І.В.		
3	д.т.наук професор каф. 103 Малків І.В.		
4	д.н.держ. упр, проф. каф. 601 Ковальчук В.Г.		

Нормоконтроль \_\_\_\_\_ « \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 20 \_\_\_\_ грн.  
(підпис) (ініціали та прізвище)

Дата видачі завдання « \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 20 \_\_\_\_ грн.

### 1.1 КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ п/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів кваліфікаційної роботи	
1	Конструкторський розділ	21. 2 .2023- 12. 3.2023 _	
2	Експлуатаційний розділ	13.3.2023- 15. 4 .2023	
3	Забезпечення безпеки польотів	15.4.2023- 22. 4 .2023	
4	Економічний розділ	23.4 . 2023	

Здобувач \_\_\_\_\_ **Бажезза Хамза**  
(підпис) (ініціали та прізвище)

Керівник кваліфікаційної роботи \_\_\_\_\_ **Ігор МАЛКІВ**  
(підпис) (ініціали та прізвище)

## Реферат

Випускна робота магістера : Аналіз надійності паливної системи середньомагістрального пасажирського літака та розробка заходів щодо її покращення.

Розрахунково-пояснювальна записка : с.145, 46 рис., 33 табл, 5 додатків.

Об'єкт розробки - пасажирський літак В 37-800

Мета роботи - аналіз систем технічного обслуговування паливної системи середньомагістрального літака. Пути розвитку та покращення ТОіР українських авіапідприємств.

Метод розрахунку - обробка даних і аналіз системи технічного обслуговування паливної системи середньомагістрального літака, порівняння з системами ТОіР українських авіапідприємств.

Результати роботи - обрана схема, сформований вигляд, виконаний розрахунок злітної маси, побудований загальний вигляд. Була розроблена і ув'язана конструктивно-силова схема, розраховані аеродинамічні характеристики, розглянуто відмови, пошкодження та основні правила ТО паливної системи на авіапідприємств, та удосконалення технічної експлуатації за допомогою удосконалення ТО паливної системи літака, в економічному розділі виконаний розрахунок витрат на експлуатацію і двигателя на один кілометр шляху.

Рекомендації щодо використання результатів роботи: Результати дипломного проекту бакалавра, можливо, будуть використані під час виконання дипломної роботи магістра та подальшої розробки літака, його систем та агрегатів.

Ключові слова: пасажирський літак, загальний вигляд, конструктивно-сило схема, аеродинамічні характеристики літака , топливна система , технічне обслуговування паливної системи , безпеку польоту, людський фактор.

Умови отримання дипломної роботи: дипломний проект знаходиться в Науково-технічній бібліотеці університету .

## ЗМІСТ

<b>Реферат</b> .....	1
<b>1 КОНСТРУКТОРІВСЬКИЙ РОЗДІЛ</b> .....	5
1.1 Орозподіл параметрів літака в нульовому наближенні .....	5
1.1.1 Збір та обробка статистичних даних .....	5
1.1.2 Розробка тактико -технічних вимог до літака .....	12
1.1.3 Вибір та обґрунтування схеми літака .....	12
1.1.4 Визначення злітної маси літака .....	14
1.1.5 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання та управління .....	14
1.1.6 Визначення геометричних параметрів агрегатів літака .....	15
1.1.6.1 Пара метро крила .....	15
1.1.6.2 Параметри фюзеляжу .....	15
1.1.6.3 Параметри оперення .....	16
1.1.6.4 Визначення положення центру мас літака .....	16
1.1.7 Вибір двигуна та його характеристик .....	16
1.1.8 Визначення параметрів шасі .....	17
1.1.9 Побудова теоретичного креслення літака .....	18
1.1.10 Вибір, обґрунтування, розробка та ув'язування конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака .....	19
Висновок: .....	21
1.2 Розрахунок аеродинамічних та літніх характеристик літака .....	22
1.2. 1 ..... Розрахунок поляр та аеродинамічної якості у злітній, посадковій та крейсерській конфігураціях літака .....	22
1.2.1.1 _ Аеродинамічні характеристики ЛА .....	22
1.2.1.2 _ Побудова наближеної злітної та посадкової поляри .....	27
1.2.1.3 _ Польотні поляри .....	31
1.2.2 Розрахунок льотних характеристик ЛА методом тяг .....	36
1.2.2.1 _ Розрахунок необхідних тяг та побудова кривих Н. Є. Жуковського .....	36
1.2.2.2 _ Уточнення графіка потрібних тяг .....	38
Висновок: .....	41
<b>2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ</b> .....	42
2.1 Аналіз технічного стану Т С як об'єкта технічної експлуатації .....	42

2.1.1	Особливості конструкції та принципи роботи ВС та її компонентів	42
2.1.2	Система вентиляції палива	44
2.1.3	Система видалення палива у центральному баку	45
2.1.4	Система заправки тиском	47
2.1.5	Система подачі палива у двигуни	48
2.1.6	Система вказівки кількості палива	49
2.1.7	Система вказівки температури палива	50
2.1.8	Оцінка технічного стану паливної системи середньо-магістрального пасажирського літака	51
2.2	Характерні відмови, пошкодження та основні правила ТО паливної системи	51
2.2.1	Відмови та пошкодження паливної системи	51
2.2.2	Характерні пошкодження паливної системи	52
2.2.3	Основними роботами при ТО паливної системи	53
2.2.4	Основні правила заправлення палива	53
2.2.5	Основні правила зливу палива	58
2.3	Аварійний злив палива	60
2.4	Засоби механізації в обслуговуванні ТС	61
2.5	Розробка функціональної блок -схеми	: 62
2.6	Визначення критичного обладнання б4 _ _	.....
2.7	Аналіз видів відмов, їх наслідків та критичності:	67
2.8	Розробка плану профілактичного обслуговування	71
2.9	Ефективність удосконалення ТО	78
	Висновки:	78
<b>3</b>	<b>БЕЗОПУЗНІСТЬ ПОЛЬОТУ</b>	79
3.1	Базові концепції безпеки польоту	79
3.2	Фактори, що впливають на безпеку польотів	80
3.3	Управління безпекою під час технічного обслуговування	80
3.4	Системна безпека	81
3.4.1	Підвищення безпеки польотів шляхом удосконалення управління безпекою польотів	81
3.4.2	Актуальність проблеми людського фактора в авіації	81
3.4.2.1	Людський фактор та його основні аспекти	81
3.4.2.2	Актуальність проблеми людського фактора	82
3.4.2.3	Людський та організаційний фактори	83

3.5	Основу вимоги правил АП 25 щодо паливної системи повітряного судна	84
3.5.1	Аналіз та випробування паливної системи	84
3.5.2	Захист паливних систем від ударів блискавок	84
3.6	безпека паливного бака	85
3.6.1	Допуск спеціалістів	85
3.6.2	небезпечні зони	85
3.6.3	Вибухобезпечний інструмент	86
3.7	Заходи безпеки при технічній експлуатації паливної системи літака на землі	87
3.8	Дослідження помилок авіаційного персоналу, що мають місце в процесі експлуатації авіаційної техніки	89
	Вивод :	92
<b>4</b>	<b>ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ</b>	<b>93</b>
4.1	Розрахунок витрат на експлуатацію літака і двигуна та собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр шляху	93
	Висновок:	97
<b>5</b>	<b>Спеціальне завдання Вплив експлуатаційних факторів на основні фізико-механічні властивості конструкцій авіаційної техніки з композиційних полімерних матеріалів</b>	<b>99</b>
	ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПО ЗІЛАННЯ	133
	ДОДАТОК	135

## **1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ**

Метою завдання цього розділу є визначення параметрів літака в нульовому наближенні та вивчення розрахунку аеродинамічних характеристик літака .

### **1.1 О розподіл параметрів літака в нульовому наближенні**

Розрахунки в нульовому наближенні засновані на використанні статистичних даних про параметри і характеристики літаків аналогічного класу

#### **1.1.1 Збір та обробка статистичних даних**

У цьому зборі розглядається статистичних даних літаків-аналогів, і для цього були обрані наступні літаки:

- \* E 190 E -2, Бразилія, фірма « Embraer ».
- \* A -318, Франція, фірма « Air bus ».
- \* A -319, Франція, фірма « Air bus ».
- \* A -320, Франція, фірма « Air bus ».
- \* B -787, США, фірма " Boeing ".
- \* B -737, США, фірма « Boeing ».

Аналіз статистичного матеріалу дозволяє доповнити та уточнити тактико-технічних вимог (ТТТ) до проєктованого літака, та вибрати його схему. При цьому необхідно використовувати дані літаків-аналогів. Ці дані вносять у статистичну таблицю, зразковий вид якої представлений (таб. 1.1)



## Е 190 Е -2



Рисунок 1.1 - Пасажирський літак E190-E2

E190-E2 вузькофюзеляжний пасажирський літак середньої дальності виробництва бразильської компанії Embraer. Літак побудований за нормальної компоновочної схеми двомоторний турбовентиляторний низькоплан зі стрілоподібним крилом і однокільовим оперенням. У листопаді 2011 року Embraer оголосила, що не розроблятиме новий літак, а зосередить свою увагу на розробці модернізованих версій сімейства E - Jet . Новий літак матиме крило великого подовження з покращеною аеродинамікою, зміненою конструкцією фюзеляжу та вертикального оперення, новою авіонікою та новими двигунами. Pratt & Whitney PurePower PW 1700 і PW 1900 з високим ступенем двоконтурності, E 190- E 2 зберіг той самий розмір, що і E -190, і вміщує до 106 пасажирів. Після успішного проходження комплексу літніх і наземних випробувань, що розпочалися в травні 2016 року, в 2018 році цей тип першим серед лінійки E - Jets E 2 був сертифікований авіаційною владою Бразилії ( ANAC ), США ( FAA ) та Європи ( EASA )

## A -320



Рисунок 1.2 - Пасажирський літак А -320

**Airbus A -320** вузькофюзеляжний літак для авіаліній малої та середньої довжини, розробленого європейським консорціумом Airbus S. \_ A. \_ Випущений в 1988 році, він став першим масовим пасажирським літаком, на якому була застосована електродистанційна система управління (ЕДСУ). Найбільша повітряних переміщень відбувається на відстані від однієї до п'яти тисяч кілометрів. Саме по цьому найбільшими серіями випускаються . одним з таких лайнерів є Airbus A 320. Програма розробки літака почалася в березні 1984р. Перший політ досвідчений А320 з двигунами CFM 56-5 А 1 здійснив 22 лютого 1987 р. Наприкінці лютого 1988 р. літак був сертифікований в Європі, а в грудні в США. В порівнянні з іншими авіалайнерами подібних розмірів, серія А320 відрізняється просторим пасажирським салоном з великими полицями для ручної поклажі, великою вантажоємністю нижньої (вантажної) палуби і широкими люками для завантаження багажу.

## A -319



Рисунок 1.3 - Пасажирський літак

**A 319** Модифікація A 320 з укороченим фюзеляжем за рахунок зменшення кількості пасажирських крісел на два ряди. Завдяки випуску варіантів з різною дальністю польоту та місткістю, експлуатанти цього типу літака отримують вагомі переваги. Крім базової моделі, розрахованої на перевезення 116 пасажирів на дальність до 6650 км, замовникам пропонується варіант із збільшеною місткістю до 158 крісел. Airbus також пропонує три модифікації A 319:

- **A 319 CJ** - Бізнес-літач зі збільшеною дальністю польоту.
- **A 319 LR** - Модифікація Airbus A 319 з додатковими паливними баками, що збільшують дальність польоту до 8300 км.
- **A 319 ACJ ( Airbus Corporate Jet )** - бізнес-літак, що перевозить 39 пасажирів на відстань до 12000 км.

Комерційна експлуатація літака почалася в квітні 1996 року. З того часу минуло вже понад два десятки років, проте літак постійно модернізується відповідно до вимог часу. В даний час Airbus пропонує нову модифікацію лайнера A 319 neo з більш потужними та економічними двигунами, а також

покращеною конструкцією крила. Модель А 319, як і раніше, залишається затребуваною у авіакомпаній усього світу.

### А -318



Рисунок 1.4 - Пасажирський літак А -318

**А 318** , розрахований на перевезення 107 пасажирів у типовому двокласному компонуванні або до 132 пасажирів у компонуванні одного класу, був введений в експлуатацію в липні 2003 року . Він може виконувати польоти на відстань до 5950 км. А 318 може експлуатуватися на більш коротких ВПП , ніж інші літаки аналогічної розмірності.

Крім цього, в 2007 року А 318 був сертифікований на виконання посадок з більш крутою траєкторією зниження. Завдяки цим якостям у поєднанні з низьким рівнем шуму, А 318 стає придатним для експлуатації з аеропортів, розташованих у межах міст. На А 318 було впроваджено низку покращених бортових систем, якими зараз оснащуються й інші моделі сімейства А 320, що дозволяє підвищити надійність літаків в експлуатації та скоротити витрати на техобслуговування та закупівлю запасних частин. У тому числі внутрішньосалонна інформаційно-керуюча система з інтерактивним екраном, розміщеному на панелі управління обладнанням салону.



## B -737



Рисунок 1.5 - Пасажирський літак B -737

В - 737 вузько фюзеляжний ближньосередньоміагістральний пасажирський літак . Boeing 737 є наймасовішим пасажирським літаком за всю історію пасажирського авіабудування (13 березня 2018 року був поставлений десятитисячний літак, понад 4500 замовлень очікують на виконання ). Літак виробляється корпорацією Boeing з 1967 року. Boeing 737 експлуатується настільки широко, що у будь-який момент часу у повітрі знаходиться в середньому 1200 літаків і кожні 5 секунд у світі злітає і сідає один 737-й. Лайнер був розроблений в США в середині 1960-х і досяг феноменального успіху в індустрії. Авіакомпанії полюбили літак за його надійність, високий рівень комфорту для пасажирів та економічну ефективність. У свою чергу, Boeing десятиліттями модернізував лайнер, пропонуючи авіакомпаніям низку модифікацій, які відрізнялися одна від одної місткістю та дальністю польоту.

Таблиця 1.1 - Статистичні дані

Дані про польоти	Найменування літака	Е-190Е-2	А-318	А-320	А-319	В-737	В37-800
	$V_{\max}$ , КМ/ГОД	890	871	920	890	850	850
	$H_{\max}$ , КМ	10.6	12.2	14.7	12.6	11.3	11.3
	$V_{\text{крейс}}$ , КМ/ГОД	871	820	840	820	780	780
	$H_{\text{крейс}}$ , КМ	9.67	11.7	11.7	11.67	10.7	10.7
	$V_{\text{узл}}$ , КМ/ГОД	-	-	167	-	276	276
	$V_{\text{сел}}$ , КМ/ГОД	-	-	155	-	230	230
	$L(m_{\text{Tmax}})$ , КМ	4260	5700	6150	5800	5400	5400
	$L_{\text{розб}}$ , М	1890	1828	2090	2108	2540	2600
	$L_{\text{проб}}$ , М	1260	1600	-	1800	1540	1540
Масового дані	$m_{0\max}$ , КГ	51800	65000	82600	58500	68100	68100
	$m_0$ , КГ	39700	59000	73500	40800	62300	62300
	$m_{\text{пос}}$ , КГ	43000	45000	62000	43000	56200	56200
	$m_{\text{порожній}}$ , КГ	28080	38500	41000	28080	34800	34800
	$m_z$ , КГ	11800	13100	19200	11900	18200	18200
	$n_{\text{пас ЧОЛ}}$	114	125	140	134	171	171
	$m_T$ , КГ	12720	13100	14300	14100	23800	23800
	$m_{\text{порожній с}}$ , КГ	29000	39900	42800	38600	52000	52000
дані СУ	Тип і кількість	2* ТРДД GECF34-10E	2* ТРДД PW6122 A	2* ТРДД CFM56-A1	2* ТРДД CFM56-6B	2* ТРДД CFM56-5C	2* ТРДД CFM56-3
	$P_0$ , КН	2*90.6	2*104	2*100.5	2*120	2*151	2*151
	$m_{\text{дв}}$ , КГ	2*1700	2*2270	2*2300	2*2404	2*2400	2*2400
Геометричні дані	$S$ , М <sup>2</sup>	1.3	122.1	122.6	122.4	105.4	105.4
	$L$ , М	34.24	31.1	34.1	34.1	36.5	35.8
	$\chi$ , град	26	25	28	28	27	27
	$\lambda$	9.2	10.06	10.06	10.06	9.65	9.56
	$\eta$	2.7	1.6	1.8	1.7	2.6	2.6
	$L_{\phi}$ , М	36.3	34.44	37.57	37.5	39.5	39.7
	$D_{\phi}$ , М	3.8	3.95	3.95	3.95	3.67	3.974
	$\lambda_{\phi}$ , М	9.8	10.65	9.7	9.7	10	10
	$S_{\phi}$ , М	11.8	11.78	11.78	11.7	11.3	11.3
	$S_{\text{ел}}$	-	-	-	-	-	-
	$S_{\text{го}}$	-	-	37.8	37.8	34.52	34.52
	$S_{\text{в}}$	17.3	21.12	22	22	17.8	17.8

$p_0 = mg/s$	698	774	781	836	829	829
$t_0 = p_0/mg$	0.189	0.359	0.154	0.162	0.338	0.338
$\gamma_{дв} = m_{дв} \cdot g/p$	0.18	0.21	0.22	0.19	0.15	0.22
$m_y/m_0$	0.232	0.221	0.261	0.243	0.253	0,53

### 1.1.2 Розробка тактико-технічних вимог до літака

Після збору та обробки статичних даних переходимо до розробки ТТТ. У цьому етапі проводиться на основі аналізу статичних матеріалів доповнивши задані ТТТ літака, що проектується.

Так як заданий пасажирський літак для 150 пасажирів з дальністю польоту  $L = 5400$  км, довжиною розбігу  $L_{розб}$ , км = 2,6 км, то призначаємо висоту крейсерського польоту  $H_{крейс}$ , км = 10,7 км, крейську швидкість  $V_{крейс}$ , км / год = 880 км / год,  $M_{H=11 км} = 880 / 1074 = 0,819$ .

Підберемо кількість членів екіпажу: на відділення І класу з числом пасажирів до 150 необхідно 5 бортпроводника, тобто. всього потрібно 7 членів екіпажу.

Отримані ТТТ заносимо до таблиці 1.2

Таблиця 1.2. Тактико-технічні вимоги

$M_{H=11 км}$	$L_H = n_{пас}, чол$	$L_p, м$	$V_{крейс}$ км/год	$H_{крейс}, км$	$n_{ек}, чол$
0,819	150	2600	880	10,7	7

### 1.1.3 Вибір та обґрунтування схеми літака

Цей етап роботи передбачає вибір форми та взаємного розташування крила, фюзеляжу, оперення, кількості та розташування двигунів проектованого літака, тип шасі, оперення за результатами обробки зібраних статистичних даних літаків.

Стрілоподібні крило являє собою низькоплан. За такої схеми розташування крила досягаються наступні переваги:

- використання екранного ефекту при зльоті та посадці;
- менше висота опор шасі;
- підвищується безпека пасажирів та екіпажу при аварійній посадці;
- Вища плавучість при аварійній посадці на воду, що дозволяє евакуювати пасажирів та екіпаж.

Недоліки низькоплану:

- низьке розташування двигунів (у разі розташування їх під крилом): підвищується ймовірність попадання сторонніх предметів у двигун, підвищені вимоги до якості злітно-посадкової смуги;
- створюється дифузорний ефект (підвищується опір) у місці стику фюзеляжу та задньої кромки крила;

- підвищується ймовірність торкання крилом під час посадки;
- Знижується поперечна стійкість літака.

Оперення розташоване в хвостовій частині фюзеляжу і складається з однокільового вертикального оперення з кермом напрямку та горизонтального оперення з кермом висоти та тримера. Призначено триопорне шасі з носовим колесом, колеса забираються у фюзеляж. До переваг цієї схеми можна віднести такі: невелика ймовірність капотажу; колійна стійкість; немає обмежень на посадкову швидкість; можливість ефективного гальмування; комфорт пасажирів хороший огляд пілоту; Є ушкодження вихлопним струменем.

До недоліків можна віднести: зниження безпеки екіпажу при поломці носової опори при розбігу або пробігу; можливість виникнення самозбуджуваних коливань вільно орієнтованого переднього колеса та необхідність встановлення демпфера.

Вибрана схема проєктованого літака, представлена на малюнку

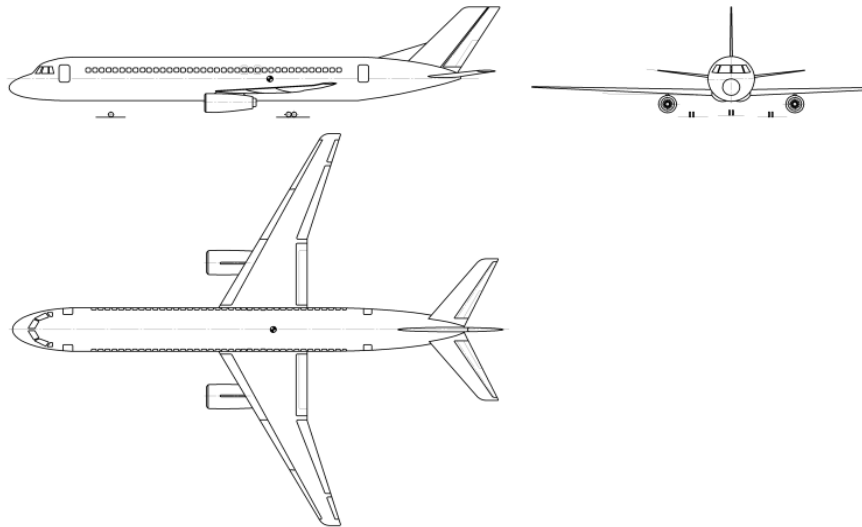


Рисунок 1.6 - Схема літака, що проєктується.

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

За статистичними даними були визначені основні параметри крила  $\lambda$ ,  $\chi$ ,  $\eta$ ,  $\bar{c}$  відносна хорда закрилка  $\bar{b}_3 = \frac{b_3}{b}$ , кути відхилення закрилків  $\delta_3$ , відносна площа елерону  $\bar{S}_{эл} = \frac{S_{эл}}{S}$ , параметри фюзеляжу, ГО, ВО, і занесені в таблицю 1.3.

таблиця 1.3 основні геометричні параметри літака

$\Lambda$	$\chi^\circ$	$\eta$	$\bar{c}$	$\bar{b}_3$	$\delta_3$	$\bar{S}_{эл}$	$\lambda_\phi$	$D_\phi, \text{М}$	$L_\phi, \text{М}$
9,65	27	2,6	0,16	0,16	30	0,02	10	3,974	39,7
$\bar{S}_{20}$	$\bar{S}_{80}$	$\lambda_{го}$	$\lambda_y$	$\chi^\circ_{го}$	$\chi^\circ_{в}$	$\bar{c}_{го}$	$\bar{c}_{во}$	$\eta_{го}$	$\eta_{в}$



0,217	0,228	3,94	1	32	47	0,1	0,11	2,02	1,93
-------	-------	------	---	----	----	-----	------	------	------

### 1.1.4 Визначення злітної маси літака

Злітну масу літака нульового наближення визначають за такою формулою:

$$m_0 = \frac{m_{зр.} + m_{ек.}}{1 - (m_k + m_{с.у.} + m_T + m_{об.упр.})}$$

Де  $m_0$  – злітна маса літака нульового наближення;  $m_{с.у.}$  – маса комерційного навантаження;  $m_{ек.}$  – маса екіпажу;  $m_k$  – відносна маса конструкції;  $m_{с.у.}$  – відносна маса силової установки;  $m_{про}$  – відносна маса обладнання;  $m_m$  – відносна маса палива.

У нас:

$$m_{с.у.} = 120 \cdot n_{пас}; \text{ де } n_{пас} \text{ кількість пасажирів. } m_{с.у.} = 120 \cdot 171 = 20520;$$

$$m_{ек.} = 80 \cdot n_{ек}; \text{ де } n_{ек} \text{ кількість членів екіпажу. } m_{ек.} = 80 \cdot 7 = 560;$$

$$m_k = 0,30; m_{с.у.} = 0,12; m_{про} = 0,12;$$

$$m_m = a + bL/V = 0,065 + 0,055 \cdot 5400/780 = 0,44; \text{ Де } L \text{ дальність польоту.}$$

$$m_0 = \frac{20520 + 560}{1 - (0,03 + 0,12 + 0,12 + 0,44)} = 105400 \text{ кг}$$

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

Використовуючи статистичні дані, обчислюємо:

\* Маса екіпажу:  $m_{ек.} = 80 \cdot n_{ек} = m_{ек.} = 80 \cdot 7 = 560 \text{ кг};$

\* Маса комерційного навантаження:  $m_{гр} = m_{с.у.} = 120 \cdot n_{пас} = 120 \cdot 171 = 20520 \text{ кг};$

\* відносна маса палива:  $m_m$

$$m_m = a + bL/V = 0,065 + 0,055 \cdot 5400/780 = 0,44; \text{ Де } L \text{ дальність польоту;}$$

\* відносна маса конструкції:  $m_k = 0,30;$

\* відносна маса силової установки:  $m_{с.у.} = 0,12;$

\* відносна маса обладнання:  $m_{про} = 0,12;$

\* Визначаємо масу конструкції літака:

$$m_{до} = m_0 \cdot m_k = 105400 \cdot 0,30 = 31620 \text{ кг};$$

\* Маса крила:  $m_{кр} = m_{кр} \cdot m_{до} = 0,391 \cdot 31620 = 12363 \text{ кг};$

\* Маса фюзеляжу:  $m_{ф} = m_{ф} \cdot m_{до} = 0,357 \cdot 31620 = 11288 \text{ кг};$

- \* Маса оперення:  $m_{оп} = m_{оп} \cdot m_{до} = 0,071 \cdot 31620 = 2245$  кг;
- \* Маса шасі:  $m_{ш} = m_{ш} \cdot m_{до} = 0,181 \cdot 31620 = 5723$  кг;
- \* Маса палива:  $m_{т} = m_{м} \cdot m_{до} = 0,44 \cdot 31620 = 13913$  кг;
- \* Маса силової установки:  $m_{су} = m_{су} \cdot m_{до} = 0,12 \cdot 31620 = 3794$  кг;
- \* Маса обладнання :  $m_{про} = m_{про} \cdot m_{до} = 0,13 \cdot 31620 = 4111$ кг;

Усі значення мас заносимо до таблиці 1.4.

$m_0$ КГ	$m_{гр}$ , КГ	$m_{ек}$ , КГ	$m_{до}$ , КГ	$m_{кр}$ , КГ	$m_{ф}$ , КГ	$m_{оп}$ , КГ	$m_{ш}$ , КГ	$m_{т}$ , КГ	$m_{су}$ , КГ	$m_{про}$ КГ
105400	20520	560	31620	12363	11288	2245	5723	13913	3794	4111

Таблиця 1.4. Значення мас агрегатів літак

## 1.1.6 Визначення геометричних параметрів агрегатів літака

### 1.1.6.1 Параметри крила

\*Площа крила знаходяться за формулою:  $S = m_0 g / 10 p_0$ ;  $Deg=9.8$  м/с<sup>2</sup>,  $p_0$  -питоме навантаження на крило при зльоті.

$$S = 105\,400 \cdot 9.8 / (10 \cdot 829) = 124.6 \text{ м}^2$$

\*Розмах крила:  $L = \sqrt{\lambda S}$ ;  $L=35.8$  м

\*Корневу по осі симетрії літака  $b_0$  і корневу  $b_k$  хорди крила визначають виходячи зі значень  $S, \eta, L$

$$b_0 = \frac{S}{L} \cdot \frac{2\eta}{\eta+1}; b_0 = \frac{124.6}{35.80} \cdot \frac{2 \cdot 2.6}{2.6+1} = 4.92 \text{ м}$$

$$b_k = b_0 / \eta = \frac{4.92}{2.6} = 1.82 \text{ м}$$

\* Серед дню \_ аер о динамічну х о рду крила  $a$  ( С А Х ) обчислюють по ф о рмулі :  $b_a = (2/3) b_0 \cdot (\eta^2 + \eta + 1) / (\eta (\eta + 1))$ ;  $b_a = 3.619$  м

\*Координату С А Х за розмахом крила визначають за співвідношенням:  
 $Z_a = \frac{L}{6} \cdot \frac{\eta+2}{\eta+1}$ ;  $Z_a = (35,80/6) \cdot ((2,6+2)/(2.6+1)) = 7,56$  м

\*Координата носика С А Х по осі ОХ:

$$X_a = Z_a \cdot \text{tg } \chi_{пк}, \text{ Де } \chi_{пк} \text{ _ кут стріловидності крила по передній кромці, } \chi_{пк} = \text{tg } \chi + \frac{\eta-1}{\lambda(\eta+1)} = 0,5 + \frac{2,6-1}{9.56(2.6+1)} = 0.54;$$

$$X_a = 7.56 \cdot 0.54 = 4.082 \text{ м}$$

### 1.1.6.2 Параметри фюзеляжу

Розміри фюзеляжу визначають за статистичними даними:

$$* \text{ Довжина фюзеляжу: } L_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot D_{\phi} = 10 * 3,97 = 39,7 \text{ м}$$

$$* \text{ Довжина його носової частини: } L_{н} = \lambda_{н} \cdot D_{н} = 1,56 * 3,97 = 6,2 \text{ м}$$

$$* \text{ Довжина хвостової частини: } L_{хв} = \lambda_{хв} \cdot D_{хв} = 3,12 * 3,97 = 12,4 \text{ м}$$

### 1.1.6.3 Параметри оперення

Площі горизонтального та вертикального оперень визначають відповідно за такими залежностями:

$$S_{го} = S_{го} \cdot S ; S_{в} = S_{в} \cdot S, \text{ Де } S_{\_} \text{ площа крила.}$$

$$S_{го} = 34,5 \text{ м}^2 ; S_{в} = 17,8 \text{ м}^2 .$$

Відстань  $L_{го}$  від центру мас літака до центру тиску горизонтального оперення :  $L_{го} = 3,6 * b_a = 3,5 * 3,619 = 12,6 \text{ м}$

### 1.1.6.4 Визначення положення центру мас літака

Рекомендовані відстань центру мас (точка 0) від носика середньої аеродинамічної хорди  $X_m$  :  $X_m = 0,3 * 3,619 = 1,08 \text{ м}$

### 1.1.7 Вибір двигуна та його характеристик

Знаходимо стартову тягу одного двигуна за формулою:

$$P_0 = \frac{t_0 * m_0 * g}{n};$$

де  $t_0$  \_ тягоозброєність літака; середнє значення тягоозброєності літака становить 0,29;  $n$  \_ число двигунів;  $g = 9,8 \text{ м/с}^2$ .

$$P_0 = \frac{105400 * 9,8 * 0,29}{2} = 149773,4 \text{ Н};$$

По стартовій тязі підбираємо двигун:

Турбореактивний двоконтурний двигун CFM56-3C (рис1.2) двовальний з одноступеневим вентилятором і підпірними сходами. Камера згоряння – кільцева

Технічні характеристики двигуна:

Злітний режим ( $H = 0, V_{п} = 0$ )

- реактивна тяга: 151 кН;

- Витрата повітря: 427 кг/сек;
- Ступінь двоконтурності: 5,5;
- Габаритні розміри:
- Довжина - 4488мм;
- максимальний діаметр - 2156мм;
- Суха маса двигуна - 2400кг.

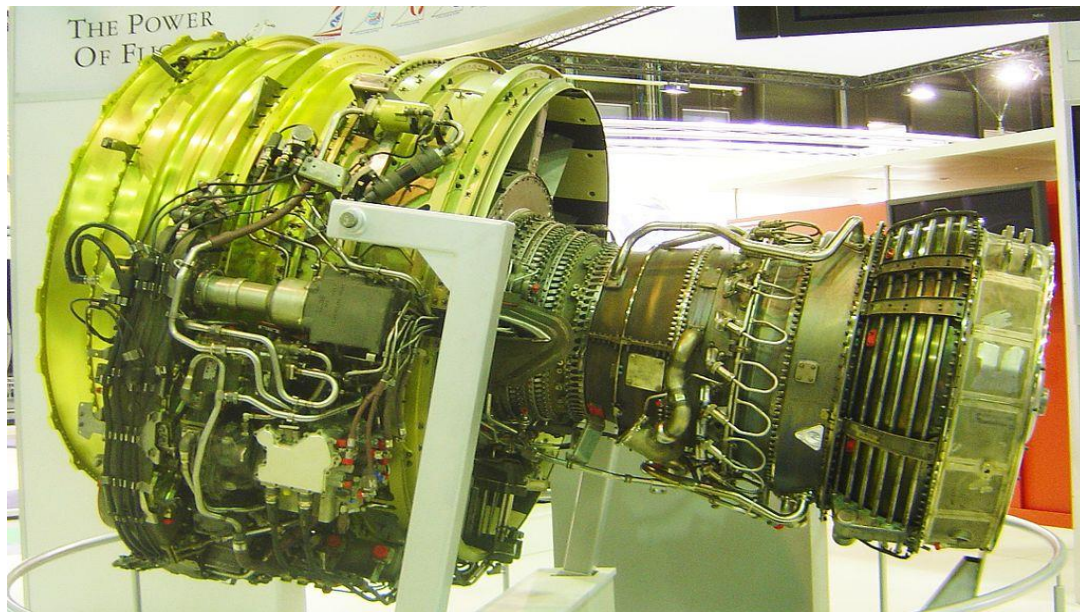


Рисунок 1.7 – Двигун CFM 56-6 B

### 1.1.8 Визначення параметрів шасі

Для трипорного шасі ( Рис1.3) це наступні параметри:

-База шасі  $b$ , тобто. відстань між осями головних і носовий стійок;  $b = 0.3L_{\phi}$ ;  $b = 0,3 * 39,7 = 11,91$  м;

- Колія шасі  $B$ , тобто. відстань між площинами симетрії головних коліс  $B = 5,24$  м;

- Винесення головних коліс  $e$ , тобто. відстань між вертикаллю проходить через центр мас літака, і віссю головного колеса  $e=0.15ba = 1,422$  м ;

- Винесення переднього колеса  $a$ , тобто. відстань між вертикаллю проходить через центр мас літака, і віссю переднього колеса  $a = 0,88 b = 10,428$  м;

- Висота шасі  $h$ , тобто. відстань від вузлів кріплення до поверхні аеродрому при стоянковому обтисненні амортизаторів і пневматиків (маса злітна)  $h = 1,82$  м;

- Кут торкання хвостової п'ятою повинен забезпечувати використання заданих посадкових кутів атаки, тому:  $\varphi = \alpha_{\text{пос.мах}} - \alpha_3$  -

$\alpha_{\text{пос.мах}}$  \_Максимальний посадковий кут атаки  $\alpha_{\text{пос.мах}} = 10$ ;  $\alpha_3$  \_ Кут заклинання крила  $\alpha_3 = -2$ ; ? \_Стоянковий кут ? =0;

$$\varphi = 10 + 2 = 12$$

Кут виносу головних коліс  $\gamma$  повинен бути більшим за кут торкання хвостової п'ятої:  $\gamma = \varphi + 1$

$$\gamma = 12 + 1 = 13.$$

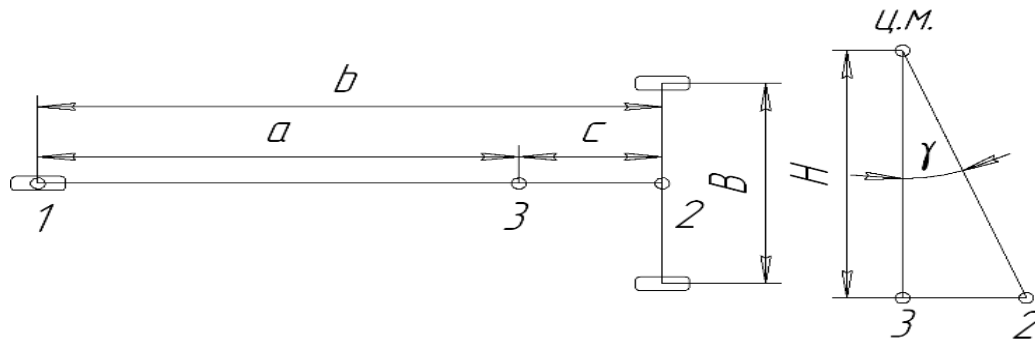


Рисунок 1.8 - Схема триопорного шасі

### 1.1.9 Побудова теоретичного креслення літака

Після розрахунків геометричних параметрів основних агрегатів літака можна побудувати теоретичний креслення його загального вигляду.

1. будуємо фюзеляж літака;
2. будуємо горизонтальне та вертикальне оперення;
3. будуємо САХ горизонтального оперення;
4. плече горизонтального оперення відкладаю від точки, віддаленої на  $0.25 \cdot b_{\text{АГО}}$  відноску САХ горизонтального оперення;
5. знаходимо положення носка САХ крила (від центру мас відкладаю розмір  $x_f$ );
6. по координаті  $x_A$  знаходимо положення носка кореневої хорди крила;
7. будуємо крило літака.

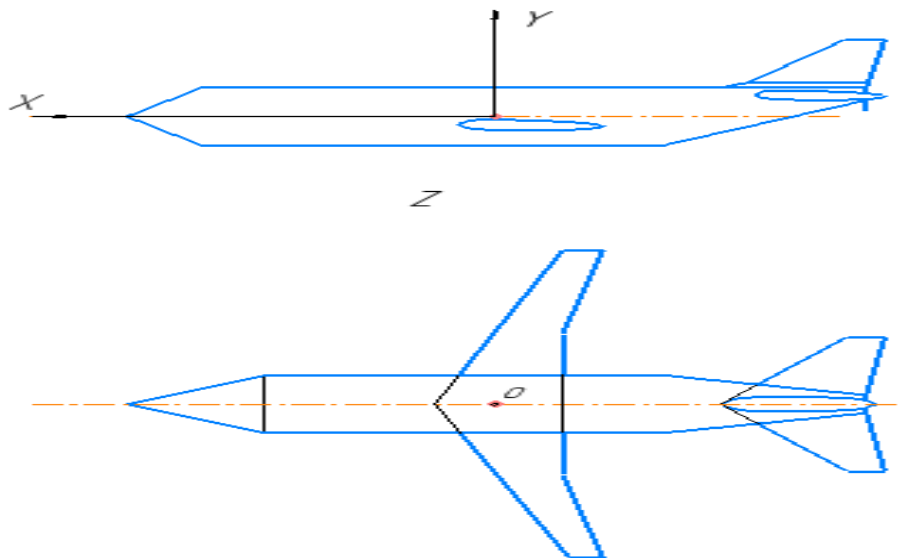


Рисунок 1.9 – Теоретичний креслення літака

### 1.1.10 Вибір, обґрунтування, розробка та ув'язування конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака

склад конструктивно-силових елементів, що забезпечують необхідну міцність і жорсткість конструкції, схему їх розташування та взаємозв'язку, називається конструктивно-силовою схемою (КСС) агрегату.

#### Вибір конструктивно-силової схеми крила.

Для наближеного вибору КСС крила користується поняттям умовного лонжерона, ширина пояса якого становить 0.6 хорди крила в розрахунковому перерізі. У завданні береться коренева горда  $b_0$ . Товщину умовного пояса лонжерона визначаємо за формулою

$$\delta_y = \frac{(P_0 \cdot S \cdot z_a - 2m \cdot g \cdot Z_i - m_{кр} \cdot g \cdot Z_a) \cdot n^p}{0.96 \cdot \bar{c} \cdot b_0^2 \cdot \sigma_p}$$

де  $P_0$  \_удільне навантаження на крило при зльоті 829 даН/м<sup>2</sup> ;

$S$  \_ площа крила, 124,6 м<sup>2</sup> ;

$Z_a$  \_координата середньої аеродинамічної хорди від поздовжньої осі літака по розмаху крила, 7,56 м;

$m$  \_ маса вантажу, розташованого на крилі, на кожній консолі крила розташовується двигун масою  $m=4800$  кг і шасі  $m=6150$  кг .  $m_c=10950$  кг

$Z_i$  - координата центру мас вантажу, розташованого на крилі, від поздовжньої осі літака по розмаху крила,  $Z_{дв} = 7$ м,  $Z_{ш} = 4$ м.  $Z_i = 5,5$  м.

$n^p$  - Коефіцієнт розрахункового навантаження,  $n^p = 4,2$  ;

$m_{кр}$  - маса крила, 12363 кг.

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

• - Коренева хорда крила,  $b_0=8.65$ м;

• - руйнівна напруга пояса лонжерона,  $\sigma_p = 330$  МПа - у припущенні, що лонжерон виконаний з алюмінієвого сплаву Д16Т;

$$\delta_y = 7.92 \text{ мм}$$

Конструктивно - силову схему крила можна вибрати також за критерієм інтенсивності моментального навантаження, що діє на крило. Величина інтенсивності моментального навантаження для кореневого перерізу крила визначається за виразом

$$\frac{M}{H^3} = \frac{[(\tau_0 \cdot S - m_{кр} \cdot g) \cdot z_A - 2 \cdot m_f \cdot g \cdot z_f] \cdot n^p}{1.03 \cdot (c \cdot b_0)^3}$$

де  $H = 0.8 H_{\max}$ ;  $H_{\max}$  - розрахункова висота профілю перерізу;

$$M/H^3 = 15.6 \text{ МПа.}$$

Так як товщина умовного лонжерона більше 3 мм, а перерізуєчий момент більше 10 ... 15 МПа, отже, вибираємо кесонне крило

Вибрана схема має такі переваги: вигідніше по масі; для кесонного крила характерні більш гладка поверхня і менш ймовірні явища реверсу елеронів, дивергенція і флаттер; більш жорстке на вигин і кручення, що сприяє отриманню більш стабільних характеристик стійкості та керованості.

#### Вибір конструктивно-силової схеми фюзеляжу

Сучасні літаки в переважній більшості мають балковий стрінгерний фюзеляж (напівмоноко). Він складається з обшивки, стрінгерів і шпангоутів.

Відстань між шпангоутами залежить від товщини обшивки фюзеляжу, компонування і маси літака. На нашому літаку рівні 500 мм.

Відстань між стрінгерами у фюзеляжі вибирають з тих же міркувань, що і в крилі. Для нашого літака Рівні 200 мм.

#### Вибір конструктивно-силової схеми оперення

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

#### Вибір конструктивно-силової схеми шасі.

КСС шасі повинна забезпечувати: найменшу масу шасі, найменший обсяг шасі в прибраному положенні, простоту кінематичної схеми механізмів випуску та прибирання.

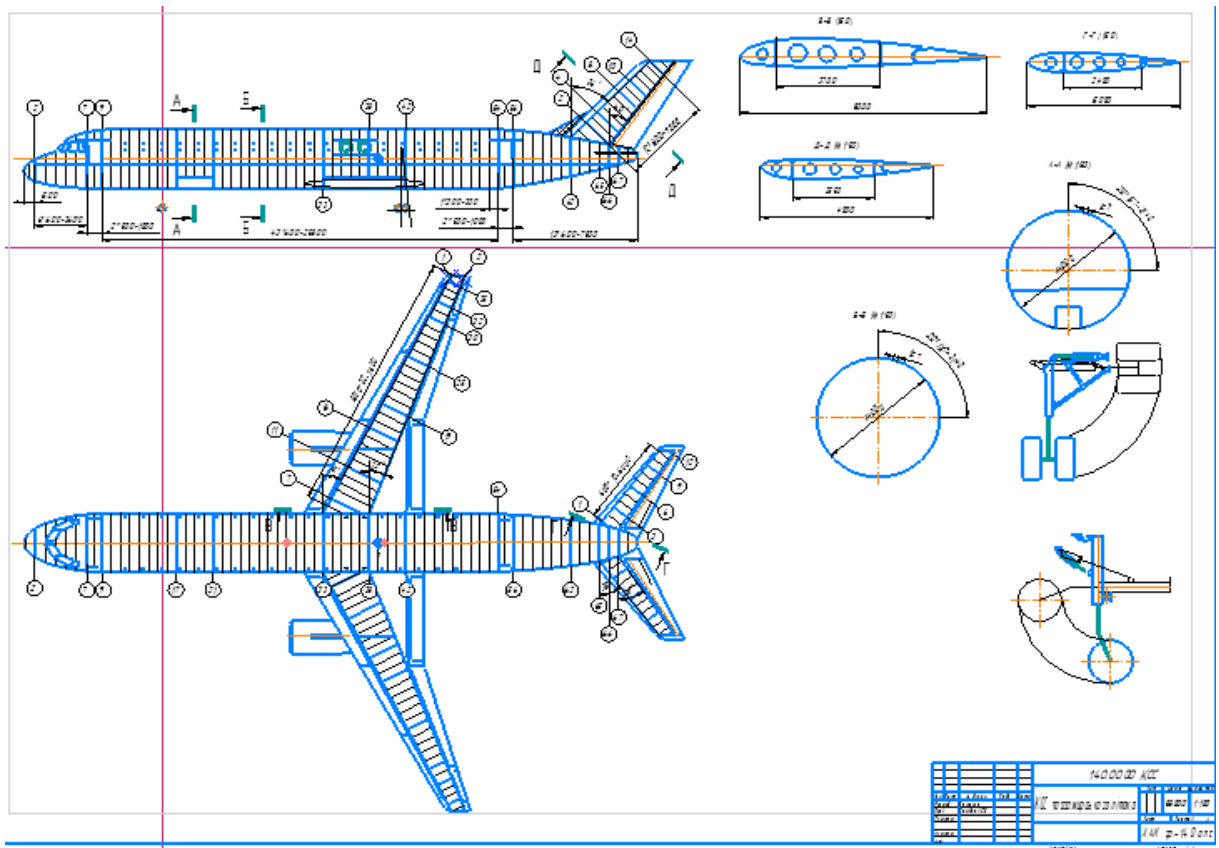


Рисунок 1. 10 - Конструктивно-силова схема агрегатів літака

### Висновок:

- У якості висновків наведемо короткий опис літака.
- Аеродинамічна схема - нормальна (класична).
  - За конструктивними ознаками - моноплан.
  - Схема розташування крила щодо фюзеляжу по висоті - низькоплан.
  - Крило стрілоподібне.
  - Механізація крила містить закрилки, передкрилки, інтерцептори і елерони, на яких знаходяться тримери.
  - Схема оперення - нормальна.
  - Схема шасі - трипорне з носовою опорою.
  - Тип опорного елемента: шасі.
  - Схема прибирання головних стійок шасі - колеса забираються у фюзеляж.
  - Схема фюзеляжу - нормальна.
  - Тип фюзеляжу – напівмонококочок.
  - Конструкція крила - непряме крило двома лонжеронами.
  - Тип силової установки ТРДД. Два двигуни розташовані на пілоні під крилом.



## 1.2 Розрахунок аеродинамічних та літніх характеристик літака

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

#### 1.2.1.1 Аеродинамічні характеристики ЛА

Зазвичай, аеродинамічні характеристики задаються у вигляді безрозмірних коефіцієнтів, а саме залежностей коефіцієнтів аеродинамічної підйомної сили від кута атаки  $C_{ya}=f(\alpha)$  та аеродинамічного лобового опору  $C_y, C_x = f(\alpha)$  полярів для деяких фіксованих чисел  $M$  польоту.

Виходячи із завдання, розрахунковою висотою польоту є  $H = 9$  км. Аеродинамічні характеристики та залежності полярів були отримані при виконанні розрахункової роботи щодо визначення аеродинамічних характеристик ЛА.

У таблицях 1.5 і 1.6 представлені аеродинамічні властивості ЛА під час польоту на висотах  $H = 0$  км і  $H = 9$  км, для ряду чисел  $M$ , відповідно.

Таблиця 1. 5 - Аеродинамічні характеристики ЛА під час польоту на розрахунковій висоті  $H = 0$  км

M	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
$C_{xa0}$	0,027 64	0,026 86	0,026 38	0,026 03	0,025 76	0,025 52	0,025 31
$\varepsilon^{\alpha,1/p}$ ад	0,138 7	0,140 7	0,143 6	0,147 8	0,154	0,163	0,177 2
$C_{ya}^{\alpha}$ , 1/рад	5,310 13	5,403 51	5,544 34	5,745 69	6,030 44	6,441 35	7,069 18
A	0,037 16	0,037 14	0,037 12	0,037 08	0,037 02	0,036 94	0,036 82
$K_{max}$	15,60 2	15,83	15,98	16,09 5	16,19 2	16,28 4	16,38 1
$\overline{X}_F$	0,826 5	0,822 6	0,816 6	0,808 1	0,796 1	0,778 9	0,752 8
$C_{ya max}$	1,231 92	1,192 21	1,153 8	1,109 43	1,066 36	1,022 16	0,976 83

Таблиця 1.6 – Аеродинамічні характеристики ЛА під час польоту на розрахунковій висоті  $H = 9$  км

M	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
$C_{x\alpha 0}$	0,030 4	0,029 5	0,029 0	0,028 6	0,028 2	0,028 0	0,027 7
$\varepsilon^{\alpha, 1/p}$ ад	0,138 7	0,140 7	0,143 6	0,147 8	0,154 0	0,163 0	0,177 2
$C_{y\alpha}^{\alpha}$ , 1/рад	5,310 1	5,403 5	5,544 3	5,745 7	6,030 4	6,441 4	7,069 2
A	0,037 2	0,037 1	0,037 1	0,037 1	0,037 0	0,036 9	0,036 8
$K_{max}$	14,88 40	15,10 70	15,25 40	15,36 70	15,46 50	15,55 80	15,65 50
$\bar{X}_F$	0,826 5	0,822 6	0,816 6	0,808 1	0,796 1	0,778 9	0,752 8
$C_{y\alpha max}$	1,231 9	1,192 2	1,153 8	1,109 4	1,066 4	1,022 2	0,976 8

Використовуючи дані з таблиць 1.5 і 1.6, будемо графіки залежності величин від числа M (рисунок 1. 11 -1.1 8 ), які представлені на , а також графік залежності полярів від числа M при висоті польоту  $H = 0$  км. (Рис1.5,1.6).

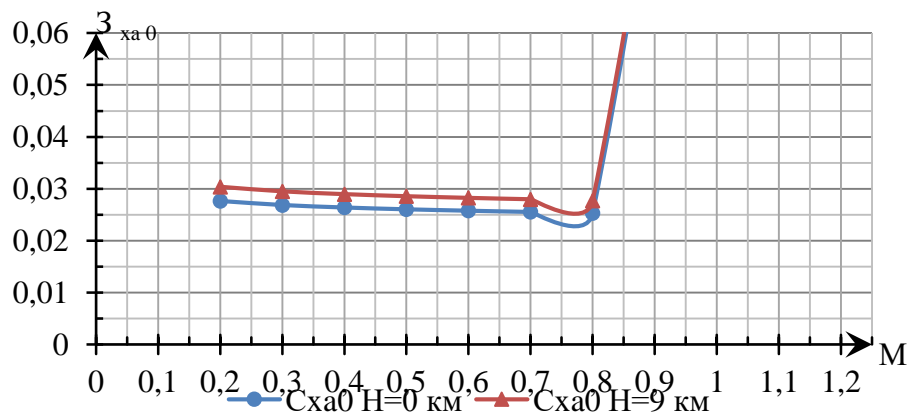


Рисунок 1. 11 - Залежність коефіцієнта лобового опору при нульовому значенні підйомної сили  $C_{x\alpha 0}$  від швидкості польоту, вираженої через число Маха M для висот польоту  $H = 0$  км і  $H = 9$  км

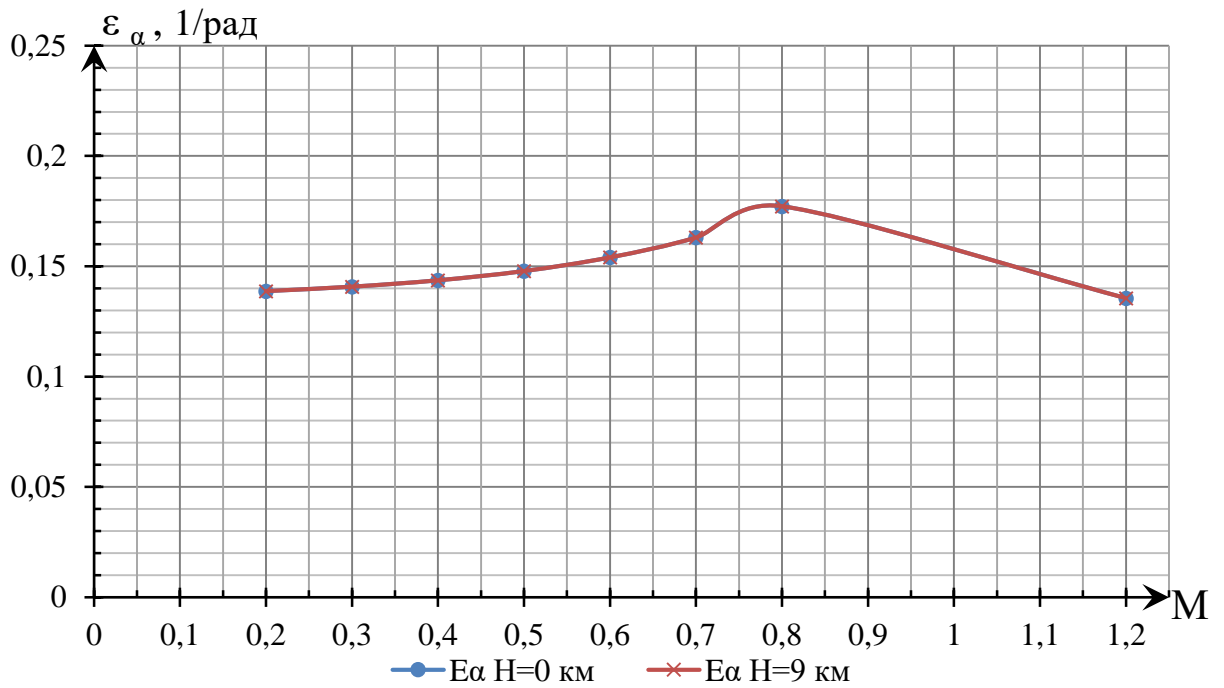


Рисунок 1. 12 - Залежність скосу потоку перед горизонтальним оперенням  $\varepsilon_\alpha$  від швидкості польоту, вираженої через число Маха  $M$  для висот польоту  $H = 0$  км  $H = 9$  км

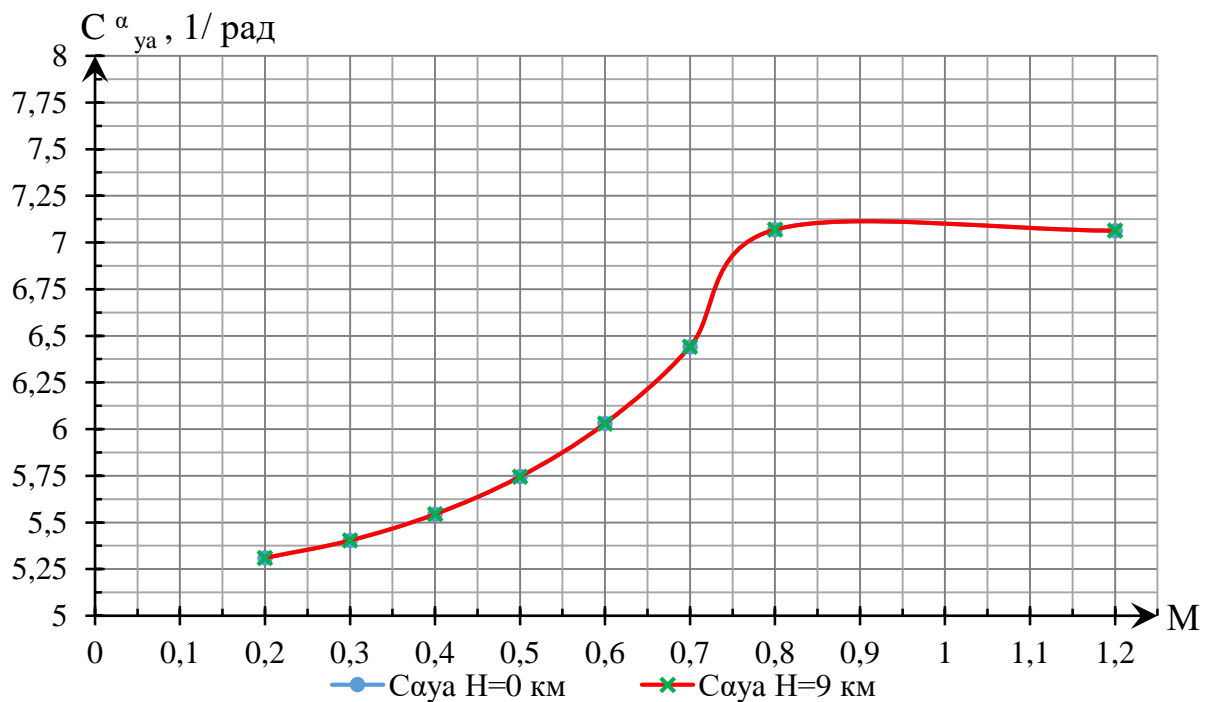


Рисунок 1. 13 - Залежність похідної коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки  $C_{ya}^{\alpha}$  від швидкості польоту, вираженої через число Маха  $M$  для висот польоту  $H = 0$  км і  $H = 9$  км.

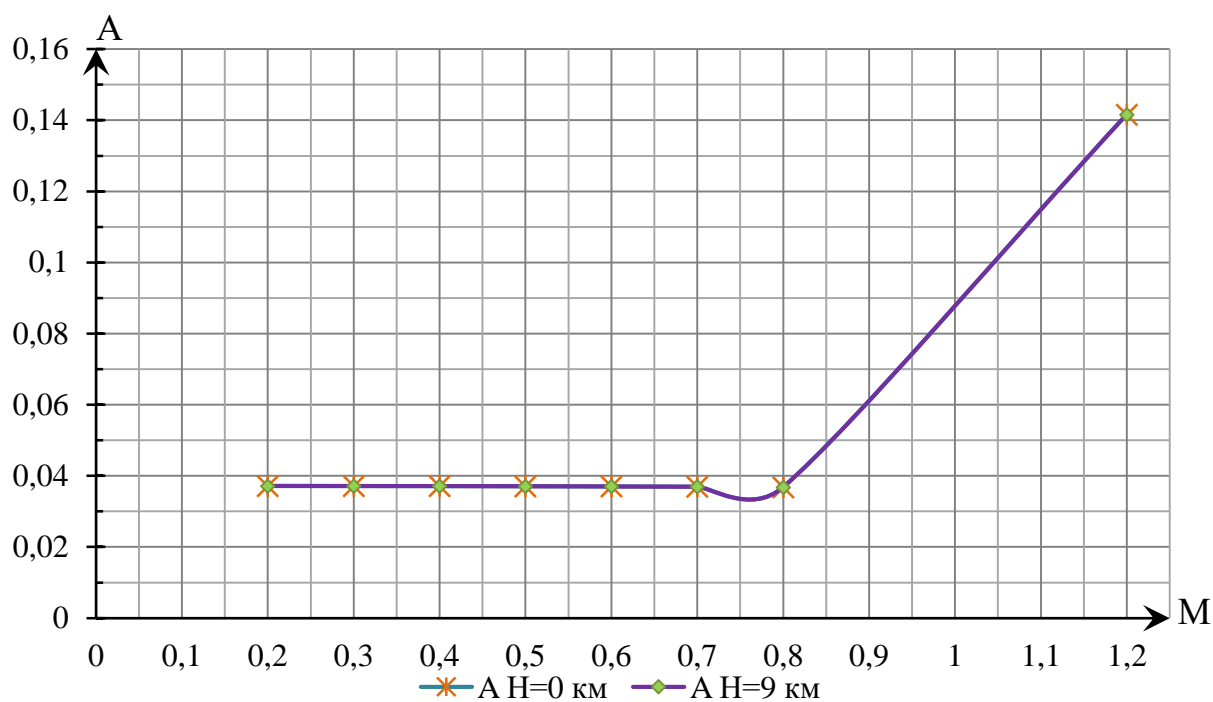


Рисунок 1. 14 - Залежність коефіцієнта відвалу поляри від швидкості польоту, вираженої через число Маха  $M$  для висот польоту  $H = 0$  км і  $H = 9$  км.

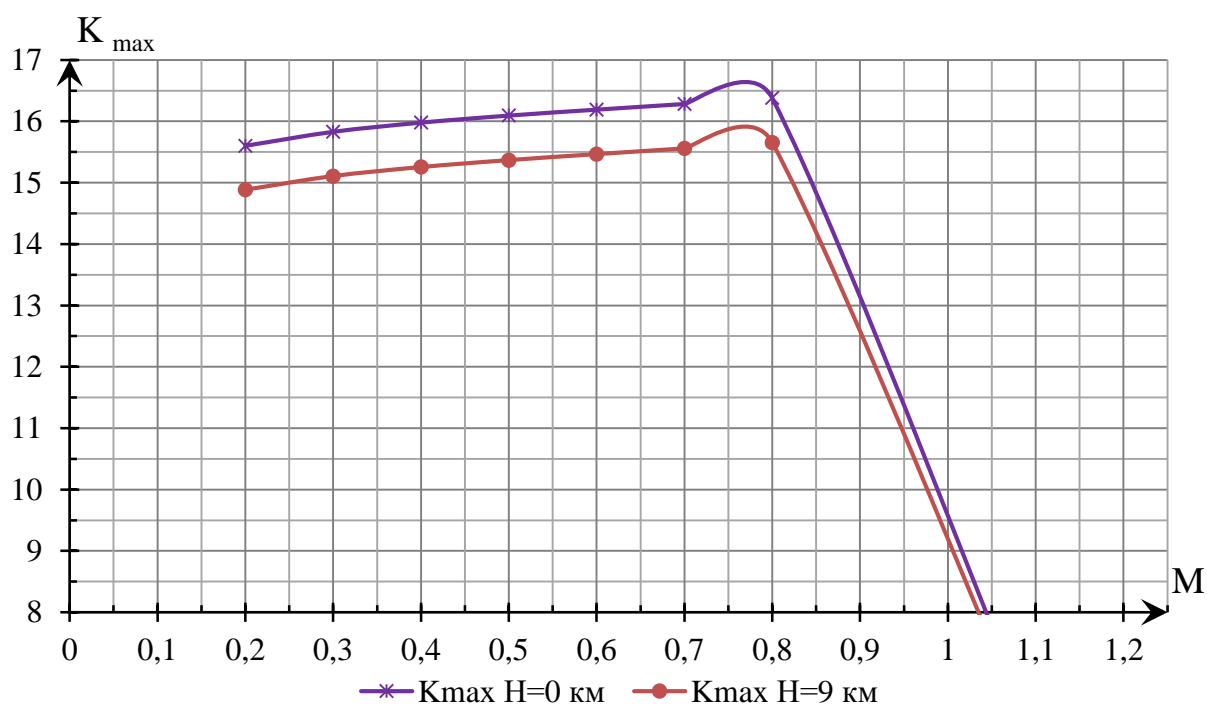


Рисунок 1. 15 - Залежність максимальної аеродинамічної якості  $K_{max}$  від швидкості польоту, вираженої через число Маха  $M$  для висот польоту  $H = 0$  км і  $H = 9$  км

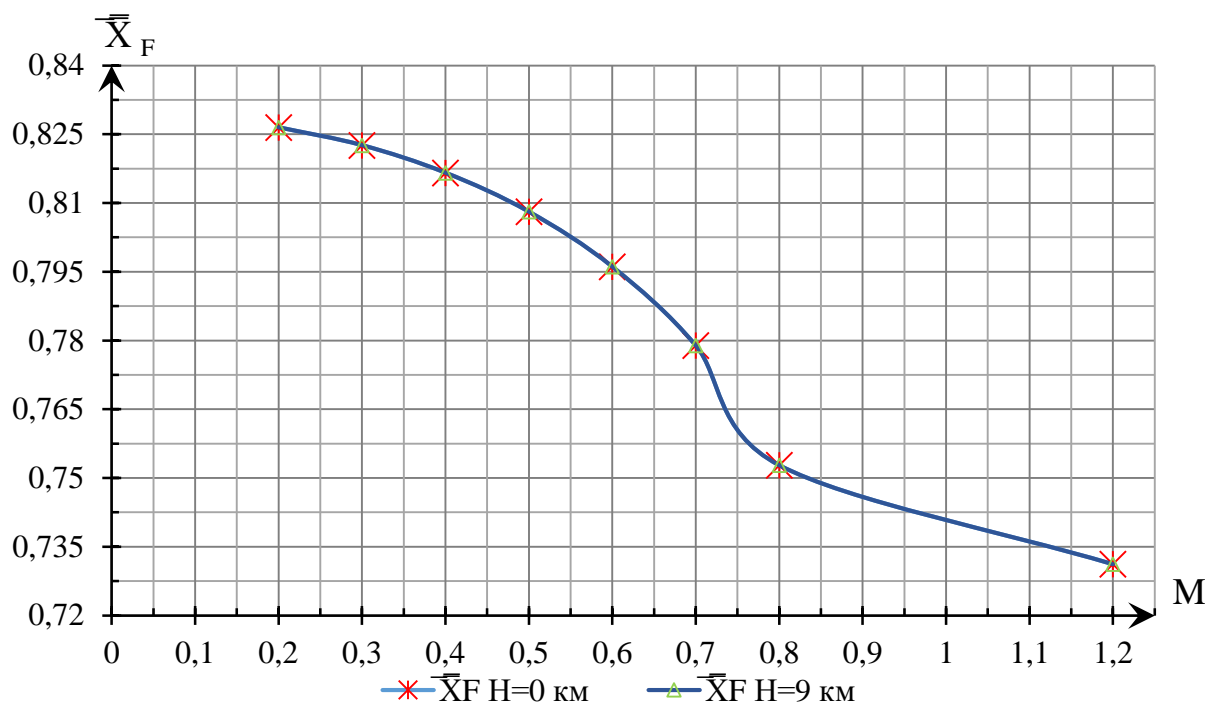


Рисунок 1.1 6 - Залежність положення фокусу літака (НХНФ) від швидкості польоту, вираженої через число Маха  $M$  для висот польоту  $H = 0$  км і  $H = 9$  км

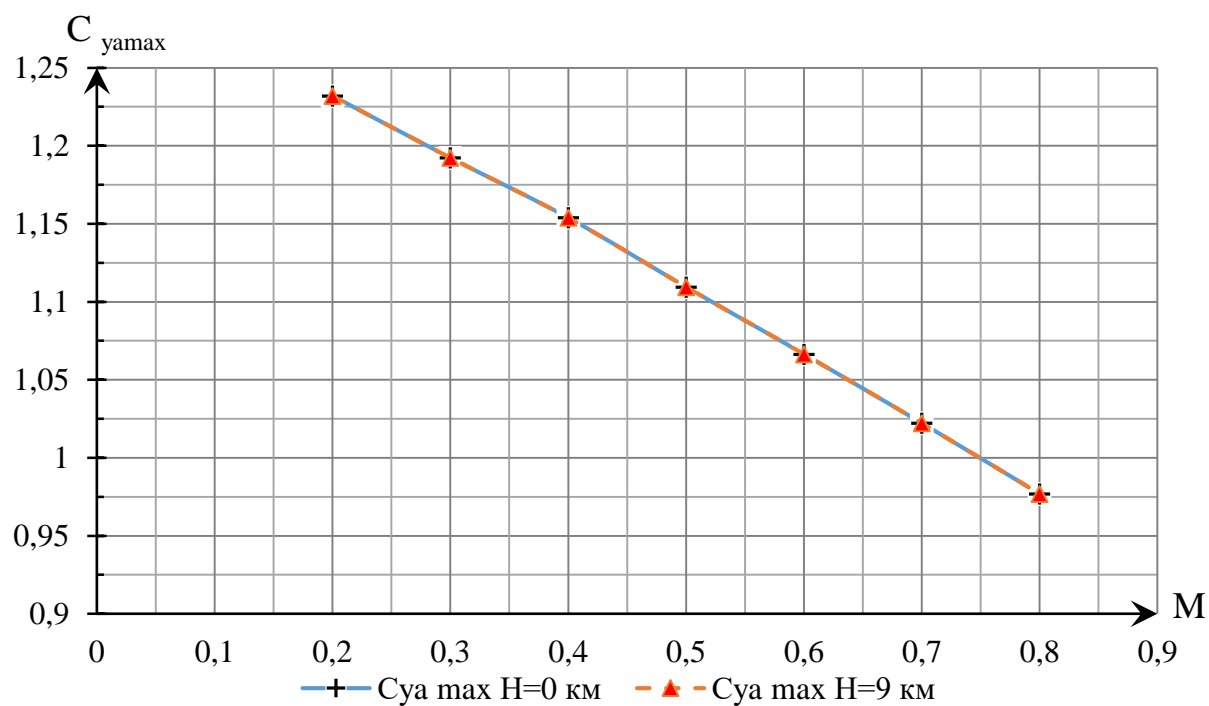


Рисунок 1.1 7 - Залежність максимального коефіцієнта підйомної сили  $C_{yamax}$  від швидкості польоту, вираженої через число Маха  $M$  для висот польоту  $H = 0$  км  $H = 9$  км

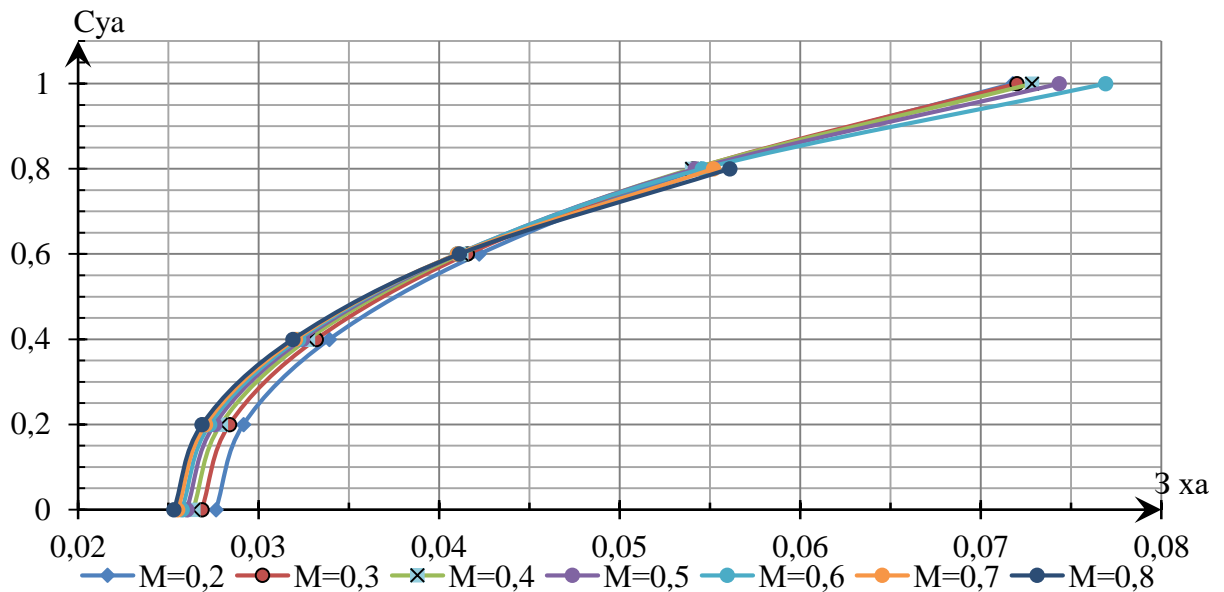


Рисунок 1.1 8 - Залежність поляр літака  $C_{ya} = f(C_{xa})$  від швидкості польоту, вираженої через число Маха  $M$  висоти польоту  $H = 0$  км.

### 1.2.1.2 Побудова наближеної злітної та посадкової поляр

При розрахунку враховуємо такі припущення:

- 1- випуск шасі впливає тільки на зростання коефіцієнта лобового опору  $\Delta C_{xa ш}$
- 2- випуск механізації крила впливає на коефіцієнт підйомної сили  $C_{ya}$  хутро і на коефіцієнт лобового опору  $\Delta C_{xa мех}$
- 3- залежність  $C_{ya} = f(\alpha)$  під час випуску механізації крила, розглядається наближення до залежності висувного закрilка. Тобто,  $C_{ya} = f(\alpha)$  зміщується вправо на  $\Delta\alpha_0$ , під час постійного  $\alpha_{кр}$  зі зростанням  $C_{ya max}$  і зменшенням  $\alpha_0$ ;
- 4- поляр  $C_{xa} = f(C_{ya})$ , При випуску механізму крила, зміщується вправо на величину:  $\Delta C_{xa м} = \Delta C_{xa ш} + \Delta C_{xa мех}$  та вгору на  $\Delta C_{ya м} = \Delta C_{ya max}$ .

У цьому розділі виконано розрахунок поляр для висоти польоту  $H = 0$  км і швидкості польоту  $M = 0,2$ . Дані для розрахунку використовуються з таблиці 1.5.

Умови для розрахунку та побудови поляр представлені в таблицях 1.7.

Параметр Поляра	M	$\delta_{зак}, ^\circ$	$\frac{\Delta C_{xa ш}}{C_{xa 0}}$	$\frac{\Delta C_{xa мех}}{C_{xa 0}}$	$\Delta C_{ya мех}$
	злітна	0	30	0,6	0,5
посадкова	,2	45	1,4		0,45

Розрахунок проводиться в наступній послідовності:  
1. Визначимо значення приросту коефіцієнта лобового опору від випуску

шасіті механізації крила для злітної та посадкової конфігурації ЛА за допомогою формули:

$$\Delta C_{x_{a \text{ ш/мех}}} = C_{x_{a0}} \cdot \Delta C_{x_{a i}},$$

де  $C_{x_{a0}} = 0,02764$  - Коефіцієнт лобового опору при нульовому значенні коефіцієнта підйомної сили  $C_{y_a}$  - з таблиці 1.5.

$\Delta C_{x_{a i}}$  - Значення приросту лобового опору від випуску шасі або механізації крила для злітної конфігурації ЛА - з таблиці 1.7.

1.1. зліт:

$$\Delta C_{x_{a \text{ ш}}} = 0,02764 \cdot 0,6 = 0,0165 \quad \Delta C_{x_{a \text{ мех}}} = 0,02764 \cdot 0,5 = 0,0382$$

1.2. посадка:

$$\Delta C_{x_{a \text{ ш}}} = 0,02764 \cdot 0,6 = 0,0165 \quad \Delta C_{x_{a \text{ мех}}} = 0,02764 \cdot 1,4 = 0,0386$$

2. Визначимо суму приросту лобового опору для злітної та посадкової конфігурації ЛА за допомогою формули:

$$C_{x_{a \text{ м}}} = \Delta C_{x_{a \text{ ш}}} + \Delta C_{x_{a \text{ мех}}}$$

де:  $\Delta C_{x_{a \text{ мех}}}$  - приріст лобового опору від випуску механізації крила.

2.1. зліт:

$$\Delta C_{x_{a \text{ м}}} = 0,0165 + 0,0382 = 0,0304$$

2.2. посадка:

$$\Delta C_{x_{a \text{ м}}} = 0,0165 + 0,0386 = 0,055$$

3. Визначимо кут зсуву початкового графіка  $C_{y_a} = f(\alpha)$  для злітної та посадкової конфігурації ЛА за допомогою формул:

$$C_{y_a} = C_{y_a}^{\alpha} \cdot (\alpha - \alpha_0)$$

Знайшовши різницю між кутами атаки, отримаємо:

$$\Delta C_{y_{a \text{ max}}} = C_{y_a}^{\alpha} \cdot \Delta \alpha_0$$

Винесемо різницю кутів атаки в ліву сторону рівняння, а коефіцієнт максимальної підйомної сили в право:

$$\Delta \alpha_0 = \frac{\Delta C_{y_{a \text{ max}}}}{C_{y_a}^{\alpha}},$$

де  $\Delta C_{y_{a \text{ max}}}$  - приріст максимального коефіцієнта підйомної сили, в результаті випуску механізації крила для злітної / посадкової конфігурації ЛА - з таблиці 1.7.

$C_{y_a}^{\alpha} = 5,31 \frac{1}{\text{рад}}$  - виробничий коефіцієнт підйомної сили по куту атаки - з таблиці 1.5.

3.1. зліт:

$$\Delta \alpha_0 = \frac{0,25}{5,31} = 0,047 \text{ рад} = 2,69^{\circ}$$

3.2. посадка:

$$\Delta\alpha_0 = \frac{0,45}{5,31} = 0,084 \text{ рад} = 4,85^\circ$$

4. Для побудови злітної та посадкової поляри використовуємо рівняння поляри, яке після перетворень має такий вигляд:

$$C_{\text{ха}\delta_z} = C_{\text{ха}0} + (\Delta C_{\text{ха ш}} + \Delta C_{\text{ха мех}}) + A \cdot (C_{\text{ya}} - \Delta C_{\text{ya max}})^2,$$

Де  $C_{\text{ха}0} = 0,02764$  - коефіцієнт лобового опору при нульовому значенні коефіцієнта підйомної сили  $C_{\text{ya}}$  - з таблиці 1.5.

$\Delta C_{\text{ха ш}}$  - приріст лобового опору від випуску шасі;

$\Delta C_{\text{ха мех}}$  - приріст лобового опору від випуску механізації крила;

$A = 0,03716$  – коефіцієнт відвалу поляри – з таблиці 1.5.

$C_{\text{ya}}$  - Коефіцієнт підйомної сили;

$\Delta C_{\text{ya max}}$  - приріст максимального коефіцієнта підйомної сили, в результаті випуску механізації крила для злітної / посадкової конфігурації ЛА - з таблиці 1.9, 1.13.

4.1. Зліт,  $\delta_z = 30^\circ$ :

$$C_{\text{ха}\delta_z=30^\circ} = 0,02764 + (0,0165 + 0,0382) + 0,03716 \cdot (0,25 - 0,25)^2 = 0,058$$

посадка,  $\delta_z = 45^\circ$ :

$$C_{\text{ха}\delta_z=45^\circ} = 0,02764 + (0,0165 + 0,0386) + 0,03716 \cdot (0,45 - 0,45)^2 = 0,082$$

Таблиця 1.8.- Умови для розрахунку та побудови поляр

Поляра Параметр	Зліт	Посадка
$M_s$	0,19	
A	0,03716	
$C_{\text{ха}0}$	0,027	
$C_{\text{ya}}^\alpha, 1/\text{рад}$	5,31	
$\Delta C_{\text{ya max}}$	0,25	0,45
$\Delta C_{\text{ха ш}}/C_{\text{ха}0}$	0,6	
$\Delta C_{\text{ха ш}}$	0,0165	
$\Delta C_{\text{ха мех}}/C_{\text{ха}0}$	0,5	1,4
$\Delta C_{\text{ха мех}}$	0,0138	0,0386
$\Delta C_{\text{ха м}}$	0,0304	0,0552
$\Delta\alpha_0$ , радий	0,047	0,084
$\Delta\alpha_0$ , °	2,69	4,85
$C_{\text{ya}}$	0,25	0,45
$C_{\text{ха}\delta_z=30^\circ}$	0,058	-



Використовуючи дані з таблиці 1.8, будемо графіки 1.13-1.14,

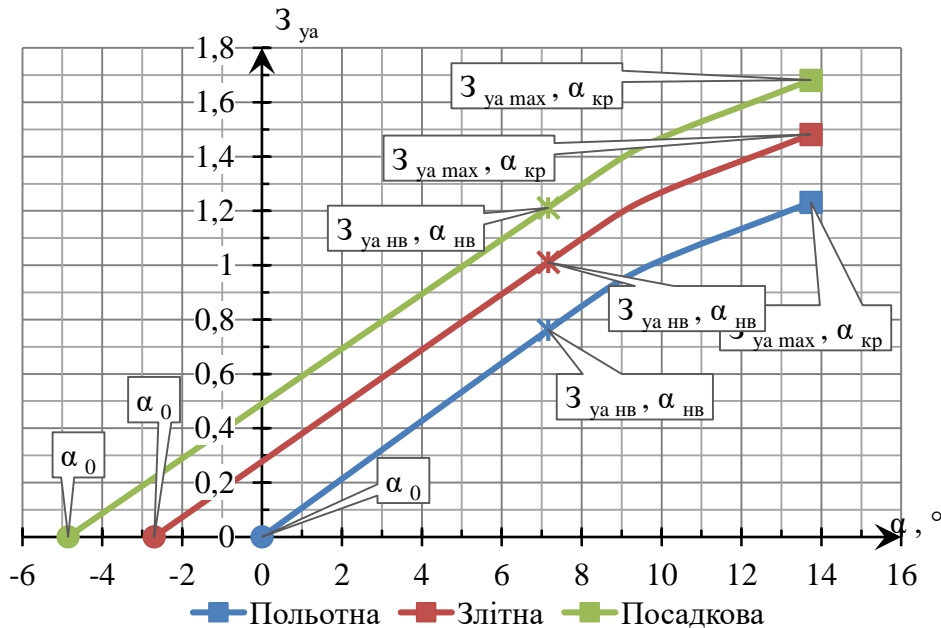


Рисунок 1.19 - Залежність коефіцієнта підйомної сили  $C_{ua}$  від кута атаки  $\alpha$ , для польотної ( $\delta_3 = 0^\circ$ ), злітної ( $\delta_3 = 30^\circ$ ) та посадкової ( $\delta_3 = 45^\circ$ ) конфігурацій ЛА.

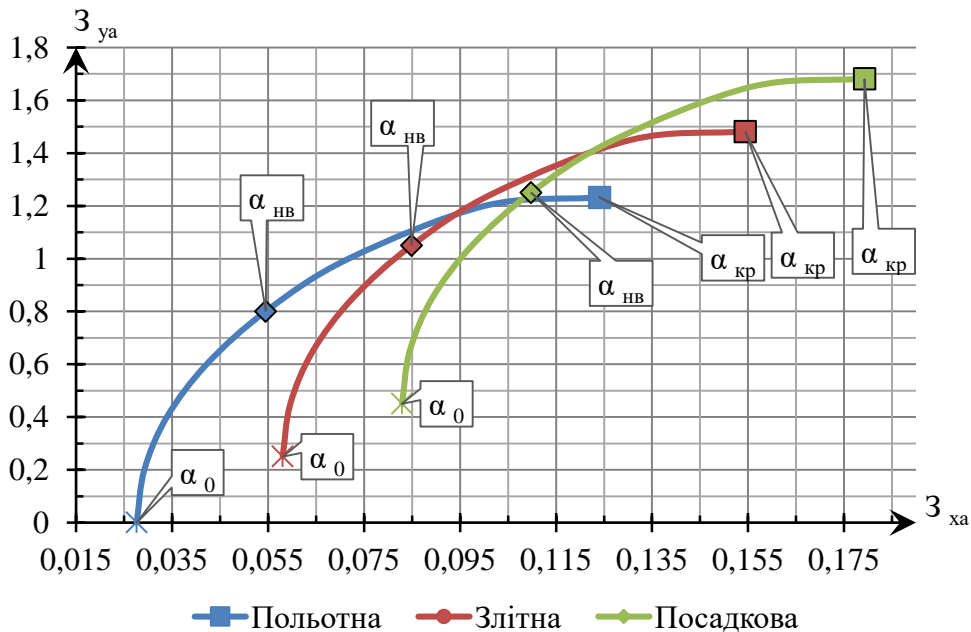


Рисунок 1.20 - Поляри ЛА при польотній ( $\delta_3 = 0^\circ$ ), злітній ( $\delta_3 = 30^\circ$ ) та посадковій ( $\delta_3 = 45^\circ$ ) конфігурацій ЛА.

### 1.2.1.3 Польотні поляри

Польотні поляри - це значення коефіцієнта аеродинамічної підйомної сили  $C_{ua}$ , необхідного для виконання стійкого прямолінійного

горизонтального польоту  $Z_{\text{уаГП}}$  ЛА із заданою масою і фіксованою висотою польоту від функції потрібного коефіцієнта лобового опору. Для будівництва польотних поляр, необхідно визначити  $Z_{\text{уаГП}}$  і  $Z_{\text{хаГП}}$ , які розраховуються в наступній послідовності:

1. Визначення параметрів повітря відповідно до стандартної атмосфери на розрахунковій висоті  $H = 9$  км.

Відповідно до таблиці стандартної атмосфери на висоті  $H = 9$  км = 9000 м значення атмосферного тиску дорівнює  $P_{H=9 \text{ км}} = 30801$  Па, температура повітря

$T_{H=9 \text{ км}} = 229,7$  К, швидкість звуку  $A_{H=9 \text{ км}} = 303,9$  м/с, щільність повітря  $\rho_{H=9 \text{ км}} = 0,4671$  кг/м<sup>3</sup>.

2. Визначаємо значення швидкісного напору для розрахункової висоти польоту  $H = 9$  км для ряду чисел  $M$

$$q = \frac{\rho_H \cdot V^2}{2} = 0,7 \cdot P_H \cdot M^2,$$

де  $\rho_{H=9 \text{ км}} = 0,4671 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$  - Щільність повітря на розрахунковій висоті - з таблиці стандартної атмосфери;

$V$  – швидкість польоту ЛА, м/с;

$P_{H=9 \text{ км}} = 30801$  Па - атмосферний тиск на розрахунковій висоті - з таблиці стандартної атмосфери;

$M$  - швидкість польоту ЛА, виражена через число Маха  $M$ .

$$q_{0,2} = 0,7 \cdot 30801 \cdot 0,2^2 = 862,4 \text{ Па};$$

$$q_{0,6} = 0,7 \cdot 30801 \cdot 0,6^2 = 7761,8 \text{ Па};$$

$$q_{0,3} = 0,7 \cdot 30801 \cdot 0,3^2 = 1940,4 \text{ Па};$$

$$q_{0,7} = 0,7 \cdot 30801 \cdot 0,7^2 = 10564,7 \text{ Па};$$

$$q_{0,4} = 0,7 \cdot 30801 \cdot 0,4^2 = 3449,7 \text{ Па};$$

$$q_{0,8} = 0,7 \cdot 30801 \cdot 0,8^2 = 13798,8 \text{ Па};$$

$$q_{0,5} = 0,7 \cdot 30801 \cdot 0,5^2 = 5390,1 \text{ Па};$$

Отримані результати подаємо у таблиці 1.9.

Таблиця 1.9 - значення швидкісного натиску в залежності від числа  $M$

$M_i$							
$H = 9 \text{ км}$	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
$q_i, \text{ Па}$	862,4	1940,4	3449,7	5390,1	7761,8	10564,7	1379,8

3. Визначаємо значення потрібного коефіцієнта підйомної сили для виконання стійкого прямолінійного горизонтального польоту  $C_{yaГП}$

$$C_{yaГП} = \frac{G}{q \cdot S_{кр}} = \frac{m_{розр} \cdot g}{q \cdot S_{кр}},$$

де  $G = 447522 \text{ Н}$  - розрахункова тяга ЛА;

$q$  - швидкісний натиск, Па - з таблиці 1.9;

$S_{кр} = 126,9 \text{ м}^2$  площа крила;

$m_{розр} = 45619 \text{ кг}$  - розрахункова маса ЛА;

$g = 9,81$  - прискорення вільного падіння,  $\frac{\text{м}}{\text{с}^2}$ .

$$C_{yaГП}^{0,2} = \frac{447522}{862,4 \cdot 129,6} = 4;$$

$$C_{yaГП}^{0,3} = \frac{447522}{1940,4 \cdot 129,6} = 1,78;$$

$$C_{yaГП}^{0,4} = \frac{447522}{3449,7 \cdot 129,6} = 1;$$

$$C_{yaГП}^{0,5} = \frac{447522}{5390,1 \cdot 129,6} = 0,64;$$

$$C_{yaГП}^{0,6} = \frac{447522}{7761,8 \cdot 129,6} = 0,44;$$

$$C_{yaГП}^{0,7} = \frac{447522}{10564,7 \cdot 129,6} = 0,32;$$

$$C_{yaГП}^{0,8} = \frac{447522}{13798,8 \cdot 129,6} = 0,25;$$

Отримані результати подаємо у таблиці 1.10.

Таблиця 1.10 - значення коефіцієнта потрібної підйомної сили для виконання стійкого прямолінійного горизонтального польоту  $C_{yaГП}$

$M_i$	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
$C_{yaГП}$	4	1,78	1	0,64	0,44	0,32	0,25

3. Визначаємо значення потрібного коефіцієнта лобового опору  $C_{xaГП}$ , відповідного потрібного коефіцієнта підйомної сили  $C_{yaГП}$  для виконання

стійкого прямолінійного горизонтального польоту, використовуючи рівняння поляри:

$$C_{\text{хаГП}} = C_{\text{ха0}} + AC_{\text{уаГП}}^2,$$

де  $C_{\text{ха0}}$  - коефіцієнт лобового опору при нульовому значенні коефіцієнта підйомної сили  $C_{\text{уа}}$  - таблиці 1.6;

$A$  – коефіцієнт відвалу поляри – з таблиці 1.6;

$C_{\text{уаГП}}$  - потрібен коефіцієнт підйомної сили для виконання стійкого прямолінійного горизонтального польоту - з таблиці 1.8 .

$$C_{\text{хаГП}}^{0,2} = 0,0303 + 0,0371 \cdot 4^2 = 0,626$$

$$C_{\text{хаГП}}^{0,6} = 0,0282 + 0,037 \cdot 0,44^2 = 0,035$$

$$C_{\text{хаГП}}^{0,3} = 0,0295 + 0,0371 \cdot 1,78^2 = 0,14$$

$$C_{\text{хаГП}}^{0,7} = 0,0279 + 0,036 \cdot 0,32^2 = 0,031$$

$$C_{\text{хаГП}}^{0,4} = 0,02895 + 0,0371 \cdot 1^2 = 0,066$$

$$C_{\text{хаГП}}^{0,8} = 0,0277 + 0,036 \cdot 0,25^2 = 0,03$$

$$C_{\text{хаГП}}^{0,5} = 0,0285 + 0,037 \cdot 0,64^2 = 0,043$$

Отримані результати подаємо у таблиці 1.11.

Таблиця 1.11 - значення потрібного коефіцієнта лобового опору для виконання стійкого прямолінійного горизонтального польоту  $C_{\text{хаГП}}$ .

$M_i$	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
$Z_{\text{хаДП}}$	0,626	0,147	0,066	0,044	0,036	0,032	0,030

Одним з обмежень для ЛА під час польоту є обмеження максимальної підйомної сили. Максимальна підйомна сила виникає під час польотів на критичному вугіллі  $\alpha_{\text{кр}}$ . Польоти на  $\alpha_{\text{кр}}$  небезпечні, тому що це може викликати вихід ЛА на закритичні кути атаки, де спостерігається тряска, зрив потоку з крила, різке зниження значень підйомної сили і як результат - вхід у штор. Розрахуємо допустимий коефіцієнт підйомної сили для висоти польоту  $H = 9$  для ряду чисел  $M$

$$C_{\text{уа доп}} \approx 0,8 \cdot C_{\text{уа max}}$$

Де  $C_{\text{уа max}}$  - Коефіцієнт максимальної підйомної сили на висоті польоту  $H = 9$  км - з таблиці 1.6.

$$C_{\text{уа доп}}^{0,2} = 0,8 \cdot 1,231 = 0,985;$$

$$C_{\text{уа доп}}^{0,6} = 0,8 \cdot 1,066 = 0,853;$$

$$C_{\text{уа доп}}^{0,3} = 0,8 \cdot 1,192 = 0,953;$$

$$C_{\text{уа доп}}^{0,7} = 0,8 \cdot 1,022 = 0,817;$$

$$C_{\text{уа доп}}^{0,4} = 0,8 \cdot 1,153 = 0,923;$$

$$C_{\text{уа доп}}^{0,8} = 0,8 \cdot 0,976 = 0,781.$$

$$C_{\text{уа доп}}^{0,5} = 0,8 \cdot 1,109 = 0,887;$$

Отримані результати подаємо у таблиці 1.12

Таблиця 1.12 - значення допустимого коефіцієнта підйомної сили  $C_{ya \text{ доп}}$  при висоті польоту  $H = 9$  км, при різних значеннях чисел  $M$ .

$M_i$	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
$З_{ya \text{ max}}$	1,231	1,192	1,153	1,109	1,066	1,022	0,976
$З_{ya \text{ доп}}$	0,985	0,953	0,923	0,887	0,853	0,817	0,781

За отриманими значеннями для розрахункової висоти  $H = 9$  км, для висот польоту  $H = 0, 3, 6$  км, будемо графіки залежності коефіцієнта необхідної підйомної сили для виконання стійкого прямолінійного горизонтального польоту  $З_{yaГП}$  від швидкості польоту, вираженої в числах  $M$ , представлений на малюнку 1.15

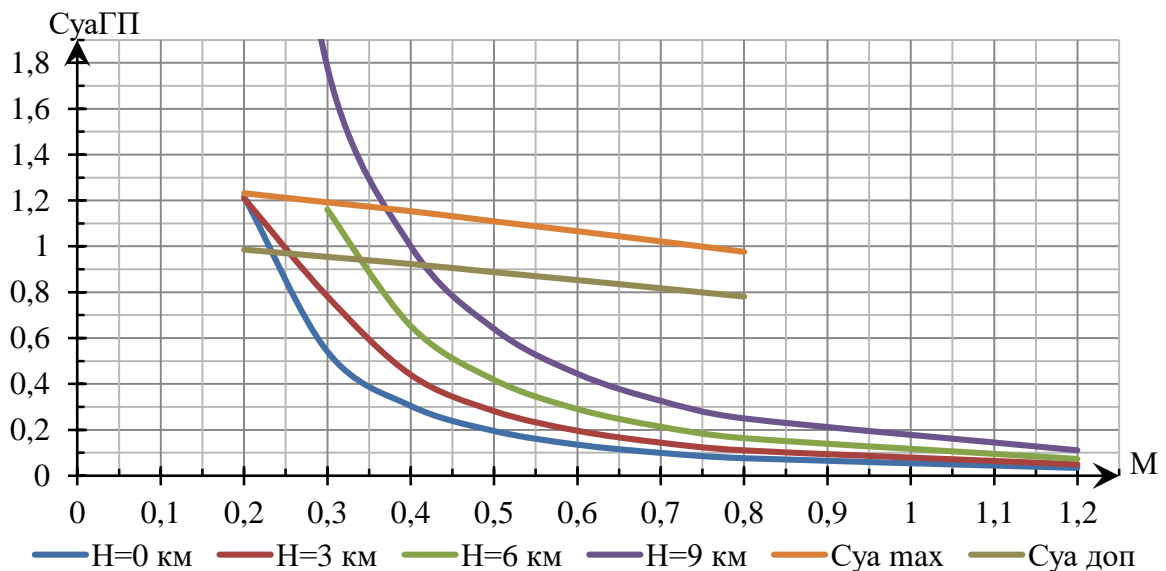


Рисунок 1. 21 - Залежність коефіцієнта потрібної підйомної сили до виконання стійкого прямолінійного горизонтального польоту  $СуаГП$  від швидкості польоту, вираженої числа  $M$ .

Визначимо коефіцієнт максимальної підйомної сили  $C_{ya \text{ max}}$  для висот польоту  $H = 0, 3, 6, 9$  км і розрахуємо мінімальну теоретичну швидкість польоту  $M_s$ , для цих висот.

Мінімальна теоретична швидкість польоту  $M_s$  - це найменша швидкість стійкого прямолінійного горизонтального польоту, при якій підйомна сила  $Y_a$ , ще врівноважує вагу ЛА на заданій висоті польоту. Мінімальна теоретична швидкість польоту  $M_s$ .

$$M_s = \sqrt{\frac{G}{0,7 \cdot C_{ya \text{ max}} \cdot P_{H=9 \text{ км}} \cdot S_{кр}}}$$

де  $G = 447522$  Н розрахункова тяга ЛА;

$C_{ya \max}$  - Коефіцієнт максимальної підйомної сили;

$P_{H=9 \text{ км}}$  - атмосферний тиск на висоті;

$S_{\text{кр}}$  - Площа крила;

$$M_S^{H=0 \text{ км}} = \sqrt{\frac{447522}{0,7 \cdot 1,231 \cdot 101325 \cdot 129,6}} = 0,199;$$

$$M_S^{H=3 \text{ км}} = \sqrt{\frac{447522}{0,7 \cdot 1,209 \cdot 70121 \cdot 129,6}} = 0,241;$$

$$M_S^{H=6 \text{ км}} = \sqrt{\frac{447522}{0,7 \cdot 1,193 \cdot 47217 \cdot 129,6}} = 0,296;$$

$$M_S^{H=9 \text{ км}} = \sqrt{\frac{447522}{0,7 \cdot 1,159 \cdot 30800,7 \cdot 129,6}} = 0,372;$$

Отриманий результат подаємо у вигляді таблиці 1.13.

Таблиця 1.13 - Значення максимального коефіцієнта підйомної сили  $C_{ya \max}$  та мінімальна теоретична швидкість польоту виражена через число Маха  $M_s$  при польоті на висотах  $H = 0, 3, 6, 9$  км.

H, км	0	3	6	9
$C_{ya \max}$	1,232	1,210	1,193	1,160
$M_s$	0,199	0,241	0,296	0,372

За даними таблиць 1.10 і 1.11 а також польотні поляри для висот  $H = 0, 3, 6, 9$  км, які представлені на малюнку 1.16.

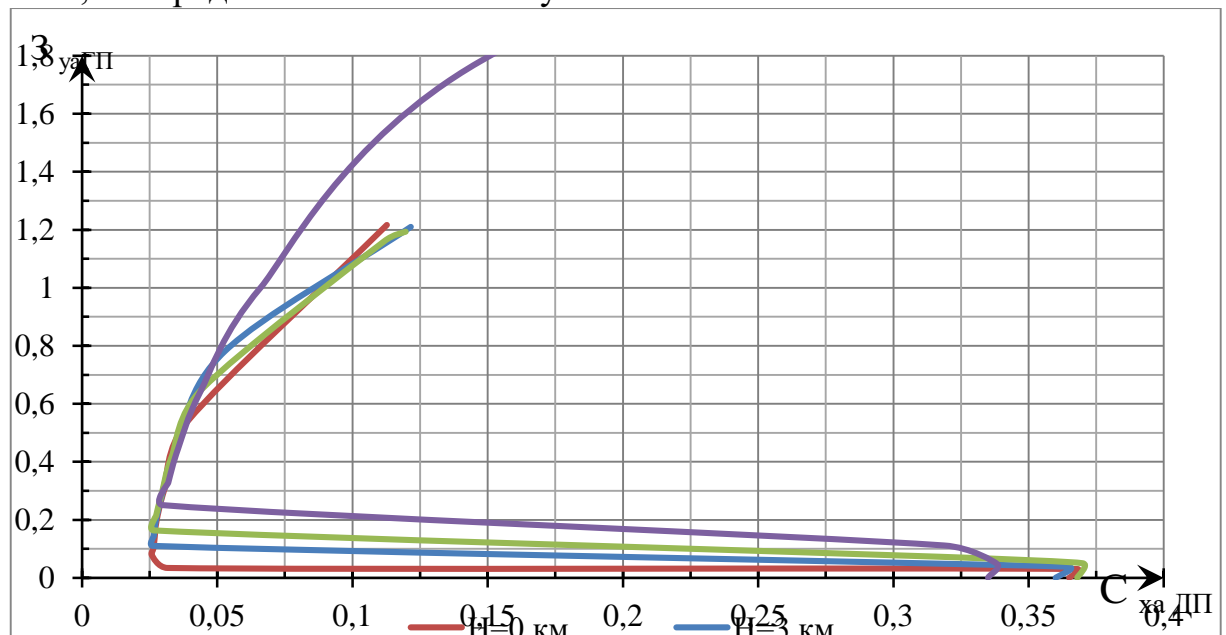


Рисунок 1. 22 - Польотні поляри при постійному прямолінійному горизонтальному польоті на висоті  $H = 0, 3, 6, 9$  км

## 1.2.2 Розрахунок льотних характеристик ЛА методом тяг

Метод тяг і потужностей М. Є. Жуковського ґрунтуються на порівнянні тяг і потужностей, необхідних для забезпечення горизонтального прямолінійного літака, що встановився, на заданому режимі (Н, м), з готівкою, відповідно, тягами і потужностями, які можуть розвинути двигуни силової установки.

Ці методи дають можливість визначити такі важливі ЛТХ літака, як діапазон висот і швидкостей горизонтального прямолінійного польоту, характерні швидкості (максимальна, мінімальна теоретична, мінімальна допустима, крейсерська, вигідна, економічна), статичну граничну висоту потовк часу в польоті, максимальну дальність та тривалість польоту.

### 1.2.2.1 Розрахунок необхідних тяг та побудова кривих Н. Є. Жуковського

У прямолінійному горизонтальному польоті літака, що встановився, на висоті Н із заданим числом М потрібна тяга  $R_{\Pi}$  в першому наближенні дорівнює величині лобового опору  $R_{\Pi}(H, M) = X_a(H, M)$

Лобове опір визначається за формулою:

$$X_{aГ}(H, M) = \frac{G}{K} = m_{розр} \cdot g \cdot \frac{C_{хаГП}}{C_{уаГП}},$$

де  $G = 447522$  Н тяга літака;

$m_{розр} = 45619$  кг - Розрахункова маса ЛА ;

$g = 9,81 \frac{м}{с^2}$  - прискорення вільного падіння;

$K =$  - аеродинамічна якість;

$C_{хаГП}, C_{уаГП}$  - Коефіцієнти аеродинамічної підйомної сили і сили лобового опору в горизонтальній прямолінійному польоті літака на заданому режимі.

Для розрахунку необхідних тяг використовуємо формулу:

$$R_{\Pi} = \frac{m_{розр} \cdot g \cdot C_{хаГП}}{C_{уаГП}}$$

Розрахуємо потрібні тяги для виконання стійкого прямолінійного горизонтального польоту на висоті  $H = 9$  км за допомогою формул:

$$R_{\Pi}^{M=0,2} = \frac{447522 \cdot 0,626}{4} = 69980,24 \text{ Н};$$

$$R_{\Pi}^{M=0,3} = \frac{447522 \cdot 0,147}{1,78} = 36993,95 \text{ Н};$$

$$R_{\Pi}^{M=0,4} = \frac{447522 \cdot 0,066}{1} = 29571,45 \text{ Н};$$

$$R_{\Pi}^{M=0,5} = \frac{447522 \cdot 0,044}{0,641} = 30574,68 \text{ Н};$$

$$P_{\Pi}^{M=0,6} = \frac{447522 \cdot 0,036}{0,445} = 35767,85 \text{ Н};$$

$$P_{\Pi}^{M=0,7} = \frac{447522 \cdot 0,032}{0,327} = 43685,59 \text{ Н};$$

$$P_{\Pi}^{M=0,8} = \frac{447522 \cdot 0,03}{0,25} = 53677,7 \text{ Н}.$$

Отримані дані записуємо до таблиці 1.14

Таблиця 1.14 - Значення потрібної тяги  $P_{\Pi}$  на висоті 9 км для різних чисел Маха  $M$

M	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
$P_{\Pi}$ , Н	69980,24	36993,95	29571,45	30574,68	35767,85	43685,59	53677,7

Використовуючи дані з таблиці 1.14, будемо графік потрібних тяг (рисунок 1.20).

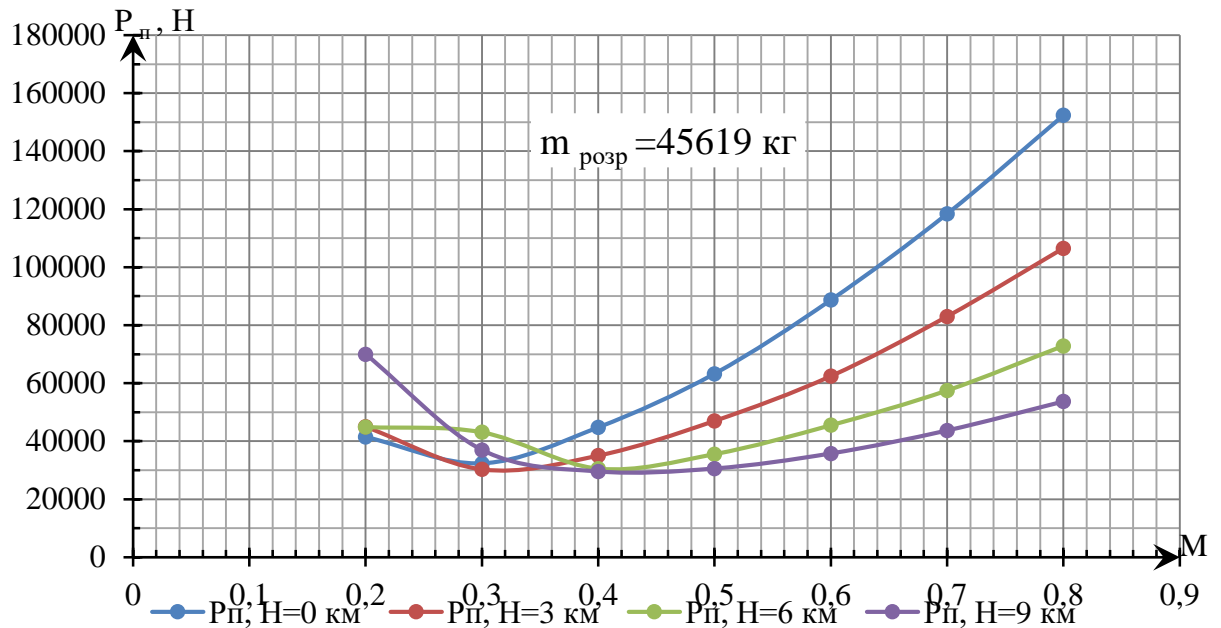


Рисунок 1. 23 - Залежність потрібної тяги  $P_{\Pi}$  від швидкості, вираженої в числах Маха  $M$  під час польоту на висотах  $H = 0, 3, 6, 9$  км.

### 1.2.2.2 Уточнення графіка потрібних тяг

Після розрахунку необхідних тяг для кожної висоти  $H$  потрібно уточнити графік в області малих швидкостей  $M$  з урахуванням реальної поляри. Для уточнення необхідна базова висота польоту в області  $\alpha_{кр}$  і  $C_{уамах}$ , значення коефіцієнтів підйомної сили  $C_{ya}$  і лобового опору  $C_{ха}$ .

Для визначення уточнення необхідно:  
1. Розрахувати аеродинамічна якість:



$$K = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}$$

де  $C_{xa}$ ,  $C_{ya}$  - коефіцієнти аеродинамічної підйомної сили та сили лобового опору.

2. Потрібну тягу для горизонтального польоту

$$P_{\Pi} = \frac{m_{\text{розр}} \cdot g}{K},$$

де  $m_{\text{розр}} = 45619$  кг - маса ЛА;

$g = 9,81$  м/с<sup>2</sup> - прискорення вільного падіння;

$K$  - аеродинамічна якість.

4. Швидкість, яка вираз у числах Маха для горизонтального польоту:

$$M = \sqrt{\frac{G}{0,7 \cdot P_{\text{H}} \cdot S_{\text{кр}} \cdot C_{ya}'}}$$

де  $G$  – тяга літака, Н;

$P_{\text{H}}$  - атмосферний тиск на певній висоті, Па - з таблиці стандартної атмосфери;

$S_{\text{кр}}$  - Площа крила ;

$C_{ya}$  – коефіцієнт підйомної сили ЛА.

Необхідні точки, для уточнення тяг на малих швидкостях, знаходяться на поляр ( рисунок 1.9) .

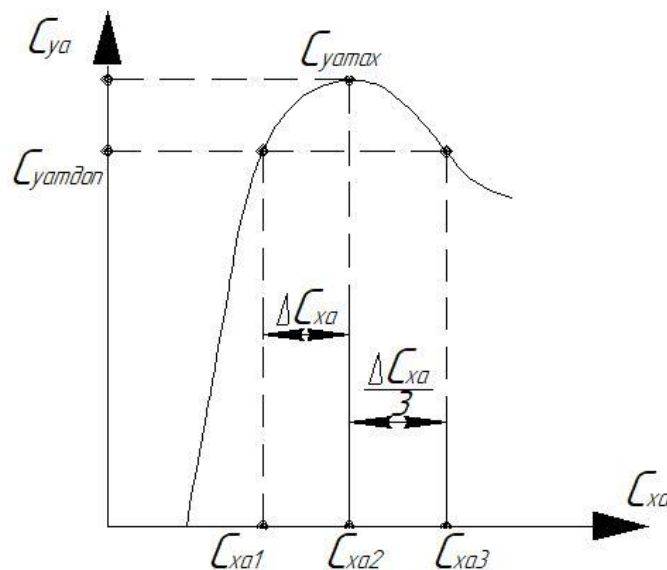


Рисунок 1. 24 - Поляри з точками для уточнення  $P_{\Pi}$

Формули для розрахунку точок на поляр:

$$C_{уадоп} = 0,8 \cdot C_{уамах};$$

$$C_{ха1} = C_{ха0} + A \cdot C_{уа}^2;$$

$$C_{ха3} = 0,5 \cdot \Delta C_{ха} + C_{хакр};$$

$$C_{уа1} = C_{уа3},$$

Область малих швидкостей на графіку необхідних тяг показана на малюнку 1.10 .

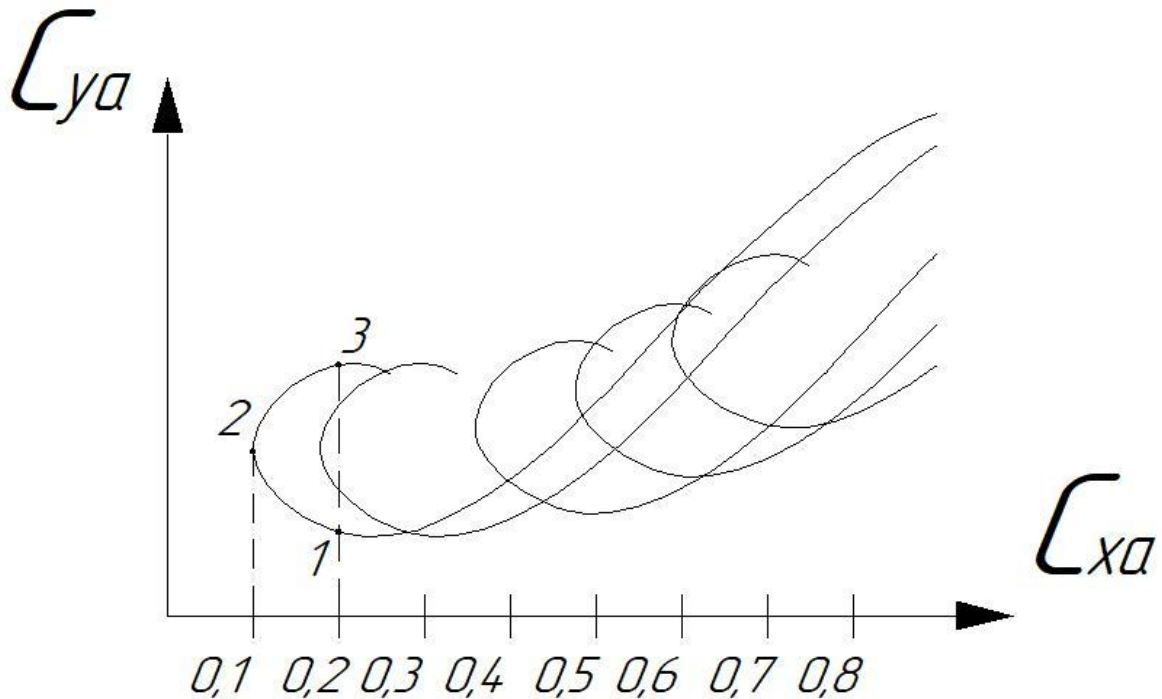


Рисунок 1. 25 - Уточнення області малих швидкостей

Отримані дані уточнення заносимо до таблиці 1.9

Таблиця 1.15 - уточнення графіка тяг в області малих швидкостей М на всіх висотах польоту Н

Номер точки на графіку	1	2	3	1	2	3
Назва точки	$C_{уадоп}$	$C_{уамах}$	$C_{уадоп}$	$C_{хадоп}$	$C_{хакр}$	$C_{хакр3}$
Висота польоту						
Н = 0 км	0,9855	1,2319	0,9855	0,0637	0,1240	0,1542
Н = 3 км	0,9677	1,2096	0,9677	0,0632	0,1248	0,1556

Н = 6 км	0,9545	1,1931	0,9545	0,0631	0,1257	0,1570
Н = 9 км	0,9278	1,1597	0,9278	0,0624	0,1268	0,1590

Продовження таблиці 1.15

Номер точки на графіку	1	2	3	1	2	3
Назва точки						
Висота польоту	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$P_{ПГ, Н}$	$P_{ПГ, Н}$	$P_{ПГ, Н}$
Н = 0 км	0,22	0,20	0,22	28940,39	45057,39	70012,42
Н = 3 км	0,27	0,24	0,27	29226,58	46169,25	71954,04
Н = 6 км	0,33	0,30	0,33	29606,00	47145,33	73594,49
Н = 9 км	0,42	0,37	0,42	30078,12	48916,05	76678,52

По отриманим даним побудуємо графік потрібних тяг з уточненням в області малих швидкостей, представлений малюнку 1.11.

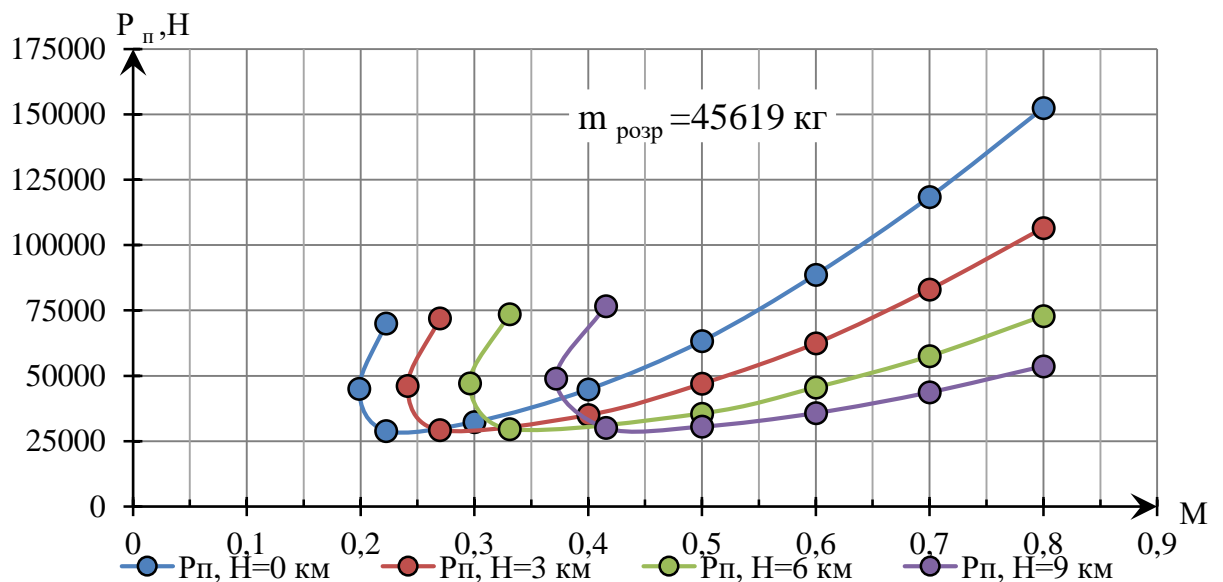


Рисунок 1. 26 - Графік потрібних тяг з уточненнями в області малих швидкостей М

## **Висновок:**

Проведено розрахунок аеродинамічних та літніх характеристик літака . Порівнюючи отримані результати, можна зробити висновок про відповідність вимогам літака В37-800:

Аеродинамічні характеристики літака забезпечують безпечний, крейсерський режим польоту. Літальний апарат має прийнятні для літаків свого класу злітно-посадкові характеристики. Виходячи з отриманих даних, можна зробити висновок, що даний ЛА відповідає вимогам аеродинамики, злітно-посадкових характеристик і вимогам безпеки .

## 2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ

### 2.1 Аналіз технічного стану ПС як об'єкта технічної експлуатації [17].

#### 2.1.1 Особливості конструкції та принципи роботи ВС та її компонентів .

Паливна система зберігає паливо і подає паливо до двигунів та ЗСУ. Додаткові компоненти та Елементи управління в системі забезпечують можливість швидкої заправки та зливу палива. Паливна система літака B37-800(Малюнок1.1) включає:

- \* паливні баки
- \* подачу палива;
- \*центральну вентиляційну систему продування палива;
- \* система заправки під тиском;
- \* система подачі палива в двигун;
- \* Система індикації якості палива;
- \* Система індикації температури палива;
- \* система зливу палива

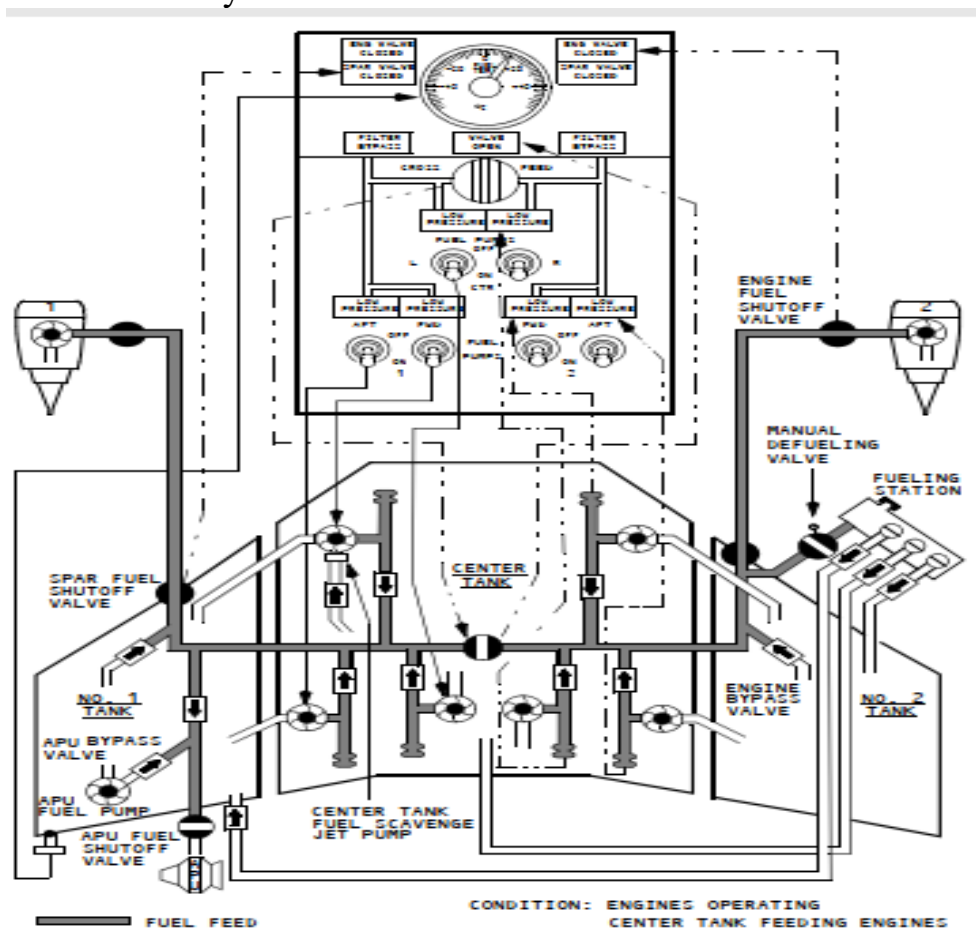


Рис 2.1 - Паливна система літака B37-800

Паливні баки:

Все паливо, яке використовуватиметься двигунами і допоміжною силовою установкою, зберігається в баках № 1 і № 2 в крилі та в центральному баку.

Баки № 1 і № 2 знаходяться в крилі між переднім та заднім лонжеронами від закінчування крила. розширювальний бачок від внутрішньої сторони до кінцевого виступу бака, безпосередньо всередині, спереду основних стійок шасі.

Центральний бак знаходиться у фюзеляжі літака між подовженням лонжерона переднього та заднього крила. Дві балки проходять по прольоту між торцями резервуару №1 та №2. три порожнини для зберігання палива. Три порожнини з'єднані між собою вгорі і знизу. Балок по прольоту отворами для вирівнювання витрати палива.

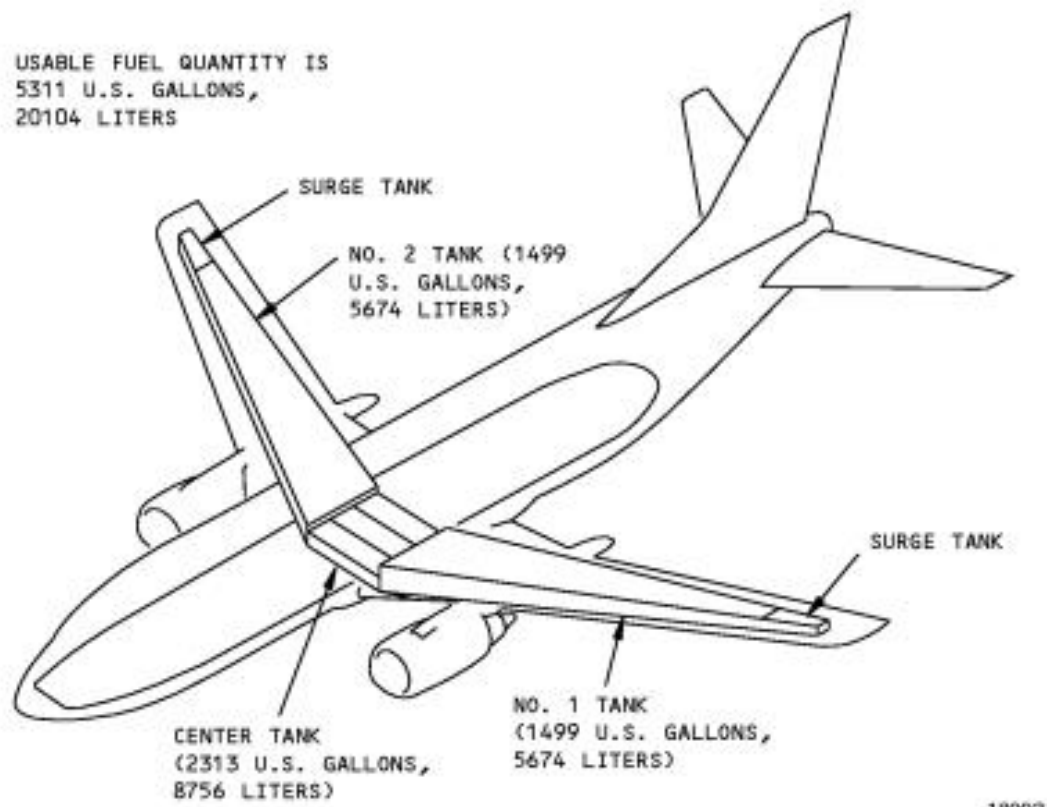


Рис 2.2 - Паливні баки

Вбудовані паливні баки №1, №2 та центральний бак зберігають паливо, необхідне для роботи двигунів. Розширювальний бак, розташований за межами резервуарів № 1 і № 2, збирає перелив палива і включає обладнання для вентиляції паливних баків за борт.

Конструкція паливного бака:

– Первинна конструкція крила використовується для паливних баків літака. Баки знаходяться між фронтом і лонжерони заднього крила і між верхньою та нижньою обшивкою крила. Суцільні ребра "на кінці бака" закривають кінці кожного бака, у той час як всі інші ребра крила діють як перегородки для того пливу, щоб мінімізувати викид палива.

- Конструкція крила дозволяє паливу текти всередину. Зони паливного піддону знаходяться в самій нижній точці кожного бака. Дренажні клапани піддону на цих ділянках дозволяють злити забруднюючі речовини з паливного бака. Дренажні клапани картеру також дозволяють видалити все паливо, яке залишається після зливу бака.

- Всі паливні баки герметичні. Щільна посадка всіх деталей «метал до металу» утворить основне ущільнення. Ущільнення Компаунди та герметичні кріпильних деталей використовуються на всіх з'єднаннях для завершення герметичного ущільнення.

Резервуар для перенапруги: Розширювальний бак, виявлений за бортом кожного паливного бака в крилі, містить будь-який перелив палива з вентиляції баків і витратних баків. Зворотний клапан зливу розширювального бачка дозволяє злити паливно зворотно. в центральний бак, але запобігає потіку палива з центрального бака в розширювальний бак.

### **2.1.2 Система вентиляції палива**

Повітря і пари палива надходять у паливні баки і виходять із них через систему вентиляції палива. Це запобігає надлишковий тиск або якимось у паливних баках. Дві паралельні вентиляційні канали простягаються в основний і центральний баки з розширювальних бачків. Два стрінгери прикріплені до верхньої обшивки крила. формують кожен канал капелюшної секції. Канали відкриваються у кожен розширювальний бачок. Кормовий канал закінчується біля кореня крила в баках крила і поєднаний з вентиляційною трубою. Прямий канал проходить через центральний резервуар і утворює безперервний канал, що з'єднує лівий і правий розширювальні резервуари. Центральний резервуар вентиляється з допомогою трубопроводів, з'єднаних з попереднім каналом в порожнині № 2.

Вентиляційна трубка кріпиться до внутрішнього каналу в резервуарах № 1 і 2. У центральному резервуарі вентиляційна трубка кріпиться до прямого каналу в двох місцях. Вентиляційні трубки забезпечують вентиляцію, коли поплавков Клапани відкривається. Дві зворотних дренажних клапани встановлено у вентиляційній трубці центрального резервуара для зливу розширювального бака.

Розширювальний бак, розташований в кінці кожного крила, збирає будь-яке переливне паливо, що пройшло через вентиляційний отвір каналу. Переливне паливо буде текти через зливну лінію розширювального бачка у вентиляційний канал центрального бака і це є центральний резервуар. Повітрозабірник на нижній поверхні крила створює позитивний тиск під час польоту.

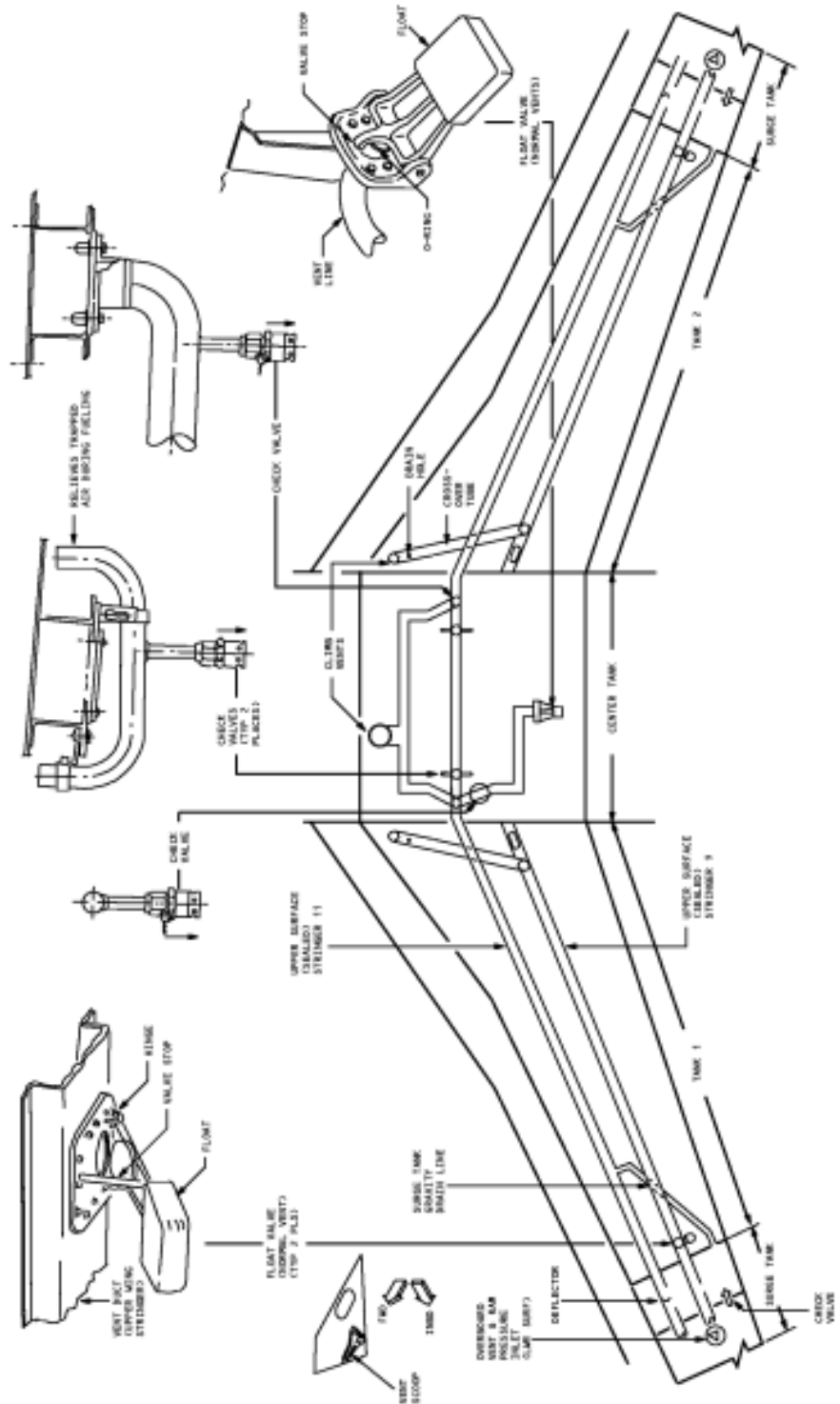


Рис 2.3 – Система вентиляції палива

### 2.1.3 Система видалення палива у центральному баку

Система продування палива (рис. 2.4) встановлена для зменшення кількості палива, яке ви не можете використовувати в центральному резервуарі приблизно на 15 галонів. Запірний клапан продувки палива, струминний насос продування палива та індикатор потоку продувки /



перевірка клапана встановлені на передньому лонжероні №1. Лінія передачі продування палива проходить в центральний резерв ар.

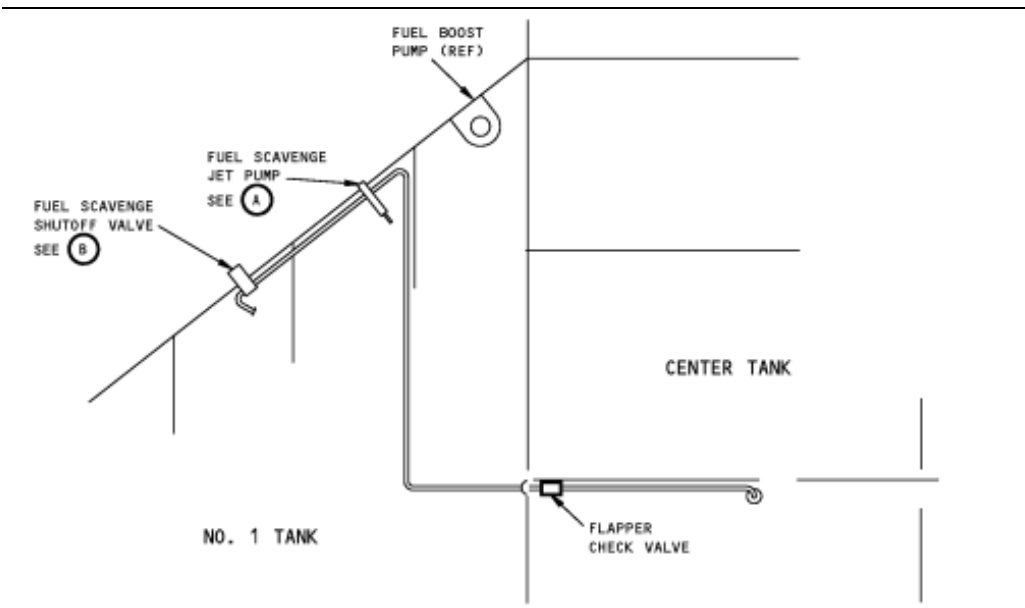
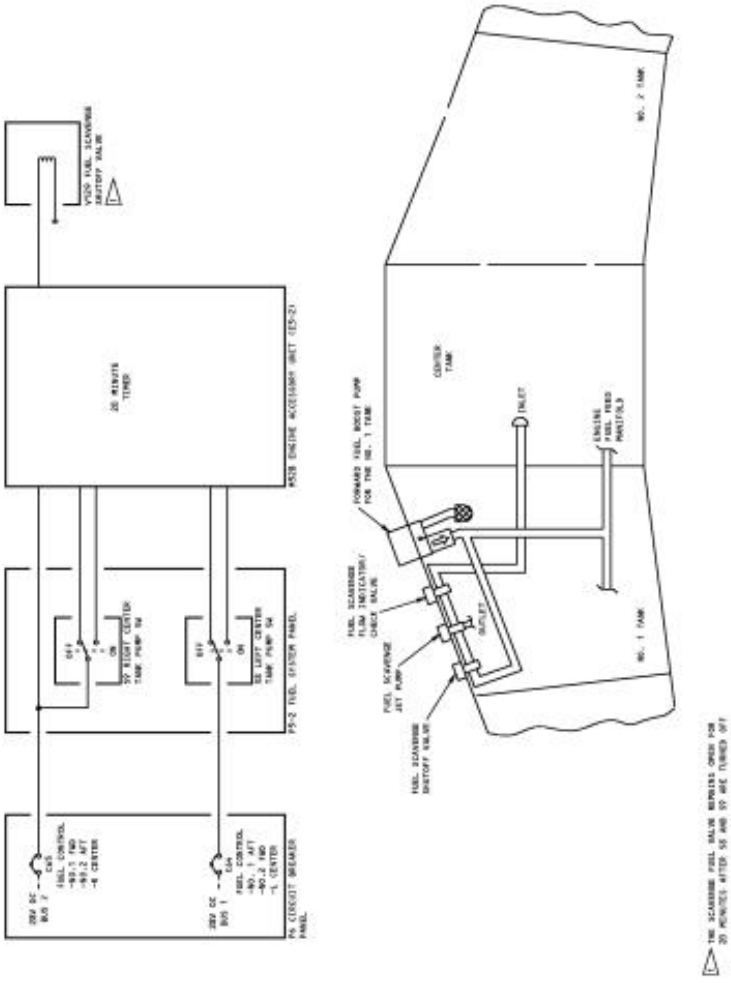


Рис 2.3 - Система продувки палива

## 2.1.4 Система заправки тиском

Система заправки під тиском забезпечує швидку процедуру заповнення паливних баків в літаку. Заправна станція, розташована на передній кромці правого крила, має заправну панель і заправну ємність. колектор, перемикач керування потужністю заправки та заправний резервуар. Встановлено три панельні світильники, один з кожного боку панелі управління та по одному зовнішньому борту заправної ємності, щоб забезпечити освітлення для заправної станції. Між заправним колектором та його відгалуженнями встановлені запірні клапани заправки паливом під тиском. У відгалуження направляють паливо в кожен паливний бак. Запорні клапани подачі палива під тиском регулюють подачу палива від заправного колектора до його відгалужень.

Зливний клапан з'єднує колектор подачі палива двигуна з колектором подачі палива під тиском. Панель заправки (P15) керує заправкою. На панелі заправки є всі перемикачі та індикатори, необхідні виконання операції дозаправки. У кожному паливному баку є вимикач поплавця для автоматичного відключення подачі палива, коли бак заповнений. Індикатори кількості палива, що заправляється, використовуються для заповнення паливних баків до заданого рівня при повному завантаженні палива.

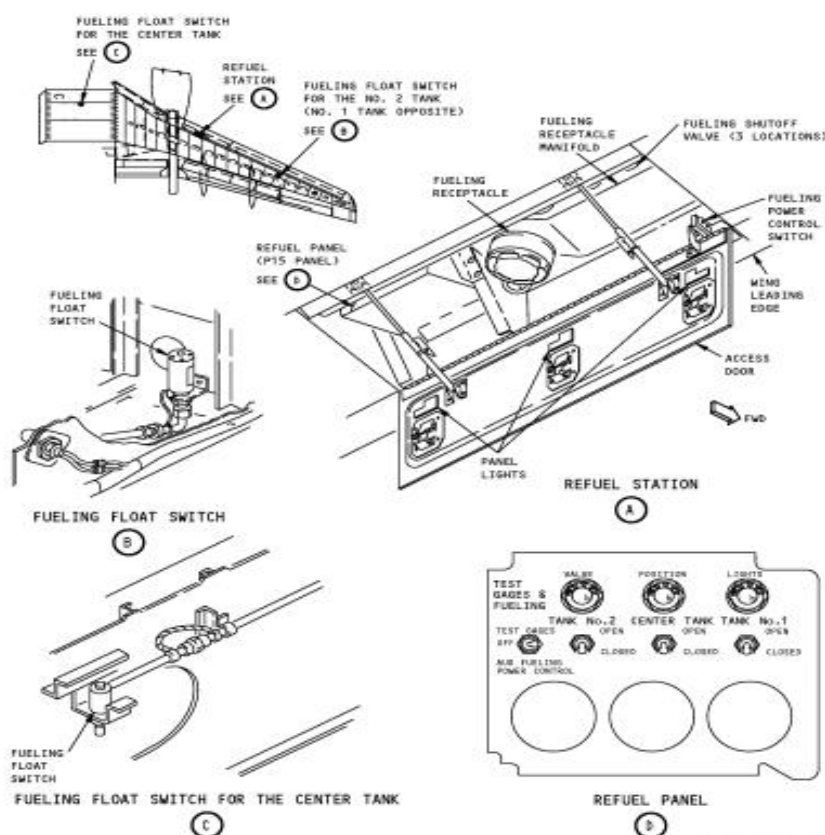


Рис 2.5 – Система заправки тиском

## 2.1.5 З системою подачі палива в двигуни

Система подачі палива подає паливо в двигуни та ЗСУ з паливних баків. Для наземних операцій тільки система може використовуватися для перекачування палива з одного бака до іншого або для зливу палива з баків. Система подачі палива складається з двох підкачувальних насосів у кожному баку, по одному зворотному клапану за кожним підкачуючим насосом, клапан зняття насоса, що підкачує, для кожного підкачувального насоса, перепускний клапан підкачувального насоса для баків № 1 і 2, запірний клапан подачі палива для кожного двигуна, клапан перехресної подачі палива та паливо ЗСУ. Панель управління паливом, на верхній панелі пілота Р5, містить органи управління та індикатори палива системи подання. Це перемикач управління насосом, що підкачує, і індикатор низького тиску для кожного наддуву. насоса, лампа індикації положення запірного паливного клапана, індикатори перепуску фільтра, індикатор температури палива та перемикач клапана поперечної подачі палива та індикатор положення.

Потужність насосів, що підкачують, становить 115 В змінного струму. Для паливних клапанів, запірних клапанів двигуна та перехресної подачі потрібно 28 В потужність постійного струму.

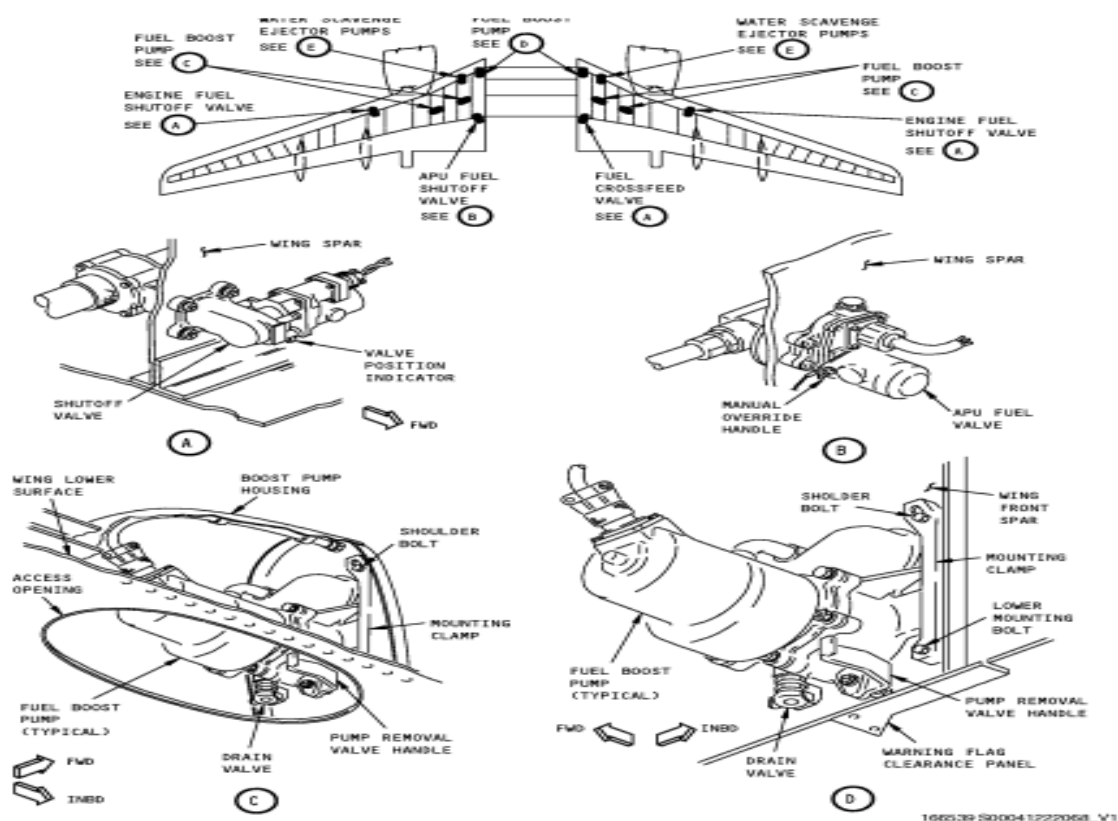


Рис 2.6 - Система подачі палива

## 2.1.6 Система вказівки кількості палива

Система індикації кількості палива вимірює вагу палива, що використовується в паливних баках. Кількість палива індикатори на приладових панелях пілотів та індикатори кількості дозаправки на АЗС на крило живлення - візуальна індикація маси палива у кожному паливному баку. Крім того, підсумовування палива блок, розташований на допоміжній панелі першого командира, подає безперервний вхідний сигнал підсумовування на бортовий комп'ютер, де він перетворюється на відображення на запит загального палива, що залишилося в комбінованому баку або використовується комп'ютером у різних параметрах продуктивності. У баках №1 і №2 по п'ять горючих. Поставляються мірні стрижні для визначення кількості палива у відповідному паливному баку механічним способом засобу.

Вся система має підсистему для кожного паливного бака з компонентами, знайденими у польоті. відсік, у паливному баку, і на АЗС біля крила.

Компоненти в кабіні управління включають індикатор кількості палива та регулятор ємності для кожного паливного бака, контрольний перемикач індикатора, розташований над індикаторами кількості палива, та паливний блок підсумовування.

Компоненти на заправній станції на крилі включають індикатор кількості дозаправки для кожного паливного бака. та перемикач перевірки індикатора.

Індикатори кількості дозаправки повторюють кількість палива, що відображається індикаторами кількості палива кабіна керування. Індикатори кількості палива, що заправляється, працюють тільки тоді, коли люк для заправки станції відкрито.

Індикатори кількості палива та заправки можуть бути взаємозамінними. Див. наступну таблицю

Таблиця 2.1 – Система вказівки кількості палива

REFUEL STATION - WING (REFUEL QUANTITY)				
		Tank 1	Center	Tank 2
CONTROL	Tank 1	YES	NO	YES
CABIN	Center	NO	YES	NO
(FUEL QUANTITY)	Tank 2	YES	NO	YES

Вся система має підсистему для кожного паливного бака з компонентами, знайденими в польоті. відсік, у паливному боці, в кормовій частині нового вантажного відсіку і на дозаправці станція в крилі.

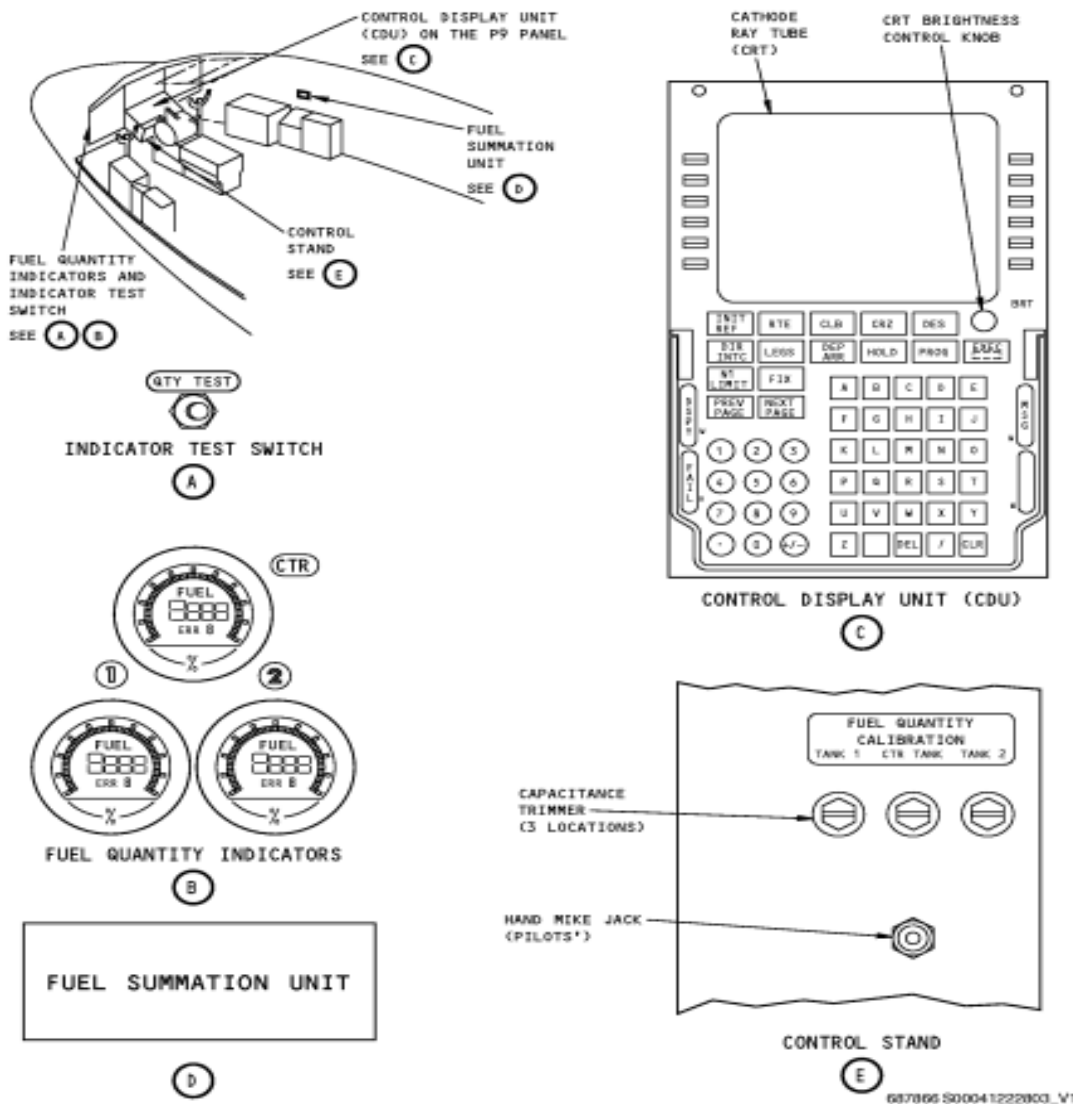


Рис 2.8 - Система індикації кількості палива

### 2.1.7 Система вказівки температури палива

Система індикації температури палива дозволяє рахувати температуру палива в баку №1 на дисплеї. \_\_\_\_\_ індикатор розташований на передній стельовій панелі. Термочутлива груша знаходиться в паливному баку № 1.

Термометр містить резистивний елемент, опір якого змінюється пропорційно перепади температури. Цей елемент контролює струм, що проходить через рух лічильника індикатор температури палива. Електроживлення в системі подається через шину 28 В змінного струму № 2 в Р6. панель (рисунок 2.8).

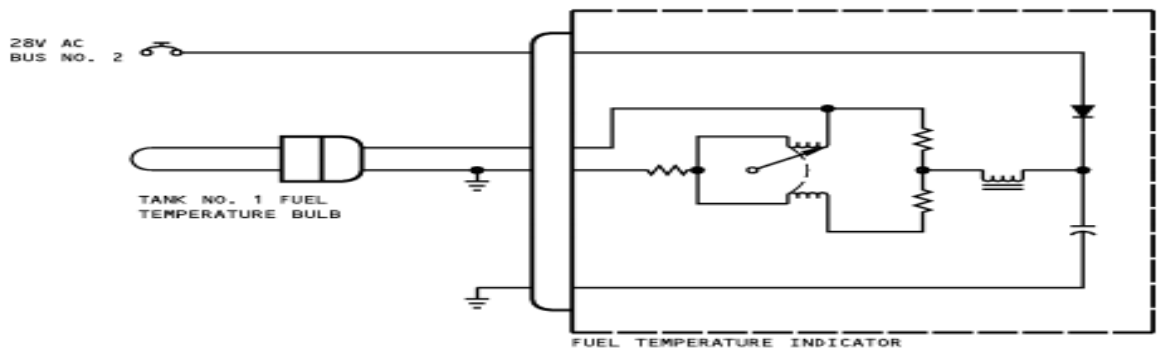


Рис 2.9 – Схема системи індикації температури палива

## 2.1.8 Оцінка технічного стану паливної системи середньо-магістрального пасажирського літака

\*Оцінка технічного стану паливної системи передбачає отримання та обробку інформації про можливі несправності та відмову цієї системи. Основні несправності та відмови паливної системи:

\*Відмови насосів, що підкачують, через руйнування підшипників.

\*Відмов електромеханізмів запірних заслінок і кранів через відмову електродвигунів постійного струму.

\*Виток, викликаний зносом ущільнювальних кілець і втулок, а також зовнішньою негерметичністю з'єднань.

\*Падіння та коливання тиску палива в результаті розрегулювання та виходу з ладу паливних насосів, редуційних клапанів і т.д.

\*Замерзання палива в трубопроводах внаслідок обводнення палива, а також відмов системи радіаторів, насосів.

Для діагностування підшипників насосів паливної системи, що підкачують, використовується середньоквадратичне значення рівня віброприскорення в характерних діапазонах частот. Основну увагу при ТО паливних систем слід приділяти їх герметичності. Насамперед перевіряються місця стиків трубопроводів та агрегатів. Також необхідно перевіряти парканні системи дренажу.

## 2.2 Характерні відмови, пошкодження та основні правила ТО паливної системи

### 2.2.1 Відмовлення та пошкодження паливної системи

До найбільш характерних аварійних режимів роботи паливних систем, які зустрічаються в експлуатації, відносяться: \_\_\_\_\_

1. Порушення герметичності паливних магістралей, що призводить до втрати палива, а нерідко і до виникнення пожеги. Цьому надають допомогу

вібраційні навантаження, деформації, корозія, неякісний монтаж трубопроводів і агрегатів системи .

2. Запобігання паливних фільтрів внаслідок: застосування неякісного (некондиційного) палива; наявності води в паливі та його кристалізації; утворення інею в паливних баках, незаповнених паливом; окислення палива, яке призводить до випадання в осад вуглецевих сполук; виникнення корозії внутрішніх поверхонь паливних магістралей.

3. Не герметичність м'яких паливних баків через неякісне склеювання стінок баків, відриву або відшарування від внутрішнього пласта накладок (лінт кріплення), ребер жорсткості, тріщини всередину. ванна гуми, а також руйнування в місцях закладки фланців для заливних горловин, що перекачують насосів і між бокових взаємодій.

4. Відмова електро по гідравлічних агрегатів ( кранів, насосів, сигналізаторів, манометрів та ін), головною причиною яких є порушення їх електроживлення.

5 Забруднення патрубків дренажу внаслідок підвищеного забруднення навколишнього повітря, атмосферних осадків, обмерзання, забруднених ЗПС.

## 2.2.2 Характерні ушкодження паливної системи [18].

Відмовлення та пошкодження елементів систем паливного живлення обумовлені: конструктивно-виробничими вадами; проявом несприятливих властивостей палива , які м о г у т о к а клика ти п о в к р е д о д д е ти і н а елементи до о н струкції двигуна т е л я ; дії м вібрації , п е р е д а в а е м и х від двигуна ; \_ \_ \_ \_ \_ на порушення м е хнології т е хніч е кого обслуговування і правил експлуатації си с тим паливного живлення на землі і в польоті . \_ \_ \_ \_ \_

--

До характерних ушкоджень систем відносяться наступні (рис 2.10)

Течія палива з боків і зливних клапанів. Негерметичність баків і клапанів зливу відстою палива оберігається по слідах течі або капаброблення. Основна причина течі боків - недоброкачественная їх герметизація, а зливних клапанів - розрішення ущільнювальних кілець.

Відмови підкачують і перекачують насосів. Вони пов'язані з розпушуванням підшипників електродвигунів, зовні мажить ущільнення насоса і, як наслідок, течією палива з дренажних штуцерів насосів, кінець кінцем. про вузла електродвигуна.

Порушення роботи кранів Воно відбувається з причин зовнішності і розпушування щілин, елементів приводу засобів, відмови електромеханізмів.

Дозволення корупів паливних фільтрів. Воно викликається підвищеними пульсаціями палива в системі.

Пристрій фільтруючих елементів паливних фільтрів кристалами льоду при низьких температурах повітряного повітря .



Рисунок 2.10 - Типові відмови та пошкодження елементів паливних систем

### 2.2.3 Основними роботами при ТО паливної системи є

- Перевірка кріплення агрегатів і з'єднань , їх герметичності ( тобто відсуття підтікань палива ), а при необхідності герметизації.
- Завантаження (дозаправка) топливних баків до встановленого в ПС паливом.
- Злив палива з паливних боків ПС.
- Злив відстою палива з встановлених місць і контроль чистоти палива.
- Перевірка роботи кранів, що підкачують і перекачують накопичувачів, сигналізаторів тиску, перекачування і залишок палива, манометрів, паливомерів поранню відповідних ламп, табло і показанням приладів контролю.
- Перевірка чистоти, а при необхідності очищення трубок системи дренажу паливних боків.
- промивання та перевірка герметичності паливних фільтрів.

### 2.2.4 Основні правила заправки палива

Паливна система призначена для повного або часткового зливу палива з одного або декількох баків або для дозволу перекачування палива в інші баки під час перебування літака на землі. Для зливу або перекачування палива, частини систем подачі палива під тиском, подачі палива в двигун і зливу палива використовуються в поєднанні.



Найшвидший злив палива з одного або декількох баків зроблений таким чином, що якщо ви прикріпите до заправки штуцер шлангу бензовоза станції (праве крило), встановить відповідні палива для паливної системи. а з вантажівки і відповідні підкачують носії паливного бака літака. Залишок палива в баках (непридатний, що застряг) після того, як носки перестають всмоктувати паливо, зливається в ємності, коли ви відкриваєте дренажні клапани піддону.

Зливний клапан представляє собою напівзанурювальний золотниковий запорний клапан з річковим управлінням, який керує потік палива з паливопроводу двигуна в захисну ємність під тиском. Встановлюється на передній лонжерон правого крила. Ручка зливного клапана така, що палаци доступу до нього не відкривається. закрито, поки зливний клапан знаходиться в відкритому положенні.

Клапан слива палива складається з цих основних вузлів; вузол рукоятки приводу, вузол затвора і порт адаптер у зборі.

\*Ручка приводу в зборі: Вузол руків'я приводу складається з приводної рукоятки, двох підпружинених кульок, і шлицевий вихідний вал. Шлицевий вихідний вал забезпечує засіб для ручки, щоб приведіть у дію вузол воріт. Дві пружні кульки попадають у фікатори і фіксують ручка в повністю відкритому або закритому положенні. Вузол виконавчої рукоятки прикріплений болтами до збирання воріт. Блок затвора і ручки приводу замінюється як єдине ціле.

\* Збірка воріт : Вузол затвора складається з корпусу, вхідного шлицевого валу, виконавчого важеля клапана, відкатні ворота і ущільнювачі воріт. Один коні е ц приводного важеля клапана прикріплений до шлицевого Вхідний вал. На іншому кінці важеля знаходиться полиць, який входить у проріз на кінці відкатні ворота. Підпружинені ущільнення, що утримуються в тримачах, прикріплених до корпусу, подають паливо лінійні ущільнення з двох боків розсувної заслонки: інші ущільнення на Монтажному фланці корпусу і шлицевий вхідний вал ущільнюють агрегат від зовнішніх потоків палива. Збір воріт прикріплений до самолету гайками, встановленими на двосторонніх болтах, якими кріпиться перехідник порту збирання до літака. Якщо ви видалите гайки, ви можете зняти блок воріт і не переміщуйте вузол адаптера порту або паливопроводу.

\*Збірка адаптера порту : Вузол адаптера поату складається з корпусу і передоохоронного термклапану. Ассамблея, установлений у паливному баку, забезпечує монтажні поверхні для паливопроводів та герметичний. корпус для воріт у зборі. Терморегулюючий клапан скидає надлишковий тиск в корпус клапана назад в бак.

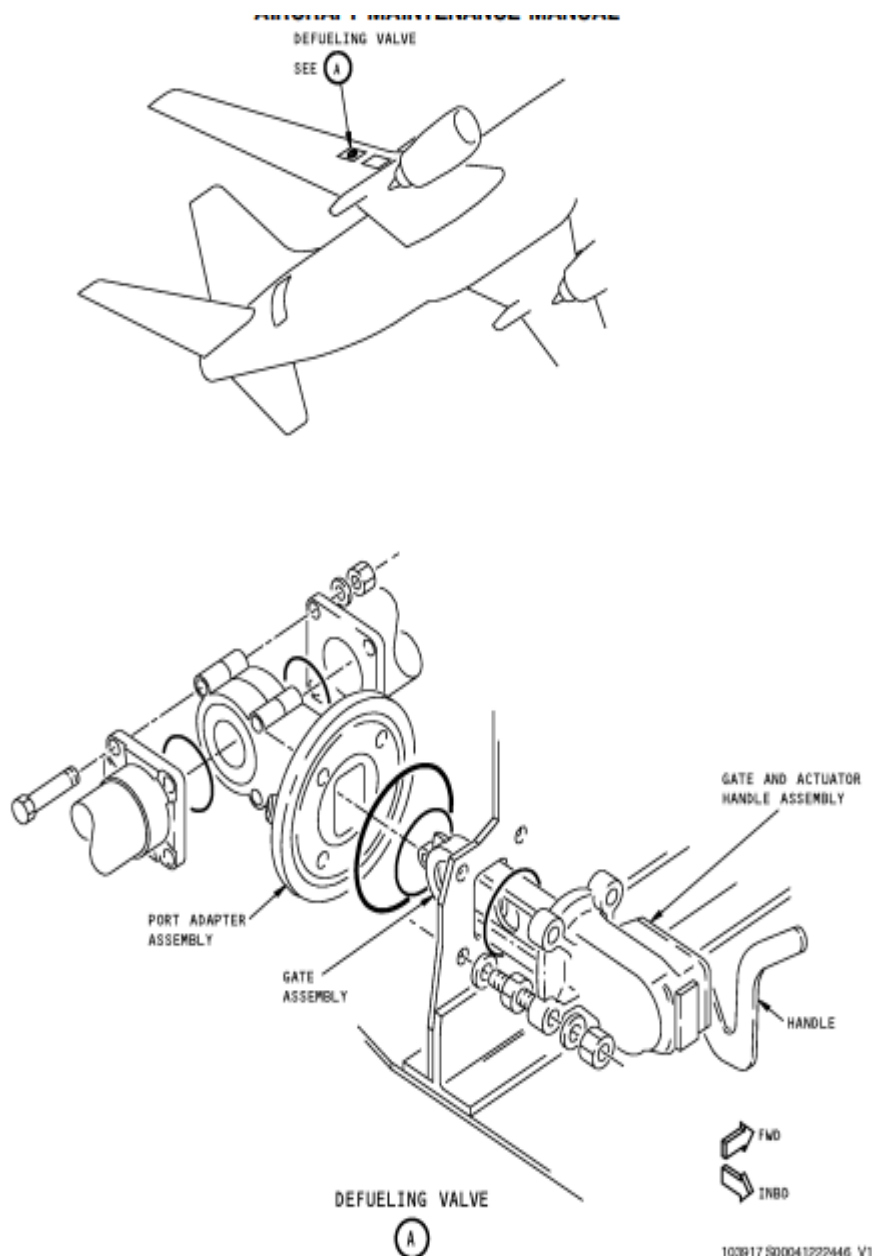


Рисунок 2.7 - Зливний клапан

Заправка В С ГСМ забезпечується за допомогою як стаціонарних систем централізованої заправки (СЦЗ), так і рухомих спеціальних заправних засобів паливнозаправників. Всі ці засоби мають фільтруючі і роздаткові пристрої, які повинні бути справними, чистими і опломбованими.

Заправка ПС паливом може виконуватися двома способами: закритим (знизу під тиском) або відкритим (зверху через заправні горловини баків).

Заправка паливом літака В37-800 здійснюється в відповідно до посібника з технічної ек с плуатації Aircraft Maintenance Manual АТА 12-11-00, АТА 28-23-00. Роботи по обслуговуванню системи заправки/зливу палива (с) ВС виконує сертифікований персонал або персонал, допущений до виконання робіт по наземному обслуговуванню Заправка ВС повинна вироблятися тільки кондиційними і підготовленими до використання ПММ, із забезпеченням

заходів безпеки роботів, попередження втрат ПММ при заправці, зберіганні та транспортуванні. Особа, що вирішує заправку, зобов'язана контролювати процедуру заправки палива. Воно повинно залишатися в зоні обслуговування ВС протягом усього часу заправки. Заправка ПС паливом проводиться з дозволу члена екіпажу ПС, на якого покладено функції по заправці.

Особи, що дозволяють дозвіл, і працівники її оздоровлюючі, немає відповідальності за якість і безпеку вироблених робіт. Особа відповідальна за заправку визначає на відповідні марки палива для даного типу ПС, вміст у паливі протиобліденної присадки, дату і час контролю проби, зливої з відстійника заправного засобу, наявність підписів посадових осіб служби ПММ, що підтверджують записи у контрольному талоні.

Перевірка наявності механічних домішок і води в ПММ виконується візуально шляхом збовтування прозорого скляного посуду з відстоєм або за допомогою приладу контролю забруднень (ПКЗ), через фільтруючу перегородку якого простягається. Осадком механічних прикладів і води порівнюється з еталонами.

Крім того, наявність води перевіряється шляхом опускання в прозору ємність з відсотком лакмисової папірці або марганцовокислого калію.

Якщо буде виявлена вода або механічні приміщення в недопустимій кількості, необхідно негайно прийняти заходи по їх видаленню з боків, аж до повної заміни палива в баках і ПС, і ви.

#### \*Підготовчі роботи перед заправкою:

- перевірка наявності та справності засобів пожежогасіння на стоянці;
- перевірка відсутності проведення будь-яких інших робіт на ВС;
- очищення стоянки від стороннього обладнання, видалення сторонніх осіб;
- виклик і розміщення запитувача на стоянці;
- заземлення заправника та ПС для запобігання виникненню іскріння від накопиченої статичної електрики;
- перевірка контрольного талону та паспорта на паливо або масло щодо його придатності до заправки (відповідність спорту ПММ даному типу ВС, дата, наявність приміщень (чистота), наявність відповідних підписів посадових осіб);
- перевірка справності і чистоти фільтруючих і роздаткових пристроїв, приладів контролю, наявності пломб на заправному агрегаті;
- через 15 хвилин після прибуття замовника злив з відстійників в прозорий скляний посуд 1 ... 2 літрів відстою ПММ і візуальна його перевірка на предмет відсутності механічних домішок, води, кристалів льоду (снігу);
- підключення заправних пристроїв до бортових заправних штуцерів та їх заземлення між собою;
- увімкнення насосів запитувача та ВС (на панелі заправки). Контроль процесу та результатів заправлення ВС здійснюється:

- по приладах і сигнальним установкам на заправній панелі;
- за приладами запитувача;
- по приладах в кабіні екіпажу НД;
- по мерним лінійкам. Чистота палива (мастила) перевіряється:
- у наземних ємностях шляхом лабораторного аналізу працівниками служби Г СМ ;
- після заповнення ПММ запитувача начальником (інженером) зміни;
- після прибуття заправника на стоянку бортмеханіком або авіатехнікомбригадиром;
- через 15 хвилин після заправки ПС, для чого зливається відстій палива (олії) з усіх зливних місць груп баків.

\*Запобіжні заходи при заправці ПС:

1. Встановіть приблизно однакову кількість палива в бак №1 та бак №2.
2. Якщо центральний бак заповнений паливом більше ніж на 454 кг, то ви повинні повністю заповнити паливом бак №1 та бак №2
3. Якщо паливні баки №1 та №2 планується заповнити повністю, то це не є необхідним, щоб встановити спеціальну кількість палива в центральний бак.
4. Ви можете заправляти паливні баки все одночасно або по черзі.

Таблиця 2.2 - Об'єм паливних баків

TOTAL USEABLE FUEL			
FUEL TANK	U.S. GALLONS	IMPERIAL GALLONS	LITERS
CENTER WING TANK	2313	1926	8756
NO. 1 MAIN TANK	1499	1248	5674
NO. 2 MAIN TANK	1499	1248	5674
TOTAL FUEL	5311	4422	20104

5. Переконайтеся, щоб тиск заправки палива був не більше ніж 379 кПа.
6. Не встановлюйте наземне обладнання під закінчування крила під час заправки ПС паливом.

### 2.2.5 Основні правила зливу палива [20].

Можна зливати паливо з усіх паливних баків одночасно, а можна лише з одного. Якщо ви зливаєте паливо тільки з одного паливного бака, переконайтеся, що пари палива та саме паливо не заповнюють паливний бак, який ви зливаєте.

Є три способи, які дозволяють зробити злив палива:

- злив палива через паливну горловину зливу з наддувом паливного бака та відкачуванням палива паливозаправником;
- злив палива через паливну горловину зливу з наддувом паливного бака;
- злив палива через паливну горловину зливу з відкачуванням палива паливозаправником.

## ЗАГАЛЬНІ ТЕХНІЧНІ ВИМОГИ

\* При виконанні робіт з обслуговування паливної системи дотримуйтесь всіх правил безпеки, викладених у регламенті технічного обслуговування та технологічних картах.

\* При роботі в паливному баку прийміть заходи щодо забезпечення пожежної безпеки та попередження забруднення бака.

\* Коли від'єднані трубопроводи та (або) демонтовані агрегати, забезпечте захист їх від попадання сторонніх частинок через відкриті трубопроводи або агрегати застосуванням ковпачків, кришок, чистої безворової тканини і т.д.

\* При розстиканні електроз'єднувачів закривайте їх ковпачками або забезпечте інший відповідний захист для запобігання потраплянню палива, вологи або інших сторонніх частинок.

\* .Витирайте негайно пролите паливо, щоб воно не потрапляло в сусідні зони літака, що може надалі стати причиною хибних повідомлень про течію палива.

\* Кільця ущільнювачів, що знімаються при обслуговуванні, повинні бути замінені новими. Щоб уникнути пошкодження ущільнювальних кілець у процесі монтажу, змащуйте їх мінеральним маслом М С -20, МК-22 або МК - 8.

Обслуговування паливної системи викладено в наступних технологічних картах ( Таблиця 2.3) :

Таб особи 2.3 – Технологічна карта

Найменування	Пункт РВ
Запобіжні заходи при обмеженні льотної придатності	28-00-00-912-069
Перевірка електричних перемичок у паливній системі	28-00-00-202-017
Електричні перемички при заміні паливної системи	28-00-00-962-022
перевірка шляху статичного з'єднання паливної системи для бака бак № 1	28-00-00-282-029

перевірка шляху статичного з'єднання паливної системи для бака бак № 2	28-00-00-282-044
перевірка шляху статичного з'єднання паливної системи для центрального бака	28-00-00-282-57
Перевірка струму несправності паливної системи бака № 1	28-00-00-282-59
Перевірка струму несправності паливної системи бака № 2	28-00-00-282-062

### Види ТО паливної системи:

Існує наступні види ( форми ) ТО : transit check, weekly check, A-check, B-check, C-check, D-check.

- Transit check - найпростіша форма ТО, що виконується перед кожним вильотом повітряного судна, якщо наявний для ТО час після посадки становить менше трьох годин.
- Weekly Check - виконується приблизно раз на тиждень. Може виконуватись як вдень, так і вночі. Не потребує обов'язкової наявності приміщення (ангару). Як правило, виконується за 3-4 години.
- A-check - перевірка проводиться приблизно раз на місяць або кожні п'ятсот годин нальоту: A1, A2, A4, A8. Чим вище цифра, тим більший обсяг робіт. A-check, як правило, робиться вночі в ангарі аеропорту.
- C-check - ця форма технічного обслуговування є більш складною, ніж попередні, і виконується кожні 15-18 місяців або 7500 годин нальоту. Поділяється на C1, C2, C4, C6 і C7. Для виконання цієї перевірки потрібно вивести літак з експлуатації на якийсь час (близько двох тижнів), а також потрібно багато простору як правило, у великому ангарі аеропорту.
- D-check — найважча форма обслуговування літака. Ця перевірка відбувається приблизно раз на 8 років і триває 30-40 днів. Під час неї перевіряється весь літак, усі його вузли та деталі. [21].

### **2.3. Аварійний злив палива [22].**

(а) Кожен літак повинен мати систему аварійного зливу палива, якщо не доведено, що цей літак задовольняє вимогам 25.119 та 25.121 до набору висоти при максимальній злітній масі мінус фактична або розрахункова маса палива, необхідного для 15-хвилинного польоту, що включає зліт, захід на посадку та посадку в аеропорту вильоту; при цьому конфігурація літака, швидкість, потужність і тяга повинні бути такими, як при виконанні відповідних вимог

цих Норм до характеристик зльоту, заходу на посадку та набору висоти в посадковій конфігурації.

(b) Якщо потрібна система аварійного зливу палива, то вона повинна за 15 хв забезпечувати, починаючи з маси, зазначеної в пункті (a) цього параграфа, злив достатньої кількості палива, щоб літак міг задовольняти вимоги 25.119 та 25.121(d) до набору висоти, маючи на увазі, що паливо зливається в умовах, які, за винятком маси, встановлені як найменш сприятливі при літних випробуваннях, передбачених пунктом (c) цього параграфа.

(c) Аварійний злив палива повинен бути продемонстрований, починаючи з максимальної злітної маси при прибраних крилках та шасі і на наступних режимах:

(1) Планування з прибраним газом при швидкості  $1,3 V_{SRI}$ .

(2) Набір висоти з найвигіднішою швидкістю набору висоти при критичному двигуні, що не працює, і при максимальній тривалій потужності інших двигунів; і

(3) Горизонтальний політ при швидкості  $1,3 V_{SRI}$ , якщо результати випробувань в умовах х, зазначених у пунктах (c) (1) і (2) цього параграфа, показують, що ця умова може бути критичною.

(d) У процесі льотних випробувань, передбачених пунктом (c) цього параграфа, має бути показано, що:

(1) Система аварійного зливу палива та його робота безпечні у пожежному відношенні.

(2) Паливо, що зливається, не потрапляє на будь-які частини літака.

(3) Паливо або його пари не проникають в будь-яку частину літака; і

(4) Процес зливу не надає негативного впливу на керування літака.

(e) [Зарезервований].

(f) Повинні бути підготовлені засоби, що запобігають аварійному зливу палива з баків, що використовуються для зльоту і посадки нижче рівня, що забезпечує набір висоти від рівня моря до 3000 м і після цього крейсерський політ протягом 45 хвилин крейсерського польоту при швидкості найбільшої дальності.

(g) Конструкція клапана (крана) аварійного зливу палива повинна дозволити членам екіпажу здійснювати його закриття на будь-якому етапі аварійного зливу.

(h) Якщо не продемонстровано, що використання крилків, передкрилків та інших засобів механізації для зміни повітряного потоку, що обтікає крило (включаючи крилкі, щілини та передкрилкі), не має негативного впливу на аварійний злив палива, то в органі управління зливом повинен бути встановлений, що забороняє аварійний злив палива при випущених елементах механізації

(i) Конструкція системи аварійного зливу палива повинна бути такою, щоб в результаті будь-якої обґрунтовано імовірної одиночної несправності в

системі не виникали небезпечні умови через несиметричне злив або неможливість зливу палива.

## 2. 4 Засоби механізації в обслуговуванні ТЗ

Механічна перевірка перемичок металізації.

Потрібно спробувати пальцями повернути наконечник перемички металізації. Якщо наконечник повернувся, необхідно підтягнути гвинт перемички і перевірити наявність електричного контакту.

Перевірка з'єднань електричних проводів паливної системи

Примітка: Необхідно керуватися SWPM 20-20-00 під час монтажу агрегатів з електричними проводами. Трубопроводи та агрегати паливної системи часто з'єднані перемичками металізації 20 з силовою конструкцією крила. Для монтажу різних агрегатів і трубопроводів існують свої різні вимоги.

При монтажі перемичок металізації необхідно виконувати вимірювання електричного опору:

- необхідно виміряти електричний опір між кожною перемичкою металізації та відповідним трубопроводом.

- Вимірювання необхідно проводити для кожної ділянки, розділеної прокладками або іншими ізоляторами.

- необхідно переконаватися, що електричне опір на кожній ділянці становить не більше 0,001 Ом (1 мОм).

Примітка: У SWPM 20-20-00 зазначено, що електричне опору між прилеглими металевими поверхнями має бути не більше 0,0005 Ом (0,5 мОм). Необхідно враховувати, що кожен провідник має два кінці і перевірку провідності електричного струму необхідно виконувати на обох кінцях.

На трубопроводах і агрегатах паливної системи необхідно виконати такі дії:

- Виміряти сумарний електричний опір між трубопроводом або агрегатом і силовою конструкцією крила.

- переконаватися, що вимірний опір становив лише 0,10 Ом (100 мОм). Необхідно перевірити перемичку металізації між паливним насосом бака № 1 і силовою конструкцією крила. Опір має бути трохи більше 0,0002 Ом (0,2 Ом).

## 2. 5 Розробка функціональної блок-схеми:

Функціональна блок-схема дозволить нам поєднати різні системні функції, слід зазначити, що вхідні інтерфейси є корисними елементами до правильного функціонування, а вихідні дані є результатами операції.

(Див. рис. 2.10)



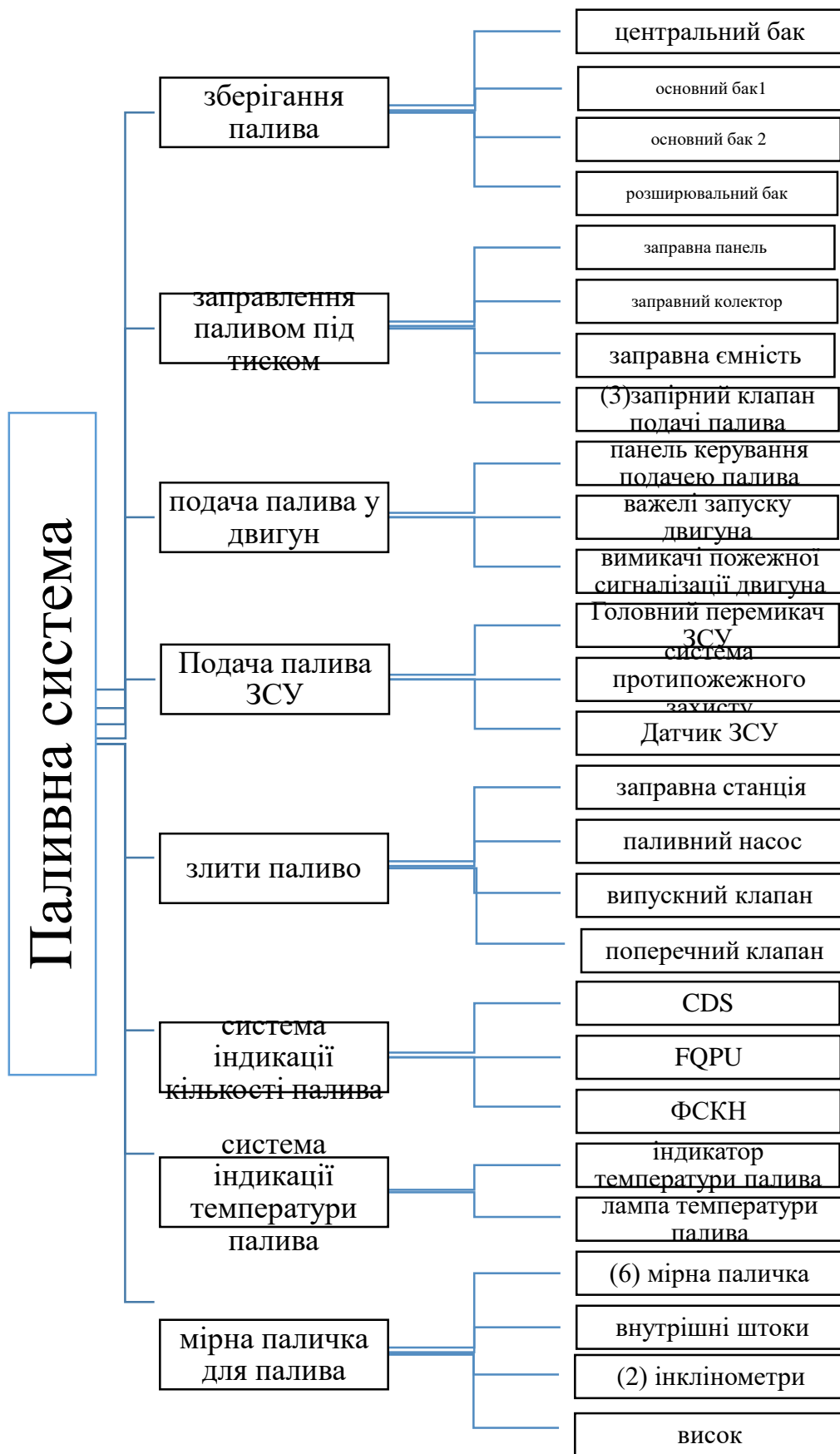


Рисунок. 2.10 Функціональна блок-схема АТА 28

## **2.6 Визначення критичного обладнання**

На цьому етапі виконується інвентаризація функцій та обладнання систем, наступним кроком є визначення критичних зауважень щодо обладнання, яким слід віддати перевагу в іншій частині аналізу за допомогою багатокритеріальної матриці. Потім ми перейдемо до використання методу FMECA для визначення критичних відмов, на які будуть виділені всі ресурси для зниження серйозності.

### **2.6.1 Принцип методу:**

Після аналізу двох систем шляхом встановлення їх відповідних деревоподібних структур настав час визначити обладнання, яке завдає найбільшої шкоди з погляду надійності. Вибір критерію вибору був важливий на цьому рівні, щоб краще орієнтуватися на елементи, які будуть певною мірою об'єктом подальшого дослідження. поглиблене дослідження, метою якого є підвищення їх надійності та, таким чином, компенсація проблем недоступності літаків Boeing 737/ NG у парку RAM , викликаних аномалією, пов'язаною з ATA 28.

Вибір критерію не був очевидним, цей вибір мав параметризувати продовження дослідження та направити його в той чи інший бік, після консультації з нашими керівниками ми домовилися прийняти два критерії ухвалення рішення, які тісно впливають на надійність пневматичних систем. та кондиціонування повітря, а саме: частота простоїв, частота вивезення обладнання.

Критерій частоти затримок відноситься до кількості несподіваних поломок, пов'язаних з ATA 28, які викликали втручання в технічне обслуговування безпосередньо перед зльотом повітряного судна, ці аномалії дійсно призводять до затримок по відношенню до заздальгідь складених графіків польотів. Затримки нестерпні для авіакомпанії з розміром ОЗУ, це виправдовують кілька чинників, зокрема імідж бренду компанії та її авторитет у власних очах клієнтів. Другий критерій відноситься до частоти зняття обладнання, це кількість разів, коли обладнання було здано в різні майстерні центру для ремонту або заміни у зв'язку з відпрацьованим терміном служби (зупинено) в рамках перевірки (A, D, C), видалення також може бути пов'язане з виявленням або навіть несподіваною поломкою (затримкою) або інцидентом, слід зазначити, що три критерії взаємопов'язані, іншими словами, щоразу, коли відбувається затримка або інцидент, відповідальний за обладнання скидається автоматично. Для того, щоб поєднати два критерії, ми зупинилися на виборі матричної багатокритеріальності, йдеться про оцінку критичності кожної одиниці обладнання за двома критеріями, заснованими на історії експлуатації 2015 та 2023 років, ця оцінка дозволить нам краще зрозуміти проблему та допоможе нам вибрати обладнання для вивчення FMEA .

### **2.6.2 Спосіб застосування:**

Матриця критичності повинна застосовуватись у логічній послідовності з 10 кроків:

- Визначте обладнання для класифікації з деревоподібних структур, створених вище.
- Визначте критерії класифікації, які потрібно прийняти.
- Надайте ваговий коефіцієнт  $P_i$  кожному з цих критеріїв, щоб показати відносна значимість одного стосовно іншого.
- Експлуатація історії експлуатації.
- Надайте бал  $A_{ij}$  кожній одиниці обладнання за кожним критерієм.
- Розрахуйте виважену оцінку для кожної одиниці обладнання, що дорівнює добутку
- Примітка  $A_{ij}$  на відповідний ваговий коефіцієнт.
- Підрахуйте для кожного елемента загальну зважену оцінку, яка дорівнює сумі
- зважені бали, що стосуються всіх прийнятих критеріїв ранжирування.

$$V_j = \sum (P_i A_{ij})$$

- Ранжуйте елементи в порядку зменшення їх загального зваженого бала.
- Визначте класи Парето А, В і С, використовуючи як критерій класифікації
- загальний завислий бал, отриманий за допомогою багатокритеріальної матриці.
- Визначте групу елементів, які будуть предметом дослідження FMEA.

### 2.6.3 Ваговий коефіцієнт:

Після кількох міркувань щодо важливості кожного критерію відповідно до політики, з одного боку, та його впливу на надійність, а також після зустрічі з нашими керівниками RAM, ми вирішили привласнити обраним критеріям такі ваги:

Таблиця 2.4. Вагові коефіцієнти критеріїв

Критерії	Зважування ( $P_i$ )
Частота видалення	1
Частота затримки	2
Частота інцидентів	4

## 2.6.4 Рейтинговий коефіцієнт $A_{ij}$ :

Рейтинговий коефіцієнт буде присвоєно обладнанню відповідно до двох критеріїв з історії експлуатації за 2008 і 2009 роки, для даного обладнання ми вивчимо файли історії Excel, щоб визначити, скільки разів воно викликало затримку на одній стороні, а з іншого боку, скільки разів вона була подана за два роки експлуатації, цей коефіцієнт буде згодом помножений на ваговий коефіцієнт для визначення зваженого бала.

## 2.6.5 Підбір обладнання за багатокритеріальною матрицею:

Таблиця 2.5 Матриця критичності

підсистеми	Частота видалення	з 1	Fd.c 1	Частота затримки	с 2	Fd.c 2	Частота інцидентів	с 3	Fd.c 3	$\Sigma$	%
АТА 28-00	123	1	123	15	2	36	0	4	0	159	16%
АТА 28-21	145	1	145	7	2	14	0	4	0	159	16%
АТА 28-22	324	1	324	3	2	6	1	4	4	334	33,7%
АТА 28-25	90	1	90	1	2	2	0	4	0	92	9,3%
АТА 28-41	223	1	223	4	2	8	0	4	0	231	23,3%
АТА 28-43	11	1	11	0	2	0	0	4	0	15	1,7%

Перше спостереження результатів дозволяє розділити обладнання, відповідальне за квазі-сукупність проблем, на дві частини: подачу палива в двигун АТА28-22 та систему індикації якості палива АТА 28-41.

Таблиця 2.6: Критерій 20/80: АТА28.

підсистеми	%	% кумулятивний
АТА 28-00	16%	16%
АТА 28-21	16%	32%
АТА 28-22	33,7%	65,7%

АТА 28-25	9,3%	75%
АТА 28-41	23,3%	98,3%
АТА 28-43	1,7%	100%

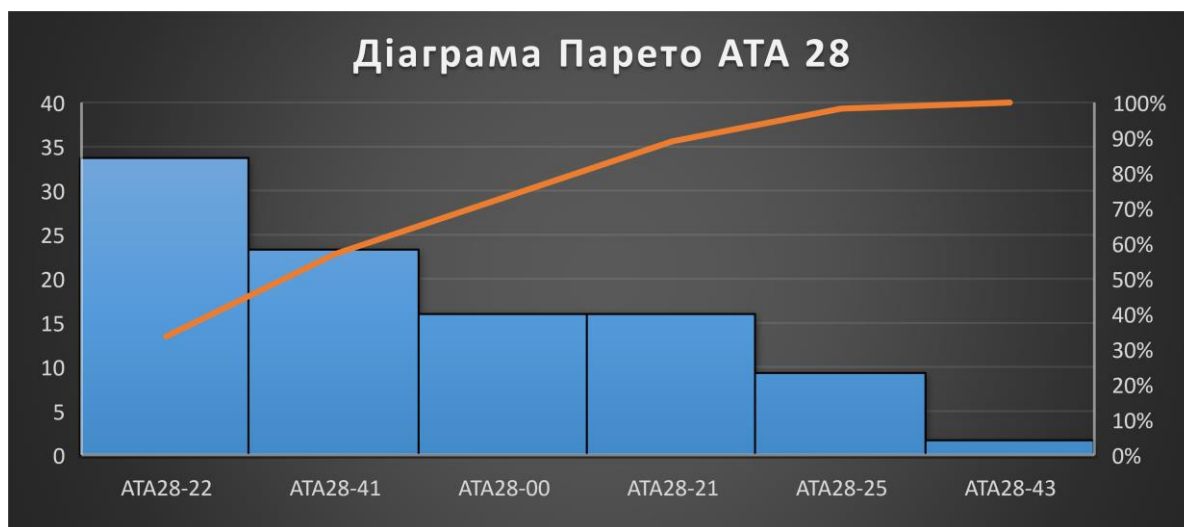


Рисунок 2.11 Діаграма Парето АТА 28

Таким чином, підсистеми, які будуть предметом дослідження FMEA :

\*АТА 28-22

\*АТА 28-41

\*АТА 28-21

## 2.7 Аналіз видів відмов, їх наслідків та критичності:

### 2.7.1 Опис інструменту:

Аналіз видів відмов, їх наслідків та їх критичності ( FMECA ) є якісним підходом до вивчення безпеки в різних галузях. Справді, цей метод забезпечує глибоке знання функціонування та взаємодії системи, отримане шляхом систематичного аналізу причинно-наслідкових зв'язків. Отримана інформація використовується у контексті управління ризиками, при цьому основна увага приділяється досягненню гарного рівня безпеки операційної системи. Вона дозволяє:

- Знати найважливіші елементи (функції та складові);
- Виявлення, оцінка та класифікація слабких місць, аномалій та несправностей системи;
- Керуйте критичними точками і навіть кидайте виклик дизайну системи;
- Рекомендувати заходи, що коригують;
- Оцініть наслідки цих заходів, щоб переконатися у їх ефективності, а також для порівняння та ухвалення рішення.

З цієї точки зору та у світлі цих моментів FMECA займає важливе місце в оптимізації функції технічного обслуговування. Справді, це робить систему надійною за одночасного зниження кількості відмов, оскільки дозволяє домінувати над відмовами і особливо критичних і катастрофічних відмових.

### **2.7.2 Підхід методу FMEA :**

Підхід FMECA слідує наступній ієрархії:

#### **2.7.2.1 Ініціалізація:**

Йдеться про чітку постановку завдання, визначення змісту та меж проведеного дослідження та збирання всіх документів, необхідних для безперервної роботи. Важливими операціями на цьому етапі є:

- Визначення досліджуваної системи;
- Визначення цілей, які мають бути досягнуті;
- створення робочої групи;
- Встановлення графіка.

#### **2.7.2.2 Розбиття обладнання на прості елементи:**

Цей крок дозволяє дістатися елементів, можливо відповідальних за поломки. Вона має на меті розділити системний об'єкт дослідження на компоненти на такому рівні, щоб ніхто більше не міг розкладатися, або розкладання буде відхилятися від нашої мети, яка полягає у виявленні збоїв, які ми повинні піддати дослідженню, щоб знайти рішення.

### **2.7.3 Аналіз FMEA**

Цей аналіз складається з визначення наступних елементів:

- Можливі механізми відмови кожного елемента розкладання;
- Ймовірні причини відмови;
- Вплив режиму відмови на машину чи користувача;

Критичність;

- Дії, які необхідно вжити.

### **2.7.4 Розрахунок критичності**

Критичність - це кількісна оцінка ризику, що є результатом добутку трьох наступних компонентів: Серйозність, Частота виникнення та Виявлення.

$$\text{Критичність} = \text{Серйозність} * \text{Частота} * \text{Обнаружувачість}$$

Ці три критерії кількісно оцінюються балами, що відображають рівень критичності кожного режиму відмови стосовно заздалегідь встановленого зразка

умов, що полегшують цю операцію. Цей репозиторій складається з сіток, що містять примітки, пов'язані з певною кількістю умов.

Ці рейтингові сітки було встановлено після консультацій з керівництвом.

#### 2.7.4.1 Таблиця рейтингу частоти:

Таблиця 2.7 Сітка рейтингу частот

1	Практично повна відсутність відмов ( $F > 1$ рік)
2	Відмова рідко: поява на цьому устаткуванні або аналогічне обладнання в експлуатації (1 рік $> F > 6$ місяців)
3	Випадковий збій: виникнення на цьому устаткуванні або на аналогічне обладнання в експлуатації (6міс $> F > 3$ міс)
4	Часта відмова: виникнення на цьому устаткуванні або на аналогічне обладнання в експлуатації (3міс $> F$ )

#### 2.7.4.2 Таблиця рейтингу виявлення:

Таблиця 2.8 Таблиця рейтингу виявлення

1	Ознаки раннього попередження: ефективне виявлення, що дозволяє діяти превентивне усунення збою (ефективний інструмент виявлення)
2	Декілька попереджувальних знаків: збій можна виявити за допомогою деяких досліджень (ризик того, що попереджувальний знак не буде сприйнятий)
3	Знак-попередник не сприймається: пошук збій вимагає спеціалізованого оператора
4	Немає засобів виявлення: немає попереджувальних ознак відмова

#### 2.7.4.3 Таблиця оцінки сили тяжіння:

Таблиця 2.9 Таблиця значень сили тяжіння

1	Мінімальна відмова: відсутність помітної деградації обладнання та низький час простою ( TTR <30хв)
2	Середній збій, що викликає зупинку та нетривалий ремонт тривалість нормального ремонту (30хв< TTR <2год)
3	Велика аварія, що вимагає заміни обладнання та іммобілізація літака (2ч< TTR <5ч)
4	Критичний збій вимагає серйозного втручання та іммобілізація літака (5ч<TTR)
5	Аварія, що спричинила проблеми з безпекою людей і літака під час втручання чи несправності

#### 2.7.4.4 Поріг критичності:

Після погодження з керівниками Технічного відділу поріг критичності фіксується на рівні 12, це число являє собою значення, яке поділяє критичні та некритичні елементи, критичне обладнання вимагатиме проведення низки операцій з технічного обслуговування зниження критичності до прийняттого рівня. У таблиці компоненти поділені на дві категорії: критичні та некритичні.

Таблиця 2.10 Поріг критичності

$3 \leq 12$	Нормальне обладнання
$3 > 12$	Обладнання, що потребує спеціального обслуговування

#### 2.7.5 Результати дослідження FMEA :

Після аналізу відмов цих підсистем ми виявили, що найбільш критичне обладнання з величезною кількістю відмов:

- клапан поперечної подачі АТА 28-22;
- АТА 28-41 FQIS;
- Клапан запірний АТА 28-21.

## 2.8 Розробка плану профілактичного обслуговування

У вищевикладеному ми змогли визначити обладнання та критичні відмови. Далі у цьому розділі ми створимо план профілактичного обслуговування, що містить завдання обслуговування та його періодичність. Цей план буде реалізовано зниження критичності функціональних відмов.

### 2.8.1 Розрахунок частоти знімання:



Кінцевою метою нашого дослідження є підвищення надійності пневматичних систем та систем кондиціонування повітря. З цією метою на рівні обладнання ми простежили: логічно кажучи, надійність компонентів має на увазі надійність системи, логічний взаємозв'язок між різними пристроями.

Наслідуючи логічну послідовність нашої роботи, ми виявили недоліки критики, відмінності і прагнемо звести їх до прийняттого рівня. Для цього ми вибираємо організацію робіт з профілактичного обслуговування відповідно до детального графіка, щоб усунути різні проблеми, що впливають на доступність цих двох систем.

У цій частині ми визначимо періодичність втручання та терміни зміни обладнання. Ці періоди відповідають заданому рівню надійності. А для розрахунку надійності обладнання ми використали набір законів статистики, що регулюють роботу обладнання, а саме закон Вейбулла для електромеханічного обладнання та експоненційний закон для електроустаткування та електроніки.

## 2.8.2 Теорія розрахунку потенціалу обладнання:

### 2.8.2.1 Закон Вейбулла:

Модель Вейбулла є дуже гнучкою і рекомендується в багатьох практичних випадках, тому що цей закон має три параметри, які часто дозволяють краще узгоджуватися з досвідом. Закон Вейбулла охоплює випадки, коли частота відмов є змінною, і, отже, дозволяє пристосовуватися до періодів молодості і до різних форм старіння, тому він є найбільш підходящою моделлю для електромеханічних пристроїв обладнання, термін служби яких описується кривою ванною як показує схему навпаки:

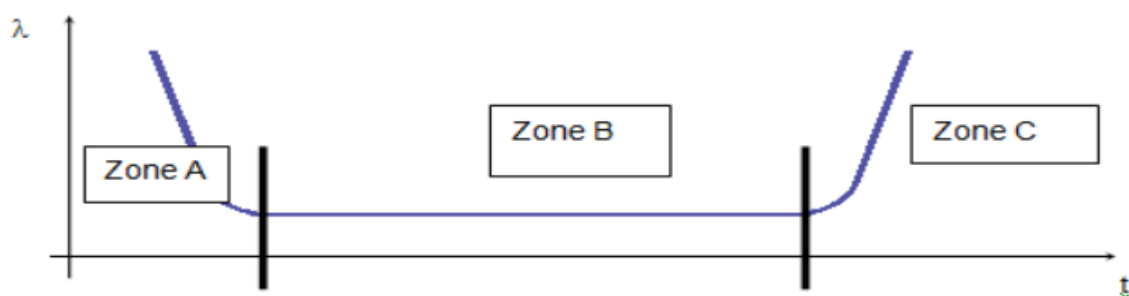


Рис. 2.12. вигин ванни

Зона А → Раннє життя

Зона В → Термін корисного використання

Зона С → знос

Ранній період життя, який виникає на початку терміну служби компонента та характеризується зменшенням частоти відмов зі збільшенням терміну служби.

Термін корисного використання характеризується постійною (або випадковою) інтенсивністю відмов. Протягом терміну корисного використання компоненти виходять з ладу через несподівану зміну.

#### 2.8.2.2 Параметри закону Вейбулла:

Відповідно до закону Вейбулла функція надійності  $R(t)$  має вираз:

$$R(t) = 1 - F(t) = e^{-\left(\frac{t-\gamma}{\eta}\right)^\beta}$$

З функцією розподілу  $F(t)$  представляє ненадійність або функція доповнення до надійності.

Цей закон має три різні параметри:

Параметр форми  $\beta > 0$  безрозмірний:

Цей параметр вказує на режим відмови та на еволюцію частота відмов із часом.

- Якщо  $\beta > 1$  : частота відмов збільшується, що для зони старіння.
- Якщо  $1,5 < \beta < 2,5$  : втома
- Якщо  $3 < \beta < 4$  : знос, корозія
- Якщо  $\beta = 1$  : частота відмов постійна, що притаманно зони зрілості.
- Якщо  $\beta < 1$  : частота відмов знижується, що характерно для молодіжної зони.

Параметр положення  $\eta > 0$  , що виражається в одиницях часу

Параметр положення  $-\infty < \gamma < +\infty$ , який виражається в одиницях часу:

- $\gamma > 0$  : ймовірність відмови при першому використанні системи дорівнює нулю.
- $\gamma = 0$  Імовірність відмови буде присутня, як тільки система буде введена в експлуатацію.
- $\gamma < 0$  Ймовірність відмови існує вже на момент встановлення системи.

Отже, якщо знаємо параметри закону Вейбулла, ми можемо зробити:

Оцінка середнього часу напрацювання на відмову ( МТBF : середній час напрацювання на відмову)

знаю це:

$$MTBF = A\eta + \gamma$$

Де А дано числовими таблицями (див. Додаток VII )

Розрахунок та графічне подання інтенсивності відмов  $\lambda ( t )$  та надійності:

$$\lambda(t) = \frac{\beta}{\eta} \left(\frac{t-\gamma}{\eta}\right)^{\beta-1}$$

Адаптуйте діагностику з параметром форми  $\beta$  (це характеристика режиму відмова). Як тільки параметри закону ВЕЙБУЛУ визначено, ми можемо розрахувати:

- MTBF (формула вже наведена)

-Частота втручання для кожної одиниці обладнання:

$$R(t) = e^{-\left(\frac{t-\gamma}{\eta}\right)^\beta} \Rightarrow \ln R(t) = -\left(\frac{t-\gamma}{\eta}\right)^\beta \Rightarrow \ln \frac{1}{R(t)} = \left(\frac{t-\gamma}{\eta}\right)^\beta \Rightarrow \frac{t-\gamma}{\eta} = \left(\ln \frac{1}{R(t)}\right)^{1/\beta} \Rightarrow t = \eta \cdot \left(\ln \frac{1}{R(t)}\right)^{1/\beta} + \gamma$$

Ми домовилися з моїми керівниками встановити рівень надійності

Устаткування на порозі 90%.

2.8.2.2 Експонентний закон:

Це найвідоміший закон, що найчастіше використовується, він адаптований до простого електронного та електричного обладнання. Функція розподілу цього закону має вигляд:

$$R(t) = e^{-\lambda t}$$

З  $\lambda$  є константою (друга частина кривої ванни)

Крім того, провівши невеликий розрахунок, ми знаходимо, що:  $MTBF = 1/\lambda$

Таким чином, відзначаючи ТВФ (час справної роботи між двома послідовними відмовими) обладнання з історії переміщень, ми можемо розрахувати MTBF (середнє арифметичне ТВФ ). Після оцінки MTBF ми встановлюємо рівень надійності за згодою з керівництвом на рівні: 90%. Частота втручання розраховується виходячи з виразу:

$$t = -(MTBF) * \ln (R(t))$$

### 2.8.2.3 Результати розрахунку: ( FH : Літній годинник)

Таблиця 2.11. Результати розрахунку

Устаткування	MTBUR (ФГ)	Частота втручання (ЧВ)
Вимкнути клапан	3173,7	852,8
FQIS	5600,65	714,65
Клапан поперечної подачі	5011.11	590,36

Таким чином розраховуються потенціали обладнання та визначається періодичність проведення профілактичних робіт. Тепер залишилося розробити діапазони планово-попереджувального обслуговування, щоби знизити ці критичні значення. Крім того, необхідно розподілити цю роботу по всьому графіку технічного обслуговування.

### 2.8.3 Форма:

Діапазони будуть мати такий вигляд:

Втручання у вигляді фаз

За підсумками досвіду оцінюється розрахунковий час втручання.

Визначити необхідні людські ресурси

Інструменти, витратні матеріали та запчастини.

#### 2.8.3. 1 Асортимент обладнання:

Діапазон :

Номер фази		Продолжительность (ЧАС)	НАВЬКИ				Время МО	Иметь значение	Инструменты
			мех. СМ	Чувак команда	Чувак состав	Другое (*)			
10	Осмотр запорного клапана	0,03	1(B1)				0,03		
20	Смазка клапана поперечной подачи	0,16	1(B1)				0,16		
30	сердца (FQIS	0,08	2(B1.B2)				0,08	стоматологическое зеркало	

### 2.8.4 Розробка плану технічного обслуговування

На даному етапі ми розрахували параметри законів надійності, що регулюють роботу різного обладнання, а також потенціал кожного з них ( МТBF ) та математичним розрахунком вивели періодичність втручання. Логічним продовженням нашого підходу є планування всіх робіт, які будуть запропоновані для зниження критичності та контролю відмов обладнання об'єктів дослідження.

Операції профілактичного обслуговування, які ми плануємо здійснити, не повинні впливати на доступність повітряного судна під час його виклику на рейс. Таким чином, ми зобов'язані адаптувати наш проект до практики обслуговування приймаючої організації. Вивчивши посібник з технічного обслуговування літака, ми виявили, що роботи з технічного обслуговування виконуються відповідно до плану циклу технічного обслуговування, при якому літак знерухомлений і виконує різні заплановані завдання. Таким чином, ми використовуємо ці вікна обслуговування для виконання наших завдань, присвячених усуненню збоїв у системах, які ми вивчаємо.

#### 2.8.4.1 Вікна обслуговування:

А - завдання технічного обслуговування та перевірки листів:

\*У програмі обслуговування завдання обслуговування, що виконуються одночасно, групуються в пакети обслуговування.

\*Ці пакети технічного обслуговування позначені перевітками « А », « С » та « D ». Тому їх називають «письмовими перевітками».

В - Перенесення типів завдань у програму обслуговування

#### 2.12 тип завдання у програмі обслуговування

Тип обслуговування	Перевіряти
Нічний важкий сервіс	А
Тяжке технічне обслуговування	З
Капітальний ремонт	Д

- Перевірка А через 650 льотних годин;
- Перевірка після 6000 годин нальоту;
- Перевірте D після 40 000 льотних годин.

С -цикли технічного обслуговування:

Перевірки легкого та важкого типу організуються відповідно до плану циклів технічного обслуговування, поданого наступним чином:

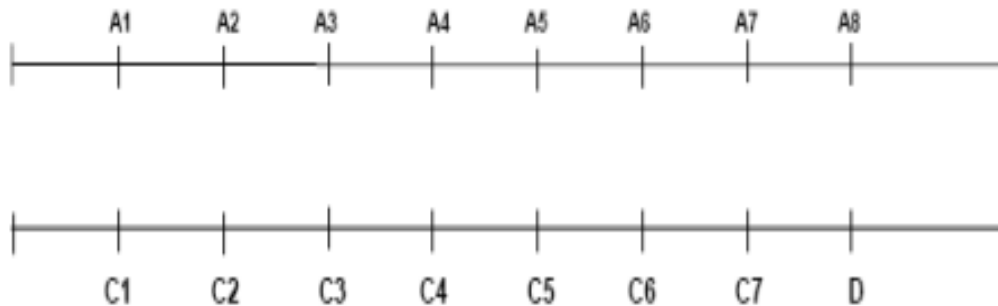


Рис.2.13 цикли технічного обслуговування

D - віконний режим

Дух нашого підходу вимагає, щоб ми вважали його ефективним та застосовним. І, як ми вже згадували, ці роботи з технічного обслуговування повинні проводитись у прихований час, щоб не вплинути на доступність літаків. Тому ми зобов'язані включати до цих циклів різні роботи, щоб не відхилятися від корпоративної стратегії.

Вирішення цієї проблеми полягає у згладжуванні частот втручання, плоти вже зробленого розрахунку надійності, щоб приховати цю роботу превентивно.

Плани обслуговування:

Плани технічного обслуговування наведені у таблиці нижче:

Таблиця 2. 14 Плани обслуговування:

		Тяжке обслуговування															Капітальний ремонт
		Перевірити А								Перевірте З							
Устаткування	Задача виконана	A1	A2	A3	A4	A5	A6	A7	A8	З1	З2	З3	З4	З5	З6	З7	Д
Вимкнати клапан	Контроль та огляд	*	*	*		*	*	*									
	видалення				*				*	*	*	*	*	*	*	*	*
Клапан поперечної подачі	Контроль та огляд	*	*	*	*	*		*	*								
	видалення						*			*	*	*	*	*	*	*	*
FQIS	Контроль та огляд	*	*	*	*	*	*	*									
	видалення								*	*	*	*	*	*	*	*	*

\* Після вивчення відмов та аналіз надійності МС. Пропонуємо такі зміни у часі виконання ТО.

Пропозиція удосконалення у часі виконання ТО подано у таблиці 2.5

Таблиця 2. 15 часу періодичність ТО ТС та її форми

Форми ТО ТЗ	Періодичність регламентних робіт	Пропозиція часу періодичності робіт
Daily Check	Ні	виконуватися кожні 48 годин
Weekly Check	виконується раз на тиждень	виконується раз на тиждень
A-check	раз на місяць або кожні 500 годин нальоту:	раз на 3 тижні або кожні 420 годин нальоту:
C-check	виконується кожні 24 місяців або 7500 годин нальоту	виконується кожні 15 місяців або 6000 годин нальоту
D-check	Раз на 1,5 роки	Раз на 1 рік

## 2. 9 Ефективність удосконалення ТО

\* скорочення часу обслуговування на C-check, D-check та підготовку до польоту. Різниці на часі представлені на таблиці 2.6;

Таблиця 2.16 - Часу виконання огляду після вдосконалення

	час виконання у регламенті	Пропозиція часу виконання
Підготовка до польоту	1 година	45
C-check	2 тижні	7 днів
D-check	3 місяці	2 місяці

\* зменшення кількості персоналу на обслуговуванні ТЗ;

\* Це забезпечує економити гроші на обслуговуванні літака і також забезпечує більший рівень безпеки.

## Висновки:

У цьому розділі розглянуто опис паливної системи літака В37-800 , характерні відмови та основні правила ТО паливної системи . А також розглянутий злив палива на землі і аварійний злив палива і проведений аналіз



надійності паливної системи . Зроблено удосконалення технічного обслуговування ТЗ та проведено оцінку ефективності цього удосконалення.

### 3 БЕЗПЕКА ПОЛЬОТУ

#### 3.1 Базові концепції безпеки польоту [24].

**-Безпека польотів :** є стан авіаційної транспортної системи, у якому ризик заподіяння шкоди особам чи заподіяння шкоди майну знижений до прийняттого рівня і підтримується у тому чи нижчому рівні за допомогою безперервного процесу виявлення джерел небезпеки і контролю чинників.

- **Небезпека :** стан, об'єкт або діяльність, що потенційно є причиною тілесних ушкоджень персоналу, пошкодження обладнання або структур, матеріальних втрат або зниження можливості виконувати рекомендовану функцію.

- **Ризик :** сукупність ймовірності нанесення шкоди та тяжкості наслідків.

**-Забезпечення безпеки польотів цивільних ЗС :** складна проблема, яка вирішується спільними зусиллями виробників цивільної авіаційної техніки та Експлуатантами. Рівень безпеки польотів визначається ймовірністю того, що в польоті не виникне така особлива ситуація, як катастрофа.

**-Особлива ситуація (ОС):** може виникнути в польоті в результаті впливу окремих несприятливих факторів або їх поєднання і призвести до зниження рівня безпеки польоту.

**-Складна ситуація (СС):** характеризується значним підвищенням психофізіологічного навантаження на екіпаж або значним погіршенням стійкості і керованості або льотних характеристик.

**-Аварійна ситуація (АС)** характеризується значним підвищенням психофізіологічного навантаження на екіпаж, погіршенням льотних характеристик, стійкості та керованості і призводить до досягнення (перевищення) граничних обмежень і розрахункових умов.

**-Катастрофічна ситуація (КС)** - це такий стан, за якого запобігти загибелі людей практично неможливо.

**-Авіаційною подією (АП)** називають подію, пов'язану з використанням ЗС.

- **Катастрофа :** це АП з людськими жертвами, яке призвело до загибелі або зникнення безслідно людей з числа находившихся на борту ВС

**-Інцидент :** пов'язана з використанням ВС пригода, яка трапилася з моменту, коли людина ступила на борт з наміром здійснити політ, до моменту, коли всі люди, які були на борту, залишили ВС.

**-Авіаційна транспортна система :** совокупність спільно діючих та взаємодіючих між собою авіаційних технічних засобів (ЗС та наземних засобів забезпечення польоту), структурно організованого авіаційного персоналу, що їх експлуатує, а також системи організації та управління процесами льотної та технічної експлуатації авіаційної техніки, функціонуванням виробничих підрозділів, підприємств та авіатранспортної галузі в цілому.

### 3.2 Фактори, що впливають на безпеку польотів

Класифікація факторів, що впливають на БП, допомагає виявити першопричини потенційної небезпеки для польотів, тобто визначити ланцюжок причинно-наслідкових зв'язків, що призводять до авіаційної події та інциденту.

Практично всім елементів АТС можуть бути названі загальні чинники, що визначають надійність функціонування цих елементів, отже, і які впливають на БП. До них відносяться:

- Рівень технічної оснащеності підсистеми (служби);
  - функціональна ефективність і надійність технічних засобів, що застосовуються;
  - Рівень організації функціонування підсистеми (служби);
  - Рівень професійної підготовки та дисципліни операторів;
  - психофізіологічний стан операторів;
- Рівень контролю якості функціонування елементів та підсистеми (служби) в цілому.

Перелічені загальні фактори визначаються внутрішніми властивостями АТС, тому їх ще називають системними. На відміну від них, фактори, що залежать від властивостей зовнішнього середовища, відносяться до позасистемних.

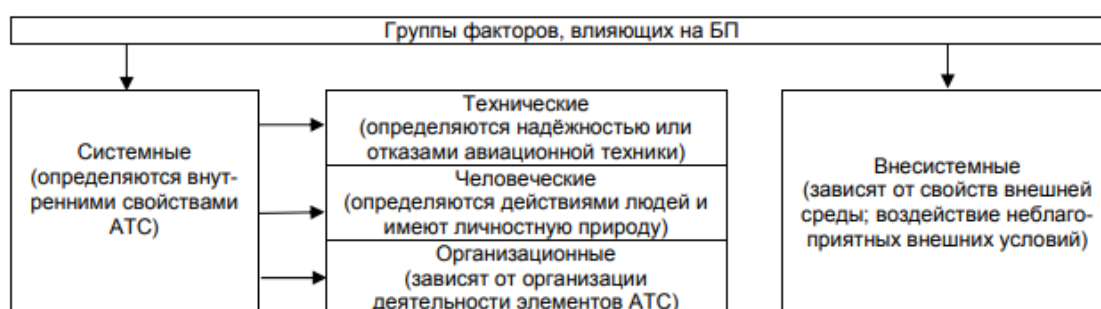


Рис. 3.1. класифікація груп факторів, що впливають на бп

### 3.3 Управління безпекою під час технічного обслуговування [8].

Система управління безпекою польоту (СУБП) це ящик з інструментами, в якому містяться і забезпечуються захистом фактичні засоби, що використовуються для здійснення двох базових процесів управління безпекою польотів (виявлення факторів небезпеки та управління факторами ризику для безпеки польотів).

Успішно діючі системи управління безпекою базуються на наступних трьох наріжних елементах:

1. корпоративний підхід до забезпечення безпеки;
2. ефективні засоби виконання програм;
3. офіційна система контролю за забезпеченням безпеки та оцінки програм.

СУБП при технічному обслуговуванні слід регулярно оцінювати на предмет того, чи дозволяє вона домагатися очікуваних результатів. Оцінка програм дає можливість отримати відповідні відповіді на такі питання, як:

- \* Наскільки досягло успіху керівництво у створенні позитивної культури безпеки.

- \* Які тенденції проявляються в системі представлення даних про небезпечні фактори та інциденти.

- \* Виявляються та усуваються небезпечні фактори

- \* виділяються на СУБП при технічному обслуговуванні необхідні ресурси.

### **3.4 Системна безпека**

#### **3.4.1 Підвищення безпеки польотів шляхом удосконалення управління безпекою польотів**

Незважаючи на те, що в останні роки очевидне постійне підвищення рівня безпеки польотів у всіх галузях експлуатації, останні авіаційні події та серйозні інциденти підкреслюють складний характер безпеки польотів та важливість обліку аспектів людського та організаційного факторів. Авіаційна влада та організації повинні прогнозувати нові загрози, що виникають, і пов'язані з ними проблеми шляхом розробки принципів управління ризиками для безпеки польотів (SRM). Ці принципи будуть зміцнюватися впровадженням СУБП за підтримки Додатка 19 ICAO, сприяючи звітності про події, подальші дії та захист інформації про безпеку польотів.

#### **3.4.2 Актуальність проблеми людського фактора в авіації**

##### **3.4.2.1 Людський фактор та його основні аспекти**

Проблема людського фактора (в термінології ICAO - "помилка людини") є ключовим у сучасній авіаційній аварійності. За даними ісао кожні три з чотирьох авіаційних пригод є результатом збою в роботі людина.

- Термін помилка людини не грає позитивної ролі з точки зору запобігання авіаційних пригод, оскільки з його допомогою найчастіше можна тільки визначити, де в системі стався збій, але не встановити, чому він стався.

- Людський фактор в авіаційній діяльності це розділ науки, що вивчає авіаційною технікою, технічної, льотної документації, навколишнім середовищем, а також в умовах взаємодії авіаційних фахівців між собою.

Об'єктами прояву людського фактора є:

- 1-Авіаційний персонал \_ особи, які пройшли спеціальну професійну підготовку, що мають відповідне свідоцтво і виконують льотну експлуатацію, ТО ВС, організацію повітряного руху, технічну експлуатацію наземних засобів зв'язку, навігації, спостереження.

- 2- Постачальники запасних частин та комплектуючих
- 3- Розробники інструкцій, що регламентують періодичність оглядів, типи і величини допустимих дефектів і пошкоджень, технічні процеси, оглядів, контролю та ремонту.
- 4- Лінійне керівництво - особи, що організують проведення технічного обслуговування, виконання регламентів та ремонтних робіт.
- 5- Особи, які ухвалюють рішення (ЛПР).

Причина появи Ч.Ф. в авіаційній системі, можливо:

- \*Зумовлена на етапі проектування системи;
- \*Спровокована недостатньою підготовленістю авіаційного персоналу;
- \* Викликана погано відпрацьованими процедурами недосконалістю концепції та формату чинних контрольних переліків або посібників;

Основним завданням комплексу робіт з тематики ЧФ є:

- \* Необхідність допомоги людині у створенні умов, в яких вона допускатиме якнайменшу кількість помилок.
- \*Розробка заходів та обладнання, що дозволяють запобігти "знешкодити" помилок людини.

### 3.4.2.2 Актуальність проблеми людського чинника [14].

1) 75% всіх авіаційних подій, які відбуваються щорічно в цивільній авіації світу, викликані ненадійністю людини, як ключового елемента складної органічної системи авіаційного комплексу.

Таблиця 3.1 причини авіаційних подій

Група причин	%
Ошибочные действия экипажей	60
Ошибки персонала, занятого в обслуживании полетов	10...15
Отказа жизненно важных агрегатов и систем ВС	10...20
Попадание ВС в нерасчетные условия полета	10...15

2) Навіть у період активних бойових дій втрати авіатехніки в результаті дій ЧФ є пропорційними до бойових втрат.

3) Витрати фінансів і праці, пов'язані з неоптимальною людською діяльністю, вирости настільки, що імпровізований або інтуїтивний підхід до вирішення проблем людських помилок більш неприйнятний.

### 3.4. 2. 3 Людський та організаційний фактори

Роль людини та організації в складних технічних системах є ключовою при забезпеченні більш високих показників безпеки. Людський фактор та можливості людини – це терміни, які іноді використовуються як

взаємозамінні. І людський фактор, і можливості людини стосуються дослідження можливостей, обмежень та схильностей людей, однак вони мають відмінності:

- **Людський фактор ( ЧФ )** – цей термін орієнтований на те, чому люди «функціонують» так, а не інакше. Термін розуміє як розумові та фізичні процеси, так і взаємозалежність між ними.

- **Можливості людини ( ВФ )** – результатом людського фактора є можливості людини. Цей термін орієнтований те що, як роблять те, що роблять.

Особливості ситуацій, у яких перебувають люди, роблять певні види поведінки більш імовірними. Метою людського та організаційного факторів є вивчення впливу на безпеку організаційної структури, проектування, експлуатації, підготовки, аудиту та робіт з управління.

Наступні питання безпеки польотів є пріоритетними для більш глибокого аналізу. Ці питання є питаннями системної безпеки, тоді як інші питання безпеки, які також включають елемент можливостей людини, можуть розглядатися в рамках оцінки питань експлуатаційної безпеки:

- **Компетенція в рамках людського фактора для персоналу регулюючих органів** - Без компетенцій в області ЧФ регуляторні органи (регулятори) не можуть адекватно контролювати реалізація ЧФ в авіаційній галузі.

- **Розробка та використання схем** – Цілком необхідно, щоб схеми розроблялися таким чином, щоб їх можна було використовувати, але це стає все важчим у контексті ускладненої системи. Знання, компетентність та орієнтування старшого керівництва на ЧФ / ВФ – Якщо старше керівництво не грає провідну роль у реалізації людського фактора, то корпоративна культура не проникає на всю організацію, що має наслідки для безпеки польотів та ефективності експлуатації.

- **Організаційна та індивідуальна адаптивність** – Організаційна та індивідуальна адаптивність є ключовими факторами успішного управління безпекою польотів, проте обсяг нормативних вказівок щодо того, як застосовувати цю концепцію, досить малий.

- **Ефективність підготовки та компетентність** – Між передбачуваною і виконуваною роботою може бути занадто великий розрив, що призведе до неефективної або негативної підготовки.

- **Втома (якісний сон)** – Втома, включаючи аспект якісного сну, було визначено як питання безпеки, незважаючи на обширні дослідження та регулювання в цій галузі.

### **3.5 Основу вимоги правил АП 25 щодо паливної системи повітряного судна [5].**

#### **3.5.1 Аналіз та випробування паливної системи**

А) - Нормальна робота паливної системи у всіх очікуваних умовах експлуатації повинна бути показана за допомогою аналізу та таких випробувань, які будуть визнані Компетентним органом необхідними. Випробування, якщо потрібні, повинні виконуватися на паливній системі літака або на випробувальному стенді, який відтворює робочі характеристики ділянки паливної системи, що випробовується.

В)- Можлива відмова будь-якого теплообмінника, який використовує паливо як одну з робочих рідин, не повинен створювати небезпечних наслідків.

#### **3.5.2 Захист паливних систем від ударів блискавок**

Паливна система повинна бути сконструйована і розміщена так, щоб запобігало займанню парів палива всередині системи в результаті:

- Прямого удару блискавки в ті зони літака, які характеризуються великою ймовірністю влучення в них розряду блискавки.
- Ковзаючих розрядів блискавок у зони, де ймовірність ковзних розрядів велика.
- Коронного розряду та протікання струму блискавок у зоні паливних дренажних виходів.

### **3. 6 Безпека паливного бака**

#### **3.6.1 Системи виробництва авіаційного азоту (NGS)**

Системи виробництва авіаційного азоту (NGS) - це обладнання, яке використовується для виробництва чистого азоту або повітря, збагаченого азотом, що допомагає знизити займистість порожнин над реактивним паливом у паливних баках літаків. NGS для літаків може бути переносним, змонтованим на санках або настінним обладнанням, що адаптується до програм з обмеженим простором. Те, як ці системи запобігають займанню, пов'язане з базовою концепцією пожежогасіння, відомою як «Пожежний трикутник».

Діаграма пожежного трикутника зображує три елементи, які повинні бути присутніми для виникнення пожежі: джерело палива, тепло та кисень (повітря). Якщо ми видалимо будь-який елемент вогняного трикутника, це погасить вогонь або взагалі запобігатиме його виникненню.

Азот діє як інертний газ при кімнатній температурі, щільніший, ніж кисень. Системи інертизації авіаційного палива працюють, використовуючи азот для

витіснення кисню в паливному баку літака, що також відоме як продування азотом. Низька концентрація кисню у баку допомагає запобігти вибухам.

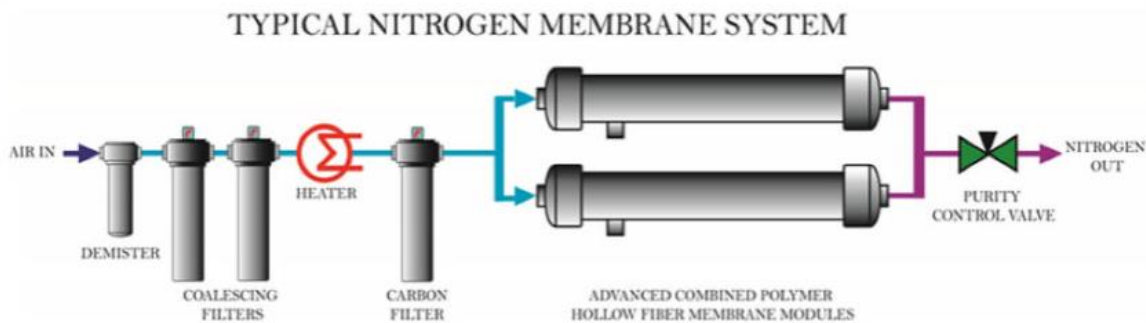


Рисунок 3.2 Системи виробництва авіаційного азоту

### 3.6.2 Як працюють генератори азоту дома

Генератори азоту дома відокремлюють газ від атмосферного повітря. Сухе стиснене повітря надходить у систему через повітрязабірник і фільтрується за допомогою вуглецевого молекулярного сита (CMS) або полімерної мембрани з порожнистих волокон (HFM), поміщених у циліндричний посуд.

Ці середовища є напівпроникними бар'єрами з високою селективністю (для мембранних систем ефективність поділу та отримана чистота газоподібного азоту залежать від розміру пор мембрани).

CMS або мембрана відокремлює кисень, інертні гази і домішки, що містяться в повітрі, від потоку повітря, пропускаючи чистий сухий азот. Більшість NGS та мембранних генераторів азоту можуть генерувати газоподібний азот з чистотою до 99%.

### 3. 6.3 Переваг бортових систем генерації інертного газу

Використання NGS у літаку має значні переваги для виробників та операторів авіакомпаній:

-Економічність : Оскільки сировиною є повітря, ці системи економічно виробляють газоподібний азот, забезпечуючи надійну подачу азоту у точці використання. GENERON пропонує низку можливостей зниження загальної вартості володіння системами виробництва азоту.

- Ефективний : Система NGS літака може генерувати газоподібний азот без домішок та пари води. Системи GENERON Nitrogen on Wall (NOW) являють собою легкі, низькопрофільні авіаційні системи NGS, здатні виробляти N<sub>2</sub> з чистотою до 99,99%. Ці генератори азоту з настінним кріпленням забезпечують зручний настінний монтаж, а індивідуальні рішення можуть бути визначені відповідно до специфікацій клієнта.



- БП: NGS на місці виробляє газоподібний азот для негайного використання без його зберігання. Це усуває необхідність тимчасового зберігання в балонах або резервуарах високого тиску, які громіздкі та схильні до витоків. Оскільки газоподібний азот може витіснити кисень, він може викликати ядуху (кисневе голодування) у замкнутих просторах, таких як кабіни літаків, під час аварії.

- Надійний : Системи NGS для літаків мають більш тривалий термін служби завдяки автоматизованій роботі. Крім того, вартість обслуговування, як правило, нижча, ніж у традиційних рішень, а заміна деталей потрібна рідко.

-Екологічний : Зрідження або стиснення азоту в балони для продажу - звичайні способи отримання азоту в промисловості - є енергоємним процесом, що надає несприятливий вплив на навколишнє середовище.

Системи виробництва азоту дома забезпечують економію енергії для промислових користувачів, оскільки немає необхідності експлуатації великих чиллерів і компресорних агрегатів. Експлуатація з низьким енергоспоживанням та безпечно зберігання знижують викиди токсичних речовин.

### **3. 7 Заходи безпеки під час технічної експлуатації паливної системи літака землі**

#### **3.7.1 Допуск спеціалістів**

Допускаються фахівці, які пройшли навчання і розуміють всю небезпеку цієї процедури. Необхідно переконатися, що літак, обладнання та погодні умови дозволяють безпечно виконати цю роботу.

#### **3.7.2 Про пасні зони [19].**

##### **а) підклас 1**

До цього класу небезпеки належать такі зони (рисунок 3.1):

- зони, в яких постійно знаходиться займистий газ або пари з концентраціями достатніми для займання;
- зони, в яких при ТО з'являється легкозаймистий газ або пари з концентраціями достатніми для займання;
- зони, в яких з'являється займистий газ або пари з концентраціями достатніми для займання внаслідок утечек палива;
- зони, в яких з'являється легкозаймистий газ або пари з концентраціями достатніми для займання внаслідок 21 несправностей або порушень у роботі обладнання і при цьому можливе займання через несправності в електрообладнанні.

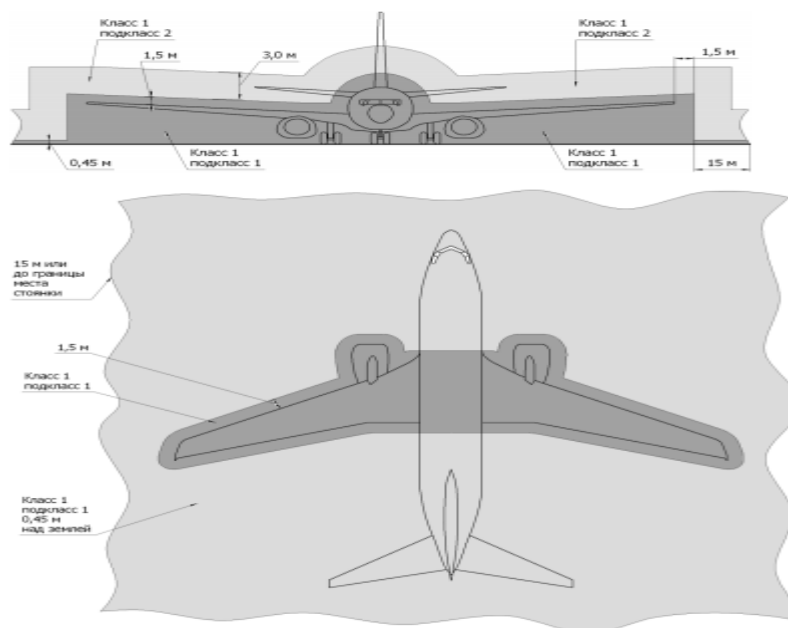


Рисунок 3.3 - розташування небезпечних зон літаком при відкритих паливних баках

#### б) підклас 2

До цього класу небезпеки належать такі зони (рисунок 3.2):

- зони, в яких горючі рідини або гази надходять, використовуються для роботи або виробляються в процесі роботи, але при цьому рідини, пари або гази зазвичай знаходяться в закритих ємностях або в закритій системі. Ємності або системи містять рідини, гази або пари в кількостях недостатніх для отримання легкозаймистої ТБ, за винятком випадків несправностей.

### 3.7.3 Вибухобезпечний інструмент

- інструмент, що знаходиться в корпусі, що не дозволяє нагрітим газам вирватися з нього у разі внутрішнього вибуху;
- інструмент, який не дозволить вирватися назовні іскор або полум'я у разі вибуху газів усередині інструменту;
- інструмент, поверхні якого залишаються холодними в процесі роботи і не дозволяють спалахнути ТВС навколо інструменту;
- інструмент, який був схвалений незалежною лабораторією для використання в приміщеннях з класом небезпеки 1, підкласом 1;
- Інструмент, що нагрівається в процесі роботи не більше ніж до 90% мінімальної температури спалаху ТВС.

### 3.7.4 Пожарна безпека

Пожаробезпечними є такі умови, при яких концентрація горючих речовин у повітрі становить не більше 10 % від мінімальної концентрації горіння ТВС.

### **3.7.5 Захист здоров'я спеціалістів [19].**

Безпечними для здоров'я є середовище з концентрацією кисню від 19,5% до 23,5% обсягу і з концентрацією горючих речовин, що не досягають мінімальної пожаронебезпечної концентрації. Так як гас має низький тиск насичених пар, то в нормальних умовах його концентрації у повітрі не досягає небезпечних для здоров'я значень. Нормальні умови для життєдіяльності забезпечуються при температурі повітря нижче + 21 °С. При досягненні температури в паливному баку + 32 °С стає можливим досягнення небезпечних для здоров'я концентрацій гасу у повітрі. При температурі в паливному баку понад + 32 °С стає можливою поява вибухонебезпечної концентрації гасу. Так само можливо, що в бак потрапляли інші типи палив, а не тільки керосин. Якщо процедура продування бака не була виконана, то концентрація парів гасу досягає високих значень, у чому можна переконатися за допомогою приладу вимірювання концентрації газів.

Виконувати огляд паливних баків можна на майданчиках, які знаходяться на відкритих просторах, обладнані вибухобезпечним інструментом і первинними засобами пожаротушення.

Навколо літака повинен знаходитися загороджувальний бар'єр зі стрічки, яким позначається зона класу безпеки 1, підкласу 1. Навколо бар'єра повинні бути виставлені таблички з написом «НЕБЕЗПЕЧНО - ВІДКРИТІ ПАЛИВНІ БАКИ».

Літак повинен бути заземлений до виконання процедури зливу палива з баків та відкривання паливних баків.

Перед відкриттям люків доступу в паливний бак літак повинен бути повністю знеструмлений. У необхідних місцях протягом усього часу повинні знаходитися таблички «НЕ ВКЛЮЧАТИ ЕЛЕКТРИЧНІСТЬ».

Акумуляторні батареї повинні бути від'єднані. В електровідсіку має бути встановлена табличка «НЕ В К ЛЮЧАТИ АКУМУЛЯТОРИ».

Все необхідне обладнання, інструмент, засоби пожаротушення та захисний одяг має бути на місці стоянки літака до відкриття лючків паливних баків. Волочення інструменту по бетону може призвести до появи іскор та подальшого займання парів палива. Перед відкриттям паливних баків не допускається виконувати лакофарбових робіт на літаку.

### **3.7.6 Процедури безпеки при заправці ПС паливом.**

1. Дотримуватися всіх процедур безпеки при заправці ПС паливом.
2. Заправляти літак у місці, яке добре провітрюється і забезпечує доступ протипожежної машини та іншого протипожежного обладнання.
3. Зупинити запит, якщо будь-які зміни в процесі заправки можуть викликати умови небезпечні для персоналу та обладнання.
4. Не курити у зоні обслуговування ВС.

5. Не користуватися відкритим вогнем (полум'ям) у зоні обслуговування ВС.

6. Помістити протипожежне обладнання поблизу області заправки/зливу палива.

7. Переконаватися , що паливозаправник заземлений.

8. До заправки/зливу палива переконаватися , що паливозаправний наконечник запозичений.

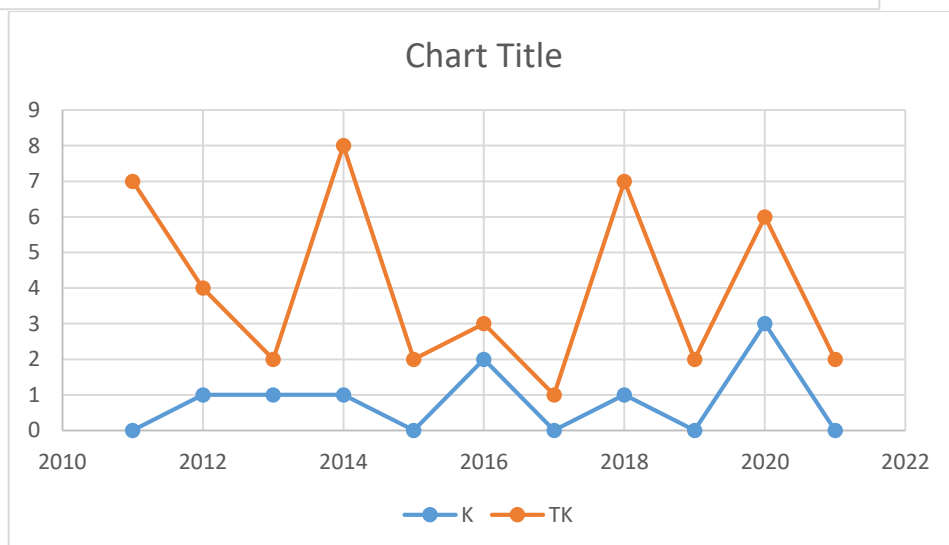
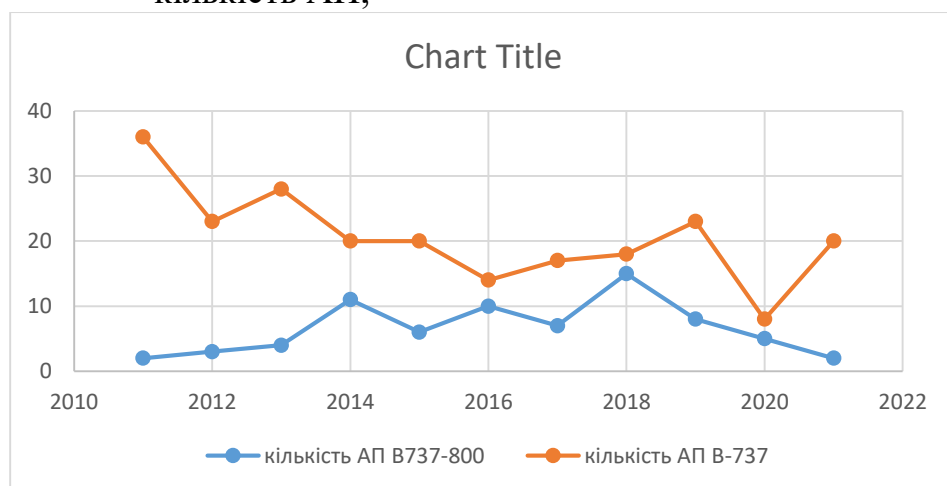
9. Забороняється заправка ПС паливом за наявності пасажирів на борту.

### 3.8 Дослідження помилок авіаційного персоналу, які мають місце в процесі експлуатації авіаційної техніки

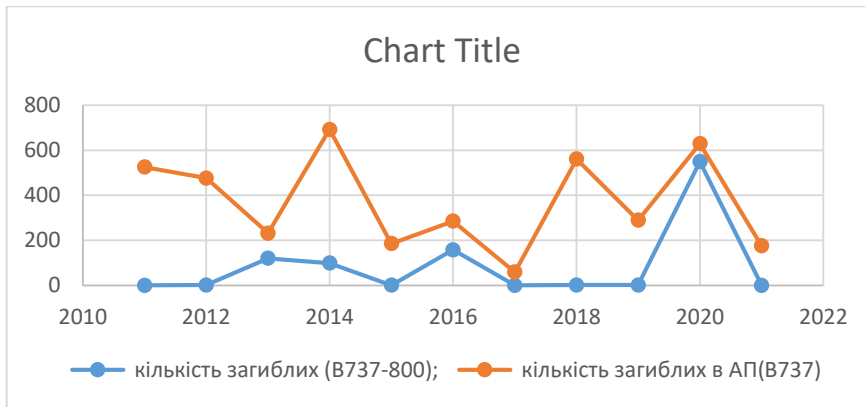
о працювати технології збору, класифікації, аналізу та подання даних про фактичний стан БЗП в авіації України, а також виявлення частки помилкових дій авіаційного персоналу в загальній аварійності ПС.

1- Збір статистичної інформації про кількість АП (К+А)

- кількість АП;

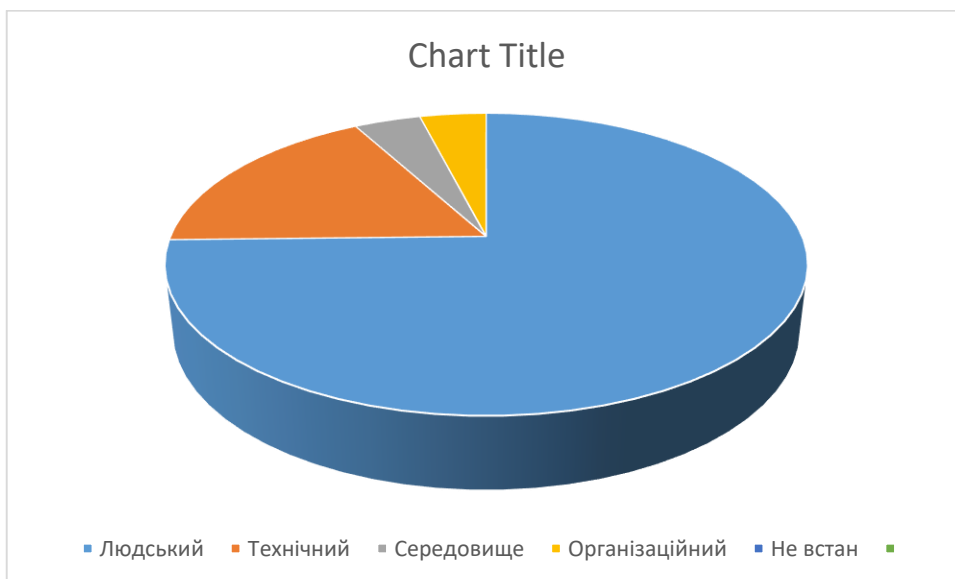


- кількість загиблих в АП



- Дослідження впливу помилкових дій авіаційного персоналу на стан БЗП.

Роки	Людський	Технічний	Середовище	Організаційний	Не встань
2011	1	0	0	1	0
2012	2	1		0	0
2013	3	0	1	0	0
2014	7	3	0	1	0
2015	5	0	1	0	0
2016	9	2	0	0	0
2017	5	2	1	0	0
2018	11	3	0	1	0
2019	5	2	0	0	0
2020	5	1	0	0	0
2021	2	0	0	0	0
Всього	56	14	3	3	0
	0,73	0,17	0,039	0,039	0



Розподіл катастроф (К), аварій (А) та серйозних інцидентів (СІ) за групами факторів

- Зведені відомості щодо причин усіх подій, що сталися із цивільними ПС України

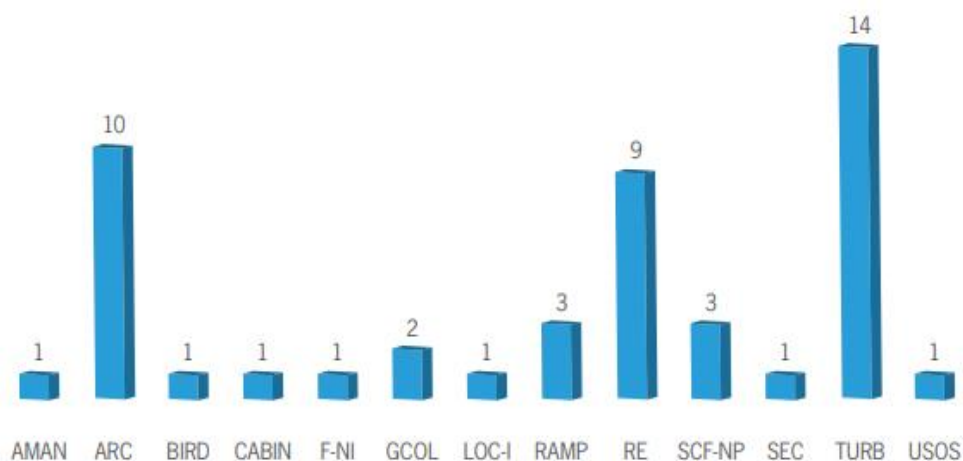


Chart 8. | Total accidents by occurrence category

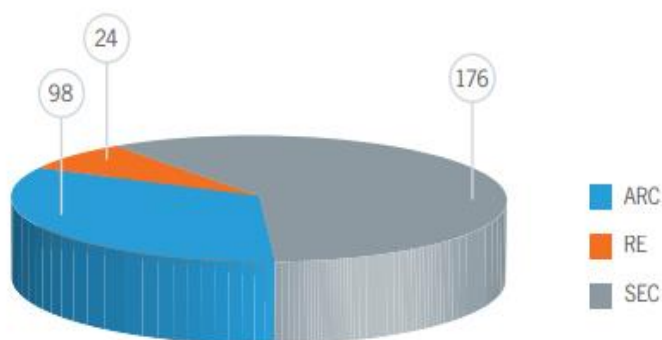


Chart 9. | Total fatalities by occurrence category

– Розподіл усіх подій, що сталися із цивільними ПС за період 2016-2020 років. за причинами їх виникнення

### Висновок:

У цьому розділі розглянуто базові концепції безпеки польоту, фактори, що впливають на безпеку польотів, управління БП при технічному обслуговуванні та системну безпеку і можна робити висновки, що людина є важливим фактором, який впливає на БП, і для цього робили багато вимог для вдосконалення роботи людини на ТЕ теж для його захисту.

## 4 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

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

Витрати на експлуатацію даного типу літака ( $C_{\text{пп}}$ ), що припадають на 1 годину польоту (літня година), складаються з прямих та непрямих (аеропортових) витрат:

$$C_{\text{пп}} = A + B,$$

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

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

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

Непрямі витрати включають витрати на амортизацію, поточний ремонт і утримання всіх об'єктів аеродромів і аеропортів (автовокзали, готелі, пакгаузи, ВПП, руліжні доріжки, місця стоянки, метеослужба, ангари, склади, дороги, інженерні мережі, гаражі і т.д. ), крім витрат на ремонтних заводах і лінійних майстернях (ЕРМ), і навіть витрати на заробітної плати спискового складу підрозділів ГА (крім зарплати ЛПС, працівників ЕРМ і ремонтних заводів).

Повна собівартість експлуатації літака під час перевезення пасажирів чи комерційного вантажу однією кілометр шляху ( $C_{\text{ткм}}$ ) визначається по формуле:

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

де  $m_{\text{гп}} = 20520$  кг, - максимальне комерційне навантаження літака;

$V_p = 620$  км/годину - рейсова швидкість літака;

$K_3 = 0,6$  - коефіцієнт використання навантаження літака.

Величина рейсової швидкості літака визначається виходячи з його крейсерської швидкості. Рейсова (технічна) швидкість – це середня швидкість безпосадкового польоту в штиль, обчислена з урахуванням витрат часу всіх етапах польоту від початку розбігу в аеропорту посадки. рейсову швидкість розрахуємо за формулою:

$$V_p = \frac{L \cdot V_{\text{кр}}}{L + V_{\text{кр}} + \Delta t}$$

де  $V_{\text{кр}} = 780$  км/год - крейсерська швидкість літака;

$L = 5400$  км - безпосадкова дальність польоту;

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

$V_p = (5400 * 780) / (5400 + 780 + 0,435) = 682$  км / год  
 прямі витрати, що припадають на одну годину польоту, складаються з таких витрат:

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

де  $A_1$  - Витрати на амортизацію та капітальні ремонти літака (планера);  
 $A_2$  - витрати на амортизацію і капітальні ремонти двигунів ;  
 $A_3$  – витрати на техобслуговування та поточні ремонти планера;  
 $A_4$  – витрати на техобслуговування та поточні ремонти силових установок;  
 $A_5$  - заробітна плата латно-підйомного складу з нарахуваннями;  
 $A_6$  – вартість палива;  
 $A_7$  - інші прямі витрати.  
 Все  $A_i$ , беремо в розрахунок на одну льотну годину.  
 Витрати на амортизацію та капітальні ремонти на одну годину роботи літака, визначимо за формулою:

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

де  $K_1 = 1,065$  - коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт (тренування, навчання, обліт і т.д.).

$C_c$  - Ціна літака без двигунів, дол.:

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

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

$m_{PC} = m_{пл} - (m_{сл} + m_{су})$  - Маса порожнього літака.

$m_{пл} = 31510$  кг - маса планера літака

$m_{сл} = 4920$  кг – маса службового навантаження літака з урахуванням маси екіпажу;

$m_{су} = 4800$  кг - маса силових установок;

$$m_{PC} = 31510 - (4920 + 4800) = 21790 \text{ кг}$$

$K_{CER} = \left( \frac{35 \cdot 10^5}{m_{PC} \cdot \sum n_c} \right)^{0,4}$  - Коефіцієнт, що враховує серійність літака, що проектується;

$\sum n_c = 10$  – кількість літаків у серії;

$$K_{CER} = \left( \frac{35 \cdot 100000}{21790 \cdot 10} \right)^{0,4} = 3,04$$



$$K_v = \frac{1}{2} \cdot \left( 1 + \frac{V_{кр}}{800} \right) - \text{Коефіцієнт, що враховує розрахункову швидкість}$$

польоту проектного літака.

$V_{кр} = 780$  км/год – крейсерська швидкість літака.

$$K_v = 0,5 \cdot (1 + 900/800) = 0,99$$

$$Ц_3 = 0,015 \cdot 1,61 \cdot 0,99 \cdot 21790 \cdot (3340 + 0,077 \cdot 21790 - 1,05 \cdot 10^{-5} \cdot 21790^{1,5}) = 2596525 \text{ дол.}$$

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

$$K_{рс} = 0,11 + (3 \cdot 10^4) / Ц_с = 0,11 + 3000 / 2596525 = 0,12$$

$$A_1 = k_1 \cdot Ц_3 \cdot \frac{1 + k_{рс} \cdot \left( \frac{T_c}{t_c} - 1 \right)}{T_c} = 147,5 \text{ дол / год}$$

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

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

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

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

$Ц_{дв}$  - Ціна одного двигуна, дол.:

$$Ц_{дв} = 61183 \cdot K_{нво} \cdot N_{Еmax}$$

$N_{Еmax} = 11320$  кВт - максимальна потужність двигуна;

$$K_{нво} = 1,61$$

$$Ц_{дв} = 61183 \cdot 1,61 \cdot 11320 = 111507241 \text{ дол.}$$

$$T_{дв} = 6000 \text{ год};$$

$$t_{дв} = 3000 \text{ год};$$

$$K_{рДВ} = 0,6;$$

$$A_2 = 1,07 \cdot 2 \cdot 111507241 \cdot \frac{1 + 0,6 \cdot \left( \frac{6000}{3000} - 1 \right)}{6000} = 63633 \text{ дол./год.}$$

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

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

$K_3 = 0,35$  - Коефіцієнт, що враховує метод технічного обслуговування;

$$K_4 = 1,13$$

$$m_{\text{пс}} = 21790 \text{ кг}$$

$$A_3 = 0,024 * 0,35 * 11,3 * (0,39 - 0,121 * 10^{-5} * 21790) * 21790 = 75,21$$

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

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

$$K_5 = 1,$$

$$R_{\text{max}} = N_{E_{\text{max}}} = 11320 \text{ кВт};$$

$$T_{\text{ДВ}} = 6000 \text{ год.}$$

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot 1,07 \cdot 1 \cdot 2 \cdot \sqrt{11320}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot 6000} = 61,55 \text{ дол./год.}$$

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

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

$n_{\text{пас}} = 171$  чол. - Максимально можливе число пасажирських місць на даному літаку;

$$A_5 = 1,5 \cdot (0,9 \cdot 171 - 0,00237 \cdot 171^2 - 2,9 \cdot 10^{-6} \cdot 171^3) = 105,14 \text{ дол./год.}$$

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

$$A_6 = 1,5 \cdot b \cdot C_T \cdot m_T \cdot n_{\text{ДВ}} = \frac{\overline{m_T} \cdot m_b}{t_{\Sigma} \cdot n}$$

$t_{\Sigma} = 7,8$  год – сумарний час польоту;

$C_T = 78$  дол./год – ціна керосину;

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

$$A_6 = ((0,44 \cdot 105400) / (7,8 \cdot 2)) \cdot 78 = 2972,8 \text{ дол./год.}$$

Інші витрати складають для літака:

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

$$A_7 = 0,07 \cdot (2972,8 + 105,14 + 61,55 + 75,21 + 636,33 + 147,5) = 3998,53 \text{ дол. / год.}$$

$$A_{\Sigma} = \sum_{i=1}^7 A_i$$

$$A_{\Sigma} = 3998,53 + 2972,8 + 105,14 + 61,55 + 75,21 + 636,33 + 147,5 = 7896,56 \text{ дол./год.}$$

Непрямі сходи (Б) включають у себе витрати по амортизації, поточному ремонту і змісту всіх об'єктів аеродромів і аеропортів і заробітну плату наземного складу (крім заробітної плати технічних працівників, зайнятих тех.

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

Отже, для цього літака непрямі витрати становитимуть:

$$B = KAЭP + \frac{1,1 \cdot n_{ПАСС}}{t_{\Sigma}},$$

$KAЭP = 67,5$  - Величина непрямих аеродромних експлуатаційних витрат;

$B = 67,5 + ((1,1 * 171) / 7,8) = 91,61$  дол./год.

Витрати на експлуатацію даного літака, що припадають на 1 годину польоту (літній час) складає:

$$C_{\text{чп}} = A + B,$$

$Z_{\text{чп}} = 91,61 + 7896,56 = 7988,17$  дол. / год.

Повна собівартість експлуатації літака при перевезенні пасажирів і комерційної вантажу на один кілометр шляху розраховується за виразом (2.2):

$$C_{\text{ТКМ}} = \frac{A + B}{m_{\text{ГР}} \cdot K_{\text{З}} \cdot V_{\text{Р}}},$$

$C_{\text{ТКМ}} = (7896,17 + 91,61) / (20520 * 682 * 0,6) = 9,51 * 10^{-4}$  дол./Ткм.

Виручка, що отримується авіаційною компанією від експлуатації парку літаків даного типу, що припадає на один дешево-кілометр, визначимо за формулою:

$$B_{\text{АК}} = \frac{Ц_{\text{Б}} \cdot n_{\text{ПАСС}} \cdot K_{\text{З}}}{m_{\text{ГР}} \cdot V_{\text{Р}} \cdot \tau},$$

$B_{\text{АК}} = (350 * 171 * 0,6) / (20520 * 682 * 0,78) = 3,28 * 10^{-3}$  дол. / Ткм.

Прибуток, що отримується авіаційною компанією від експлуатації парку літаків даного типу, що припадає на один тонно-кілометр, розрахуємо по формулі:

$$Ak = B_{\text{АК}} - C_{\text{ТКМ}}$$

$P_{\text{АК}} = 3,28 * 10^{-3} - 9,51 * 10^{-4} = 4,58 * 10^{-4}$  дол. / Ткм.

Для визначення ціни квиток при умові бездоганності експлуатації літака цього класу. За пишемо формулу у вигляді:

$B_{\text{АК}} = C_{\text{ТКМ}} + П_{\text{АК}}$ , де  $П_{\text{АК}} = 0$  (умова беззбитковості),

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

$Ц_{\text{Б}} = (9,51 * 10^{-4} * 20520 * 682 * 0,78) / 171 * 0,6 = 101,17$  дол.

При рентабельності 25%, ціна квитка:

$Ц_{\text{Б}} = 1,25 * \approx 127$  дол.

Таким чином, літак цього типу окупається при перевезенні пасажирів на відстань 5400 км.

**Висновок:**

У цьому розділі зроблено розрахунок витрат на експлуатацію літака та двигуна. Проведено розрахунок собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр, а також розрахована ціна квиток рівна 127 дол. Для даного літака непрямі витрати становлять 91,61 дол./год. Прямі витрати, що припадають на одну годину польоту, становлять 7896,56 дол./год.

## 4. Спеціальне завдання

### Вплив експлуатаційних факторів на основні фізико-механічні властивості конструкцій авіаційної техніки з композиційних полімерних матеріалів

#### Вступ

Композити є особливим видом пластику. Більшість пластиків у світі сьогодні чисті, і їх можна використовувати для виготовлення таких речей, як іграшки або мінеральні пляшки. Коли потрібна додаткова міцність, пластмаси армуються волокнами і стають компаундами широко відомими як армовані пластмаси. Армуючі волокна або тканина забезпечують міцність і жорсткість композиту, тоді як пластикова смола або матриця надає когезійних властивостей, стабільності та стійкості до впливу навколишнього середовища. У сучасній аерокосмічній промисловості в більшості випадків як армуючі волокна використовується вуглець (рис. 1). Їх називають пластиками, армованими вуглецевим волокном (CFRP). Пластики, армовані волокнами, зазвичай перетворюють на ламінати, тобто. шаруваті листи. Шар або шар виготовляється із заданим розміром та орієнтацією, а потім додаються додаткові шари, граючи з орієнтацією, поки деталь не набуде властивостей, необхідних для підтримки навантажень, які вона буде нести. Армовані пластмаси можуть бути в монолітній чи сендвіч-формі. Монолітні, якщо вони суцільні, і багатошарові, якщо листи ламінату розділені серцевиною з іншого матеріалу, зазвичай стільникового або пінопластового. (рис.2). Тяжконавантажені конструктивні елементи, як правило, монолітні, а легконавантажені обтічники, елементи інтер'єру зазвичай виготовляються з моноліту.

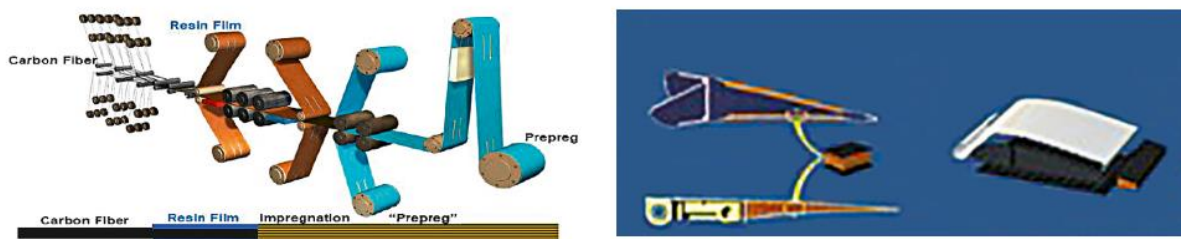


рис.5. 1 Вуглецеве/епоксидне просочення. Мал. 5.2 Два основні поняття композиту: сендвіч та моноліт.

#### 5.1 Вплив довкілля на композитні матеріали

Властивості композитних матеріалів можуть змінюватися під впливом факторів довкілля. До них відносяться вологість, термоциклювання, вплив рідини, сонячне світло та УФ-випромінювання. Елемент має широкий спектр

можливостей для імітації цих факторів, щоб ви могли зрозуміти, як ваш матеріал поводитиметься протягом усього життя.

Композити на полімерній основі поглинають вологу з повітря при регулярній експлуатації. Ця волога може пластифікувати полімерні ланцюги, що призводить до зниження температури склування ( $T_g$ ) та погіршення механічних властивостей. Дифузія вологи відбувається повільно за робочих температур, тому проникнення вологи може бути прискорене при дії високої температури та вологості для характеристикації. ASTM D 5229 забезпечує стандартизовану методологію кондиціонування зразків композитних для випробувань у вологому стані. Зразки зазвичай піддаються впливу високої температури та високої вологості у вологій камері. У той же час в одній камері кондиціонують представників мандрівників. Ці мандрівники ретельно зважуються через рівні проміжки часу. Коли у мандрівників немає додаткового збільшення ваги, зразки досягли рівноваги вологості. Ці зразки воля бути видалений з камери та протестовано

Використання пластиків, армованих вуглецевим волокном, неухильно зростає в аерокосмічній промисловості, оскільки зростання цін на паливо та турбота про навколишнє середовище підштовхують виробників планерів до підвищення ефективності літаків. Високі витрати, пов'язані з виробництвом компонентів, армованих вуглецевим волокном, в автоклавах викликали інтерес до альтернативних методів обробки поза автоклавом. У цьому дослідженні комбінований підхід до моделювання витрат та оцінки життєвого циклу застосовується до обраних сценаріїв виробництва поза автоклавом. Спеціальні «препреги» і просочені смолою тканини поза автоклавом затверджуються в термічних та мікрохвильових печах порівняного об'єму та оцінюються порівняно з еталонним автоклавним сценарієм. Результати показали, що матеріали, зокрема вуглецеві волокна, найбільше впливають на вартість компонентів і вплив на навколишнє середовище. Процеси інфузії смоли були ефективними для зниження витрат, оскільки армуючі тканини та смола були дешевшими. Через невеликий вклад енергії у загальну вартість скорочення енергоспоживання не призвело до значної економії, хоча й покращило екологічні показники виробничого процесу.

## **5.2. Перевага та дефіцит**

Композитні матеріали зробили революцію в авіаційній промисловості, але їх використання породжує певні інженерні та експлуатаційні проблеми. Основними перевагами та недоліками композитних матеріалів, що використовуються в літаках, є:

### Перевага

1-легка вага є найбільшою перевагою використання композитних матеріалів. Легкі літаки ефективніші у витраті палива, тому що їм потрібно менше палива для просування фюзеляжу вперед. Міцність композитних матеріалів також неймовірна, тому співвідношення міцності/ваги (також зване питомою міцністю) вище ніж метал, що використовується для виготовлення літаків. Крім того, вони мають відмінну міцність на стиск і нелегко ламаються під напругою.

2-композитні матеріали не піддаються корозії під впливом подразнюючих хімічних речовин і стійкі до багатьох високореактивних хімічних речовин. Вони можуть справлятися з різними температурними перепадами і впливом серйозних погодних умов.

Ще однією великою перевагою композитних матеріалів є їх гнучкість дизайну: вони можуть бути виконані в грубих формах. Один композитний матеріал дивної форми може замінити багато інших матеріалів. Ця корисна функція може скоротити технічне обслуговування і, отже, вартість протягом терміну служби літака. Як тільки композитна структура сформована, вона збереже свою форму та розмір. Це важливо для авіаційної промисловості, оскільки це означає, що найважливіші частини літаків, виготовлені з композитних матеріалів, не будуть зростати, сідати або деформуватися в міру зміни умов навколишнього середовища.

### Дефіцит

1-Для виробників літаків та деталей найбільшим недоліком композитних матеріалів може бути більш висока первісна вартість порівняно з металами. Більш висока вартість головним чином через ціну волокна і складний процес, необхідний виготовлення кінцевого матеріалу. Крім того, важко визначити, коли було пошкоджено внутрішню структуру складових компонентів літальних апаратів. Це ускладнює і коштує дорого.

2-Одна з проблем, що виникли в ході інспекційного процесу, полягала у розшаруванні композиційного матеріалу. Основною причиною розшарування є вплив на композитні деталі. Вода може проникати в шарувату частину, і в міру того, як вода замерзає та розморозується, проблема стає більш серйозною.

3-Стандартні авіаційні композитні матеріали є непровідними, тому, на відміну від алюмінію, він не може запобігти прямим ударам блискавки в паливний бак літака. Шляхом включення ніздрюватої мережі в композитний матеріал, проблема в -787 може бути вирішена.

4-Нарешті, смола, що використовується для композитних матеріалів, стане слабкою при температурах до 150 градусів за Фаренгейтом, а температура, що перевищує 300 градусів, може призвести до поломки літака. Коли композитний матеріал горить, він виділяє токсичні пари та частинки у повітря, що створює

небезпеку для здоров'я. З усіх цих причин протипожежний захист має важливе значення для літаків, виготовлених із композитних матеріалів.

### **5.3- Процес сертифікації**

Композитні літаки сертифікуються за тими самими правилами, що й звичайні аналоги.

Оскільки композити в деяких відносинах демонструють іншу поведінку порівняно з металевими матеріалами, органи льотної придатності розробили нові прийнятні засоби відповідності (АМС), що дозволяють виробникам продемонструвати, що ці

нові матеріали відповідають вимогам безпеки.

Відповідно до консервативної політики Airbus щодо впровадження нових технологій виробник провів численні випробування, беручи до уваги навіть найвиключніші сценарії, тим самим значно перевищивши вимоги, визначені у вищезгаданих АМС.

#### **5.3.1 Виробництво композитів Основні методи виробництва, що використовуються для виробництва композитів, включають:**

- Ручне укладання
- Автоматичне укладання
- Розпорошення
- Намотування розжарювання
- пултрузія
- Трансферне лиття смоли

Ручне укладання включає різання армуючого матеріалу за розміром з використанням різних ручних та механічних пристроїв. Ці нарізані деталі просочують вологим матричним матеріалом і укладають на поверхню форми, яка була покрита антиадгезивом, а потім, як правило, полімерним гелькоутом. Потім просочений армуючий матеріал прокочують вручну, щоб забезпечити рівномірний розподіл та видалити захоплене повітря. Додається армуючий матеріал доти, доки не буде досягнуто необхідної товщини деталі. Ручне укладання також може бути виконана з використанням попередньо просоченого армуючого матеріалу, що називається препрегом. Використання препрега виключає роздільну обробку армування та смоли та може покращити якість деталей, забезпечуючи більш послідовний контроль вмісту армування та смоли. Однак перед використанням препрег слід зберігати в холодильнику, щоб запобігти передчасному затвердінню.

Продуктивність ручного укладання можна автоматизувати за допомогою верстатів з ЧПУ. Ці машини використовуються як для укладання препрегової стрічки, так і для укладання препрегового волокна, в першу чергу в аерокосмічній промисловості. Практично немає обмежень на розмір роботи, яку можна згорнути стрічкою, але форма має бути відносно плоскою, щоб кожен



наступний ряд стикувався без зазорів, нахлестів або складок. Автоматичні багатоосьові машини для укладання волокна долають це обмеження, дозуючи безліч вузьких окремих стрічок матеріалу, що колімуються при укладанні на поверхню форми.

При напиленні смола розпорошується на підготовлену поверхню форми за допомогою спеціально розробленого пістолета-розпилювача. Цей пістолет одночасно розрізає безперервну арматуру на шматки відповідної довжини та розпорошує смолу.

Після укладання композитні деталі повинні бути затверджені. Затвердіння може відбуватися за кімнатної температури, часто з підігрівом повітря. Також можна використовувати печі, преси з нагрівальними плитами та автоклави. Час затвердіння може змінюватись від однієї години до половини дня або довше. Затвердіння здійснюється формуванням у вакуумних мішках. Тут пластикова плівка, що не прилипає, зазвичай з поліестеру, герметизується навколо матеріалу для укладання і форми. Під мішком повільно створюється вакуум, що притискає його до укладання. Це витягне захоплене повітря та надлишок смоли. Вакуумне формування в мішках є ефективним при виготовленні великих деталей складної форми.

Намотування ниток відноситься до намотування джгута вузького волокна або смуги джгутів волокна, просоченого смолою навколо оправки тієї форми, яка повинна бути отримана. Коли оправлення видаляють, виходить порожниста форма. Використання для намотування нитки включає труби, трубки, судини під тиском, резервуари та предмети аналогічної форми. Намотування розжарювання зазвичай застосовується з використанням кільцевої або спіральної намотування. При кільцевому намотуванні джгут майже перпендикулярний осі оправки, що обертається. Кожне обертання оправки просуває опорну каретку подачі матеріалу на ширину стрічки, стикуючи край однієї стрічки поруч із попередньою стрічкою. При спіральному намотуванні матеріал наноситься спіральною траєкторією в одному напрямку, потім повертається на кінці і повертається спіральною траєкторією в протилежному напрямку. Оправки для намотування ниток можуть бути металевими або неметалевими і призначені для руйнування, щоб полегшити видалення деталей, або можуть розчинятися після затвердіння.

Пултрузія - це безперервний процес, що використовується в основному для виробництва довгих прямих форм постійного поперечного перерізу.

Пултрузія схожа на екструзію, крім того, що композитний матеріал витягується, а не проштовхується через матрицю. Пултрузії виробляються з використанням безперервних армуючих волокон, званих «ровінгом», які забезпечують поздовжнє армування та поперечне армування у вигляді матів або тканинних матеріалів. Ці армуючі елементи просочуються смолою шляхом протягування через станцію просочення смолою; і зазвичай формується в напрямній або попередньо формує системі. Потім їм надають форму і отверждають попередньо нагрітої матриці або наборі матриць.

Після затвердіння пултрузія розпилюється по довжині. Пултрузії можуть бути порожнистими або суцільними, і їх застосування включає стрижні і стрижні, труби, трубки, сходові рейки і перекладини, а також опори багатьох видів.

Трансферне формування смоли або RTM дозволяє виробляти великі складні вироби, такі як ванні та душові кабінки, шафи, деталі літаків та автомобільні компоненти. У цьому процесі набір половинок прес-форми завантажується армуючим матеріалом, а потім скріплюється затискачами. Потім смола закачується або самопливом подається у форму, вбираючи матеріал, що армує. Після того, як форма заповнена смолою, її закривають та дають затвердіти. Після затвердіння половинки форми поділяються, а частина видаляється для остаточного обрізання та оздоблення.

### **5.3.2. Виготовлення та збирання композитних матеріалів**

Затверділі композитні деталі можуть бути оброблені, просвердлені та розпиляні при необхідності, щоб відповідати специфікаціям. Інструменти повинні бути гострими, часто з твердосплавними або алмазними наконечниками, оскільки композитний матеріал може бути дуже абразивним. СОЖ часто використовується для запобігання накопиченню тепла під час обробки.

Двома основними методами з'єднання, що використовуються для збирання складових частин, є клейове з'єднання та механічне кріплення.

Клейове з'єднання дозволяє отримати міцні та довговічні з'єднання. Правильна підготовка та чистота мають вирішальне значення. Типові конфігурації з'єднань включають з'єднання внахлест, подвійне з'єднання внахлест, накладання і косо з'єднання. Заготовки можуть бути поміщені в пристосування та притиснуті один до одного під час схоплювання та затвердіння. Залежно від типу клею, що використовується, можуть знадобитися підвищені температури.

У механічному кріпленні використовуються заклепки, штифти, болти та інші елементи кріплення. Це можуть бути кріплення з металу чи композитного матеріалу. Для запобігання деформації та розтріскування композитного матеріалу при кріпленні потрібно акуратне та точне виконання отворів та точна затяжка.

### **5.3.3 Проектування виробництва композитних конструкцій для комерційних літаків**

розробка стратегії DFM у структурах SAAB Aero Історично склалося так, що виробництво літаків, і особливо складальні операції, в основному виконувались вручну. Це сталося через тривалий час розробки з постійними змінами в конструкції літака, що зробило серійне виробництво непридатним. Було економічно не вигідно вкладати кошти у дороге обладнання, навіть коли це було технічно можливо. Раніше виробництво та проектування комерційних літаків значною мірою здійснювалося власними силами, тоді як сьогодні проектування та виробництво деталей та підсистем часто передається на аутсорсинг кільком різним субпостачальникам. Ця мережа постачальників висуває суворі вимоги до вартості та термінів поставки, оскільки зазвичай простіше змінити постачальника, ніж закрити власний підрозділ. Очікується, що в найближчі 20 років обсяг авіаперевезень збільшуватиметься приблизно на 5% на рік, згідно з

даними Airbus та Boeing . Це означає вищий попит на літаки серед світових авіавиробників. Крім переходу від одиничного виробництва до серійного, це також вимагає більш короткого часу на розробку та виробництво продукту, щоб досягти низьких витрат.

Один із способів задовольнити ці вимоги — більше працювати зі стратегіями та методами проектування для виробництва ( DFM ), оскільки DFM безпосередньо стосується витрат на виробництво, які становлять більшу частину всієї вартості продукту. DFM це спосіб знизити виробничі витрати без зниження якості продукції. DFM - не новий метод проектування; ще в 1920-х роках Генрі Форд проводив щось на кшталт DFM . Хоча Форд використовував DFM ще у 1920-х роках, традиційний підхід до проектування «через стіну» не був поширеною практикою до 1950-х і, принаймні, 1970-х у західних компаніях. У 1980-х паралельне проектування швидко поширилося у дослідженнях та промисловості. Насамперед, саме американська автомобільна промисловість проклала шлях до впровадження нових організацій та процесів розробки продуктів, щоб конкурувати з японськими конкурентами. Крім того, оскільки паралельне проектування так швидко поширилось серед виробництва.

Компанії західного світу, ймовірно, повинні були мати величезну потребу у покращенні процесу розробки продукту у багатьох країнах. Спочатку багато спроб DFM поміщали його на загальний рівень. Однак це змінилося з зростаючою увагою до автоматизації. За словами Райлі, темпи автоматизації в США прискорилися в 1950-х роках через великі обсяги виробництва, збільшення витрат на робочу силу та впровадження вібраційного живильника. Цікаво, що після перепроектування для автоматичного складання багато фірм виявили, що модернізований продукт став настільки простим для ручного складання, що автоматичне складання стало економічно не вигідним. Це означає, що DFM може значно покращити конструкцію як для ручного, так і для автоматичного збирання, наприклад, зменшити кількість компонентів та спростити вставку деталей. Наслідком непроектування продукції для виробництва може стати розробка і виробництво продукції, що тривала, і в той же час високі витрати на розробку і виробництво. Це пов'язано з високим ризиком створення продуктів, які надмірно складні у виробництві або які необхідно перепроектувати, щоб упоратися із проблемами, які не були виявлені до початку виробництва. В авіабудуванні також існує високий попит на зниження витрат палива та впливу на довкілля. Один із способів, за допомогою якого виробники літаків задовольняють ці вимоги, полягає у зниженні ваги літака за рахунок використання нових типів матеріалів, особливо композитів із пластмас, армованих вуглецевим волокном (CFRP ) . Історично ці матеріали не використовувалися значною мірою у виробництві літаків, і важливо враховувати специфічні властивості цих матеріалів у методах DFM , які будуть використовуватись в авіаційній промисловості. Застосування DFM в авіаційній промисловості було обмеженим, оскільки основна увага при проектуванні літаків традиційно приділялася функціональності, зниженню ваги, використанню матеріалів та довговічності. Однак підвищене значення зниження

витрат у поєднанні зі збільшенням обсягів виробництва та використанням вуглепластику робить життєво важливим впровадження DFM . Працюючи з DFM важливо враховувати виробничий процес на ранній стадії процесу розробки продукту. Проблема при роботі з DFM полягає в тому, що проблеми зі складанням зазвичай не виявляються до етапу виробництва, коли витрати на зміну конструкції дуже високі. Більшість проблем у виробництві виникають через неадекватний дизайн, який багато в чому залежить як від нестачі знань, так і від нестачі спілкування між дизайнерами та інженерами-технологами. Тому існує виробнича потреба в розробці та роботі з DFM .

#### **5.3.4 Аероконструкції SAAB**

У компанії SAAB aerostructures у Лінчепінгу розробляються та виробляються конструктивні елементи, такі як двері та елерони для комерційних літаків. Основними замовниками є Airbus та Boeing . Одним із продуктів, вироблених на заводі SAAB у Лінчепінгу, є великі вантажні двері для програми Boeing 787, як показано на рис.1. Процес розробки продукту SAAB розділений на дві основні фази: попередня розробка і детальна розробка. Основна увага у проектах розробки традиційно приділялася функціональності, зниженню ваги, використанню матеріалів та довговічності. Однак технологічність не мала такої ж сильної уваги. Виконання проектів розробки регулюється відповідно до різних вимог процесів розробки Airbus та Boeing .



Рисунок 5.3 Літак Боїнг 787

#### **5.3.5 Виробництво літаків**

Найбільш поширеними матеріалами в авіабудуванні є алюміній, нержавіюча сталь, титан та вуглепластик. Вважається, що вуглепластик має хороші характеристики ваги та матеріалу, в даний час він використовується у 30 основних конструктивних елементах, а також у всіх компонентах крила та

стабілізатора, таких як панелі обшивки, нервюри та лонжерони, поверхні управління, а також у обшивці фюзеляжу, стрінгери та шпангоути. Історично він широко використовувався у другорядних конструкціях, таких як обтічники, панелі підлоги та інтер'єр. Процес виробництва деталей із вуглепластику дуже дорогий через високу вартість сировини та спеціальних інструментів, необхідних для виробництва. Цей процес також включає велику кількість ручних операцій, що робить його дорогим у країні з високою заробітною платою, як-от Швеція. Композитні деталі набувають все більшого поширення в конструкціях цивільних літаків. У той самий час зі збільшенням використання композитів конкуренція між виробниками стає дедалі гострішою. Области застосування вуглепластику швидко розширюються, а це означає, що зусилля розробки композитів також збільшуються. Впровадження нових матеріалів та технологій потребує нових процедур проектування та виготовлення літаків. Деякі з основних причин збільшення використання композитів у конструкціях літаків є очікування зниження вартості життєвого циклу, ваги та кількості деталей. Підходяща композитна конструкція може сприяти гарній гнучкості конструкції, легшим компонентам, спрощеним методам виготовлення та монтажу, вищій корозійній стійкості та високій втомній міцності в порівнянні зі звичайними металевими конструкціями.

### **5.3.6 Фактори успіху проектування для виробництва ( DFM )**

У контексті вивчення літератури були представлені різні комерційні методи DFM . Було виявлено багато спільного між різними методами, найбільш важливим є те, що більшість методів були розроблені для великосерійних виробів з металевих або пластикових матеріалів. Усі методи також призначені для автоматичного збирання. Існує безліч різних способів налаштування методу DFM , але загальне правило полягає в тому, що метод повинен містити деяку аналітичну оцінку проектних рішень. Бенчмаркінг показав, що жодна з досліджених компаній не використовувала комерційний метод DFM . Натомість компанії розробили власну методологію та процеси DFM . Але при порівнянні структури різних комерційних методів DFM з тим, як компанії, що тестуються, працюють з DFM , були виявлені деякі загальні фактори успіху. Виявлені чинники успіху можна поділити на три групи: загальні, організаційні та технологічні.

### **5.3.7 Загальні чинники успіху**

Одним з найбільш важливих факторів є постановка цілей для роботи DFM , щоб мати можливість гарантувати досягнення бажаної мети. Адаптовано до умов компанії - Herbertsson та Norstrom & Rimskog заявляють, що методологія DFM має бути адаптована до виробничого процесу та компанії, оскільки те, що ефективно в одній виробничій системі, не обов'язково ефективно в іншій. Більше того, метод DFM не створює автоматичної співпраці між різними відділами компанії; швидше, мають бути створені правильні організаційні передумови. Це добре узгоджується з висновками перевірених компаній, які працюють із DFM . Дизайнери, які здобули освіту у виробничій системі. Усі порівняльні компанії запропонували своїм дизайнерам навчання виробничому процесу, щоб

переконатися, що вони розуміють можливості та обмеження процесу. Метод DFM, впроваджений у всій компанії Метод DFM має бути прийнятий у всій організації та має бути невід'ємною частиною процесу розробки продукту. Це також добре узгоджується з висновками порівняльних компаній. Розуміння того, які параметри конструкції продукту впливають на технологічність. Гербертссон стверджує, що для розробки методу DFM необхідно визначити параметри продукту, які найбільше впливають на технологічність. Це необхідно, щоб мати можливість або створити рекомендації щодо проектування продукту відповідно до DFM або змоделювати, як зміни в дизайні впливають на технологічність. Тестовані компанії добре розуміли, які параметри конструкції продукту впливають на технологічність. Фактично, це було умовою розробки їх методологій DFM.

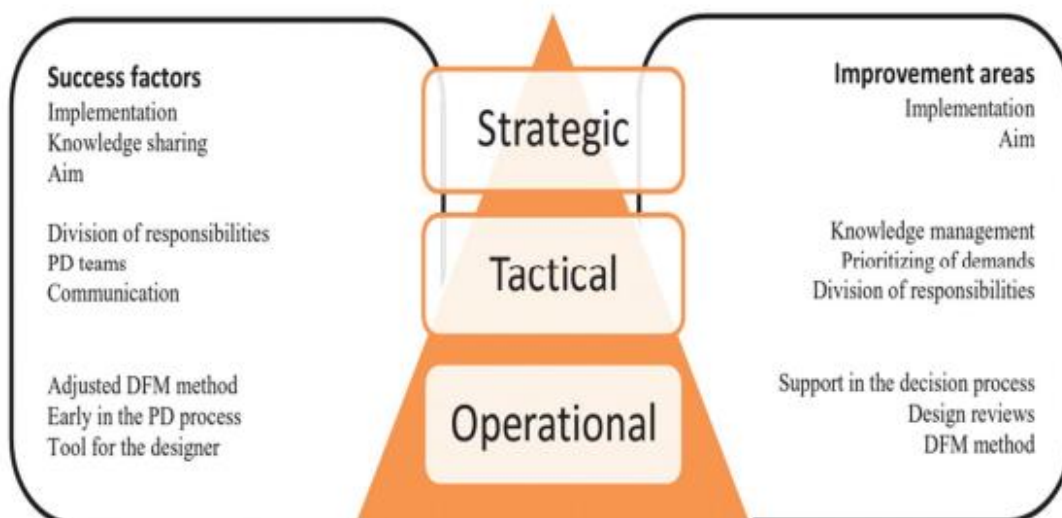
### **5.3.8 Організаційні фактори успіху**

Крос-функціональні та суміщені групи розробки продуктів. Дослідження Хербертсон ясно показують, що для успішної роботи DFM необхідні крос-функціональні команди. Усі компанії, які брали участь у бенчмаркінгу, використовували такі команди; Найбільші компанії також спільно розміщували різні області компетенції у виконанні великих проектів із розробки товарів. Чіткий поділ обов'язків. Бенчмаркінг показав, що компанії мають чіткий поділ обов'язків у рамках DFM. Це підтверджується теорією у цій галузі. Ескіландер наголошує на необхідності поділу обов'язків для забезпечення досягнення мети роботи DFM, а також постійного вдосконалення методології DFM. Зв'язок між конструкторським та виробничим відділами. Однією із загальних проблем при розробці продукту є ризик конфліктів між різними відділами через відмінності у пріоритетах та цілях. У багатьох компаніях, включених до бенчмаркінгу, є групи, які використовуються як сполучна ланка між відділами проектування та виробництва, щоб обробляти та визначати пріоритети різних вимог до продукту. Форум для обміну інформацією про зміни дизайну. Багато хто з досліджених компаній наголошує на необхідності структурованого розгляду пропозицій про зміни в дизайні. Наради між конструкторським та виробничим відділами, на яких візуально представляються проблемні місця в дизайні та обговорюються пропозиції щодо зміни дизайну, є звичайним явищем. Насправді для цієї мети використовуються симуляції або фізичні прототипи.

Фактори успіху, пов'язані з процесом DFM, використовуються на ранніх етапах процесу розробки продукту Куо . et al . заявити необхідність використання методу DFM на ранніх етапах процесу розробки продукту, оскільки вартість внесення змін у конструкцію збільшується в міру просування розробки. Майже всі досліджені компанії згодні з цим і вважають, що це необхідно для успіху з DFM. Використання контрольних списків для розгляду дизайну продукту. Всі досліджені компанії використовували ту чи іншу форму контрольного списку при розгляді дизайну, оскільки це простий та ефективний метод, що дозволяє переконатися, що жоден суттєвий аспект не втрачено на увазі і що всі вимоги виконані. DFM має допомогти дизайнеру у процесі розробки. Дизайнер повинен розуміти, чому DFM є важливим і як оцінюються проекти. DFM має надихати та

сприяти творчим рішенням. Час на перепроєктування проблемних областей у дизайні. Всі компанії, які були досліджені, побачили необхідність мати достатній час між розглядом проекту та початком виробництва, щоб мати можливість виправити недоліки дизайну та покращити проблемні проекти. Огляд та оцінка проектів мають бути безперервними у процесі розробки, а не лише наприкінці проекту розробки.

5.3.9 Нова стратегія проектування для виробництва у структурах SAAB Aero  
 На основі інтерв'ю, семінарів та спостережень, проведених у SAAB , у компанії було визначено кілька областей для покращення. Шляхом порівняння факторів успіху, виявлених у ході дослідження літератури, та зіставлення з тим, як організована робота з розробки продукції SAAB , були виявлені деякі потенційні галузі для покращення. Іншою важливою областю, яка була визначена, був компроміс між складністю виготовлення деталей із вуглепластику та складністю остаточного складання. Високий ступінь інтеграції функцій на рівні деталей із вуглепластику може знизити складність та витрати при остаточному складанні. Однак невідповідна інтеграція може створити меншу кількість, але складніших операцій складання і, таким чином, збільшити витрати на складання. Крім того, високий рівень інтеграції часто призводить до проблем із витратами та якістю при виробництві деталей з вуглепластику. Цей аспект важливо враховувати при розробці інструменту, який використовуватиметься у процесі розробки продукту та виробництва. На основі певних факторів успіху, необхідних SAAB для досягнення успіху з DFM , була розроблена стратегія, адаптована для SAAB та областей її розвитку. Стратегія DFM , розроблена для SAAB , дозволить зробити процес розробки продукту більш ефективним щодо роботи з технологічністю. Стратегія DFM ділиться на три організаційні рівні (див. також рис. 6): x Стратегічний x Тактичний x Оперативний. Стратегія визначає, як робота з DFM повинна виконуватися на різних організаційних рівнях. Він також включає інструмент/метод DFM , спеціально адаптований для умов SAAB , який дизайнери можуть використовувати на етапі розробки концепції.



Стратегічний рівень складається з кількох вказівок про те, як мають бути сформульовані та реалізовані цілі роботи DFM . Важливо, щоб цілі DFM відповідали загальним цілям SAAB . Робота DFM повинна здійснюватися у всій організації та сприяти хорошій координації та взаємодії між дисциплінами всередині компанії. Важливо, щоб конструктори знали, що в конструкції сприяє зниженню/підвищенню витрат і менш/складнішому виробництву, включаючи компроміс між витратами на виготовлення деталей з вуглепластику і остаточне складання. Тактичний рівень визначає, як має бути організована робота з DFM . Переважно, щоб основна команда розробників була багатофункціональною. Ще однією важливою зміною в організації є впровадження групи проектування та координації виробництва ( DPC ). Ця команда функціонуватиме як сполучна ланка між різними дисциплінами всередині організації та командою розробників. Члени команди DPC несуть спільну відповідальність за роботу DFM . Вони полегшать взаємодію між різними проектами розробки продуктів і розставлять пріоритети між вимогами різних відділів щодо питань проектування. У довгостроковій перспективі компанія повинна створити систему обміну знаннями, щоб мати можливість розповсюджувати добрі рішення проблем DFM . На операційному рівні реалізовано метод DFM , який дизайнери можуть використовувати при розробці концепції та дизайну. Крім того, процедура перевірки проекту розширена набором аспектів, які слід враховувати під час оцінки проекту. Як метод DFM , так і процедура огляду спрямовані на те, щоб жоден важливий аспект DFM не був згаяний у процесі розробки. Нарешті, було розроблено матрицю рішень. Матриця повинна використовуватися при прийнятті рішень про дизайн і повинна бути керівництвом для проектної групи при прийнятті обґрунтованих рішень, а також бути простим способом зважування різних вимог, що висуваються до дизайну.

#### **5.4 Неруйнівний контроль (НК)**

Композитні конструкції стають все більш популярними, особливо в аерокосмічній галузі, завдяки їх унікальним властивостям, таким як відмінне співвідношення міцності та ваги, корозійна стійкість та можливість виготовлення елементів складної форми. Однак для забезпечення конструктивної цілісності та безпеки складових елементів літального апарату їх необхідно періодично випробовувати протягом терміну експлуатації. Враховуючи відмовостійкий контроль елементів конструкції літальних апаратів, що практикується нині більшістю авіаремонтних та ремонтних підприємств, ключове значення при їх обслуговуванні має оцінка цілісності конструкції, еволюції наявних пошкоджень та залишкового ресурсу елементів конструкції. Структурна цілісність є формалізований процес, в якому використовуються передові методи неруйнівного контролю (НК) для виявлення, локалізації та визначення розміру пошкодження. Крім високої точності виявлення та локалізації ушкоджень, ці методи неруйнівного контролю повинні забезпечувати можливе раннє виявлення ушкоджень. Полімерні композити, які зазвичай застосовуються для виготовлення елементів літальних апаратів, в силу своєї



складної внутрішньої структури на різних етапах терміну служби зазнають різних видів ушкоджень.

Ушкодженнями, з якими можна зіткнутися в процесі виготовлення композитів, є, наприклад, розшарування або включення сторонніх предметів, тоді як при експлуатації літальних апаратів пошкодження викликаються в основному ударами і експлуатаційними навантаженнями. Таке пошкодження може знизити залишкову міцність та довговічність конструкції, що потенційно може призвести до відмови та поставити під загрозу безпеку експлуатації повітряного судна. Полімерні композити уразливі для ударів, навіть низькошвидкісних. Такі події часто трапляються під час наземного обслуговування літака. Це, наприклад, падіння інструменту, підняття каменів із злітно-посадкових смуг або град. Низькоенергетичні впливи можуть викликати складну мережу розтріскування та розшарування матриці всередині композиту, що може знизити його міцність та довговічність. Небезпека таких ушкоджень полягає в тому, що в більшості випадків вони непомітні на поверхні і не можуть бути виявлені при візуальному огляді конструкції, тому часто називають їх видимими ударними пошкодженнями (БВІД).

Для діагностики композитів розробили кілька методів неруйнівного контролю. Ультразвуковий контроль (УЗК) - один із найбільш універсальних методів ПК, що дозволяє виявляти різні види пошкоджень. Існує багато досліджень щодо застосування цього методу до конструкцій літальних апаратів. Використовували ультразвукові вимірювання для виявлення BVID та відшарування в композитному корпусі крила. Цікавий підхід був представлений у роботі, де автори запропонували нові ультразвукові методики та протестували їх на композитних пластинах з армованого вуглецевим волокном пластику (CFRP) з BVID. Широка популярність ультразвукових методів із спрямованими хвилями обумовлена їхньою чудовою точністю виявлення та локалізації ушкоджень. Diamanti та Soutis представили кілька спроб застосування методу спрямованих хвиль Лемба для виявлення та локалізації BVID. Сташевський та ін. застосував хвильовий метод Лемба для виявлення та локалізації BVID у композитній конструкції крила. Подібний підхід був використаний Park et al., чие дослідження було зосереджено на виявленні та локалізації відшарування та розшарування в композитному корпусі крила літака. Удосконалений метод неруйнівного контролю було розроблено авторами [8], де вони описують його застосування до процедури ідентифікації ушкоджень аерокосмічних композитів із вуглепластику. Процедура заснована на тривимірній (3D) взаємодії хвиль і дозволяє ідентифікувати пошкодження як тривимірний масив. У деяких методах ультразвукового контролю використовуються мережі п'єзоелектричних перетворювачів (PZT), постійно вбудованих у конструкцію. При цьому перетворювачі можуть бути точковими джерелами пружних хвиль або використовуватися як приймачі хвиль. Такі методи часто називають неруйнівним контролем на місці або контролем стану конструкції (SHM). Такий підхід успішно застосовано авторами.

Інший метод контролю композитних конструкцій літаків, що інтенсивно розвивається, заснований на акустичних вимірах. Аймеріх і Сташевські запропонували метод, заснований на нелінійних акустичних вимірах, який дозволяє виявляти пошкодження в конструкції, що тестується. Експериментальну перевірку даної методики було проведено на композитній шаруватій пластині з низькошвидкісним ударним пошкодженням. Дікінсон і Флетчер вивчали можливість виявлення та локалізації BVID у сендвіч-панелі літака з використанням цієї методики. Отримані авторами результати свідчать про велику точність виявлення та локалізації ушкодження.

Іншим методом неруйнівного контролю, який можна застосовувати виявлення пошкоджень композитних конструкцій літаків, є термографія. Загальна ідея полягає у збудженні конструкції зовнішнім джерелом нагріву та спостереженні за відмінностями у розподілі температури на її поверхні з метою виявлення та локалізації ушкоджень.

Автори представили результати виявлення та локалізації пошкоджень (зазубрин, розшарування та дефектів свердління) в авіаційних композитних конструкціях з використанням методу нестационарної термографії. Останні дослідження різних термографічних методів показують високу ефективність та точність виявлення та локалізації низькошвидкісних ударних ушкоджень.

Вібраційні методи відносяться до ще однієї великої групи методів неруйнівного контролю, які успішно застосовувалися під час контролю композитних конструкцій літальних апаратів. Автори запропонували методику виявлення пошкоджень, засновану на аналізі частотних характеристик (АЧХ) конструкції, що вібрує. Експериментальна перевірка проводилась на масштабній моделі крила літака. Автори використали модальний відгук жорсткої панелі літака для виявлення пошкоджених ділянок на його обшивці. Цікавий підхід з акселерометрами MEMS, які використовуються для вимірювання вібрації в стабілізаторі Airbus A 320, був описаний Ratcliffe et al.

Вони використовували мережу акселерометрів MEMS, щоб виявити та локалізувати пошкодження вертикального стабілізатора пошкодженого літака. Інший підхід з використанням датчиків на волоконних брештівських ґратах (ВБР) ДДЕ використовував відгуки від декількох датчиків ВБР для виявлення пошкоджень в аерокосмічних композитних конструкціях.

Додаткові методи неруйнівного контролю, які застосовуються при контролі композитних конструкцій літаків, включають: зондування світлозахисного листа (LPS), ширографію, кореляцію цифрових зображень (DIC), рентгенівську комп'ютерну томографію (СТ) та інші.

Однак ці методи мають обмежену застосовність з багатьох причин, наприклад: погана здатність до виявлення (наприклад, ширографія), дуже висока вартість обстежень або обмеження їх використання тільки в лабораторних умовах (наприклад, КТ). Враховуючи різноманітність існуючих методів ПК, що застосовуються для контролю складових конструкцій літальних апаратів, необхідний аналіз ефективності цих методів, а також умов та обмежень їх застосування та вартості контролю.

## 5.5 Поєднання композитних матеріалів

Для з'єднання композитів використовуються механічні застібки, клеї або те й інше. Техніка з'єднання, яка використовується для конкретного композиту, залежить від галузі застосування та складу матеріалу. Наприклад, композити, що використовуються в літаках, зазвичай з'єднуються комбінацією механічних застібок та клеїв, тоді як композити, що використовуються в автомобілях, часто з'єднуються лише клеями.

Теоретично всі композити можна склеювати. Однак багато виробників уникають клейових з'єднань, коли з'єднання піддаються великим навантаженням; таким чином, кріплення, як і раніше, вказано для багатьох з'єднань. Крім того, деякі конструкції та компоненти настільки великі, що не дозволяють використовувати спеціальні інструменти для укладання та обладнання для затвердіння, необхідні для більшості застосувань клею, що робить кріплення в таких випадках економічно вигідним.

Механічні застібки: для композитних матеріалів використовуються заклепки, штифти, двокомпонентні болти та глухі застібки з титану, нержавіючої сталі та алюмінію. При визначенні застібок для композитних матеріалів слід враховувати кілька факторів:

- Диференціальне розширення кріплення у композиті.
- Вплив свердління на структурну цілісність матеріалу, а також розшарування, спричинене кріпленням під навантаженням. Проникнення води між кріпленням та композитом.
- Електрична цілісність композиту та іскріння між кріпильними елементами.
- Можлива електрохімічна корозія композитної сполуки.
- Вага системи кріплення.
- Герметичність системи кріплення, де це можна застосувати.

Кріплення з алюмінію та нержавіючої сталі розширюються та стискаються при дії екстремальних температур, наприклад, у літаках. У композитах із вуглецевого волокна стиснення та розширення таких кріплень може викликати зміну притискної сили. Потенційні зміни затискача повинні бути визначені до вибору системи кріплення, щоб можна було змінити конструкцію з'єднання. Свердління та механічна обробка можуть пошкодити композити. Кількість дефектів, таких як розшарування, ерозія смоли та обрив волокна, допустимих у будь-якій структурі, залежить від сфери застосування. Наприклад, оскільки руйнування з'єднання у вуглецево-волокнистих композитах викликано в першу чергу локальною напругою зминання, а не загальною напругою, розшарування є набагато серйознішим дефектом, ніж обрив волокна при застосуванні вуглецево-волокнистого композиту. Методи свердління та вибрані інструменти визначаються смолою, волокном або комбінаціями волокон у смолі, конфігурацією волокон та складом композиту/металу конструкції.

Кріплення для композитів повинен мати великі головки для розподілу навантаження по більшій площі поверхні. Таким чином, зменшується дроблення композиту. Кріплення також має щільно прилягати, щоб зменшити ймовірність

стирання в зазорі. Посадка з натягом може спричинити розшарування композиту. Спеціальні застібки з втулкою можуть обмежити ймовірність пошкодження отвору із зазором і забезпечити посадку з натягом. Кріпильні деталі також можна приклеїти на місце за допомогою клею, щоб зменшити стирання. Коли композити з вуглецевого волокна розрізаються, оголюються волокна. Ці волокна можуть поглинати воду, що послаблює матеріал та збільшує вагу конструкції. Герметики можуть запобігти поглинанню вологи, але це ускладнює процес та збільшує вартість. Це також зводить нанівець усі зусилля для підтримки електричної безперервності між композитними волокнами і застібками. Кріпильні деталі з рукавами можуть забезпечити посадку, яка знижує водопоглинання, а також забезпечує герметичність палива. [ 25] Крім того, композити з вуглецевого волокна можуть піддаватися гальванічній корозії, якщо використовуються алюмінієві деталі кріплення через хімічної реакції алюмінію з вуглецевими волокнами. Покриття кріпильних деталей захищає від корозії, але збільшує вартість та час збирання. Алюмінієві кріплення часто замінюють дорожчим титаном та нержавіючою сталлю, коли використовуються композити з вуглецевого волокна. Адгезійне з'єднання: Композитні з'єднання з клеями зазвичай не слабшають при свердлінні або іншій механічній обробці. Клеї використовувалися для збирання композитних компонентів, таких як лопаті несучого гвинта та крила літаків, а іноді і для з'єднання структурних компонентів. Однак надійність з'єднання клейових сполук іноді піддається сумніву, і кріпильні деталі можуть використовуватися як армуючі елементи для багатьох композитних додатків. Для склеювання композитів часто використовуються три клеї: епоксидні, акрилові та уретанові. Епоксидні смоли особливо надійні при використанні композитів на основі епоксидної смоли, оскільки вони мають схожі характеристики плинності. Ретельна підготовка поверхонь, що склеюються, необхідна для забезпечення якісного клейового з'єднання, але вона залежить від використовуваного склеюваного матеріалу і клею. Рекомендована підготовка багатьох композитних адгезивів складається з протирання розчинником для видалення пухкого 38 поверхневого бруду та олії, а також операції шліфування. Стирання слід проводити обережно, щоб не пошкодити волокна композитної поверхні. У деяких випадках потрібна ґрунтовка для покриття композиту перед нанесенням клею. При з'єднанні композитів з металами металеву підкладку можна підготувати шляхом піскоструминної обробки піском, щебенем або оксидами металів; шліфування металевою щіткою; та механічна обробка або надріз за допомогою ріжучих інструментів. Металеві поверхні можуть бути підготовлені хімічним шляхом. Для захисту свіжопідготовлених металевих поверхонь від корозії та забруднення клей слід наносити якнайшвидше.

## **5.6-Поведінка композитів в умовах експлуатаційних загроз**

Мікрохвилі - це ще один тип електромагнітного випромінювання з порівняно більшою довжиною хвилі і набагато нижчою частотою, ніж у світла. Мікрохвилі використовувалися в різних пристроях військового призначення, таких як

радари, лінії зв'язку та системи самонаведення. Проте використання інтенсивних радіочастотних хвиль (100 МГц–3 ГГц) спрямовано військові мети виконання певних бажаних військових операцій. Такі системи можна використовувати для виведення з ладу електронних систем шляхом подачі напруги на апаратне забезпечення, щоб зруйнувати або вивести з ладу електронні друковані плати, їх компоненти та засоби керування програмним забезпеченням. Чотири рівні ефектів приблизно класифікуються як:

- шум, у якому робочі сигнали, генеровані джерелом, не виділяються приймачем;
- хибна інформація, що генерується стороною, що приймає;
- наведене напруга джерела, що викликає короткочасне порушення, тобто. порушення логічної роботи цільового електронного устаткування; і
- наведена напруга, яка може назавжди знищити мету.

Загалом, залежно від частоти та форми хвилі доступні два основні типи потужних мікрохвильових систем, тобто вузькосмугова та широкосмугова системи. Вибір різних комбінацій технологій разом із наявними знаннями про намічену мету використовується розробки високочастотного мікрохвильового джерела для генерації наведеного напруги.

Протягом терміну служби конструкція літального апарату зазнає певної кількості загроз. Розглянемо основні з них та засоби, закладені в А350 ХВВ для пом'якшення цих загроз:

Удари блискавки

Повномасштабні випробування показали, що фюзеляж А350 ХВВ захищений від ударів блискавки. Це досягається за рахунок правильного визначення розмірів конструкції та компенсації нижчої провідності композитів із вуглецевого волокна шляхом інтеграції металевої сітки. (рис.3 та 4)

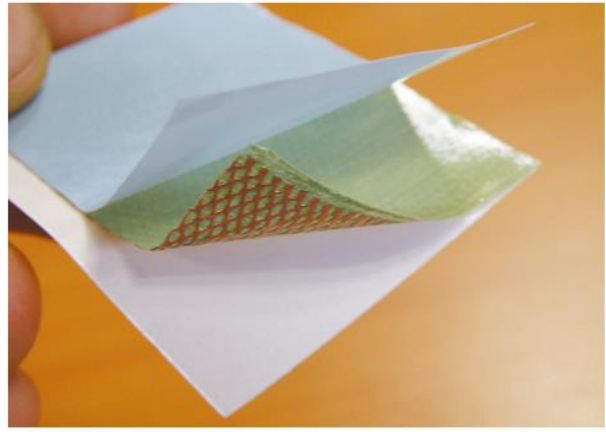
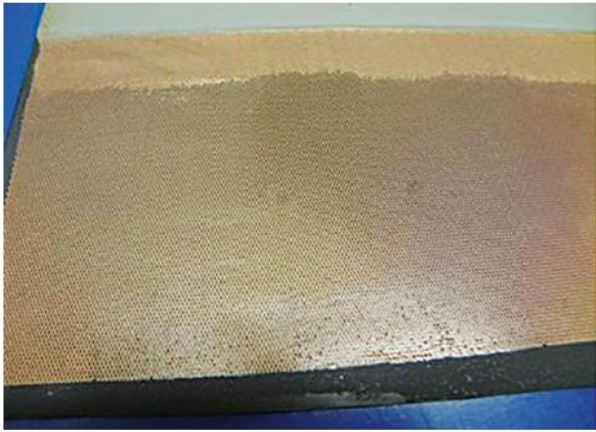


Рисунок 5.4 Металева сітка, загальний вигляд рис.5.5 Металева сітка, вид крупним планом

Типові удари блискавки призводили лише до чітко видимих слідів опіків і подряпин фарби, як показано на рисунках 5 і 6. При дуже сильних ударах блискавки, незважаючи на більші пошкодження, не спостерігалось ніякого шкідливого впливу на цілісність фюзеляжу.

#### Удари птахів

Безпечне продовження польоту підтверджено аналізом залишкової міцності, проведеним після спеціальних випробувань.

Ціль полягала в тому, щоб перевірити стійкість конкретних частин конструкції до пошкоджень, викликаних ударами птахів. Найбільш уразливими композитними областями є обтічник та передні кромки крила, а також горизонтальне/вертикальне оперення.

Під час цих випробувань пошкодження допоміжних конструкцій, таких як аеродинамічні обтічники або передні кромки, від зіткнень з птахами були прийнятними, але без шкідливого впливу на основну конструкцію, що несе.

Одне з цих випробувань полягало в тому, що 8-фунтовий птах кинули на передню кромку горизонтального оперення зі швидкістю 330 вузлів. Випробування показало, що пошкодження було обмежене передньою кромкою, а лонжерон не постраждав під час зіткнення.

#### Град у польоті

Ризик граду в польоті був знижений за рахунок конструктивних запобіжних заходів, в основному за рахунок збільшення товщини конструкції в найбільш уразливих місцях, таких як носовий обтічник літака.

#### Неконтрольована відмова двигуна

Ряд випробувань на удар на високій швидкості був проведений на стовбурах фюзеляжу, щоб змодельовати наслідки неконтрольованої відмови двигуна. Випробування не виявили шкідливих ушкоджень та динамічного впливу на фюзеляж.

### Вогонь

Вимоги пожежної, задимленості та токсичності (FST) застосовуються до всіх елементів салону літака. Композитні матеріали є спільними як для конструкції, так і для кабіни, тому вони також повинні відповідати тим же вимогам щодо задимлення та токсичності. Що стосується вогнестійкості, цікаво відзначити, що вуглепластик є самозагасаючим і що більш тонка композитна обшивка фюзеляжу стійкіша до «прогорання», ніж металевий аналог.

### Корозія

Композитні деталі самі по собі не схильні до корозії і не вимагають спеціального захисту від корозії, тоді як алюмінієві конструкції вимагають постійного контролю та повторного захисту.

Ризик гальванічної корозії, що виникає при контакті композитів з металом, був знижений у всіх програмах Airbus за рахунок приділення уваги вибору металевих елементів та вжиття відповідних запобіжних заходів при проектуванні. Наприклад, алюмінієві заклепки на фюзеляжі були замінені на титанові.

### Втома

У той час, як алюмінієві конструкції вимагають особливої уваги, композитні конструкції не вимагають перевірки на втоми.

Композитні конструкції проектуються з використанням статичних граничних умов, де принцип «Матеріали та конструкція» не демонструє чутливості до циклу втоми.

## **5.7- Оцінка пошкоджень від удару**

У разі ударного пошкодження композитна конструкція може поводитися інакше, ніж металева конструкція. Як наслідок, у разі удару стороннім предметом внутрішні пошкодження композитної конструкції можуть бути більшими, ніж видимі зовнішні пошкодження. Цей момент був проілюстрований у попередній статті «Безпека насамперед». Таким чином, ретельний візуальний огляд корпусу літака навіть важливіший для композитного літака, ніж його металевий аналог. У той час як механік, що оглядає металеву конструкцію, зазвичай шукає вм'ятини або тріщини і визначає необхідність дій в залежності від розміру пошкодження, той же механік на композитній конструкції швидше шукає будь-які візуальні ознаки, зокрема вм'ятини.

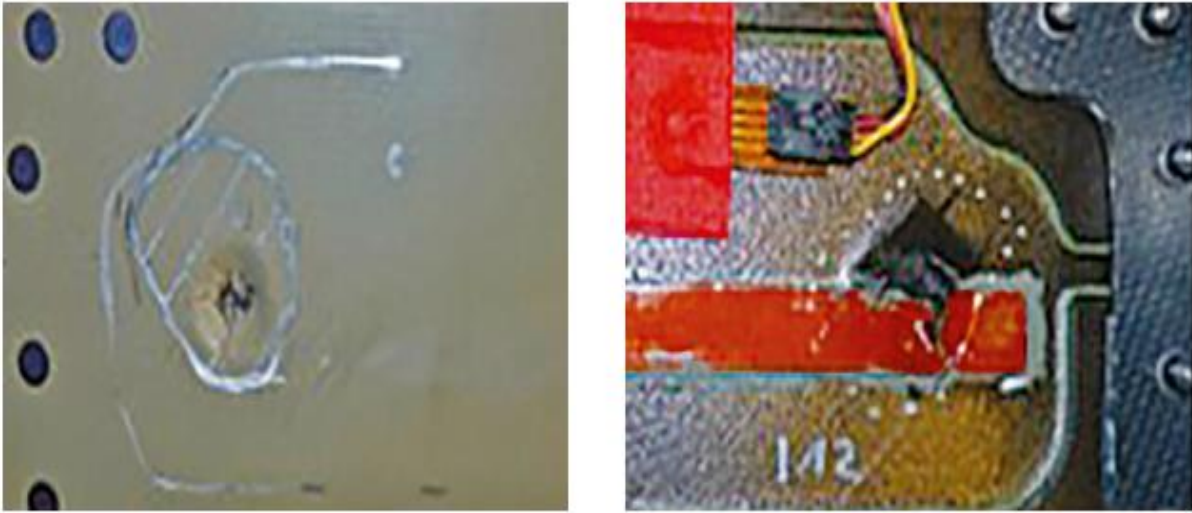


рис.5.6. Зовнішній вигляд ушкодження та викликаного ним внутрішнього розшарування

Якщо пошкодження менше, ніж ледь помітне.

Відповідно до концепції ледь видимих пошкоджень при огляді (BVID) будь-яка вм'ятина, глибина якої менша за певний поріг, визначений у Посібнику з ремонту конструкції, є прийнятною і не вимагає будь-яких дій. Розміри панелей літака враховують BVID. критерії. Іншими словами, розмір панелей був визначений із запасом, що відповідає втраті міцності панелі, коли пошкодження ледь помітно.

Якщо пошкодження більше, ніж ледь помітне

Якщо пошкодження видно і знаходиться за межами порога BVID, може знадобитися детальніша перевірка, зазвичай ультразвукова перевірка, відповідно до Посібника з ремонту конструкцій (SRM), яка проводиться відповідно до Посібника з неруйнівного контролю (NTM).

Окремий випадок тупих ударів високої енергії.

Два типи подій можуть бути класифіковані як тупі удари високої енергії:

- розриви шин
- вплив наземних транспортних засобів

Вище певного енергетичного порога металева конструкція піддається постійній деформації і має вм'ятину, тоді як композитна панель деформується, а потім повертається до своєї первісної форми з незначними пошкодженнями або без пошкоджень на поверхні, але з потенційно значними пошкодженнями внутрішньої серцевини.

На A350 XWB до розділів 05-51 АММ було додано додаткові завдання перевірки для усунення цих типів ударів.



У той час, як розриви шин є самоочевидними явищами, зіткнення з наземними транспортними засобами вимагають високого рівня поінформованості всіх учасників рампи про необхідність повідомляти такі події.

## **5.8- Ремонт**

Композити широко використовуються в аерокосмічному, морському, автомобільному, наземному транспортному та спортивному екіпіруванні. Ушкодження композитних компонентів не завжди видно неозброєним оком, і ступінь пошкодження структурних компонентів найкраще визначається за допомогою відповідних методів контролю (НК), що не руйнує. Як альтернативу пошкоджені ділянки можна виявити, просто постукуючи по композитній поверхні та слухаючи звук. Пошкоджені ділянки слабо реагують на постукування, а межу між справним та пошкодженим композитом можна легко нанести на карту, щоб визначити область, що підлягає ремонту. Поінформованість та перевірка композитних пошкоджень мають бути включені до графіків регулярного технічного обслуговування композитних конструкцій. Особливу увагу слід приділити ділянкам, що найбільш схильні до пошкоджень. Ремонт конструкцій літака контролюється і повинен виконуватись відповідно до Посібника з ремонту конструкції літака ( SRM ). Для інших застосувань відремонтовані компоненти зазвичай повинні відповідати вихідним специфікаціям та вимогам до механічних характеристик.

А -Класифікація ремонту

Діляється на чотири категорії:

В- Косметичний ремонт

Компанія Cirrus класифікує косметичний ремонт як ремонт, призначений для усунення локальних дефектів поверхні до вихідного профілю та запобігання пошкодженню УФ-випромінювання та проникненню вологи. Косметичний ремонт, пов'язаний з дрібними дефектами, які не суттєво впливають на міцність конструкції.

С- Дрібний ремонт

Cirrus визначає дрібний та капітальний ремонт так само, як і FAR . Таким чином, дрібний ремонт буде ремонтом, який не є капітальним ремонтом.

Д- Капітальний ремонт

Чи ремонт, який, якщо він виконаний належним чином, може помітно вплинути на ваговий баланс, міцність конструкції, характеристики, роботу силової установки, льотні характеристики або інші якості, що впливають на льотну придатність, або ремонт, який не виконується відповідно до прийнятої практики або може бути виконаний елементарними операціями.

Е-обмежений ремонт

Будь-які ремонтні роботи проводяться в зонах, не обмежених ремонтом, як зазначено в посібнику з технічного обслуговування. Механік повинен зв'язатися із дизайном циррусу для вирішення.

Ф-Умови ремонту

Одна річ, яку ми повинні знати, це середовище ремонту. Для косметичного ремонту екологія не така критична. Тим не менш, перисті середовища висувають жорсткі вимоги до дрібного та капітального ремонту.

З точки зору нашої власної безпеки, ви повинні переконатися, що ремонт виконується в приміщенні з достатньою вентиляцією.

Нам також необхідно переконатися, що ми виконуємо ремонт у контрольованому середовищі, щоб забезпечити належну цілісність ремонту та уникнути будь-яких проблем із забрудненням.

### **5.9-Захисне обслуговування від авіаційної корозії:**

\* Миття

\* Герметизація / Застосування інгібіторів

\* Обслуговування клапанів зливу води та дренажних отворів для правильної роботи

\* Навчання та спорядження

#### Профілактика

Нещодавно було зроблено багато великих зусиль для підвищення корозійної стійкості літаків. Поліпшення в матеріалах, ізоляції, обробці поверхні та особливо сучасному захисному оздобленні значно підвищують корозійну стійкість літаків. Основною причиною внесення всіх цих покращень є зниження загальних витрат на технічне обслуговування та підвищення надійності.

Однак, незважаючи на всі ці зусилля, корозія літальних апаратів та боротьба з нею є дуже актуальною проблемою, яка потребує постійного профілактичного обслуговування. Рекомендується звертатися до Паспорта безпеки матеріалу під час будь-якого технічного обслуговування боротьби з корозією, щоб отримати інформацію про будь-які хімічні речовини, що використовуються у процесі.

Профілактика корозії зазвичай включає наступні конкретні функції:

Достатнє очищення

Детальне періодичне мастило

Комплексна перевірка на наявність корозії та несправності захисних механізмів

Своєчасна обробка від корозії та підфарбовування вицвілих ділянок фарби

Видалення всіх перешкод із зливних отворів

Щоденне осушення відстійників паливних елементів

Щоденне протирання непокритих чутливих ділянок

Належна вентиляція у теплі сонячні дні та захист літака від води в екстремальних погодних умовах.

Максимальне використання захисних покриттів на припаркованих літаках

Також рекомендується ніколи не переривати регулярне профілактичне технічне обслуговування від корозії, інакше обсяг технічного обслуговування, необхідного для усунення пошкоджень корозії, зазвичай буде досить високим.

### Регулярний огляд

Перевірка на наявність корозії – це безперервний процес, який слід проводити регулярно. Тим не менш, надмірна увага до однієї проблеми корозії після її виявлення та забуття про боротьбу з корозією доти, доки не відбудеться наступна криза, є небезпечною, дорогою та клопіткою практикою. Більшість контрольних списків планового технічного обслуговування є достатньо докладними, щоб охопити всі критичні частини літака для їх перевірки. Найкраще використовувати ці контрольні списки як загальне керівництво для перевірок повітряних суден, пов'язаних із корозією.

### **5.10 Вплив мікроорганізмів на полімерні композиційні матеріали**

полімерні композити схильні до деградації під впливом хімічних, фізичних та біологічних факторів навколишнього середовища. Ключові фактори навколишнього середовища, які можуть впливати на довговічність полімерних композитів, включають вологість, температуру, рН, солоність, тривалі стреси та мікроби. Реакція полімерних композитів на деякі з цих факторів навколишнього середовища, таких як температура, вологість, рН, цикли заморожування-відтавання, що діють незалежно або в поєднанні, добре вивчена. Однак вплив мікробних взаємодій на міцність та довговічність полімерних композитів рідко вивчався. У цьому поточному дослідженні ми досліджуємо довговічність і живучість полімерного композиту з тканими вуглецевими волокнами в якості армування в полімерній матриці з вінілового ефіру.

Попередні дослідження показали, що інкубація сполучних матриць, таких як епоксидна смола, з окремими організмами, такими як *Pseudomonas spp.*, а також прості консорціуми мікроорганізмів можуть розкласти ці сполуки. Ці мікроорганізми зазвичай утворювали в'язкопружний шар або біоплівку на поверхні матеріалу. Можливі механізми мікробного розкладання матеріалів включали розкладання органічних полімерів у сполучній матриці, включаючи пряму дію кислот або ферментів, утворення бульбашок через виділення газу, посилене розтріскування через вапняних відкладень та виділення газу, а також дестабілізацію полімеру концентрованими хлоридами та сульфідами.

Серед цих дуже обмежених досліджень полімерних композитів більшість була зосереджена лише на вплив окремих мікроорганізмів на певні сполуки, такі як епоксидні смоли та вінілові ефіри у контрольованих умовах. Вагнер та ін піддавали полімерні композити на основі вінілового ефіру впливу чотирьох різних мікробних культур, а саме *Thiobacillus ferroxidans* (бактерія, що окислює сірку/залізо), *Pseudomonas fluorescens* (бактерія, що відкладає вапняк), *Lactococcus lactis* (бактерія, що продукує амоній та сульфід) та сульфатредуючі бактерії (SRB); одержання сульфідів з сульфату), на полімерних композитах. Бактеріальної колонізації волокон та композитів не спостерігалося. Бактерії, що продукують водень ( $H_2$ ), руйнують зв'язок між волокнами і вінілефірною смолою в полімерних композитах і проникають у смолу на межі розділу на додаток до руйнування волокон та смоли через утворення газу всередині композиту. Міцність полімерних композитів знижується після дії сірководню ( $H_2S$ ) (з *Lactococcus* і SRB) та його корозійного впливу. Крім того, на полімерні композити також може впливати вилуговує активність гетеротрофних бактерій, які витягають вуглець з полімеру, і виробництво активних форм кисню під час зростання. Вуглець є важливою поживною речовиною, необхідною для мікробного росту, а органічні компоненти сполучених матриць, таких як епоксидна смола, можуть служити єдиним джерелом вуглецю для організмів, що живуть у ґрунті, таких як *Rhodococcus rhodochrous* та *Ochrobactrum anthropic*.

Крім бактерій у кількох дослідженнях також вивчався вплив грибків на полімерні композити. Дослідження з використанням грибкового консорціуму (*Aspergillus versicolor*, *Cladosporium cladosporioides* та *Chaetomium*) на різних полімерних композитах показали, що всі зразки були колонізовані консорціумами з проникненням грибів вздовж волокон, що прискорює атаку сполучної матриці. Ймовірно, органічні сполуки у полімерних композитах служили джерелами вуглецю та енергії для зростання грибів. Універсальність полімерних композитів дозволила використовувати їх у стоматологічних пластмасах. Нещодавні дослідження вивчали вплив білків замість мікроорганізмів на полімерні композити. вивчали вплив слини людини на руйнування складноефірних зв'язків в мономерних стоматологічних смол. У дослідженні повідомлялося, що утворення білків, таких як альбумін та Zn- $\alpha$ 2-глікопротеїн, зі слини людини може зруйнувати ефірні зв'язки за рахунок посилення реакції розщеплення ефіру, яка усуває ефіри з реактивної ділянки естеразної активності альбуміну. У кількох недавніх дослідженнях повідомлялося, що полімерні композити на основі вінілового ефіру схильні до структурної деградації через УФ-опромінення, заглиблення в ґрунт, занурення в лужний розчин, вплив солі і регулярного занурення у воду, що викликає гідроліз вінілефірної смоли і згодом знижує теплові властивості складових конструкцій загалом.

Хоча ці дослідження окремих організмів та білків важливі, вони не відображають належним чином вплив складної природної мікробної спільноти на полімерні композити. Крім того, багато з цих організмів, використаних у попередніх дослідженнях, не представлені в молекулярних дослідженнях, проведених у природі (наприклад, у ґрунті), і таким чином навряд чи будуть ключовими факторами деградації композитів. Тому мало що відомо про різноманітність та вплив мікробів, що взаємодіють з полімерними композитами в природі. Незалежні від культивування дослідження, які можуть всебічно охарактеризувати мікробну спільноту та її згубний вплив на композити, необхідні для розуміння їх впливу та розробки стратегій пом'якшення наслідків.

Тут ми вивчаємо вплив складного природного мікробного співтовариства на розкладання полімерних композитів на основі вінілового ефіру та вуглецевого волокна з часом. Ми виконали додаткову механічну характеристику та характеристику матеріалів, а також мультиомний аналіз, щоб оцінити ступінь та тип деградації полімерних композитів та отримати уявлення про потенційну роль мікроорганізмів у цьому процесі з урахуванням геному. Використовуючи тимчасовий експеримент, ми змогли спостерігати поступове зниження ряду показників, пов'язаних із міцністю, жорсткістю, довговічністю та живучістю полімерних композитів. Наш складний підхід до характеристики матеріалів вперше виявив специфічні механізми, що лежать в основі розкладання полімерних композитів з часом мікроорганізмами. Наш склад мікробної спільноти та метагеномний аналіз підтверджують наші висновки, зроблені на основі механічних характеристик та характеристик матеріалів. Ми спостерігали наявність стабільної біоплівки на полімерних композитах і використовували аналізи з дозволом геному, щоб продемонструвати ймовірну роль погано вивчених мікробів, включаючи значну частину типів-кандидатів, що не культивуються, в деградації полімерних композитів. В цілому, наше дослідження показує, що некультивовані в природі мікроби мають здатність розкласти широко використовувані полімерні композитні матеріали в антропогенному середовищі.

### **5.11 Дослідження впливу полімерних композитів: відбір проб мікробіома полімерних композитів та характеристика матеріалів**

Ми використовували аналіз мікробної спільноти, заснований на секвенуванні рибосомної РНК 16 S та метагеноміці з роздільною здатністю геному, а також механічні характеристики та характеристики матеріалів на основі термогравіметричного аналізу (ТГА) та інфрачервоної спектроскопії з перетворенням Фур'є (FT - IR) для вивчення впливу мікроорганізмів. полімерні композиційні матеріали Ми виготовили композити на основі вінілового ефіру, армовані вуглецевим волокном, власними силами, використовуючи процес трансферного вакуумного формування смоли, який зазвичай використовується для виготовлення таких композитів. Ці композити були виготовлені з

використанням шарів тканих пучків вуглецевих волокон та їх укладання у напрямку товщини з подальшою інфільтрацією вінілефірної смоли через суху тканину. Тверді композити були отримані при затвердінні смоли із шарами вуглецевого волокна. Зображення виготовленого полімерного композиту, отримані за допомогою оптичної та скануючої електронної мікроскопії (SEM), показано на рис. у різних масштабах довжини. Ми інокулювали ці полімерні композити ґрунтовим розчином (ґрунт з деіонізованою водою, S + DI ), що містить зразки ґрунту, зібрані в районі, що прилягає до озера Мендота, штат Вісконсін, США, протягом 24 тижнів. Зразки інокулювали у запечатаних пляшках у присутності світла, що спочатку був аеробним, але згодом став анаеробним. Ми припустили, що ці зразки ґрунту містили різноманітну мікробну спільноту, яка могла б колонізувати полімерні композити. Два типи контрольних зразків зберігалися та аналізувалися в ході експерименту. Спочатку полімерні композити інкубували в автоклавованому ґрунтовому розчині з деіонізованою водою ( S + DI + A ). Ці зразки дозволили нам виміряти вплив хімічного складу ґрунту (без мікроорганізмів) на полімерні композити. По-друге, полімерні композити інкубували в автоклавованій деіонізованій воді ( DI + A ) для вимірювання впливу води на полімерні композити (без мікробного та хімічного впливу). Відразу після інокуляції ми спостерігали наявність біоплівки на полімерних композитах, інкубованих у ґрунті з деіонізованою водою. У двох контрольних зразках біоплівки не спостерігалися. За експериментальною та контрольною групами спостерігали протягом 24 тижнів, і кожні 2 тижні збирали зразки для визначення характеристик мікробів та матеріалів.

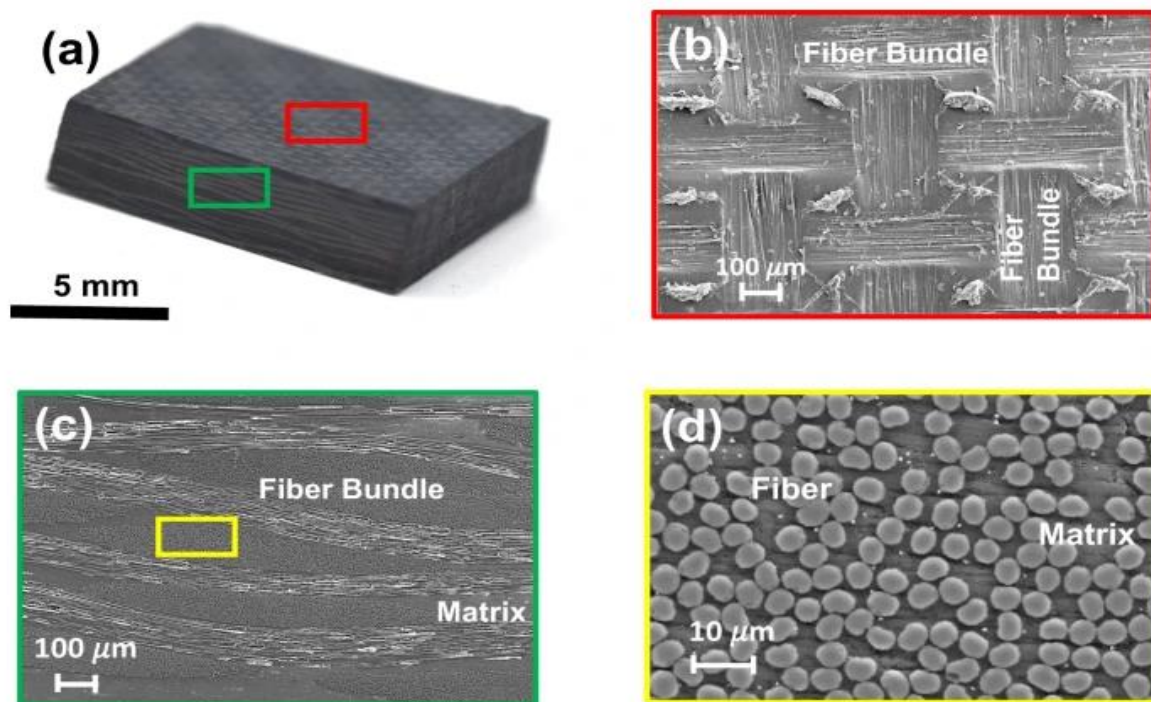


Рисунок 5. 7: Оптична та скануюча електронна мікроскопія (SEM) зображення виготовленого полімерного композиту.

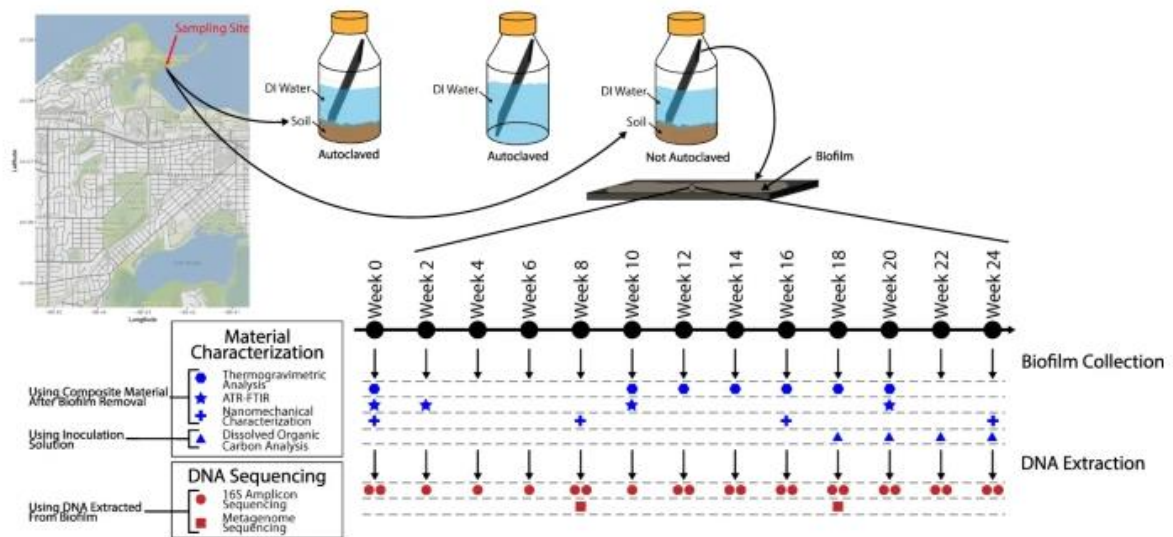


Рисунок 5.8: Схема відбору проб для експериментального вивчення деградації полімерних композитів.

Для полімерних композитів були виконані три різні процедури характеристики матеріалів, у тому числі TGA, FT-IR і наномеханічна характеристика. Можливе вилуговування вуглецю з композитів у розчин вимірювали за допомогою аналізу розчиненого органічного вуглецю (РОУ) на зразках рідини з інкубаційного розчину ближче до кінця випробувань. З цих показників ми змогли ясно показати, що прояв деградації полімерного композиту насамперед пов'язані з мікробної активністю.

Для мікробної характеристики ми виконали секвенування амплікону рибосомної РНК 16 S щоб визначити структуру і чисельність мікробного співтовариства, і метагеномне секвенування, щоб профілювати функціональну здатність мікроорганізмів розкладати полімерні композити. Наскільки нам відомо, в жодному з попередніх досліджень не вивчався комбінований вплив різноманітних мікробних угруповань, що відбуваються в природі, на полімерні композити. На відміну від попередніх досліджень, які були зосереджені на окремих ізолюваних мікроорганізмах та їх вплив на композити, переважна більшість мікроорганізмів у мікробіомі полімерних композитів не культивуються.

## 5.12 Розкладання полімерних композитів у присутності мікробів

Ми провели TGA за впливом на полімерні композити різних згаданих вище середовищ, щоб встановити ступінь деградації протягом різних періодів впливу та пролити світло на механізми деградації полімеру. Ступінь деградації полімерних композитів вимірювали за температурою початку термічного розкладання, яка, як очікується, знижуватиметься при вищому ступені

деградації. Типовим результатом TGA є відсоток втрати ваги матеріалу при нагріванні до високих температур, зазвичай у діапазоні 100-400 ° C , які відображаються на графіку. Температура, коли він нахил цього графіка значно змінюється називається температурою початку термічного розкладання. Ми відбирали зразки з областей поблизу поверхні зразків полімерного композиту щодо TGA. періодично порівнюються графіки TGA зразків у ґрунтовому розчині ( S + DI ) з 10 по 20 тиждень. Ми помітили, що температура початку термічного розкладання знижується зі збільшенням часу дії. Це пояснюється гідролізом певних груп (наприклад, складноефірних груп, груп C=O) у полімерному ланцюгу, що послаблює їх основну структуру, що призводить до розриву полімерного ланцюга з утворенням низькомолекулярних сполук. Потім ми порівняли температури початку термічного розкладання для зразків з 10-го по 20-й тиждень залежно від часу впливу для всіх середовищ. Ми помітили, що ця початкова температура значно знизилася для зразків полімерного композиту в ґрунтовому розчині ( S + DI ) порівняно з автоклавованою водою ( DI + A ) та автоклавованим ґрунтом з водою ( S + DI + A ). Ми помітили, що присутність мікроорганізмів (у зразках [ S + DI ]) сильно корелює з більш високим ступенем деградації полімерних композитів у порівнянні з іншими умовами, за яких зростання та активність мікробів були відсутні або були мінімальними. Таким чином, ми робимо висновок, що мікробна активність викликає деградацію полімерних композитів на основі розриву полімерного ланцюга, що проявляється у суттєвому зниженні температури початку плавлення. Ми додатково підтвердили ці результати, визначивши середню молекулярну масу складових зразків, підданих впливу ґрунтового розчину ( S + DI ), яка склала приблизно 2793, 2364 та 2138 моль<sup>-1</sup> відповідно для зразків 0, 10 і 20 тижнів. Видно, що середня молекулярна маса полімерного композиту з часом значно зменшилась. Це ще раз підтверджує наше твердження про те, що опосередкована мікроорганізмами активність розриву ланцюга є відповідальною за яскраво виражений процес деградації полімерного композиту.



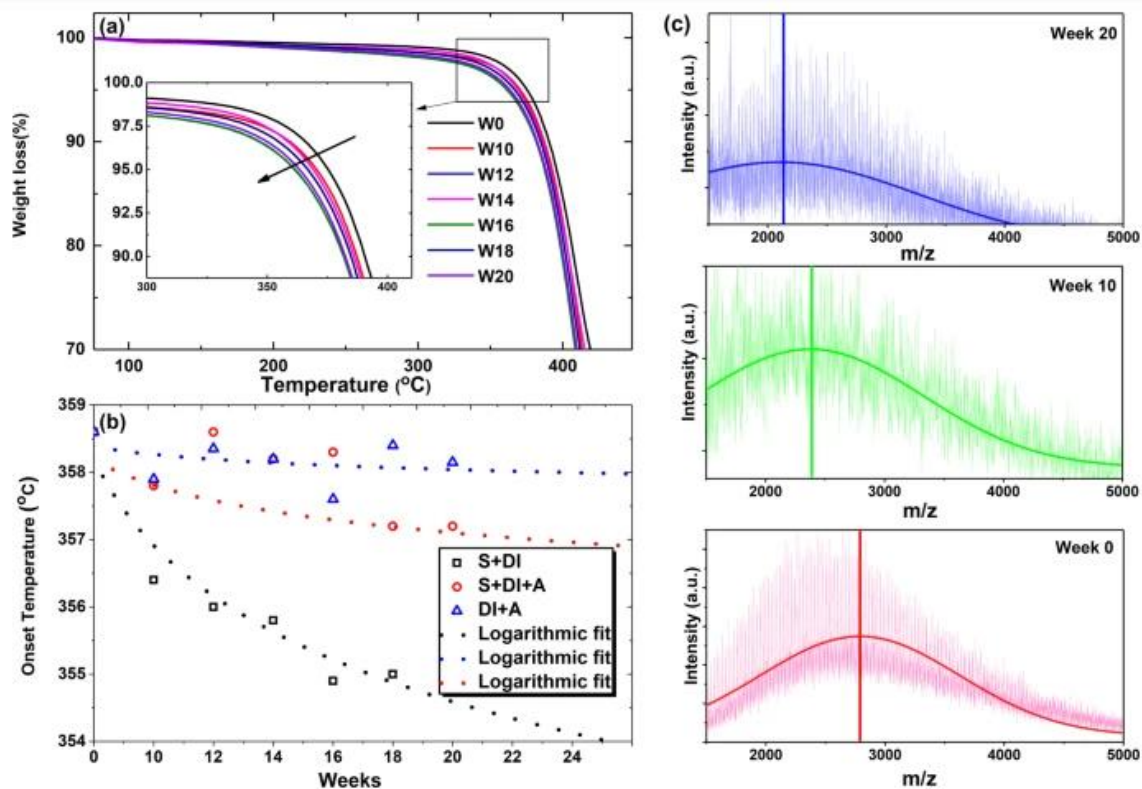


Рисунок 5.9: Мас-спектри TGA та MALDI - TOF композитів на основі вінілового ефіру, армованих вуглецевим волокном.

Щоб встановити несприятливий вплив мікробної деградації на механічні властивості полімерних композитів ми провели тести поверхневого наноіндентування на відкритих зразках полімерного композиту на основі вінілового ефіру. Зниження механічних властивостей через деградацію вимірюється з точки зору модуля, твердості та зміщення при наноіндентуванні полімерних композитів, де зниження модуля та твердості, а також збільшення зсуву є проявами деградації полімеру. Порівняння навантаження зі усуненням є типовим результатом випробувань наноіндентування. Репрезентативні графіки навантаження-зміщення, отримані в результаті випробувань на наноіндентування зразків полімерного композиту на основі вінілового ефіру, що піддавалися впливу ґрунтового розчину ( S + DI ) з 0, 8, 16 та 24 тижнів. Інші репрезентативні графіки навантаження-зміщення, отримані в результаті випробувань на вдавлення зразків полімерного композиту на основі вінілового ефіру, що зазнали впливу ґрунту з автоклавованими ( S + DI + A ) та деіонізованими автоклавними ( DI + A ) розчинами. Модуль, твердість та усунення залежно від кількості тижнів були вилучені з таких графіків. Ми спостерігали, що модуль і твердість різко знижувалися зі збільшенням числа тижнів впливу ґрунтового розчину в порівнянні з ґрунтом з автоклавним ( S + DI + A ) і деіонізованим автоклавним ( DI + A ) розчином, у той час як зміщення збільшувалося. Ці результати демонструють, що поверхневі наномеханічні

властивості полімерних композитів на основі складних вінілових ефірів несприятливо вплинула деградація, викликана мікробною активністю.

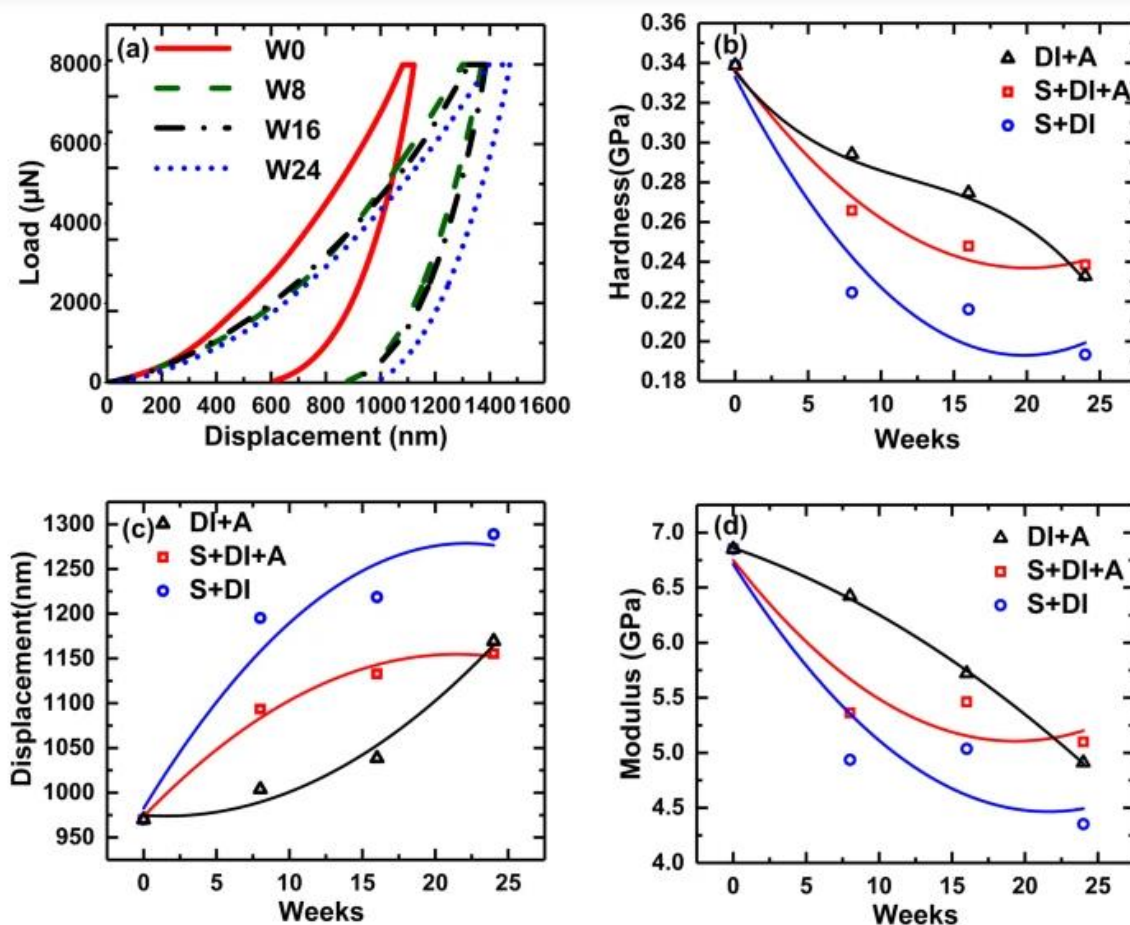


Рис.5.10: Наномеханічні характеристики композитів на основі вінілового ефіру, армованого вуглецевим волокном, у багатій смолій області поблизу поверхні.

### 5.13 Потенційний внесок мікробного метаболізму у розкладання полімерних композитів

Щоб зрозуміти мікробні механізми, що спричиняють деградацію полімерних композитів, ми визначили метаболічні шляхи в мікробних геномах, які можуть трансформувати або руйнувати окремі компоненти полімерних композитів. Загалом ми виявили шість унікальних процесів метаболізму, які потенційно шкідливо впливали на структуру полімерного композиту, викликаючи руйнування фізичної структури в результаті утворення газу та утворення бульбашок, а також деградацію органічних сполук у матриці в результаті розриву ланцюга та інших процесів. що утворення таких газів, як водень та газ  $\text{H}_2\text{S}$  може зруйнувати сполучну матрицю і знизити структурну цілісність композиту. Метаболічна здатність виробляти водень була ідентифікована в 24 MAG з 11 різних ліній за участю трьох гідрогеназ, що виділяють водень, включаючи два сімейства гідрогеназ [ FeFe ] та гідрогенази групи 4 [ NiFe ].

Серед чотирьох найпоширеніших ліній складного мікробіома ми виявили цю здатність у MAG з CPR / *Patescibacteria*, *Deltaproteobacteria* та *Chloroflexi*. Два різні мікробні шляхи можуть виробляти  $H_2S$  за рахунок анаеробного дихання сульфату/сульфіту або за рахунок деградації амінокислоти цистеїну. У той час як обидві ці метаболічні здібності були виявлені у складному мікробіомі, деградація цистеїну спостерігалася інтенсивніше. Здатність дихати сульфатом/сульфітом і продукувати  $H_2S$  спостерігалася тільки у MAG ліній *Deltaproteobacteria*, *Nitrospirae* та *Firmicutes*.

Ми ідентифікували чотири компоненти сполучної матриці полімерного композиту, здатні до деградації під дією мікробів, включаючи метилакрилат, бісфенол А, метилетилкетон та складні ефіри. Серед них найбільш поширеною здатністю композитного мікробіома була здатність розкласти акрилат за рахунок активності амідази, яка спостерігалася у 77% усіх MAG. Здатність до деградації бісфенолу А та його ефірів у біоплівці була менш поширена та виявлена у семи MAG кожна. Шляхів розкладання метилетилкетону в жодного з організмів виявлено був. Оскільки безпосередньо не вимірювали активність цих процесів, ми оцінили швидкість зростання мікроорганізмів, яка, ймовірно, пов'язана з деградацією композитів. Це було виконано з використанням нещодавно продемонстрованого підходу, в якому було показано, що швидкість росту мікробних штамів у їхньому природному середовищі може бути визначена шляхом вимірювання відношення покриття ДНК на початку та наприкінці реплікації в геномі. Ми спостерігали, що мікроорганізми з усіх чотирьох поширених ліній, *Chlorobi*, *Chloroflexi*, *Deltaproteobacteria* і CPR / *Patescibacteria*, активно росли. Ми припускаємо, що значна частина цих організмів, ймовірно, є джерелом вуглецю з полімерних композитів, які високі темпи зростання пов'язані з руйнуванням полімерного композиту.

## **Висновки**

Використання композитів дає суттєві переваги експлуатантам повітряних суден у вигляді економії палива, зниження ваги, втомної та корозійної стійкості та збільшення терміну служби. Композитні літаки сертифікуються за тими самими правилами, що й звичайні аналоги. Через специфіку композитів органи льотної придатності розробили нові прийнятні засоби відповідності (АМС), щоб адаптуватися до цієї нової технології та забезпечити еквівалентний рівень безпеки. Відповідно до своєї політики щодо впровадження нових технологій Airbus далеко пішов від цих АМС.

Композитні літаки також спроектовані так, щоб реагувати на оперативні загрози, а в деяких випадках, наприклад, на втому та корозію, краще, ніж традиційні металеві літаки. Композити також забезпечують деякі додаткові переваги з погляду поведінки при займанні: пластик, армований вуглецевим волокном

(CFRP), самозагасаючий і стійкіший до прогорання, ніж алюміній. Композити, однак, мають специфіку, яку необхідно враховувати при оцінці пошкоджень: невидиме бічне пошкодження може бути більшим, ніж видиме зовнішнє пошкодження.

Після візуального огляду програми технічного обслуговування вимагають:

Жодних подальших дій, якщо пошкодження ледь помітно

Спеціальна перевірка, якщо вм'ятина знаходиться за межами порога пошкодження візуального огляду (BVID).

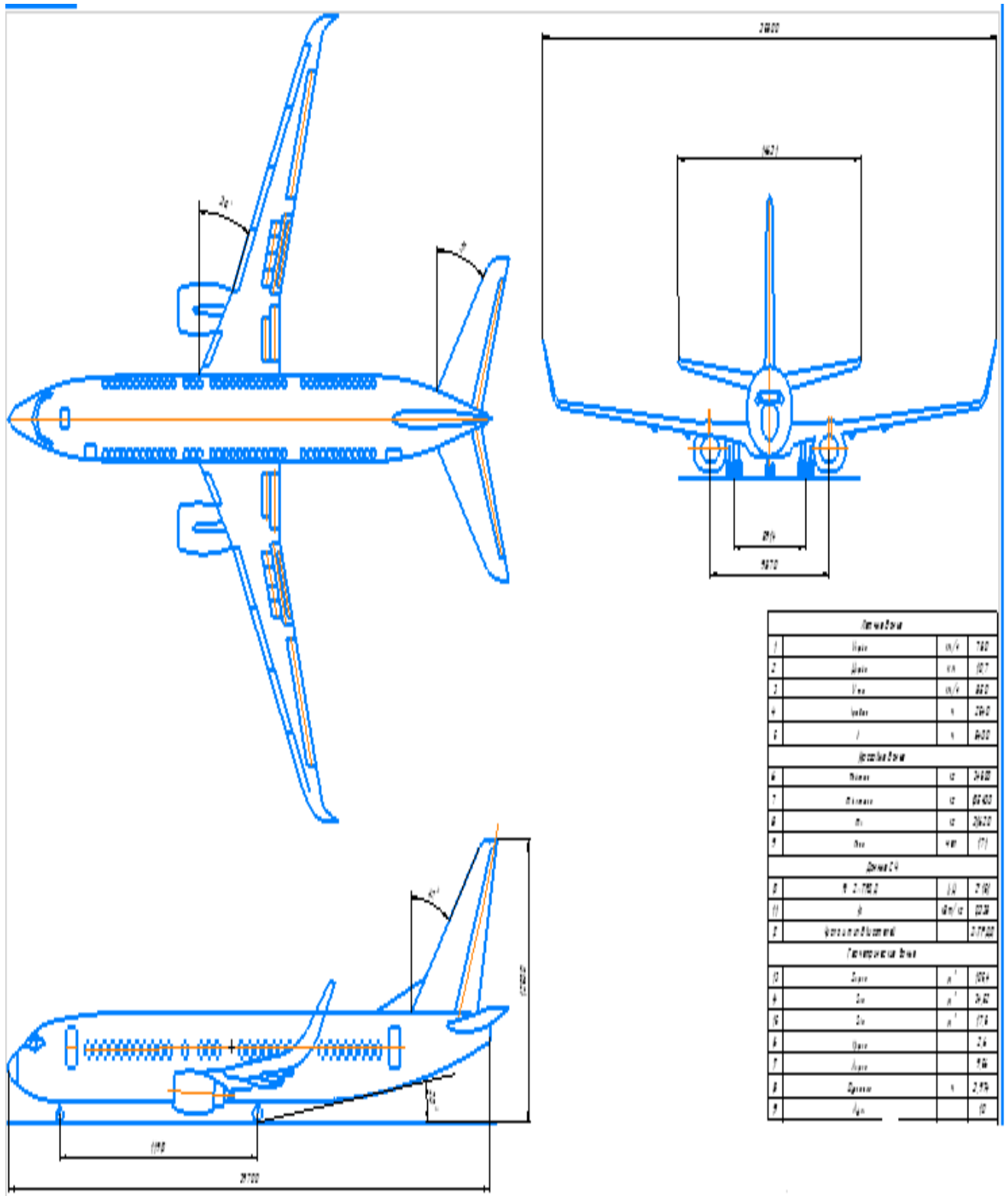
Це правило має два винятки: розриви шин та наїзди наземних транспортних засобів. Обидва типи подій необхідно завжди повідомляти, і вони вимагають відповідної перевірки перед поверненням повітряного судна в експлуатацію.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

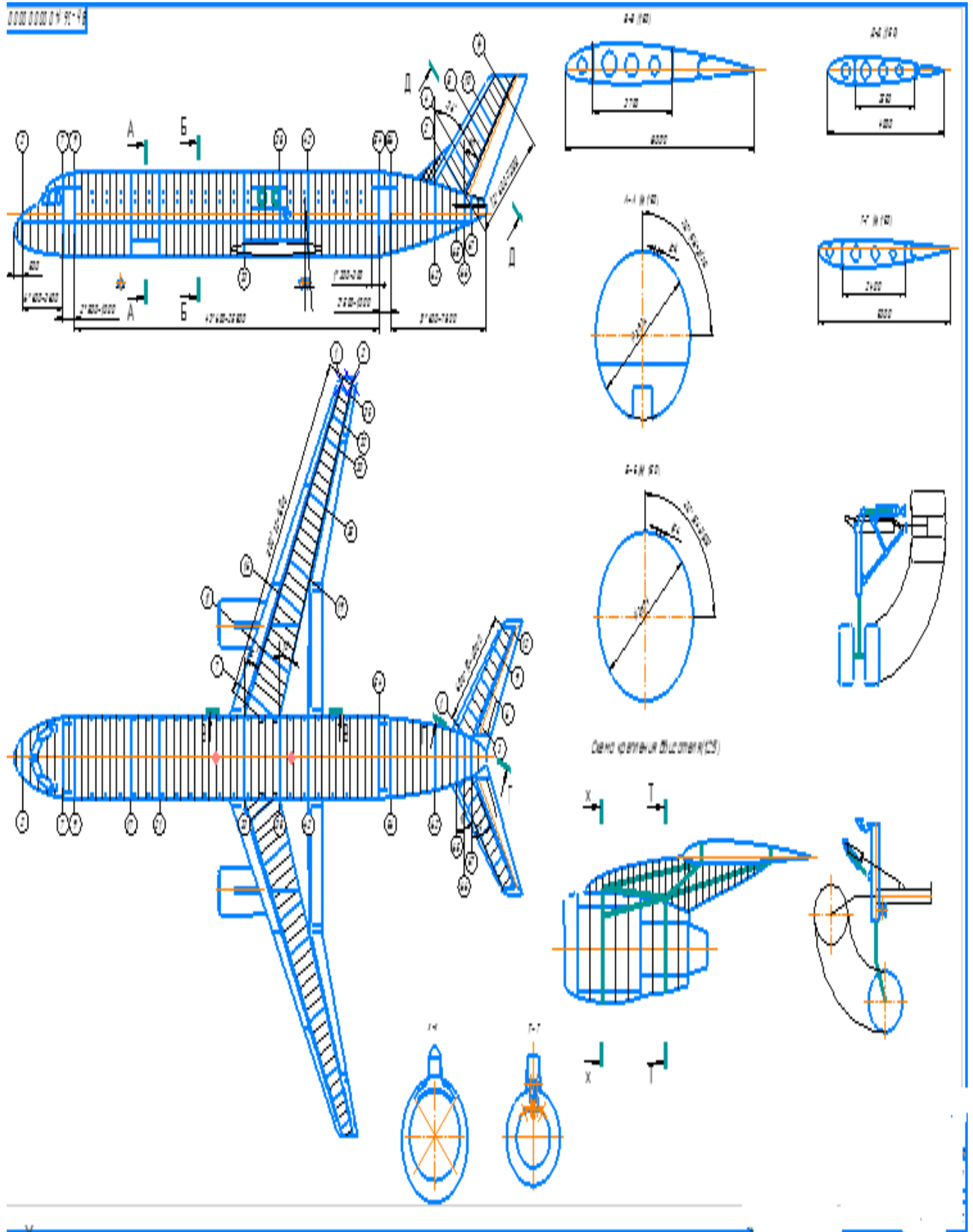
1. Основні положення повітряного кодексу України та норм льотної придатності літаків транспортної категорії. - Навч. посібник / О. Т. Василевський, В. А. Гребеніков, В. Н. Ніколаєнко. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ», 2006. – 322 с.
2. Безпека АВІАЦІЇ/В.П. Бабак, В. П. Марченко, В.О. Максимов та ін.; за ред. В.П. Бабака. – К.: Техніка, 2004. –584 с.
3. Риженко О.І., Кривцов В.С. Живучість авіаційних силових установок / Підручник для студентів вищих навчальних закладів (напрямок "Авіація та космонавтика") - Харків: Нац. аерокосм. ун-т "Харк. авіація. ін-т", 2004. – 659 с.
4. Риженко О.І., Рябков В.І. Особливі польотні ситуації та причини їх виникнення на літаках та гелікоптерах: Навч. посібник з курсу «Надійність та живучість літаків та вертольотів». – Харків: Держ. Аерокосмічний ун-т "Харк. авіац. ін-т", 1999. - 287 с. Б-3, К60.
5. В.М. Зайцев, Г.М. Ночовкін Конструкція та міцність літаків: Підручник для студентів авіаційних вузів, Київ: Вища школа, 1974 г., 544с.
6. Проектування лонжеронів крил літака / Л.В. Капітанова, В.М. Ніколаєнко, А.А. Редько, В. І. Рябков, С.В. Трубаєв, Т.П. Цепляєва - Навч. Посібник для студентів спеціальності "Літаки і вертольоти". – Харків: Нац. Аерокосм. Ун-т "Харк. авіація. ін-т", 2006.-72с.
7. Енциклопедія безпеки авіації/Н.С. Кулік, В.П. Харченко, М.Г. Луцький та ін.; Під ред. Н.С. Куліка. - К.: Техніка, 2008. - 1000с.
8. Авіаційні правила України, частина 25 «Підтримання льотної придатності повітряних суден та авіаційних виробів, компонентів та обладнання та схвалення організацій та персоналу, залучених до виконання цих завдань» з поправками, враховуючи Регламент Європейської Комісії від 16 вересня 2015 року .
9. В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, М.М. Федотов «Інженерні основи функціонування та загальне будівництво аерокосмічної техніки», Частина 2. Харків Національний Аерокосмічний університет «ХАІ» 2002, 722с.  
Проектування лонжеронів крил літака / Л.В. Капітанова, В.М.Ніколаєнко, О.О. Редько, В. І. Рябков, С.В. Трубаєв, Т.П. Цепляєва - Навч. Посібник для студентів спеціальності "Літаки і вертольоти". – Харків: Нац. Аерокосм. Ун-т "Харк. авіація. ін-т", 2006.-72с.
10. Boeing 737 Operations manual
11. Boeing 737-600/700/800 Aircraft maintenance FLIGHT CREW OPERATING
12. Орловський М.М. Технічне обслуговування повітряних суден та авіадвигунів – Харків: НАК “ХАІ”, 2014.- 190 с.
13. Основні положення повітряного кодексу України та норм льотної придатності літаків транспортної категорії. - Навч. посібник/Є.Т.

- Василевський, В.А. Гребеніков, В.М. Ніколаєнко. – Харків: НАК “ХАІ”, 2006.-332с
14. Ефективність технічної експлуатації літаків цивільної авіації / С. В. Далецький, О. Я. Деркач. - М.: Машинобудування, 1996. - 356 с.
  15. Офіційний сайт ІКАО [www.aviation safety network](http://www.aviation-safety-network)
  16. ICAO SAFETY REPORT 2021
  17. Конспект лекції 2022
  18. МІЖДЕРЖАВНИЙ АВІАЦІЙНИЙ КОМІТЕТ АП-25, редакція 3 із поправками 1–7 ВАТ «АВІАІЗДАТ» .
  19. Посібник із наземного обслуговування повітряних суден ВАТ «Міжнародний аеропорт Краснодар» .
  20. Далецький С. В. Ефективність технічної експлуатації літаків цивільної авіації / С. В. Далецький, О. Я. Деркач, А. Н. Петров. - М.: Машинобудування, 1996. - 356 с.
  21. Іцкович А. А. Оптимізація програми технічного обслуговування та ремонт машин. - М.: Машинобудування, 1998. - 235 с.
  22. Основні положення повітряного кодексу України та норм льотної придатності літаків транспортної категорії. - Навч. посібник/Є.Т. Василевський, В.А. Гребеніков, В.М. Ніколаєнко. – Харків: НАК “ХАІ”, 2006.-332с
  23. Навчальний посібник з дисципліни ПАЛИВНА БЕЗПЕКА ,2003
  24. [https // http :// caa . kg / ru / deyatelnost / bezopasnost - poletov / .](https://http://caa.kg/ru/deyatelnost/bezopasnost-poletov/)
  25. [https :// www . Researchgate . net / publication / 259131824 \\_Analyzing \\_aviation \\_safety \\_Problems \\_challenges \\_opportunities .](https://www.Researchgate.net/publication/259131824_Analyzing_aviation_safety_Problems_challenges_opportunities)

## Додаток 1 Загальний вигляд



## Додаток 2 Конструктивно-силова схема





### Додаток 3

Група 160опс Н FRL В agezza Н amza  
Літак дозвуковий неманеврений, звичайної схеми

-----  
Значення чисел Маха

Мах 0.20 0.30 0.40 0.50 0.60 0.70 0.80 1.20  
-----

-----  
Поляр літака  $S_{xa} = S_{x0} + A \cdot C_{ya}^2 + dC_{xi}$  для  $H=0.0$

Кількість рядків у колонках для кожного числа М:

7 6 6 6 6 5 5

$C_{ya} = 0.0$  0.02764 0.02686 0.02638 0.02603 0.02576 0.02552 0.02531 0.31474

$C_{ya} = 0.2$  0.02917 0.02839 0.02791 0.02757 0.02730 0.02707 0.02687 0.32041

$C_{ya} = 0.4$  0.03393 0.03319 0.03274 0.03244 0.03222 0.03204 0.03190 0.33740

$C_{ya} = 0.6$  0.04222 0.04157 0.04123 0.04106 0.04100 0.04102 0.04111 0.36572

$C_{ya} = 0.8$  0.05450 0.05407 0.05401 0.05419 0.05458 0.05519 0.05609 0.40537

$C_{ya} = 1.0$  0.07177 0.07200 0.07284 0.07434 0.07690 0.08237

$C_{ya} = 1.2$  0.10017  
-----

-----  
Коефіцієнти  $C_{ya}$ ,  $S_{xa}$  на критичному куті атаки

$C_{yamax}$  1.23192 1.19221 1.15138 1.10943 1.06636 1.02216 0.97683 1.20000

$S_{xakri}$  0.12403 0.11965 0.11558 0.11167 0.10786 0.10412 0.11808 0.80000

Примітка.  $C_{yamax} = 1.20$  при  $M = 1.20$  за книгою Л. Ч., "Д.п.", с.112.  
-----

-----  
Масові та геометричні характеристики літака

51840 - злітна маса, кг;

15552 - запас палива, кг;

129.6 - площа крила, м<sup>2</sup>;

-----  
Таблиця 2

Поляри літака у польотній конфігурації

$M=0.0$   $M=0.2$   $M=0.3$   $M=0.4$   $M=0.5$

№  $C_{ya}$   $S_{xa}$   $C_{ya}$   $S_{xa}$   $C_{ya}$   $S_{xa}$   $C_{ya}$   $S_{xa}$   $C_{ya}$   $S_{xa}$

1 0.0000 0.0276 0.0000 0.0276 0.0000 0.0269 0.0000 0.0264 0.0000 0.0260

2 0.2000 0.0292 0.2000 0.0292 0.2000 0.0284 0.2000 0.0279 0.2000 0.0276

3 0.4000 0.0339 0.4000 0.0339 0.4000 0.0332 0.4000 0.0327 0.4000 0.0324

4 0.6000 0.0422 0.6000 0.0422 0.6000 0.0416 0.6000 0.0412 0.6000 0.0411

5 0.8000 0.0545 0.8000 0.0545 0.8000 0.0541 0.8000 0.0540 0.8000 0.0542

6 1.0000 0.0718 1.0000 0.0718 1.0000 0.0720 1.0000 0.0728 1.0000 0.0743

7 1.2000 0.1002 1.2000 0.1002 1.1922 0.1196 1.1514 0.1156 1.1094 0.1117

8 1.2319 0.1240 1.2319 0.1240 1.1922 0.1196 1.1514 0.1156 1.1094 0.1117

продовження таблиці 2

Поляри літака у польотній конфігурації

$M=0.6$   $M=0.7$   $M=0.8$   $M=1.2$

№  $C_{ya}$   $S_{xa}$   $C_{ya}$   $S_{xa}$   $C_{ya}$   $S_{xa}$   $C_{ya}$   $S_{xa}$

1 0.0000 0.0258 0.0000 0.0255 0.0000 0.0253 0.0000 0.3147

2 0.2000 0.0273 0.2000 0.0271 0.2000 0.0269 0.2000 0.3204

3 0.4000 0.0322 0.4000 0.0320 0.4000 0.0319 0.4000 0.3374

4 0.6000 0.0410 0.6000 0.0410 0.6000 0.0411 0.6000 0.3657

5 0.8000 0.0546 0.8000 0.0552 0.8000 0.0561 0.8000 0.4054

6 1.0000 0.0769 1.0000 0.0824 0.9768 0.1181 1.2000 0.8000

7 1.0664 0.1079 1.0222 0.1041 0.9768 0.1181 1.2000 0.8000

8 1.0664 0.1079 1.0222 0.1041 0.9768 0.1181 1.2000 0.8000

Таблиця 3

Масові характеристики літака

51840 - злітна маса літака, кг;  
15552 - повний запас палива, кг;  
45619 - розрахункова маса літака, кг;  
3110 - аеронавігаційний запас палива, кг;  
39398 - посадкова маса літака, кг;

Таблиця 4

Поляри літака в польоті, зліт. та посадоч. конфігураціях при  $M = 0.2$

Політна Злітна Посадкова

№	Суа	Сха	Суа_В	Сха_В	Суа_Z	Сха_Z
1	0.0000	0.0276	0.2500	0.0580	0.4500	0.0829
2	0.2000	0.0292	0.4500	0.0596	0.6500	0.0844
3	0.4000	0.0339	0.6500	0.0643	0.8500	0.0892
4	0.6000	0.0422	0.8500	0.0726	1.0500	0.0975
5	0.8000	0.0545	1.0500	0.0849	1.2500	0.1098
6	1.0000	0.0718	1.2500	0.1022	1.4500	0.1271
7	1.2000	0.1002	1.4500	0.1306	1.6500	0.1554
8	1.2319	0.1240	1.4819	0.1544	1.6819	0.1793

Таблиця 5

Політ на критичному вугіллі атаки

H, м	Ms	Суа_max	Сха_кр
0	0.1988	1.2319	0.1240
1000	0.2194	1.2242	0.1232
2000	0.2388	1.2165	0.1223
3000	0.2562	1.2096	0.1216
4000	0.2717	1.2035	0.1209
5000	0.2855	1.1980	0.1203
6000	0.2977	1.1931	0.1197
7000	0.3260	1.1816	0.1186
8000	0.3546	1.1699	0.1174
9000	0.3796	1.1597	0.1164
10000	0.4031	1.1501	0.1155
11000	0.4462	1.1320	0.1138
12000	0.4825	1.1168	0.1124
13000	0.5251	1.0986	0.1107
14000	0.5739	1.0776	0.1089
15000	0.6253	1.0552	0.1069

Таблиця 6

Значення чисел M, що відповідають порядковим номерам nM

H, м \ nM	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	0.1988	0.2000	0.3000	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
1000	-	0.2194	0.3000	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
2000	-	0.2388	0.3000	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
3000	-	0.2562	0.3000	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
4000	-	0.2717	0.3000	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
5000	-	0.2855	0.3000	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
6000	-	0.2977	0.3000	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
7000	-	-	0.3260	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
8000	-	-	0.3546	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
9000	-	-	0.3796	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
10000	-	-	-	0.4031	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
11000	-	-	-	0.4462	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
12000	-	-	-	0.4825	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000

13000	-	-	-	-	0.5251	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
14000	-	-	-	-	0.5739	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
15000	-	-	-	-	0.6253	0.7000	0.8000	1.2000	

Таблиця 7

Значення  $S_{\alpha\_Г}$ , потрібні для горизонтального польоту

$H, м/nM$	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	1.2319	1.2167	0.5408	0.3042	0.1947	0.1352	0.0993	0.0760	0.0338
1000	-	1.2242	0.6096	0.3429	0.2195	0.1524	0.1120	0.0857	0.0381
2000	-	1.2165	0.6892	0.3877	0.2481	0.1723	0.1266	0.0969	0.0431
3000	-	1.2096	0.7814	0.4395	0.2813	0.1954	0.1435	0.1099	0.0488
4000	-	1.2035	0.8886	0.4998	0.3199	0.2222	0.1632	0.1250	0.0555
5000	-	1.1980	1.0138	0.5702	0.3650	0.2534	0.1862	0.1426	0.0634
6000	-	1.1931	1.1604	0.6527	0.4178	0.2901	0.2131	0.1632	0.0725
7000	-	1.1816	0.7498	0.4799	0.3332	0.2448	0.1875	0.0833	
8000	-	1.1699	0.8645	0.5533	0.3842	0.2823	0.2161	0.0961	
9000	-	1.1597	1.0007	0.6404	0.4447	0.3267	0.2502	0.1112	
10000	-	1.1501	0.7444	0.5169	0.3798	0.2908	0.1292		
11000	-	1.1320	0.8690	0.6034	0.4433	0.3394	0.1509		
12000	-	1.1168	1.0168	0.7061	0.5188	0.3972	0.1765		
13000	-	1.0986	0.8262	0.6070	0.4647	0.2066			
14000	-	1.0776	0.9667	0.7102	0.5438	0.2417			
15000	-	1.0552	0.8309	0.6362	0.2827				

Таблиця 8

Значення  $S_{\alpha\_Г}$ , що відповідають значенням  $S_{\alpha\_Г}$

$H, м/nM$	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	0.1240	0.1127	0.0391	0.0304	0.0275	0.0268	0.0263	0.0259	0.3157
1000	-	0.1232	0.0422	0.0314	0.0280	0.0269	0.0264	0.0260	0.3158
2000	-	0.1223	0.0471	0.0324	0.0287	0.0271	0.0265	0.0261	0.3160
3000	-	0.1216	0.0529	0.0344	0.0295	0.0273	0.0266	0.0262	0.3161
4000	-	0.1209	0.0620	0.0370	0.0305	0.0278	0.0268	0.0263	0.3163
5000	-	0.1203	0.0754	0.0400	0.0316	0.0286	0.0270	0.0264	0.3165
6000	-	0.1197	0.1118	0.0446	0.0332	0.0295	0.0274	0.0266	0.3168
7000	-	0.1186	0.0508	0.0359	0.0306	0.0282	0.0268	0.3171	
8000	-	0.1174	0.0601	0.0390	0.0318	0.0291	0.0273	0.3175	
9000	-	0.1164	0.0730	0.0437	0.0342	0.0302	0.0281	0.3179	
10000	-	0.1155	0.0505	0.0374	0.0315	0.0292	0.3184		
11000	-	0.1138	0.0611	0.0412	0.0340	0.0304	0.3190		
12000	-	0.1124	0.0801	0.0482	0.0374	0.0318	0.3197		
13000	-	0.1107	0.0575	0.0415	0.0349	0.3210			
14000	-	0.1089	0.0732	0.0488	0.0385	0.3239			
15000	-	0.1069	0.0594	0.0438	0.3274				

Таблиця 9

Потрібна сила тяги, Н

$H, м/nM$	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	45041	41425	32337	44749	63263	88690	118414	152388	4178825
1000	-	45014	30947	40914	57165	79058	105426	135564	3708093
2000	-	44987	30603	37438	51824	70329	93656	120318	3281513
3000	-	44962	30291	35032	46994	62438	83015	106534	2895828
4000	-	44940	31221	33096	42639	56074	73417	94101	2547952
5000	-	44920	33280	31355	38719	50510	64781	82914	2234966
6000	-	44901	43090	30568	35559	45517	57504	72877	1954113
7000	-	44901	30311	33452	41050	51499	63894	1702793	
8000	-	44904	31092	31572	37064	46142	56459	1478557	
9000	-	44907	32648	30537	34386	41376	50308	1279103	
10000	-	44913	30374	32327	37151	44855	1102269		
11000	-	44964	31476	30569	34295	40036	946028		
12000	-	45008	35230	30541	32229	35851	810321		
13000	-	45084	31137	30598	33578	695182			
14000	-	45192	33868	30758	31692	599685			

15000 - - - - - 45329 31977 30815 518089

Таблиця 10

Коефіцієнт впливу висоти на тягу ТВД

H, м 0 2000 4000 6000 8000 10000 12000 13000 14000

ksiH 1.0000 1.0000 0.8710 0.7534 0.6468 0.5505 0.4325 0.3696 0.3159

Коефіцієнт впливу числа M на тягу ТВД при H=0

nM 0 1 2 3 4 5 6 7 8

ksiM 0.8320 0.8312 0.7696 0.7199 0.6821 0.6562 0.6421 0.6399 -

Коефіцієнт тяги, що розташовується.

H, м/nM 0 1 2 3 4 5 6 7 8

0 0.8320 0.8312 0.7696 0.7199 0.6821 0.6562 0.6421 0.6399 -  
1000 0.9900 0.8184 0.7696 0.7199 0.6821 0.6562 0.6421 0.6399 -  
2000 0.9900 0.8059 0.7696 0.7199 0.6821 0.6562 0.6421 0.6399 -  
3000 0.9247 0.7427 0.7189 0.6725 0.6371 0.6129 0.5998 0.5977 -  
4000 0.8623 0.6845 0.6704 0.6271 0.5941 0.5715 0.5593 0.5574 -  
5000 0.8027 0.6307 0.6240 0.5837 0.5531 0.5321 0.5207 0.5189 -  
6000 0.7459 0.5808 0.5799 0.5424 0.5139 0.4944 0.4838 0.4822 -  
7000 0.6918 0.6918 0.5280 0.5031 0.4766 0.4585 0.4487 0.4472 -  
8000 0.6403 0.6403 0.4793 0.4656 0.4412 0.4244 0.4153 0.4139 -  
9000 0.5914 0.5914 0.4355 0.4301 0.4075 0.3920 0.3836 0.3823 -  
10000 0.5450 0.5450 0.5450 0.3956 0.3755 0.3612 0.3535 0.3523 -  
11000 0.5010 0.5010 0.5010 0.3548 0.3452 0.3321 0.3250 0.3239 -  
12000 0.4282 0.4282 0.4282 0.2975 0.2950 0.2838 0.2777 0.2768 -  
13000 0.3659 0.3659 0.3659 0.3659 0.2493 0.2425 0.2373 0.2365 -  
14000 0.3128 0.3128 0.3128 0.3128 0.2091 0.2073 0.2029 0.2022 -  
15000 0.2673 0.2673 0.2673 0.2673 0.2673 0.1759 0.1734 0.1728 -

Таблиця 12

Розташована тяга літака, H

111105 - стартова тяга всіх двигунів літака H;

H, м/nM 0 1 2 3 4 5 6 7 8

0 92444 92351 85509 79988 75786 72904 71342 71100 -  
1000 109994 90924 85509 79988 75786 72904 71342 71100 -  
2000 109994 89540 85509 79988 75786 72904 71342 71100 -  
3000 102740 82520 79870 74713 70788 68096 66637 66411 -  
4000 95807 76053 74480 69671 66011 63501 62140 61930 -  
5000 89187 70074 69334 64857 61450 59113 57847 57651 -  
6000 82874 64532 64426 60266 57100 54929 53752 53570 -  
7000 76861 76861 58662 55893 52957 50943 49852 49683 -  
8000 71140 71140 53250 51733 49016 47152 46142 45985 -  
9000 65705 65705 48391 47781 45271 43550 42617 42472 -  
10000 60549 60549 60549 43949 41719 40132 39272 39139 -  
11000 55665 55665 55665 39415 38354 36895 36105 35982 -  
12000 47572 47572 47572 33053 32777 31531 30855 30750 -  
13000 40657 40657 40657 40657 27700 26947 26370 26281 -  
14000 34749 34749 34749 34749 23229 23032 22538 22462 -  
15000 29701 29701 29701 29701 29701 19546 19264 19199 -

Таблиця 13

Найвна потужність літака, кВт

H, м/nM 0 1 2 3 4 5 6 7 8

0 6253 6285 8729 10888 12895 14885 16994 19356 -  
1000 - 6710 8630 10764 12748 14716 16801 19136 -  
2000 - 7110 8530 10639 12601 14546 16606 18914 -  
3000 - 6946 7873 9820 11630 13425 15327 17457 -  
4000 - 6706 7253 9046 10713 12367 14119 16081 -  
5000 - 6412 6667 8316 9849 11369 12980 14784 -  
6000 - 6080 6116 7629 9035 10429 11907 13562 -  
7000 - - 5972 6982 8269 9546 10898 12413 -  
8000 - - 5817 6376 7551 8717 9952 11335 -  
9000 - - 5581 5807 6878 7939 9064 10324 -

10000	-	-	-	5306	6248	7213	8234	9379	-
11000	-	-	-	5191	5660	6534	7459	8496	-
12000	-	-	-	4706	4836	5582	6373	7259	-
13000	-	-	-	4292	4771	5447	6204	-	-
14000	-	-	-	3934	4078	4655	5302	-	-
15000	-	-	-	3606	3979	4532	-	-	-

Таблиця 14

Швидкопідйомність літака  $V_y$ , м/с

$H, \text{м/nM}$	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	7.2	7.7	12.1	10.7	4.8	-7.2	-25.1	-49.5	-
1000	-	7.6	12.3	11.8	7.0	-2.8	-17.9	-38.8	-
2000	-	7.9	12.2	12.7	8.9	1.1	-11.6	-29.3	-
3000	-	7.1	10.9	11.7	8.7	2.5	-8.4	-23.6	-
4000	-	6.1	9.4	10.6	8.5	3.2	-5.7	-18.7	-
5000	-	5.1	7.7	9.6	8.1	3.7	-3.5	-14.5	-
6000	-	4.1	4.5	8.4	7.6	4.0	-1.9	-10.9	-
7000	-	-	3.1	7.1	6.8	4.1	-0.8	-7.9	-
8000	-	-	2.0	5.7	6.0	4.2	-	-5.8	-
9000	-	-	0.9	4.1	5.0	3.7	0.6	-4.3	-
10000	-	-	-	-0.3	3.8	3.1	1.0	-3.1	-
11000	-	-	-	-1.6	2.3	2.5	0.8	-2.1	-
12000	-	-	-	-3.8	-0.8	0.4	-0.6	-2.7	-
13000	-	-	-	-	-6.0	-1.7	-2.0	-3.9	-
14000	-	-	-	-	-8.3	-4.3	-3.8	-4.9	-
15000	-	-	-	-	-	-10.6	-5.9	-6.1	-

Таблиця 15

Характеристики польоту

$H, \text{м}$	$M_s$	$M_{\text{min}}$	$M_{\text{ек}}$	$M_{\text{nv}}$	$M_{\text{наб}}$	$M_c$	$M_{\text{тах}}$	$V_{\text{тах}}$	хвилин
0	0.199	0.198	0.247	0.290	0.324	0.336	0.537	12.38	0.00
1000	0.219	0.222	0.275	0.321	0.345	0.361	0.578	12.97	1.32
2000	0.239	0.239	0.294	0.332	0.358	0.379	0.604	12.81	2.60
3000	0.256	0.256	0.314	0.338	0.371	0.404	0.623	11.92	3.95
4000	0.272	0.270	0.329	0.355	0.389	0.432	0.639	10.79	5.43
5000	0.285	0.284	0.346	0.380	0.407	0.459	0.652	9.70	7.08
6000	0.298	0.303	0.369	0.407	0.427	0.492	0.668	8.66	8.90
7000	0.326	0.325	0.393	0.433	0.445	0.527	0.684	7.51	10.93
8000	0.355	0.349	0.422	0.461	0.469	0.569	0.700	6.37	13.32
9000	0.380	0.376	0.457	0.488	0.495	0.614	0.722	5.23	16.30
10000	0.403	0.411	0.485	0.529	0.530	0.665	0.732	3.84	19.95
11000	0.446	0.471	0.525	0.574	0.567	0.709	0.712	2.53	24.88
12000	0.483	0.566	0.564	0.624	0.603	0.739	0.644	0.68	35.87
13000	0.525	-	0.605	0.672	-	0.753	-	-1.41	-
14000	0.574	-	0.658	0.717	-	0.758	-	-3.42	-
15000	0.625	-	0.728	0.756	-	0.757	-	-5.14	-

Таблиця 16

Коефіцієнт питомої витрати пального, кг/Н/год.

$H, \text{м/nM}$	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	0.0591	0.0591	0.0612	0.0635	0.0661	0.0692	0.0728	0.0770	-
1000	0.0513	0.0584	0.0601	0.0624	0.0651	0.0682	0.0718	0.0760	-
2000	0.0503	0.0578	0.0591	0.0614	0.0640	0.0671	0.0707	0.0750	-
3000	0.0493	0.0571	0.0580	0.0603	0.0630	0.0661	0.0697	0.0739	-
4000	0.0482	0.0564	0.0570	0.0593	0.0619	0.0650	0.0686	0.0729	-
5000	0.0472	0.0556	0.0559	0.0582	0.0609	0.0640	0.0676	0.0718	-
6000	0.0461	0.0548	0.0549	0.0572	0.0598	0.0629	0.0665	0.0708	-
7000	0.0451	0.0451	0.0544	0.0561	0.0588	0.0619	0.0655	0.0697	-
8000	0.0440	0.0440	0.0540	0.0551	0.0577	0.0608	0.0644	0.0687	-
9000	0.0430	0.0430	0.0535	0.0540	0.0567	0.0598	0.0634	0.0676	-
10000	0.0419	0.0419	0.0419	0.0531	0.0556	0.0587	0.0623	0.0666	-
11000	0.0409	0.0409	0.0409	0.0531	0.0546	0.0577	0.0613	0.0655	-

12000	0.0409	0.0409	0.0409	0.0541	0.0546	0.0577	0.0613	0.0655	-
13000	0.0409	0.0409	0.0409	0.0409	0.0553	0.0577	0.0613	0.0655	-
14000	0.0409	0.0409	0.0409	0.0409	0.0568	0.0577	0.0613	0.0655	-
15000	0.0409	0.0409	0.0409	0.0409	0.0409	0.0585	0.0613	0.0655	-

Таблиця 17

Положення дроселя в установ. прямолін. горизон. польоті

H, м/nM	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	0.487	0.449	0.378	0.559	0.835	1.000	1.000	1.000	-
1000	-	0.495	0.362	0.511	0.754	1.000	1.000	1.000	-
2000	-	0.502	0.358	0.468	0.684	0.965	1.000	1.000	-
3000	-	0.545	0.379	0.469	0.664	0.917	1.000	1.000	-
4000	-	0.591	0.419	0.475	0.646	0.883	1.000	1.000	-
5000	-	0.641	0.480	0.483	0.630	0.854	1.000	1.000	-
6000	-	0.696	0.669	0.507	0.623	0.829	1.000	1.000	-
7000	-	-	0.765	0.542	0.632	0.806	1.000	1.000	-
8000	-	-	0.843	0.601	0.644	0.786	1.000	1.000	-
9000	-	-	0.928	0.683	0.675	0.790	0.971	1.000	-
10000	-	-	-	1.000	0.728	0.806	0.946	1.000	-
11000	-	-	-	1.000	0.821	0.829	0.950	1.000	-
12000	-	-	-	1.000	1.000	0.969	1.000	1.000	-
13000	-	-	-	-	1.000	1.000	1.000	1.000	-
14000	-	-	-	-	1.000	1.000	1.000	1.000	-
15000	-	-	-	-	-	1.000	1.000	1.000	-

Таблиця 18

Се\_отн, вплив положення дроселя на питому витрату палива

H, м/nM	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	1.171	1.226	1.343	1.083	0.940	1.000	1.000	1.000	-
1000	-	1.160	1.372	1.139	0.951	1.000	1.000	1.000	-
2000	-	1.150	1.380	1.197	0.981	0.978	1.000	1.000	-
3000	-	1.099	1.341	1.196	0.993	0.956	1.000	1.000	-
4000	-	1.051	1.272	1.187	1.005	0.946	1.000	1.000	-
5000	-	1.009	1.181	1.176	1.017	0.942	1.000	1.000	-
6000	-	0.974	0.990	1.144	1.023	0.940	1.000	1.000	-
7000	-	-	0.948	1.102	1.016	0.941	1.000	1.000	-
8000	-	-	0.941	1.042	1.007	0.943	1.000	1.000	-
9000	-	-	0.960	0.981	0.986	0.943	0.982	1.000	-
10000	-	-	-	1.000	0.959	0.941	0.968	1.000	-
11000	-	-	-	1.000	0.940	0.940	0.970	1.000	-
12000	-	-	-	1.000	1.000	0.980	1.000	1.000	-
13000	-	-	-	-	1.000	1.000	1.000	1.000	-
14000	-	-	-	-	1.000	1.000	1.000	1.000	-
15000	-	-	-	-	-	1.000	1.000	1.000	-

Таблиця 19

Годинна витрата палива кг/година

H, м/nM	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	3115	3002	2656	3076	3932	-	-	-	-
1000	-	3052	2554	2908	3535	-	-	-	-
2000	-	2991	2495	2751	3254	4616	-	-	-
3000	-	2822	2357	2528	2938	3944	-	-	-
4000	-	2664	2264	2329	2654	3450	-	-	-
5000	-	2521	2198	2147	2398	3042	-	-	-
6000	-	2399	2341	2000	2177	2692	-	-	-
7000	-	-	2315	1875	1998	2389	-	-	-
8000	-	-	2281	1784	1835	2126	-	-	-
9000	-	-	2309	1731	1707	1938	2574	-	-
10000	-	-	-	1621	1786	2243	-	-	-
11000	-	-	-	1615	1657	2040	-	-	-
12000	-	-	-	-	1727	-	-	-	-
13000	-	-	-	-	-	-	-	-	-

14000 - - - - -  
15000 - - - - -

Рекомендований режим польоту під час барражування

11000 - висота польоту, м;

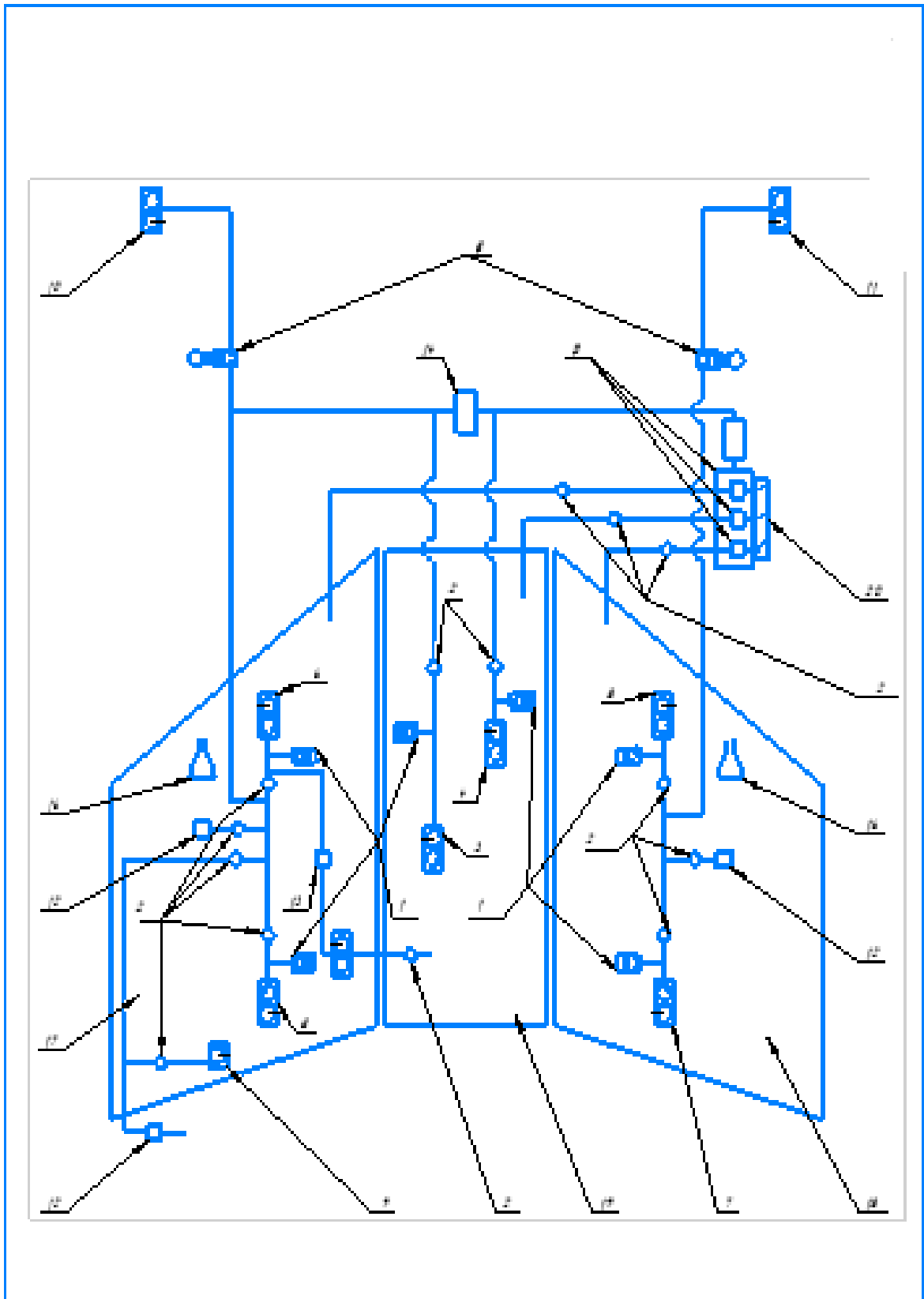
0.500 - число Маха;

531 - колійна швидкість, км/год;

1615 - годинна витрата палива, кг/годину;

=====  
=====

#### Додаток 4 Схема паливної системи





## Додаток 5 Інтегроване проектування

