

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

Пояснювальна записка
до дипломного проекту
другий (магістерський)
(освітній рівень)

на тему:

**«Удосконалення технічного обслуговування шасі
далекомагістрального пасажирського літака»**

XAI.103.160OPCHFRL.21B.272.1701044 ПЗ

Виконав: студент 6 курсу групи №160OPCHFRL

Галузь знань: 27 «Транспорт»

Спеціальність: 272 «Авіаційний транспорт»

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

Терентьев В

(прізвище й ініціали студента)

Керівник: Малков І.В.

(прізвище й ініціали)

Рецензент: Іванов С.М.

(прізвище й ініціали)

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

Факультет Літакобудування
Кафедра 103 «Проектування літаків і вертольотів»
Освітній рівень перший (бакалаврський)
Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»
(код та найменування)
Освітня програма «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»
(найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
к.т.н., доц. Андрій ГУМЕННИЙ
(підпис) (ім'я та прізвище)
« » 20 р.

ЗАВДАННЯ
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ СТУДЕНТУ
Терентьев Вадім

(прізвище, ім'я, та по батькові)

Тема кваліфікаційної роботи: Удосконалення технічного обслуговування шасі далекомагістрального пасажирського літака

Керівник кваліфікаційної роботи: д.т.н, професор Малков Ігор Владиславович
(Прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом Університету №405 від «20» березня 2023 року

Термін подання студентом кваліфікаційної роботи до 1 червня 2023 р.

Вихідні дані до роботи $n_{\text{пас}} = 312$ чел; $V_{\text{max}} = 945$ км/Г; $V_{\text{кр}} = 905$ км/Г; $H_{\text{max}} = 12300$ м; $H_{\text{кр}} = 12300$ м; $L = 15000$ км; $L_{\text{разб}} = 3300$ м;

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

Реферат.

Вступ

1 КОНСТРУКТОРСКИЙ РОЗДІЛ

- 1.1 Формування вигляду літака на основі статистичних даних
- 1.2 Збір і обробка статистичних даних, їх аналіз
- 1.3 Розробка тактико-технічних вимог до літака
- 1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака
- 1.5 Визначення злітної маси в нульовому наближенні
- 1.6 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання та управління

1.7 Визначення геометричних параметрів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі), визначення положення центру мас. Розробка загального виду літака

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

Висновок

1.9 Розрахунок аеродинамічних і літніх характеристик літака.

1.9.1 Розрахунок поляр и аеродинамічної якості у злітної, посадкової і крейсерській конфігураціях літака.

1.9.2 Розрахунок льотних характеристик ЛА методом тяг

1.9.3 Розрахунок потрібних тяг і побудова кривих М. Є. Жуковського

1.9.4 Побудова наближеної злітної і посадкової поляр

Висновок

2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ

2.1 Вибір типу шасі

2.2 Характеристика експлуатаційних факторів, які впливають на працездатність шасі

2.3 Основні опори шасі - опис і робота

2.4 Стійка основної опори - опис і робота

2.5 Система висунення і втягування шасі

2.6 Амортизатор основної опори шасі - опис і робота.

2.7 Розробка регламенту і технології удосконалення технічного обслуговування шасі транспортного літака

2.7.1 Регламент технічного обслуговування

2.7.2 Удосконалення технічної експлуатації шасі

2.7.3 Предмет огляду і технічні вимоги

2.7.4 Мاستило

2.8. Удосконалення гальмівного циліндра

2.8.1 Удосконалення гальмівних дисків коліс

2.8.2 Удосконалення шарнірного вузла шасі літака

2.8.3 Удосконалення пристрою для перетікання рідини в амортизаторі передньої опори шасі літака А350

2.9 Технологічні процеси контролю технічного стану.

Висновок

3 ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТУ

3.1 Поняття і визначення безпеки польотів

3.2 Система управління безпекою авіації. Реалізація стратегій управління безпекою авіації

3.2.1 Загальні положення

3.2.2 Основні завдання управління

3.2.3 Состав управління

3.2.4 Основні завдання відділу аналітичного забезпечення

3.2.5 Основні завдання відділу контролю якості авіаційної безпеки

3.2.6 Основні завдання відділу нормативного забезпечення

3.2.7 Основні завдання відділу підготовки з авіаційної безпеки

- 3.3 Загальні положення шасі АП
- 3.3.1 Випробування амортизації АП 25
- 3.3.2 Механізм збирання і випуску шасі АП 25.
- 3.3.3 Механізм розвороту коліс АП 25.
- 3.3.4 Колеса АП 25.
- 3.3.5 Шини АП 25
- 3.3.6 Гальма і гальмівні системи АП 25

Висновок

4 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

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

Висновок

5 СПЕЦІАЛЬНЕ ЗАВДАННЯ

- 5.1 Лазерні технології для видалення лакофарбових покриттів у процесі ремонту та обслуговування авіаційної техніки
- 5.2 Вступ
- 5.3 Використання лазерного очищення у промисловості
- 5.4 Технологія та обладнання
- 5.5 Вплив на властивості підкладки
- 5.6 Основні проблеми

Висновок

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

Додаток А

Додаток Б

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

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

Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

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

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

Дата видачі завдання «____» _____ 20__р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ п/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів кваліфікаційної роботи	
1	Конструкторський розділ	21.02.2023- 15.03.2023	
2	Експлуатаційний розділ	16.03.2023- 15.04.2023	
3	Забезпечення безпеки польотів	16.04.2023- 13.05.2023	
4	Економічний розділ	14.05.2023	
5	Спеціальне завдання	14.05.2023- 21.05.2023	

Здобувач _____ **Вадім Терентьєв**
(підпис) (ініціали та прізвище)

Керівник кваліфікаційної роботи

_____ **Ігор МАЛКОВ**
(підпис) (ініціали та прізвище)

Реферат

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

Пояснювальна записка до дипломного проекту магістра складається з: 87 с., 17 таблиць, 24 рисунка, 3 додатка.

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

Мета роботи: проектування далекомагістрального пасажирського літака й удосконалення технічного обслуговування шасі.

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

Результати роботи: Результати роботи: обрана схема, сформований вид, виконаний розрахунок злітної маси, побудований загальний вигляд, розробка і ув'язнення ні аеродинамічні характеристики, розроблений технологічний процес штампування деталі, вдосконалені процеси експлуатації повітряних суден за допомогою вдосконалення техніки обслуговування системи шасі літака, вдосконалені норми літньої гідності і сертифікація, вдосконалена економічна ефективність і надійність шасі.

В результаті виконання дипломного проекту був спроектований далекомагістральний пасажирський літак. Проаналізовано вплив зміни проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні та масові характеристики літака. Запропонований метод удосконалення технічного обслуговування шасі далекомагістрального пасажирського літака. Робота виконувалась за допомогою ЕОМ із застосуванням різних програмних забезпечень, у т.ч.: Siemens NX 7.5, Компас 3D, Microsoft Word та Microsoft Excel.

Ключові слова: дальньомагістральний широкофюзеляжний дводвигунний пасажирський літак, нізкоплан, загальний вигляд літака, конструктивно-силова схема, аеродинамічні схеми. обслуговування системи шасі, безпека польотів.

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

ЗМІСТ

1. КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ.....	10
1.1 Формування виду літака на основі статистичних даних.....	10
1.2 Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз	10
1.3 Розробка тактико-технічних вимог до літака.....	18
1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака.....	19
1.5. Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні.....	19
1.6. Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання та управління	20
1.7 Визначення геометричних параметрів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі), визначення положення центру мас. Розробка загального виду літака	21
1.8 Вибір, обґрунтування розробка і ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака	22
Висновок	23
1.9. Розрахунок аеродинамічних і літніх характеристик літака.....	23
1.9.1. Розрахунок поляр и аеродинамічної якості у злітної, посадкової і крейсерській конфігураціях літака.....	23
1.9.2 Розрахунок льотних характеристик ЛА методом тяг.....	24
1.9.3 Розрахунок потрібних тяг і побудова кривих М. Є. Жуковського	24
1.9.4 Побудова наближеної злітної і посадкової поляр.....	30
Висновок	34
2. ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ.....	36
2.1 Вибір типу шасі	36
2.2 Характеристика експлуатаційних факторів, які впливають на працездатність шасі.....	36
2.3. Основні опори шасі - опис і робота.....	38
2.4. Стійка основної опори - опис і робота.....	39
2.5 Система висунення і втягування шасі.....	40

2.6. Амортизатор стійки основної опори - опис і робота.....	41
2.7. Розробка регламенту і технології удосконалення технічного обслуговування шасі транспортного літака	44
2.7.1 Регламент технічного обслуговування	44
2.7.2. Удосконалення технічної експлуатації шасі	46
2.7.3. Предмет огляду і технічні вимоги:.....	47
2.7.4. Мاستило	47
2.8. Удосконалення гальмівного циліндра.....	48
2.8.1 Удосконалення гальмівних дисків коліс.....	48
2.8.2 Удосконалення шарнірного вузла шасі літака.....	49
2.8.3 Удосконалення пристрою для перетікання рідини в амортизаторі передньої опори шасі літака А350.....	50
2.9. Технологічні процеси контролю технічного стану.	51
Висновок	53
3. ЗАБЕСПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ.....	54
3.1 Поняття і визначення безпеки польотів.....	54
3.2 Система управління безпекою авіації. Реалізація стратегій управління безпекою авіації.....	55
3.2.1. Загальні положення.....	55
3.2.2. Основні завдання Управління.....	56
3.2.3. Склад Управління.....	56
3.2.4. Основні завдання відділу аналітичного забезпечення	56
3.2.5. Основні завдання відділу контролю якості авіаційної безпеки	57
3.2.6. Основне завдання відділу нормативного забезпечення.....	58
3.2.7. Основні завдання відділу підготовки з авіаційної безпеки	59
3.3 Загальні положення шасі АП 25 [8]	59
3.3.1 Випробування амортизації АП 25 [8].....	60
3.3.2 Механізм збирання і випуску шасі АП 25 [8].	60

3.3.3 Механізм розвороту коліс АП 25 [8].....	62
3.3.4 Колеса АП 25 [8].	63
3.3.5 Шини АП 25 [8].....	63
3.3.6 Гальма і гальмівні системи АП 25 [8].....	64
Висновок	65
4. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ	66
4.1 Розрахунок витрат на експлуатацію літака і двигуна і собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр шляху	66
4.2 Непрямі витрати	69
Висновок	70
5. СПЕЦІАЛЬНЕ ЗАВДАННЯ.....	71
5.1 Лазерні технології для видалення лакофарбових покриттів у процесі ремонту та обслуговування авіаційної техніки.....	71
5.2 Вступ.....	71
5.3 Використання лазерного очищення у промисловості.....	73
5.4 Технологія та обладнання.....	75
5.5 Вплив на властивості підкладки.....	79
5.6 Основні проблеми.....	81
Висновок.....	82
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ.....	83
Додаток А.....	85
Додаток Б	86
Додаток В.....	87

1. КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Формування виду літака на основі статистичних даних

У даній магістрській роботі проектується далекомагістральний широкофюзеляжний пасажирський літак з стрілоподібним оперенням. В процесі виконання роботи на підставі статистичних даних був розроблений загальний вигляд транспортного літака, його конструктивно-силової схема.

Завданням даної бакалаврської роботи є використання знань, отриманих при вивченні лекційного матеріалу, рекомендованої літератури, придбаних навичок, необхідних для виконання ескізного проекту літака. У даній роботі застосовується метод проектування на базі статистичних даних літаків (таблиця 1).

1.2 Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз

Таблиця 1.1 - Статистичні дані літаків - аналогів.

	Найменування Самолета	CR929	Boeing 777	Airbus A350-800	Airbus A330	Boeing 767	Airbus A350-900	
Льотні дані	V_{max} , км/ч	920	955	945	998	910	945	945
	H_{max} , км	11,3	12,6	12,1	12,5	11	12,3	12,3
	$V_{крейс}$, км/ч	908	910	905	870	850	905	905
	$H_{крейс}$, км	11,3	12,6	12,1	11,8	11	12,3	12,3
	$V_{зл}$, км/ч	-	-	-	-	-	-	-
	$L(m_T \max)$, км	12	10,7	15,4	10,7	11,5	15	15
	$L_{разб}$, км	3,2	3	3,3	3	2,1	3,3	3,3
	$L_{проб}$, км	-	1630	2300	1630	1700	2300	2300
МаСові	m_{0max} , кг	250000	290000	260000	290000	190000	265000	265000
	$m_{пос}$, кг	175000	213170	182000	213170	145000	202500	202500
	$m_{пуст}$, кг	142000	142900	130000	142900	103000	130000	130000

	m_k , кг	-	-	-	-	-	-	-
	$N_{\text{пас}}$, чел	291	350	312	350	328	312	312
	$m_{\text{п}}$, кг	95000	145000	120000	145000	90000	135000	24548,75
Дані Силові у Становки	Тип і кількість	2 ТРДД	2 ТРДД GE 90-110B	2 ТРДД RR Trent XWB	2 ТРДД Trent 77R	2 ТРДД GE CF6-80C	2 ТРДД Trent XWB	2 ТРДД Trent XWB
	P_0 , кН	2x	2x499	2x394	2x323	2x281	2x394	2x394
	$m_{\text{дв}}$, кг	2x	2x6720	2x6470	2x6160	2x5620	2x6470	2x6470
Геометричні дані	S , м ²	343,8	427,8	443	361,6	283,3	443	443
	l , м	63,9	64,81	64,75	60,3	51,9	64	64
	X	30	35	37,5	30	33	30	30
	λ	9,2	9,8	9,4	10,06	7,8	9,4	9,4
	η	3,2	3,5	3,4	3,5	3,7	3,4	3,4
	L_{ϕ} , м	63,3	63,9	66,89	63,6	61,37	60,6	60,6
	D_{ϕ} , м	5,87	6,2	5,96	5,64	5,8	6,1	6,1
	λ_{ϕ} , м	6,5	7	7,4	8,2	8	8	6,5
	S , м ²	343,8	427,8	443	361,6	283,3	443	443
	$S_{\text{ГО}}$	0,22	0,24	0,24	0,21	0,23	0,22	0,22
	$S_{\text{ВО}}$	0,13	0,16	0,15	0,15	0,14	0,13	0,13

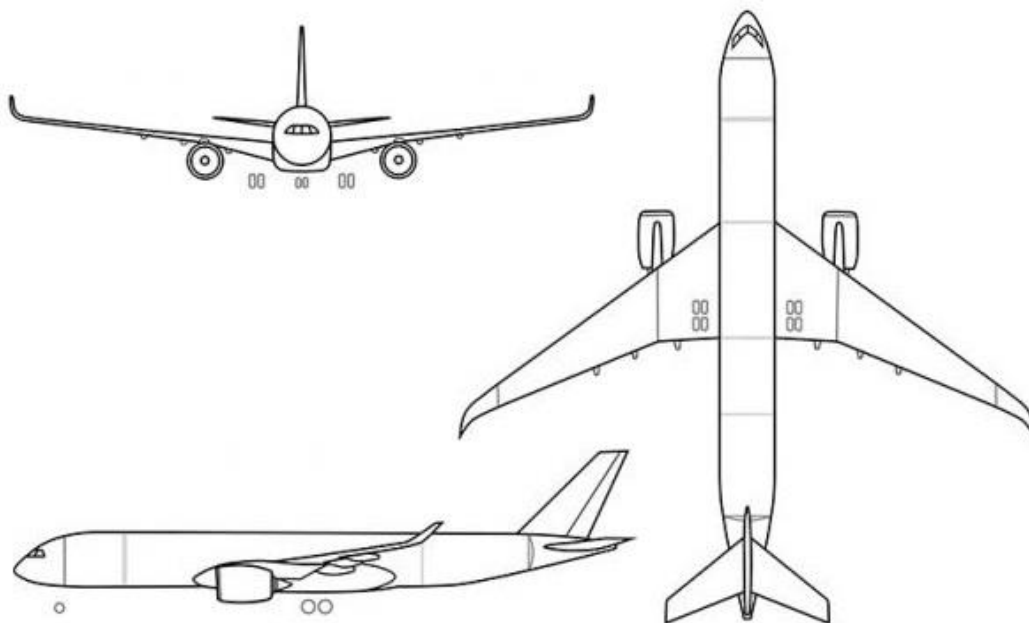


Рисунок 1.1 – CR929

CRJ929, ШФДМС (широкофюзеляжний далекомагістральний літак) - проект перспективного спільного російсько-китайського широкофюзеляжного літака на 250-300 пасажирів. Розробляється російської «Об'єднаної авіабудівної корпорації» і китайської COMAC. Базова модель буде називатися CR 929-600. Молодша версія - CR 929-500. Старша версія - CR 929-700. Латинські букви C і R позначають назви держав беруть участь в проекті: C - China, R - Russia. Очікувана вартість розробки літака порядку 13-20 мільярдів доларів. Росія і Китай беруть участь в проекті на паритетних засадах, інвестуючи по 50% від вартості. Розробка лайнера і створення виробничих потужностей обійдуться в 13 млрд доларів, ще 7 млрд доларів підуть на систему постачання запчастин, маркетинг і підтримку продажів - субсидування і гарантію залишкової вартості. Перший політ повинен відбутися не пізніше 2022 року. Поставки серійних літаків замовникам почнуться через 10-12 років після запуску проекту, орієнтовно в 2026-27 роках. Вся програма розрахована до 2045 року. Ціна ШФДМС визначена в 113,5-117,8 млн доларів; в перший рік він повинен бути на 20% дешевше конкурентів.

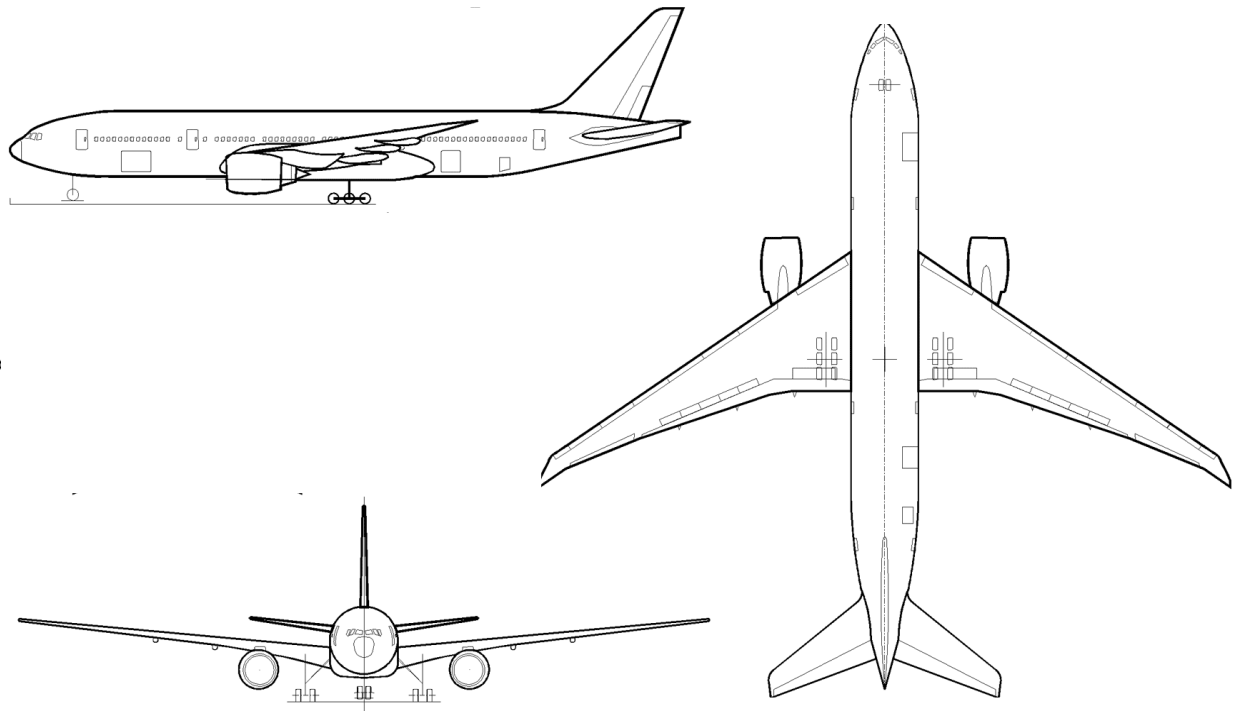


Рисунок 1.2 – Boeing 777

Сімейство широкофюзеляжних пасажирських літаків для авіаліній великої протяжності. Літаки сімейства входять в число найбільших пасажирських повітряних суден. Двомоторний турбореактивний низкоплан із стрілоподібним крилом і однокільовим оперенням. Boeing 777, перший повністю новий літак компанії за більш ніж десятиліття, був першим реактивним лайнером, який був повністю розроблений в цифровому вигляді з використанням тривимірної комп'ютерної графіки. Протягом всього процесу проектування літак «попередньо збирався» на комп'ютері, що рятувало від необхідності в дорогому повномасштабному макеті. Boeing 777 був більше, ніж всі інші двухреактивніе або трехреактивніе літаки, але менше, ніж Boeing 747, і включав удосконалення в області аеродинамічного профілю, конструкції кабіни екіпажу, комфорту пасажирів і гнучкості салону. Літак вміщує від 301 до 386 пасажирів в трикласній конфігурації з дальністю польоту від 9700 кілометрів до 17 395 кілометрів.

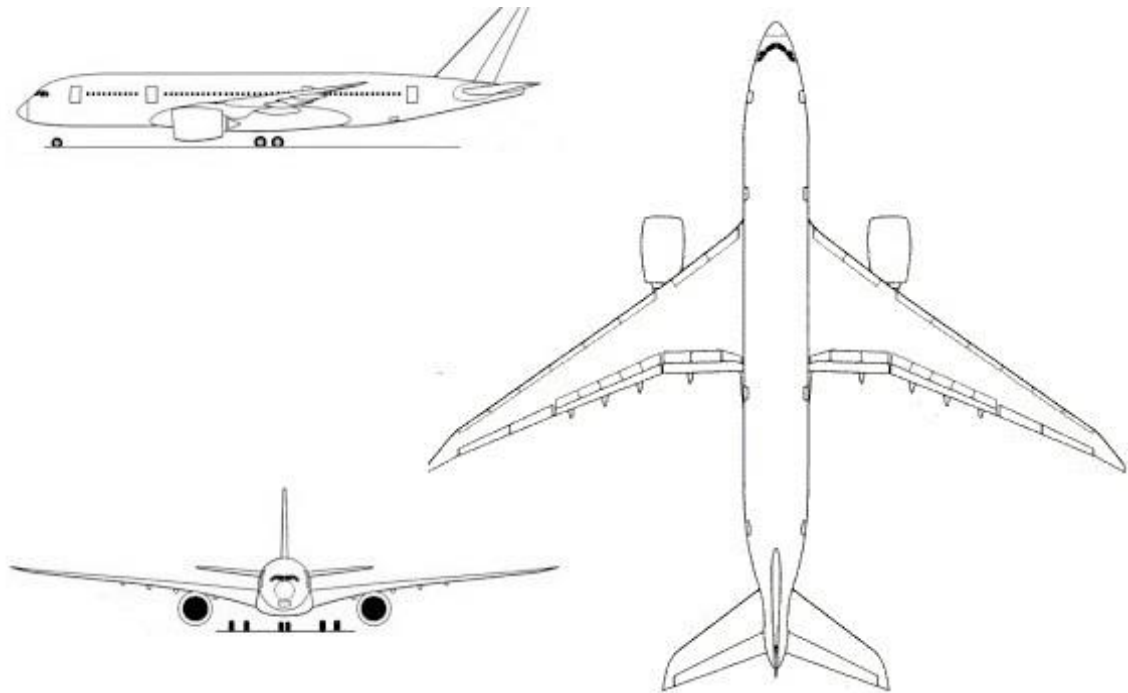


Рисунок 1.3 – Airbus 350-800

Важкий і далекомагістральний A350 XWB має дуже широкий корпус і був вперше анонсований в кінці 2006 року. Конструкція крила і фюзеляжу виконані в основному з армованого вуглецевим волокном полімеру. Це великий літак, що вміщає 369 пасажирів. На цей запланований варіант A350 було прийнято 182 замовлення, але в підсумку він був виключений з лінійки. Генеральний директор Airbus Фабріс Брега вважав, що клієнти або виберуть більший A350-900, або, як альтернатива, виберуть оновлений A330neo. Первоначально заснований на базі A330, весь A350-800 XWB був списаний і перероблений після скарг потенційних клієнтів. Пасажирський варіант цього літака доступний в трьох варіантах. Це поєднання зусиль кількох субпідрядників, які були обрані завдяки їх здатності створювати потужний і сучасний самолет. Ізготовлений на 45% з високоміцної композитної конструкції і решти алюмінієво-літєвий сплав, титану, сталі та алюмінію, A350-800 XWB є потужним, легким і відмінно підходить для далеких перевезень. Magellan Aerospace уклала контракт з Airbus на початку 2011 року на поставку алюмінієво-літєвих компонентів. Мощні крила виготовлені з пластику, армованого вуглецевим волокном, і мають значний розмах - 64,8 м.

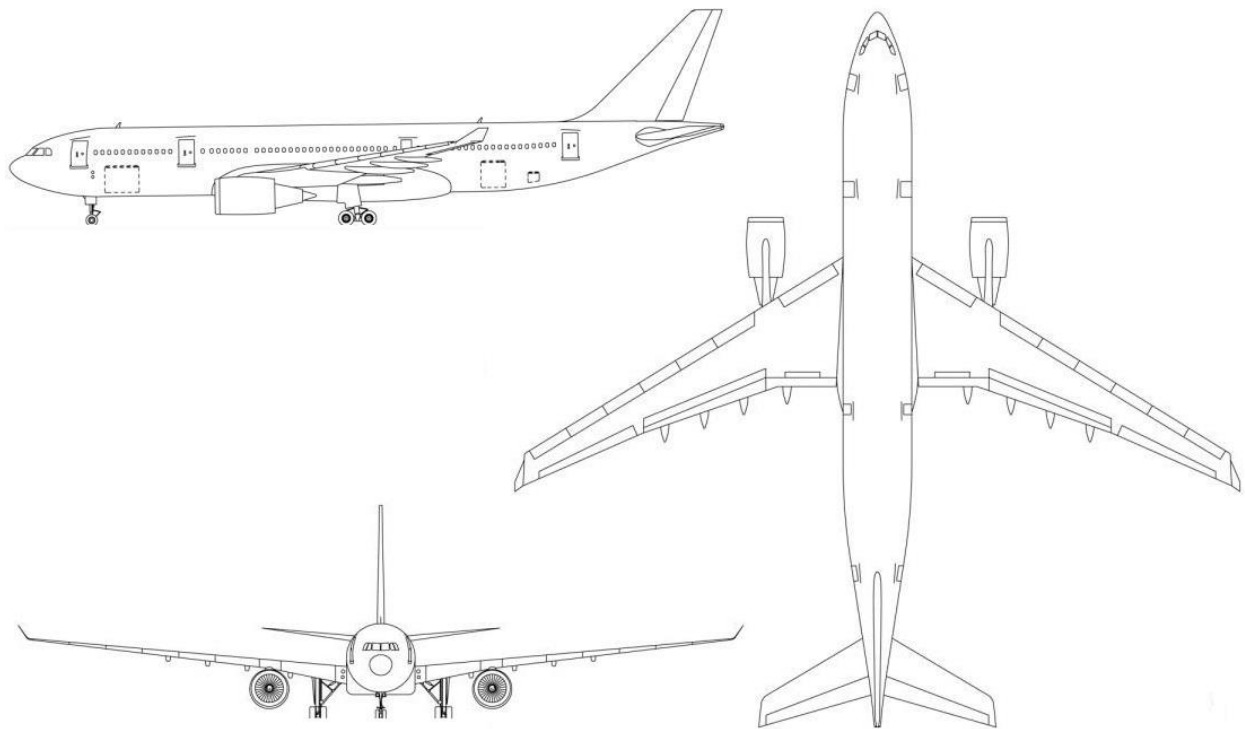


Рисунок 1.4 – Airbus 330

Модель А330-200 була розроблена, щоб замінити Airbus А300-600R і створити реальну конкуренцію для Boeing 767-300ER. Програма створення А330-200 офіційно стартувала в листопаді 1995 року, перше замовлення з 13 літаків зробила лізингова компанія ILFC в лютому 1996 року. Перший політ відбувся 13 серпня 1997 року, сертифікат типу було отримано в квітні 1998 року. А330-200 побудований на базі А330-300, має таке ж крило і фюзеляж, укорочений на десять секцій (приблизно на шість метрів). А330-200 може перевозити до 253-х пасажирів в трикласній компоновці. Для компенсації меншого моменту нищпорення в порівнянні з більш довгим А330-300 був збільшений кіль.

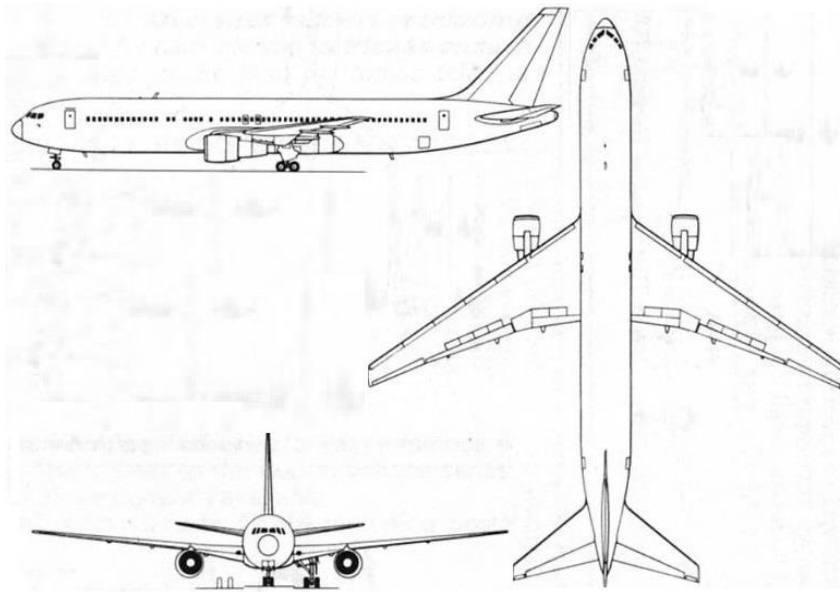


Рисунок 1.5 – Boeing 767

Двотригунний широкофюзеляжний авіалайнер, призначений для здійснення польотів середньої і великої протяжності. Перший двомоторний авіалайнер, який отримав право виконувати регулярні пасажирські рейси через Атлантичний океан. Застосування новітніх технологій знизило експлуатаційні витрати і поліпшило комфорт пасажирів до рівня, якого не було на той час ні в жодному іншому авіалайнері. Конструкція 767 поєднує в собі високу, порівняно з моделлю 747, ефективність використання палива, гнучкість у використанні, низький рівень шуму і сучасні системи авіоніки, включаючи повністю цифрову систему управління польотом. Для його створення використовувалися найсучасніші на той момент матеріали, такі як нові алюмінієві сплави і різні композитні матеріали. Пасажирський салон з двома проходами слід стандарту простору і комфорту, який був встановлений 747, першим широкофюзеляжним авіалайнером. Дослідження думок пасажирів показали, що компоновка посадочних місць, яка була застосована в 767 (7 пасажирських сидінь в ряду за схемою 2 + 3 + 2), за задумом виробника, повинна була сподобатися комерційним авіакомпаніям як більш комфортабельна, в порівнянні з альтернативними варіантами. салон 767 майже на 1,5 метра ширше, ніж салони літаків більш ранніх конструкцій, і в результаті він міг вмістити близько 224 пасажирів в стандартній компонованні з трьома класами салонів, проте є багато можливостей зі збільшення кількості пасажирських місць. Наприклад для чартерних рейсів існує варіант 767-300 з салоном одного класу, здатний вмістити до 325 пасажирів. Для багажу і вантажу також було виділено достатньо місця: варіант 767-200 здатний

вмістити до 86,9 м³ вантажу, а варіант 767-300 - 114 , 2 м³ відповідно, що було на 45% більше, ніж аналогічний показник для 707 моделі, і більше, ніж у будь-якого іншого комерційного авіалайнера цього класу.

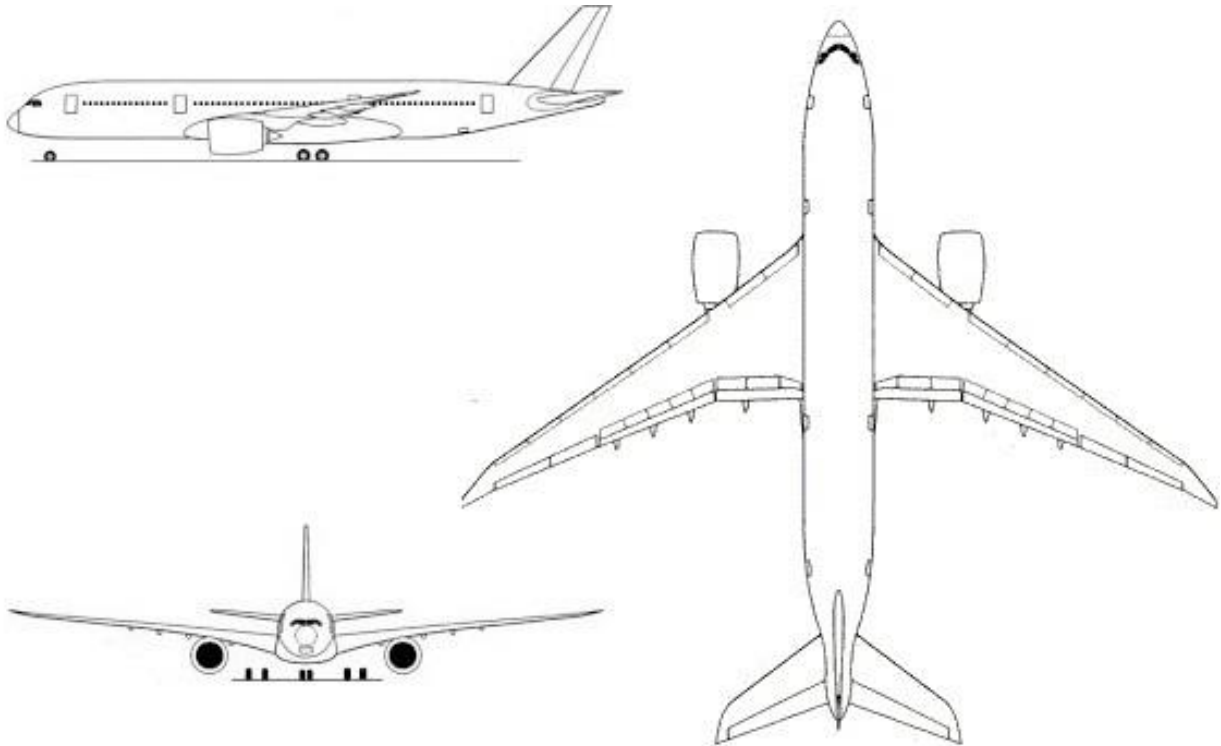


Рисунок 1.6 – А350-900

А350-900 - це сімейство далекомагістральних дводвигунових широкофюзеляжних реактивних авіалайнерів, розроблених Airbus, і це їх перший реактивний лайнер, фюзеляж і крило якого виконані переважно з армованого вуглецевим волокном полімеру. Він може перевозити від 250 до 350 пасажирів в типовій трикласній компоновці, з максимальною місткістю від 440 до 550 пасажирів. А350 спочатку пропонувався для авіалайнерів, як в значній мірі новий дизайн, але з фюзеляжем на основі А330. Цей дизайн А330 був відхилений декількома потенційними замовниками, і Airbus повністю змінив дизайн літака і перейменував його в А350 ХВВ (Extra Wide Body). У вересні 2007 року Airbus представив нові конструктивні рішення, зібравши 100 представників існуючих і потенційних ХВВ клієнтів. А350-900 побудований на технологіях, розроблених для Airbus А380, і буде мати аналогічну кабіну і компоновку систем електрозв'язку. Вперше здійснив політ 14 червня 2013 року в аеропорту Тулузи, Франція. Програма випробувань і сертифікації А350-900, яка почалася в червні 2013 року з першого польоту реактивного лайнера наступного покоління, буде включати в цілому 2500 льотних годин на цих п'яти країнах, що розвиваються літаках. Станом на

липень 2013 року Airbus отримав замовлення на 682 літаки від 33 різних клієнтів по всьому світу. Першим замовником А350 є компанія Qatar Airways, яка замовила 80 літаків всіх трьох варіантів. Фюзеляж А350-900 має постійну ширину від дверей 1 до дверей 4, на відміну від попередніх літаків Airbus, щоб забезпечити максимальний корисний об'єм. Внутрішній діаметр салону становитиме 5,61 м (18,4 фути) в ширину на рівні підлокітників в порівнянні з 5,49 м (18,0 фути) в Boeing 787. Він дозволяє розмістити 2 4 2 в вісім рядів в преміальної економічною компонованні з сидіннями розміром 49,5. см шириною. У стандартній конфігурації економ-класу з дев'ятьма рядами, 3 3 3 ширина сидіння ХВВ буде 45 см, що на 2 см ширше, ніж еквівалентна компоновка сидінь для 787. Для конфігурацій з високою щільністю пасажирів на А350 є 10 сидячих місць в ряд. Буде використовуватися в основному з чартерними і бюджетними перевізниками. В цілому, Airbus обіцяє пасажирам більше місця для пасажирів, більше місця для зберігання речей і більш широкі панорамні вікна, ніж у нинішніх моделей Airbus.

1.3 Розробка тактико-технічних вимог до літака

Етап розробки тактико-технічних вимог, який проводиться на основі аналізу статистичних даних, полягає в доповненні заданих ТТТ на проєктований літак.

Додаткові вимоги внесені в таблицю 1.1, де величини L , L_p , $V_{крейс}$, $H_{крейс}$, обчислюються як середнє арифметичне даних статистичної таблиці.

Таблиця 1.2 Тактико-технічні вимоги

$L_{n=11km}$, км	M_c , кг	L_p , м	$V_{кркм/ч}$	$H_{крейс}$, м	$n_{эк}$, чел
15000	37440	3300	905	12300	11

За даними статистики таблиці заповнюємо таблицю 1.2, де значення λ , χ , η , \bar{C} , $\bar{S}_{эл}$, λ_{ϕ} , D_{ϕ} , L_{ϕ} отримані з статистичної таблиці 1, значення інших величин взяті з [10].

Таблиця - 1.3 Основные параметры самолета

λ	χ	η	\bar{C}	\bar{b}_3	δ_3	$\bar{S}_{эл}$	λ_{ϕ}	D_{ϕ} , м	L_{ϕ} , м
9,4	30°	3,4	0,13	0,1	30	0,02	11	6,1	60,6
$\bar{S}_{го}$	$\bar{S}_{во}$	$\lambda_{го}$	$\lambda_{во}$	$\chi_{го}$	$\chi_{во}$	$\bar{C}_{го}$	$\bar{C}_{во}$	$\eta_{го}$	$\eta_{во}$
0,22	0,24	4,3	1,8	45°	45°	0,1	0,1	3,82	3,54

1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака

Цей етап передбачає вибір форми і взаємного розташування крила, фюзеляжу, оперення, кількості і розташування двигунів проектованого літака, тип шасі, визначення деяких геометричних параметрів крила, фюзеляжу, оперення за результатами обробки зібраних статистичних даних літаків.

Вибираємо крило стрілоподібної форми, оскільки стрілоподібні крила забезпечують цілком задовільні характеристики на навколосвукових швидкостях і збільшує жорсткість крила.

Взаємне розташування крила і фюзеляжу: низкоплан, так як така компоновка дозволяє помістити шасі в крило, вирішує проблему посиленого конструкції нижньої частини фюзеляжу.

Тип оперення: стрілоподібні. Такий тип оперення ефективно забезпечує керованість, балансування і стійкість щодо осей oy і oz за допомогою окремих аеродинамічних поверхонь: ГО - по осі oz , ПО - по осі oy .

Тип шасі: трехопорное з носовою стійко

Кількість і розташування двигунів: 2 двигуна під крилом. Розташування двигунів з великим виносом вперед під крилом, що значно збільшує крейсерську швидкість, дальність польоту і економічну ефективність літака і майже на чверть підвищена ефективність використання палива. Також двигуни відповідають міжнародним нормам за рівнем шуму і викидів шкідливих речовин.

1.5. Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні

Злітна маса літака в нульовому наближенні визначається за формулою:

$$m_0 = \frac{m_c + m_{ЭК}}{1 - (\overline{m_K} + \overline{m_{СУ}} + \overline{m_T} + \overline{m_{ОБ}})},$$

де m_0 — злітна маса літака нульового наближення; $n_{пасс}$ — кількість пасажирів; $n_{ек}$ — кількість членів екіпажу; m_c — маса комерційного навантаження; $m_{ЕК}$ — маса екіпажу; $\overline{m_K}$ — відносна маса конструкції (по відношенню до злітної масі); $\overline{m_{СУ}}$ — відносна маса силової установки; $\overline{m_{ОБ}}$ — відносна маса обладнання; $\overline{m_T}$ — відносна маса палива..

Маса коммерческой нагрузки:

$$m_c = 120 * n_{пасс} = 120 * 312 = 37440 \text{ (кг)};$$

Маса екіпажу:

$$m_{ЕК} = 80 * n_{ек} = 80 * 11 = 880 \text{ (кг)};$$

Відносна маса палива:

$$\overline{m}_T = a + \frac{bL}{V} = 0,07 + \frac{0,05 \times 15000}{905} = 0,41$$

Відносні маси конструкції:

$$\overline{m}_K = 0,25; \overline{m}_{OB} = 0,1; \overline{m}_{CY} = 0,08$$

Коефіцієнти і, а також значення відносних мас — з [10].

$$m_0 = \frac{37440+880}{1-(0,25+0,08+0,41+0,1)} = 239500 \text{ (кг)}.$$

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

Далі визначаємо масу конструкції літака і її складові (масу крила, фюзеляжу, оперення, шасі), а також масу палива, силової установки, і двигуна. Масу складових конструкції визначаємо виходячи зі статистичних даних наведених в [10]:

$$\overline{m}_{KP} = 0,377; \overline{m}_\Phi = 0,367; \overline{m}_{OII} = 0,073; \overline{m}_{III} = 0,183;$$

$$m_K = \overline{m} * m_0 = 239500 * 0,25 = 59875 \text{ (кг)};$$

$$m_{KP} = m_K * \overline{m}_{KP} = 59875 * 0,377 = 22572,87 \text{ (кг)};$$

$$m_\Phi = m_K * \overline{m}_\Phi = 59875 * 0,367 = 21974,125 \text{ (кг)};$$

$$m_{OII} = m_K * \overline{m}_{OII} = 59875 * 0,073 = 4370,87 \text{ (кг)};$$

$$m_{III} = m_K * \overline{m}_{III} = 59875 * 0,183 = 10957,87 \text{ (кг)};$$

$$m_T = \overline{m}_T * m_0 = 0,43 * 239500 = 102295 \text{ (кг)};$$

$$m_{CY} = \overline{m}_{CY} * m_0 = 0,08 * 59875 = 4790 \text{ (кг)};$$

$$m_{OB} = \overline{m}_{OB} * m_0 = 0,1 * 59875 = 5987,5 \text{ (кг)}.$$

Таблиця 1.4. Значення мас агрегатів самолета

m_0 , кг	m_c , кг	m_K , кг	m_{KP} , кг	m_Φ , кг	m_{OII} , кг
239500	37440	59875	22572,87	21974,12	4370,87
m_{III} , кг	m_{II} , кг	m_{CY} , кг	m_{YC} , кг	$m_{дв}$, кг	$m_{ЭК}$, кг
10957,12	24548,75	4790	5987,5	12940	880

1.7 Визначення геометричних параметрів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі), визначення положення центру мас.

Розробка загального виду літака

Визначення геометричних параметрів крила:

$$\text{Площа крила: } S = m_0 \cdot g / 10 \cdot p_0 = (35760 \cdot 9,81) / (10 \cdot 367) = 429,8 \text{ (м}^2\text{)};$$

$$\text{Розмах крила: } L = \sqrt{\lambda S} = \sqrt{9,4 \cdot 429,8} = 63,56 \text{ (м)};$$

$$\text{Коренева хорда: } b_0 = \frac{S}{L} \cdot \frac{2\eta}{\eta+1} = \frac{429,8 \cdot 2 \cdot 3,24}{63,56 \cdot (3,24+1)} = 10,45 \text{ (м)};$$

$$\text{Кінцева хорда: } b_K = \frac{b_0}{\eta} = \frac{10,45}{3,4} = 3,07 \text{ (м)};$$

Середня аеродинамічна хорда:

$$b_a = \frac{2}{3} b_0 \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta+1)} = \frac{2 \cdot 10,45 \cdot (3,24^2 + 3,24 + 1)}{3 \cdot 3,4 \cdot (3,24 + 1)} = 7,42 \text{ (м)};$$

$$\text{Координата САХ за розмахом: } z_a = \frac{L}{6} \cdot \frac{\eta+2}{\eta+1} = \frac{63,56}{6} \cdot \frac{3,4+2}{3,4+1} = 13,01 \text{ (м)}$$

$$\text{Координата САХ по осі ОХ: } x_a = 13,01 \cdot 0,68 = 8,84 \text{ (м)}.$$

Визначення геометричних параметрів фюзеляжу:

$$\text{Довжина фюзеляжу } L_\Phi = \lambda_\Phi D_\Phi = 11 \cdot 6,1 = 67,1 \text{ (м)};$$

$$\text{Довжина носової частини фюзеляжу } L_H = \lambda_H D_\Phi = 2 \cdot 6,1 = 12,2 \text{ (м)};$$

$$\text{Довжина хвостової частини фюзеляжу } L_{ХВ} = \lambda_{ХВ} D_\Phi = 3,5 \cdot 6,1 = 21,35 \text{ (м)};$$

Визначення геометричних параметрів ГО:

$$\text{Площа ГО: } S_{ГО} = \overline{S_{ГО}} \cdot S = 0,22 \cdot 429,8 = 94,55 \text{ (м}^2\text{)};$$

$$\text{Розмах ГО: } L_{ГО} = \sqrt{\lambda_{ГО} S_{ГО}} = \sqrt{4,3 \cdot 94,55} = 20,16 \text{ (м)};$$

$$\text{Коренева хорда ГО: } b_0^{ГО} = \frac{S_{ГО}}{L_{ГО}} \cdot \frac{2\eta_{ГО}}{\eta_{ГО}+1} = \frac{94,55}{20,16} \cdot \frac{2 \cdot 3,54}{3,54+1} = 7,43 \text{ (м)};$$

$$\text{Кінцева хорда: } b_K^{ГО} = \frac{b_0^{ГО}}{\eta_{ГО}} = \frac{7,43}{3,82} = 1,94 \text{ (м)};$$

Середня аеродинамічна хорда ГО:

$$b_a^{ГО} = \frac{2}{3} b_0^{ГО} \cdot \frac{\eta_{ГО}^2 + \eta_{ГО} + 1}{\eta_{ГО}(\eta_{ГО} + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 7,43 \cdot \frac{3,82^2 + 3,82 + 1}{3,82(3,82 + 1)} = 5,22 \text{ (м)};$$

$$\text{Координата САХ за розмахом: } z_a^{ГО} = \frac{L_{ГО}}{6} \cdot \frac{\eta_{ГО}+2}{\eta_{ГО}+1} = \frac{20,16}{6} \cdot \frac{3,82+2}{3,82+1} = 7,05 \text{ (м)};$$

$$\text{Координата САХ по осі ОХ: } x_a^{ГО} = 7,05 \cdot 0,48 = 3,38 \text{ (м)};$$

Визначення геометричних параметрів ВО:

$$\text{Площа ВО: } S_{ВО} = \overline{S_{ВО}} \cdot S = 0,24 \cdot 429,8 = 103,152 \text{ (м}^2\text{)};$$

$$\text{Розмах ВО: } L_{ВО} = \sqrt{\lambda_{ВО} S_{ВО}} = \sqrt{1,8 \cdot 103,15} = 13,62 \text{ (м)};$$

$$\text{Коренева хорда: } b_0^{ВО} = \frac{S_{ВО}}{L_{ВО}} \cdot \frac{2\eta_{ВО}}{\eta_{ВО}+1} = \frac{103,152 \cdot 2 \cdot 3,82}{13,62 \cdot (3,82+1)} = 7,43 \text{ (м)};$$

$$\text{Кінцева хорда: } b_K^{ВО} = \frac{b_0^{ВО}}{\eta_{ВО}} = \frac{11,8}{3,54} = 3,3 \text{ (м)};$$

Середня аеродинамічна хорда ВО:

$$b_a^{BO} = \frac{2}{3} b_0^{BO} \cdot \frac{\eta_{BO}^2 + \eta_{BO} + 1}{\eta_{BO}(\eta_{BO} + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 11.8 \cdot \frac{3.54^2 + 3.54 + 1}{3.54(3.54 + 1)} = 8.35(\text{м});$$

$$\text{Координата САХ по розмаху: } y_a^{BO} = \frac{L_{BO}}{6} \cdot \frac{\eta_{BO} + 2}{\eta_{BO} + 1} = \frac{13.62}{6} \cdot \frac{3.54 + 2}{3.54 + 1} = 2.77(\text{м});$$

Координата САХ по осі ОХ:

$$x_a^{BO} = y_a^{BO} \left(tg \chi_{BO} + \frac{\eta_{BO} - 1}{\lambda(\eta_{BO} + 2)} \right) = 5.48 \left(tg 45^\circ + \frac{2.5 - 1}{1.2(2.5 + 2)} \right) = 5.92(\text{м});$$

Визначення параметрів шасі.

Вибираємо рекомендовані [1] значення:

$$\text{Розмір виносу: } e = 0.175 \cdot b_a = 0.175 \cdot 3.659 = 0.640(\text{м}),$$

$$\text{Кут торкання хвостовій п'ятої: } \varphi = 11^\circ \text{ ,,}$$

$$\text{Кут виносу головних коліс: } \gamma = \varphi + 2 = 13^\circ \text{ ,,}$$

$$\text{База шасі: } \gamma = \varphi + 2 = 13^\circ \text{ ,,}$$

$$\text{Винос передньої опори: } a = b - e = 9.779 - 0.8312 = 8.9478(\text{м}) = 1.09 * b \text{ ,,}$$

$$\text{Розмір колії вибираємо рівним: } B = 4.8(\text{м}).$$

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

В даному розділі передбачається:

- 1) вибір і обґрунтування конструктивно-силових схем крила, фюзеляжу, вертикального оперення, горизонтального оперення і шасі;
- 2) виконання креслень (формат А4) крила, фюзеляжу, вертикального оперення, горизонтального оперення, закрилків, елеронів і шасі літака;
- 3) виконання схеми силової ув'язки агрегатів літака;
- 4) короткий механічне опис конструктивно-силових схем агрегатів літака і схеми силової ув'язки агрегатів літака. Розрахункові параметри беруться відповідно до отриманих вище даних.

При виборі КСС агрегатів літака необхідно враховувати наступне:

- маса конструкції планера літака для заданих умов повинна бути маленькою, що досягається раціональної передачею сил по елементах конструкції при необхідній жорсткості
- конструкція повинна бути технологічною, тобто такий, щоб для її виготовлення могла бути застосована найбільш проста і раціональна технологія;

• конструкція повинна забезпечувати найбільші зручності в експлуатації літака завдяки раціональному розміщенню експлуатаційних роз'ємів агрегатів і люків, для підходу до силової установки, устаткування й т.д.

Висновок

В результаті роботи над цим розділом були розглянуті проектно-конструкторські та експлуатаційні особливості транспортного літака з дальністю польоту $L = 15000$ км. За статичними даними літаків аналогів були визначені тактико-технічні вимоги експлуатованого літака. Виходячи з отриманих ТТТ були визначені масові характеристики літака і його основні геометричні параметри.

1.9. Розрахунок аеродинамічних і літніх характеристик літака.

1.9.1. Розрахунок поляр и аеродинамічної якості у злітної, посадкової і крейсерській конфігураціях літака.

Розрахунок поляр літака конфігурвції польоту, зльоту та посадки надано в таблиці 1.5 та таблиці 1.6.

Таблиця 1.5 - Поляра літака в конфігурації польоту

№	M=0,0		M=0,2		M=0,3		M=0,4		M=0,5	
	C_{ya}	C_{xa}	C_{ya}	C_{xa}	C_{ya}	C_{xa}	C_{ya}	C_{xa}	C_{ya}	C_{xa}
1	0,0000	0,0230	0,0000	0,0230	0,0000	0,0223	0,0000	0,0219	0,0000	0,0216
2	0,2000	0,0250	0,2000	0,0250	0,2000	0,0244	0,2000	0,0240	0,2000	0,0237
3	0,4000	0,0313	0,4000	0,0313	0,4000	0,0307	0,4000	0,0304	0,4000	0,0301
4	0,6000	0,0423	0,6000	0,0423	0,6000	0,0419	0,6000	0,0417	0,6000	0,0417
5	0,8000	0,0588	0,8000	0,0588	0,8000	0,0588	0,8000	0,0591	0,8000	0,0598
6	1,0000	0,0831	1,0000	0,0831	1,0000	0,0850	1,0000	0,0892	0,9900	0,1096
7	1,1144	0,1240	1,1144	0,1240	1,0720	0,1187	1,0306	0,1140	0,9900	0,1096

№	M=0,6		M=0,7		M=0,8		M=1,2	
	C_{ya}	C_{xa}	C_{ya}	C_{xa}	C_{ya}	C_{xa}	C_{ya}	C_{xa}
1	0,0000	0,0214	0,0000	0,0212	0,0000	0,0210	0,0000	0,3399
2	0,2000	0,0234	0,2000	0,0232	0,2000	0,0231	0,2000	0,3460
3	0,4000	0,0300	0,4000	0,0298	0,4000	0,0298	0,4000	0,3641
4	0,6000	0,0418	0,6000	0,0419	0,6000	0,0422	0,6000	0,3943
5	0,8000	0,0608	0,8000	0,0622	0,8000	0,0643	0,8000	0,4366
6	0,9504	0,1055	0,9116	0,1017	0,8737	0,1053	1,2000	0,8000
7	0,9504	0,1055	0,9116	0,1017	0,8737	0,1053	1,2000	0,8000

Таблиця 1.6 – Поляри літака конфігурації польоту, зльоту та посадки при $M=0,2$

№	Польотна		Злітна		Посадкова	
	C_{ya}	C_{xa}	C_{ya_B}	C_{xa_B}	C_{ya_Z}	C_{xa_Z}
1	0,0000	0,0230	0,2500	0,0483	0,4500	0,0691
2	0,2000	0,0250	0,4500	0,0504	0,6500	0,0711
3	0,4000	0,0313	0,6500	0,0567	0,8500	0,0774
4	0,6000	0,0423	0,8500	0,0677	1,0500	0,0884
5	0,8000	0,0588	1,0500	0,0841	1,2500	0,1048
6	1,0000	0,0831	1,2500	0,1084	1,4500	0,1291
7	1,1144	0,1240	1,3644	0,1493	1,5644	0,1700

1.9.2 Розрахунок льотних характеристик ЛА методом тяг

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

Цей метод дає можливість визначити такі важливі ЛТХ літака, як діапазон висот і швидкостей горизонтального прямолінійного усталеного польоту, характерні швидкості (максимальна, мінімальна теоретична, мінімальна допустима, крейсерська, вигідна, економічне), статичну граничну висоту (стелю), скоропідйомність, витрати палива і часу в польоті, максимальну дальність і тривалість польоту.

1.9.3 Розрахунок потрібних тяг і побудова кривих М. Є. Жуковського

У сталому прямолінійному горизонтальному польоті літака на висоті Н з заданим числом М потрібна тяга R_p в першому наближенні дорівнює величині лобового опору (таблиця 1.7):

$$R_p(H, M) = X_a(H, M).$$

Таблиця 1.7 - Польот на критичному куті атаки

Н, м	M_s	C_{ya_max}	$C_{xa_кр}$
0	0.2162	1.1075	0.1231
1000	0.2358	1.0992	0.1221
2000	0.2533	1.0918	0.1212
3000	0.2689	1.0852	0.1203
4000	0.2828	1.0793	0.1196
5000	0.2952	1.0740	0.1190

6000	0.3190	1.0642	0.1178
7000	0.3482	1.0521	0.1164
8000	0.3737	1.0415	0.1152
9000	0.3959	1.0323	0.1142
10000	0.4350	1.0164	0.1124
11000	0.4730	1.0010	0.1108
12000	0.5099	0.9861	0.1092
13000	0.5617	0.9656	0.1071
14000	0.6075	0.9475	0.1052
15000	0.6691	0.9236	0.1029

Лобовий опір визначається за формулою:

$$X_{a\Gamma}(H, M) = \frac{G}{K} = m_{розр} \cdot g \cdot \frac{C_{xa\Gamma\Pi}}{C_{ya\Gamma\Pi}}$$

Розрахункова маса літака:

$$m_{расч} = m_0 - \zeta_{расч} \cdot m_{п},$$

де $m_0 = 239500$ кг – злітна маса ЛА;

$\zeta_{расч} = 0,4$ – коефіцієнт, враховуючий умови розрахунку: на момент розрахунку, в баках знаходиться 60% пального;

$m_{п} = 102985$ кг – маса пального в баках ЛА;

$$m_{расч} = 239500 - 0,4 \cdot 102985 = 198306 \text{ кг}$$

где $G=1945381,86$ Н– вага літака;

$m_{расч} = 198306$ кг – розрахункова маса ЛА;

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

$K =$ – аеродинамічна якість;

$C_{xa\Gamma\Pi}$, $C_{ya\Gamma\Pi}$ – коефіцієнти аеродинамічної підйомної сили і сили лобового опору в горизонтальному прямолінійному польоті літака на заданому режимі.

Для кожного значення числа M і кожної висоти H знаходимо значення відповідної швидкості польоту і величини швидкісного напору q (таблиця 1.7):

$$V = M \cdot a,$$

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

Потім знаходимо потрібний для прямолінійного горизонтального польоту коефіцієнт підйомної сили $C_{ya\Gamma}$ (таблиця 1.8):

$$Y_a = mg = c_{ya\Gamma} \frac{\rho V^2}{2} S = c_{ya\Gamma} qS ;$$

$$c_{ya\Gamma} = \frac{mg}{qS} .$$

Якщо отримаємо, що $c_{ya\Gamma} > c_{ya\max}$, то це означає, що сталий горизонтальний політ на цьому числі M і висоті H неможливий (таблиця 1.8).

Таблиця 1.8 - Значення M , відповідають порядковим номерам nM

$H, M \backslash nM$	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	-	0.2162	0.3000	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
1000	-	0.2358	0.3000	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
2000	-	0.2533	0.3000	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
3000	-	0.2689	0.3000	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
4000	-	0.2828	0.3000	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
5000	-	0.2952	0.3000	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
6000	-	-	0.3190	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
7000	-	-	0.3482	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
8000	-	-	0.3737	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
9000	-	-	0.3959	0.4000	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
10000	-	-	-	0.4350	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
11000	-	-	-	0.4730	0.5000	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
12000	-	-	-	-	0.5099	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
13000	-	-	-	-	0.5617	0.6000	0.7000	0.8000	1.2000
14000	-	-	-	-	-	0.6075	0.7000	0.8000	1.2000
15000	-	-	-	-	-	0.6691	0.7000	0.8000	1.2000

Таблиця 1.9 - Значення $C_{ya\Gamma}$, потрібних для горизонтального польота

$H, M \backslash nM$	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	-	1.1075	0.5408	0.3042	0.1947	0.1352	0.0993	0.0760	0.0338
1000	-	1.0992	0.6096	0.3429	0.2195	0.1524	0.1120	0.0857	0.0381
2000	-	1.0918	0.6892	0.3877	0.2481	0.1723	0.1266	0.0969	0.0431
3000	-	1.0852	0.7814	0.4395	0.2813	0.1954	0.1435	0.1099	0.0488
4000	-	1.0793	0.8886	0.4998	0.3199	0.2222	0.1632	0.1250	0.0555
5000	-	1.0740	1.0138	0.5702	0.3650	0.2534	0.1862	0.1426	0.0634
6000	-	-	1.0642	0.6527	0.4178	0.2901	0.2131	0.1632	0.0725
7000	-	-	1.0521	0.7498	0.4799	0.3332	0.2448	0.1875	0.0833

8000	-	-	1.0415	0.8645	0.5533	0.3842	0.2823	0.2161	0.0961
9000	-	-	1.0323	1.0007	0.6404	0.4447	0.3267	0.2502	0.1112
10000	-	-	-	1.0164	0.7444	0.5169	0.3798	0.2908	0.1292
11000	-	-	-	1.0010	0.8690	0.6034	0.4433	0.3394	0.1509
12000	-	-	-	-	0.9861	0.7061	0.5188	0.3972	0.1765
13000	-	-	-	-	0.9656	0.8262	0.6070	0.4647	0.2066
14000	-	-	-	-	-	0.9475	0.7102	0.5438	0.2417
15000	-	-	-	-	-	0.9236	0.8309	0.6362	0.2827

Таблиця 1.10 - Значення $C_{xa_Г}$, відповідно до значень $C_{ya_Г}$

$H, м \backslash nM$	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	-	0.1231	0.0386	0.0273	0.0236	0.0228	0.0222	0.0218	0.3409
1000	-	0.1221	0.0427	0.0285	0.0243	0.0229	0.0223	0.0219	0.3411
2000	-	0.1212	0.0494	0.0300	0.0252	0.0231	0.0225	0.0220	0.3412
3000	-	0.1203	0.0572	0.0326	0.0263	0.0234	0.0226	0.0221	0.3414
4000	-	0.1196	0.0704	0.0360	0.0275	0.0242	0.0229	0.0223	0.3416
5000	-	0.1190	0.0915	0.0400	0.0290	0.0252	0.0231	0.0225	0.3418
6000	-	-	0.1178	0.0463	0.0311	0.0264	0.0237	0.0227	0.3421
7000	-	-	0.1164	0.0547	0.0347	0.0278	0.0247	0.0229	0.3424
8000	-	-	0.1152	0.0688	0.0390	0.0294	0.0259	0.0236	0.3428
9000	-	-	0.1142	0.0898	0.0453	0.0326	0.0274	0.0247	0.3433
10000	-	-	-	0.1124	0.0547	0.0369	0.0292	0.0261	0.3438
11000	-	-	-	0.1108	0.0779	0.0421	0.0325	0.0277	0.3445
12000	-	-	-	-	0.1092	0.0518	0.0370	0.0297	0.3453
13000	-	-	-	-	0.1071	0.0686	0.0426	0.0338	0.3466
14000	-	-	-	-	-	0.1052	0.0531	0.0387	0.3497
15000	-	-	-	-	-	0.1029	0.0731	0.0462	0.3535

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

$$P_{\Pi}^{M=0,2} = \frac{m_{\text{розр}} \cdot g \cdot C_{\text{хаГП}}}{C_{\text{yaГП}}} = \frac{1945381,86 \cdot 0,656}{3,913} = 326136 \text{ Н};$$

$$P_{\Pi}^{M=0,3} = \frac{m_{\text{розр}} \cdot g \cdot C_{\text{хаГП}}}{C_{\text{yaГП}}} = \frac{1945381,86 \cdot 0,147}{1,739} = 164445 \text{ Н};$$

$$P_{\Pi}^{M=0,4} = \frac{m_{\text{розр}} \cdot g \cdot C_{\text{хаГП}}}{C_{\text{yaГП}}} = \frac{1945381,86 \cdot 0,061}{0,978} = 121337 \text{ Н};$$

$$P_{\Pi}^{M=0,5} = \frac{m_{\text{розр}} \cdot g \cdot C_{\text{хаГП}}}{C_{\text{уаГП}}} = \frac{1945381,86 \cdot 0,037}{0,626} = 114982 \text{ Н};$$

$$P_{\Pi}^{M=0,6} = \frac{m_{\text{розр}} \cdot g \cdot C_{\text{хаГП}}}{C_{\text{уаГП}}} = \frac{1945381,86 \cdot 0,029}{0,435} = 129692 \text{ Н};$$

$$P_{\Pi}^{M=0,7} = \frac{m_{\text{розр}} \cdot g \cdot C_{\text{хаГП}}}{C_{\text{уаГП}}} = \frac{1945381,86 \cdot 0,025}{0,319} = 152459 \text{ Н};$$

$$P_{\Pi}^{M=0,8} = \frac{m_{\text{розр}} \cdot g \cdot C_{\text{хаГП}}}{C_{\text{уаГП}}} = \frac{1945381,86 \cdot 0,023}{0,245} = 182627 \text{ Н}.$$

Отримані данні записуємо в таблицю 1.11

Таблиця 1.11 – Значення потрібної тяги P_{Π} на висоті польоту $H=9$ км для різних чисел Маха M

M	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
P_{Π} , Н	326136	164445	121337	114982	129692	152459	182627

Таблиця 1.12

Потребна сила тяги, Н

$H, \text{м/nM}$	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	-	153102	98250	123565	167011	231938	307752	394246	13894051
1000	-	152969	96455	114591	152428	207326	274582	351311	12328861
2000	-	152848	98740	106459	139968	185023	244523	312403	10910481
3000	-	152739	100805	102160	128702	164858	217346	277225	9628076
4000	-	152641	109124	99256	118541	149747	192833	245495	8471385
5000	-	152552	124285	96644	109399	136812	170778	216948	7430703
6000	-	-	152479	97683	102688	125205	152920	191332	6496864
7000	-	-	152417	100567	99701	114818	139017	168409	5661224
8000	-	-	152362	109666	97035	105551	126612	150336	4915639
9000	-	-	152313	123562	97507	100959	115579	136158	4252453
10000	-	-	-	152358	101296	98208	105796	123589	3664477
11000	-	-	-	152418	123405	96062	100850	112483	3144976
12000	-	-	-	-	152505	101129	98302	102837	2693746
13000	-	-	-	-	152735	114306	96774	100112	2310880
14000	-	-	-	-	-	152963	102976	98023	1993210
15000	-	-	-	-	-	153399	121221	100018	1721781

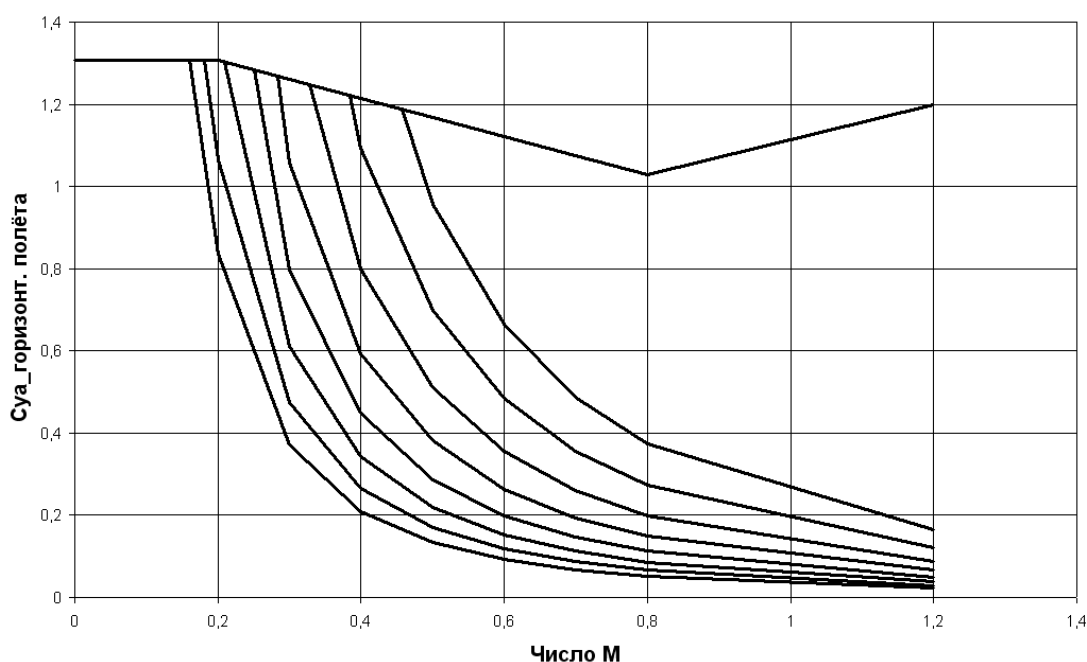


Рисунок 1.7 - Залежність потрібної тяги P_D від швидкості, вираженої в числах Маха M під час польоту на висотах $H=0, 3, 6, 9, 12$ км.

Таблица 1.13 - Коэффициент располагаемой тяги

$H, м/nM$	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	0.9900	0.8205	0.7696	0.7199	0.6821	0.6562	0.6421	0.6399	-
1000	0.9900	0.8078	0.7696	0.7199	0.6821	0.6562	0.6421	0.6399	-
2000	0.9900	0.7969	0.7696	0.7199	0.6821	0.6562	0.6421	0.6399	-
3000	0.9247	0.7356	0.7189	0.6725	0.6371	0.6129	0.5998	0.5977	-
4000	0.8623	0.6788	0.6704	0.6271	0.5941	0.5715	0.5593	0.5574	-
5000	0.8027	0.6262	0.6240	0.5837	0.5531	0.5321	0.5207	0.5189	-
6000	0.7459	0.7459	0.5721	0.5424	0.5139	0.4944	0.4838	0.4822	-
7000	0.6918	0.6918	0.5200	0.5031	0.4766	0.4585	0.4487	0.4472	-
8000	0.6403	0.6403	0.4733	0.4656	0.4412	0.4244	0.4153	0.4139	-
9000	0.5914	0.5914	0.4311	0.4301	0.4075	0.3920	0.3836	0.3823	-
10000	0.5450	0.5450	0.5450	0.3883	0.3755	0.3612	0.3535	0.3523	-
11000	0.5010	0.5010	0.5010	0.3498	0.3452	0.3321	0.3250	0.3239	-
12000	0.4282	0.4282	0.4282	0.4282	0.2937	0.2838	0.2777	0.2768	-
13000	0.3659	0.3659	0.3659	0.3659	0.2457	0.2425	0.2373	0.2365	-
14000	0.3128	0.3128	0.3128	0.3128	0.3128	0.2068	0.2029	0.2022	-
15000	0.2673	0.2673	0.2673	0.2673	0.2673	0.1742	0.1734	0.1728	-

Таблица 1.14 - Располагаемая тяга літака, Н

$H, м/nM$	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	301823	250133	234637	219486	207956	200048	195762	195098	-

1000	301823	246282	234637	219486	207956	200048	195762	195098	-
2000	301823	242960	234637	219486	207956	200048	195762	195098	-
3000	281919	224255	219164	205012	194242	186856	182853	182233	-
4000	262895	206957	204374	191177	181134	174247	170513	169935	-
5000	244730	190911	190253	177968	168619	162207	158732	158194	-
6000	227407	227407	174412	165370	156683	150725	147496	146996	-
7000	210906	210906	158542	153371	145314	139789	136794	136330	-
8000	195209	195209	144308	141956	134499	129384	126612	126183	-
9000	180296	180296	131436	131111	124224	119500	116940	116543	-
10000	166148	166148	166148	118372	114476	110123	107763	107398	-
11000	152746	152746	152746	106637	105242	101240	99071	98735	-
12000	130537	130537	130537	130537	89532	86520	84666	84379	-
13000	111562	111562	111562	111562	74906	73944	72359	72114	-
14000	95351	95351	95351	95351	95351	63057	61845	61635	-
15000	81499	81499	81499	81499	81499	53113	52860	52681	-

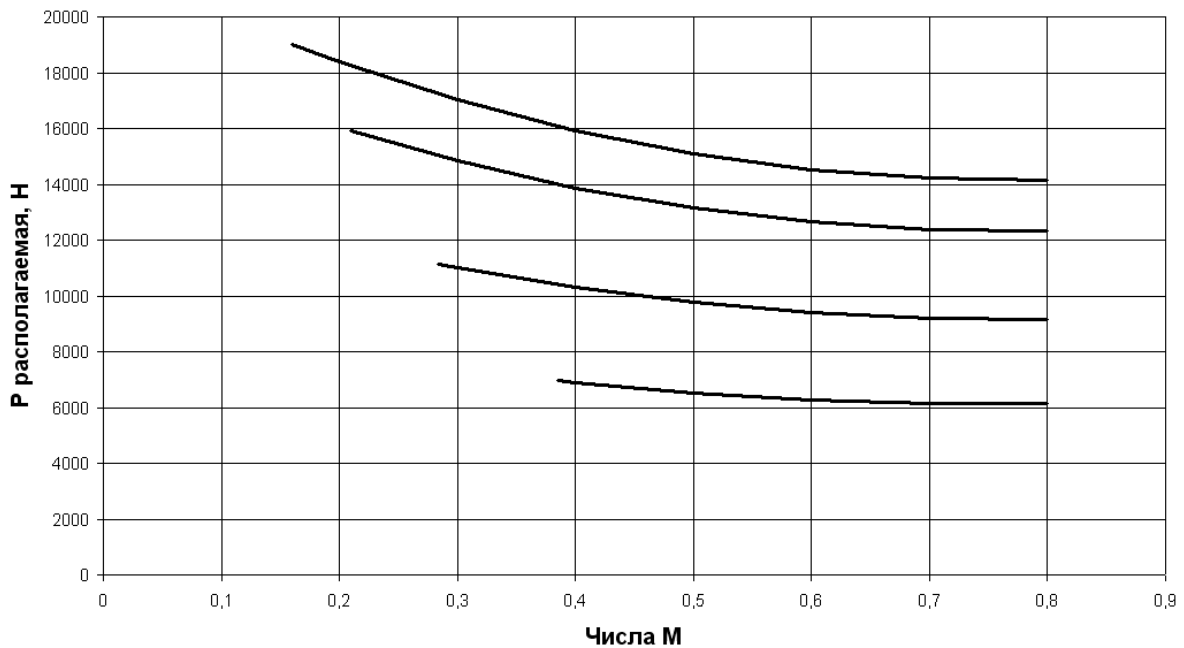


Рисунок 1.8 - Наявні тяги для висот $H=0, 3, 6, 8$ і 12 км. (зверху вниз)

1.9.4 Побудова наближеної злітної і посадкової поляр

Під час розрахунку враховуємо наступні допущення:

- випуск шасі впливає тільки на ріст коефіцієнта лобового опору $\Delta C_{xа ш}$;
- випуск механізації крила впливає на коефіцієнт підйомної сили $C_{ya мех}$ і на коефіцієнт лобового опору $\Delta C_{xа мех}$;

- залежність $C_{ya} = f(\alpha)$ під час випуску механізації крила, розглядається наближено до залежності висувного закрілка. Тобто, $C_{ya} = f(\alpha)$ зміщується вправо на $\Delta\alpha_0$, під час постійного $\alpha_{кр}$ з роСтом $C_{ya\max}$ і зменшенням α_0 ;
- поляр $C_{xa} = f(C_{ya})$, під час випуску механізації крила, зміщується вправо на величину: $\Delta C_{xa\text{ м}} = \Delta C_{xa\text{ ш}} + \Delta C_{xa\text{ мех}}$ і до верху на $\Delta C_{ya\text{ м}} = \Delta C_{ya\text{ max}}$. В даному розділі виконаний розрахунок поляр для висоти польоту $H=0$ км та швидкості польоту $M=0,2$.

Умови для розрахунку та побудови поляр представлені в таблиці 1.14 та таблиці 1.15

Таблиця 1.15 – Умови для розрахунку й побудови поляр

Параметр Поляра	M	$\delta_{зак}, ^\circ$	$\frac{\Delta C_{xa\text{ ш}}}{C_{xa\text{ 0}}}$	$\frac{\Delta C_{xa\text{ мех}}}{C_{xa\text{ 0}}}$	$\Delta C_{ya\text{ мех}}$
Злітна	0,2	30	0,6	0,5	0,25
Посадкова		45		1,4	0,45

Розрахунок проводиться в наступній послідовності:

Визначимо значення приросту коефіцієнту лобового опору від випуску шасі ті механізації крила для злітної та посадкової конфігурації ЛА за допомогою формули:

$$\Delta C_{xa\text{ ш/мех}} = C_{xa0} \cdot \Delta C_{xa\text{ i}},$$

де $C_{xa0} = 0,02072$ – коефіцієнт лобового опору при нульовому значенні коефіцієнта підйомної сили C_{ya} .

$\Delta C_{xa\text{ i}}$ – значення приросту лобового опору від випуску шасі або механізації крила для злітної конфігурації ЛА.

зліт:

$$\Delta C_{xa\text{ ш}} = 0,02072 \cdot 0,6 = 0,01243 \quad \Delta C_{xa\text{ мех}} = 0,02072 \cdot 0,5 = 0,0103$$

посадка:

$$\Delta C_{xa\text{ ш}} = 0,02072 \cdot 0,6 = 0,01243 \quad \Delta C_{xa\text{ мех}} = 0,02072 \cdot 1,4 = 0,029$$

Визначимо суму приросту лобового опору для злітної та посадкової конфігурацій ЛА за допомогою формули:

$$\Delta C_{xa\text{ м}} = \Delta C_{xa\text{ ш}} + \Delta C_{xa\text{ мех}}, \text{де}$$

$\Delta C_{\text{ха мех}}$ – приріст лобового опору від випуску механізації крила.
зліт

$$\Delta C_{\text{ха м}} = 0,01243 + 0,0103 = 0,02279$$

посадка:

$$\Delta C_{\text{ха м}} = 0,01243 + 0,029 = 0,04144$$

Визначимо кут зміщення початкового графіка $C_{\text{ya}} = f(\alpha)$ для злітної та посадкової конфігурацій ЛА за допомогою формул:

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

Знайшовши різницю між кутами атаки, отримаємо:

$$\Delta C_{\text{ya max}} = C_{\text{ya}}^{\alpha} \cdot \Delta \alpha_0$$

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

$$\Delta \alpha_0 = \frac{\Delta C_{\text{ya max}}}{C_{\text{ya}}^{\alpha}},$$

де $\Delta C_{\text{ya max}}$ – приріст максимального коефіцієнта підйомної сили, внаслідок випуску механізації крила для злітної/посадкової конфігурації ЛА;

$C_{\text{ya}}^{\alpha} = 4,524 \frac{1}{\text{рад}}$ - похідна коефіцієнта підйомної сили по куту атаки.

зліт:

$$\Delta \alpha_0 = \frac{0,25}{4,524} = 0,055 \text{ рад} = 3,16^{\circ}$$

посадка:

$$\Delta \alpha_0 = \frac{0,45}{4,524} = 0,099 \text{ рад} = 5,69^{\circ}$$

Для побудови злітної та посадкової поляри використаємо рівняння поляри, яке після перетворень має наступний вигляд:

$$C_{\text{ха}\delta_3} = C_{\text{ха}0} + (\Delta C_{\text{ха ш}} + \Delta C_{\text{ха мех}}) + A \cdot (C_{\text{ya}} - \Delta C_{\text{ya max}})^2,$$

де $C_{\text{ха}0} = 0,02072$ – коефіцієнт лобового опору при нульовому значенні коефіцієнта підйомної сили C_{ya} ;

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

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

$A=0,04135$ – коефіцієнт відвалу поляри ;

C_{ya} – коефіцієнт підйомної сили;

$\Delta C_{\text{ya max}}$ – приріст максимального коефіцієнта підйомної сили, внаслідок випуску механізації крила для злітної/посадкової конфігурації;

зліт, $\delta_3=30^\circ$:

$$C_{\text{ха}\delta_3=30^\circ} = 0,02072 + (0,01243 + 0,0103) + 0,04135 \cdot (0,25 - 0,25)^2 = 0,0435$$

посадка, $\delta_3=45^\circ$:

$$C_{\text{ха}\delta_3=45^\circ} = 0,0226 + (0,01243 + 0,029) + 0,04135 \cdot (0,45 - 0,45)^2 = 0,0621$$

Таблиця 1.16 – Умови для розрахунку й побудови поляр

Поляра Параметр	Злітна	Посадкова
M_s	0,199	
A	0,04135	
$C_{\text{ха}0}$	0,02072	
$C_{\text{уа}}^\alpha$, 1/рад	4,524	
$\Delta C_{\text{уа max}}$	0,25	0,45
$\Delta C_{\text{ха ш}}/C_{\text{ха}0}$	0,6	
$\Delta C_{\text{ха ш}}$	0,01243	
$\Delta C_{\text{ха мех}}/C_{\text{ха}0}$	0,5	1,4
$\Delta C_{\text{ха мех}}$	0,0103	0,029
$\Delta C_{\text{ха м}}$	0,0227	0,04144
$\Delta \alpha_0$, рад	0,055	0,099
$\Delta \alpha_0$, °	3,16	5,69
$C_{\text{уа}}$	0,25	0,45
$C_{\text{ха}\delta_3=30^\circ}$	0,0435	–
$C_{\text{ха}\delta_3=45^\circ}$	–	0,0621

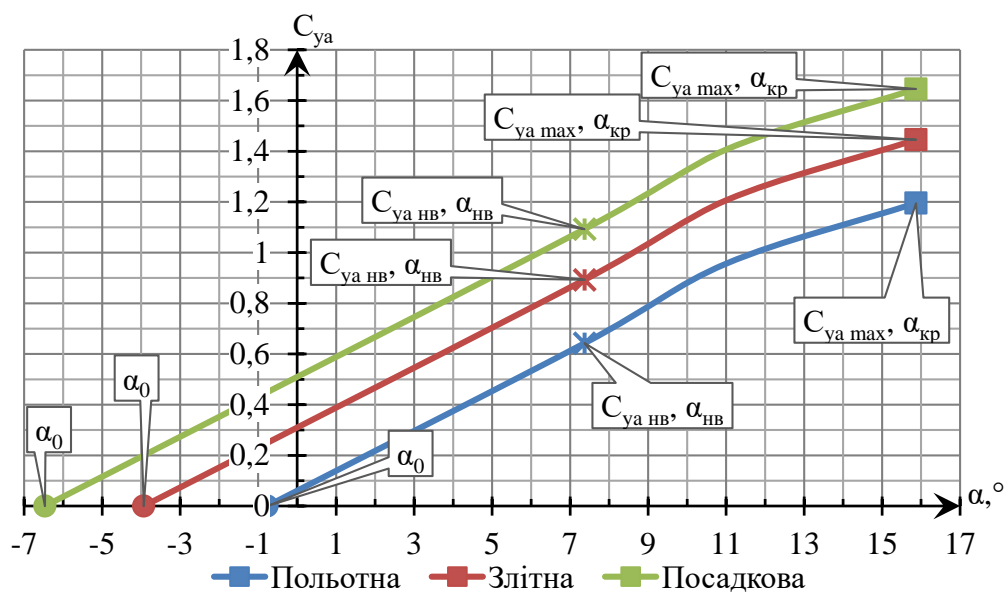


Рисунок 1.9 – Залежність коефіцієнта підйомної сили C_{ya} від кута атаки α , для польотної ($\delta z=0^\circ$), злітної ($\delta z=30^\circ$) та посадкової ($\delta z=45^\circ$) конфігурацій ЛА

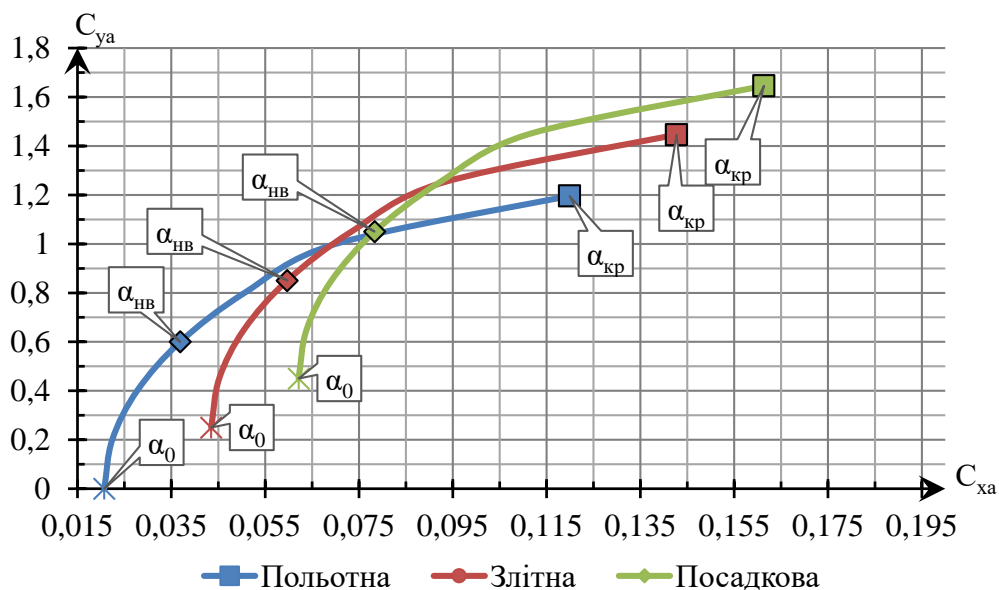


Рисунок 1.10 – Поляра ЛА при польотній ($\delta z=0^\circ$), злітній ($\delta z=30^\circ$) та посадковій ($\delta z=45^\circ$) конфігурацій ЛА

Висновок

Аеродинамічні характеристики ЛА забезпечують безпечний, економічно вигідний крейсерський і стійкий режим польоту. Літак має прийнятні для ЛА свого класу злітно-посадочні характеристики.

Аеродинамічний розрахунок показав, що літак статично стабільний і керований. Профільний опір літака при збільшенні падає, найбільший внесок

в опір профілю робить фюзеляж, а найменший - оперення. Починається хвильовий опір, який визначає межу верхніх дозвукових швидкостей, збільшується відповідно до параболічного закону, основний внесок в похідну робить крило, так як це носій поверхні і головний творець підйомної потужності літака, фюзеляж і мотогандола практично не створюють підйомної сили, підйомна сила ГО виділяється на окремі компоненти;

2. ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ

2.1 Вибір типу шасі

Шасі літака призначене для стоянки та пересування літака по землі. Вибираємо тип шасі: триколісні з носовою стійкою. Така компоновка забезпечує більш ефективне гальмування при пробігу, при цьому істотно зменшується можливість "козлення" і повністю виключається явище капотування літака, поліпшується огляд при зльоті - посадці для пілотів. Крім цього схема шасі з носовою опорою має кращу стійкість і необхідну прохідність при русі по аеродрому. Але при цьому з'являється можливість появи коливань, самозбуджуються «шіммі». Носова опора забирається проти потоку в фюзеляж (при цьому випуск стійки полегшується за рахунок сили тяжіння і швидкісного напору). Шасі, виконані за такою схемою, мають велику масу.

Амортизація опор літака складається з шин коліс, які пом'якшують ударні навантаження, і рідинно-азотних амортизаційних стійок, які зменшують в основному вертикальні перевантаження. Пневматики мають невеликий гістерезис. Енергія, яка ними сприймається, майже вся повертається літаку. Вони забезпечують прохідність літака при русі по аеродрому.

Основна частина енергії удару сприймається не пневматикою колеса, а рідинно-азотним амортизатором в незворотній формі і розсіюється у вигляді тепла в атмосферу. Енергія, яка залишилася після припинення дії удару, використовується на повернення штока амортизатора в початкове положення, в якому він здатний сприймати наступний удар. Для зменшення жорсткості та збільшення енергоємності на деяких типах ПС використовують двокамерні амортизатори.

Як робоче тіло в амортизаторах використовуються рідини АМГ-10, НГЖ-4 і азот з початковим тиском (при НЕ обтиснутому амортизаторі) $p_{ат} = 1,47-14,7$ МПа.

2.2 Характеристика експлуатаційних факторів, які впливають на працездатність шасі

В процесі експлуатації ПС шасі підпадає під вплив таких чинників:

1. Навантаження на шасі - це сили і моменти, які діють на шасі при приземленні ВС, його русі по аеродрому і на стоянці. Величина сил і їх напрямок залежать від вертикальної швидкості приземлення, посадкової швидкості, посадкової маси, кута крену і кутової швидкості крен, кута ковзання і кутової швидкості нишпорення, кута атаки і кутової швидкості

тангажа, якості виконання посадки, характеру руху ВС, ступеня нерівностей аеродрому і жорсткості амортизації. При посадці на нерівному аеродромі, при приземленні з не розкрученими колесами, при гальмуванні коліс на шасі діють, крім вертикальних, горизонтальні сили, спрямовані проти руху ВС. При посадці зі знесенням або розвороті під час рулювання на колеса діють бічні горизонтальні сили.

2. Кліматичні умови: вологість, сніг, вітер, сонячна радіація, висока і низька температури навколишнього повітря. Ці фактори викликають корозію, руйнування лакофарбового покриття, старіння покришок, зниження їх еластичності при низьких температурах, примерзанню покришок до ґрунту, пошкодження їх при різкому зрушенні ВС з місця і т.д.

3. Умови навколишнього Середовища: пил, стан злітно-посадкових смуг (ЗПС), руліжних доріжок (РД) і стоянок. Пил, потрапляючи в підшипники і шарнірні з'єднання, погіршує тертя, підвищує знос. Попадання твердих частинок ґрунту на шасі призводить до появи вм'ятин, подряпин, порізів покришок і т.д. Нерівності на аеродромі при руленні, розбігу і пробігу ВС викликають вигин елементів конструкції шасі від горизонтальних сил. Повторно - змінні динамічні навантаження можуть привести до появи тріщин на стійках, підкосили, амортизаторах, осях і підшипниках. Паливно-мастильні матеріали, кислоти, потрапляючи на пневматики, призводять до зниження їх міцності.

4. Умови льотної експлуатації та технічного обслуговування. При неправильної посадці ЗС (груба посадка, посадка зі знесенням) збільшуються навантаження на шасі, які можуть привести до руйнування пневматикою і інших елементів конструкції шасі. Нерозрахованих режим гальмування (перевищення швидкості початку гальмування, перевищення посадкової маси, аварійне гальмування) призводить до інтенсивного зносу гальмівних дисків. Підвищення температури корпусів коліс вище допустимої призводить до руйнування пневматикою. Чи не якісне технічне обслуговування шасі (виконання дефектації не в повному обсязі, заповнення шарнірних з'єднань, підшипників коліс забрудненої мастилом і т.д.) може привести до інтенсивного зносу пар тертя, а також до руйнування елементів конструкції шасі.

5. Умови зберігання. При тривалому зберіганні ВС на покришках пневматиків від впливу сонячної радіації з'являється сітка тріщин, яка призводить до старіння гуми, зниження механічних властивостей пневматикою і при подальшій експлуатації ПС може привести до їх

руйнування. Кожен з перерахованих факторів визначається кордоном зміни ряду параметрів, які впливають на навантаження шасі при посадці літака. Так, наприклад, величина посадкової швидкості залежить від аеродинамічних характеристик, посадкової маси, ефективності засобів механізації крила, умов посадки, індивідуальних особливостей пілотування літака при посадці і ін. Для кожного літака, в залежності від зміни перерахованих параметрів, розкид величини посадкової швидкості, який трохи вище мінімально допустимої, може становити 20-30% від рекомендованої. Величина вертикальної швидкості при посадці літака також залежить від характеристик літака на посадку, метеорологічних умов, ухилу ЗПС і інших чинників. При посадці в складних метеорологічних умовах величина вертикальної швидкості може збільшитися приблизно в два рази в порівнянні з посадкою за умов гарної видимості. В кінцевому підсумку всі перераховані вище фактори визначають величини перевантажень, які впливають на шасі літака при його посадці. суттєво впливає на надійність шасі швидкість рулювання. Зміна швидкості рулювання, наприклад, з 25 км / год до 55 км / год призводить до збільшення напруги від втоми в 1,5-2,5 рази. Після збільшення швидкості рулювання більше 55 км / год відбувається значне зниження навантаженості шасі, (розвантаження відбувається за рахунок збільшення підйомної сили). Найбільше навантаження шасі сприймає при поглинанні кінетичної енергії за рахунок вертикальної складової швидкості при грубої посадці. При цьому вертикальна швидкість досягає величини 2-4 м / с. Крім вертикального навантаження на шасі можуть діяти: бічний удар (при посадці з знесенням); бічні зусилля, які створюють згинальні моменти (при різкому розвороті); горизонтальні сили (при посадці, пересуванню по нерівному аеродрому, при гальмуванні).

2.3. Основні опори шасі - опис і робота

Дві основних опори шасі встановлені в крилах правої і лівої фарах відразу за коренем крила в задній кромці. Основні опори шасі втягуються боком у відсіки в фюзеляжі. Кожна опора шасі має чотириколісну двухтандемную візок. Кожна опора шасі має одну пов'язану головні двері, керовану одним приводом двері. Кожна опора шасі має зубчастий підйомник і дверної підйомник. Опора шасі має подвійне бічне розташування для поліпшення розподілу навантаження на композитне крило. Кожна бічна опора має окремих вузол фіксації опори для забезпечення позитивного засоби фіксації шасі в висунутому положенні для посадки і наземних маневрів. Кожна ніжка опори

шасі містить одноступенчатую амортизаційну стійку амортизаційна стійка, що складається з ковзаючого поршня і основного фитинга, який підтримується двома складними бічними стійками і шарнірами у верхній частині основного фитинга для висунення / втягування. У польоті опорні шасі прибираються і замикаються. Двері шасі закриті і замкнені, щоб закрити відсік шасі в польоті і на землі, відкриваючись лише тоді, коли шасі висувається або забирається. Гідравлічна потужність для висунення / втягування шасі надходить від зеленої гідравлічної системи.

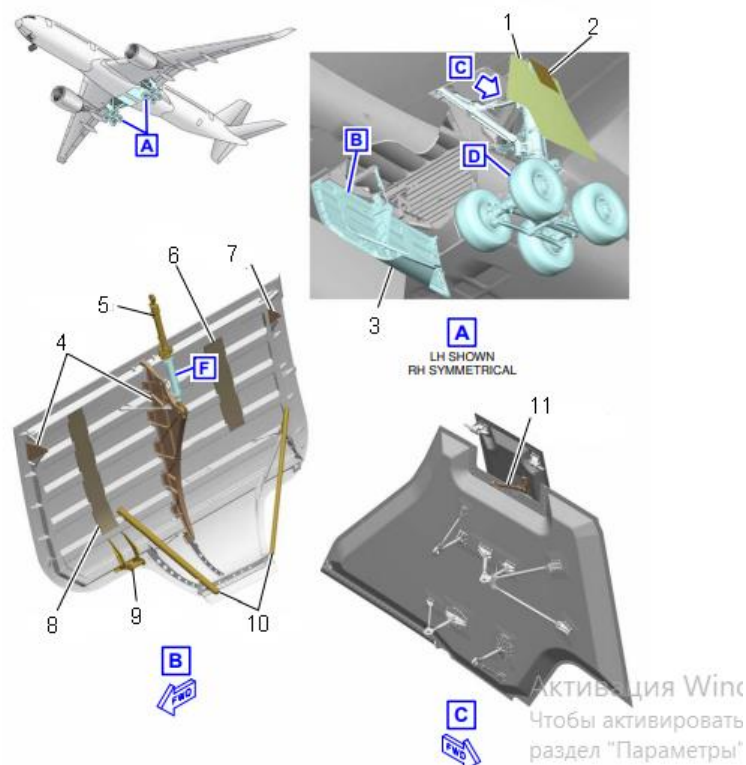


Рис. 2.1

1.Неподвижная двері обтічника. 2. Двері на петлях. 3. Основна двері. 4. Шарнір. 5. Привід. 6. Рампа вільного падіння. 7. Шарнір. 8. Рампа вільного падіння. 9. Замок вгору. 10. Стрижень вільного падіння. 11. Механічна зв'язок.

2.4. Стійка основної опори - опис і робота

Передня опора шасі розташована в передній нижній частині фюзеляжу на осьовій лінії літака нижче кабіни пілота. Він забирається вперед і складається з двоколісної осі, встановленої на головному фітингу, який включає в себе одноступенчатую амортизаційну стійку амортизатора, підтримувану переднім опором. Основний фітінг передньої опори вміщує рульове управління в зборі для системи рульового управління носовою колесом. У польоті передня опора

забирається і закривається, в той час як чотири бічні відкриваються двері передньої опори закриваються і замикаються, щоб охопити відсік. Дві передні двері управляються двома незалежними приводами дверей. При втягуванні передньої стійки шасі утримується уплоком, а дві основні двері шасі утримуються одним вузлом уплока дверей, що містить гак уплока для кожних дверей. Передні двері стійки шасі з гідравлічним приводом також закриваються після подовження стійки передньої опори. Задні двері наводяться в рух механічним приводом і залишаються відкритими, коли передня стійка шасі висувається. Гідравлічна потужність для висунення / втягування передньої стійки надходить від жовтої гідравлічної системи. Електричне живлення навігаційних вогнів може подаватися через роз'єм живлення евакуатора на сервісну панель.

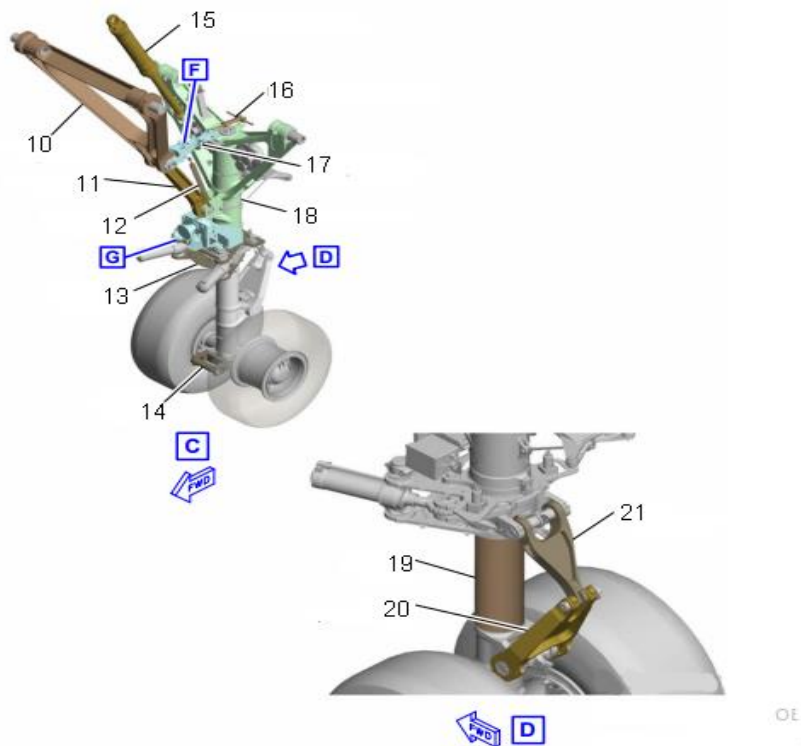


Рис.2.2

10. Верхнє опору. 11. Нижня опір. 12. Замок нижній пружини. 13. Рульове управління. 14. Буксирування. 15. Привід втягування. 16. Привід фіксації замку. 17. Замок положення вперед / назад. 18. Головна установка. 19. Скользящий поршень. 20. Нижня крутить ланка. 21. Верхнє крутить ланка.

2.5 Система висунення і втягування шасі

Система висунення і втягування шасі складається з трьох підсистем: 1. нормальна система висунення і втягування, для нормального висунення і втягування. 2. Альтернативна система розширення, для розширення в польоті, якщо звичайна система недоступна. 3. Система відкриття наземних дверей, що забезпечує наземний доступ до відсіків шасі для цілей технічного обслуговування.

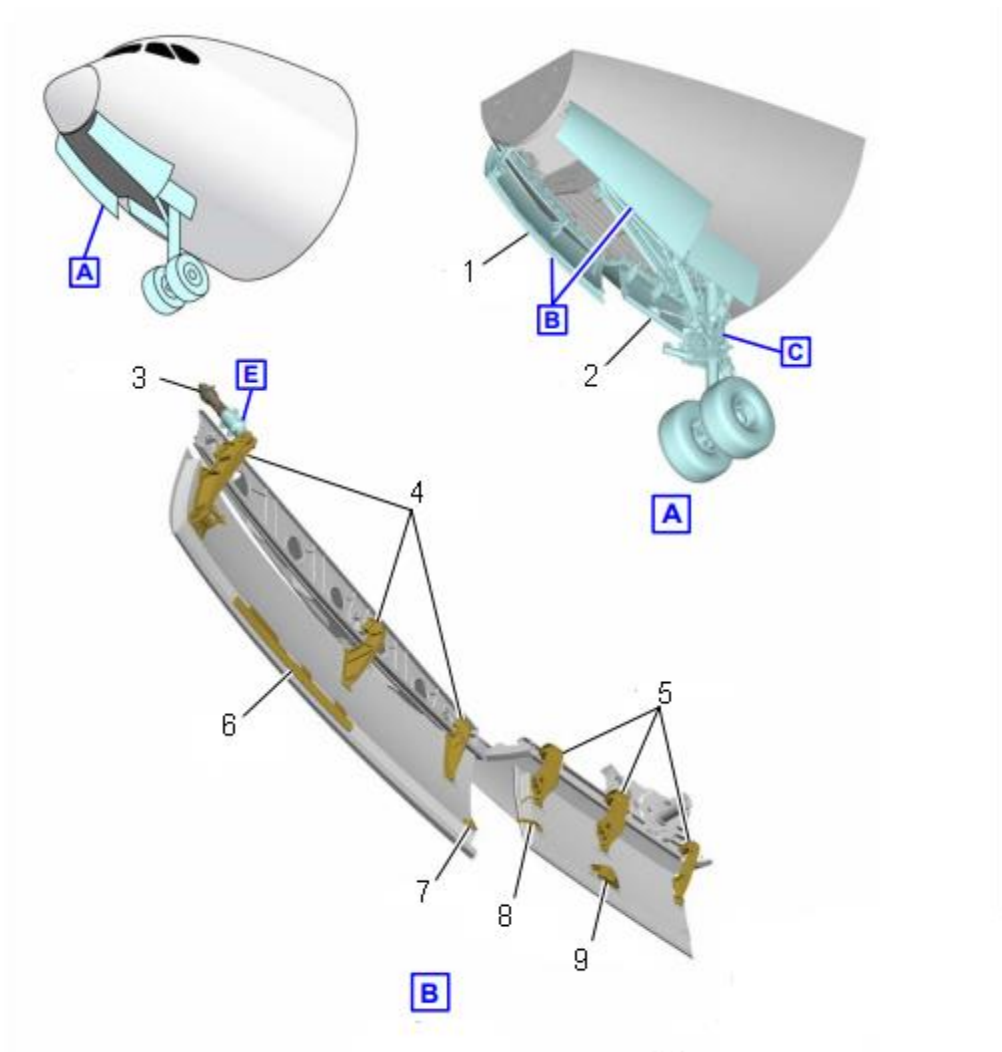


Рисунок - 2.3

1. Передня двері. 2. Кормова двері. 3. Привід. 4. Шарнір. 5. Шарнір. 6. Захисна пластина. 7. Дверний упор. 8. Між дверний упор. 9. Фитинг стержня

2.6. Амортизатор стійки основної опори - опис і робота

Амортизатор стійки основної опори шасі - виносний, рідинно-газовий, виконаний за схемою "штоком вгору", призначений для поглинання енергії ударів і поштовхів за рахунок перетікання гідроїдності в робочому обсязі

амортизатора через дросельні отвори і додаткового стиснення азоту. Амортизатори встановлені на задніх і передніх стійках, по конструкції ідентичні і відрізняються тільки кількістю робочої рідини, яка заливається в них і величиною тиску початкової зарядки. Верхньою частиною штока амортизатор кріпиться до траверси, а циліндром до важеля. У головку штока вкручені зливний клапан (зі зливною трубкою) і зарядний клапан 800600-1. Для дроселювання рідини в зворотному і прямому ході амортизатора всередині діафрагми штока встановлено плаваючий клапан прямого ходу і клапан зворотного ходу з пружиною.

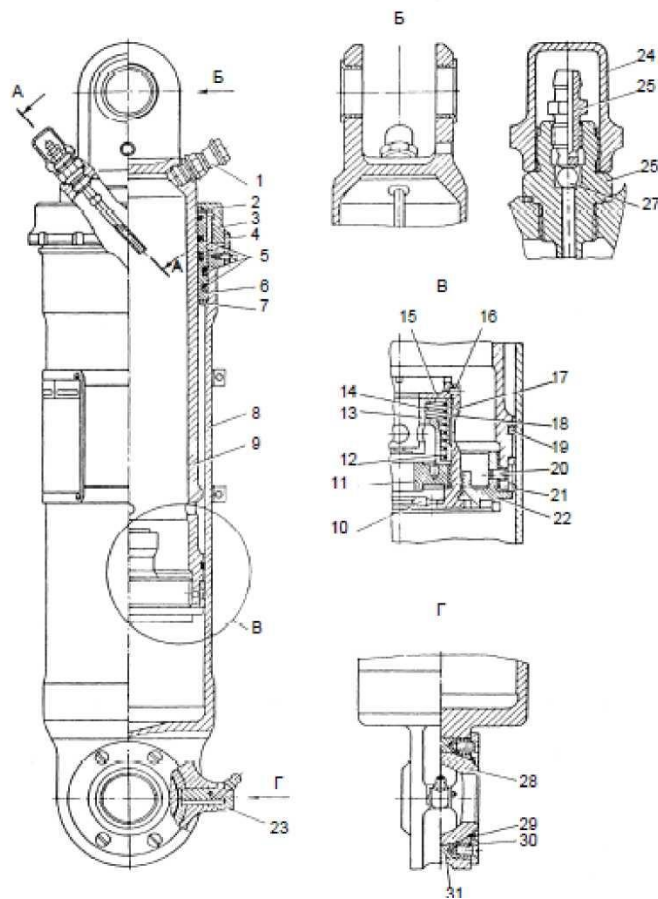


Рис 2.4. Амортизатор основної опори шасі

1 - зарядний клапан, 2 - затвор, 3 - гайка, 4 - упор, 5 - ущільнювальний пакет, 6 - букса, 7 - зав'язане кільце, 8 - циліндр, 9 - шток, 10 - плаваючий клапан, 11 - діафрагма, 12 - втулка, 13 - клапан зворотного гальмування, 14 - пружина, 15 - гайка, 16 - гвинт, 17 - стакан, 18 - розпірна втулка, 19 - кільце, 20 - гвинт, 21 - центруюча букса, 22 - діафрагма, 23 - штифт, 24 - ковпачок, 25 -

штуцер зливного клапана, 26 - зливна трубка, 27 - кулька, 28 - сферичний підшипник, 29 - шайба, 30- кришка, 31-вкладиш.

Основные данные		
Рабочая жидкость		АМГ-10, аналоги (см. ОI2.II.00 табл. 201)
Рабочий газ		технический азот
Максимальный ход штока		(227±1) мм
Зарядное давление газа		(45±2) кгс/см ²

Рис 2.5 - Основні дані амортизатора

На експлуатаційні характеристики рідинно-азотних амортизаторів при відсутності інших несправностей, головним чином, впливає величина початкового тиску азоту, обсяг і властивості рідини, заправляється, її чистота. Поглинання амортизатором розрахункової кількості енергії при посадці ВС може бути забезпечено тільки при заповненні його необхідною кількістю рідини і зарядці азотом до певної (розрахункової) величини надлишкового тиску.

Відхилення від цих норм можуть призвести до погіршення роботи амортизатора, поява залишкових деформацій і навіть до руйнування як окремих силових вузлів, так і конструктивних елементів планера або шасі ВС при посадці.

При недостатньому початковому тиску стисненого азоту ($P_i < P_0$) і нормальної зарядці рідиною амортизація буде м'якою. Величина обтиску амортизатора при цьому збільшується. Однак в разі грубої посадки ПС, якщо амортизатор повністю обтиснутий, тобто при ході штока, який буде дорівнювати експлуатаційному, він належний поглинути енергію більше розрахункової величини, тобто він не сприйме всієї енергії удару.

В кінці ходу штока амортизатора енергія, яка залишилася, сприймається жорстко, що викличе різке збільшення навантажень, що діють на силові елементи шасі і навіть планера літака (особливо при багаторазових впливах таких навантажень).

Аналогічна робота амортизатора буде в разі, якщо кількість рідини в ньому менше не обхідимою ($U_2 < U_0$). При цьому обсяг азоту в амортизаторі більше норми. В даному випадку в середині амортизатора можливо явище типу гідравлічного удару. При цьому деформацію або навіть руйнування можуть отримати деталі вузла гальмування, в кінцевому підсумку призведе до відмови амортизатора. Недостатній обсяг рідини, недостатній початковий

тиск азоту в амортизаторі проявляються при нормальній посадці ВС щодо зменшення "жорсткості" амортизатора і збільшення його обтиску.

Під час пробігу ВС вихідне положення такого амортизатора після його обтиску відновлюється за більш тривалий час. Тому при наявності такої несправності на одній з головних опор шасі може з'явитися розгойдування ВС навколо поздовжньої осі, а якщо на передній опорі - навколо поперечної осі. При збільшеному початковому тиску азоту ($P_2 > P_0$) і великій кількості рідини ($Y_1 > Y_0$) амортизатор стає більш жорстким. Швидкість і величина обтиснення амортизатора зменшується. Зменшується кількість енергії, що поглинається амортизатором навіть при нормальній посадці, а при грубої посадці (коли потрібно поглинання роботи нормованої) обтиску буде менше експлуатаційного зусилля - більше. Все це збільшить навантаження на шасі. На роботу амортизаторів в експлуатації впливає також в'язкість рідини. При підвищенні температури в'язкість рідини знижується, що зменшує опір рідини в гальмівному вузлі. Амортизатор стає більш м'яким, зменшується його енергоємність, погіршується робота ущільнень.

Застосування рідких амортизаторів, що працюють в умовах дуже високого тиску (до 300 - 500 МПа), вимагає особливого контролю за герметичністю ущільнень.

У процесі тривалої експлуатації може відбуватися витік азоту через зарядний штуцер і ущільнення, а також рідини через ущільнення між циліндром і штоком, сприяє появі описаних підвищених навантажень, які можуть стати причиною передчасного зносу, появи залишкових деформацій, тріщин або навіть руйнування деталей шасі і планера.

2.7. Розробка регламенту і технології удосконалення технічного обслуговування шасі транспортного літака

2.7.1 Регламент технічного обслуговування

РТО - основний документ, що визначає періодичність і обсяг виконання робіт на ВС в процесі його експлуатації.

Його розробляють фахівці ОКБ - розробники ВС - в повній відповідності з програмою ТО і Р.

Перелік регламентних робіт формують з урахуванням появи цих робіт на аналогічних зразках АТ, особливостей конструкції і перспектив розвитку ЛА, ступеня впливу можливих відмов, залежних від робіт, що включаються до переліку, на безпеку польотів.

Залежно від призначення роботи по ТО поділяють:

- на заправних-мастильних (контроль наявності і поповнення запасів ПММ, спецрідин і газів, карти змащення шарнірів) - контроль технічного стану (оглядові, дефектація, перевірка функціонування і робочих параметрів об'єктів);

- очисні (видалення, льоду, снігу, забруднення і т.п.);

- відновлювальні (регулювальні, ремонтні, демонтажно-монтажні і т.п.);

- допоміжні (забезпечення доступу до об'єктів обслуговування, підйом ВС, демонтажні роботи для проведення ТО (табл. 2)).

Таблиця 2.1 - Етапи формування РТО

Стадия разработки	Этапы жизненного цикла
1-й этап - начало практической проверки и уточнения первичного РТО, разработка документации, сбор и анализ неисправностей и отказов, уточнения показателей надежности, объема и периодичности, выполнения типовых работ и форм ТО	заводские испытания заводские инструкции (Первоначальный вариант РТО) Государственные испытания
2-й этап - 1 - 1,5 года эксплуатации нового типа ЛА, накопления статистической информации по отказам, уточнение первого варианта РТО	Эксплуатация ВС
3-й этап - уточнение РТО в процессе эксплуатации	Корректировка РТО

Більшість регламентних робіт проводять на всіх (або більшості) експлуатованих типах ВС. Це типові роботи по ТО. Нетиповими роботами є ті, які виконують тільки на окремих типах літаків з-за умов експлуатації або особливостей їх конструкції.

При призначенні оптимальної періодичності ТО використовує як індивідуальний, так і груповий методи.

Індивідуальний - застосовують для визначення періодичності ТО і розрахунку надійності максимально відповідальних об'єктів. Він полягає в побудові детальної математичної моделі розвитку пошкодження цього виробу і використовується при встановленні ресурсу агрегатів, вузлів з однаковими умовами експлуатації.

Груповий - розрахунок виконують для групи виробів, розташованих поруч і які вимагають для свого ТО проведення одного комплексу підготовчо-заклучних робіт.

При визначенні оптимальної періодичності ТО використовують різні критерії. Найбільш загальні критерії ефективності регламентів - економічні, тобто оцінка економічних наслідків відмови, яка може бути відвернена частіше проведенням ТО.

У більшості випадків для встановлення періодичності ТО окремих агрегатів, систем і комплектуючих виробів застосовують імовірнісні методи:

1. Визначення періодичності ТО з використанням нормативів заданого рівня надійності - передбачається, що на основі досліджень встановлено необхідний рівень надійності ($R_{зад}(t)$, вкінці 1000), який повинен бути забезпечений в процесі експлуатації. Виходячи з прийнятої (заданої) надійності за допомогою імовірнісної моделі визначають періодичність, яка може забезпечувати задану надійність.

2. Визначення оптимальної періодичності ТО з урахуванням швидкості розвитку відмови (пошкодження) - передбачається, що з усуненням пошкодження в установлені строки попереджається виникнення відмов (для моделей поступових відмов).

3. Визначення оптимальної періодичності ТО з урахуванням економічних показників - використовують критерій максимальної надійності роботи виробу в міжремонтний період $P(t_p)$ при мінімальних затратах на його ТО. Періодичність ТО даному випадку встановлюється з умови досягнення максимального значення критерію

$$P_{tp} = \max\{P(TP)\} / T_{ТО}.$$

Ці методи визначення періодичності ТО базуються на накопиченому досвіді, статистичних матеріалах про відмову зразків АТ і їх напрацювання, даних про трудовитрати на пошук і усунення несправностей. В процесі експлуатації може змінюватися періодичність ТО

2.7.2. Удосконалення технічної експлуатації шасі

При експлуатації шасі роботи з обслуговування необхідно виконувати в терміни, обговорені регламентом технічного обслуговування.

Перевірці і огляду підлягають:

- система збирання і випуску шасі;
- люфти опор шасі і стулок;
- радісно переходу і зварні шви;
- обтиснуті амортизаторів і зарядка
- демпферів;
- вироблення гальмівних дисків;

- стан замків випущеного і прибраного положення шасі;
- стан замків стулок основних опор шасі;
- відсутність течі рідини з амортизаторів, гальм коліс, гідроциліндрів, гідрошарнірів, демпферів;
- стан контровок гайок навантажених шарнірних болтів;
- контровка кроплення коліс;
- стан кінцевих вимикачів і систем сигналізації і блокувань;
- система управління поворотом коліс передньої опори;
- механізм фіксації передньої опори в нейтралі;
- створки шасі і механізми їх управління.

2.7.3. Предмет огляду і технічні вимоги:

1. Амортизаційні стійки, вузли та деталі візків основних опор, гідропіднімачів, гідроциліндри, демпфери, гідроагрегати, гідрошарніри, трубопроводи та їх з'єднання, замки прибраного положення опор і стулок не повинні мати:

- забруднень (бруд, сніг, лід, іній);
- тріщин;
- деформацій та інших пошкоджень.

2. контровку болтових з'єднань і з'єднань трубопроводів, а також контровки мідним дротом важелів ручного відкриття замків прибраного положення опор і стулок повинні бути цілими.

3. На хромованій поверхні штока амортизатора не повинно бути тріщин, ризок, деформації, відшарування хрому.

4. підтікання рідини АМГ-10 з-під ущільнень штоків амортизаторів і гідроциліндрів, демпферів, з гідрошарнірів і з'єднань трубопроводів не допускаються.

2.7.4. Мастило

Своєчасно і досить необхідно змащувати ситові шарніри, що труться і інші місця, зазначені в альбомі "Карти мастила", періодично відновлюючи мастило відповідно до Регламенту технічного обслуговування. Старе мастило необхідно ретельно видаляти, витісняючи її з зазорів свіжою мастилом. Шарніри, з яких стара мастило не видаляється зазначеним способом, необхідно промивати зневодненим гасом, подаючи його шприцом під тиском, і продувати сухим стисненим повітрям для видалення гасу. Після установки нових деталей шасі необхідно змастити їх рухливі зчленування.

Після очищення опор шасі сильним струменем води все агрегати необхідно протерти ганчіркою, продути стисненим повітрям і замінити мастило в шарнірних з'єднаннях.

Поверхні деталей, не захищені від корозії спеціальним покриттям, повинні бути постійно покриті тонким шаром мастила.

2.8. Удосконалення гальмівного циліндра

У літака А350 у блоці циліндрів розміщено 12 гальмівних циліндрів з поршнями, 8 вузлів розгальмовування та 4 регулятори зазору цангового типу. Для зменшення маси гальмівного пристрою в дипломному проекті пропонується гальмівний вузол, що містить три агрегати: гідроциліндр з поршнем, вузол розгальмовування і регулятор зазору. Регулювання зазору відбувається в такий спосіб. При виробленні гальмівних дисків натискний циліндр йде все далі і далі часу він почне пересувати вправо втулку, яка буде насаджувати втулку на кульову опору. В результаті чого розтискається пружина в незагальмованому положенні пристрою, тому при розгальмовуванні не досягаючи свого колишнього становища. Внаслідок чого підтримується постійний проміжок між натискним диском і гальмівним пакетом.

2.8.1. Удосконалення гальмівних дисків коліс

У зв'язку з розробкою нових типів військових, цивільних, повітряно-космічних літальних апаратів останнім часом у всьому світі гостро постало питання необхідності зниження ваги і збільшення ресурсу гальм. Як нові матеріали для гальм були запропоновані композиційні матеріали на основі вуглецю, які можуть одночасно виконувати функції фрикційного матеріалу, теплопоглинача та силового елемента. За величиною коефіцієнта тертя ці матеріали не поступаються традиційним, але при цьому відрізняються значно вищою зносостійкістю. По поглинанню тепла на одиницю ваги композиційні матеріали на основі вуглецю поступаються лише берилію. Їхня висока теплопровідність сприяє швидкому відводу тепла від гальм. Додатковою перевагою цих матеріалів при використанні силовими елементами є той факт, що їх міцність не знижується при підвищенні температури. Ця якість у поєднанні з низьким коефіцієнтом теплового розширення призводить до того, що діапазон умов роботи гальм обмежується тільки теплостійкістю прилеглих елементів конструкції. При підвищених температурах досягається найкраще використання теплопоглинаючої здатності цих матеріалів для одиницю ваги.

В даний час вважаються за можливі робочі температури порядку 1770 – 1870°C. Очікується економія ваги за рахунок заміни гальм зі сталі та металокераміки вуглецевими: літаком Боїнг 747 – 635 кгс, літаком Боїнг 757 – 272 кгс, літаком Боїнг 767 – 408 кгс.

2.8.2. Удосконалення шарнірного вузла шасі літака.

У існуючому зараз шарнірному вузлі шасі літака А350 знаходиться вісь і втулки з буртиками, виконані з антифрикційної бронзи, по яких ковзає вісь за допомогою мастила. При роботі шасі вісь під навантаженням пружно згинається і защемляється на краях жорстких бронзових втулок, збільшуючи тиск у зоні защемлення у 1,5 – 2 рази щодо рівномірного розрахункового розподілу. Недоліками такої конструкції є низька надійність шарнірного вузла, так як у зоні затискання відбуваються видавлювання мастила, наволакивание бронзи на поверхню осі, від чого слід швидке зношування втулок. Крім того, шарнірний вузол має велику масу. Найближчими, за технічною сутністю, є шарнірні вузли з металофторопластовими втулками, що не потребують мастила. Так як антифрикційний шар металофторопластових втулок є пористою бронзою, просоченою фторопластом, то робота металофторопластових втулок в шарнірних вузлах літака практично не відрізняється від роботи бронзових втулок і має зазначені недоліки. Метою пропозиції є підвищення надійності та зменшення маси шарнірного вузла шасі літака шляхом рівномірного розподілу тиску. Для цього шарнірний вузол шасі літака, що містить вухо і вилку, шарнірно з'єднані між собою за допомогою осі з втулками, що мають антифрикційне покриття на внутрішніх поверхнях і встановленими у вилці, забезпечений кільцями, які встановлені на виступах з вилки кінцях втулок, при цьому на внутрішніх і зовнішніх поверхнях втулок та торцевих поверхнях кілець нанесено пружне антифрикційне покриття. Шарнірні вузли є з'єднання вуха і вилки за допомогою осі. Ось нерухомо закріплена у вусі, а у вилці встановлені втулки і кільця, причому кільця розміщені на хвостовики, утворені втулками. Втулки і кільця забезпечені пружним антифрикційним покриттям (наприклад, PTFE , причому втулки мають покриття, як по внутрішній, так і зовнішній поверхні, а кільце - по торцевих поверхнях. Шарнірний вузол працює в такий спосіб. При дії злітно-посадкових навантажень на стійку шасі, зчленовані ланки здійснюють коливальні рухи в шарнірних вузлах. При цьому вісь пружно згинається у втулках, а втулки, за рахунок обтискання пружного антифрикційного покриття із зовнішньої та внутрішньої сторін, самоорієнтуються по лінії вигнутої осі, рівномірно

розподіляючи тиск на антифрикційне покриття без різких стрибків. Кільця, що сприймають осьові навантаження, за рахунок обтиснення пружного антифрикційного покриття по торцевих поверхнях, рівномірно передають тиск на поверхні, що труться, компенсуючи їх монтажний і деформаційний переки.

2.8.3. Удосконалення пристрою для перетікання рідини в амортизаторі передньої опори шасі літака А350

Метою пропозиції є зменшення ваги амортизатора шляхом зміни внутрішніх габаритів пристрою для забезпечення часу заповнення гідравлічної камери амортизатора при мінімальній висоті стовпа рідини. Клапан складається з корпусу, закріпленого в плунжері. Усередині корпусу встановлено діафрагму з центральним отвором. З боку гідравлічної камери в корпусі встановлений клапан гальмування прямого ходу. Клапан має центральний отвір, що здійснює гідравлічне гальмування при прямому ході, і кілька периферійних отворів. З боку газової порожнини в корпусі встановлений клапан зворотного гальмування, виконаний у вигляді усіченого з днищем, фланцем та отворами в днищі і бічній стінці. Отвір у днищі здійснює гідравлічне гальмування при зворотному ході. Клапан пружиною підібганий до гайки, яка через розпірну втулку контрит діафрагму. Клапани і діафрагма мають кільцеві контактні поверхні. Сторінка з площі та діаметри отворів у клапані зворотного гальмування та отворів у клапані прямого гальмування, відстань між контактними поверхнями клапанів та діафрагми та діаметр центрального отвору діафрагми визначаються з умови заповнення камери після випуску стійки. Клапан працює в такий спосіб. Після випуску стійки амортизатор знаходиться приблизно у вертикальному положенні. Рідина, яка перетекла в газову порожнину з гідравлічної, перетікає назад у гідравлічну порожнину через отвори в клапанах і та діафрагмі та кільцеві зазори між клапанами та діафрагмою. При прямому ході клапан тиском рідини притискається до діафрагми. При цьому дроселювання рідини в газову порожнину здійснюється отвором, так як його площа значно менша за площу отворів у діафрагмі, клапані і площі кільцевого зазору між клапаном і діафрагмою. При зворотному ході, так як зусилля затягування пружини становить $\frac{2}{3}$ ваги клапана, що відповідає перепаду тиску спрацьовування клапана 0,04 атм (перепади тисків на клапані при зворотному ході становлять 200/300 атм), клапан притискається до діафрагми. При цьому дроселювання рідини здійснюється лише через отвір у днищі. Пристрій для перетікання рідини в пневмогідравлічному амортизаторі

шасі, містить корпус з центральним отвором, і розміщений в ньому плаваючий клапан зворотного гальмування з центральним отвором, від встановленого в стандартному пристрої, відрізняється тим, що з метою зменшення ваги амортизатора шляхом зміни внутрішніх габаритів пристрою для забезпечення необхідного часу заповнення гідравлічної камери амортизатора при мінімальній висоті стовпа рідини, воно має діафрагму з центральним отвором, клапаном гальмування прямого ходу з центральними і бічними отворами, розміщеними в порожнині, утвореної діафрагмою і корпусом пристрою. А також гайкою, загвинченою у верхній частині пристрою, та розпірною втулкою для контровки діафрагми. При цьому плаваючий клапан зворотного гальмування виконаний у вигляді зрізаного конуса з днищем у вузькій частині і фланцем у широкій і підібганий пружиною до гайки, що контрастує через розпірну втулку діафрагму. Причому зовнішній діаметр клапана гальмування прямого ходу більший за діаметр центрального отвору корпусу, а канали гальмування прямого та зворотного ходів розміщені з радіальним зазором щодо корпусу та розпірної втулки.

2.9. Технологічні процеси контролю технічного стану.

Основной операцией при контроле технического состояния конструкции шасі является внешний осмотр. Пример данной технологической карты.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ КАРТА № 601		стр. 601-605/606
пункт РО	НАИМЕНОВАНИЕ РАБОТЫ Осмотр основных опор шасси	ТРУДОЕМКОСТЬ (ЧЕЛ. - Ч.)
СОДЕРЖАНИЕ ОПЕРАЦИИ И ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ (ТТ)		РАБОТЫ, ВЫПОЛНЯЕМЫЕ ПРИ ОТКЛОНЕНИЯХ ОТ ТТ
		КОНТ-РОЛЬ
<p>1. Убедитесь в чистоте стоек, створок и колес</p> <p>2. Протрите штоки амортизаторов, узлы навески стоек и узлы крепления подкосов салфеткой, смоченной в керосине, очистите от грязи, снега, льда, инея створки и отсеки шасси</p> <p>3. Осмотрите узлы навески в местах крепления цапф.</p> <p>Не допускаются:</p> <ul style="list-style-type: none"> - нарушение контровки гаек цапф и ослабление затяжки болтов, контрящих цапфы от проворота - нарушение защитного покрытия - трещины на траверсах стоек - механические повреждения (забоины, риски, задиры) - коррозия 		<p>Очистите стойки, створки и колеса</p> <p>Расконтрите соединение, подтяните гайки и болты и вновь законтрите.</p> <p>Зачистите шкуркой № 5 или № 6 места с нарушенным покрытием, обезжирьте бензином и покройте эмалью ЭП-140 светлого цвета</p> <p>Замените стойки</p> <p>Риски, задиры, забоины и коррозию глубиной до 1 мм зачистите шибром и шифовальной шкуркой № 5 с плавным переходом на основную поверхность по радиусу R = 10 мм</p>

СОДЕРЖАНИЕ ОПЕРАЦИИ И ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ (ТТ)	РАБОТЫ, ВЫПОЛНЯЕМЫЕ ПРИ ОТКЛОНЕНИЯХ ОТ ТТ	КОНТ-РОЛЬ
<p>4. Осмотрите сварные швы, галтельные переходы на траверсах, рычаги навески колес, амортизаторы (штоки – в соответствии с 032.00.00, ТК № 60I, п. 3). Не допускаются:</p> <ul style="list-style-type: none"> - забоины, заусенцы, надиры, потертости, шероховатости, коррозия - трещины <p>5. Убедитесь по стояночному обхвату амортизаторов в том, что они нормально заряжены, определяя величину обхвата по указателю обхвата. Величина обхвата штока должна быть 121-162 мм</p> <p>6. Осмотрите складывающийся подкос с механизмом управления замком выпущенного положения и узлами крепления подкоса. Не допускаются:</p> <ul style="list-style-type: none"> - трещины на звеньях подкоса, тяге и качалках механизма управления замком выпущенного положения - повреждения пружин подкоса и пружины цилиндра управления замком выпущенного положения, коррозия пружин <p>7. Осмотрите узел управления замком выпущенного положения. Не допускаются:</p> <ul style="list-style-type: none"> - трещины, остаточные деформации на кронштейнах, тягах и качалках - течь жидкости из гидроцилиндра подлома 	<p>Мелкие механические дефекты удалите зачисткой с последующим восстановлением защитного покрытия</p> <p>Замените неисправную деталь.</p> <p>Зачистите шкуркой № 5 или № 6 места с нарушенным покрытием, обезжирьте бензином, покройте эмалью ЭП-140 светлосерого цвета</p> <p>Проверьте давление азота в амортизаторе и при необходимости зарядите его (см. 032.11.01, ТК № 60I)</p> <p>Замените подкос</p> <p>Замените пружины. Коррозию зачистите, восстановите антикоррозионное покрытие (см. 032.00.00, ТК № 30I)</p> <p>Замените узел управления замком</p> <p>Замените гидроцилиндр</p>	

СОДЕРЖАНИЕ ОПЕРАЦИИ И ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ (ТТ)	РАБОТЫ, ВЫПОЛНЯЕМЫЕ ПРИ ОТКЛОНЕНИЯХ ОТ ТТ	КОНТ-РОЛЬ
<p>8. Проверьте затяжку гаек шарнирных соединений и крепления складывающегося подкоса. Не допускаются:</p> <ul style="list-style-type: none"> - ослабление соединений, нарушение контровки - износ и выработка в шарнирных узлах <p>9. Проверьте установку стопорных шпилек крепления створки основных опор шасси</p> <p>10. Убедитесь в герметичности уплотнения штока амортизатора. Течь жидкости из-под уплотнения не допускается ПРИМЕЧАНИЕ. Негерметичность уплотнения штока допускается в виде наволакивания или скопления жидкости без отрыва и падения капель</p> <p>11. Проверьте состояние блоков микровыключателей, передающих механизмов и электропроводки. Не допускаются:</p> <ul style="list-style-type: none"> - ослабление затяжки соединений, нарушение контровки, остаточные деформации тяг и качалок - коррозия шарнирных узлов тяг привода блока микровыключателей <p>12. Проверьте герметичность соединений трубопроводов гидросистемы, смонтированных на стойке. Подтекание жидкости не допускается</p>	<p>Подтяните соединение, замените контровку</p> <p>Замените неисправную деталь</p> <p>Замените уплотнение</p> <p>Подтяните соединения. Восстановите контровку</p> <p>Удалите коррозию шкуркой № 5 или № 6.</p> <p>Подтяните соединения</p>	

СОДЕРЖАНИЕ ОПЕРАЦИИ И ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ (ТТ)	РАБОТЫ, ВЫПОЛНЯЕМЫЕ ПРИ ОТКЛОНЕНИЯХ ОТ ТТ	КОНТ-РОЛЬ
<p>ІЗ. Осмотрите гидроцилиндры уборки-выпуска в отсеках правой и левой опор, для чего:</p> <p>а) осмотрите крепление гидроцилиндров уборки-выпуска. Не допускается нарушение контровки, ослабление затяжки гаек, коррозия</p> <p>б) осмотрите штоки гидроцилиндров уборки-выпуска (см. разд. 029.00.00, ТК № 60I), проверьте их уплотнения и герметичность гидроагрегатов. Не допускается подтекание жидкости</p> <p>в) осмотрите шарнирную гидропроводку к тормозам колес. Не допускаются механические повреждения гидрошарниров, трещины кронштейнов их крепления к стойке, течь жидкости ПРИМЕЧАНИЕ. Негерметичность шарнирной гидропроводки допускается в виде навлаживания или скопления жидкости без отрыва и падения капель</p> <p>г) осмотрите тросовую проводку механизма открытия замков уборного положения и системы механического выпуска стоек. Не допускаются: - нагартовка, перетирание и обрыв нитей, вытяжка, заершенность ПРИМЕЧАНИЕ. В случае сомнения прочности троса ослабьте тандер и перегибайте трос в поврежденном участке - дефектные нити будут переламываться - коррозия</p>	<p>Подтяните соединения, замените контровку, удалите коррозию</p> <p>Замените гидроагрегат</p> <p>Замените неисправную деталь</p> <p>Замените трос</p> <p>Протрите трос салфеткой, смоченной гидрожидкостью, и смажьте смазкой АМС-3. Если коррозия не удалится, замените трос</p>	

Висновок

Умовами льотної експлуатації та технічного обслуговування необхідно приділяти велику увагу, щоб попередити відмови в роботі системи шасі.

Заміну гідравлічної рідини слід проводити своєчасно, а також необхідно більш детально ставитися до питань збереження і кліматичних умов.

Так як наше шасі експлуатується в самих різних умовах і на будь-яких непідготовлених покриттях, то для забезпечення заданого ресурсу слід чітко дотримуватися рамок керівництва з льотної експлуатації та технічного обслуговування.

3. ЗАБЕСПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ.

3.1 Поняття і визначення безпеки польотів

Безпека польотів - це стан авіаційної системи або організації, при якому ризики, пов'язані з авіаційною діяльністю, що відноситься до експлуатації повітряних суден або безпосередньо забезпечує таку експлуатацію, знижені до прийняттого рівня і контролюються.

Залежно від контексту поняття безпеки польотів може мати різні інтерпретації, наприклад:

відсутність авіаційних подій - точка зору, широко поширена серед пасажирів;

відсутність ризиків, тобто факторів, які можуть призвести до збитку або їх прийнятну величину;

ставлення працівників до небезпечних дій і умов, тобто корпоративна культура безпеки з супутніми процесами виявлення джерел небезпеки та управління ризиками, включаючи недопущення втрат в результаті авіаційних подій (людських жертв, збитки майну та навколишньому середовищу).

Жоден вид людської діяльності і жодна штучна система не можуть бути абсолютно безпечними, тобто вільними від ризиків. Безпека відносне поняття, що передбачає наявність ризиків і в "безпечної" системі при їх прийнятному рівні.

Відповідно, безпека розглядається як результат управління факторами ризику, тобто стан, при якому ризики заподіяння шкоди особам або нанесення шкоди майну знижені до прийняттого рівня і підтримуються на цьому або нижчому рівні шляхом систематичного виявлення джерел небезпеки та контролю факторів ризику.

Одним із завдань в управлінні безпекою польотів є популяризація та поширення інформації про безпеку польотів. У росії з'явився громадський проект "Аероконтроль. Безпека польотів", в рамках якого зацікавлені особи відстежують інформацію про авіаційні події, інциденти та факторах небезпеки, надсилають запити до уповноважених органів влади, інформують суспільство. Метою проекту є інформування громадян про проблеми безпеки польотів.

Безпека польотів - визначається здатністю авіаційної транспортної системи здійснювати повітряні перевезення без загрози для життя і здоров'я людей. Авіаційна транспортна, система включає літак (вертоліт), екіпаж, службу підготовки та забезпечення польоту, службу управління повітряним рухом. На результат польоту впливає велика кількість чинників,

закономірності виникнення яких досить складні і в багато випадках ще недостатньо вивчені. Забезпечення безпеки польотів в широкому сенсі можна характеризувати як сукупність заходів, вжитих у процесі створення повітряного судна і його експлуатації з метою збереження здоров'я екіпажів і пасажирів. Щоб забезпечити безпеку польотів, необхідно передбачити і практично виконати всі необхідні заходи, що стосуються спеціальної підготовки і точного виконання обов'язків льотним та диспетчерським складом, надійності, авіаційної техніки та підготовки до польоту літального апарату, а також правильного прогнозування та оцінки обстановки і метеоумов, в яких буде здійснюватися політ. Ці заходи, які визначаються на основі досліджень, практичного досвіду льотної роботи і всебічного аналізу авіаційних подій, входять в документацію, яка регламентує льотну роботу. Для вирішення проблеми безпеки на повітряному транспорті проводяться роботи і заходи, спрямовані на вдосконалення організації, технічного оснащення і підвищення кваліфікації персоналу всіх служб повітряного транспорту, на створення потенційно безпечного літального апарату, що відповідає рівню і умов експлуатуючих організацій, на забезпечення виживання пасажирів і екіпажу при попаданні літального апарату в аварійну ситуацію. Оцінка стану безпеки польотів проводиться за кількісними показниками, в якості яких міжнародна організація цивільної авіації використовує рівень безпеки польотів, який визначається абсолютними (число авіаційних подій) і відносними (число подій, що припадають на 100 тисяч ч нальоту або на 100 тисяч польотів) і іншими показниками. Згідно з наявними оцінками рівень безпеки авіапасажирських перевезень характеризується середніми цифрами і є більш безпечним транспортом ніж залізничний і автомобільний транспорт. Імовірність авіаційної події для пасажирів в середньому не перевищує 1 на 500 тисяч польотів.

3.2 Система управління безпекою авіації. Реалізація стратегій управління безпекою авіації.

3.2.1. Загальні положення

Управління системою авіаційної безпеки (далі - Управління) є структурним підрозділом Державної авіаційної служби України (далі - Державіаслужба), який безпосередньо підпорядковується Голові Державіаслужби.

3.2.2. Основні завдання Управління

1. Реалізація єдиної державної політики в сфері авіаційної безпеки (далі - АБ), захисту цивільної авіації (далі - ЦА) від актів незаконного втручання (далі - АНО) і кіберзагроз.

2. Розробка і запровадження правил, практики і процедур для захисту цивільної авіації від актів незаконного втручання з урахуванням аспектів безпеки, регулярності та ефективності польотів.

3. Підготовка проєктів законодавчих та нормативно-правових актів щодо реалізації державної політики і планування в галузі авіаційної безпеки.

4. Здійснення державного нагляду за забезпеченням авіаційної безпеки суб'єктами авіаційної діяльності (в тому числі іноземними - на території України і українців - за межами України), їх захистом від актів незаконного втручання відповідно до Державної програми контролю якості забезпечення авіаційної безпеки цивільної авіації.

5. Проведення аналізу та оцінки загроз та ризиків цивільної авіації.

6. Забезпечення оперативного реагування на всі посилення загроз безпеки.

7. Планування та реалізація заходів протидії АНО і кіберзагроз в діяльність цивільної авіації.

3.2.3. Склад Управління

Управління складається з наступних відділів:

- відділ аналітичного забезпечення;
- відділ контролю якості авіаційної безпеки;
- відділ нормативного забезпечення;
- відділ підготовки з авіаційної безпеки.

3.2.4. Основні завдання відділу аналітичного забезпечення

Реалізація єдиної державної політики в сфері авіаційної безпеки (далі - АБ) в частині аналітичного забезпечення стану АБ для підвищення ефективності виконання вимог Державної програми авіаційної безпеки цивільної авіації, затвердженої Законом України від 21.03.2017 № 1965 VIII (далі - ДПАБЦА).

Оцінка і аналіз стану забезпечення АБ суб'єктів авіаційної діяльності, виявлення напрямків щодо забезпечення АБ суб'єктів авіаційної діяльності, які потребують поліпшення, а також надання рекомендацій щодо поліпшення стану АБ.

Виявлення напрямків щодо забезпечення АБ, які вимагають коригувальних дій, в тому числі внесення змін до повітряного кодексу України, ДПАБЦА, Програми контролю якості безпеки авіаційних суб'єктів, інших нормативно-правових актів з питань АБ і / або засобів їх реалізації.

Подання пропозицій щодо вдосконалення заходів, правил і процедур АБ з метою підвищення рівня забезпечення АБ в Україні.

Аналіз і оцінка інформації про загрози АБ ГА, забезпечення відповідності заходів АБ рівню та характеру загроз і ризиків, а також надання пропозицій щодо впровадження додаткових заходів АБ, в разі необхідності.

Забезпечення своєчасного та ефективного виконання суб'єктами авіаційної діяльності коригувальних дій з метою усунення недоліків, виявлених під час здійснення заходів контролю якості АБ.

3.2.5. Основні завдання відділу контролю якості авіаційної безпеки

Реалізація єдиної державної політики в сфері забезпечення АБ з контролю якості проведених заходів з АБ з метою ефективного захисту ГА від АНО.

Здійснення державного нагляду за виконанням суб'єктами авіаційної діяльності вимог ДПАБЦА, інших нормативно-правових актів з АБ, а також перевірка ефективності здійснення заходів АБ суб'єктами авіаційної діяльності.

Оцінка стану забезпечення АБ суб'єктів авіаційної діяльності, визначення рівня відповідності заходів АБ вимогам ДПАБЦА, інших нормативно-правових актів з АБ.

Виявлення недоліків щодо забезпечення АБ суб'єктами авіаційної діяльності, забезпечення їх своєчасного усунення, виявлення напрямків щодо забезпечення АБ, які потребують поліпшення, і надання суб'єктам авіаційної діяльності рекомендацій щодо поліпшення стану АБ.

Забезпечення розробки, впровадження, в разі необхідності внесення змін, а також виконання програми контролю якості безпеки авіаційних суб'єктів.

Участь в сертифікації служб авіаційної безпеки суб'єктів авіаційної діяльності, сертифікації з питань АБ суб'єктів і об'єктів авіаційної діяльності.

Проведення на постійній основі загальної оцінки загроз та ризиків в області авіаційної безпеки цивільної авіації в межах території України і при виконанні польотів і базування українських експлуатантів за кордоном, а також розробка і впровадження додаткових заходів АБ для зниження ризиків скоєння АНВ.

Організація і здійснення взаємодії в рамках повноважень з органами державної влади, правоохоронними органами України та суб'єктами авіаційної діяльності.

Участь в координації міжнародної діяльності, міжнародне співробітництво та інформаційний обмін з питань забезпечення АБ.

Надання пропозицій про внесення змін до повітряного кодексу України, ДПАБЦА, інших-нормативно-правових актів з АБ, а також керівництва державного інспектора управління на підставі результатів проведених заходів контролю якості АБ.

Забезпечення запобігання витоку відомостей, що становлять державну таємницю і публічної інформації з обмеженим доступом, яка є власністю держави, яка стала відома під час виконання функцій і завдань, покладених на відділ і управління.

3.2.6. Основне завдання відділу нормативного забезпечення

Реалізація єдиної державної політики в сфері АБ з нормативного забезпечення ефективного виконання вимог ДПАБЦА.

Підготовка відділом проектів нормативно - правових актів та пропозицій щодо реалізації державної політики у сфері АБ.

Співпраця з міжнародними авіаційними організаціями з питань розробки та впровадження нормативно-правових актів в частині, що стосується забезпечення АБ.

Участь в керівництві і контролі за процесами розробки та організації заходів забезпечення АБ суб'єктами авіаційної діяльності ГА, іншими суб'єктами, які мають відношення до АБ, незалежно від форм власності.

Аналіз проектів авіаційних правил, нормативних, організаційно-розпорядчих та інших документів, що надходять від інших відділів управління, структурних підрозділів Державіаслужби з метою їх подальшого узгодження, надання пропозицій та експертизи практичного втілення заходів АБ в суб'єктах авіаційної діяльності на їх відповідність вимогам і положень ДПАБЦА, інших нормативно - правових актів законодавства України, міжнародних правових документів у сфері АБ за дорученням начальника управління.

Забезпечення функціонування системи управління якістю в відділі.

3.2.7. Основні завдання відділу підготовки з авіаційної безпеки

Реалізація єдиної державної політики в сфері АБ щодо підготовки АБ з метою забезпечення ефективного виконання вимог ДПАБЦА.

Забезпечення ефективності підготовки з АБ персоналу юридичних осіб, задіяних для виконання ДПАБЦА, відповідно до стандартизованого рівня забезпечення безпеки.

Забезпечення механізмів нормативно-правового регулювання діяльності суб'єктів авіаційної діяльності (далі - САД) у сфері підготовки з АБ.

Нагляд за відповідністю навчальних центрів підготовки персоналу з АБ (далі - НЦ) встановленим вимогам і постійне і послідовне дотримання ними стандартів професійної кваліфікації персоналу АБ.

Створення єдиної навчально-методичної бази по АБ на основі стандартизованих навчальних програм за напрямками підготовки з АБ.

Забезпечення підготовки з АБ державних інспекторів Державіаслужби.

Міжнародне співробітництво та представництво України в заходах міжнародних організацій цивільної авіації в сфері підготовки з АБ.

Інноваційно-технологічне і експертно-аналітичне забезпечення системи підготовки з АБ, створення умов для професійного вдосконалення професійного середовища в сфері АБ в Україні.

3.3 Загальні положення шасі АП 25 [8]

Основні опори шасі повинні бути спроектовані так, щоб в разі їх руйнування через перевищення розрахункових навантажень на зльоті (розбігу) і посадці (пробігу) (передбачається, що навантаження діють в напрямку вгору і назад) характер руйнування був таким, щоб не виникала у літаків з числом пасажирських крісел не більше 9, не рахуючи крісел пілотів, витік з будь-якої паливної системи в фюзеляжі в кількості, достатній для виникнення небезпеки пожежі та у літаків з числом пасажирських крісел 10 або більше, не рахуючи крісел пілотів, витік з будь-якої частини паливної системи в кількості, достатній для появи небезпеки пожежі.

Літаки з числом пасажирських крісел 10 або більше, не рахуючи крісел пілотів, повинні бути спроектовані так, щоб літак в контрольованому стані міг здійснити посадку на ЗПС при невипуск однієї або більшого числа опор; при цьому не повинно відбуватися такого пошкодження конструкції, яке могло б викликати витік палива в кількості, достатній для появи небезпеки пожежі. Відповідність вимогам цього параграфу може бути доведено аналізом (розрахунком, дослідженням) або випробуваннями, або тим і іншим разом.

3.3.1 Випробування амортизації АП 25 [8]

Аналітичне подання динамічних характеристик амортизації шасі, яке використовується при визначенні навантажень при посадці, має бути підтверджено випробуваннями на поглинання енергії. Обсяг випробувань повинен гарантувати, що аналітичне уявлення підтверджено для умов.

Конфігурації, що підтверджуються випробуваннями на поглинання експлуатаційної енергії, повинні включати принаймні розрахунковий посадковий або розрахунковий злітна вага (той з них, який призводить до більшої енергії посадкового удару).

Положення шасі при випробуваннях і додаток в процесі випробувань лобових навантажень має відтворювати умови посадки способом, точно або в запас узгоджуються з розвитком (за часом) експлуатаційних навантажень.

Шасі або літак (при проведенні випробувань на цілому літаку) не повинні руйнуватися при демонстрації здатності поглинати максимальну енергію при розрахунковому посадковому вазі в припущенні, що підйомна сила, що не перевищує вагу літака, діє в процесі посадкового удару. Зміни в попередньо затверджених вагах і невеликі зміни в конструкції можуть бути підтверджені розрахунками, які базуються на результатах раніше проведених випробувань базової системи шасі, яка має подібні характеристики поглинання енергії.

Якщо випробування проводяться на ізольованій установці, а пружність агрегатів літака, до яких кріпиться шасі, робить істотний вплив на величини навантажень, частка енергії, яка припадає власне на шасі, може бути уточнена на підставі спеціальних розрахунків, при цьому в випробуваннях повинні бути отримані дані, що підтверджують прийняті до уваги характеристики амортизації.

З метою перевірки роботи елементів шасі на знос, що впливає на характеристики амортизації та підтвердження стабільності цих характеристик, а також перевірки окремих деталей амортизатора шасі на витривалість від дії гідродинамічних навантажень, шасі має бути випробувано на поглинання експлуатаційної енергії при посадковому вазі багаторазово.

3.3.2 Механізм збирання і випуску шасі АП 25 [8].

Загальні вимоги. До літаків з шасі, що забираються ставляться такі вимоги:

Механізм збирання шасі, ступки відсіку шасі і елементи конструкції їх кріплення повинні бути спроектовані під наступні навантаження:

навантаження, що виникають в польоті при прибраному шасі; поєднання навантажень від тертя, інерції, гальмівного моменту, аеродинамічних і гіроскопічних навантажень, які виникають при обертанні коліс з окружною швидкістю, рівній 1,3 VS (закрилки знаходяться під злітним положенні при розрахунковому злітній вазі), під час збирання і випуску на будь-якої повітряної швидкості аж до максимальної швидкості збирання і випуску шасі, але не менше 1,6 VS1 (закрилки знаходяться в положенні для заходу на посадку при розрахунковому посадковому вазі); і перевантаження аж до величин, зазначених в, для випущених закрилків. При відсутності інших засобів гальмування літака в польоті на даній швидкості шасі, механізм збирання і елементи конструкції літака (включаючи стулки шасі) повинні витримувати польотні навантаження, які виникають в конфігурації з випущеним шасі при максимальній швидкості польоту в даній конфігурації, але не менше 0,67 VC.

Стулки шасі, механізм управління стулками шасі і елементи конструкції, до яких вони кріпляться, повинні бути спроектовані на навантаження при маневрах нищпорення, запропоновані для літака, на додаток до умов навантаження при швидкості та перевантаження.

Замок шасі. Повинні бути передбачені надійні засоби для утримання шасі в випущеному положенні в польоті та на землі, а також в прибраному положенні в польоті.

Аварійний випуск. Повинні бути передбачені засоби аварійного випуску шасі в разі: Будь-якого помірно ймовірної відмови в основній системі збирання; або відмови одного будь-якого гідравлічного, електричного або іншого еквівалентного їм джерела живлення. Випробування на працездатність. Працездатність механізму збирання і випуску повинна бути доведена шляхом випробувань на працездатність (функціонування).

Показчик положення і сигнальний пристрій. Якщо застосовуються забираються шасі, то повинен бути встановлений показчик положення шасі (так само, як і необхідні вимикачі для приводу індикатора) або інші засоби, що інформують пілота про те, що шасі знаходиться в випущеному (або прибраному) положенні. Ці кошти повинні бути виконані таким чином: якщо використовуються вимикачі, то вони повинні бути розміщені і з'єднані з механічними системами шасі таким чином, щоб запобігти помилковій індикацію "Випущені і встали на замки", якщо шасі знаходяться в повному обсязі випущеному положенні, або "Прибрані і встали на замки", якщо шасі знаходяться в повному обсязі прибраному положенні.

Ці вимикачі можуть бути розташовані там, де вони приводяться в дію безпосередньо замикаючим замком або іншим пристосуванням шасі. Якщо робиться спроба виконати посадку з незамкненими в випущеному положенні шасі, то повинна бути забезпечена звукова сигналізація для екіпажу, що діє безперервно або періодично повторюється.

Ця сигналізація повинна спрацювати тоді, коли залишається достатньо часу для того, щоб замкнути шасі в випущеному положенні або піти на друге коло. Не повинно бути будь-якого ручного вимикача сигналізації, легко доступного екіпажу, який міг би бути задіяний інстинктивно, випадково або звичним рефлекторним дією.

Система, яка використовується для створення звукового сигналу, повинна бути сконструйована таким чином, щоб виключити можливість помилкової або несвоєчасної сигналізації. Відмови систем, використовуваних для придушення звукової сигналізації про становище шасі, що перешкоджають спрацюванню звукової сигналізації, повинні бути практично неймовірними.

Захист обладнання, встановленого в нішах шасі. Обладнання, необхідне для безпечної експлуатації літака, встановлене на шасі і розташоване в нішах шасі, має бути захищене від пошкодження внаслідок: вибуху пневматика, якщо не показано, що пневматик не може вибухнути від перегріву і відшарування протектора шини, якщо не показано, що відшарування протектора шини не може викликати пошкодження обладнання.

Система збирання шасі повинна мати блокування, що виключає можливість збирання шасі на землі. Повинно бути забезпечено електроживлення пристрою, від бортового аварійного джерела живлення.

Сигналізація про необхідність випуску шасі повинна спрацювати при заході на посадку в разі, якщо шасі не випущено і не зафіксовано на передбаченому ЛР етапі заходу на посадку, в тому числі і при особливих ситуаціях, що не відносяться до практично неймовірним. Сигналізація повинна здійснюватися як мінімум по двох каналах, які використовують різні параметри незалежних систем.

3.3.3 Механізм розвороту коліс АП 25 [8].

Механізм розвороту коліс повинен забезпечувати керування літаком при русі по землі і надійну фіксацію коліс при прибраному шасі в положенні, не перешкоджає вільному виходу стійки з ніші шасі. Працездатність механізму розвороту колеса повинна бути підтверджена випробуваннями на функціонування.

3.3.4 Колеса АП 25 [8].

Основні і носові колеса повинні бути затвердженого типу. Максимально допустима стояночна навантаження для кожного колеса повинна бути не менше відповідної статичної реакції землі при: розрахунковому руліжних вазі літака і критичному положенні центру ваги. Максимально допустима експлуатаційна навантаження для кожного колеса повинна бути дорівнює (або перевищувати) максимальною експлуатаційною радіальному навантаженні, визначеної відповідно до вимог цих норм до наземних навантажень. Запобігання розриву через перевищення тиску. Повинні бути передбачені засоби на кожному колесі, щоб запобігти руйнуванню колеса і розрив шини, які можуть бути викликані через надмірне перевищення тиску в установці колесо-шина. Гальмівні колеса. Кожне гальмівне колесо має задовольняти застосовуваним вимогам.

3.3.5 Шини АП 25 [8].

Якщо на осі шасі встановлено одне колесо з шиною, то це колесо має бути забезпечено відповідною шиною до затвердженої компетентним органом належної номінальної швидкості, що не перевищується при критичних умовах, і до затвердженої компетентним органом номінальним навантаженням, яка не повинна перевищуватися при навантаженнях на шину основного колеса, відповідних найбільш критичному поєднанню ваги літака (аж до максимального ваги) і положення центра ваги і навантаженнях на шину носового колеса, відповідних величинам реакції.

Для шин носового колеса розглядаються наступні реакції землі статична реакція землі на шину, відповідна найбільш критичному поєднанню ваги літака (аж до максимального стоянкового ваги) і положення центра ваги при перевантаженні 1,0 вниз, діючу пенсійну систему центрі тяжкості. Це навантаження не може перевищувати номінальне навантаження для даної шини. Реакція землі на шину, відповідна найбільш критичному поєднанню ваги літака (аж до максимального посадкового ваги) і положення центра ваги в комбінації з перевантаженнями 1,0 вниз і 0,31 вперед, діючими в центрі ваги.

В цьому випадку величини реакції землі повинні бути розподілені між переднім і основними колесами по принципам статики з урахуванням реакції гальмування на землі, що дорівнює 0,31 величини вертикального навантаження на кожне колесо з гальмами, що забезпечують цю реакцію землі. Це навантаження на носову шину не може перевищувати номінальне навантаження для шини більш ніж в 1,5 рази. Реакція землі на шину,

відповідна найбільш критичному поєднанню ваги літака (аж до максимального стоянкового ваги) і положення центра ваги в комбінації з перевантаженнями 1,0 вниз і 0,20 вперед, діючими в центрі ваги.

В цьому випадку величини реакції землі повинні бути розподілені між переднім і основними колесами по принципам статички з урахуванням реакції гальмування на землі, що дорівнює 20% величини вертикального навантаження на кожне колесо з гальмами, що забезпечують цю реакцію землі. Це навантаження на носову шину не може перевищувати номінальне навантаження для шини більш, ніж в 1,5 рази. Якщо на осі шасі встановлено більше одного колеса з шиною, наприклад спаркі або спаркі з тандемним розташуванням, то кожне колесо має бути забезпечено відповідною шиною до затвердженої Компетентним органом належної номінальної швидкості, що не перевищується при критичних умовах, і до затвердженої Компетентним органом номінальним навантаженням, який не перевищується збільшеною в 1,07 рази навантаженням на шину кожного основного колеса, відповідної найбільш критичному поєднанню ваги літака (аж до максимального ваги) і положення центра ваги і навантаженнями для шини кожного носового колеса. Всі шини на шасі, що забирається при максимальному їх розмірі, очікуване в експлуатації, повинні мати зазор з навколишнього конструкцією і системами, достатній для виключення ненавмисного контакту між шинами і будь-яким елементом конструкції або систем.

Для літаків з шасі, шини, встановлені на гальмівних колесах, повинні бути надуті сухим азотом або іншим інертним газом, таким чином, щоб газова суміш в шині не містила більше 5% кисню від загального обсягу, якщо тільки не показано, що матеріал шини при нагріванні не виділятиме горючий газ, або не представлені засоби, що запобігають перегрів шини понад безпечного рівня.

3.3.6 Гальма і гальмівні системи АП 25 [8].

Схвалення. Кожна система, що складається з колеса (коліс) і гальма (гальм) повинна бути схвалена. Здатність гальмівної системи. Система гальмування, пов'язані з нею системи і компоненти повинні розроблятися і створюватися так, щоб якщо відмовляє будь-який електричний, пневматичний, гідравлічний або механічний, або передавальний елемент, або якщо втрачений будь-який єдине джерело гідравлічного або іншого енергетичного постачання гальма, було можливо зупинити літак залишилися гальмівними засобами на дистанції не більше ніж в 2 рази довше отриманої

при визначенні її. Втрата рідини з гідравлічної системи гальма через руйнування в / або близько гальм не викликали або не підтримували небезпечний вогонь на землі або в польоті.

Управління гальмами. Управління гальмами повинно бути спроектовано та виконано так, щоб для управління гальмами не було потрібно надмірних зусиль. Якщо встановлена система автоматичного гальмування, то повинно бути передбачено включати і відключати систему і дозволяти пілотові (ам) пересилювати систему використанням ручного управління.

Стоянкове гальмо. Літак повинен мати керований гальмо стоянки, який після включення без подальшого контролю за ним запобіжить кочення літака по сухій, яка не має ухилу ЗПС при найбільш несприятливому комбінації тяги двигунів, коли один двигун має максимальну тягу, а один або всі інші двигуни працюють на максимальних значеннях малого газу на землі. Орган управління повинен бути зручно розташований або надійно захищений від ненавмисного приведення в дію. У кабіні повинна бути індикація на випадок неповного зняття гальма гальмування.

Противоюзова система. Якщо встановлена противоюзова система вона повинна задовільно працювати у всьому діапазоні очікуваних умов стану ЗПС без додаткового зовнішнього регулювання. Вона повинна в усіх випадках мати пріоритет над автоматичною системою гальмування, якщо така є.

Висновок

Експлуатаційна технологічність - найважливіші експлуатаційний показник конструкції літака, який впливає на надійність, довговічність літака, продуктивність праці при його обслуговуванні, на експлуатаційні витрати і ефективність використання літакового парку.

Для забезпечення парку повітряних суден необхідні спільні дії операторів, виробників і національних регуляторів - тільки тісна комунікація між ними дозволить виявлення на повітряному судні дефектів будь-якого оператора оперативно повідомляти всім зацікавленим організаціям авіаційної галузі. При такій системі управління якістю старіючі літаки НЕ БУДУТЬ викликати більш низьких рівень безпеки польотів.

4. ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

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

Витрати на експлуатацію далекомагістрального літака бізнес-класу (СПП), що припадають на 1 годину польоту (льотну годину), складаються з прямих і непрямих (аеропортових) витрат:

$$C_{\text{чп}} = A + B,$$

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

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

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

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

Повна собівартість експлуатації літака під час перевезення пасажирів або комерційного вантажу на один кілометр шляху ($C_{\text{ТКМ}}$) визначається за формулою:

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

где $m_{\text{ГР}} = 37440$ кг, - максимальне комерційне навантаження літака;

$V_P = 853,48$ км / год - рейсова швидкість літака;

$K_3 = 0,58$ - коефіцієнт використання навантаження літака.

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

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

где $V_{\text{КР}} = 905$ км / год – крейсерська швидкість літака;

$L = 15000$ км – безпосадочна дальність польоту;

$t = 0,435$ - втрати часу на еволюцію або маневрування в районі аеропорту після зльоту і перед посадкою літака, а також на набір висоти і зниження,

відповідне швидкості, що дорівнює крейсерській (в годинах). Величина цих витрат залежить від висоти польоту літака.

$$V_P = \frac{15000 \cdot 905}{15000 + 905 + 0,435} = 853,48 \text{ км/год}$$

Прямі витрати припадають на одну годину польоту, складаються з таких витрат:

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

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

A_2 - витрати на амортизацію і капітальні ремонти двигунів;

A_3 - витрати на техобслуговування і поточні ремонти планера;

A_4 - витрати на техобслуговування і поточні ремонти силових установок;

A_5 - заробітна плата льотно-підйомного складу з нарахуваннями;

A_6 - вартість палива;

A_7 - інші прямі витрати.

Всі A_i , беремо в розрахунок на один льотну годину.

Витрати на амортизацію і капітальні ремонти на одну годину роботи літака, визначимо за формулою:

$$A_1 = K_1 \times C_C \times \frac{1 + K_{PC} \times \left(\frac{T_C}{t_C} - 1 \right)}{T_C}$$

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

C_C - ціна літака без двигунів, дол. .:

$C_C = 297400000$ дол.

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

$$K_{PC} = 0,11 + (3 \cdot 10^4 / C_C) = 0,11 + 30000/297400000 = 0,1101$$

для далекомагістральних літаків в середньому:

$T_C = 30000$ ч ;

$t_C = 5000$ ч ;

$$A_1 = 0,01 \cdot 1,065 \cdot 297400000 \cdot \frac{1 + 0,1101 \cdot \left(\frac{30000}{5000} - 1 \right)}{30000} = 163,69 \text{ дол/год}$$

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

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

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

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

$C_{ДВ}$ – ціна одного двигуна, дол.:

$C_{дв} = 20000000$ дол.

$T_{ДВ} = 6000$ ч;

$t_{ДВ} = 3000$ ч;

$$K_{РДВ} = 0,3492;$$

$$A_2 = 0,01 \cdot 1,07 \cdot 2 \cdot 20000000 \frac{1 + 0,3492 \cdot \left(\frac{6000}{3000} - 1\right)}{6000} = 96,242 \text{ дол. / год.}$$

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

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

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

$K_4 = 1$ - для літаків з ТРД і ДТРД;

$m_{ПС} = 96800$ кг;

$$A_3 = 0,024 \cdot 0,5 \cdot 1 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} \cdot 96800) \cdot 96800 = 316,96 \text{ дол./ год.}$$

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

$K_2 = 1,07$ - коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт

$K_5 = 1$;

$R_{max} = N_{Emax} = 50000$ кВт;

$K_5 = 1$;

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot 1,07 \cdot 2 \cdot \sqrt{50000}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot 6000} = 129,4 \text{ дол./год.}$$

Вартість плати льотно- підйомного складу за одну льотну годину (дол/год) розраховується виходячи з кількості членів екіпажу повітряного судна ппс і кількості бортпроводників ппб:

$$A_5 = 0,015 \cdot (2 \cdot 16,5 + 9 \cdot 6) = 1,305 \text{ дол./год.}$$

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

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

$\overline{m}_T = 0,9$ - відносна маса палива;

$m_0 = 239500$ кг – злітна маса літака;

$t_{\Sigma} = 15$ ч – сумарний час польоту;

$C_{\tau} = 0,9$ дол./ кг - ціна палива;

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

$$A_6 = \frac{0,9 \cdot 239500}{15 \cdot 2} = 7185 \text{ дол / г}$$

Інші витрати складають для літака:

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

$$A_7 = 0,07 \cdot (163,69 + 96,242 + 316,96 + 129,4 + 1,305 + 7185) = 552,48 \text{ дол/г.}$$

$$A_{\Sigma} = 163,69 + 96,242 + 316,96 + 129,4 + 1,305 + 7185 + 552,48 = 8445,077 \text{ дол /г.}$$

4.2 Непрямі витрати

Непрямі витрати (Б) включають в себе витрати по амортизації, поточного ремонту та утримання всіх об'єктів аеродромів та аеропортів і заробітну плату наземного складу (крім заробітної плати технічних працівників, зайнятих технічним обслуговуванням і поточним ремонтом літако -моторного парку).

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

Отже, для даного літака непрямі витрати складуть:

$$B = 0,4 \cdot A_{\Sigma} = 0,4 \cdot 8445,077 = 3378,03 \text{ дол / год}$$

Витрати на експлуатацію даного літака, що припадають на 1 годину польоту (льотну годину) становить:

$$C_{\text{чп}} = A + B,$$

$$C_{\text{чп}} = 8445,077 + 3378,03 = 11823,107 \text{ дол/год}$$

Повна собівартість експлуатації літака під час перевезення комерційного вантажу на один кілометр шляху розраховується за виразом :

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

$$C_{\text{ТКМ}} = \frac{11823,107}{37440 \cdot 0,6 \cdot 853,48} = 6,17 \cdot 10^{-4} \text{ дол/Ткм}$$

Для визначення ціни квитка за умови безбиткової експлуатації літака цього класу. Запишемо формулу прибутку авіаційної компанії у вигляді $V_{\text{ак}} = C_{\text{ТКМ}} + P_{\text{ак}}$, де $P_{\text{ак}} > 0$ (умова безбитковості), і поклавши невідому ціну квитка в дохід, отримуємо:

$$P_{\text{ак}} = V_{\text{ак}} - C_{\text{ТКМ}} = 7,6 \cdot 10^{-4} - 6,17 \cdot 10^{-4} = 1,4 \cdot 10^{-4} \text{ Ткм}$$

$$V_{\text{ак}} = \frac{C_{\text{Б}} \cdot n_{\text{ПАС}} \cdot K_3}{m_{\text{гр}} \cdot V_p \cdot \tau} = \frac{365,10 \cdot 312 \cdot 0,6}{37440 \cdot 853,48 \cdot 4,8} = 7,6 \cdot 10^{-4} \text{ долл/Ткм}$$

$$C_B = \frac{m_{гр} \cdot V \cdot \tau \cdot C_{TKM}}{n_{ПАС} \cdot K_3} = \frac{37440 \cdot 853,48 \cdot 5,2 \cdot 6,17 \cdot 10^{-4}}{312 \cdot 0,9} = 365,10(\text{дол.})$$

Таким чином, літак окупається при перевезенні вантажу на відстань 15000км:

$$C_B \cdot n_{ПАС} \cdot K_3 = 365,10 \cdot 312 \cdot 0,9 = 102520,08 (\text{дол.})$$

Висновок

В данном разделе был проведен расчет затрат на эксплуатацию самолета и двигателя и себестоимости перевозки одной тонны груза на один километр складае 0.00076 долл / Ткм. Прямые расходы приходятся на один час полета уровне 11823,107 долл. /год. Косвенные расходы на один час полета составляют 3378,03 долл. / год. Цена билета на рейс с расстоянием 15000 км составляет 365,10 долл. Таким образом, самолет окупается при перевозке груза на данное расстояние в 102520,08 долл.

5. СПЕЦІАЛЬНЕ ЗАВДАННЯ

5.1 Лазерні технології для видалення лакофарбових покриттів у процесі ремонту та обслуговування авіаційної техніки

Розглянуто низку вітчизняних та зарубіжних публікацій, присвячених дослідженню. ням можливості застосування технологій лазерної обробки поверхні для очищення- ки від забруднень, зняття лакофарбових покриттів та підготовки металевої по- верхності для проведення наступних технологічних операцій. Наведено найбільш яскраві приклади використання технологій у зарубіжній авіаційній галузі та відміче- на висока готовність реалізації на практиці. Представлені теоретичні све- чення про лазерну технологію та виділено найбільш прогресивні напрямки. Ключові слова: лазер, очищення поверхні, видалення покриттів, лакофарбові по- покриття, ремонт, CO₂-лазер, Nd:YAG-лазер, лазерне очищення.

5.2 Вступ

Ресурс роботи конструкцій, механізмів і машин багато в чому залежить від якості. ства поверхні деталей, яке може бути оцінено за наявності забруднень, корозійних поразок, окалини, лакофарбового покриття, що відшарувалося. (ЛКП), шорсткості та дефектів, що виникають в результаті обробки, зберігання чи експлуатації. Під час проведення регламентних чи ремонтних робіт виникає потреба видалення ЛКП, а також нагару та продуктів корозії з елементів конструкції авіації ної техніки. В даний час для видалення ЛКП застосовуються ручна або хутра. нічне очищення (у тому числі з використанням абразивної, і термічної очи- стік), а також хімічне очищення (змивки різного складу, розплави лугів або солей). При ручному методі очищення металевими щітками, скребками або механізмами. зованим ручним інструментом перевагою є відсутність необхідності в закупівлі хімічних реагентів та обладнання. Із серйозних недоліків можна виділити ризик пошкодження анодного покриття або шару, що плакує. (Особливо за відсутності досвіду у робітника) і великі тимчасові трудовитрати. Крім того, існує ймовірність, що можуть знадобитися додаткові спо- очищення. Слід зазначити, що при очищенні ручним методом поверхня ма- теріала має малий ступінь чистоти в порівнянні з поверхнею, для очищення якою використовували інші способи. Необхідне також застосування більше одного типу механізованого інструменту, що робить таку підготовку поверхні більш складною та дорогою. Існує багато різних способів абразивного очищення:

обробка наждач- ним папером, суха абразивоструйна обробка з використанням вільного зерна (корунду, кварцу, синтетичного алмазу, карбїду кремнію та ін.), абразивне очищення стисненим повітрям, вологе абразивне струменеве очищення, суспензійне і гідроабра- зивне очищення. Даний метод дозволяє здійснити одночасно і швидко очищення та підготовку як металевих, так і неметалічних матеріалів для про- ведення подальших технологічних операцій. Однак застосування методу абразив- ної очищення має ряд недоліків: негативний вплив на персонал (освіта пилу), необхідність у закупівлі витратних матеріалів та утилізації відходів, невоз- можливість обробки деталей складної геометричної форми. Термічна очистка поверхні є більш продуктивною, ніж ручна чи механічна. До термічних способів видалення покриттів та забруднень відносять: вогневе очищення із застосуванням газокисневого пальника, повітряно-електродугову очищення із застосуванням електричної дуги, відпал у печах та криогенне очищення з вико- використанням засобів глибокого охолодження. Однак одним із суттєвих неста- ків можна назвати можливість застосування даного методу лише для виробів із сталі з товщиною стінки не менше 5 мм – щоб уникнути деформації та короблення металу. Крім того, використання термічного очищення для алюмінієвих сплавів або полі- мірних композиційних матеріалів (ПКМ) призводить до зниження їх міцності. властивостей. Як правило, після термічної обробки необхідна наступна доповнення. механічне чи хімічне очищення, для здійснення якої знадобляться додаткові витрати та обладнання, а також утилізація відходів, що утворюються. Застосування змивок як хімічного методу видалення покриттів отримало са- моє широке поширення. Проте даний метод вимагає проведення додаткових нних операцій з очищення та знежирення обробленої поверхні, а також спеціальних заходів щодо знешкодження та утилізації відходів. Слід зазначити та екологічно несприятливі умови роботи зі змивками, що пов'язано з їх токсичністю. ністю та пожежонебезпечністю. Компоненти, що входять до складу змивок, можуть надавати агресивна дія на пофарбовану металеву поверхню та гальванічні по- покриття, що надалі може призвести до виникнення та розвитку корозії. Усі зазначені способи очищення характеризуються негативним впливом на довкілля, а також можливістю пошкодження підкладки, з якої осу- існує видалення покриття. Ефективність застосовуваних методів видалення зменшується через використання сучасних систем лакофарбових покриттів. чаються високою експлуатаційною, хімічною та мікологічною стійкістю. В основу інноваційної модернізації виробництва авіаційної техніки по- складено

створення не тільки сучасних матеріалів, а й технологій їх обробки та захисту від впливу довкілля. Слід зазначити, що у світовій практиці спостерігається тенденція до підвищення вимог щодо зниження шкідливого впливу на довкілля та здоров'я людини, у зв'язку з чим здійснюється пошук найбільш екологічно сприятливих методів видалення ЛКП. Процеси лазерного видалення ЛКП, продуктів корозії та окалини досліджуються зарубіжними вченими протягом останніх 20 років. Ці процеси розглядаються як перспективні технології очищення та підготовки поверхні для ремонту авіаційної техніки. У порівнянні з технологією видалення покриттів за допомогою змивок, у процесі лазерного очищення утворюється лише невелика кількість твердих і легко утилізованих відходів.

Початок нового наукового напрямку – квантової електроніки, у тому числі лазерної фізики, належить роботами А.М. Прохорова та Н.Г. Басова в СРСР, а також Ч.Х. Таунсу в США (1954-1955), які у 1964 р. удостоєні Нобелівської премії. Вперше на можливість видалення фарби за допомогою лазера вказав Артур Шавлов у 1965 р., проте в той час технологія лазерного очищення не отримала широкого поширення в промисловості через відсутність досить потужних джерел кінетичної енергії лазерного випромінювання та недостатніх досліджень у галузі підбору технологічних режимів очищення. В даний час у зв'язку зі швидким розвитком технології потужних імпульсних лазерів лазерне очищення знову привернула значну увагу фахівців. У роботах представлені способи поверхневої обробки та очищення металевих поверхонь за допомогою лазерного випромінювання.

5.3 Використання лазерного очищення у промисловості

Метод лазерного очищення металевих поверхонь використовується при обробці деталей авіаційних двигунів (комбіноване випромінювання потужних волокінних лазерів), вирішення завдань ремонтно-відновлювальних робіт у польових умовах та при антикорозійній обробці. Антикорозійна обробка поверхні за допомогою лазерного променя є ефективним, ефективною і не вимагає тривалої підготовки, а можливість його налаштування дозволяє зняти лише пошкоджений корозією шар без істотного впливу сам матеріал. У роботах повідомляється про автоматизований метод видалення ЛКП з зовнішньої поверхні винищувача F-16 двома роботами з лазерами безперервного випромінювання потужністю 6 кВт (рис. 5.1). При цьому перед початком процесу видалення роботи сканують геометричну форму літака за допомогою вбудованих лідарів для визначення оптимального

способу видалення фарби. Таким чином, з'являється можливість селективного видалення ЛКП, наприклад до шару ґрунтовки.

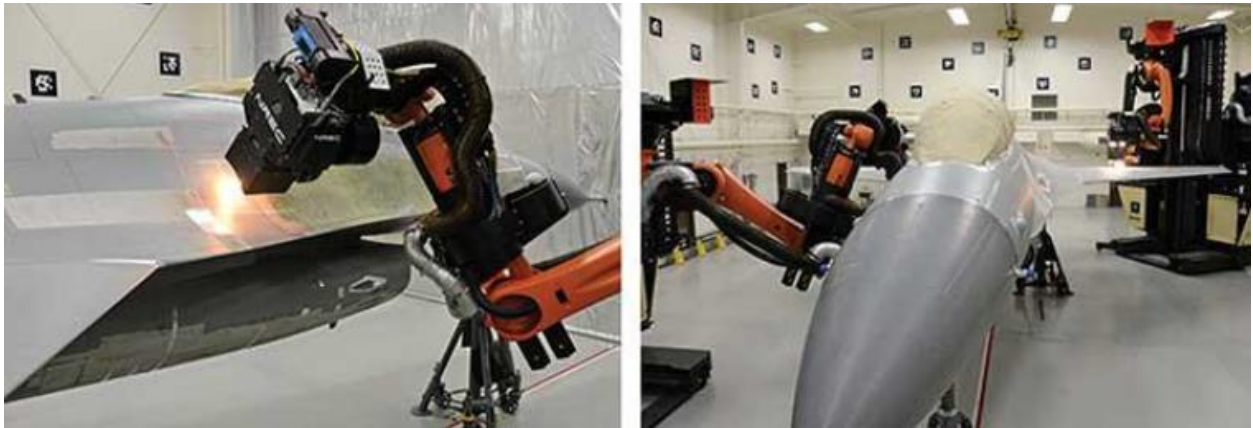


Рис. 5.1 - Селективне видалення лакофарбового покриття літака F-16 роботизованою лазерною системою.

Наразі розроблено сучасні іонно-плазмові технології модифікування поверхні та асистованого осадження, що дозволяє суттєво підвищити характеристики іонно-плазмових покриттів на основі нітридів та карбідів металів (ерозійну стійкість, мікротвердість, щільність та ін.). Вказані покриття дозволяють захистити титанові сплави при температурах до 550 і 650 °С, а також стали при температурі 700 °С у всекліматичних умовах експлуатації. Проте засмічення чи утворення забруднень на деталях проточної частини компресора газотурбінного двигуна можуть стати причиною втрати потужності та зменшення коефіцієнта корисної дії. Для відновлення робочих характеристик двигуна необхідно проводити заходи з очищення проточної частини компресора, у тому числі видалення нагару або продуктів корозії з поверхності лопаток. У роботі досліджено вплив зарубіжних та вітчизняних хімічних технологій видалення експлуатаційних вуглецевмісних забруднень на комплекс властивостей поверхні титанового металу марки VT20. У той же час застосування технології лазерного очищення в даному випадку досить перспективне, так як вона є безконтактним, високопродуктивним та екологічно чистим способом очищення поверхні, а використання мобільних лазерних установок робить можливою очищення лопаток без їх демонтажу, що суттєво скорочує тривалість проведення регламентних робіт. При очищенні лопаток газотурбінного двигуна імпульсним лазерним випромінюванням з правильним підбором технологічних параметрів процесу з'являється можливість видалення покриття з лопатки без пошкодження її матеріалу, а також додавання поверхні деталі

лопатки шорсткості без проведення піскоструминної обробки. Крім того, для видалення покриттів або забруднень з поверхні лопатки не використовуються агресивні хімічні речовини, що в свою чергу дозволяє скоротити та витрати на переробку хімічних відходів. Велике значення процес лазерного очищення має при підготовці металічних поверхонь під лазерне зварювання, оскільки в даному випадку вкрай важлива ка- очищення поверхні від оксидних (у тому числі анодних) плівок, масла, мастила, фарби, вологи та покриттів для виключення утворення дефектів зварного шва або безперешкодного виконання зварювальних робіт.

5.4 Технологія та обладнання

Лазер – джерело когерентного електромагнітного випромінювання високого напрямку. ленності, здатний здійснювати гранично можливу концентрацію енергії випромінювання у просторі, часі та спектральному діапазоні. В основу роботи лазера покладено квантово-механічне явище вимушеного (індукованого) випромінювання, яке може бути імпульсним та безперервним. При імпульсному випромінюванні- ні досягаються гранично великі пікові потужності, при безперервному випромінюванні забезпечується постійна потужність. Процес лазерного очищення полягає у видаленні поверхневих забруднень або покриттів шляхом їх переведення в газоподібну або пилову фракцію за рахунок впливу лазерного випромінювання. Загальна схема процесу видалення покриття представлена на Рис.5.2. Фізичні процеси, що відбуваються при лазерному очищенні поверхні, багато в чому залежить від щільності лазерного випромінювання. Механізм видалення фарби лазером супроводжується термічним впливом на матеріал, а також процесами виширення та іонізації. При малих значеннях густини енергії лазерного випромінювання руйнування покриття фіксується лише з його поверхні, а часткове видалення фарби спричинено ефектом теплової напруги (рис.2.8, б). При збільшенні щільності енергії випромінювання ЛКП може бути повністю видалено в тому випадку, коли різниця теплових напруг між металевою підкладкою та покриттям більше сили зчеплення між ними. При цій умові видалення ЛКП здійснюється без якого- чи пошкодження підкладки (рис.2.8, в). При ще більш високій щільності енергії з- випромінювання може спостерігатися ефект іонізації, що у свою чергу може призвести до утворенню лазерної плазми, ударна хвиля якої викликає пошкодження металевої підкладки(рис.5.3).

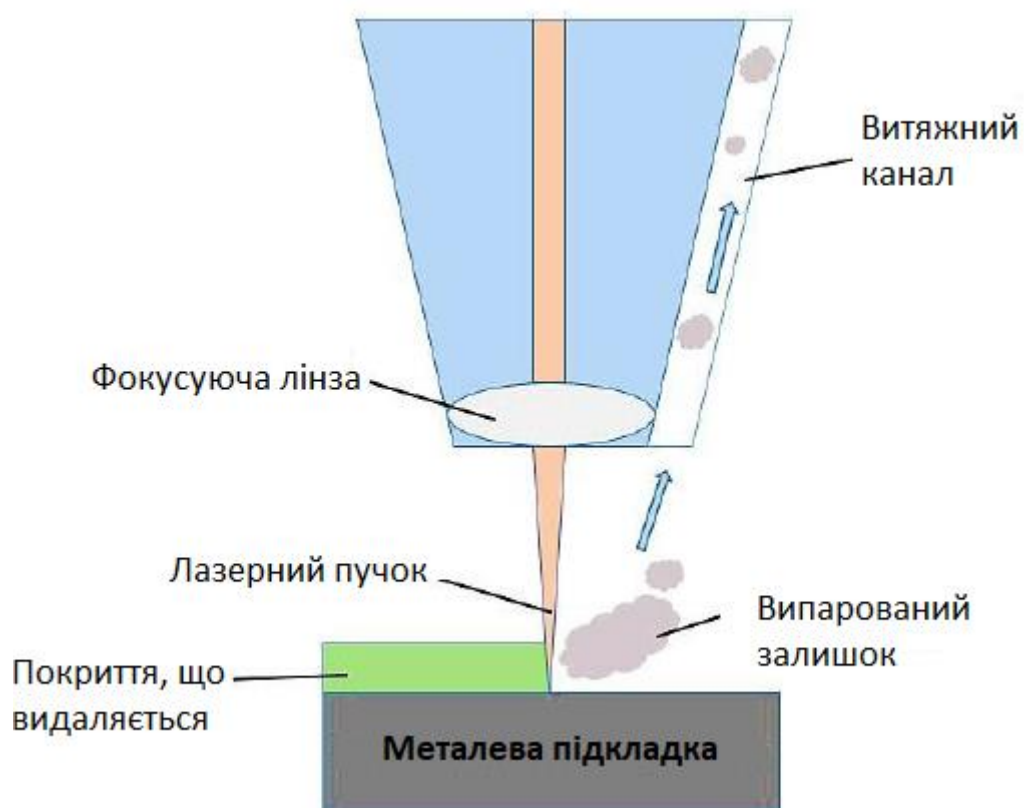


Рис. 5.2 - Схема процесу лазерного очищення шляхом дії лазерного випромінювання.

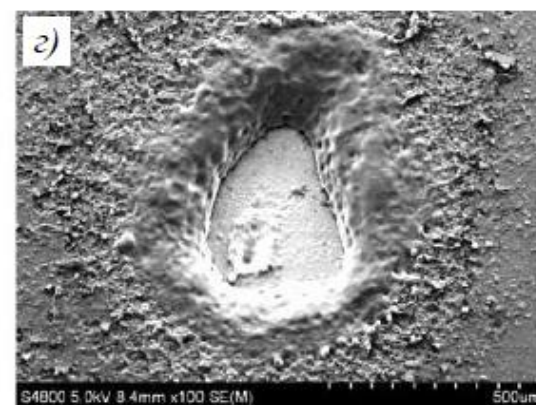
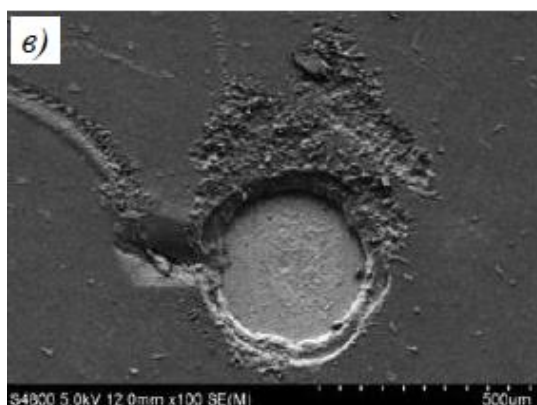
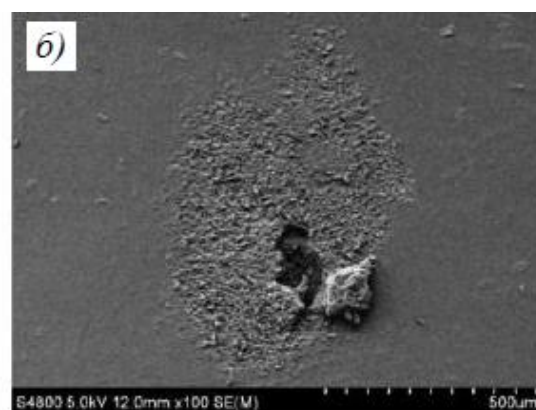
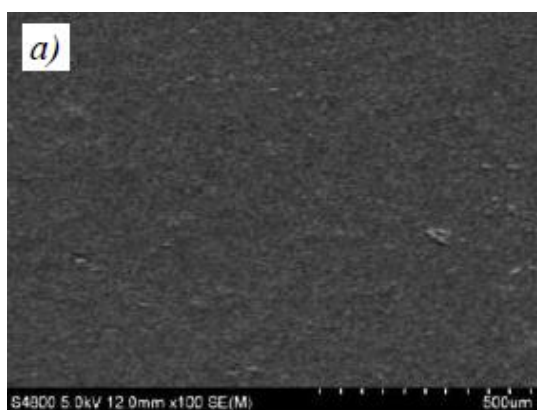


Рис. 5.3 - Вплив щільності випромінювання Nd:YAG-лазера на результат видалення епоксидно- поліефірного лакофарбового покриття (ЛКП) товщиною 75 мм, нанесеного на підкладку з алюмінієвого сплаву: поверхня ЛКП (а) та результат впливу лазерного випромінювання при густині енергії випромінювання 0,53 (б); 0,84 (в) та 1,58 Дж/см² (г).

Розрізняють суху та вологу лазерні очищення поверхні. Основним хутра- нізмом сухого лазерного очищення є швидке теплове розширення підкладки або частинок, що призводить до виникнення механічних напруг у забруднювальному шарі та інерційної сили при припиненні імпульсу. У тому випадку, якщо дані сили перевершують силу адгезії, відбувається видалення частинок або покриття з оброблюваних- мій поверхні. Фізичний механізм вологого лазерного очищення пов'язаний із видаленням забруднюючої речовини з поверхні основного матеріалу при кипінні знаходить- ся на ній тонкого шару рідини. У 1960-х роках. розроблені хімічні лазери та лазерні діоди, а також газові лазери на діоксиді вуглецю та неодимовому склі. Багато лазерів створено на основі теорії напівпровідникових гетероструктур, розробленої в 1963 р. Ж. Алфьоровим та Г. Кремером, які отримали в 2000 Нобелівську премію з фізики. В даний час у промисловості застосовують газові CO₂-лазери (генера- ція випромінювання відбувається на довжині хвилі 10,6 мкм); твердотільні лазери на ітрій-алюмінієвий гранат Nd:YAG (генерація випромінювання – на довжині хвилі 1,06 мкм), легованому іонами неодиму (Nd), а також оптоволоконні та рідко – твердотільні дискові лазери. Конструкція лазерної установки включає дві необхідні складові – активне середовище та резонатор. Активним середовищем CO₂-лазерів є газоподібна суміш вуглекислого газу, азоту та гелію. Іноді в суміш додають водень або водяну пару, які допомагають окислення монооксиду вуглецю, що з'явився в результаті розряду, до вуглекислого газу. Різні типи CO₂-лазерів відрізняються в основному способом зняття тепла, давле- ням газу та геометричною формою використовуваних електродів. Такі лазери мають електричне «накачування» за допомогою виникнення розряду в газовому середовищі, кото- ним можна керувати за допомогою постійного або змінного струму (20–50 кГц). Мо- лекули азоту збуджуються розрядом і переходять на метастабільний енергетичний рівень. Зіткнувшись із молекулами вуглекислого газу, молекули азоту передають їм свою енергію. Гелій у цій суміші служить для знімання тепла. Твердотільні дискові лазери краще використовувати в діапазоні дуже великих потужностей. Перевагами даного типу лазера можна назвати можливість проведення технологічних операцій з матеріалами, що володіють

високої здатністю, що відбиває, зважаючи на нечутливого до попадання відбитих променів резонатора лазера, а також можливість проведення обробки поверхні матеріалів, що відносно погано проводять електричний струм. Принцип роботи дискового лазера заснований на використанні активного елемента, що охолоджується, у формі диска. Висока ефективність охолодження лазерного середовища забезпечується завдяки великій площі поверхні диска, що важливо з погляду процесу теплообміну. В результаті середня потужність випромінювання в пучку може досягати досить високих значень. В даний час використання дискового лазера для очищення поверхності не має великої популярності через його технологічні особливості. Тим не менш існують перспективи створення суперлазера на основі дискових твердотільних лазерів, і такі роботи ведуться за кордоном. Лазер Nd:YAG – неодимовий твердотільний лазер. Як активне середовище використовується ітрієво-алюмінієвий гранат (Nd:YAG, Y₃Al₅O₁₂), легований іонами неодиму. Такі лазери можуть працювати як у безперервному, так і в імпульсному режимі. Імпульсні режими відрізняються характером генерації лазерного випромінювання. В вільній генерації тривалість імпульсу зазвичай дорівнює тривалості життя верхнього лазерного рівня (~250 нс, залежить від концентрації неодиму), а імпульс є набір пучків з тривалістю до сотень наносекунд. Імпульсні наносекундні лазерні системи (наприклад, Nd:YAG-лазери) дозволяють отримувати на виході високі енергії в компактному корпусі за хорошого якості пучка та стабільності. У промисловості застосовуються установки з різною потужністю: 50, 100, 500 та 1000 Вт. Установки з потужністю 500 та 1000 Вт мають дуже високу продуктивність – дозволяють обробляти поверхню зі швидкістю від 10 до 40 м²/год. Для локального очищення ділянок невеликого розміру або певної форми достатньо 100 Вт. При цьому установки можуть бути в мобільному виконанні. Тому в даний час це найбільш доступне і зручне обладнання для застосування лазера при очищенні та підготовці поверхні металів для проведення подальших технологічних операцій. У роботі представлені результати досліджень процесу видалення ЛКП шляхом впливу імпульсного Nd:YAG-лазера (частота 20 кГц, довжина хвилі 140 нс та потужність 542 Вт), що проводилися на зразках з алюмінієвого сплаву 6061 товщиною 2 мм з нанесеною системою покриттів, що складається з адгезійного поліуретанового шару ґрунтовки (50 мкм), шару захисної епоксидної ґрунтовки (50 мкм) та атмосферостійкого фінішного покриття (80 мкм). Побудовано математичну модель підбору параметрів пошарового лазерного видалення покриття та проведені експериментальні

дослідження. Встановлено, що експериментально отримані дані добре узгоджуються з теоретичними розрахунками, але тільки в тому випадку, коли товщина покриття щодо велика. При протилежній ситуації (покриття ботонке) необхідно враховувати теплопровідність підкладки. Ефективність застосування Nd:YAG-лазера визначається шляхом підбору частоти слідування лазерного пучка, флюенса лазера та тривалості імпульсу. При цьому встановлено, що частота слідування повинна бути в межах від 1 до 10 кГц, флюенс лазера – від 0,1 до 5 Дж/см², а тривалість імпульсу складатиме 5 і 100 нс. На думку авторів роботи, найбільшу ефективність отримано при флюенсі лазера 1,5 Дж/см² та імпульсі 100 нс для частоти проходження 10 кГц. Можливе також застосування ексимерних лазерів, що є найбільш ефективними. ефективними і потужними джерелами когерентного випромінювання в ультрафіолетовій області спектра. Найбільша перевага в енергоспоживання та масогабаритах порівняно-нію з СО₂- і твердотільних лазерами мають оптоволоконні лазери, які мають дають високим ресурсом (що перевищує 50000 год), а також можливістю доставки ла- зерного випромінювання з волокна на відстань до 200 м і більше. Оптоволоконний лазер добре підходить для обробки поверхонь діелектричних і композиційних матеріалів. Основним його недоліком є висока чутливість до відбитому променю, що часто виникає при взаємодії генерованого випромінювання з матеріалом. Таким чином, застосування даного типу лазера неможливе для поверхонь, які мають високу відбивну здатність.

5.5 Вплив на властивості підкладки.

Вибір лазера для видалення ЛКП залежить від оптичних властивостей покриття на довжині хвилі лазерного випромінювання, його товщини та властивостей матеріалу підкладки. Відомо, що видалення ЛКП ексимерним лазером (різновид ультрафіолетового газового лазера) не призводить до зміни властивостей підкладки, на яке воно нанісено. Для ефективного видалення ЛКП з деталей, виконаних з металів та ПКМ авіаційного призначення, розроблений імпульсний ТЕА СО₂-лазер (лазер з поперечним збудженням, що працює при атмосферному тиску в робочій камері потужністю 1 кВт (енергія імпульсу 3,8 Дж, частота повторення 265 Гц). Ефективність при- зміни ТЕА СО₂-лазера пояснюється високим поглинанням випромінювання ЛКП та низьким поглинанням даного випромінювання металевою підкладкою, що приводить до якісної підкладки. ному видалення покриття без пошкодження підкладки. Проте для кожного типу ЛКП параметри процесу видалення та

вибір лазера можуть бути визначені шляхом широких експериментальних досліджень. У роботі описано вивчення процесу видалення чорної фарби завтовшки 14 мм на бетонній підкладці з використанням Nd:YAG-, CO₂- та ексимерних лазерів, а також визначено технологічні параметри режимів видалення. Залежність значення флюенса лазера від товщини покриття, що видаляється за один імпульс ТЕА CO₂-лазером з високою частотою повторення, показано у роботі. При цьому встановлено, що оптимальна швидкість сканування може бути визначена не тільки розрахунковим або експериментальним шляхом, але також виходячи зі знання фізичних властивостей епоксидного покриття, таких як теплота випаровування та температурний коефіцієнт лінійного розширення. На рис.5.4 видно, що епоксидне ЛКП повністю видаляється при швидкості сканування 35 мм/сек.

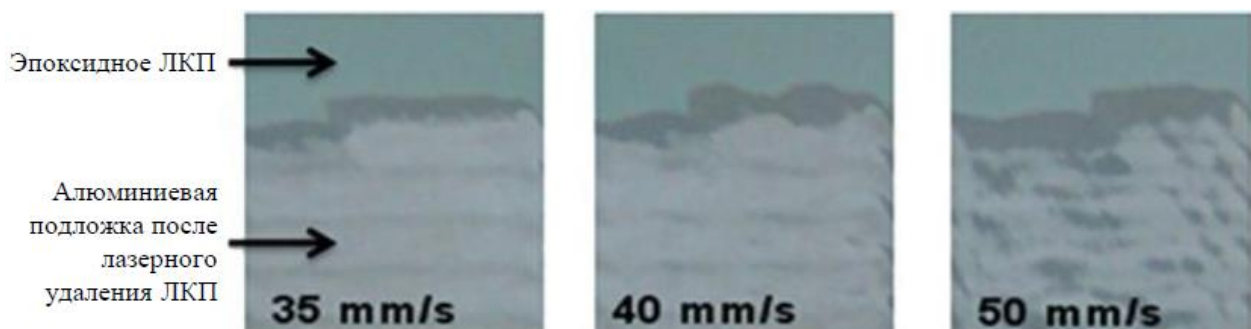


Рис. 5.4 - Видалення епоксидного лакофарбового покриття (ЛКП) товщиною 40 мкм з алюмінію. своєї підкладки ТЕА CO₂-лазером з флюенсом 7,2 Дж/см² при частоті проходження імпульсу 100 Гц.

Показано також вплив інтенсивності CO₂-лазера (при тому самому значенні флюенса) на процес видалення епоксидного ЛКП. Плазма, що утворюється перед мішенню при опроміненні коротким лазерним імпульсом, розфокусує лазерний промінь (рис.5.5), найсильніше зменшуючи ефективність процесу видалення покриття.

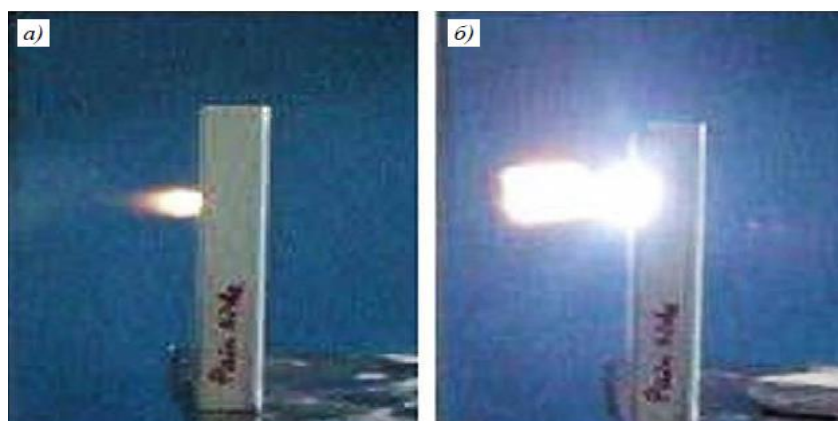


Рис. 5.5 - Струмись продуктів лазерного випаровування над мішенню без утворення (а) та з утворенням плазми (б).

У роботі досліджено можливість створення короткоімпульсного випромінювання за допомогою ТЕА CO₂-лазера, що працює в імпульсно-періодичному режимі частотою повторення 10 Гц, а також вивчено вплив добавок азоту до газової суміші CO₂:H₂ = 500:50 при загальному тиску 0,06 МПа (0,6 бар). При цьому встановлено, що додавання азоту в кількості до 8% (об'ємн.) сприяє збільшенню пікової потужності випромінювання за збереження імпульсу. На прикладі роботи з вивчення можливості видалення епоксидної ґрунтовки BMS10-11 торгової марки PPG з поверхні обшивки літака серії Boeing товненою з алюмінієвого сплаву 2024, показано, що застосування неодимового твердотільного Nd:YAG-лазера є ефективним способом очищення при правил- та підібраних технологічних параметрах без пошкодження матеріалу обшивки. При цьому зберігаються корозійна стійкість та механічні властивості поверхні обшивки літака. Питання впливу складу ЛКП на процес видалення за допомогою лазера вивчено в роботі, впливу лазерного флюенсу, частоти слідування та тривалості імпульсів у роботах, а процеси, що протікають при видаленні фарби з металевої підкладки, відображені у дослідженні.

5.6 Основні проблеми

Однією з найбільш складних завдань є підбір режимів обробки поверхності лазером, які забезпечать повне видалення ЛКП без пошкодження матеріалів обшивки. Інтенсивність лазерного випромінювання при очищенні авіаційних конструкцій від ЛКП повинна забезпечувати перевищення порогу абляції для всіх матеріалів, образу- ють покриття. У роботах запропоновано алгоритм, що дозволяє визначати технологічні параметри імпульсного лазерного очищення поверхні деталей алюмінієвих сплавів за умови збереження анодованого шару. Для встановлення- ня допустимих режимів використовуються експериментальні дані щодо визначення порога абляції для компонентів покриття та критичних параметрів обробки анодованого шару. Показано, що кількість послідовних імпульсів, необхідно для видалення шару покриття при відомих інтенсивності та тривалості імпульсу випромінювання, може бути визначено з використанням експериментальних даних щодо глибини абляції при дії одиничного імпульсу. Лазерне очищення поверхні має великий потенціал автоматизації. Для контролю якості очищення поверхні можливе використання методу лазерно-іскрової емісійної спектроскопії, що полягає у

реєстрації та хімічному аналізі спектрів випромінювання, що виникає при взаємодії лазерного випромінювання з тонким поверхневим шаром металу. Спектральний контроль процесу дозволить забезпечити правильний підбір режимів лазерного очищення, а також необхідний ступінь очищення та підготовки поверхні для подальших операцій. Вчені з Китаю у своїй роботі показали результати дослідження хутра. нізмів видалення мікрочастинок поверхневою хвилею, індукованою коротко- пульсним лазером у процесі очищення. Запропоновано також математичну модель процесу видалення мікрочастинок міді зі зразка з нержавіючої сталі для прогнозування. вання області видалення та підбору параметрів (енергії лазера та розміру лазерного плями) обробки поверхні шляхом лазерного очищення.

Висновок

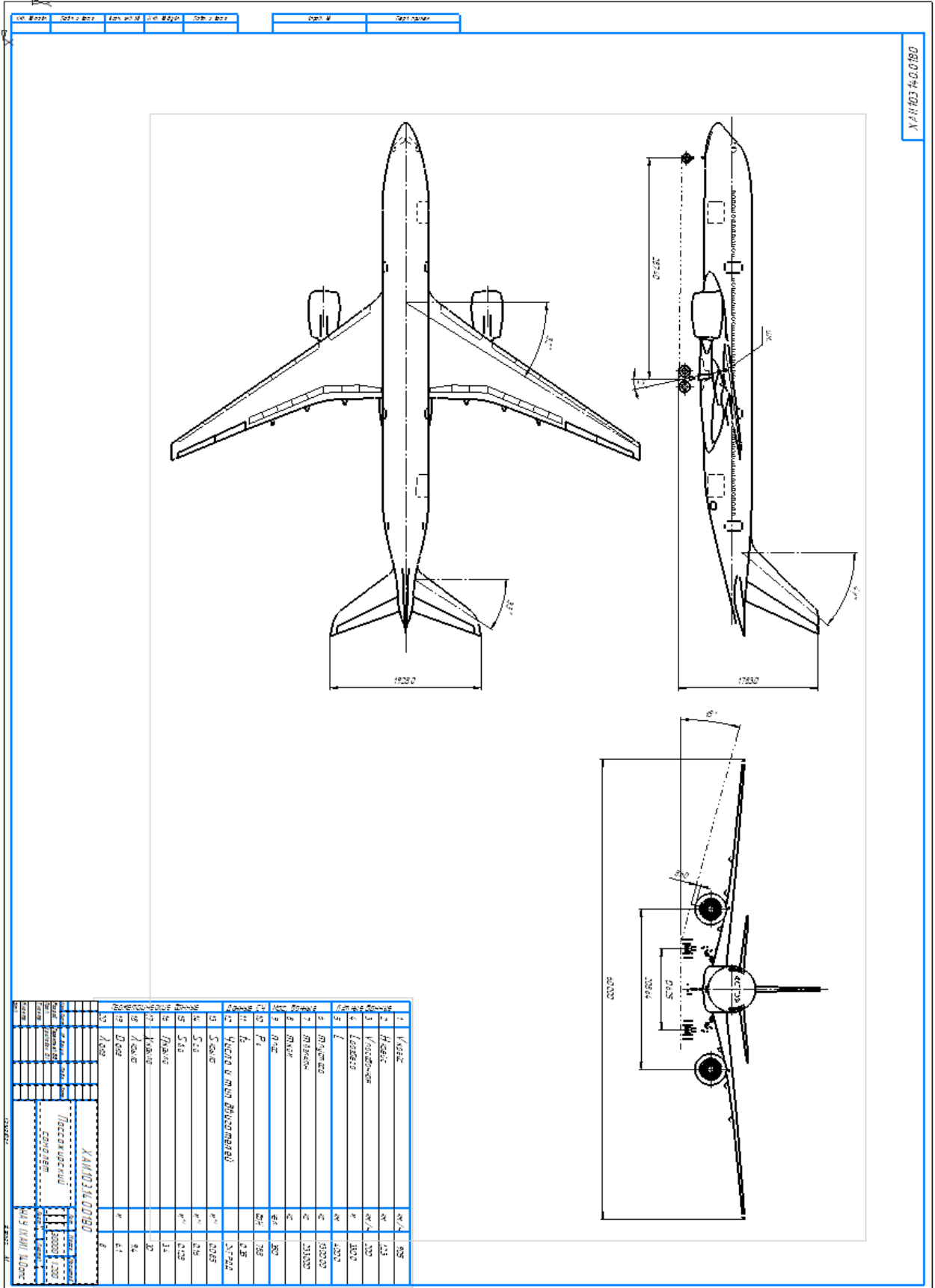
Лазерне очищення поверхні при ремонті авіаційної техніки може замінити хімічні або абразивні способи обробки, що застосовуються. При цьому механічний або хімічний вплив на матеріал оброблюваної поверхні не виявляється, внаслідок чого ризик виникнення та поширення корозії мінімальний. Лазерний метод є екологічно сприятливішим процесом порівняно з традиційно застосовуваними та сприяє здійсненню очищення важкодоступних ділянок, і навіть деталей складної геометричної форми. Крім того, лазерне очищення дозволяє виключити процес знежирення поверхні перед нанесенням покриттів та здійснювати селективне видалення ЛКП. Використання сучасних лазерів також скорочує тривалість ремонту агрегатів літака з кількох місяців до кількох тижнів та знижує його вартість. Проте залишається невирішеним питання лазерного видалення глянсових білих. ЛКП. Вкрай цікавою і перспективною є завдання видалення покриттів з поверхонь деталей, виготовлених з ПКМ, коли неможливо застосувати хімічні способи очищення (за допомогою змивок та розчинників). Таким чином, необхідно впровадження процесів видалення покриттів та підготовки поверхні за допомогою лазерного випромінювання в авіаційній промисловості.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Основні положення повітряного кодексу України та норм льотної придатності літаків транспортної категорії. - Учеб. посібник / Е. Т. Василевський, В. А. Гребеніков, В. Н. Ніколаєнко. - Х .: Нац. аерокосм. ун т «ХАІ», 2006. - 322 с.
2. Безпека АВІАЦІЇ / В.П. Бабака, В. П. Марченко, В.О. Максимов та ін .; за ред. В.П. Бабака. - К .: Техніка, 2004. -584 с.
3. Риженко А.І., Кривцов В.С. Живучість авіаційних силових установок / Підручник для студентів вищих навчальних закладів (напрямок "Авіація і 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 и вертольоти: Навч. посібник з курсу «Надійність та живучість літаків и вертольотів». - Харків: Держ. Аерокосмічний ун т "Харк. авіац. ін-т", 1999. - 287 С. Б-3, К60.
5. В.Н. Зайцев, Г.Н. Ночовкін Конструкція і міцність літаків: Підручник для студентів авіаційних вузів, Київ: Вища школа, 1974 г., 544с.
6. Проектування лонжеронів крила літака / Л.В. Капітанова, В.Н. Ніколаєнко, А.А. Редько, В. І. Рябков, С.В. Трубаєв, Т.П. Цепляєва - Учеб. 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. Луцкій 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 і обладнання та схвалення організацій і 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 і загальна будова аерокосмічної техніки», Частина 2. Харків Національний Аерокосмічний університет «ХАІ» 2002, 722с.
10. Г.І. Житомирський Конструкція літаків: Підручник для студентів авіаційних спеціальностей ВНЗ, М .: Машинобудування, 1991. - 400с., Мул.

11. Ю. Чінючін, СВ. Вільянов Методичні вказівки до виконання курсової роботи з дисципліни Технологічні процеси технічного обслуговування літальних апаратів та авіаційних двигунів »для студентів спеціальності 160901 денної та заочної форм навчання. - М .: МГТУГА, 2007
12. Чінючін Ю.М. Технологічні процеси технічного обслуговування літальних апаратів. -М .: Університетська книга, 2008.
13. Смирнов М.М. Чінючін Ю.М. та ін. Технічна експлуатація літальних апаратів. Підручник під ред. М.М. Смірнова.- М .: Транспорт, 1990..
14. Смирнов М.М. Чінючін Ю.М. Експлуатаційна технологічність літальних апаратів. - М .: Транспорт, 1994.
15. Характеристики повітряних суден - планування аеропорту і технічного обслуговування AIRBUS S.A.S, France, 2016-...
16. В.Н. Клименко, А.А. Кобилянський, Л.А. Малашенко Наближене визначення основних параметрів літака. Частина 1. - Харків: Харківський авіаційний інститут, 1989 г., 40с.
17. В.Н. Клименко, А.А. Кобилянський, Л.А. Малашенко Наближене визначення основних параметрів літака. Частина 2. - Харків: Харківський авіаційний інститут, 1989 г., 54с.
18. Черепенніков Б.А., Околот Н.В. Позначення креслень і оформлення навчально-конструкторської документації. Методичні рекомендації з курсового та дипломного проектування. - Харків, ХАІ, 1978 г., 57с.

Додаток Б



ЛАН 803 4-0-0180

Додаток В

