

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Кафедра проектування літаків і вертольотів

Пояснювальна записка
до кваліфікаційної роботи магістра
(дипломного проекту)

_____ магістра

(освітній ступінь)

на тему **«Технічне обслуговування гідравлічної системи
далекомагістрального пасажирського літака»**

ХАІ.103.160опсн.23В.272.1701044 ПЗ

Виконав: здобувач 2 курсу маг. групи №160 опсн

Спеціальність: 272 «Авіаційний транспорт»

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

_____ Лемещенко Д.Є.

(прізвище й ініціали студента)

Керівник: _____ Капітанова Л.В. _____

(прізвище й ініціали)

Рецензент: _____ Іванов Сергій Михайлович _____

(прізвище й ініціали)

Харків – 2023
 Міністерство освіти і науки України
 Національний аерокосмічний університет ім. М.С. Жуковського
 «Харківський авіаційний інститут»

Факультет 1 Літакобудування
 Кафедра 103 «Проектування літаків та вертольотів»
 освітній рівень Магістр
 Галузь знань 27 «Транспорт»
 спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»
 освітня програма «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден та авіадвигунів»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

к.т.н., доц. Андрій ГУМЕННИЙ
 " ____ " _____ 2023 року

ЗАВДАННЯ

НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ МАГІСТРА

Лемещенко Денніс Євгенович

(прізвище, ім'я, по батькові)

Тема проекту : «Технічне обслуговування гідравлічної системи
 далекомагістрального пасажирського літака»

Керівник дипломного проекту : Капітанова Людмила Валеріївна , д.т.н.
 доцент

(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання
 затверджені наказом Університету від “20” ____ 03 ____ 2023 р. № 405-уч

Термін подання студентом дипломного проекту _____

Вихідні дані до проекту :

$V_{max} = 910 \text{ км/ГОД}; V_{кр} = 870 \text{ км/ГОД}; H_{кр} = 11 \text{ км};$

$L = 9800 \text{ км}; L_{роз} = 2300 \text{ м}; n_{nac} = 300 \text{ чол};$

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

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 літних 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 Гідросистема літака

2.1.1 Загальні відомості та основні характеристики гідросистеми

2.1.2 Функціональне забезпечення джерелами тиску систем лытака

2.1.3 Агрегати та джерела тиску гідросистеми

2.2 Експлуатація гідросистеми

2.2.1 Контроль параметрів

2.2.2 Перевірка внутрішньої герметичності гідросистеми

2.2.3 Можливі відмови гідросистеми мережі джерел тиску та агрегатів

гідросистеми

2.3 Основні роботи з технічного обслуговування гідросистеми

3 ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТУ

3.1 Фактори, що впливають на безпеку польотів

3.2 Структура авіаційної транспортної системи

3.3 Основні засоби управління безпекою при технічному обслуговуванні

3.4 Боротьба з недотриманням процедур при технічному обслуговуванні

3.5 Основні вимоги правил АП 25 щодо конструкції гідравлічної системи

повітряного судна

3.6 Вимоги правил АП 25 щодо випробування гідравлічної системи

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

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

Додаток А

Додаток Б
Додаток В
Додаток Г

Консультанти розділів проекту :

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		Завдання бачив	Завдання прийняв
1.	д.т.н., доцент каф.103 Капітанова Л.В.		
2.	д.т.н., доцент каф.103 Капітанова Л.В.		
3.	д.т.н., доцент каф.103 Капітанова Л.В.		
4.	д.е.н, проф. каф.601 Ковальчук В.Г.		

Нормоконтролер проекту _____ Капітанова Л.В. « _____ » _____ 2023 р.
 (підпис) (прізвище та ініціали)

Дата видачі завдання « 20 » 03. 2023 .

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

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

студент _____ Лемещенко Д.Є. _____
 (підпис) (прізвище та ініціали)

Керівник проекту _____ Капітанова Л.В. _____
 (підпис) (прізвище та ініціали)

Реферат

Кваліфікаційна робота магістра: технічне обслуговування гідравлічної системи далекомагістрального пасажирського літака містить: сторінок - 63, рисунків - 17, таблиць – 17.

Об'єкт дослідження: далекомагістральний пасажирський літак з низькорозташованим крилом і стрілоподібним оперенням.

Мета роботи - дослідження гідравлічної системи далекомагістрального пасажирського літака.

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

Результати кваліфікаційної роботи магістра і його новизна: у кваліфікаційній роботі магістра (дипломний проект) обрана схема літака, виконаний розрахунок злітної маси, побудований загальний вигляд, розроблена і ув'язана конструктивно-силова схема, розраховані аеродинамічні характеристики, удосконалено процеси експлуатації літака за допомогою удосконалення технології обслуговування гідравлічної системи літака, вдосконалена економічна ефективність літака.

Ключові слова: далекомагістральний пасажирський літак, низькоплан, загальний вид літака, конструктивно-силова схема, аеродинамічні характеристики літака, гідравлічна система, технічне обслуговування гідравлічної системи.

Умови отримання дипломної роботи : дипломний проект знаходиться в Науково-технічній бібліотеки університету, і може бути виданий тільки з відповідного дозволу завідувача кафедрою за письмовою заявою.

ЗМІСТ

Реферат	6
1 КОНСТРУКТОРСКИЙ РОЗДІЛ.....	9
1.1 Формування вигляду літака на основі статистичних даних	9
1.2 Збір і обробка статистичних даних, їх аналіз.....	9
1.3 Розробка тактико-технічних вимог до літака	17
1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака	17
1.5 Визначення злітної маси в нульовому наближенні	18
1.6 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання та управління	18
1.7 Визначення геометричних параметрів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі), визначення положення центру мас. Розробка загального виду літака	19
1.8 Вибір, обґрунтування розробка і ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака.....	21
1.9 Моделювання літака 3D	23
Висновок	24
1.9 Розрахунок аеродинамічних і літних характеристик літака.	24
1.9.1 Розрахунок поляр и аеродинамічної якості у злітної, посадкової і крейсерській конфігураціях літака.	24
1.9.2 Розрахунок льотних характеристик ЛА методом тяг.....	25
1.9.3 Розрахунок потрібних тяг і побудова кривих М. Є. Жуковського	25
1.9.4 Побудова наближеної злітної і посадкової поляр.....	31
Висновок	35
2 ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ.....	36
2.1 Гідросистема літака.....	36
2.1.1 Загальні відомості та основні характеристики гідросистеми	36
2.1.2 Функціональне забезпечення джерелами тиску систем літака.	37
2.1.3 Агрегати та джерела тиску гідросистеми	38
2.2 Експлуатація гідросистеми	43
<u>2.2.1</u> Контроль параметрів.....	43
2.2.2 Перевірка внутрішньої герметичності гідросистеми	44

2.2.3	Можливі відмови гідросистеми мережі джерел тиску та агрегатів гідросистеми	44
2.3	Основні роботи з технічного обслуговування гідросистеми.....	45
	Висновок	45
3	ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТУ	45
3.1	Фактори, що впливають на безпеку польотів	45
3.2	Структура авіаційної транспортної системи	46
3.3	Основні засоби управління безпекою при технічному обслуговуванні.....	47
3.4	Боротьба з недотриманням процедур при технічному обслуговуванні	48
3.5	Основні вимоги правил АП 25 щодо конструкції гідравлічної системи повітряного судна.....	49
3.6	Вимоги правил АП 25 щодо випробування гідравлічної системи	50
	Висновок	50
4	ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ.....	51
4.1	Розрахунок витрат на експлуатацію літака і двигуна і собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр шляху	51
4.2	Непрямі витрати	54
	Висновок	54
	СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ	55
	Додаток А.....	57
	Додаток Б	58
	Додаток В.....	59
	Додаток Г	60

1 КОНСТРУКТОРСКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Формування вигляду літака на основі статистичних даних

У даній роботі магістра проектується далекомагістральний пасажирський літак з стрілоподібним оперенням.

В процесі виконання роботи на підставі статистичних даних був розроблений загальний вигляд транспортного літака, його конструктивно-силового схема.

Завданням даної роботи магістра 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 і обробка статистичних даних, їх аналіз

Таблиця 1 - Статистичні дані літаків аналогів

	Найменування літака	ІЛ-86	Boeing 747-300	Airbus A380	Airbus A340-300	Boeing 747-8	ІЛ-96-300	проектований літак
Льотні дані	V_{\max} , км/ч	980	940	1020	920	988	910	910
	H_{\max} , км	10,5	13,75	13,1	12,4	13,1	11,5	11,5
	$V_{\text{крейс}}$, км/ч	950	910	900	870	917	870	870
	$H_{\text{крейс}}$, км	10	13,75	12,5	11,5	12,7	11	11
	$V_{\text{зл}}$, км/ч	280	295	320	270	295	260	260
	$L(m_{T \max})$, км	8000	10360	14000	12700	14300	9800	9800
	$L_{\text{разб}}$, км	2,8	3,3	2,5	2,9	2,5	2,3	2,3
	$L_{\text{проб}}$, км	2,3	1,9	2,9	1,9	1,8	1,8	1,8
	$m_{0\max}$, кг	208000	374500	560000	275000	440000	230000	263863
	$m_{\text{пос}}$, кг	175000	260370	386000	192000	306000	175000	175000
	$m_{\text{пуст}}$, кг	116250	174040	270900	176800	211900	117000	117000
	$m_{\text{к}}$, кг	42000	68600	83000	50900	76300	40000	65966

Продовження таблиці 1 – Статистичні дані літаків аналогів

	$N_{\text{пас, чол}}$	350	412	480	295	410	300	300
	$m_{\text{п, кг}}$	89900	150000	248000	113000	194000	122000	113460
Дані силової установки	Тип і кількість	4 ТРДД НК-86	4 ТРДД GE CF6-50E	4 ТРДД R-R Trent 970	4 ТРДД CFM56-5C	4 ТРДД GE nx-2B	4 ТРДД ПС-90А	4 ТРДД ПС-90А
	$P_0, \text{кН}$	4x130	4x238	4x317	4x154	4x296	4x160	4x160
	$m_{\text{дв, кг}}$	1450	2250	1150	1200	1708	2100	2100
Геометричні дані	$S, \text{м}^2$	361	511	845	361,6	554	391,6	413,4
	$l, \text{м}$	48	59,6	79,8	60,3	68,4	60,1	54,75
	X	35	37,5	33,5	30	38	30	30
	λ	7	9,7	9,75	10,06	9,4	7,25	7,25
	η	3,5	3,2	3,9	3,5	3,3	3,25	3,25
	$L_{\text{ф, м}}$	59,4	70,7	72,7	63,69	76,3	55,3	60,13
	$D_{\text{ф, м}}$	6,08	6,5	7,14	5,64	6,5	6,08	6,08
	$\lambda_{\text{ф, м}}$	9,89	9,7	10,1	10,4	9,6	9,89	9,89
	$S, \text{м}^2$	361	511	845	361,6	554	391,6	413,4
	$S_{\text{ГО}}$	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

Boeing747-300

Далекомагістральний широкофюзеляжний пасажирський літак Boeing 747-300 випускався в період з 1983 по 1990 рік (рисунок 1.1).

На додаток до базової версії Boeing 747-300, обмежена серія також випустила версію 747-300SR, призначену для польотів малої дальності. Кілька авіакомпаній також експлуатували 747-300М.

Виробництво Boeing 747-300 було припинено у зв'язку з введенням більш просунутих Boeing 747-400.

Boeing 747—300 задумувався як тримоторна версія Боїнга 747SP, однак від такого плану швидко відмовились через малий попит на таку модель. Тож позначення 747—300 було присвоєно літаку що був випущений у 1980 році. На цьому літаку була значно збільшена верхня палуба, що збільшило пасажиромісткість. На його основі розроблені моделі 747—300М (вантажно-пасажирський) і 747—300SR (близькомагістральний). Особливістю, що вирізняла літак, стали прямі сходи, що з'єднували палуби. Максимальна відстань польотів збільшилась до 12,4 тис. км. Виробництво версії 747-300 почалося на початку 80-х років. Лайнер був запущений в експлуатацію в 1983 році. На літак встановлювалися турбовентиляторні двигуни від JT, Rolls-Royce і General electric. За весь час було вироблено близько 84 одиниць Боїнг 747-300.



Рисунок 1.1 - Пасажирський літак Boeing 747-300

Рисунок та опис літака було використанно з ресурсу [19]

Airbus A380

Airbus A380 виробництва європейського авіавиконавчого заводу EADS є найбільшим у світі пасажирським літаком як за розміром, так і за пасажиромісткістю (рисунок 1.2).

Спочатку планувалося випустити авіалайнер в трьох модифікаціях пасажирів - базовому A380-800, з подовженим фюзеляжем A380-900 і ще більшою версією A380-1000, здатною переносити більше 1000 пасажирів. Однак зараз ці проекти заморожені.

У 2017 році почалася розробка модифікованої версії літака A380-800 під назвою A380plus. Новий авіалайнер матиме покращену аеродинаміку, встановивши нові закінчення крила, а також модифіковану компоновку та інтер'єр пасажирського салону, який вмістить більше пасажирів. Нововведення покликані значно підвищити економічну ефективність літака.

На початковому етапі виробництво A380 було ускладнене тим, що в кожному літаку було потрібно прокласти 530 кілометрів електропроводки. Airbus, зокрема, посилався на складність прокладки проводки в кабіні пілотів (100 000 проводів і 40300 з'єднань), на те, що цей окремий, паралельний проект повинен задовольняти вимогам кожної авіакомпанії, на контроль за змінами в конструкції і контроль за змінами технічної документації



Рисунок 1.2 - Пасажирський літак Airbus A380

Рисунок та опис літака було використано з ресурсу [20]

Іл-86

Іл-86 — чотириmotorний широкофюзеляжний пасажирський літак, спроектований КБ «Іллюшин». Класифікація НАТО - "Камбер" ("Вигнута", "Опукла"). Перший і найпотужніший пасажирський широкофюзеляжний літак. Серійно випускався в 1980-1997 роках на Воронежському авіаційному заводі. Всього було випущено 106 літаків.

Чотириmotorний турбореактивний низькомоторний літак зі стрілоподібним крилом і однокілевим оперенням. Аеродинамічно Іл-86 - це низькоплан, стрілоподібне крило. Оперення літака - однокільове. Основне шасі літака має триопорну схема. При цьому бічні стійки шасі кріпляться до крила, а середні - до фюзеляжу. Також варто відзначити конструкцію основних стійок шасі Іл-86. У них є чотириколісні візки, обладнані таким чином спеціально для рівномірного навантаження на злітно-посадкову смугу. Фюзеляж кругової секції діаметром 6,08 може вмістити 350 пасажирів на одній палубі, дев'ять місць в одному ряду з двома проходами, що значно полегшує посадку і висадку пасажирів. Внизу фюзеляжу знаходяться стандартні контейнери, або обладнання для системи «багаж з вами». Двигун був розроблений для Іл-86, глибокої модернізації двигуна НК-8 літаків Іл-62 і Ту-154Б тягою 13 т. (рисунок 1.3).

Іл-86 вважають одним з найбезпечніших літаків у світі, бо за всі роки його експлуатації (офіційно вона закінчена в 2011 році, якщо говорити про цивільних бортах) була втрачена тільки одна машина, та й там після розслідування визнали провину саме пілотів, а не вихід з ладу будь-яких вузлів авіалайнера.



Рисунок 1.3 - Пасажирський літак Іл-86

Рисунок та опис літака було використано з ресурсу [21]

Airbus A340-300

Airbus A340-300 — базова модель виробника далекомагістральних літаків Airbus A340, розроблена європейським виробником літаків з такою ж назвою. Літак призначений для використання на міжконтинентальних повітряних маршрутах. Паралельно з Airbus A340-300 також була розроблена скорочена версія A340-200 з ще більшою дальністю польоту.

A340-300 — моноплан з вільнонесущим стрілоподібним крилом. Велике подовження та наявність кінцевих аеродинамічних поверхонь забезпечують високу якість і знижують індуктивний опір. Крило має велику відносну товщину, яка збільшує внутрішні об'єми для палива. Поліпшені несучі властивості дозволили зменшити площу, загальну масу конструкції і, як наслідок, витрату палива. Крило виконане з високоміцних алюмінієвих сплавів та композитів. На кожній консолі встановлені закрилки і сім секцій передкрилків, займали майже всю довжину передньої кромки. І закрилки, і передкрилки управлялися автоматично за допомогою ЕДСУ. Крило мало зовнішні елерон-інтерцептори, що підвищувало ефективність поперечного керування та покращувало крейсерську аеродинаміку крила.

Airbus A340-300 був випущений в 1993 і серійно випускався до 2008 року. Подальшою розробкою конструкції стали моделі A340-500 і A340-600, які були введені в сервісний режим в 2003 році (рисунок 1.4).



Рисунок 1.4 - Пасажи́рський літак Airbus A340-300
Рисунок та опис літака було використанно з ресурсу [22]

Boeing 747-8

Boeing 747-8 є останньою розробкою далекомагістральних широкофюзеляжних літаків Boeing 747. Перше повідомлення про початок розробки відбулося у 2005 р.

Покоління 747-8 стало третім для серії Boeing 747 й отримало подовжений фюзеляж, допрацьовані крила та покращену продуктивність. 747-8 став найбільшим у серії 747, найбільшим комерційним авіалайнером в США та найдовшим пасажирським повітряним судном у світі. Все це дозволяє новому Boeing стати найспокійнішим, найбільш економічним і ефективним авіалайнером з усіх літаків сімейства.

Boeing 747-8 розроблений як альтернатива європейському Airbus A380. Паралельно з пасажирською версією була розроблена і вироблена вантажна версія Boeing 747-8 Freighter.

Boeing 747-8 пропонується у двох основних версіях: 747-8 Міжконтинентальний для пасажирів та 747-8 Вантажний (Freighter) для перевезення вантажів. Перший 747-8F здійснив свій політ 8 лютого 2010 р., 747-8I — 20 березня 2011 р. Поставка першого вантажного літака відбулася в жовтні 2011, пасажирської моделі — у 2012. Станом на вересень 2016 року тверді замовлення на 747-8 загалом становили 124 одиниці: 74 — вантажні, 50 — пасажирські (рисунок 1.5).



Рисунок 1.5 - Пасажирський літак Boeing 747-8
Рисунок та опис літака було використано з ресурсу [23]
ІЛ-96-300

Літак Іл-96 був розроблений конструкторським бюро Іллюшина в 1980-х роках для міжміських операцій на авіалініях. Базова модель літака - Іл-96-300, розроблена на базі Іл-86 і відрізняється від останнього укороченим фюзеляжем, збільшеним кілем, крилом, новими двигунами і авіонікою.

Серійне виробництво Іл-96-300 почалося в 1992 році, а його комерційна експлуатація - в 1993 році.

У 2000 році була розроблена модель Іл-96-400 з подовженим фюзеляжем, збільшеною пасажиромісткістю і дальністю польоту. Однак пасажирська версія не отримала замовлень від авіакомпаній і лише кілька літаків були побудовані в вантажній версії Іл-96-400Т.

В даний час ведуться роботи над проектом глибокої модернізації авіалайнера шляхом полегшення конструкції, монтажу сучасних двигунів і електронного обладнання. Перший модернізований літак під назвою Іл-96-400М планують побудувати у другій половині 2019 року (рисунок 1.6).

Літак Іл-96-300 вперше піднявся в повітря 28 вересня 1988р. з екіпажем на чолі з льотчиком-випробувачем с. г. Близнюком. Випробувальні польоти показали, що машина надійна і зручна в управлінні. 14 червня 1993 року розпочалися регулярні пасажирські перевезення на новій машині.



Рисунок 1.6 - Пасажирський літак ІЛ-96-300
Рисунок та опис літака було використанно з ресурсу [24]

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 (таблиця 1.1).

Додаткові вимоги внесені в таблицю 1, де величини L , L_p , $V_{крейс}$, $H_{крейс}$, обчислюються як середнє арифметичне даних статистичної таблиці.

Таблиця 1.1- Тактико-технічні вимоги

$L_{H=11\text{км}}$, км	M_c , кг	L_p , м	$V_{кр}$ км/ч	$H_{крейс}$, м	$n_{эк}$, чел
9800	36000	2300	870	11000	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 - 1.2 Основні параметри літака

λ	χ	η	\bar{c}	\bar{b}_3	δ_3	$\bar{S}_{эл}$	λ_{Φ}	D_{Φ} , м	L_{Φ} , м
7,25	30°	3,25	0,1	0,1	30	0,02	9,89	6,08	55,3
$\bar{S}_{го}$	$\bar{S}_{во}$	$\lambda_{го}$	$\lambda_{во}$	$\chi_{го}$	$\chi_{во}$	$\bar{c}_{го}$	$\bar{c}_{во}$	$\eta_{го}$	$\eta_{во}$
0,22	0,13	3,8	1,2	45°	45°	0,07	0,05	3	2,5

1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака

Цей етап передбачає вибір форми і взаємного розташування крила, фюзеляжу, оперення, кількості і розташування двигунів проєктованого 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 та збільшує жорсткість крила.

Взаємне розташування крила і фюзеляжу: низькоплан, так як таке компонування дозволяє помістити шасі у крило, вирішує проблему усилення конструкції нижньої частини фюзеляжу.

Тип оперення: стрілоподібне. Такий тип оперення ефективно забезпечує керуваність, балансування і стійкість щодо осей ou і oz за допомогою окремих аеродинамічних поверхонь: ГО - щодо осі oz , ВО - щодо осі ou .

Тип шасі: триопорне з носовою стійкою.

Кількість і розташування двигунів: 4 двигуна під крилом. Розташування двигунів з великим виносом вперед під крилом, що значно збільшує крейсерську швидкість, дальність польоту та економічну ефективність літака і майже на чверть підвищено ефективність використання пального. Також двигуни відповідають міжнародним нормам щодо рівня шуму та викидів шкідливих речовин. Кількість двигунів збільшує безпеку польоту літака.

1.5 Визначення злітної маси в нульовому наближенні

Злітна маса літака нульового наближення визначається з використанням статистичних даних за формулою:

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

де m_0 — злітна маса літака нульового наближення; $n_{пас}$ — кількість пасажирів; $n_{ек}$ — кількість членів екіпажу; m_c — маса комерційного навантаження; $m_{ЭК}$ — маса екіпажу; $\overline{m_K}$ — відносна маса конструкції (по відношенню до злітної масі); $\overline{m_{CY}}$ — відносна маса силової установки; $\overline{m_{OB}}$ — відносна маса обладнання; m_T — відносна маса палива [13].

Маса комерційного навантаження:

$$m_c = 120 * n_{пас} = 120 * 300 = 36000 \text{ (кг)};$$

Маса екіпажу:

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

Відносна маса палива:

$$\overline{m_T} = a + \frac{bL}{V} = 0,07 + \frac{0,05 \times 9800}{870} = 0,43$$

Відносні маси конструкції:

$$\overline{m_K} = 0,25; \overline{m_{OB}} = 0,1; \overline{m_{CY}} = 0,08$$

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

$$m_0 = \frac{36000 + 880}{1 - (0,25 + 0,08 + 0,43 + 0,1)} = 263863 \text{ (кг)}.$$

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]:

$$\overline{m_{KP}} = 0,377; \overline{m_{\Phi}} = 0,367; \overline{m_{OP}} = 0,073; \overline{m_{III}} = 0,183;$$

$$m_K = \overline{m} * m_0 = 263863 * 0,25 = 65965,75 \text{ (кг)};$$

$$m_{KP} = m_K * \overline{m_{KP}} = 65965,75 * 0,377 = 24869,08 \text{ (кг)};$$

$$m_{\Phi} = m_K * \overline{m_{\Phi}} = 65965,75 * 0,367 = 24209,43 \text{ (кг)};$$

$$m_{OP} = m_K * \overline{m_{OP}} = 65965,75 * 0,073 = 4815,49 \text{ (кг)};$$

$$m_{III} = m_K * \overline{m_{III}} = 65965,75 * 0,183 = 12071,73 \text{ (кг)};$$

$$m_T = \overline{m_T} * m_0 = 0,43 * 263863 = 113461,09 \text{ (кг)};$$

$$m_{CY} = \overline{m_{CY}} * m_0 = 0,08 * 263863 = 21109,04 \text{ (кг)};$$

$$m_{OB} = \overline{m_{OB}} * m_0 = 0,1 * 263863 = 26386,3 \text{ (кг)}.$$

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

Розрахунок параметрів крила [14].

$$\text{Площа крила } S = m_0 * g / 10 * p_0 = (263863 * 9,81) / (10 * 6250) = 413,4 \text{ (м}^2\text{)};$$

$$\text{Розмах крила } L = \sqrt{\lambda S} = \sqrt{7,25 * 413,4} = 54,75 \text{ (м)};$$

$$\text{Коренева хорда } b_0 = \frac{S}{L} \cdot \frac{2\eta}{\eta+1} = \frac{413,4 \cdot 2 \cdot 3,25}{54,75 \cdot (3,25+1)} = 11,54 \text{ (м)};$$

$$\text{Кінцева хорда } b_K = \frac{b_0}{\eta} = \frac{11,54}{3,25} = 3,55 \text{ (м)};$$

Середня аеродинамічна хорда

$$b_a = \frac{2}{3} b_0 \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta + 1)} = \frac{2 \cdot 11,54 \cdot (3,25^2 + 3,25 + 1)}{3 \cdot 3,25 \cdot (3,25 + 1)} = 8,24 \text{ (м)};$$

$$\text{Координата САХ по розмаху } z_a = \frac{L}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{54,75}{6} \cdot \frac{3,25 + 2}{3,25 + 1} = 11,26 \text{ (м)};$$

Координата САХ по осі ОХ

$$x_a = z_a \operatorname{tg} \chi_{ПК} = z_a \left(\operatorname{tg} \chi + \frac{\eta - 1}{\lambda(\eta + 2)} \right) = 11,26 \left(\operatorname{tg} 30^\circ + \frac{3,25 - 1}{7,25(3,25 + 2)} \right) 7,54 \text{ (м)}.$$

Параметри фюзеляжу.

$$\text{Довжина фюзеляжу } L_{\Phi} = \lambda_{\Phi} D_{\Phi} = 9,89 * 6,08 = 60,13 \text{ (м)};$$

$$\text{Довжина носової частини фюзеляжу } L_H = \lambda_H D_{\Phi} = 2 * 6,08 = 12,16 \text{ (м)};$$

$$\text{Довжина хвостової частини фюзеляжу } L_{ХВ} = \lambda_{ХВ} D_{\Phi} = 3,5 * 6,08 = 21,28 \text{ (м)};$$

Параметри горизонтального оперення.

$$\text{Площа ГО } S_{ГО} = \overline{S_{ГО}} \cdot S = 0,22 \cdot 413,4 = 90,94 \text{ (м}^2\text{)};$$

$$\text{Розмах ГО } L_{ГО} = \sqrt{\lambda_{ГО} S_{ГО}} = \sqrt{3,8 \cdot 90,94} = 18,58 \text{ (м);}$$

$$b_0^{ГО} = \frac{S_{ГО}}{L_{ГО}} \cdot \frac{2\eta_{ГО}}{\eta_{ГО}+1} = \frac{90,94 \cdot 2 \cdot 3}{18,58 \cdot (3+1)} = 7,33 \text{ (м);}$$

Коренева хорда ГО

$$\text{Кінцева хорда ГО } b_K^{ГО} = \frac{b_0^{ГО}}{\eta_{ГО}} = \frac{7,33}{3} = 2,44 \text{ (м);}$$

Середня аеродинамічна хорда ГО

$$b_a^{ГО} = \frac{2}{3} b_0^{ГО} \cdot \frac{\eta_{ГО}^2 + \eta_{ГО} + 1}{\eta_{ГО}(\eta_{ГО} + 1)} = \frac{2 \cdot 7,33 \cdot (3^2 + 3 + 1)}{3 \cdot 3 \cdot (3 + 1)} = 5,29 \text{ (м);}$$

$$\text{Координата САХ по розмаху } z_a^{ГО} = \frac{L_{ГО}}{6} \cdot \frac{\eta_{ГО} + 2}{\eta_{ГО} + 1} = \frac{18,58}{6} \cdot \frac{3 + 2}{3 + 1} = 3,87 \text{ (м);}$$

Координата носка САХ по осі ОХ

$$x_a^{ГО} = z_a^{ГО} \left(\text{tg} \chi_{ГО} + \frac{\eta_{ГО} - 1}{\lambda(\eta_{ГО} + 2)} \right) = 3,87 \left(\text{tg} 45^\circ + \frac{3 - 1}{3,8(3 + 2)} \right) = 4,25 \text{ (м);}$$

Параметри вертикального оперення.

$$\text{Площа ВО } S_{ВО} = \overline{S_{ВО}} \cdot S = 0,13 \cdot 413,4 = 49,60 \text{ (м}^2\text{);}$$

$$\text{Розмах ВО } L_{ВО} = \sqrt{\lambda_{ВО} S_{ВО}} = \sqrt{0,13 \cdot 49,6} = 7,71 \text{ (м);}$$

$$\text{Коренева хорда ВО } b_0^{ВО} = \frac{S_{ВО}}{L_{ВО}} \cdot \frac{2\eta_{ВО}}{\eta_{ВО} + 1} = \frac{49,60 \cdot 2 \cdot 2,5}{7,71 \cdot (2,5 + 1)} = 9,18 \text{ (м);}$$

$$\text{Кінцева хорда ВО } b_K^{ВО} = \frac{b_0^{ВО}}{\eta_{ВО}} = \frac{9,18}{2,5} = 3,67 \text{ (м);}$$

Середня аеродинамічна хорда ВО:

$$b_a^{ВО} = \frac{2}{3} b_0^{ВО} \cdot \frac{\eta_{ВО}^2 + \eta_{ВО} + 1}{\eta_{ВО}(\eta_{ВО} + 1)} = \frac{2 \cdot 9,18 \cdot (2,5^2 + 2,5 + 1)}{3 \cdot 2,5 \cdot (2,5 + 1)} = 6,81 \text{ (м);}$$

$$\text{Координата САХ по розмаху ВО } y_a^{ВО} = \frac{L_{ВО}}{6} \cdot \frac{\eta_{ВО} + 2}{\eta_{ВО} + 1} = \frac{7,71}{6} \cdot \frac{2,5 + 2}{2,5 + 1} = 5,48 \text{ (м);}$$

Координата носка САХ по осі ОХ

$$x_a^{ВО} = y_a^{ВО} \left(\text{tg} \chi_{ВО} + \frac{\eta_{ВО} - 1}{\lambda(\eta_{ВО} + 2)} \right) = 5,48 \left(\text{tg} 45^\circ + \frac{2,5 - 1}{1,2(2,5 + 2)} \right) = 5,92 \text{ (м);}$$

Визначення параметрів шасі.

Вибираємо рекомендовані [1] значення:

$$\text{розмір виносу } e = 0,18 \cdot b_a = 0,18 \cdot 8,24 = 1,48 \text{ (м),}$$

$$\text{кут торкання хвостовій п'ятої } \phi = 27^\circ,$$

$$\text{кут виносу головних коліс } \gamma = \phi + 1,5 = 28,5^\circ,$$

$$\text{база шасі } b = (0,3 \dots 0,4) L_\phi = 0,35 \cdot 60,13 = 21,04 \text{ (м),}$$

$$\text{винос передньої опори } a = (0,88 \dots 0,94) b = 0,89 \cdot 21,04 = 18,93 \text{ (м),}$$

$$e = (0,12 \dots 0,06) b = 0,1 \cdot 21,04 = 1,68$$

$$\text{розмір колії вибираємо рівним } B = 10 \text{ (м).}$$

Загальний вид літака (Додаток А).

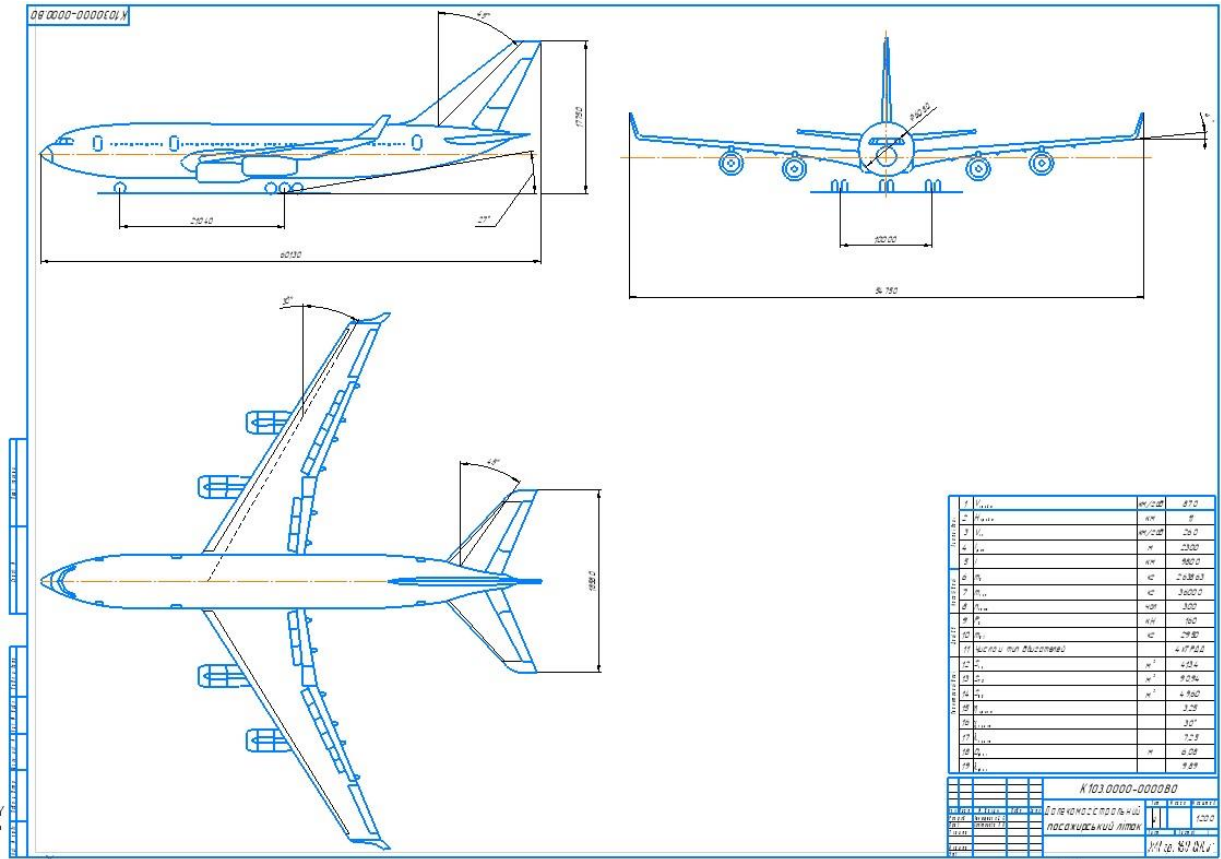


Рисунок 1.7 – Загальний вид літака

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 крила, фюзеляжу, вертикального оперення, горизонтального оперення, закрилків, елеронів і шасі літака;
- 3) виконання схеми силової ув'язки агрегатів літака;
- 4) короткий механічний 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 найменшою, що досягається раціональною передачею сил по елементах конструкції при необхідній жорсткості;
- конструкція повинна бути технологічною, тобто такою, щоб для її виготовлення могла бути застосована найбільш проста і раціональна технологія;
- конструкція має забезпечувати найбільші зручності в експлуатації літака завдяки раціональному розміщенню експлуатаційних роз'ємів агрегатів і люків, для підходу до силової установки, обладнання і т.д.

Конструктивно силова схема (Додаток Б)

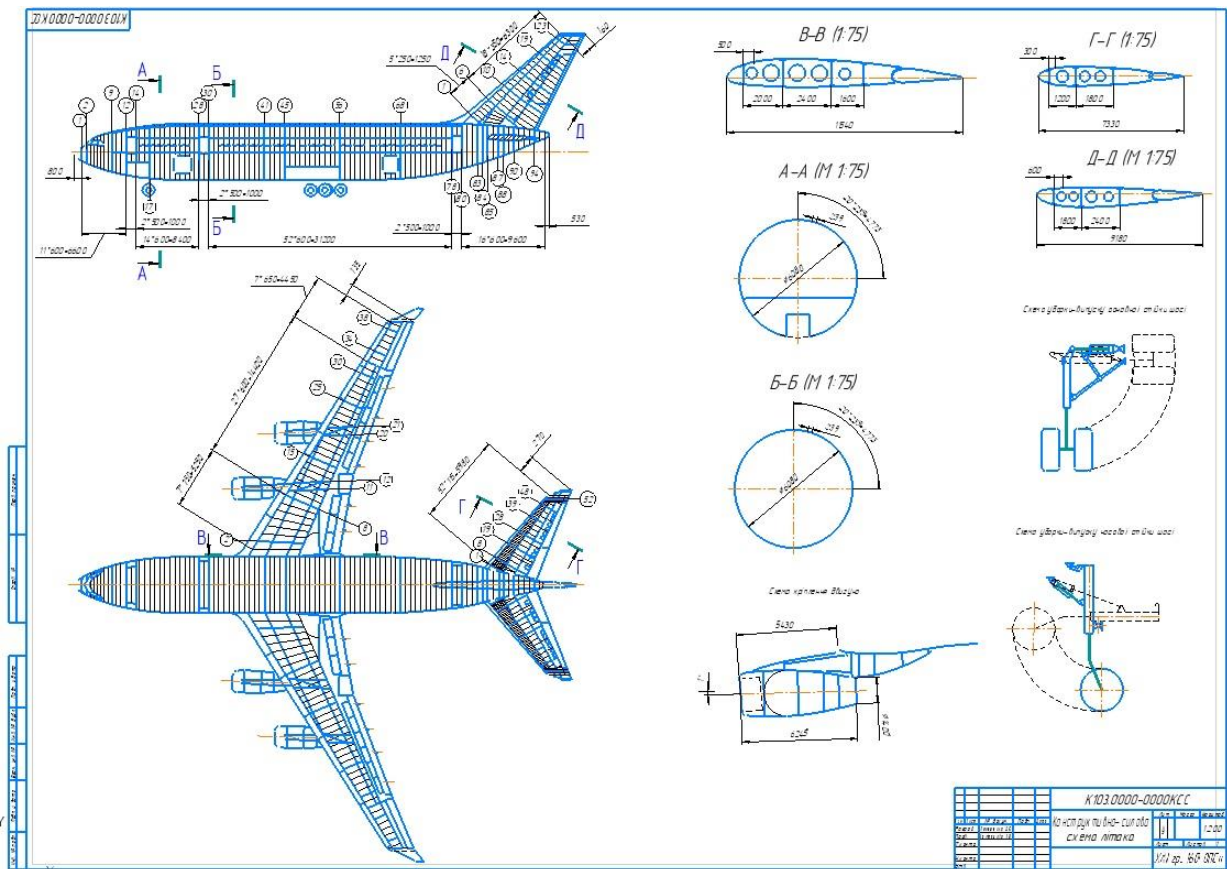


Рисунок 1.8 – Конструктивно силова схема літака

1.9 Моделювання літака 3D

Виконанно моделювання літака у 3D форматі (Додаток Г):

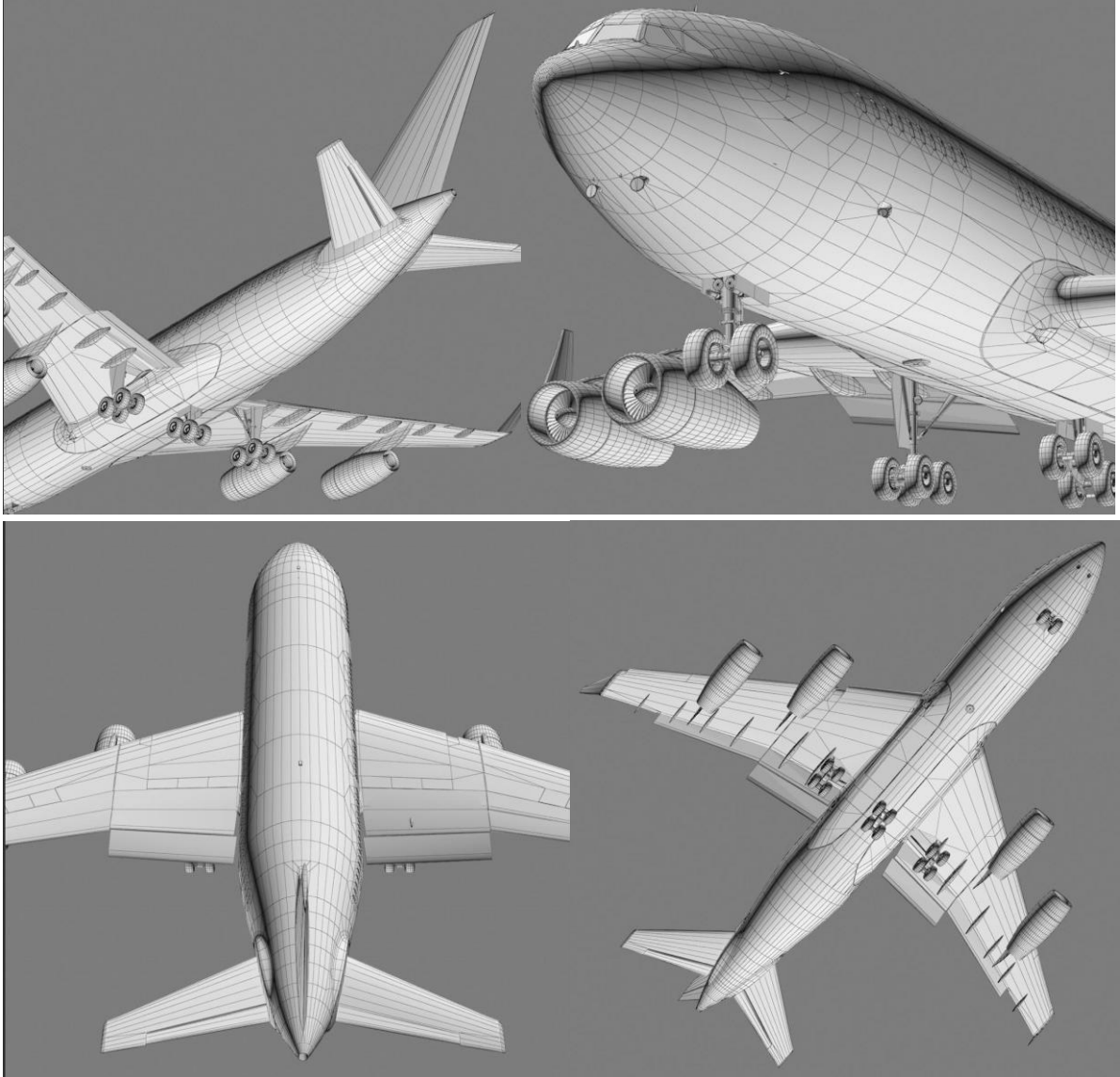




Рисунок 1.9 – Моделювання літака

Висновок

В результаті роботи над цим розділом були розглянуті проектно-конструкторські та експлуатаційні особливості далекомагістрального пасажирського літака з дальністю польоту $L = 9800$ км.

За статичними даними літаків аналогів були визначені тактико-технічні вимоги літака. Виходячи з отриманих ТТТ були визначені масові характеристики літака і його основні геометричні параметри. Були вибрані конструктивно-силові схеми крила, фюзеляжу, вертикального оперення, горизонтального оперення і шасі.

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 зльоту та посадки надано в таблиці:

Таблиця 1.3 - Поляра літака в конфігурації польоту

№	M=0,0		M=0,2		M=0,3		M=0,4		M=0,5	
	C _{yα}	C _{xα}	C _{yα}	C _{xα}	C _{yα}	C _{xα}	C _{yα}	C _{xα}	C _{yα}	C _{xα}
1	0,0000	0,0207	0,0000	0,0207	0,0000	0,0200	0,0000	0,0196	0,0000	0,0193
2	0,2000	0,0224	0,2000	0,0224	0,2000	0,0217	0,2000	0,0213	0,2000	0,0210
3	0,4000	0,0277	0,4000	0,0277	0,4000	0,0271	0,4000	0,0267	0,4000	0,0264
4	0,6000	0,0369	0,6000	0,0369	0,6000	0,0364	0,6000	0,0361	0,6000	0,0360
5	0,8000	0,0506	0,8000	0,0506	0,8000	0,0503	0,8000	0,0504	0,8000	0,0507
6	1,0000	0,0700	1,0000	0,0700	1,0000	0,0705	1,0000	0,0718	1,0000	0,0739
7	1,1958	0,1199	1,1958	0,1199	1,1563	0,1153	1,1161	0,1110	1,0750	0,1069
№	M=0,6		M=0,7		M=0,8		M=1,2			
	C _{yα}	C _{xα}	C _{yα}	C _{xα}	C _{yα}	C _{xα}	C _{yα}	C _{xα}		
1	0,0000	0,0190	0,0000	0,0188	0,0000	0,0186	0,0000	0,2224		

2	0,2000	0,0207	0,2000	0,0205	0,2000	0,0203	0,2000	0,2295
3	0,4000	0,0262	0,4000	0,0260	0,4000	0,0259	0,4000	0,2508
4	0,6000	0,0360	0,6000	0,0360	0,6000	0,0362	0,6000	0,2863
5	0,8000	0,0512	0,8000	0,0519	0,8000	0,0530	0,8000	0,3360
6	1,0000	0,0781	0,9903	0,0991	0,9467	0,1097	1,2000	0,8000
7	1,0331	0,1030	0,9903	0,0991	0,9467	0,1097	1,2000	0,8000

Таблиця 1.4 - Поляри літака, 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	0,0207	0,2500	0,0435	0,4500	0,0622
2	0,2000	0,0224	0,4500	0,0452	0,6500	0,0639
3	0,4000	0,0277	0,6500	0,0505	0,8500	0,0692
4	0,6000	0,0369	0,8500	0,0597	1,0500	0,0784
5	0,8000	0,0506	1,0500	0,0734	1,2500	0,0920
6	1,0000	0,0700	1,2500	0,0928	1,4500	0,1114
7	1,1958	0,1199	1,4458	0,1426	1,6458	0,1613

1.9.2 Розрахунок льотних характеристик ЛА методом тяг

Метод тяг і М. Є. Жуковського ґрунтуються на порівнянні тяг і, які потрібні для забезпечення горизонтального прямолінійного усталеного польоту літака на заданому режимі (Н, М), з наявними, 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, найвигідніша, економічна), статичну граничну висоту (стелю), швидкопідйомність, витрати палива та 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 P_n в першому наближенні дорівнює величині лобового опору (таблиця 1.5) :

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

Таблиця 1.5 - Польот на критичному куті атаки

Н,м	M_s	C_{ya_max}	$C_{xa_кр}$
0	0,1994	1,1958	0,1199
1000	0,2205	1,1877	0,1189
2000	0,2398	1,1801	0,1180
3000	0,2571	1,1733	0,1173
4000	0,2725	1,1672	0,1166
5000	0,2862	1,1618	0,1159

6000	0,2984	1,1570	0,1154
Продовження таблиці 1.5 - Польот на критичному куті атаки			
7000	0,3276	1,1452	0,1141
8000	0,3560	1,1338	0,1129
9000	0,3808	1,1238	0,1119
10000	0,4056	1,1138	0,1108
11000	0,4483	1,0963	0,1091
12000	0,4843	1,0815	0,1076
13000	0,5280	1,0633	0,1058
14000	0,5764	1,0430	0,1039

Лобовий опір визначається за формулою:

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

Розрахункова маса літака:

$$m_{\text{розр}} = m_0 - \zeta_{\text{розр}} \cdot m_{\Pi}$$

де $m_0 = 263863$ кг – злітна маса ЛА;

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

$m_{\Pi} = 68076,65$ кг – маса пального в баках ЛА;

$$m_{\text{розр}} = 263863 - 0,4 \cdot 68076,62 = 236632,34 \text{ кг}$$

де $G=2321363,25$ Н– вага літака;

$m_{\text{розр}} = 236632,34$ кг – розрахункова маса ЛА;

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

K – аеродинамічна якість;

$C_{xa\Gamma\Pi}$, $C_{ya\Gamma\Pi}$ – коефіцієнти аеродинамічної підйомної сили і сили лобового опору в горизонтального 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 1.6):

$$V = M \cdot a,$$

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

Потім знаходимо потрібний для прямолінійного горизонтального польоту коефіцієнт підйомної сили $c_{ya\Gamma}$ (таблиця 1.7):

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

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

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

Таблиця 1.6 - Значення M , відповідають порядковим номерам nM

$n, m \setminus nM$	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	0,1994	0,2000	0,3000	0,4000	0,5000	0,6000	0,7000	0,8000	1,2000
1000	-	0,2205	0,3000	0,4000	0,5000	0,6000	0,7000	0,8000	1,2000
2000	-	0,2398	0,3000	0,4000	0,5000	0,6000	0,7000	0,8000	1,2000
3000	-	0,2571	0,3000	0,4000	0,5000	0,6000	0,7000	0,8000	1,2000
4000	-	0,2725	0,3000	0,4000	0,5000	0,6000	0,7000	0,8000	1,2000
5000	-	0,2862	0,3000	0,4000	0,5000	0,6000	0,7000	0,8000	1,2000
6000	-	0,2984	0,3000	0,4000	0,5000	0,6000	0,7000	0,8000	1,2000
7000	-	-	0,3276	0,4000	0,5000	0,6000	0,7000	0,8000	1,2000
8000	-	-	0,3560	0,4000	0,5000	0,6000	0,7000	0,8000	1,2000
9000	-	-	0,3808	0,4000	0,5000	0,6000	0,7000	0,8000	1,2000
10000	-	-	-	0,4056	0,5000	0,6000	0,7000	0,8000	1,2000
11000	-	-	-	0,4483	0,5000	0,6000	0,7000	0,8000	1,2000
12000	-	-	-	0,4843	0,5000	0,6000	0,7000	0,8000	1,2000
13000	-	-	-	-	0,5280	0,6000	0,7000	0,8000	1,2000
14000	-	-	-	-	0,5764	0,6000	0,7000	0,8000	1,2000
15000	-	-	-	-	-	0,6288	0,7000	0,8000	1,2000

Таблиця 1.7 - Значення $S_{ua_Г}$, потрібних для горизонтального польота

$n, m \setminus nM$	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	1,1958	1,1891	0,5285	0,2973	0,1902	0,1321	0,0971	0,0743	0,0330
1000	-	1,1877	0,5958	0,3351	0,2145	0,1489	0,1094	0,0838	0,0372
2000	-	1,1801	0,6735	0,3789	0,2425	0,1684	0,1237	0,0947	0,0421
3000	-	1,1733	0,7636	0,4295	0,2749	0,1909	0,1403	0,1074	0,0477
4000	-	1,1672	0,8684	0,4885	0,3126	0,2171	0,1595	0,1221	0,0543
5000	-	1,1618	0,9907	0,5573	0,3567	0,2477	0,1820	0,1393	0,0619
6000	-	1,1570	1,1341	0,6379	0,4083	0,2835	0,2083	0,1595	0,0709
7000	-	-	1,1452	0,7328	0,4690	0,3257	0,2393	0,1832	0,0814
8000	-	-	1,1338	0,8449	0,5407	0,3755	0,2759	0,2112	0,0939
9000	-	-	1,1238	0,9779	0,6259	0,4346	0,3193	0,2445	0,1087
10000	-	-	-	1,1138	0,7274	0,5052	0,3711	0,2842	0,1263
11000	-	-	-	1,0963	0,8492	0,5897	0,4333	0,3317	0,1474
12000	-	-	-	1,0815	0,9937	0,6901	0,5070	0,3882	0,1725
13000	-	-	-	-	1,0633	0,8074	0,5932	0,4542	0,2019
14000	-	-	-	-	1,0430	0,9447	0,6941	0,5314	0,2362
15000	-	-	-	-	-	1,0208	0,8120	0,6217	0,2763

Таблиця 1.8 - Значення $S_{xa_Г}$, відповідно до значень $S_{ua_Г}$

$n, m \setminus nM$	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	0,1199	0,1181	0,0331	0,0239	0,0209	0,0202	0,0196	0,0192	0,2236
1000	-	0,1189	0,0362	0,0249	0,0214	0,0203	0,0197	0,0193	0,2237
2000	-	0,1180	0,0415	0,0261	0,0221	0,0205	0,0199	0,0194	0,2239
3000	-	0,1173	0,0478	0,0281	0,0230	0,0207	0,0200	0,0195	0,2241
4000	-	0,1166	0,0572	0,0309	0,0240	0,0212	0,0202	0,0196	0,2243
5000	-	0,1159	0,0696	0,0341	0,0252	0,0221	0,0204	0,0198	0,2246
6000	-	0,1154	0,1089	0,0388	0,0268	0,0230	0,0208	0,0200	0,2249

Продовження таблиці 1.8 - Значення $S_{xa_Г}$, відповідно до значень $S_{ua_Г}$

7000	-	-	0,1141	0,0456	0,0297	0,0242	0,0216	0,0202	0,2253
8000	-	-	0,1129	0,0552	0,0332	0,0255	0,0226	0,0206	0,2257
9000	-	-	0,1119	0,0694	0,0379	0,0279	0,0238	0,0216	0,2263
10000	-	-	-	0,1108	0,0453	0,0313	0,0253	0,0227	0,2269

11000	-	-	-	0,1091	0,0564	0,0355	0,0277	0,0240	0,2276
12000	-	-	-	0,1076	0,0732	0,0428	0,0314	0,0256	0,2285
13000	-	-	-	-	0,1058	0,0522	0,0357	0,0287	0,2297
14000	-	-	-	-	0,1039	0,0706	0,0435	0,0326	0,2334
15000	-	-	-	-	-	0,1018	0,0549	0,0380	0,2376

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

$$P_{\Pi}^{M=0,2} = \frac{m_{\text{розр}} \cdot g \cdot C_{\text{хаГП}}}{C_{\text{уаГП}}} = \frac{2321363,25 \cdot 0,656}{3,913} = 389168 \text{ Н};$$

$$P_{\Pi}^{M=0,3} = \frac{m_{\text{розр}} \cdot g \cdot C_{\text{хаГП}}}{C_{\text{уаГП}}} = \frac{2321363,25 \cdot 0,147}{1,739} = 196228 \text{ Н};$$

$$P_{\Pi}^{M=0,4} = \frac{m_{\text{розр}} \cdot g \cdot C_{\text{хаГП}}}{C_{\text{уаГП}}} = \frac{2321363,25 \cdot 0,061}{0,978} = 144789 \text{ Н};$$

$$P_{\Pi}^{M=0,5} = \frac{m_{\text{розр}} \cdot g \cdot C_{\text{хаГП}}}{C_{\text{уаГП}}} = \frac{2321363,25 \cdot 0,037}{0,626} = 137205 \text{ Н};$$

$$P_{\Pi}^{M=0,6} = \frac{m_{\text{розр}} \cdot g \cdot C_{\text{хаГП}}}{C_{\text{уаГП}}} = \frac{2321363,25 \cdot 0,029}{0,435} = 154758 \text{ Н};$$

$$P_{\Pi}^{M=0,7} = \frac{m_{\text{розр}} \cdot g \cdot C_{\text{хаГП}}}{C_{\text{уаГП}}} = \frac{2321363,25 \cdot 0,025}{0,319} = 181925 \text{ Н};$$

$$P_{\Pi}^{M=0,8} = \frac{m_{\text{розр}} \cdot g \cdot C_{\text{хаГП}}}{C_{\text{уаГП}}} = \frac{2321363,25 \cdot 0,023}{0,245} = 217924 \text{ Н}.$$

Отримані данні записуємо в таблицю 1.9

Таблиця 1.9 – 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
$P_{\Pi},$ Н	389168	196228	144789	137205	154758	181925	217924

Таблиця 1.10

Потребна сила тяги, Н

$H, \text{м/nM}$	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	129840	128713	81055	104267	142422	197730	262105	335250	8768923
1000	-	129708	78718	96409	129200	176647	233756	298636	7783318
2000	-	129581	79852	89288	118331	157542	208066	265457	6890160
3000	-	129467	81069	84671	108503	140268	184838	235458	6082625

4000	-	129364	85381	81840	99640	126597	163888	208400	5354253
5000	-	129272	91009	79293	91665	115334	145039	184056	4698932
6000	-	129189	124425	78855	85056	105227	129103	162211	4110891
7000	-	-	129101	80595	82087	96184	117019	142663	3584686
8000	-	-	129020	84610	79437	88114	106237	126553	3115188
9000	-	-	128948	91967	78437	83156	96646	114269	2697578
10000	-	-	-	128891	80744	80372	88144	103378	2327328
11000	-	-	-	128885	86017	77912	82845	93755	2000196
12000	-	-	-	128879	95434	80357	80189	85397	1716056
13000	-	-	-	-	128938	83670	77919	81834	1474148
14000	-	-	-	-	129048	96877	81177	79571	1279982
15000	-	-	-	-	-	129239	87569	79142	1114079

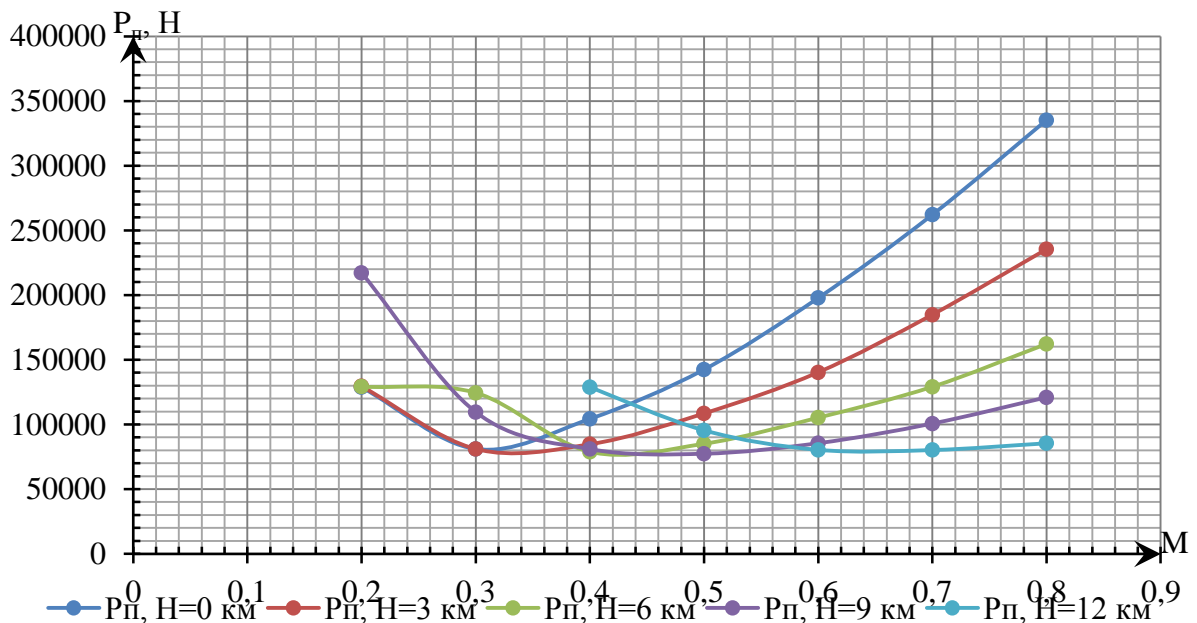


Рисунок 1.10 - Залежність потрібної тяги P_{Π} від швидкості, вираженої в числах Маха M під час польоту на висотах $H=0, 3, 6, 9, 12$ км.

Таблиця 1.11 - Коефіцієнт розпоряджаної тяги

$H, m/nM$	0	1	2	3	4	5	6	7	8
0	0,8316	0,8312	0,7696	0,7199	0,6821	0,6562	0,6421	0,6399	-
1000	0,9900	0,8176	0,7696	0,7199	0,6821	0,6562	0,6421	0,6399	-
2000	0,9900	0,8052	0,7696	0,7199	0,6821	0,6562	0,6421	0,6399	-
3000	0,9247	0,7422	0,7189	0,6725	0,6371	0,6129	0,5998	0,5977	-
4000	0,8623	0,6841	0,6704	0,6271	0,5941	0,5715	0,5593	0,5574	-
5000	0,8027	0,6304	0,6240	0,5837	0,5531	0,5321	0,5207	0,5189	-
6000	0,7459	0,5806	0,5799	0,5424	0,5139	0,4944	0,4838	0,4822	-
7000	0,6918	0,6918	0,5274	0,5031	0,4766	0,4585	0,4487	0,4472	-
8000	0,6403	0,6403	0,4788	0,4656	0,4412	0,4244	0,4153	0,4139	-
9000	0,5914	0,5914	0,4352	0,4301	0,4075	0,3920	0,3836	0,3823	-
10000	0,5450	0,5450	0,5450	0,3950	0,3755	0,3612	0,3535	0,3523	-
11000	0,5010	0,5010	0,5010	0,3543	0,3452	0,3321	0,3250	0,3239	-
12000	0,4282	0,4282	0,4282	0,2972	0,2950	0,2838	0,2777	0,2768	-
13000	0,3659	0,3659	0,3659	0,3659	0,2490	0,2425	0,2373	0,2365	-

14000	0,3128	0,3128	0,3128	0,3128	0,2089	0,2073	0,2029	0,2022	-
15000	0,2673	0,2673	0,2673	0,2673	0,2673	0,1758	0,1734	0,1728	-

Таблиця 1.12 - Наявна тяга літака, Н

Н,м/nM	0	1	2	3	4	5	6	7
0	212726	212629	196877	184164	174490	167855	164258	163701
1000	253251	209148	196877	184164	174490	167855	164258	163701
2000	253251	205990	196877	184164	174490	167855	164258	163701
3000	236550	189860	183894	172019	162983	156785	153426	152906
4000	220587	174997	171484	160411	151984	146205	143073	142587
5000	205346	161253	159636	149327	141483	136103	133187	132736
6000	190810	148510	148336	138757	131468	126469	123760	123340

Продовження таблиці 1.12 - Наявна тяга літака, Н

7000	176965	176965	134906	128689	121929	117293	114780	114390	-
8000	163794	163794	122484	119111	112854	108563	106237	105876	
9000	151281	151281	111327	110011	104232	100269	98121	97788	
10000	139410	139410	139410	101038	96053	92401	90421	90114	
11000	128165	128165	128165	90645	88305	84947	83128	82846	
12000	109530	109530	109530	76036	75466	72596	71041	70800	
13000	93609	93609	93609	93609	63697	62044	60715	60509	
14000	80006	80006	80006	80006	53437	53028	51892	51716	
15000	68384	68384	68384	68384	68384	44961	44354	44203	

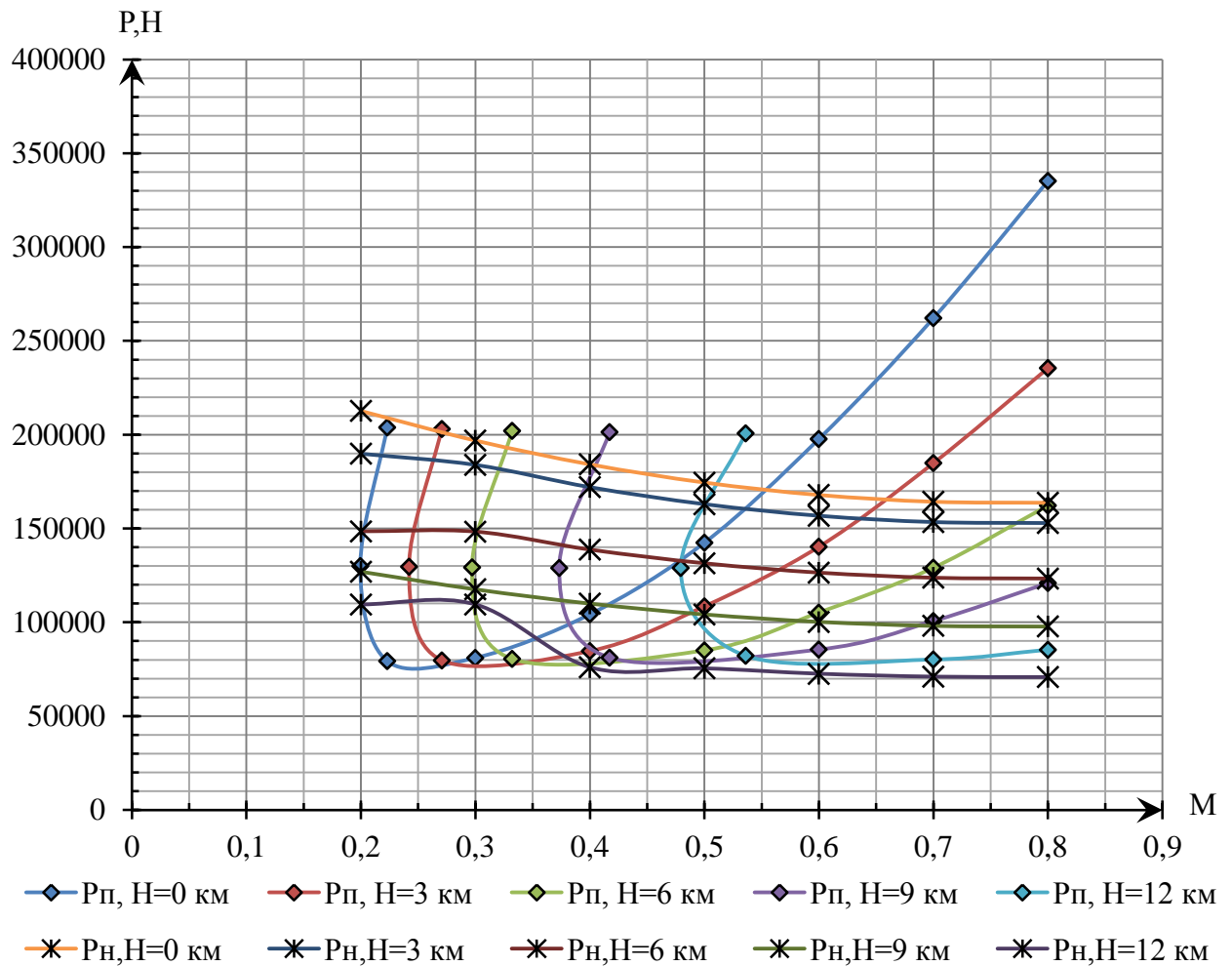


Рисунок 1.11 – Наявна і потрібна тяга в залежності від числа Маха

1.9.4 Побудова наближеної злітної і посадкової поляр

Під час розрахунку враховуємо наступні допущення:

1. випуск шасі впливає тільки на ріст коефіцієнта лобового опору $\Delta C_{\text{хаш}}$;
2. випуск механізації крила впливає на коефіцієнт підйомної сили $C_{\text{уа мех}}$ і на коефіцієнт лобового опору $\Delta C_{\text{хамех}}$;
3. залежність $C_{\text{уа}} = f(\alpha)$ під час випуску механізації крила, розглядається наближено до залежності висувного закрілка. Тобто, $C_{\text{уа}} = f(\alpha)$ зміщується вправо на $\Delta \alpha_0$, під час постійного $\alpha_{\text{кр}}$ з ростом $C_{\text{уа max}}$ і зменшенням α_0 ;
4. поляра $C_{\text{ха}} = f(C_{\text{уа}})$, під час випуску механізації крила, зміщується вправо на величину: $\Delta C_{\text{хам}} = \Delta C_{\text{хаш}} + \Delta C_{\text{хамех}}$ і до верху на $\Delta C_{\text{уам}} = \Delta C_{\text{уа max}}$.

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 1.13 та таблиці 1.14

Таблиця 1.13 – Умови для розрахунку й побудови поляр

Параметр	M	$\delta_{\text{зак}}, ^\circ$	$\frac{\Delta C_{\text{ха ш}}}{C_{\text{ха 0}}}$	$\frac{\Delta C_{\text{ха мех}}}{C_{\text{ха 0}}}$	$\Delta C_{\text{ya мех}}$
Поляра					
Злітна	0,2	30	0,6	0,5	0,25
Посадков		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:

$$\Delta C_{\text{ха ш/мех}} = C_{\text{ха 0}} \cdot \Delta C_{\text{ха i}},$$

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

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

зліт:

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

посадка:

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

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

$$\Delta C_{\text{ха м}} = \Delta C_{\text{ха ш}} + \Delta C_{\text{ха мех}}, \text{де } \Delta C_{\text{ха ш}} - \text{приріст}$$

$\Delta C_{\text{ха мех}}$ – 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:

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

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

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

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

$C_{ya}^{\alpha} = 4,524 \frac{1}{\text{рад}}$ - 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:

$$C_{xa\delta_3} = C_{xa0} + (\Delta C_{xa \text{ ш}} + \Delta C_{xa \text{ мех}}) + A \cdot (C_{ya} - \Delta C_{ya \max})^2,$$

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

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

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

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

C_{ya} – коефіцієнт підйомної сили;

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

зліт, $\delta_3=30^{\circ}$:

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

посадка, $\delta_3=45^{\circ}$:

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

Таблиця 1.14 – Умови для розрахунку й побудови поляр

Поляра Параметр	Злітна	Посадкова
M_s		0,199
A		0,04135
C_{xa0}		0,02072

C_{ya}^α , 1/рад	4,524	
$\Delta C_{ya \max}$	0,25	0,45
$\Delta C_{xa \text{ ш}}/C_{xa 0}$	0,6	
$\Delta C_{xa \text{ ш}}$	0,01243	
$\Delta C_{xa \text{ мех}}/C_{xa 0}$	0,5	1,4
$\Delta C_{xa \text{ мех}}$	0,0103	0,029
$\Delta C_{xa \text{ м}}$	0,0227	0,04144
$\Delta \alpha_0$, рад	0,055	0,099
$\Delta \alpha_0$, °	3,16	5,69
C_{ya}	0,25	0,45
$C_{xa \delta_3=30^\circ}$	0,0435	–
$C_{xa \delta_3=45^\circ}$	–	0,0621

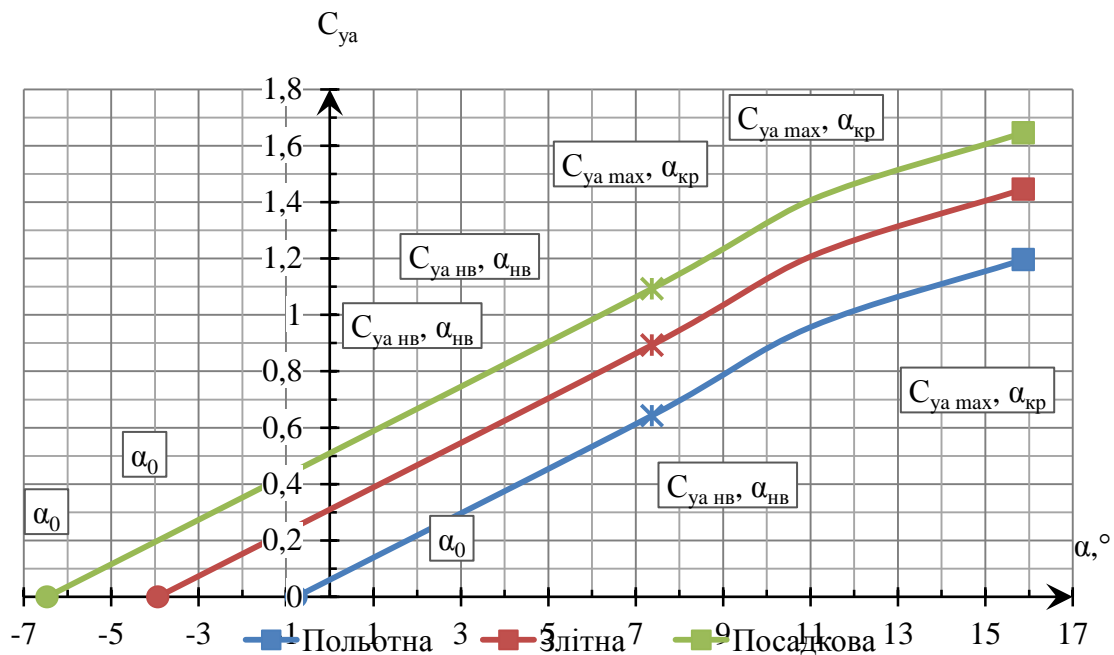


Рисунок 1.12 – Залежність коефіцієнта підйомної сили C_{ya} від кута атаки α , для польотної ($\delta_3=0^\circ$), злітної ($\delta_3=30^\circ$) та посадкової ($\delta_3=45^\circ$) конфігурацій ЛА

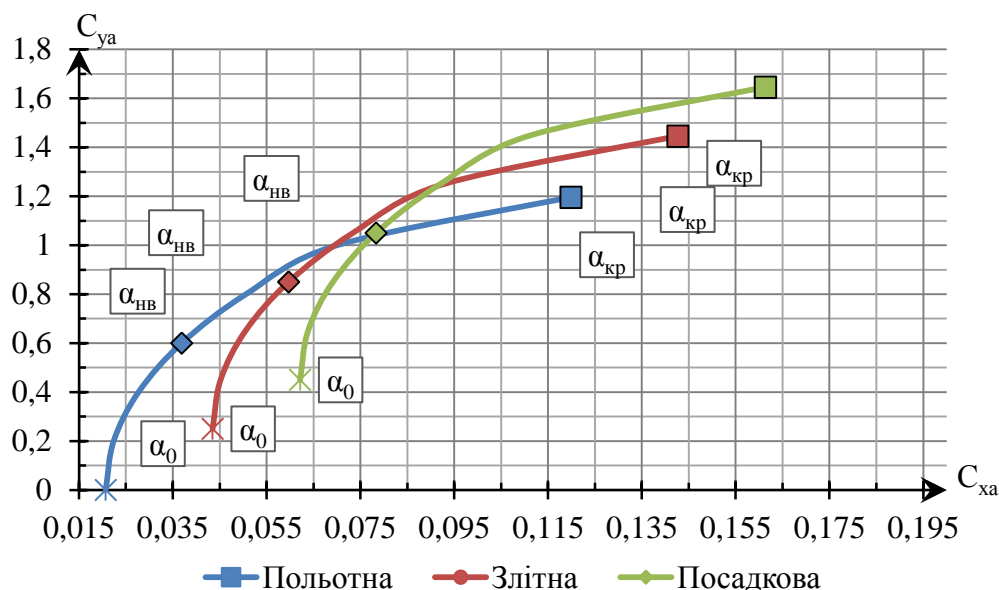


Рисунок 1.13 – Поляра ЛА при польотній ($\delta_3=0^\circ$), злітній ($\delta_3=30^\circ$) та посадковій ($\delta_3=45^\circ$) конфігурацій ЛА

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 Гідросистема літака

Як об'єкт для дослідження гідросистеми літака виберемо гідравлічну систему літака Іл-96, яка виконує одну з найважливіших функцій: забезпечення енергією ряду агрегатів літака.

2.1.1 Загальні відомості та основні характеристики гідросистеми

Гідравлічна система складається з чотирьох повністю незалежних систем. Як робоча рідина застосовується вибухопожежобезпечна рідина НГЖ-4 - синтетична рідина на основі фосфорорганічного ефіру із загусником – органічним полімером зі спеціальною присадкою.

Рідина агресивна до гумових прокладок та шлангів, виготовлених з гуми, стійкою до АМГ-10, і за кілька годин їх роз'їдає. Тому в гідросистемі можна використовувати лише агрегати з гумовими деталями, стійкими до НГЖ-4 (вони позначені білою точкою). Ці агрегати мають спеціальне маркування.

Рідина отруйна і вимагає при експлуатації вжиття запобіжних заходів. Отруйні як її пари, так і сама рідина. При попаданні рідини на шкіру треба негайно промити це місце теплою водою з милом, при попаданні в очі – промити їх теплою водою та звернутися до окулістів. Пролиту рідину треба засипати тирсою і прибрати совком у спеціальну ємність. Рідина, що потрапила на поверхню літака, треба видалити чистим ганчірком і облите місце промити теплою водою. Робити це треба швидко, оскільки НГЖ-4 дуже енергійно роз'їдає лакофарбові покриття.

Замінником НГЖ-4 може бути рідина «Скайдролл-500В». Ці рідини можна змішувати.

Основні характеристики гідросистеми представлені у таблиці 2.1

Таблиця 2.1- Характеристика гідросистеми

Характеристика	Перша, друга, третя, четверта гідросистеми
Робочий тиск, МПа (кгс/см ²)	20,6 (210). Допускаються закидання до 22,6 (230). Працездатність агрегатів
Робоча температура рідини 0С	зберігається при тиску не більше 18,6...22,6 (190...230).
Максимальний тиск, що обмежується запобіжними клапанами, МПа(кгс/см ²)	До 80
Початковий тиск азоту в гідроаккумуляторах при 20 С МПа (кгс/см ²)	23,5 (240)
Робочий тиск наддуву гідробаків,	9,8 (100)

кПа (кгс/см ²)	10,8...21,6 (1,1...2,2)
Кількість НГЖ-4 повна, л	
мін. рівень НГЖ-4 у гідробаку, л	По 90 у кожній системі, всього 360
Макс. рівень НГЖ-4 у гідробаку, л	2+/-1
Нормальний рівень НГЖ-4 у гідробаку, л	27+/-1
Продуктивність гідронасосу НП108 на номінальному режимі роботи двигуна, л/хв.	14+/-1
Продуктивність гідронасосу НП109 турбонасосної установки, л/хв.	Не менше 92
Продуктивність насосної станції третьої гідросистеми, л/хв.	4...70
Витрата повітря на турбонасосну установку, кг/с	Не менше 8
	0,4...0,5

2.1.2 Функціональне забезпечення джерелами тиску систем літака.

Льотному складу необхідно пам'ятати розподіл споживачів по гідросистем, щоб у разі відмови будь-якої гідросистеми знати, які агрегати зменшать свою швидкість роботи. Розподіл споживачів з гідросистем представлено в таблиці 2.2

Кожна з чотирьох незалежних систем гідравлічного впливу в системі управління покликана не тільки забезпечувати ту чи іншу функціональну систему літака, але і є резервною системою гідроживлення інших систем у разі відмови у роботі.

Льотному складу необхідно пам'ятати розподіл споживачів по гідросистем, щоб у разі відмови будь-якої гідросистеми знати, які агрегати зменшать свою швидкість роботи. Розподіл споживачів з гідросистем представлено в таблиці 2.2

Таблиця 2.2 - Розподіл споживачів гідросистеми.

Перша гідросистема	Друга гідросистема	Третя гідросистема	Четверта гідросистема
Випуск та прибирання закрилків та передкрилків Прибирання та випуск лівої опори	Гальма передніх коліс лівої та правої опор Стабілізатор, верхній лівий привід	Гальма всіх коліс середньої опори Випуск та Прибирання закрилків та передкрилків	Гальма задніх коліс лівої та правої опор — Прибирання та випуск правої опори

<p>Стабілізатор, лівий нижній привод РВ, зовнішні ліва та права секції РА72 курсу, крену Елерон лівий РН, нижня секція Гасники підйомної сили (ГПС), права секція №3, ліва секція №4 Гальмівні Щитки внутрішні Допоміжний привід РП69 — — Дотискання правої стійки на замок випущеного положення при аварійному випуску шасі</p>	<p>РВ, внутрішні ліві та праві секції РА72 курсу, крену Елерон лівий, елерон правий РН, верхня та нижня секція ДПС, ліва секція №2, права секція №2 — Допоміжний привід РП69 Поворот коліс передньої опори Склоочисник лівий</p>	<p>Прибирання та Випуск середньої та передньої опор Стабілізатор, верхній лівий привід РВ, ліва зовнішня, прав внутрішня секції РА72 курсу, крену Елерон лівий, елерон правий РН, верхня та нижня секція ДПС, ліва секція №1 права секція №1 Допоміжний привід РП69 Поворот коліс Передньої опори Склоочисник правий Відкриття та Закриття вхідних та вантажних дверей, двері кухні;</p>	<p>Стабілізатор, правий нижній привод РВ, ліва внутрішня, права зовнішня секції РА72 курсу, крену Елерон правий РН, верхня секція ДПС, права секція №4, ліва секція №3 Гальмівні Щитки зовнішні Допоміжний привід РП69 — — Дотиск лівої стійки на замок випущеного положення при аварійному випуску шасі</p>
--	--	--	--

2.1.3 Агрегати та джерела тиску гідросистеми

Мережі джерел тиску першої, другої, четвертої гідросистем однотипні, мережі третьої гідросистеми додатково встановлена насосна станція.

Джерелами тиску в кожній гідросистемі є:

Два плунжерні насоси НП-108 змінної продуктивності. Обидва насоси встановлені на двигуні, причому верхній числиться за №1. Продуктивність насоса змінюється залежно від тиску системи. До тиску 190 кгс/см² (18,6 МПа) вона максимальна. При більшому тиску продуктивність починає зменшуватися,

і при тиску 20,6 МПа (210 кгс/см²) насос переходить на максимальну продуктивність, що забезпечує лише мастило та охолодження насоса. Насос має електромагнітний клапан, який при включенні подає рідину до поршневої камери похилої шайби. Продуктивність знижується до мінімальної, тобто насос вимикається з роботи. Вимикачі насосів розміщуються на панелі гідросистеми під ковпачками. Вимикати насоси треба при розгерметизації гідросистеми. У нормальному польоті обидва насоси повинні бути постійно включені.

Турбонасосна установка ТНУ-86, що складається з плунжерного насоса НП-109 постійної продуктивності, обертається повітряною турбіною. Турбіна живиться стисненим повітрям, що надходить з лінії кільцювання системи кондиціонування і відбирається або від ЗСУ, або від будь-якого двигуна. Турбонасосна установка встановлена на двигуні та дозволяє жити гідросистему в польоті при відмові двигуна та перевіряти роботу споживачів системи на землі при непрацюючих двигунах. У польоті ТНУ включається при відмові двигуна, не пов'язаних з пожежею в гондолі або з відмовою системи кондиціонування перед заходом на посадку.

Насосна станція НС-55А-3, наявна в третій гідросистемі, з електроприводом, забезпечує на землі роботу гідроприводів, вхідних та вантажних дверей, дверей кухні та гальмування коліс середньої опори. Насосна станція встановлена у пілоні третього двигуна. У лінії нагнітання насосної станції встановлено фільтр, гідроакумулятор із датчиком манометра, запобіжний клапан та зворотний клапан. Через другий зворотний клапан лінія нагнітання третьої гідросистеми може подати рідину до лінії нагнітання насосної станції. Зворотний рух рідини виключається.

Увімкнення насосної станції може здійснюватися перемикачем на пульті гідросистеми. У положення "ВКЛ" перемикач встановлюється натисканням. У положення «УПР» забезпечується включення насосної станції перемикачами керування дверима. При включенні насосної станції будь-яким із перемикачів на пульті гідравліки спалахує зелене світлосигнальне табло «НС ВКЛЮЧЕНА», а на щитках керування дверима – такі ж жовті світлосигнальні табло.

У системі підведення рідини до гідронасосів та подачі рідини під тиском у мережу споживачів встановлені (рисунок 2.1):

Гідробак місткістю 40 л. Гідробаки взаємозамінні. Кріпляться у пілонах двигунів. У середині нижньої горловини гідробака міститься відсік негативних навантажень. Збоку баку встановлено датчик рівнеміру ДПС1-7НГЖ із комплекту УГП-8. У нижній частині бака є кран зливу 607700Т-НГЖ;

Сепаратор. Знаходиться в лінії зливу і служить для відділення піни від рідини, що повертається з системи, і напрямки цієї рідини до насосів, мінаючи гідробак. Сепаратори встановлені в пілонах поруч із гідробаками;

Фільтр лінії слива 8Д2.966.511-15 з тонкістю очищення 5 мкм. Захищає насоси і гідробак від забруднень, що утворюються в гідроагрегатах при їх роботі внаслідок зносу пар, що труться. Фільтр має перепускний клапан на 0,88 МПа (9 кгс/см²), сигналізатор перепаду тиску на 0,49 МПа (5 кгс/см²), що подає сигнал на жовте світлосигнальне табло «ФІЛЬТР ЗАБРУДНЕН» на пульті гідросистеми та відсічний клапан. Фільтри першого та четвертого двигунів (третьої та другої гідросистем відповідно) – у залонжеронній частині правої та лівої консолей у нервюри № 14; фільтр лінії нагнітання 8Д2.966.505.-15 з тонкістю очищення 16 мкм. Так само має перепускний та відсічний клапани та сигналізатор перепаду. Встановлено на двигуні ліворуч у передній частині.

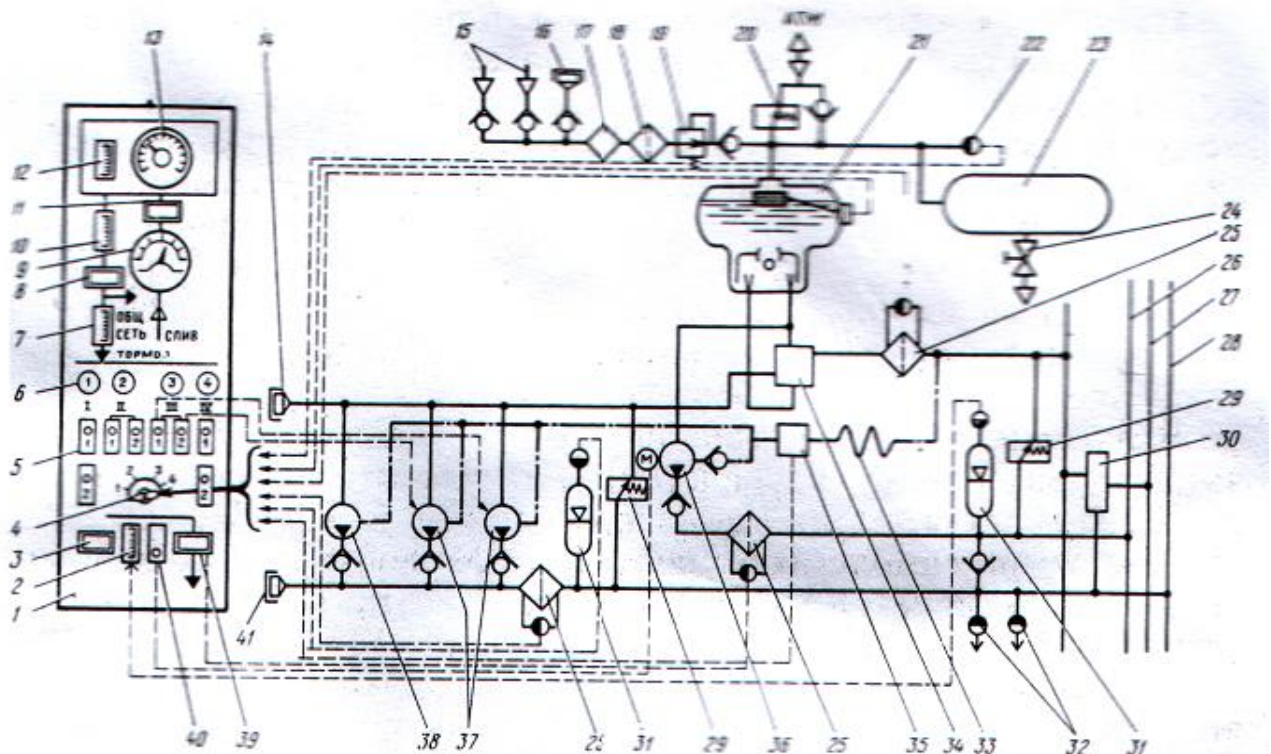


Рисунок 2.1. Схема мережі джерел тиску та панель гідросистеми.

1-панель гідравліки; 2 – датчик манометра тиску в гідроаккумуляторі СР; 3 – табло «датчик манометра тиску в гідроаккумуляторі НС; 3 – табло «НС ВКЛ»; 4 – галетний перемикач; 5 – вимикачі насосів; 6 - мнемосигналізатор відмови гідросистем; 7 – показник манометра тиску в гідроаккумуляторі гальм; 8 – табло «ЗАСКОРЕНИЙ» фільтра лінії зливу; 9 – датчик температури рідини; 10 – датчик манометра тиску у гідроаккумуляторі мережі; 11- табло «ЗАСТРІЧЕНИЙ» фільтра лінії зливу; 12 - датчик манометра тиску наддуву; 13 - датчик рівнеміру; 14 - бортовий клапан всмоктування; 15 - штуцера наддуву від ВКВ; 16 - бортовий штуцер наддуву; 17 – відстійник; 18 – повітряний фільтр; 19 – регулятор тиску; 20 – запобіжний клапан; 21 – гідробак; 22 - сигналізатор тиску; 23 – дренажний бак; 24 - клапан стравлювання; 25 – фільтр із сигналізатором перепаду; 26 – лінія нагнітання насосної станції; 27 - загальна лінія нагнітання; 28 – лінія нагнітання системи керування літаком; 29 –

запобіжний клапан; 30 - підпірний клапан; 31 – гідроаккумулятор із датчиком тиску; 32 - МСТ-150; 33 - підпірний клапан; 34 – сепаратор; 35 – корпус із датчиком температури; 36 – насосна станція; 37 – насоси НП-108» 38 – насос НП-109 ТНУ; 39 – табло «ФІЛЬТР ЗАБРУДНЕН» СР; 40 – перемикач керування насосною станцією; 41 – бортовий клапан нагнітання. 36 – насосна станція; 37 – насоси НП-108» 38 – насос НП-109 ТНУ; 39 – табло «ФІЛЬТР ЗАБРУДНЕН» СР; 40 – перемикач керування насосною станцією; 41 – бортовий клапан нагнітання. 36 – насосна станція; 37 – насоси НП-108» 38 – насос НП-109 ТНУ; 39 – табло «ФІЛЬТР ЗАБРУДНЕН» СР; 40 – перемикач керування насосною станцією; 41 – бортовий клапан нагнітання.

У кожній лінії нагнітання встановлено один гідроаккумулятор. Вони підтримують тиск у системі, згладжують пульсації та допомагають насосам. Крім того, у другій, третій і четвертій гідросистемах встановлено ще один гідроаккумулятор гальм, відокремлених від ліній нагнітання зворотними клапанами, а в третій гідросистемі ще один гідроаккумулятор насосної станції. Всі вісім гідроаккумуляторів однакові по конструкції і являють собою циліндр з поміщеним усередині плаваючим поршнем. Схема гідроаккумулятора представлена на Рисунку 2.2

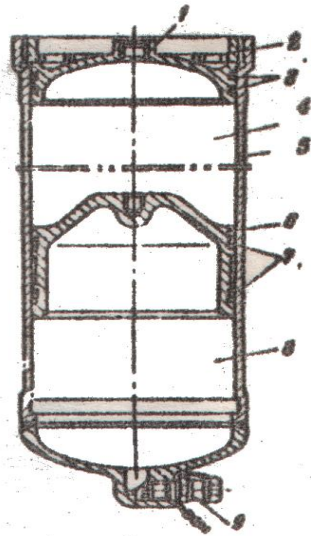


Рисунок 2.2 Гідроаккумулятор:

1 – кришка; 2 – гайка; 3,7 – ущільнення; 4 – гідравлічна порожнина; 5 – корпус; 6 – поршень; 8 – газова порожнина; 9 – клапан

Максимальний об'єм газової камери – 2,6 літра. Манометричний датчик з'єднується із газовою порожниною гідроаккумулятора. Розмір тиску в гідроаккумуляторі залежить від температури. При 20 0С вона повинна становити 9,8 МПа (100 кгс/см²). Зміна температури на 10 0С призводить до зміни тиску на 4%.

Гідроаккумулятори встановлені:

- ліній нагнітання гідросистем - на двигунах попереду ліворуч;
- зліва; гальм у відсіках шасі;
- насосної станції – у відсіку правої опори;

-запобіжний клапан ГА186М-4. При підвищенні тиску до 23,5 МПа (240 кгс/см²) відкривається та повідомляє лінію нагнітання з лінією всмоктування. Запобіжні клапани встановлені на двигунах, а насосної станції – у відсіку правої опори;

Підпірний клапан РД20Д-3. У кожній гідросистемі, крім другої, лінія нагнітання системи керування літаком відокремлена від загальної лінії нагнітання підпірним клапаном, який при зниженні тиску в загальній лінії нагнітання до 14,7 МПа (150кгс/см²) відключає від насосів загальну лінію нагнітання, щоб забезпечити гідроживленням агрегати системи управління;

Малогабаритні теплостійкі сигналізатори тиску МСТ – 150 – по дві кожної системи. Один сигналізатор призначений для сигналізації падіння тиску в гідросистемі, другий - для включення насоса, якщо він був вимкнений перемикачем на пульті гідросистеми, на 11 с на допомогу другому насосу.

Підпірні клапани та сигналізатори встановлені:

у першій гідросистемі – у відсіку лівої опори разом із МТС-150 другої гідросистеми;

у третій гідросистемі – у відсіку середньої опори;

у четвертій гідросистемі – у відсіку правої опори.

Для підключення наземної установки у кожній гідросистемі встановлені бортові клапани нагнітання та всмоктування. Вони розташовуються зліва на двигуні. Біля штуцера всмоктування знаходиться штуцер наддуву гідробака.

Для кожного гідробака є своя система наддуву, яка створює над рідиною надлишковий тиск, що забезпечує нормальну роботу насосів. Наддув здійснюється повітрям, що відбирається від компресора двигуна або якщо двигун не працює, а включена турбонасосна установка, - від лінії подачі повітря до турбонасосної установки. Через регулятор тиску 3206А повітря надходить у гідробак. Тиск наддуву вимірюється датчиком, показчик тиску встановлено на панелі гідросистеми. У системі наддуву є відстійник, фільтр, запобіжний клапан та дренажний бак ємністю 48 л (Рисунок 2.3).

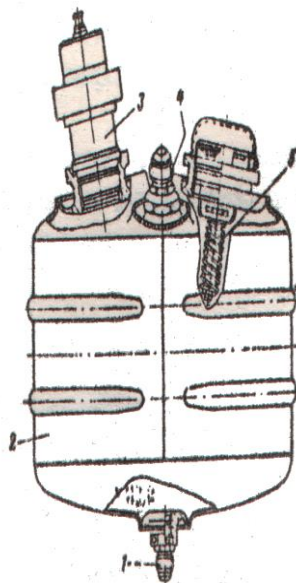


Рисунок 2.3 Дренажний бак:

1,4 – штуцера; 2 – бак; 3 – регулятор тиску; 5 – запобіжний клапан.

Агрегати наддуву знаходяться в пілоні поруч із гідробаком, а дренажні баки – за заднім лонжероном крила в районі перелому задньої кромки. На дренажному баку знизу є клапан, що стравлює, відкривається вручну натисканням кнопки. Повітря стравлюється разом з парами і бризками НГЖ-4, тому при стравлюванні треба бути обережними, берегти очі і руку

2.2 Експлуатація гідросистеми

2.2.1 Контроль параметрів

У мережі джерел тиску в кожній гідросистемі контролюється тиск рідини та тиск наддуву, температура рідини в гідрообаках та засмічення фільтрів.

Ці параметри є спільними для всіх чотирьох гідросистем і повинні відповідати межам:

1. Рівень НГЖ-4 у гідробаку не менше 1-3 л.
2. Рівень НГЖ-4 в гідробаку трохи більше 26-28 л.
3. Температура рідини не вищою 100 0С.
4. Тиск рідини щонайменше 150 кгс/см².

При виході за межі цих параметрів світиться лампочка сигналізації. Лампочка також вмикається при засміченні фільтра лінії нагнітання і фільтра лінії зливу.

При одночасному відмові двох або трьох гідросистем звучатиме мовна інформація (PI) «ВІДМОВА ДВОХ (ТРЬОХ) ГІДРОСИСТЕМ» і працюватиме вся решта сигналізації.

Якщо спалахнув лише один із елементів світлосигналізації, треба перевірити тиск у гідросистемі, рівень рідини, температуру. Якщо всі параметри в нормі, це відмова сигналізації. [11]

Дозаправку треба виконувати, якщо кількість рідини у гідробаку менше 13 л. Промитий бензином Б-70 та заповнений чистотою НГЖ-4 шланг нагнітання УПГ приєднується до бортового клапана нагнітання на двигуні зліва біля гідроакумулятора. Галетний перемикач на панелі гідравліки встановлюється номер цієї гідросистеми. Вмикається УПГ на режим мінімальної продуктивності. При невеликій заправці УПГ включається імпульсами. Момент вимикання УПГ вибирається з таким розрахунком, щоб після розрядки гідроакумуляторів у гідробаку було 13...15 л. Зайва рідина зливається через штуцер всмоктування закритим способом. Потім, якщо тиск наддуву в гідробаку менше 108 кПа (1,1 кгс/см²), до бортового штуцера наддуву приєднується аеродромне джерело тиску повітря або азоту, і тиск доводиться до норми.

Рівень масла в картері турбонасосної установки повинен сягати верхньої ризику щупа. За потреби старе масло зливається через пробку знизу збоку корпусу, а через отвір для щупа заливається свіжа олія 36/1 КуА в кількості 375 мл. (Резервні масла ПІМ-10 і ВНІНП-50-1-4ф).

Всі ці олії отруйні.

2.2.2 Перевірка внутрішньої герметичності гідросистеми

Перевірка внутрішньої герметичності[17]. Час падіння тиску з 20,6 до 9,8 МПа (з 210 до 100 кгс/см²) у гідроакумуляторах повинен становити не менше ніж 10 с.

У гідроакумуляторі насосної станції тиск з 20,6 МПа (210 кгс/см²) повинен знизитись не більше ніж на 4,9 МПа (50 кгс/см²) за 30 хв.

У гідроакумуляторах гальм при включеному гальмі стоянки за 2 год тиск повинен знижуватися не більше ніж на 0,98 МПа (10 кгс/см²), а при включеному гальмі стоянки за 1 год - не більше ніж на 6,9 МПа (70 кгс/см²). У гідроакумуляторах гальм і в самих гальмах через 48 годин тиск не повинен бути меншим за 9,8 МПа (100 кгс/см²).

У системі наддуву через 24 години тиск зі 118 кПа (1,2 кгс/см²) повинен знизитися не більше ніж до 98 кПа (1,2 кгс/см²).

2.2.3 Можливі відмови гідросистеми мережі джерел тиску та агрегатів гідросистеми

Гідросистема літака працює досить надійно. Несправність гідросистеми та відмови агрегатів становлять 3,1 % загальної кількості відмов.

Найбільш ймовірними відмовами можуть бути:

1. Загоряння фільтра зливу або нагнітання.
2. Вихід одного з параметрів гідросистеми за допустимі межі.

Агрегати та деталі механічної частини гідросистеми в процесі експлуатації сприймають різні навантаження: високі внутрішні тиски та вібрації, що створює можливість виникнення резонансних коливань, монтажні та температурні напруги. Внаслідок дії цих навантажень на агрегати та трубопроводи можуть виникати місцеві роздуття та тріщини, потертості.

Поперечні тріщини трубопроводів, як правило, викликаються змінними навантаженнями і найчастіше з'являються в наступних місцях: по межі переходу циліндричної частини трубопроводу в конічну розвальцьовану частину, на конічній розвальцьованій частині, в місцях кріплення трубопроводів колодками відборувальними.

Поздовжні тріщини трубопроводів, як правило, утворюються на згинах. Основними причинами їх виникнення є значні пульсації тиску, металургійні та виробничі дефекти – заходи сонця, волосовини.

Місцеві роздуття трубопроводів про подальше руйнування стінок відбувається з причин недостатньої міцності матеріалу.

Втрата герметичності ніпельних з'єднаннях, як правило, є наслідком дефектів у розвальцьованій частині трубопроводів – (поздовжніх тріщин і рисок), ослаблення затяжки колодок відборувань або руйнування демпфуючих прокладок в них.

Пошкодження гідробаків проявляються в основному у вигляді тріщин, які відбуваються через пульсацію рідини при зливі її з магістралі в бак.

2.3 Основні роботи з технічного обслуговування гідросистеми

При технічному обслуговуванні гідросистеми передбачено виконання наступних основних робіт[19]:

1. Перевірка чистоти масла НГЖ-4 за ваговим або гранулометричним методом та перевірка в'язкості масла.
2. Перевірка герметичності системи наддуву гідробака.
3. Злив відстою з вологовідстійників гідросистеми.
4. Злив рідини із дренажних баків гідросистем.
5. Огляд та промивання фільтроелементів фільтрів та сіток дроселів постійної витрати.
6. Перевірка внутрішньої герметичності гідросистеми.
7. Перевірка роботи насосних станцій П і Ш гідросистем та роботи крана ГА-165 підключення П гідросистеми на 1.
8. Перевірка дії сигналізаторів падіння тиску у гідросистемах.
9. Перевірка сигналізаторів падіння тиску у гідросистемах.
10. Огляд трубопроводів, агрегатів та їх з'єднань у крилі, фюзеляжі, хвостовому оперенні та на панелях на предмет виявлення підтікань рідини та потертостей.

Висновок

Умовами льотної експлуатації та технічного обслуговування необхідно приділяти велику увагу, щоб попередити відмови в роботі гідросистеми та її агрегатів.

Щоб не допустити збоїв в роботі гідравлічної системи та її агрегатів, необхідно приділяти велику увагу забезпеченню чистоти масла.

Забруднення масла різними речовинами знижує надійність і термін служби елементів системи. Залежно від ступеня чистоти рідини термін служби системи може бути збільшений або скорочений в кілька разів.

Також необхідно більш детально стежити за контролем чистоти і цілісності фільтрів під час роботи.

У процесі фільтрації фільтруючий елемент забивається. Це знижує пропускну здатність за рахунок забруднення пористих каналів, погіршує герметичність, утворює деформацію (руйнування). Тому гідросистемі необхідно виконувати періодичний контроль чистоти і герметичності фільтруючих елементів.

3 ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТУ

3.1 Фактори, що впливають на безпеку польотів

Безпека польотів є комплексною характеристикою повітряного транспорту та авіаційних робіт, яка визначає здатність виконувати польоти без загрози для життя людей.

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

На безпеку польотів впливає велика кількість факторів, від яких залежить якість функціонування АТС. Технічна і організаційна складність АТС, велика чисельність авіаційного персоналу служб, які беруть участь в організації, підготовці, виконання та забезпечення польотів, а також експлуатація ВС в широкому діапазоні погодних та кліматичних умов породжують значну кількість складових, які впливають на кінцевий результат польоту. З огляду на складність і розгалуженість АТС, перерахувати всі фактори практично неможливо. Ступінь їх деталізації визначається конкретизацією умов функціонування системи і характером їх впливу на виникнення потенційної небезпеки для польотів.

Фактори які проявляються в авіаційних подіях та інцидентах: рівень кваліфікації командно- керуючого складу, служби УВС, екіпажу і інженерно-авіаційної служби; стан матеріально-технічного забезпечення служб (метеорологічної, аеродромної, організації перевезень, паливно-мастильних матеріалів); правильність рішень; дотримання технологи виробництва; якість технічного обслуговування. Сюди відносяться також відмови елементів функціональних систем і умови, пов'язані з діяльністю людини, недоліками техніки і впливом зовнішнього середовища.

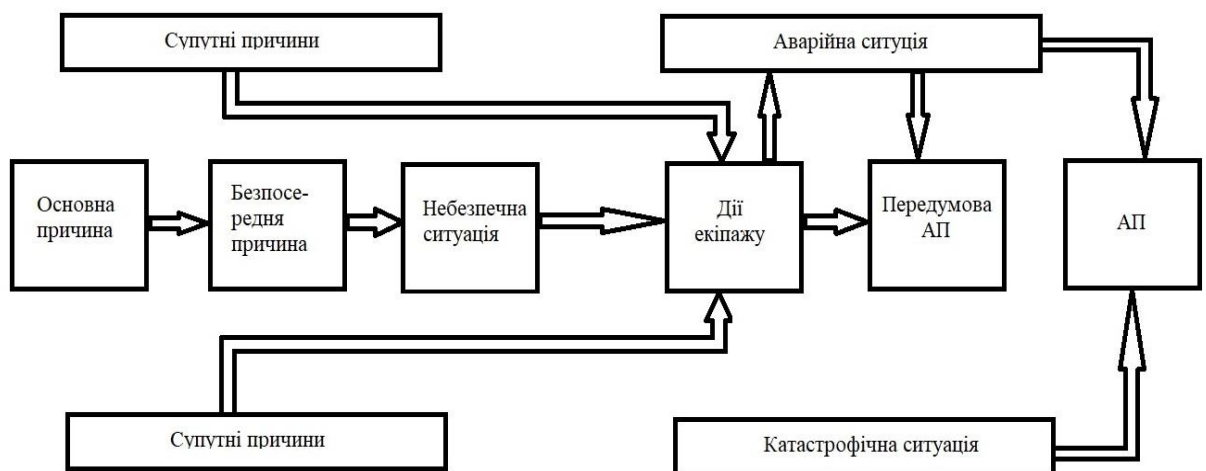


Рисунок 3.1 - Причини авіаційних пригод

3.2 Структура авіаційної транспортної системи

Структура авіаційної транспортної системи- це сукупність спільно діючих повітряних суден, до комплексу наземних засобів з підготовки та забезпечення польотів, особового складу, зайнятого експлуатацією та ремонтом ПС і наземних засобів, а також системи управління процесом експлуатації. Для АТС характерні особливості технічних систем: єдина мета

(ефективність і безпечність польотів); керованість системи, яка має ієрархічну структуру; взаємозв'язок підсистем які складаються з великої кількості взаємопливучих елементів; наявність різноманітних джерел інформації; риси самоорганізації. Особливе місце в АТС займає система безпеки польотів. Комплексне розгляд питань безпеки польотів на основі вивчення властивостей авіаційної транспортної системи зумовило необхідність використання методів дослідження надійності складних технічних систем, а також надійності людини як оператора в людино-машинової системі. З точки зору забезпечення безпеки польотів, АТС - це сукупність підсистем, які взаємодіють у процесах підготовки і виконання польотів. Кожна підсистема має ознаки складних систем і в процесі аналізу може розглядатися як самостійна система, до складу якої входять: авіаційна техніка, авіаційний персонал та нормативно-технічна документація [1].

Система технічної експлуатації повітряних судів за своєю суттю є планово-попереджувальною і будується на основі таких принципів, як дотримання плановості під час проведення форм технічного обслуговування, своє-тимчасове запобігання відмовам функціональних систем і їх найбільш важливих елементів і забезпечення економічної ефективності технічної експлуатації. Технічне обслуговування - це комплекс операцій по підтримці і відновленню працездатності елементів функціональних систем, забезпечення справності ПС і готовності його до польотів. Весь комплекс операцій з технічного обслуговування можна розділити на дві групи: планові профілактичні роботи і роботи по виявленню та усуненню наявних відмов і пошкоджень. Мета системи технічної експлуатації - управління технічним станом виробів під час їх терміну служби або ресурсу. Система технічної експлуатації забезпечує: безпеку і регулярність польотів ПС; надійність, справність і своєчасне підготування ВС до польотів; збереження льотно-технічних характеристик відповідно до вимог норм льотної придатності; ефективне використання ВС [7].

3.3 Основні засоби управління безпекою при технічному обслуговуванні

Ефективне функціонування при технічному обслуговуванні базується на концепції прийняття рішень з урахуванням оцінки ризику, яка вже довгий час являє невід'ємну частину діяльності з технічного обслуговування. Наприклад, в основі циклів технічного обслуговування лежить розрахунок ймовірності того, що системи і агрегати будуть безвідмовно працювати протягом конкретного циклу. Агрегати часто замінюються в зв'язку з виробленням ними "терміну служби" навіть в тому випадку, якщо вони можуть ще функціонувати. Знання та досвід дозволяють зменшити ризик непередбачених відмов до прийнятних рівнів [2].

У число основних засобів, що забезпечують функціонування СУБП при технічному обслуговуванні, входять:

1. чітко сформовані і дотримуються стандартні експлуатаційні правила (СЕП);
2. розподіл ресурсів з урахуванням оцінки ризику;
3. системи подання даних про небезпечні фактори та інциденти;
4. програми аналізу польотних даних;
5. відстеження тенденцій і аналіз станів безпеки (включаючи аналіз витрат і вигод);
6. компетентне розслідування пов'язаних з технічним обслуговуванням інцидентів;
7. навчання з питань управління безпекою;
8. система зв'язку і зворотного зв'язку (включаючи обмін інформацією та популяризацію питань безпеки).

3.4 Боротьба з недотриманням процедур при технічному обслуговуванні

Система технічного обслуговування охоплює не тільки працю в цехах фахівців з технічного обслуговування, але також і всіх інших технічних фахівців, інженерів, планувальників, керівників, складських працівників та інших осіб, які є частиною процесу технічного обслуговування. У такій широкій системі відхилення від процедур і помилки при технічному обслуговуванні неминучі і повсюдні[4].

Авіаподії і інциденти з технічних причин частіше бувають пов'язані з діями людини, а не з відмовою техніки. Часто причиною є недотримання встановлених процедур і режимів. Навіть відмови техніки можуть бути результатом помилок, коли непомічені (або неповідомлені) дрібні дефекти з часом викликають відмову.

Помилкам при технічному обслуговуванні часто сприяють чинники, що знаходяться за межами контролю інженера з технічного обслуговування, наприклад:

1. вимагається для виробництва роботи інформація;
2. потрібні інструменти та обладнання;
3. конструктивні обмеження повітряного судна;
4. вимоги роботи або завдання;
5. вимоги до технічних знань або навичок;
6. фактори, що впливають на працездатність окремого працівника (т. е. чинники SHELL);
7. фактори навколишнього середовища або робочого місця;

8. організаційні чинники, наприклад, обстановка в організації;
9. керівництво і нагляд.

Безпечно функціонують в організаціях з технічного обслуговування, стимулюється свідоме подання інформації про помилки, які допущені при технічному обслуговуванні, особливо про ті помилки, які ставлять під загрозу льотну придатність, що дозволяє вживати ефективних заходів. Для цього потрібно створити атмосферу, в якій персонал не буде боятися інформувати свого начальника про виявлені помилки.

Розробляються нові системи боротьби з недотриманням процедур (і з помилками) при технічному обслуговуванні повітряних суден. Зазвичай ці структури є складовими частинами загальної СУБП при технічному обслуговуванні, і їм притаманні такі характеристики:

10. заохочення вільного подання інформації про випадки, які не підпадають під категорію інцидентів, до яких застосовуються вимоги щодо обов'язкового подання даних;

11. проведення підготовки персоналу з питань, пов'язаних з призначенням та порядком використання СУБП при технічному обслуговуванні, включаючи чітке визначення дисциплінарної політики організації (наприклад, "Дисциплінарне стягнення повинно бути накладено тільки в разі прояву грубої необережності або свідомого недотримання встановлених процедур");

12. компетентне розслідування допущених помилок в контексті забезпечення безпеки;

13. вжито належних дій по виявленим недолікам в сфері забезпечення безпеки;

14. доведення інформації до персоналу;

надання даних, які можуть використовуватися для аналізу тенденцій.

3.5 Основні вимоги правил АП 25 щодо конструкції гідравлічної системи повітряного судна

Кожен елемент гідравлічної системи повинен бути спроектований так, щоб витримувати навантаження від експлуатаційного робочого тиску в комбінації з максимальними експлуатаційними навантаженнями на конструкцію; зазначені навантаження повинні сприйматися без деформації, перешкоджає функціонуванню елемента.

Кожен елемент гідравлічної системи повинен витримувати без руйнування навантаження від експлуатаційного робочого тиску, помноженого на коефіцієнт 1,5, у комбінації з граничними навантаженнями на конструкцію, одночасний вплив яких помірно ймовірно. Розрахунковий

робочий тиск – максимальний тиск при нормальній роботі, виключаючи перехідні процеси.

3.6 Вимоги правил АП 25 щодо випробування гідравлічної системи

Зібрана гідравлічна система повинна бути випробувана статичним тиском для підтвердження її здатності витримувати тиск, в 1,5 рази перевищує розрахункове робочий тиск, без деформації будь-якій частині системи, яка могла б перешкодити виконання системою своїх функцій. Зазор між елементами конструкції і елементами гідравлічної системи повинен бути достатнім, і не повинно бути шкідливою залишкової деформації. Для проведення цих випробувань запобіжний клапан може бути відключений, щоб створити необхідний тиск [8].

Відповідність гідравлічних систем вимогам 25.1309 повинно бути показано випробуваннями на функціонування, на ресурс, а також аналізом. Всі гідравлічні системи або їх підсистеми повинні бути випробувані на літаку або на стендах для визначення відповідності необхідним характеристикам і для зіставлення з іншими системами літака. Випробування на функціонування повинні включати в себе імітацію умов відмови гідравлічної системи. Випробування на ресурс повинні імітувати повторювані польотні цикли, які можуть бути в експлуатації. Елементи системи, відмовили у випробуваннях, повинні бути доопрацьовані для виключення конструктивного нестачі і, якщо необхідно, випробувані знову в достатньому обсязі. Імітація умов роботи і зовнішніх навантажень для елементів і відповідних ділянок гідравлічної системи повинна бути достатньою для оцінки впливу зовнішніх чинників. При оцінці відповідності вимогам 25.1309 необхідно враховувати:

- статичні та динамічні навантаження, що діють у польоті і на землі, навантаження від робочого тіла, від пілота, інерційні та температурні навантаження та їх комбінації;

- переміщення елементів системи, вібрацію, тиск робочого тіла при перехідних процесах і втома;

- абразивне зношування, корозії та ерозії;

- сумісність рідин і матеріалів;

Висновок

Експлуатаційна технологічність - найважливіший 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 будь-яким виявленим на повітряному судні дефектам будь-якого оператора оперативно повідомляти всім зацікавленим

організаціям авіаційної галузі. При такій системі управління якістю старіючі літаки не будуть викликати більш низький рівень безпеки польоті.

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 ($C_{\text{пл}}$), що припадають на 1 годину польоту (льотну годину), складаються з прямих і непрямих (аеропортових) витрат:

$$C_{\text{пл}} = A + B,$$

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

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

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

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

де $m_{\text{ГР}} = 36000$ кг, - максимальне комерційне навантаження літака;

$V_P = 799,04$ км / год - рейсова швидкість літака;

$K_3 = 0,6$ - 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 . р ейсів швидкість розраховуємо за формулою:

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

де $V_{\text{КР}} = 870$ км / год - крейсерська швидкість літака;

$L = 9800$ км - безпосадочна дальність польоту;

$t = 0,355$ - 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 втрат залежить від висоти польоту літака.

$$V_P = \frac{9800 \cdot 870}{9800 + 870 + 0,355} = 799,04 \text{ км / год}$$

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 розрахунку 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. .:

$$C_C = 102000000 \text{ дол.}$$

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

$$K_{pc} = 0,11 + (3 \cdot 10^4 / C_C) = 0,11 + 30000/102000000 = 0,11029$$

для далекомагістральних літаків в середньому:

$$T_C = 30000 \text{ ч};$$

$$t_C = 5000 \text{ ч};$$

$$A_1 = 0,01 \cdot 1,065 \cdot 102000000 \cdot \frac{1 + 0,11039 \cdot \left(\frac{30000}{5000} - 1\right)}{30000} = 221,25 \text{ дол/год}$$

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

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

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

$n_{дв} = 4$ - кількість двигунів, встановлених на літаку;

$C_{ДВ}$ - ціна одного двигуна, дол. .:

$$C_{ДВ} = 1350000 \text{ дол.}$$

$$T_{ДВ} = 6000 \text{ ч};$$

$$t_{ДВ} = 3000 \text{ ч};$$

$$K_{РДВ} = 0,3492;$$

$$A_2 = 0.01 \cdot 1.07 \cdot 4 \cdot 1350000 \frac{1 + 0.3492 \cdot \left(\frac{6000}{3000} - 1\right)}{6000} = 12,992 \text{ дол. / год.}$$

Витрати на поточний ремонт і технічне обслуговування планера (A_3) і двигунів (A_4) дол. / Ч, 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;

$m_{ПС} = 88000$ кг;

$$A_3 = 0.024 \cdot 0.5 \cdot 1 \cdot (0.39 - 0.121 \cdot 10^{-5} \cdot 88000) \cdot 88000 = 299,39 \text{ дол./ год.}$$

$$A_4 = \frac{0.024 \cdot 16 \cdot K_2 \cdot K_5 \cdot \sqrt{R_{max}}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot T_{ДВ}}$$

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

$K_5 = 1$;

$R_{max} = N_{Emax} = 16000$ кВт;

$K_5 = 1$;

$$A_4 = \frac{0.024 \cdot 16 \cdot 1.07 \cdot 1 \cdot \sqrt{16000}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot 6000} = 34,2 \text{ дол./год.}$$

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

$$A_5 = 0,015 \cdot (3 \cdot 16,5 + 8 \cdot 6) = 1,462 \text{ долл./ч.}$$

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

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

$\overline{m}_T = 0,43$ - відносна маса палива;

$m_0 = 263863$ кг - злітна маса літака;

$t_{\Sigma} = 13,5$ год - сумарний час польоту;

$Ц_T = 0,9$ дол. / кг - ціна палива;

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

$$A_6 = \frac{0.43 \cdot 263863}{13,5 \cdot 4} = 1886,131 \text{ дол / год}$$

Інші витрати складають для літака:

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

$$A_7 = 0,07 \cdot (221,25 + 12,992 + 299,39 + 34,2 + 1,462 + 1886,131) = 171,879 \text{ дол/год.}$$

$A_{\Sigma} = 221,25 + 12,992 + 299,39 + 34,2 + 1,462 + 1886,131 + 171,879 = 2627,304$ дол /год.

4.2 Непрямі витрати

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

Отже, для даного літака непрямі витрати складуть:

$$B = 0,4 \cdot A_{\Sigma} = 0,4 \cdot 2627,304 = 1050,921 \text{ дол / год}$$

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

$$C_{\text{цп}} = A + B,$$

$$C_{\text{цп}} = 2627,304 + 1050,921 = 3678,225 \text{ дол/год}$$

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

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

$$C_{\text{ТКМ}} = \frac{3678,225}{36000 \cdot 0,6 \cdot 799,04} = 2,13 \cdot 10^{-4} \text{ дол/ТКМ}$$

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

$$C_B = \frac{m_{\text{гр}} \cdot V \cdot \tau \cdot C_{\text{ТКМ}}}{n_{\text{ПАС}} \cdot K_3} = \frac{36000 \cdot 799,04 \cdot 4,04 \cdot 2,13 \cdot 10^{-4}}{300 \cdot 0,6} = 137,51 \text{ (дол.)}$$

Таким чином, літак окупається при перевезенні вантажу на відстань 9800км:

$$C_B \cdot n_{\text{ПАС}} \cdot K_3 = 137,51 \cdot 300 \cdot 0,6 = 24751,8 \text{ (дол.)}$$

Висновок

В даному розділі був проведений розрахунок витрат на експлуатацію літака і двигуна і собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр складає 0.000213 дол / тк. Прямі витрати припадають на одну годину польоту рівні 2627,304 дол. / год. Непрямі витрати на одну годину польоту становлять 1050,921 дол. / год. Ціна квитка на рейс з відстанню 9800 км становить 137,51. Таким чином, літак окупається при перевезенні вантажу на дану відстань у 24751,8дол.

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. Бабак, 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. Смирнов Н.Н. Технічна експлуатація літальних апаратів. М.: МГТУ ГА, 1994.
12. Яковлев Ю.А. Літак Іл-96. Конструкція і льотна експлуатація. Учебний посібник. М.: Повітряний транспорт, 1992.
13. В.Н. Клименко, А.А. Кобилянський, Л.А. Малашенко Наближене визначення основних параметрів літака. Частина 1. - Харків: Харківський авіаційний інститут, 1989 г., 40с.

14. В.Н. Клименко, А.А. Кобилянський, Л.А. Малашенко Наближене визначення основних параметрів літака. Частина 2. - Харків: Харківський авіаційний інститут, 1989 г., 54с.

15. 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.

16. Башта Т.М. «Гідравличні приводи літальних апаратів». М: Машинобудівництво, Київ, 1995 г.

17. Агрегати гідро-пневмосистем ЛА. Методичні вказівки до курсового проекту IV– V курсів, Київ, КПІ, 2002.

18. Літак ІЛ-96. «Руководство з технічної експлуатації»

19. <https://samoletos.ru/samolety/boeing-747-300>

20. https://ru.wikipedia.org/wiki/Airbus_A380

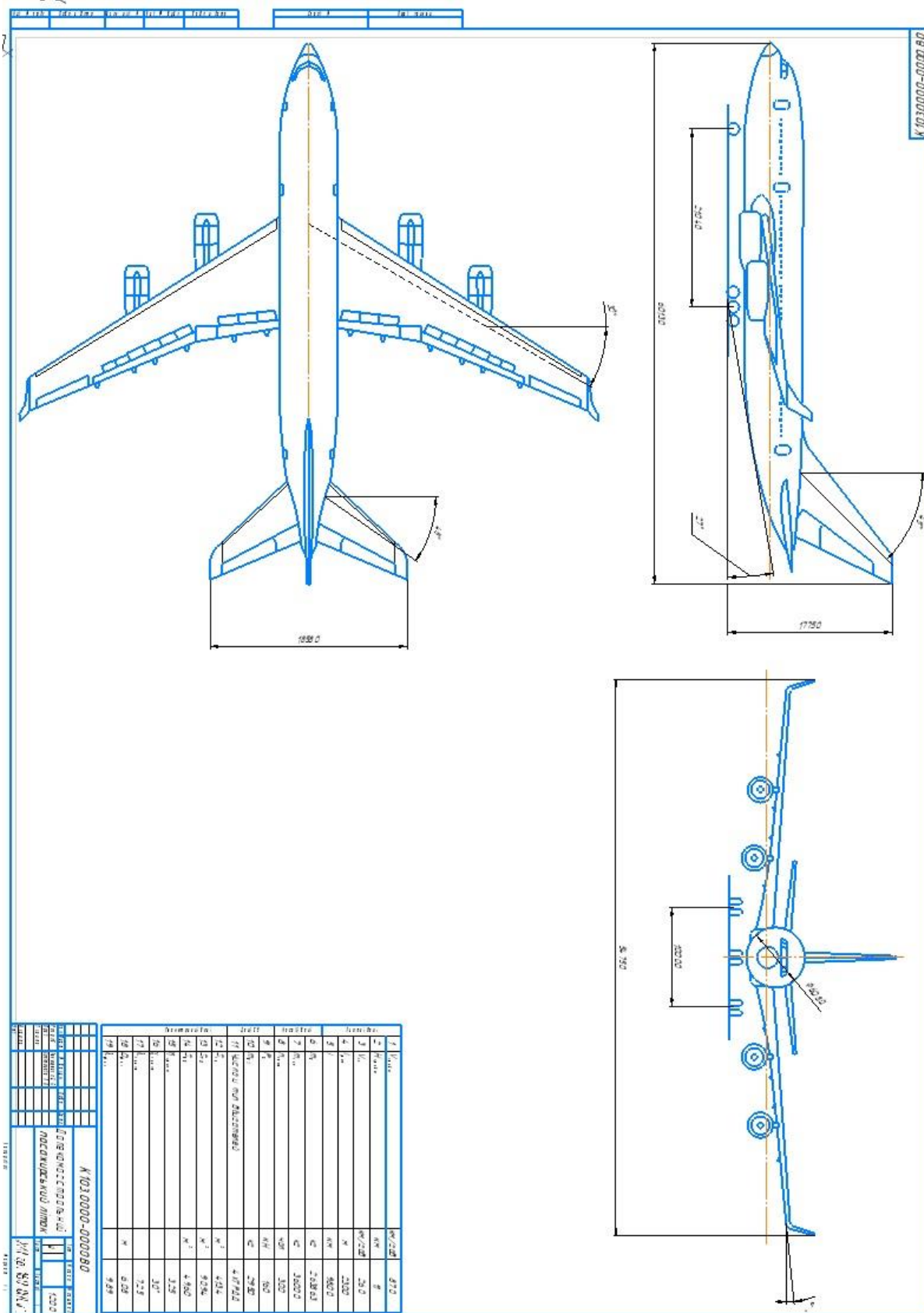
21. <https://ru.wikipedia.org/wiki/Ил-86>

22. <https://www.airlines-inform.ru/commercial-aircraft/airbus-a340-300.html>

23. <https://aviawiki.com/samolet/boeing/boing-747-8>

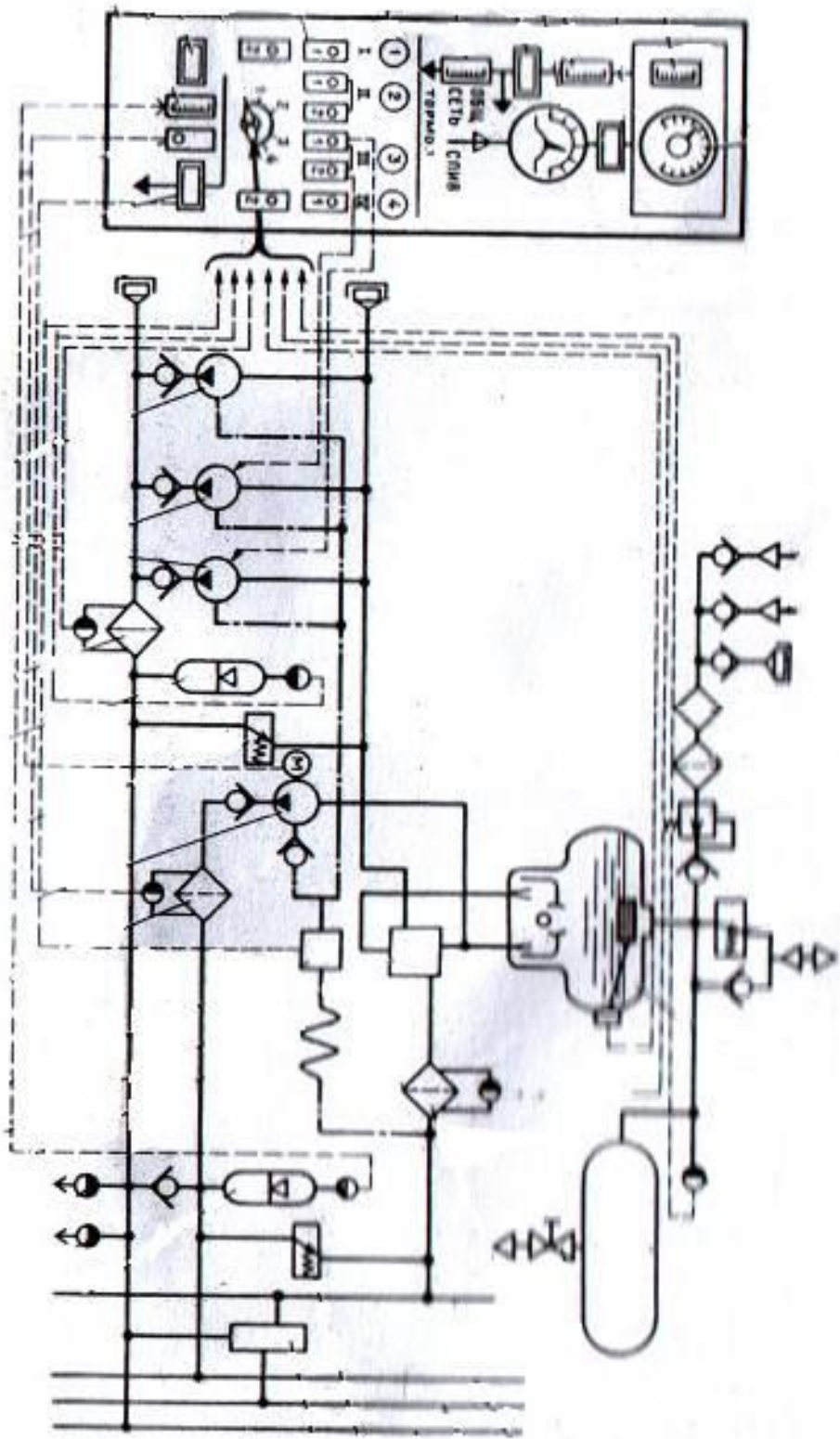
24. <https://arsenal-info.ru/pub/grazhdanskie-samolety/il-96-skorost-razmery-vmestimost-istoriya-gruzopodemnost>

Додаток А



№1030000-0000.80

Додаток В



Додаток Г



