

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

Пояснювальна записка до дипломного проекту

магістра

(освітній рівень)

на тему «Технічне обслуговування паливної системи регіонального
пасажирського літака»

XAI.103.160ОПС.24О.272.1500001

Виконав: студент 6 курсу групи № 160ОПС
спеціальності 272 «Авіаційний транспорт»
(шифр спеціальності)

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

Антропченко Д.С.

(прізвище й ініціали студента)

Керівник: Бабушкін О.А.

(прізвище й ініціали)

Рецензент: Іванов С.М.

(прізвище й ініціали)

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

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

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри

К.Т.Н., доц. Сергій ТРУБАЄВ

“ _____ ” _____ 201__ р.

ЗАВДАННЯ
НА ДИПЛОМНИЙ ПРОЕКТ МАГІСТРА
Антропченка Дмитра Сергійовича

(прізвище, ім'я, по батькові)

Тема дипломного проекту «Технічне обслуговування паливної системи регіонального пасажирського літака»

Керівник дипломного проекту к. т. н., доцент каф. 103 Бабушкін Олександр Анатолійович

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

затверджені наказом Університету від “ 23 ” Грудня 2023р. №2036

Термін подання студентом дипломного проекту 23 січня 2024р.

Вихідні дані до проекту $n_{\text{пас}} = 80$ чол; $V_{\text{max}} = 885$ км/год; $V_{\text{кр}} = 850$ км/год;

$H_{\text{max}} = 11600$ м; $H_{\text{кр}} = 11000$ м; $L = 2200$ км; $L_{\text{раз}} = 1500$ м.

Зміст розрахунково-пояснювальної записки

(перелік завдань, які потрібно розробити)

Реферат

Вступ

1. Конструкторський розділ

1.1 Формування вигляду літака на основі статистичних даних

1.1.1 Розробка технічного завдання

1.1.2 Збір і обробка статистичних даних, їх аналіз

1.1.3 Розробка тактико - технічних вимог до літака

1.1.4 Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака(крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Визначення положення центру мас. Розробка загального вигляду літака

1.1.5 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні

1.1.6 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, устаткування і керування

1.2 Розрахунок аеродинамічних характеристик літака

1.2.1 Розрахунок поляр і аеродинамічної якості в злітній, посадочній і крейсерській конфігураціях літака

1.2.2 Аналіз впливу геометричних параметрів крила на його аеродинамічні характеристики і положення фокусу літака. Аналіз подовжньої і поперечної стійкості літака

1.2.3 Розрахунок льотних характеристик літака методом тяги (потужностей)

1.3 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання, підбір літака

1.3.1 Розробка майстер-геометрії середньомагістрального літака

1.3.2 Опис літака

Висновки

2. Експлуатаційний розділ

2.1.1 Загальні відомості про паливну систему літака

2.1.2 Регламент технічного обслуговування паливної системи

2.1.3 Аналіз відмов паливної системи літака

2.1.4 Удосконалення регламенту технічного обслуговування паливної системи при періодичному технічному обслуговуванні

2.2 Забезпечення безпеки польотів

2.2.1 Загальні питання безпеки польотів

2.2.2 Аналіз впливу відмов авіаційної техніки на безпеку польотів

2.2.3 Причини авіаційних подій

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

Висновки

3. Економічний розділ

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

3.2 Розрахунок непрямих витрат

3.3 Розрахунок витрат аеропорту на паливну рідину на прикладі регіонального багатоцільового літака типу Ан - 148 за рік

Висновки

Бібліографія

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

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

Консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання надав	завдання отримав
1.	к.т.н., доцент каф.103 Бабушкін О.А.		
2.			
3.			

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

Дата надання завдання « ____ » _____ р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

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

Студент

_____ (підпис)

_____ (прізвище та ініціали)

Керівник проекту

_____ (підпис)

_____ (прізвище та ініціали)

РЕФЕРАТ

Дипломний проект магістра: **Технічне обслуговування паливної системи регіонального пасажирського літака**. 85 с., 4 розділи, 9 таблиць, 34 рис., 12 джерел.

Об'єкт дослідження - регіональний пасажирський літак і його паливна система.

Мета роботи – розробити концепцію і науково-технічну програму створення літака, зробити розрахунок маси літака у трьох наближеннях, визначити і оптимізувати проектні параметри літака, розрахувати діаграму «вантаж-дальність» проектованого літака, розробити майстер-геометрію літака; удосконалити технологію технічного обслуговування паливної системи регіонального пасажирського літака.

Методи проектування та конструювання - статистичний, з використанням емпіричних залежностей і результатів обробки статистичних даних за наявними літаками-прототипами.

Результати роботи - обрана схема, сформований вигляд, виконаний розрахунок злітної маси, побудований загальний вигляд, розроблена конструктивно-силова схема, розраховані аеродинамічні характеристики, розглянуті загальні відомості про паливну систему літака, розглянутий регламент ТО, його переваги і недоліки, проведений аналіз відмов паливної системи літака, розроблений новий регламент ТО на базі статистики відмов паливної системи регіонального пасажирського літака, визначений план і необхідні ресурси для проведення пошукових і аварійно-рятувальних робіт на місці катастрофи повітряного судна та подальшого розслідування його причини, визначений рівень безпеки при відмовах системи керування, проведений розрахунок витрат на експлуатацію літака, двигуна та собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр.

Ключові слова: РЕГІОНАЛЬНИЙ, ВИСОКОПЛАН, ЗАГАЛЬНИЙ ВИГЛЯД ЛІТАКА, ПАЛИВНА СИСТЕМА, КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВА СХЕМА, АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАКА, РОЗСЛІДУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ ПОДІЙ, ВАРТІСТЬ ЛІТАКА І ДВИГУНА, СОБІВАРТІСТЬ ТОННО-КІЛОМЕТРА, СОБІВАРТІСТЬ КВИТКА.

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

Зміст

Вступ	8
1 Конструкторський розділ	10
1.1 Формування вигляду літака на основі статистичних даних.....	10
1.1.1 Розробка технічного завдання.....	10
1.1.2 Збір і обробка статистичних даних, їх аналіз.....	11
1.1.3 Розробка тактико - технічних вимог до літака.....	24
1.1.4 Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Визначення положення центру мас. Розробка загального вигляду літака.....	25
1.1.5 Визначення злітної маси літака у нульовому наближенні.....	28
1.1.6 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, устаткування і керування.....	28
1.2 Розрахунок аеродинамічних характеристик літака.....	31
1.2.1 Розрахунок поляр і аеродинамічної якості у злітній, посадковій і крейсерській конфігураціях літака.....	31
1.2.2 Аналіз впливу геометричних параметрів крила на його аеродинамічні характеристики і положення фокуса літака. Аналіз подовжньої і поперечної стійкості літака.....	42
1.2.3 Розрахунок льотних характеристик літака методом тяги (потужностей).....	44
1.3 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання, підбір літака	47
1.3.1 Розробка майстер-геометрії середньомагістрального літака.....	47
1.3.2 Опис літака.....	48
Висновки	49
2 Експлуатаційний розділ	50
2.1.1 Загальні відомості про паливну систему літака.....	50
2.1.2 Регламент технічного обслуговування паливної системи.....	53
2.1.3 Аналіз відмов паливної системи літака.....	56
2.1.4 Удосконалення регламенту технічного обслуговування паливної системи при періодичному технічному обслуговуванні.....	63
Висновки	64
2.2.1 Забезпечення безпеки польотів	65
2.2.1 Загальні питання безпеки польотів.....	65
2.2.2 Аналіз впливу відмов авіаційної техніки на безпеку польотів.....	66
2.2.3 Причини авіаційних подій	66
2.2.4 Організація і проведення розслідування авіаційних подій, пошукових	

та аварійно-рятувальних робіт.....	69
Висновки	75
3 Економічний розділ	76
3.1 Розрахунок витрат на експлуатацію літака, двигуна та собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр шляху.....	76
3.2 Розрахунок непрямих витрат	80
3.3 Розрахунок витрат аеропорту на паливну рідину на прикладі регіонального багатоцільового літака типу Ан - 148 за рік	82
Висновки	82
Бібліографія	84
Доповнення	85

ВСТУП

Мета розділу - визначення можливого варіанту проєктованого літака, розробка загального вигляду і конструктивно-силової схеми регіонального пасажирського літака.

Передбачається виконання таких етапів виконання як збір і обробка статичних даних, вибір схеми літака, злітної маси і основних геометричних розмірів в нульовому наближенні, розробка загальної конструктивно-силової схеми. Початковими даними є тактико-технічні вимоги і призначення літака:

- дальність польоту;
- максимальна швидкість;
- довжина розгону;
- комерційне (корисне) навантаження.

Літак, що розробляється, відноситься до дозвукового пасажирського літака другого класу з двома ТРД.

Завдання проєктування полягає в розробці конструкції нового літака і його складових елементів. На початковій стадії була здійснена розробка загального вигляду літака. Проведено ознайомлення з тактико-технічними вимогами (ТТВ) і льотно-технічними характеристиками (ЛТХ), схемами, основними системами і їх параметрами, основними агрегатами і їх пристроями, керівництвом з виконання креслень загального вигляду літака, його конструктивно-силової схеми.

У інженерному проєктуванні для вирішення конструктивних завдань використовують фізичні і математичні моделі, які враховують різні задані умови, і відповідні обмеження, що виконуються на різних типах програм для ЕОМ. У цій випускній роботі застосовується статичний метод проєктування на базі наявних літаків і даних, здійснено розрахунок на цій основі.

Вибір загального вигляду і конструктивно-силової схеми літака передбачає:

- вибір конструктивно силових схем фюзеляжу, крила, горизонтального і вертикального оперення, а так само шасі і обґрунтування;
- виконання схем кріплення і силової ув'язки агрегатів літака.

При виборі конструктивно-силових схем необхідно:

- прагнути досягти мінімальної маси планера літака за рахунок раціональної передачі сил і моментів по елементах конструкції при закладеній жорсткості;
- забезпечити технологічність конструкції для простішої і раціональнішої технології виготовлення;

- забезпечити ергономічність конструкції для зручності експлуатації літака шляхом раціонального розміщення люків, експлуатаційних роз'ємів, відсіків і підходів до устаткування, двигунів тощо.

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Формування вигляду літака на основі статистичних даних

1.1.1 Розробка технічного завдання

Літак, його двигуни, устаткування і інші комплектуючі вироби, а також експлуатаційна документація повинні відповідати:

- авіаційним правилам АП- 25 і додатковим вимогам до льотної придатності літака «Марка Літака», враховуючи його конструктивні і експлуатаційні особливості, що утворює разом із вказаними нормами «Сертифікаційний базис літака типу «Марка Літака»;

- двигун - авіаційним правилам АП- 33;

- ДСУ - авіаційним правилам АП-ВД.

- справжньому технічному завданню.

Рівень шуму літака на місцевості повинен відповідати вимогам глави 4 міжнародних стандартів з охорони навколишнього середовища, що оточує аеропорт, додатком номер 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію (том I «Авіаційний шум», 2001 р.) і вимогам частини 36 Авіаційних правил АП- 36.

Процес виготовлення двигуна літака повинен відповідати вимогам, зазначеним у додатку 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію (том II «Емісія авіаційних двигунів», видання 1981 р., з 1 - ої по 4-у поправки) і вимогам Авіаційних правил АП- 34.

У питанні захисту від актів незаконного втручання літак повинен відповідати вимогам, зазначеним у додатках ІКАО 6, 7, 17(з правками 97, 98), а також статті 8 Повітряного кодексу України.

Характеристики експлуатаційної технологічності, надійності, а також контролю придатності, повинні відповідати «Загальним вимогам до експлуатаційно - технічних характеристик повітряних суден ЦА».

Засоби наземного обслуговування і ремонту повинні відповідати сьогоденню ТЗ. Мають бути розроблені тренажери і засоби навчання у відповідності до окремих ТЗ, а також програми підготовки льотного і інженерно-технічного складу до завершення сертифікованих випробувань.

З метою контролю рівня та якості дотримання заданих режимів польоту і техніки пілотування, оцінки технічного стану літака, професійного рівня пілотів, оцінки устаткування літака і його функціональних систем контролю умов експлуатації у процесі вироблення ресурсу, необхідно забезпечити обробку і аналіз польотної інформації шляхом використання наземної системи на базі персонального комп'ютера.

Система повинна мати у складі:

- бортовий знімний носій інформації, який здатен інформацію від відповідних літакових датчиків, сигналів;
- персональну ЕОМ з принтером, у Літак, його двигуни, устаткування і інші комплектуючі вироби, а також експлуатаційна документація.

Система повинна відповідати:

- авіаційним правилам АП- 25 і додатковим вимогам до льотної придатності літака «Марка Літака», враховуючи його конструктивні і експлуатаційні особливості, що утворює разом з вказаними нормами «» Сертифікаційний базис літака типу « Марка Літака »;
- двигун - авіаційним правилам АП- 33;
- ДСУ - авіаційним правилам АП-ВД.
- справжньому Технічному завданню.

По шуму на місцевості літак повинний задовольняти вимогам глави 4 міжнародних стандартів «Охорона тієї, що оточує середовища», додатки 16 до Конвенції про міжнародну громадянську авіації (том I «Авіаційний шум», 2001 р.) і вимогам частини 36 Авіаційних правив АП- 36.

По емісії двигуна літак повинний задовольняти вимогам додатка 16 до Конвенції про міжнародну громадянську авіації (том II "Емісія авіаційних двигунів", видання 1981 р., з 1 - ої по 4-у поправки) і вимогам Авіаційних правив АП- 34.

По захисту від актів незаконного втручання літак повинний задовольняти вимогам додатків ИКАО 6,8,17(з поправками 97,98), Повітряному кодексу України (стаття 8).

У цілях контролю за правильністю витримки заданих режимів польоту і контролю техніки пілотування, оцінки професійного рівня пілотів, оцінки технічного стану літака, його устаткування і функціональних систем контролю умів експлуатації в процесі вироблення ресурсу планера слід забезпечити обробку і аналіз польотної інформації використанням наземної системи на базі персонального комп'ютера.

Система повинна включати:

- знімний бортовий носій інформації, який отримає її від відповідних датчиків сигналів;
- персональну ЕОМ з пристроями введення та виведення інформації, принтером, а також із спеціальним програмним забезпеченням.

1.1.2 Збір і обробка статистичних даних, їх аналіз

Мета завдання полягає у проведенні аналізу можливого варіанту проектування регіонального пасажирського літака з наступними льотно-технічними даними:

- дальність польоту $L=2200\text{км}$
- кількість пасажирів $N_{\text{пас}}=80$ чол.

Для отримання статистичних даних про літаки подібного класу були обрані наступні приклади:

- Ан74-ТК300, Україна, ГП «Антонов»;
- CRJ700, Канада, фірма «Bombardier»;
- 728 JET, Німеччина, фірма «Dornier»;
- SSJ 100, Росія, фірма «Цивільні літаки Сухого»;
- ERJ - 170, Бразилія, фірма «Embraer».

Літак, що розробляється, відноситься до середніх пасажирських літаків класу А.

Завданням проектування є розробка конструкції нового літака і його складових елементів. На початковій стадії проектування була проведена розробка загального вигляду літака. Першочергово було здійснено ознайомлення з основними тактико-технічними вимогами (ТТВ), висунутими до літака, льотно-технічними характеристиками (ЛТХ), схемами, основними параметрами, із загальним облаштуванням літаків і агрегатів, а також силовою установкою (СУ).

У сучасному інженерному проектуванні для ухвалення оптимальних рішень широко використовуються фізичні і математичні моделі, що враховують різні розрахункові умови і обмеження, що реалізуються із застосуванням різних видів програмування на ЕОМ. У даній роботі застосовується метод проектування на базі статистичних даних наявних літаків, і на цій основі здійснюється відповідний розрахунок.

Збір і обробка статистичних даних в ході проектування літака дозволяє:

1. Отримати наочне уявлення про сучасний рівень розвитку літакобудування з обліком:

- а) типів літаків, які необхідні у сучасній авіації;
- б) завдань, які вони виконують;
- в) льотно-технічних якостей;
- г) засобів досягнення цих якостей: вживаних схем літаків, геометричних і масових параметрів, силової установки, конструкційних матеріалів, способів виробництва тощо.

2.Визначити тенденції і перспективи розвитку типу літака, що розробляється, кількісні і якісні зміни ТТВ до літака, еволюцію його призначення, умови виробництва і експлуатації.

3.Визначити ряд параметрів літака.

Аналіз статистичного матеріалу дає можливість розробити ТТВ до проєктованого літака, вибрати його схему.

Для збору статистичних даних необхідно використати дані літаків, аналогічних проєктованому, які повинні мати достатньо близькі умови експлуатації та льотно-технічні характеристики. Ці дані вносяться в статистичну таблицю 1.1.1.

АН-74ТК-300



Рисунок 1.1. - Літак АН-74ТК300

У 2001 році на Харківському державному авіаційному виробничому підприємстві (ХДАВП) був створений принципово новий, високоекономічний варіант вантажопасажирського літака Ан-74ТК300. 20 квітня 2001 року в Харкові відбувся перший політ літака Ан-74ТК300 на аеродромі ХДАВП.

Ан-74ТК300 – вантажопасажирський літак. На відміну від базової моделі, на літаку двигуни Д36 серії 4А (з реверсом тяги) встановлені під крилом на пілонах. Нове компонування дозволило значно збільшити швидкість, дальність і економічну ефективність літака. Ан-74ТК300 оснащений сучасним радіозв'язковим і пілотажно-навігаційним устаткуванням відповідно до вимог ІКАО 2015 року, що забезпечує польоти літака на обладнаних трасах в усіх регіонах, в простих і складних метеорологічних умовах, вдень і вночі. Літак має декілька модифікацій, у тому числі пасажирську, санітарну, VIP.

Літак Ан-74ТК300 максимально повно враховує стабільно зростаючі вимоги авіакомпаній і пасажирів до економічності і безпеки експлуатації та комфорту на борту, який нещодавно був доступним тільки у трансконтинентальних лайнерах.

Досконалість аеродинамічного компонування літака у поєднанні з високою економічністю двигунів дозволяють Ан-74ТК300 здійснювати тривалі польоти за мінімальний час.

Не дивлячись на те, що базова машина Ан-74 була основою для Ан-74ТК300 – її модернізації, друга має фактично нові характеристики, оскільки крейсерська швидкість збільшена до 750 км/год, дальність польоту – до 5300 км., а також майже на чверть підвищена ефективність використання палива.

Літак оснащений турбореактивними двоконтурними двигунами модульної конструкції Д36 серія 4А, які відповідають міжнародним нормам стосовно рівня шуму і викидів шкідливих речовин.

Завдяки тому, що оновлена модель має великий внутрішній об'єм фюзеляжу, успадкований Ан-74ТК300 від свого попередника, стало можливим створення просторого салону.

Середньо-магістральний літак, що наближає, по рівню комфорту пасажирів до широко-фюзеляжного міжконтинентального лайнера. Висока стеля, оптимальна відстань між кріслами, місткі багажні полиці як наслідок природних розмірів салону доповнюють вдалі рішення глибинно-просторової композиції інтер'єру.

Багажні полиці відрізняє не лише сучасний дизайн, але і раціональна кінематика і механіка приводу кришок, конструкція замків. Щоб покласти ручну поклажу, не потрібно великі зусилля. При цьому виключається мимовільне розкриття замків на усіх режимах польоту.

У Ан-74ТК300 разом з салоном економного класу і побутовим відсіком передбачено приміщення VIP- пасажирів, для якого характерні підвищений комфорт, витончені зручні крісла, аудіо-відеотехніка провідних світових виробників.

Оригінальна арка між-салонної перегородки підкреслює перспективу, що відтворюється лініями темного облицювання карнизів багажних полиць. Художньо-конструкторські рішення шторок і ніш ілюмінаторів, замків багажних полиць, пультів пасажирських крісел і панелей стелі посилюють враження завершеності композиції. Загальний дизайн пасажирського салону органічно доповнюють рішення окремих елементів інтер'єру. Монітори, встановлені в між-салонній перегородці таким чином, що добре видні з будь-якого місця пасажира. Шторка ілюмінатора переміщається без зусилля і легко фіксується в заданому положенні.

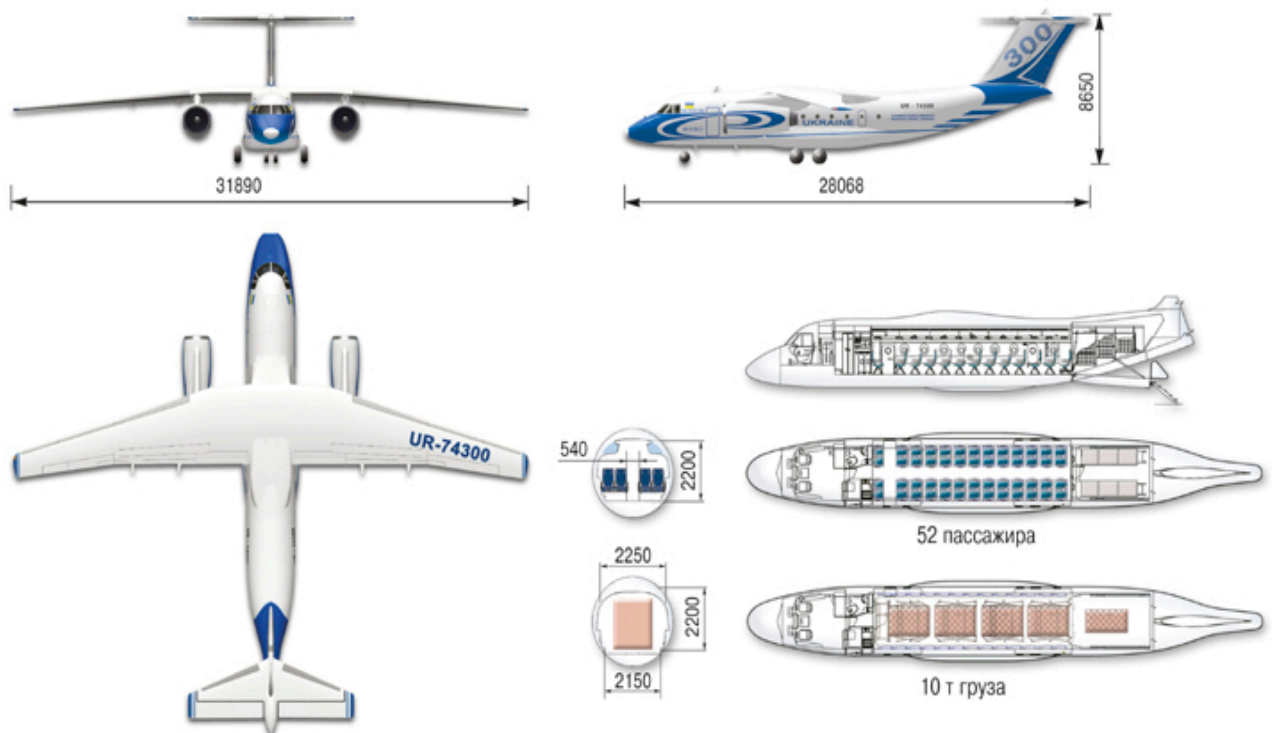


Рисунок 1.2- Три проекції Ан-74ТК300

CRJ700



Рисунок 1.3- Літак CRJ700

CRJ700 - среднемагістральний пасажирський літак для місцевих авіаліній, розроблений канадською фірмою Bombardier Regional Aircraft (що входить в корпорацію Bombardier Aerospace). У 1997 р. фірма офіційно почала програму розробки 70-місцевого літака CRJ700 (раніше мав позначення CRJ - X), роботи по якому вона вела з 1995 р. Він розроблявся на основі літака CRJ200 і мав збільшену довжину (32.41 м), більший розмах крила (24.07 м) і двигуни General Electric CF34 - 8C1 тягою по 6510 кгс.

Літак є вільно-несучим низкопланом з силовою установкою в хвостовій частині фюзеляжу і Т-подібним оперенням. Літак має триопорне шасі з носовою стойкою, основні опори забираються в крило. Максимальна злітна маса складе 32.8 тонни, платне навантаження - 8.52 т. Літак CRJ - 700 призначений для польотів по маршрутах протяжністю 3000-3200 км.

ході проектування CRJ700 активно використовувалося програмне забезпечення CATIA, що дозволяє здійснювати розробки виробів різної складності з використанням механізмів накопичення знань і управління цифровим макетом виробу. Проект літака був, як говорять в авіапромисловості, "заморожений" 14 березня 1997 року.

Порівняно з CRJ100/200 модель CRJ700 (внизу справа) відрізнялася подовженим на 4,72 м фюзеляжем - за рахунок вставок завдовжки 3,96 м і 0,76 м - перед крилом і за ним. Задній термошпангоут був зрушений на 1,29 м назад, що

дозволило у результаті подовжити салон на 6,01 м - в порівнянні з CRJ200. Причому салон CRJ 700 був повністю перероблений і забезпечував пасажирів підвищеним рівнем комфорту, а дещо опущена підлога салону і тонші шпангоути дозволили збільшити висоту і ширину пасажирської кабіни. Пасажири повинні були також оцінити кращу освітленість салону, досконалішу систему кондиціонування і модифіковані багажні полиці, що дозволили збільшити простір між ними і головою пасажирів.

У середній частині фюзеляжу під підлогою кабіни був розміщений багажний відсік, який дозволяв пасажирів бізнес-класу брати свій багаж на борт і покидати з ним літак при посадці, уникаючи тим самим тривалої процедури отримання багажу в аеропорту прильоту. У базовому одно-класовому компонуванні CRJ700 був розрахований на 70 пасажирів. Альтернативний варіант - двокласне компонування: 40 рядів крісел мали крок 79 см, а 30 рядів - крок 86 см. Проте місткість багажного відсіку була у цього варіанту менше, зате розмах крила - на 1,83 м більше (крило мало трисекційні передкрилки), горизонтальне оперення мало велику площу, а основні опори шасі - подовжені стойки і колеса більшого діаметру.

Перший CRJ700, C - FRJX, піднявся в повітря 28 травня 1999 року. У програмі випробувань і сертифікації машини взяли участь три льотні прототипи і два досвідчені літаки для статичних випробувань. Канадський сертифікат типу був виданий авіалайнеру 22 грудня 2000 року, а перше постачання замовникові виконане 31 січня 2011 року («Brit Air»). До квітня 2011 року було випущено 310 літаків CRJ700.

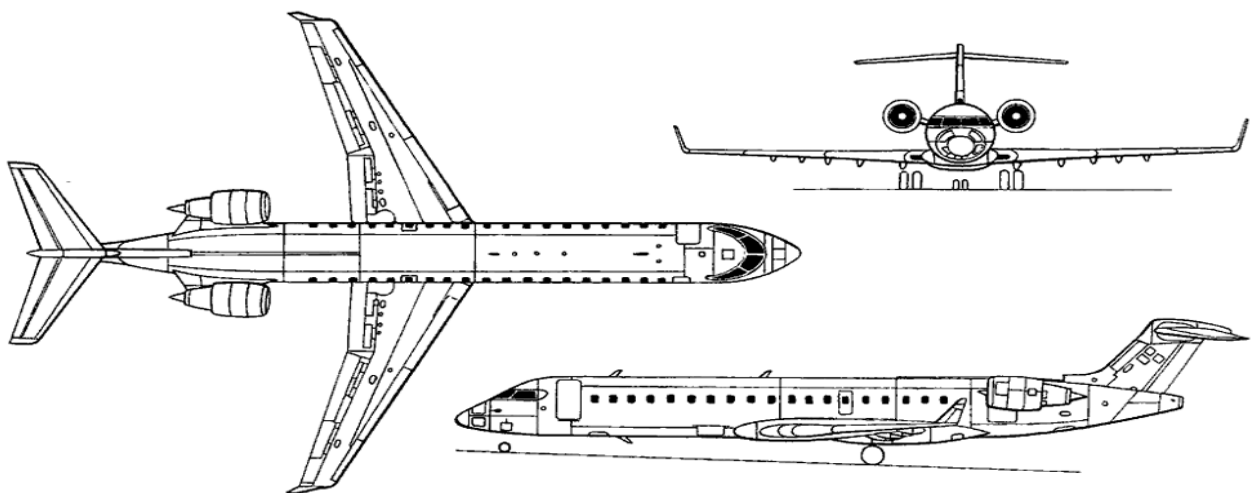


Рисунок 1.4 - Три проекції літака CRJ700

Dornier 728JET



Рисунок 1.5- Літак Dornier 728JET

728JET – близько-магістральний пасажирський літак для місцевих авіаліній, розроблений німецькою фірмою Dornier (Fairchild, що входить в концерн). Уперше літак би представлений в листопаді 1997 року на авіа виставці в Дубаї. Літак проектувався паралельно модифікації Do.528JET, з розрахунком на 70 пасажирів. Зацікавленість в подібному літаку виявила німецька авіакомпанія Lufthansa City Line.

Окрім корпорації Fairchild Aerospace в проєкті беруть долю: CASA (проєктування крил), Honeywell (авіоніка Primus Epic), BF Goodrich (посадочне шасі і паливна система), Lucas Aerospace (системи управління польотом), AlliedSigna (рухова частина), Parker Aerospace (гідродинамічні системи) і Sundstrand (електричні системи). Перший політ літака запланований на качан 2001 року.

Серійне виробництво передбачається почати в 2002 році.

До 2000 року підписані контракти на постачання літаків для трьох фірм (включаючи літаки підвищеної комфортабельності Envoy 7 на базі Do.728JET). Вартість літака оцінюється в 26 мільйонів доларів.

SSJ 100



Рисунок 1.6- Літак Sukhoi Superjet 100

У 2000 році КБ Сухою прийняло рішення розробити пасажирський літак для ближніх і середніх ліній, для цього в цьому ж році у складі холдингу «Сухий» було створено закрите акціонерне товариство «Цивільні літаки Сухого». Проект такого літака розроблявся в КБ в 2000-2001 роках і дістав назву «Російський регіональний літак» (Russian Regional Jet).

У червні 2009 року Superjet 100(№ 97003) взяв участь в міжнародному авіасалоні в Ля - бурже, в серпні — в Міжнародному авіакосмічному салоні в Жуковському.

Superjet 100 уперше піднявся в небо 19 травня 2008 року. Літак провів в повітрі 1 годину 5 хвилин. Через п'ять днів, 24 травня, відбувся другий політ, в ході якого літак уперше зробив прибирання і випуск шасі. Машина провела в повітрі 2,5 години, максимальна висота склала 3000 метрів, максимальну швидкість — 410 км/год.

До жовтня 2008 року SSJ - 100 пройшов цикл заводських випробувань і приступив до процесу сертифікації в Міждержавному авіаційному комітеті. 2 листопада 2008 року літак № 97006 перевезли в Сибірський науково-дослідний інститут авіації(Новосибірськ) для ресурсних випробувань.

24 грудня 2008 року другий льотний екземпляр (№ 97003) вчинив перший політ під управлінням льотчиків-випробувачів Леоніда Чикунова і Миколи Пушенко. Літак провів в повітрі 2,5 години, висота польоту — до 6000 метрів. 1

квітня 2009 року обидва льотні екземпляри SSJ — 100(№ 97001 і 97003) прибули в Льотно-дослідницький інститут імені М. М. Громова(Жуковський) для подальших випробувань. У липні 2009 року Superjet 100 мав бути доставлений у Вірменію для проходження випробувань в умовах високогір'я. 10 вересня 2009 року літак Superjet 100 прибув на аеропорт Ширак для проходження випробувань.

25 липня 2009 року третій льотний екземпляр (№ 97004) вчинив перший політ під управлінням льотчиків-випробувачів Миколи Пушенко і Сергія Коростієва. Літак провів в повітрі 1 годину 21 хвилину.

Вартість програми розробки літака склала 1.4 млрд. \$. Вартість одиниці 27.3 млн. \$.

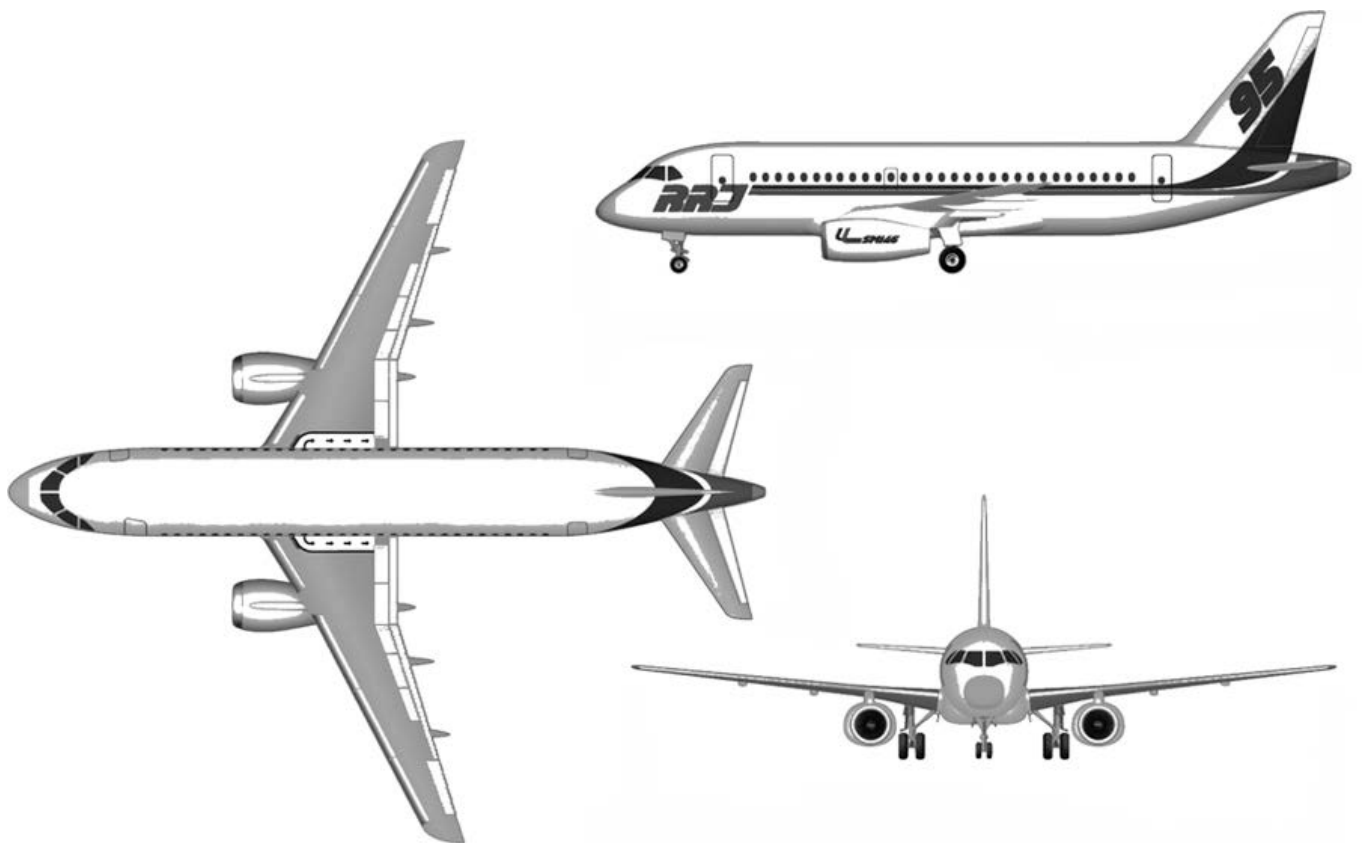


Рисунок 1.7- Три проекції літака Sukhoi SuperJet – 100

ERJ – 170



Рисунок 1.8- Літак ERJ – 170

ERJ - 170 – середньо-магістральний пасажирський літак для місцевих авіаліній, розроблений бразильською фірмою Embraer. Embraer E - Jet - сімейство двомоторних вузько-фюзеляжних пасажирських літаків середньої дальності.

Включає 4 модифікації: E - 170, E - 175, E - 190 і E - 195. До складу сімейства "E-Jet" входять регіональні літаки Ембраер 170, 175. 190 і 195 розрахованих на перевезення від 70 до 110 пасажирів.

Вдосконалена конструкція, поліпшені технічні характеристики, експлуатаційна економічність, низький рівень викидів шкідливих речовин в атмосферу і простора кабіна є основними відмінними рисами літака. Спільність конструкцій сімейства "E-Jet" дозволяє значно скоротити витрати на запчастини, витрати по оснащенню тренажерів і навчання персоналу, а також витрати на технічне обслуговування і поточний ремонт. 170-а модель адаптована для 70 - 80 пасажирів, сімейство також складають Embraer 175(78 - 84 пасажирів), Embraer 190(98 пасажирів) і Embraer 195(108 пасажирів).

Літак є новою розробкою фірми Embraer в класі зі збільшеною пасажиромісткістю в порівнянні з літаками ERJ - 135/140/145. У розробці літака

брали участь фірми: General Electric(двигуни турбовентиляторів CF34 - 8E/10E), Hamilton Sundstrand(розробка хвостової частини), Honeywell(авіоніка Primus Epic), Kawasaki, Latécoere, Liebherr, Gamesa, Sonaca(різні частини фюзеляжу), Parker Hannifin (гідродинаміка і паливна система). Роботи над літаком були розпочаті в 1998 році. У 1999 році Embraer запустив нову програму будівництва цивільних літаків сімейства E - 170/ 190, розрахованих на 70 √ 118 пасажирів. Уперше літак був представлений 11 лютого 1999 року і показаний в червні 1999 року на Паризькій авіа виставці. Перший політ відбувся 9 лютого 2002 року. Серійне виробництво розпочате у кінці 2002 року. Випуск в 2003 році 70-місцевої моделі ERJ - 170 ознаменував собою народження наступного покоління комерційних лайнерів - більше містких і таких, що відповідають вимогам авіаліній національного значення.

Вартість літака оцінюється в 21 мільйонів доларів. 17 березня 2004 року у Варшаві, перший комерційний рейс E 170 і за підсумками 2004 року різним авіакомпаніям було поставлено 46 літаків.

Таблиця 1.1- Статистичні дані

	Найменування літака	Проектований	Ан74-ТК300	CRJ700	728JET Dornier	SSJ100	ERJ - 170
Льотні дані	Vmax, км/рік	885	820	875	917	950	820
	Hmax, км	11.6	13	12.5	13	12	12.5
	Vкрейс, км/рік	850	750	830	864	780	890
	Hкрейс, км	11	10	11.5	10	10	11.4
	Vвзл, км/рік	250	230	210	250	230	200
	L(mт max), км	2200	3000	3350	4260	3000	3890
	L(mгр max), км	2000	2500	2650	3700	2500	3420
	Lразб, км	1.5	1.110	1.56	1.59	2.05	1.69
	Lпроб, км	0.6	0.950	1.5	1.273	1.63	1.16

Масові дані	m0max, кг	31746	37500	33000	37500	38820	36000
	mпос, кг	25300	19400		19500	33000	
	mпуст, кг	15250	19000	19730	20435	13650	21040
	mгр, кг	9600	9600	8530	8660	12245	9000
	Nпас, чол	80	52	70	70	98	70
	mт, кг	6507	12950	8820	9600	15805	9340
	Число і тип двигуна	2 ТРДД Прогрес Д-436 серія 4А	2 ТРДД Прогрес Д-36 серія 4А	2 ТРДД General Electric CF34-8С	2 ТРДД General Electric CF34-8D1	2 ТРДД SaM146	2 ТРДД General Electric CF34-8E
Дані силової вуст.	P0, кН	2x63.80	2x63.80	2 x57.50	2x55.00	2x38.84	2 x62.00
	mдв, кг	1450	1450		1550	1450	
	S, м2	109.24	98.62	68.8	75	77	78
Геометричні дані	l, м	28.94	31.89	23.2	26.62	29.94	26
	X	25	15	30	16	15.5	28
	λ	9.45	10.3	5.2	9.44	8.25	6.8
	η	4.04	3.07	3.3	3.1	3.1	2.6
	Lф, м	26.2	28.07	32.5	26.1	29.94	28.6
	Dф, м	3.5	3.1	3.	2.9	2.9	3.35
	λ_{ϕ} , м	8.3	9.05	10.83	8.9	9.5	8.54
	Sф, м	12.3	12.3	7.065	6.65	10.53	8.809
	Σ SMИД, м2	72	72		74	62	
	Sго	18.87	27.2	18.3	15.3	18,3	21
	Sво	19.86	21.4	15.1	14.8	15.1	18.4

1.1.3 Розробка тактико - технічних вимог до літака

Після збору статистичних даних переходим до розробки ТТВ. Цей етап проводитиметься на основі аналізу статистичних матеріалів, доповнивши задані ТТВ проектованого літака.

Оскільки завдань пасажирський літак для 85 пасажирів з дальністю польоту $L=2200$ км, завдовжки розгону L розб. $=2000$ м, то призначаємо висоту крейсерського польоту $H_{\text{крейс}}=11$ км, крейсерська швидкість $V_{\text{крейс}}=850$ км/рік, $M_{H=11\text{км}}=870/1074=0,675$.

Підберемо кількість членів екіпажа : на відділення І класу з числом пасажирів до 80 потрібний 2 бортпроводники, тобто всього треба 5 членів екіпажа.

Отримані ТТВ заноситься в таблицю 1.2.

Таблиця 1.2- Тактико-технічні вимоги

$M_{H=11\text{км}}$	R, година	ппас, чел	L, км	$V_{\text{крейс}}$, м/ч	$H_{\text{крейс}}$, м	пек, чол
0,675	60000	80	2200	850	11000	5

1.1.4 Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Визначення положення центру мас. Розробка загального вигляду літака

Схема літака - зовнішні форми і взаємного розташування частин, що визначає жорсткості і масові характеристики, тактичні, експлуатаційні і технологічні характеристики.

Виходячи з тактико-технічних вимог для проектованого літака, і аналізу статистичних даних, вибираємо схему вільно-несучого моноплана з високо розташованим, стріловидним крилом. Крило механізоване по задній кромці двох щільними закрилками з фіксованим дефлектором, по передній кромці встановлюється передкрилок, в кінцевій частині крила розташовані елерони. Оперення Т- подібне, розташовано в хвостовій частині фюзеляжу і складається з одно-кільового вертикального оперення з трисекційним кермом напряду і тримером-сервокомпенсатором, і горизонтального оперення з кермом висоти, тримером і сервокомпенсатором, шасі триопорне з носовою опорою. Застосування схеми високоплана пояснюється призначенням літака.

При цій схемі розташування крила досягаються наступні переваги :

- спрощується експлуатація літака на аеродромі;
- забезпечується вільне маневрування транспорту обслуговуючого літак;
- зменшується вірогідність попадання сторонніх предметів в повітряний тракт двигуна.

Застосування схеми високоплана дозволяє понизити опір інтерференції в порівнянні з низько розташованим крилом. Схема середнеплана в даному випадку не прийнятна у зв'язку із складністю організації центропланної частини, яка проходить через пасажирський відсік.

Також схема високоплана дозволяє зменшити висоту опор шасі при кріпленні їх до фюзеляжу, а, отже - і їх масу. При цьому зменшується відстань між порогом відсіку озброєнь і поверхнею аеродрому

У тій же годину, прийнята схема має і недоліки, найбільш суттєві з яких наступні :

- при аварійній посадці на воду, на відміну від низькоплана, схема високоплана має знижену плавучість і стійкість;
- аварійна посадка на фюзеляж практично завжди веде до його значних ушкоджень таким, що вимагає тривалого ремонту;
- погіршуються умови обслуговування двигунів, оскільки для доступу і демонтажу СУ вимагається драбини і допоміжні пристосування.

Двигуни - турбореактивні двоконтурні Д - 436 - 4А, розташовані на крилі. Розміщення двигунів на крилі в моторних гондолах дозволяє розвантажити крило, тобто зменшити його масу.

Саме турбореактивні двоконтурні двигуни дозволяють отримати найменші питомі витрати палива і найбільшу тягу в заданому діапазоні швидкостей і висот польоту, маючи при цьому менші рівні шуму і вібрацій.

Триопорне шасі з носовою опорою забезпечує ефективніше гальмування при пробігу, істотно зменшується можливість «ковзання» і повністю виключається явище капотування літака, покращує огляд при зльоті - посадці для пілотів. Окрім цього схема шасі з носовою опорою має кращу стійкість при русі по аеродрому. Носова опора забирається вперед у фюзеляж, основні - в спеціальні обтічники на фюзеляжі. Проте шасі, виконані за такою схемою, мають більшу масу.

Застосування Т- подібного оперення викликане прагненням винести ГО вгору від зони супутнього струменя, крім того, при подібній схемі збільшується плечі від центру мас літака до центру тиску ГО, що дозволяє дещо зменшити його площу, а, отже, і масу. У такій схемі ГО грає роль кінцевої шайби для В,

збільшуючи його ефективне подовження, як наслідок можливе зменшення розмірів, а, отже, і маси В.

Окрім розглянутої вище схеми літака, для порівняння необхідно розглянути схему літака з двигунами під крилом. Це пов'язано з тим, що в АНТК імені Атонова вже декілька років опрацьовується подібний варіант літака. Перенесення двигунів під крило дозволити поліпшити паливну ефективність літака за рахунок усунення гальмування реактивного струменя від двигунів про верхню поверхню крила на крейсерських режимах польоту.

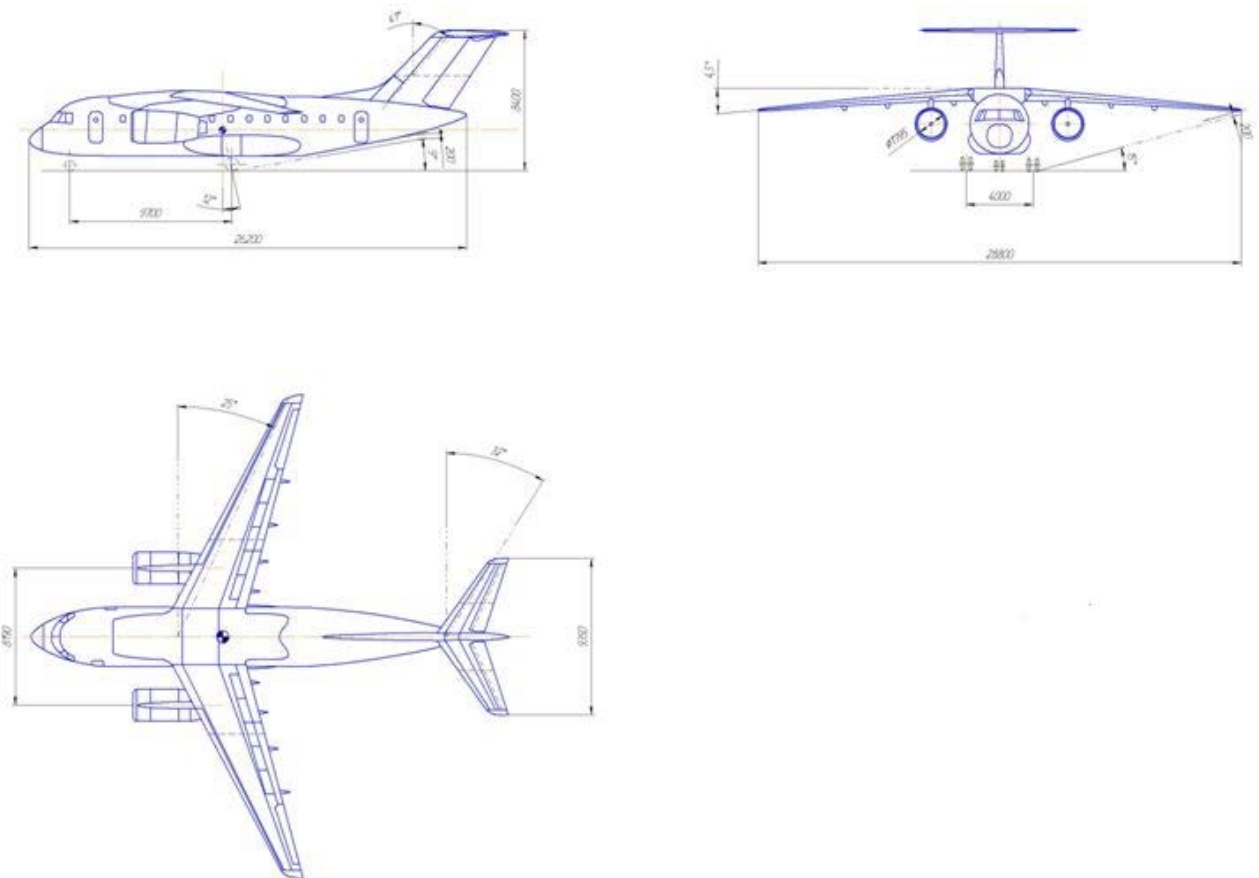


Рисунок 1.10- Загальний вигляд літака

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

За статистичними даними були визначені основні параметри крила λ , χ , η , \bar{c} відносна хорда закрилка $\bar{b}_3 = \frac{b_3}{b}$ гуляй відхилення закрилків δ_3 відносна площа

елерона $\bar{S}_{эл} = \frac{S_{эл}}{S}$ параметри фюзеляжу, ГО, В, і занесені в таблицю 1.3.

Таблиця 1.3- Основні параметри літака

λ	χ	η	\bar{c}	\bar{b}_3	δ_3	$\bar{S}_{эл}$	λ_{ϕ}	Dф, м	Lф, м
9,57	25	4,05	0,15	0,15	30	0,02	7,82	3,5	26,2
\bar{S}_{zo}	\bar{S}_{60}	$\lambda_{го}$	λ_y	$\chi_{го}$	χ_y	$\bar{c}_{го}$	\bar{c}_y	$\eta_{го}$	η_y
0,217	0,228	4,6	1	32	47	0,09	0,12	2,5	1,3

1.1.5 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні

Злітна маса літака в нульовому наближенні визначається по формулі:

$$m_0 = \frac{m_{ep.} + m_{эк.}}{1 - (m_k + m_{c.y.} + m_T + m_{об.унр.})} = \frac{9600 + 400}{1 - (0,28 + 0,1 + 0,205 + 0,1)} = 31746 \text{ [кг]}.$$

$$m_{ep.} = 120 \cdot n_{пас} = 120 \cdot 80 = 9600 \text{ кг};$$

$$m_{эк.} = 80 \cdot n_{эк} = 80 \cdot 5 = 400 \text{ кг}$$

Значення \bar{m}_T визначається з формули :

$$\bar{m}_T = a + \frac{bL}{V}; \quad \bar{m}_T = 0,05 + 0,06 \cdot 2200 / 850 = 0,205$$

$\bar{m}_k, \bar{m}_{c.y.}, \bar{m}_{об.унр.}$ визначаємо з таблиці статистичних даних

$$\bar{m}_k = 0,28; \quad \bar{m}_{c.y.} = 0,1; \quad \bar{m}_{об.унр.} = 0,1.$$

Тоді
$$m_0 = \frac{9600 + 400}{1 - (0,28 + 0,1 + 0,23 + 0,1)} = 31746 \text{ кг}$$

1.1.6 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, устаткування і керування

Використовуючи статистичні дані, обчислюємо:

$$\text{маса екіпажа } m_{эк} = 80 \cdot n_{эк} = 80 \cdot 5 = 400 \text{ [кг];}$$

$$\text{маса комерційного навантаження } m_{гр} = 120 \cdot n_{пас} = 120 \cdot 80 = 9600 \text{ [кг];}$$

$$\text{відносна маса палива } \bar{m}_m = a + \frac{bL}{V} \text{ де } L - \text{ дальність польоту, } L = 2200 \text{ [км],}$$

$$V - \text{ швидкість польоту, } V = 850 \text{ [км/рік],}$$

$$a = 0,05, \quad b = 0,06, \text{ тоді ;}$$

$$\text{відносна маса палива } \bar{m}_m = 0,205;$$

$$\text{відносна маса конструкції } \bar{m}_z = 0,28;$$

відносна маса силової установки $\bar{m}_{cy} = 0,1$;

відносна маса устаткування. $\bar{m}_{об} = 0,1$

Визначаємо масу конструкції літака : $m_k = 0,28 \cdot 31746 = 8888$ [кг].

Маса крила $m_{кр} = 0,396 \cdot 8888 = 3520$ [кг].

Маса фюзеляжу $m_{ф} = 0,351 \cdot 8888 = 3119,9$ [кг].

Маса оперення $m_{он} = 0,069 \cdot 8888 = 613,32$ [кг].

Маса шасі $m_{ш} = 0,186 \cdot 8888 = 1653,3$ [кг].

Маса палива $m_m = 0,205 \cdot 31746 = 6507,9$ [кг].

Маса силової установки $m_{cy} = 0,1 \cdot 31746 = 3174$ [кг].

Маса устаткуванні $m_{об} = 0,1 \cdot 31746 = 3174$ [кг].

Усі значення мас заноситься в таблицю 1.4.

Таблиця 1.4- Значення мас агрегатів літака

m0, кг	mгр, кг	mэк, кг	mк, кг	mкр, кг	mф, кг	mоп, кг	mш, кг	mt, кг	mcy , кг	mdв, кг
3174 6	9600	400	8888	3520	3119, 9	613,3 2	1653, 3	6507,9	317 4	1515

Для ефективного використання і володіння інформацією про можливості повітряного судна, експлуатанту потрібна характеристика вантаж- дальність.

Розрахунок був зроблений в «Microsoft Office Excel», розрахунки занесені в таблицю 1.5. Построин графік, який показує дальність польоту при певному комерційного навантаженні(Рисунок 1.6).

Формули для розрахунків:

$$m_{к.н} = m_0 - m_{п.с.} - m_t.$$

Де: $m_{к.н}$ - маса комерційного навантаження, $m_{п.с.}$ - маса порожнього літака, m_t - маса палива.

$$L = K \times V_{кр} C_r \times \ln 11 - m \text{ тонна}$$

Де: L - дальність польоту ВС, D_0 - аеродинамічна якість ВС, $V_{кр}$ - крейсерська швидкість польоту, C_r - питома витрата палива m тонна - відносна маса палива.

Таблиця 1.5- Розрахунок характеристики вантаж- дальність.

№точки	Пасажири	Мк.н.	Мо	Мп.с.	Мт	Мт(отн)	L(км)
1	80	10000	31746	15250	6508	0,230011	2405,8023
2	70	8800	31746	15250	7708	0,264813	2485,9957
3	60	7600	31746	15250	8908	0,299614	2886,9628
4	50	6400	31746	15250	10108	0,334416	3207,7364
5	40	5200	31746	15250	11308	0,369218	4009,6706
6	3 ч.э.	240	-	15250	12508	0,436388	4811,6047

Точка №6 показує перегоночну дальність літака з 3 членами екіпажа і з максимально заправленими баками.

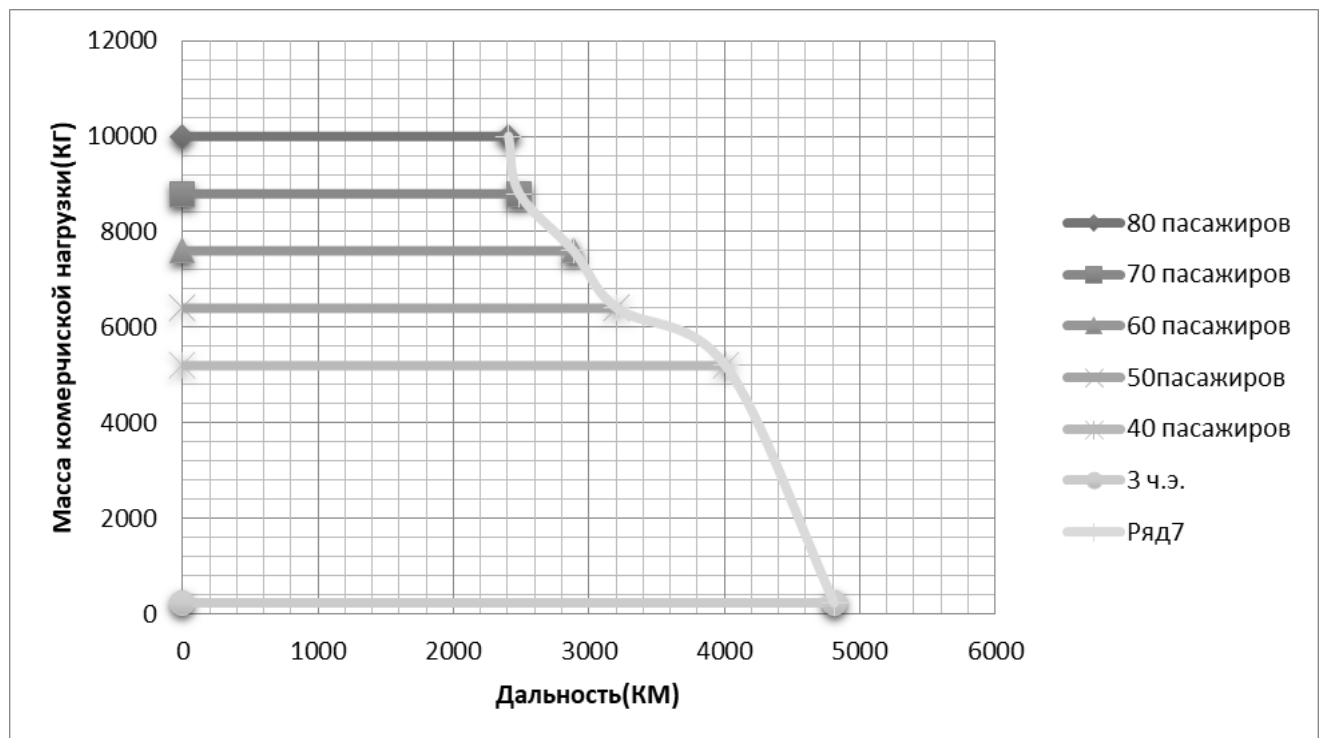


Рисунок 1.11- Графік характеристики «вантаж-дальність»

Висновки

У результаті роботи над цим розділом були розглянуті проектно-конструкторські і експлуатаційні особливості пасажирського літака з кількістю пасажирів $n=80$ чоловік і дальністю польоту $L=2200$ км.

За статистичними даними літаків аналогів були визначені тактико-технічні вимоги експлуатованого літака. Виходячи з отриманих ТТВ були визначені масові характеристики літака і його основні геометричні параметри.

З характеристики вантаж - дальність була визначена практична дальність:

-з 80 пасажирами: 2405 км

-з 70 пасажирами: 2485 км

-з 60 пасажирами: 2886 км

-з 50 пасажирами: 3207 км

-з 40 пасажирами: 4009 км

Перегоночна дальність: 4811 км.

1.2 Розрахунок аеродинамічних характеристик літака

1.2.1 Розрахунок поляр і аеродинамічної якості в злітній, посадочній і крейсерській конфігураціях літака

Для розрахунку польотно-технічних характеристик (ПТХ) швидкісних ЛА зручно користуватися польотними полярями, які є коефіцієнтом аеродинамічної підйомної сили (c_{ya}), необхідного для горизонтального прямолінійного польоту ЛА заданої маси при фіксованій висоті, функції коефіцієнта лобового опору, що встановився C_{xa} .

Задаємося значеннями висоти польоту H , км(0.0 2.0 4.0 5.0 6.0 7.0 8.0 8.5 9.0 9.5 10.0 10.5 11.0 11.5 12.0).

Числа Маха :

(0.20 0.25 0.30 0.35 0.40 0.45 0.50 0.55 0.60 0.65 0.70 0.75 0.80 0.85 1.25).

Для кожної швидкості M і висоти H , з урахуванням розрахункової маси ЛА, знаходимо необхідне значення c_{ya} по формулі:

$$c_{ya} = \frac{mg}{0.7 p_H M_i^2 S},$$

де g - прискорення вільного падіння

$g=9.81$ м/с²;

p_H - атмосферний тиск на висоті H .

Для висоти $H=0$ км $p_H=101325$ Па, для $H=6$ км $p_H=47217,6$ Па, для $H=11$ км $p_H=22700$ Па.

Розрахунок коефіцієнтів виконаний в комп'ютерній програмі «Aircraftaerodynamics» розробленою на кафедрі 101 (автор Чмовж В.В.). Розрахунок проводиться для висот $H=0$ км, $H=6$ км і $H=11$ км.

Розрахунок аеродинамічних характеристик літального апарату

Тип літака : дозвуковий неманеврений. Схема: звичайна. Площа $S_h=109.244$

Геометричні параметри і аеродинамічні характеристики ізольованого фюзеляжу

$L_f=27.360$ $D_f= 3.420$ $L_{mf}= 8.000$ $S_{mf}= 9.186$ $S_{otf}=0.0841$ $F_6/S_M=27.737$
 $M^*=0.905$

$L_n= 4.400$ $D_n= 0.000$ $L_{mn}= 1.287$ $E_{tn}= 0.000$ $B_{tn}= 0.000$ Форма:
 еліпсоїдна

$L_k= 7.900$ $D_k= 0.000$ $L_{mk}= 2.310$ $E_{tk}= 0.000$ $B_{tk}=13.000$ Форма:
 криволінійна

Повітрязабірник - відсутній $S_{вз}= 0.000$ $S_{цт}= 0.000$ $S_{цтот}=0.0000$

Ліхтар $L_{фон}= 0.000$ $S_{фон}= 0.000$

Наявність обтічників основних стоек

Профільний опір ізольованого фюзеляжу

$M=0.20$ $M=0.30$ $M=0.40$ $M=0.50$ $M=0.60$ $M=0.70$ $M=0.80$
 $M=1.20$

Точка X_t 0.16905 0.15961 0.15498 0.15236 0.15077 0.14976 0.14912
 0.14827

$H= 0.0$ 0.05957 0.05747 0.05619 0.05530 0.05461 0.05402 0.05348
 0.05142

$H=11.0$ 0.06921 0.06685 0.06537 0.06430 0.06346 0.06273 0.06206
 0.05953

Додатковий профільний опір ізольованого фюзеляжу

$M=0.20$ $M=0.30$ $M=0.40$ $M=0.50$ $M=0.60$ $M=0.70$ $M=0.80$
 $M=1.20$

$H= 0.0$ 0.06262 0.06326 0.06367 0.06396 0.06420 0.06441 0.06460
 0.11513

$H=11.0$ 0.06018 0.06072 0.06107 0.06134 0.06155 0.06174 0.06192
 0.10959

Хвильовий опір ізольованого фюзеляжу і його частин

$M^*=0.905$

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
Носова					0.30670		
Кормова					0.14331		
Фюзеляж					0.45001		

Додатковий хвилевий опір ізолюваного фюзеляжу

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
					0.00000		

Похідна dC_y/dA_l ізолюваного фюзеляжу і його частин $\text{Alfa}_0 = 0.47$

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
Носова	2.0000	2.0000	2.0000	2.0000	2.0000	2.0000	2.1649
Циліндрична					0.2838		
Кормова	-0.4000	-0.4000	-0.4000	-0.4000	-0.4000	-0.4000	-0.4000
Фюзеляж	1.6000	1.6000	1.6000	1.6000	1.6000	1.6000	2.0487

Положення фокусу X_f фюзеляжу і його частин в долях довжини фюзеляжу відносно носу

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
Носова	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
Циліндрична					0.2534		
Кормова	0.8556	0.8556	0.8556	0.8556	0.8556	0.8556	0.8556
Фюзеляж	-0.2139	-0.2139	-0.2139	-0.2139	-0.2139	-0.2139	-0.2139

Геометричні параметри і аеродинамічні характеристики ізолюваного крила

$B_0 = 5.260$	$B_6 = 4.877$	$B_k = 1.787$	$B_s = 3.332$	$L = 31.000$	$L_k = 13.790$	$F_{ikp} = 0.00$
$V_a = 3.571$	$X_a = 3.231$	(без напливу)				
$S_k = 91.894$	$S_{ot} = 0.8412$	$L_m = 8.277$	$E_t = 2.729$	(без напливу)		
$X_{i00} = 29.0$	$X_{i05} = 23.9$	$X_{i10} = 18.3$	$X_{ic} = 29.0$	$X_{i25} = 26.5$	(без напливу)	

Тип профілю - класичний $K_p = 2.1$ $m = 0.350$
 $C_b = 0.200$ $C_k = 0.050$ $z = 0.160$ $X_c = 0.000$ $f = 0.000$ $X_f = 0.000$
 $M^* = 0.878$

$X_{B0} = 8.166$ $X_{Bb} = 9.114$ $F_i = 6.200$ відстань від носка фюзеляжу і кут
 установки

$X_{14} = 10.333$ $D_{14} = 3.420$ $X_{12} = 11.552$ $D_{14} = 3.420$

Компонування - крило + фюзеляж круглого перерізу $K_{int} = 0.057$

$D_\phi = 3.420$ $H = 1.510$ $Sig = 0.110$

Кінцеві елементи - відсутні

Коефіцієнт гальмування потоку перед крилом

$M = 0.20$ $M = 0.30$ $M = 0.40$ $M = 0.50$ $M = 0.60$ $M = 0.70$ $M = 0.80$
 $M = 1.20$

$H = 0.0$ 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000
 0.96633

$H = 11.0$ 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000
 0.96633

Профільний опір ізолюваного крила

$M = 0.20$ $M = 0.30$ $M = 0.40$ $M = 0.50$ $M = 0.60$ $M = 0.70$ $M = 0.80$
 $M = 1.20$

X_t 0.08802 0.06653 0.05363 0.04504 0.03890 0.03430 0.03072 0.00000
 $H = 0.0$ 0.00793 0.00761 0.00739 0.00721 0.00705 0.00691 0.00678
 0.00639

$H = 11.0$ 0.00898 0.00868 0.00846 0.00828 0.00813 0.00798 0.00784
 0.00754

Хвильовий опір ізолюваного крила

$M^* = 0.878$

$M = 0.20$ $M = 0.30$ $M = 0.40$ $M = 0.50$ $M = 0.60$ $M = 0.70$ $M = 0.80$
 $M = 1.20$

0.17142

Похідна dC_y/dA_l ізолюваного крила

$\text{Alfa}_0 = 0.00$

$M = 0.20$ $M = 0.30$ $M = 0.40$ $M = 0.50$ $M = 0.60$ $M = 0.70$ $M = 0.80$
 $M = 1.20$

3.8740 3.9428 4.0461 4.1929 4.3988 4.6918 5.1284 5.1938

Положення фокусу X_f крила в долях бортової хорди відносно носка бортової хорди

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80
M=1.20
0.8013 0.8013 0.8013 0.8013 0.8013 0.8013 0.8013 1.0280

Геометричні параметри і а/д характеристики ізолюваного горизонтального оперення

$B_0= 3.380$ $B_6= 3.380$ $B_k= 0.850$ $B_s= 2.115$ $L= 10.035$ $L_k= 5.018$

$B_a= 2.367$ $X_a= 1.160$ (без напливу)

$S_k= 21.224$ $S_{ot}=0.1943$ $L_m= 4.745$ $E_t= 3.976$ (без напливу)

$X_{i00}= 30.0$ $X_{i05}= 18.0$ $X_{i10}= 4.2$ $X_{ic}= 30.0$ $X_{i25}= 24.3$ (без напливу)

Тип профілю - класичний $K_p= 2.1$ $m= 0.350$

$C_b= 0.100$ $C_k= 0.050$ $z= 0.090$ $X_c= 0.000$ $f= 0.000$ $X_f= 0.000$

$M^*=0.909$

$X_{B0}=25.227$ $X_{Bb}=25.227$ $F_i= 0.000$ відстань від носка фюзеляжу і кут установки

$X_{14}=26.072$ $D_{14}= 0.000$ $X_{12}=26.917$ $D_{14}= 0.000$

$X_1=12.421$ $B_1= 4.698$ $X_{go}=15.739$ $Y_{go}= 3.153$ $S^*/S_k= 0.700$

Компонування - Т- подібне оперення $Sig=0.000$ $K_{int}= 0.000$

Кінцеві елементи - відсутні

Коефіцієнт гальмування потоку перед горизонтальним оперенням

M=0.20 M=0.30 M=0.40 M=0.50 M=0.60 M=0.70 M=0.80
M=1.20

$H= 0.0$ 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000
0.93227

$H=11.0$ 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000 1.00000
0.93227

Профільний опір ізолюваного горизонтального оперення

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
Xt	0.11289	0.08890	0.07352	0.06282	0.05495	0.04891	0.04413
H= 0.0	0.00706	0.00670	0.00644	0.00622	0.00604	0.00587	0.00571
0.00524							
H=11.0	0.00818	0.00775	0.00746	0.00722	0.00701	0.00682	0.00664
0.00623							

Хвильовий опір ізолюваного горизонтального оперення $M^*=0.909$

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
				0.04668			

Похідна dC_y/dA_l ізолюваного горизонтального оперення $Alfa_0= 0.00$

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
	3.5604	3.6182	3.7047	3.8275	3.9990	4.2426	4.6059
						4.7227	

Положення фокусу X_f горизонтального оперення в долях бортової хорди

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
	0.5098	0.5098	0.5098	0.5098	0.5099	0.5100	0.5104
						0.6876	

Геометричні параметри і а/д характеристики ізолюваного оперення

Вертикальне оперення - центральне(1шт)

$B_0= 4.050$ $B_6= 4.050$ $B_k= 3.380$ $B_s= 3.715$ $L= 2.700$ $L_k= 2.700$

$B_a= 3.725$ $X_a= 0.787$ (без напливу)

$S_k= 10.031$ $S_{ot}=0.0918$ $L_m= 0.727$ $E_t= 1.198$ (без напливу)

$X_{i00}= 31.0$ $X_{i05}= 25.5$ $X_{i10}= 19.4$ $X_{ic}= 31.0$ $X_{i25}= 28.3$ (без напливу)

Тип профілю - класичний $K_p= 2.1$ $m= 0.350$

$C_b= 0.100$ $C_k= 0.100$ $z= 0.100$ $X_c= 0.000$ $f= 0.000$ $X_f= 0.000$

$M^*=0.911$

$X_{B0}=23.449$ $X_{Bb}=23.449$ $F_i= 0.000$ відстань від носка фюзеляжу і кут установки

$X_{14}=24.462$ $D_{14}= 0.000$ $X_{12}=25.474$ $D_{14}= 0.000$

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
Точка X _t	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
	0.00000						
H= 0.0	0.02950	0.02933	0.02956	0.02996	0.03041	0.03087	0.03132
	0.03277						
H=11.0	0.03563	0.03522	0.03536	0.03572	0.03617	0.03665	0.03712
	0.03866						

Додатковий профільний опір ізольованої м/гондоли

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
H= 0.0	0.00719	0.00717	0.00719	0.00722	0.00725	0.00729	0.00732
	0.00743						
H=11.0	0.00765	0.00762	0.00763	0.00765	0.00769	0.00772	0.00776
	0.00787						

Хвилевий опір ізольованої м/гондоли

M*=0.579

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
				0.00861			

Похідна підйомної сили ізольованої м/гондоли $dC_y/dA_l = 0.0000$

Критичне число Маха літака $M^* = 0.95 \min\{0.878, 0.909, 0.911, 0.905, 0.579\} = 0.834$

Опір частин літака і додаткових елементів в системі літака

Профільний опір фюзеляжу в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
H= 0.0	0.01027	0.01015	0.01008	0.01003	0.00999	0.00996	0.00993
	0.01400						
H=11.0	0.01088	0.01073	0.01063	0.01056	0.01051	0.01047	0.01043
	0.01422						

Хвилевий опір фюзеляжу в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
					0.03784		

Профільний опір крила в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
H= 0.0	0.00667	0.00640	0.00621	0.00606	0.00593	0.00582	0.00571
0.00519							
H=11.0	0.00755	0.00730	0.00712	0.00697	0.00683	0.00671	0.00659
0.00613							

Профільний опір інтерференції кривий + фюзеляж

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
H= 0.0	0.00007	0.00007	0.00007	0.00006	0.00006	0.00006	0.00006
0.00006							
H=11.0	0.00008	0.00008	0.00008	0.00007	0.00007	0.00007	0.00007
0.00007							

Хвильовий опір крила в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
H= 0.0					0.13934		
H=11.0					0.13934		

Хвильовий опір інтерференції кривий + фюзеляж

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
H= 0.0					- 0.00578		
H=11.0					- 0.00578		

Профільний опір горизонтального оперення в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
H= 0.0	0.00137	0.00130	0.00125	0.00121	0.00117	0.00114	0.00111
0.00095							

H=11.0	0.00159	0.00151	0.00145	0.00140	0.00136	0.00132	0.00129
0.00113							

Профільний опір інтерференції горизонтальне оперення + фюзеляж

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
H= 0.0	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
0.00000							
H=11.0	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
0.00000							

Хвильовий опір горизонтального оперення в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
H= 0.0					0.00845		
H=11.0					0.00845		

Хвильовий опір інтерференції горизонтальне оперення + фюзеляж

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
H= 0.0					- 0.00047		
H=11.0					- 0.00047		

Профільний опір вертикального оперення в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
H= 0.0	0.00061	0.00058	0.00055	0.00054	0.00052	0.00051	0.00049
0.00045							
H=11.0	0.00071	0.00067	0.00065	0.00063	0.00061	0.00059	0.00058
0.00053							

Хвильовий опір вертикального оперення в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
H= 0.0					0.00257		
H=11.0					0.00257		

Профільний опір м/гондол в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
H= 0.0	0.00178	0.00177	0.00178	0.00180	0.00182	0.00185	0.00187
0.00195							
H=11.0	0.00210	0.00207	0.00208	0.00210	0.00212	0.00215	0.00217
0.00225							

Хвильовий опір м/гондол в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
					0.00032		

Профільний опір літака(без урахування додаткових елементів)

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
H= 0.0	0.02077	0.02027	0.01994	0.01970	0.01950	0.01933	0.01917
0.02259							
H=11.0	0.02291	0.02235	0.02200	0.02173	0.02151	0.02132	0.02113
0.02433							

Хвильовий опір літака (без урахування додаткових елементів)

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
H= 0.0					0.18226		
H=11.0					0.18226		

Додатковий опір від місцевих джерел: M < 1 M > 1

- Антени	0.0000137	0.0000549					
- Обтічники вузлів підвіски органів управління					0.0000009	0.0000027	
- Вузли утримувача зовнішньої підвіски					0.0000037	0.0000073	
- Трубка ПВД				0.0000073	0.0000073		
- Датчик системи протизаморожувача				0.0000110	0.0000302		
- Аеронавігаційні вогні				0.0000146	0.0000146		
- Розрядник статичної електрики				0.0000037	0.0000037		
- Всмоктуючі і вихлопні патрубки					0.0000192	0.0000586	
- Датчик температури					0.0000101	0.0000439	

- Склоочисник	0.0000073	0.0000073		
- Потайна клепка, з'єднання листів обшивки встык	0.0007006	0.0007006		
- Щілина між крилом і закрилком (L= 8.00, b=0.70)			0.0007564	
0.0007564				
- Щілина між крилом і елероном (L= 4.00, b=0.70)			0.0003782	
0.0003782				
- Щілина між стабілізатором і кермом висоти(b=0.30)			0.0002429	
0.0002429				
- Щілина між кілем і кермом напряду (b=1.00)	0.0000918	0.0000918		
- Сумарний опір від місцевих джерел	0.0022614	0.0024005		

Сумарний додатковий опір літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
H= 0.0	0.00226	0.00226	0.00226	0.00226	0.00226	0.00226	0.00226
0.00240							
H=11.0	0.00226	0.00226	0.00226	0.00226	0.00226	0.00226	0.00226
0.00240							

Коефіцієнт лобового опору літака при $C_{ya}=0$

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
H= 0.0	0.02303	0.02253	0.02221	0.02196	0.02177	0.02159	0.02143
0.20726							
H=11.0	0.02517	0.02462	0.02426	0.02400	0.02377	0.02358	0.02339
0.20899							

Хвильовий опір літака від $M^*=0.834$ до $M=1.2$

	M=0.5	M=0.6	M=0.7	M=0.8	M=0.9	M=1.0	M=1.1	M=1.2
H= 0.0				0.00371	0.04491	0.12734	0.18226	
H=11.0				0.00371	0.04491	0.12734	0.18226	

Лобовий опір літака від $M^*=0.834$ до $M=1.2$

	M=0.5	M=0.6	M=0.7	M=0.8	M=0.9	M=1.0	M=1.1	M=1.2
H= 0.0				0.02603	0.06812	0.15144	0.20726	
H=11.0				0.02793	0.06997	0.15323	0.20899	

DkFi	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
------	---------	---------	---------	---------	---------	---------	---------	---------

0.00000

Скос потоку перед горизонтальним оперенням

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
--	--------	--------	--------	--------	--------	--------	--------

M=1.20

eps0	0.877	0.887	0.902	0.924	0.955	0.999	1.068	0.743
epsAl	0.1455	0.1472	0.1497	0.1533	0.1584	0.1659	0.1772	0.1233

Похідна $dC_y/d\alpha$ і кут α_0 крила в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
--	--------	--------	--------	--------	--------	--------	--------

M=1.20

$dC_y/d\alpha$	3.20489	3.26175	3.34721	3.46870	3.63903	3.88139	4.24256
----------------	---------	---------	---------	---------	---------	---------	---------

4.15067

α_0	-5.95	-5.95	-5.95	-5.95	-5.95	-5.95	-5.95
------------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------

Похідна $dC_y/d\alpha$ і кут α_0 горизонтального оперення в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
--	--------	--------	--------	--------	--------	--------	--------

M=1.20

$dC_y/d\alpha$	0.59108	0.59950	0.61203	0.62962	0.65385	0.68752	0.73623
----------------	---------	---------	---------	---------	---------	---------	---------

0.74995

α_0	1.03	1.04	1.06	1.09	1.13	1.20	1.30	0.85
------------	------	------	------	------	------	------	------	------

Похідна $dC_y/d\alpha$ і кут α_0 фюзеляжу в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
--	--------	--------	--------	--------	--------	--------	--------

M=1.20

$dC_y/d\alpha$	0.13454	0.13454	0.13454	0.13454	0.13454	0.13454	0.13454
----------------	---------	---------	---------	---------	---------	---------	---------

0.17227

α_0	0.47	0.47	0.47	0.47	0.47	0.47	0.47
------------	------	------	------	------	------	------	------

Похідна $dC_y/d\alpha$ мотогондол в системі літака $dC_y/d\alpha = 0.00000$

Похідна $dC_y/d\alpha$ і кут α_0 літака без горизонтального оперення

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
--	--------	--------	--------	--------	--------	--------	--------

M=1.20

$dC_y/d\alpha$	3.33943	3.39630	3.48175	3.60325	3.77357	4.01593	4.37710
----------------	---------	---------	---------	---------	---------	---------	---------

4.32294

Alfa0 - 4.80 -4.81 -4.81 -4.82 -4.83 -4.84 -4.85 -4.80

Похідна $dC_y/d\alpha$ і кут α_0 літака с горизонтальним оперенням

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
$dC_y/d\alpha$	3.93051	3.99579	4.09378	4.23287	4.42742	4.70345	5.11333
	5.07289						
Alfa0	- 4.05	-4.05	-4.06	-4.07	-4.08	-4.10	-4.12
							-4.07

Коефіцієнт підйомної сили літака $C_{y\alpha} = dC_y/d\alpha(\alpha - \alpha_0)$ (лінійна ділянка)

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
$\alpha = 0.0$	0.27784	0.28275	0.29013	0.30062	0.31531	0.33621	0.36731
	0.36034						
$\alpha = 10.0$	0.96384	0.98015	1.00463	1.03939	1.08804	1.15711	1.25976
	1.24573						
$\alpha = 20.0$	1.64985	1.67755	1.71913	1.77816	1.86077	1.97802	2.15220
	2.13112						

Коефіцієнт максимальної підйомної сили літака і критичний кут атаки

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
$C_{y\max}$	1.13409	1.09408	1.05405	1.01400	0.97394	0.93386	0.89376
Alfa _{кр}	13.98	13.13	12.19	11.16	10.02	8.78	7.40

Коефіцієнт відвала півяровини

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
	0.04691	0.04691	0.04689	0.04687	0.04685	0.04681	0.04675
	0.19718						

Максимальна якість K_{\max}

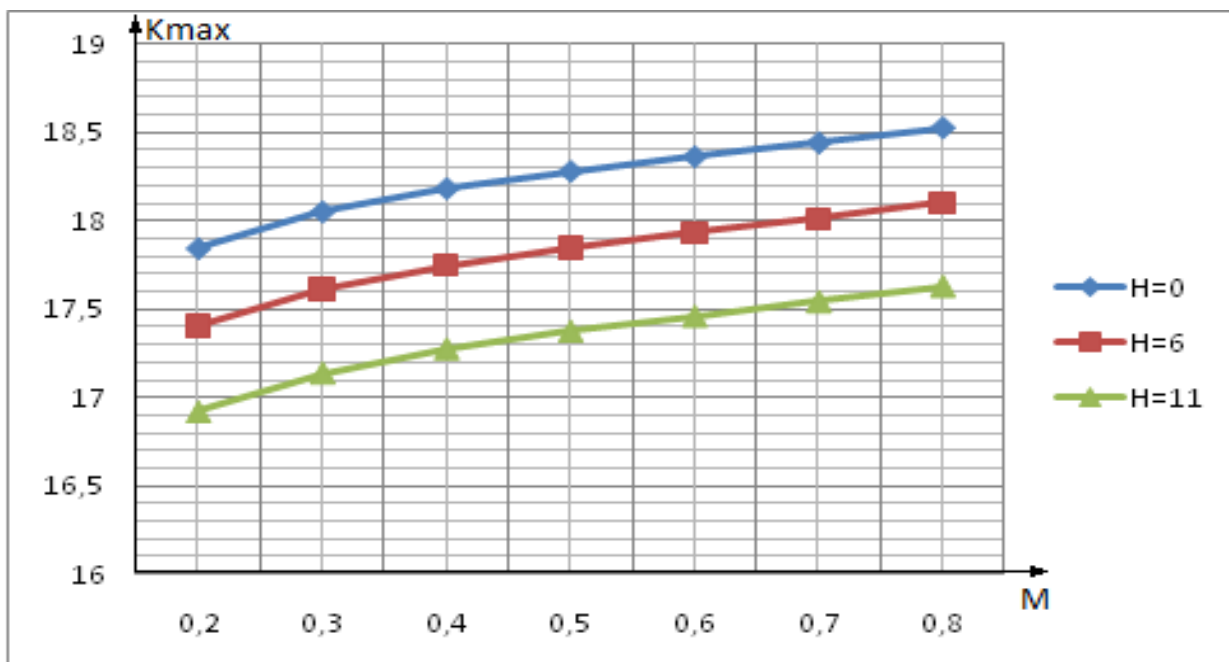
	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
H= 0.0	15.210	15.380	15.495	15.583	15.659	15.728	2.473
H=11.0	14.551	14.715	14.824	14.909	14.982	15.051	2.463

Найвигідний коефіцієнт підйомної сили C_y н.в.

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
H= 0.0	0.70071	0.69309	0.68815	0.68453	0.68164	0.67919	0.67707
1.02523							
H=11.0	0.73243	0.72443	0.71931	0.71550	0.71240	0.70972	0.70735
1.02951							

Поляра літака $C_{xa} = C_{xo} + A C_{ya}^2$ для $H = 0.0$

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80
M=1.20							
$C_{ya} = 0.0$	0.02303	0.02253	0.02221	0.02196	0.02177	0.02159	0.02143
0.20726							
$C_{ya} = 0.2$	0.02491	0.02441	0.02408	0.02384	0.02364	0.02346	0.02330
0.21514							
$C_{ya} = 0.4$	0.03054	0.03004	0.02971	0.02946	0.02926	0.02908	0.02891
0.23881							
$C_{ya} = 0.6$	0.03992	0.03942	0.03909	0.03884	0.03863	0.03844	0.03826
0.27824							
$C_{ya} = 0.8$	0.05306	0.05255	0.05222	0.05196	0.05175	0.05155	0.05135
0.33345							
$C_{ya} = 1.0$		0.06995	0.06944	0.06910	0.06884		
0.40444							

Рисунок 1.2.1- Залежність $K_{max}=f(M)$

Додатковий індуктивний опір літака dC_{xi} для $H=0.0$

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
$C_{ya}=0.0$	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
$C_{ya}=0.2$	0.00005	0.00006	0.00007	0.00008	0.00009	0.00010	0.00011	
$C_{ya}=0.4$	0.00045	0.00050	0.00056	0.00063	0.00071	0.00081	0.00553	
$C_{ya}=0.6$	0.00157	0.00176	0.00199	0.00226	0.00258	0.00401	0.03382	
$C_{ya}=0.8$	0.00410	0.00466	0.00535	0.00622	0.00788	0.04418	0.08262	
$C_{ya}=1.0$	0.01005	0.01211	0.01527	0.02717				
C_{yaKrit}	1.44421	1.29843	1.14393	0.97816	0.79689	0.59184	0.34115	

Поляр літака $C_{xa} = C_{xo} + A C_{ya}^2 + dC_{xi}$ для $H=0.0$

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
$C_{ya}=0.0$	0.02303	0.02253	0.02221	0.02196	0.02177	0.02159	0.02143	0.20726
$C_{ya}=0.2$	0.02497	0.02447	0.02415	0.02392	0.02373	0.02356	0.02341	0.21514
$C_{ya}=0.4$	0.03099	0.03053	0.03027	0.03009	0.02997	0.02989	0.03444	0.23881
$C_{ya}=0.6$	0.04150	0.04118	0.04107	0.04109	0.04121	0.04245	0.07208	0.27824
$C_{ya}=0.8$	0.05716	0.05722	0.05757	0.05818	0.05962	0.09573	0.13397	0.33345
$C_{ya}=1.0$	0.08000	0.08155	0.08437	0.09601				0.40444
$C_{ya=Max}$	0.12337	0.11868	0.11430	0.11874	0.14515	0.17032	0.19537	

K_{max}	14.486	14.581	14.610	14.601	14.565	14.506	12.432	2.473
$C_{ya_{н.в.}}$	0.63400	0.62136	0.61025	0.59941	0.58828	0.57650	0.34116	1.02524
$\alpha_{ф.ст.}$	5.19	4.86	4.48	4.05	3.53	2.93	-0.29	7.51

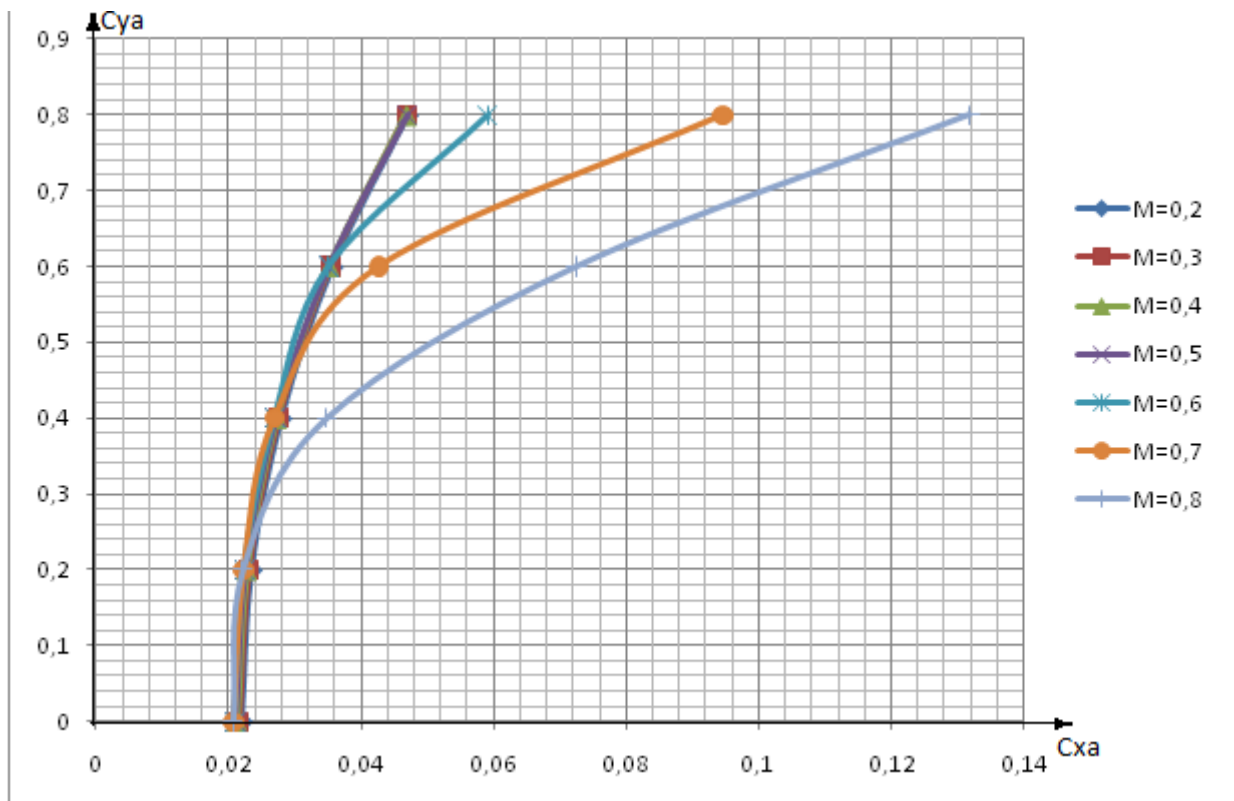


Рисунок 1.2.2- Поляра $C_{ya}=f(C_{xa})$

1.2.2 Аналіз впливу геометричних параметрів крила на його аеродинамічні характеристики і положення фокусу літака. Аналіз подовжньої і поперечної стійкості літака

Подовжній момент і положення фокусу частин літака в системі літака

Похідна dM_z/dA_l і положення фокусу X_f/L_f крила в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
dM_z/dA_l	-1.5253	-1.5524	-1.5931	-1.6509	-1.7319	-1.8473	-2.0192	-2.1432
X_f/L_f	0.4759	0.4759	0.4759	0.4759	0.4759	0.4759	0.4759	0.5164

Похідна dM_z/dA_l і положення фокусу X_f/L_f горизонтального оперення

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
dM_z/dA_l	-0.5822	-0.5905	-0.6029	-0.6202	-0.6441	-0.6772	-0.7253	-0.7552
X_f/L_f	0.9850	0.9850	0.9850	0.9850	0.9850	0.9850	0.9851	1.0070

Похідна dM_z/dA_l і положення фокусу X_f/L_f фюзеляжу в системі літака

	M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
dM_z/dA_l	0.0288	0.0288	0.0288	0.0288	0.0288	0.0288	0.0288	0.0227
X_f/L_f	-0.2139	-0.2139	-0.2139	-0.2139	-0.2139	-0.2139	-0.2139	-0.1320

Похідна dM_z/dA_l мотогондол в системі літака $dM_z/dA_l = 0.0000$

Коефіцієнт моменту mz_0 літака с горизонтальним оперенням (віднесено до САХ крила)

M=0.20	M=0.30	M=0.40	M=0.50	M=0.60	M=0.70	M=0.80	M=1.20
0.2434	0.2474	0.2534	0.2619	0.2739	0.2909	0.3164	0.2744

1.2.3 Розрахунок льотних характеристик літака методом тяги(потужностей)

Розрахунок потрібної тяги ЛА, що розташовується

У горизонтальному прямолінійному польоті ЛА, що встановився, на висоті H із заданим M , необхідна тяга, в першому наближенні, дорівнює величині лобового опору.

$P_{i\dot{\delta}\delta}(H, M) = X_{a\dot{a}}(H, M)$, яку можна визначити по приведеній залежності:

$$X_{a\dot{a}} = C_{x0}qS + \frac{AG^2}{qS} = X_0 + X_i,$$

де $G = mg$ - сила тяжіння;

$q = 0,7 p_H M^2$ – швидкісний натиск;

C_{x0} , A – задані в початкових даних аеродинамічні коефіцієнти, які відповідають розрахунковому числу M ;

X_0 - лобовий опір при нульовій підйомній силі;

X_i – індуктивний лобовий опір;

S – характерна площа.

Тяга, що розташовується, - це сумарна тяга усіх двигунів на ЛА при повністю відкритому дроселі (тобто значення дроселювання $\bar{R} = 1$).

Щоб отримати залежність $P_{\delta\dot{a}\dot{m}} = f(M)_{H=const}$ для фіксованої висоти H і декількох значень M визначуваний відповідний числу Маха і вибраній висоті H коефіцієнт тяга ξ_p .

Тягу, що розташовується, рахуємо по формулі $P_{\delta\dot{a}\dot{m}} = P_0 \cdot \xi_p(M, H)$,

де P_0 - стартова тяга.

Розрахунок коефіцієнтів виконан в комп'ютерній програмі «Aircraft aerodynamics» розробленою на кафедрі 101 (автор Чмовж В.В.)

Таблиця 1.6- Потрібної тяги

H, м/М	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,2
0	34308	26724	23216	31953	45534	63681	84895	109156	2319806
1000	-	34305	22490	29433	40739	56835	75653	97175	2059095
2000	-	34285	21833	27150	36647	50631	67279	86318	1822838
3000	-	34266	21952	25085	33471	45022	59707	76502	1609230
4000	-	34250	22355	23557	30606	39962	52878	67648	1416562
5000	-	34234	23483	22751	28029	35805	46733	59682	1243217
6000	-	34221	25364	22028	25716	32524	41220	52534	1087669
7000	-	-	34210	21788	23689	29587	36461	46138	948478
8000	-	-	34206	22350	22847	26967	32948	40431	824287
9000	-	-	34203	23599	22099	24637	29823	36013	713821
10000	-	-	34492	26682	21032	23702	23049	33217	613564
11000	-	-	-	34507	22298	22475	24067	31819	526176
12000	-	-	-	35804	25241	21132	23531	29182	457644
13000	-	-	-	36840	30633	22129	22769	27648	389080
14000	-	-	-	-	41036	25752	22898	31464	330103
15000	-	-	-	-	46797	44612	30082	35286	296800

Таблиця 1.7- Наявні тяги

Н, м/М	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,2
0	66041	65743	61910	57816	54462	52847	50972	50837	-
1000	78628	65371	61910	57816	54462	52847	50972	50837	-
2000	78628	64533	61910	57816	54462	52847	50972	50837	-
3000	73564	59526	57750	53861	50662	48154	47336	47210	-
4000	68680	54843	53731	49036	47985	45579	44817	44699	-
5000	63971	50446	49847	46339	43430	42121	41411	41301	-
6000	59434	46302	46097	43766	40993	39776	38117	38015	-
7000	54064	54064	42202	39316	37671	36543	35932	35837	-
8000	50859	50859	38085	36986	35463	33419	32853	32765	-
9000	46814	46814	34299	34771	32365	31400	30878	30797	-
10000	43925	43925	31789	31670	29374	28486	28004	27929	-
11000	39189	39189	39189	28304	27489	26672	25229	25160	-
12000	33654	33654	33654	23660	23365	22666	22288	21229	-
13000	29780	29780	29780	20780	20693	19098	18775	18725	-
14000	24469	24469	24469	24469	16113	16904	16628	16585	-
15000	21641	21641	21641	21641	14039	14030	13793	13757	-

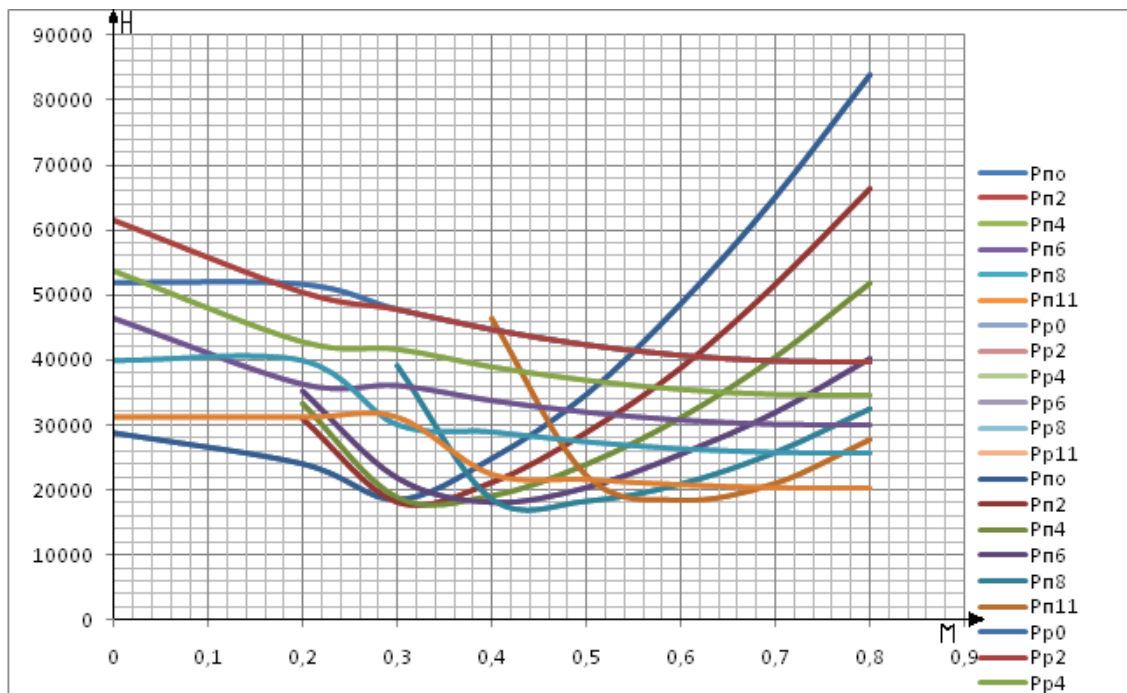


Рисунок 1.2.3- Наявні тяги.

1.3 Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання, підбір літака.

1.3.1 Розробка майстер-геометрії середньомагістрального літака

Процес моделювання здійснюється в системі Siemens NX. Siemens NX — флагманська CAD/CAM/CAE-система виробництва компанії Siemens PLM Software (до 1 жовтня 2007 — *UGS PLM Software*). Система використовує ядро геометричного моделювання Parasolid. Вперше представлена аудиторії в 1973 році. Остання версія NX 10 вийшла 6 жовтня 2014 року і є 29-ю версією програми. Система «Unigraphics» була розроблена американською компанією United Computing. В 1976 компанія McDonnell Douglas (сьогодні Boeing) придбала United Computing і згодом була утворена McDonnell Douglas Automation Unigraphics Group. Компанія EDS придбала цей бізнес в 1991. В 2001 EDS була придбана компанією Structural Dynamics Research Corporation (SDRC) і Unigraphics був об'єднаний з САПР I-DEAS компанії SDRC. Поступове додавання функціональних можливостей I-DEAS в основний код системи «Unigraphics» стало основою наявної лінійки продуктів NX. До складу конструкторських програм NX входять інструменти для проектування деталей та агрегатів, створення користувацьких конструктивних елементів, проектування листових тіл, створення простих і складних поверхонь, трубопроводів, електричних джгутів, засоби моделювання людини, проектування друкованих плат, розробки прес-форм

і штампів. NX дозволяє виконати моделювання деталей і агрегатів, провести аналіз перетинів і розрахунок маси, підготувати 2D або 3D креслення (розміри і анотації наносяться на 3D-модель). Засоби проектування електромеханічних систем забезпечують можливості поєднувати в проекті механічні елементи, електричну проводку та інформацію про логічні підключення. Пакет NX Routing Harness забезпечує моделювання прокладки джгутів у виробі. Система дозволяє проводити обмін кабельним журналом з ECAD-системами (наприклад: E3.series, Electric, Mentor Graphics і іншими).

1.3.2 Опис літака.

Проектуємий літак виконаний за схемою високонаплана з двигунами, розміщеними на пілонах під крилом. Крило помірної стріловидності, в якості механізму мають ковпачки, елерони і інтерцептор.

Має однокілеве Т-образне оперення, представляє собою цільний руль напрямку та дві секції руля висот. Шасі трьох-опорне з носовою стійкою.

Основні стійки підбираються в гондоли на фюзеляжі. Передня стійка убирається проти потоку в носову частину фюзеляжу. Фюзеляж літака складається з трьох частин: носова, центральна і хвостова. У носовій частині розташована кабіна пілотів, а також відсік радіонавігаційного устаткування, а також є ніша прибирання шасі.

На правому борту мається 3 вантажних люків, одна передня, розташована між нішами стоків шасі та 2 задніх, після похили основних опор шасі і під вертикальним оперенням відповідно. Вантажний відсік передбачений для перевезення багажу в контейнері без, в цих випадках кріплення здійснюється до посиленого стану за допомогою сталевих тросів. Для цього в стані передбачені спеціальні скоби.

У підпільних багажниках є засоби механізації, які складаються з піддонів у передньому багажнику (2 піддона зливу та справа від люку довжиною 100 см по напрямку польоту, повторюючи нижній контур багажника) в задньому багажнику (1 піддон на правому кутку, меншого розміру, ніж передньому багажнику, довжиною 85 см по напрямку польоту, повторює нижній контур багажника), направляючи, що забезпечують переміщення піддонів і засобів фіксації піддонів у крайніх положеннях.

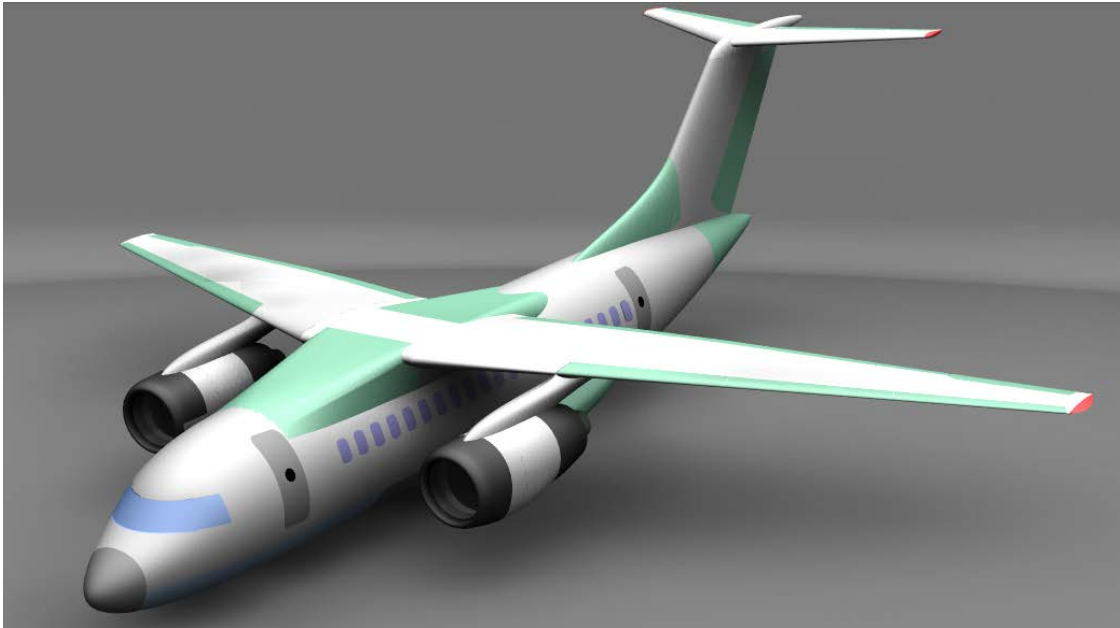


Рисунок 1.3.1- Майстер геометрія проєктованого літака.

Висновки

Розглянута динаміка горизонтального польоту пасажирського літака в польотній конфігурації (шасі і механізація крила знаходяться в прибраному положенні) при подовжньому русі, що встановився, без кутів крену і ковзання.

Злітно - посадочні характеристики літака залежать від багатьох параметрів. У першу чергу це механізація крила, положення ручки управління двигуном, маси літака і стан злітно - посадочної смуги.

При зльоті на літальний апарат починає діяти нормальне перевантаження, як тільки він відривається від землі. При посадці найбільш небезпечний для конструкції момент торкання колесами злітно-посадочної смуги (ЗПС), при цьому нормальне перевантаження зростає майже в 1,5 разу.

Розрахунок коефіцієнтів виконаний в комп'ютерній програмі «Aircraftaerodynamics» розробленою на кафедрі 101(автор Чмовж В.В.). Розрахунок проводиться для висот $H=0$ км, $H=6$ км і $H=11$ км.

2.1 Експлуатаційний розділ

2.1.1 Загальні відомості про паливну систему літака

Паливна система призначена для розміщення палива на літаку і подання його до двигунів і допоміжної силової установки в усіх можливих умовах експлуатації літака.

Паливна система (ПС) включає :

- паливні місткості;
- систему дренажу паливних баків;
- систему централізованої заправки;
- систему подання палива до двигунів (систему вироблення палива);
- органи управління і контролю МС;
- систему управління і індикації палива (СУП- 148).

Паливо на літаку розміщується в одному центропланному баку - кесоні і двох крильових баках - кесонах. Крильові баки розташовані в консольній частині крила (КЧК). Кожен крильовий бак розділений на три відсіки: кореневий, перед-витратний і витратний.

Системи подання палива до двигунів - роздільні: лівий двигун живитися з лівого крильового бака, правий - з правого. Центропланий бак є загальним для обох двигунів - паливо з нього виробляється в деру чергу. Магістраль кільцювання дозволяє здійснити подання палива до двигуна одного напівкрила з бака іншого, живлення обох двигунів з одного бака і живлення одного двигуна з двох баків при відкритому крані кільцювання.

Подання палива до двигуна здійснюється з витратного відсіку свого бака двома електричними відцентровими насосами.

Вироблення палива з центропланного бака здійснюється тільки перекачуванням струминними насосами в кореневі відсіки крильових баків. Перекачування палива з корневих відсіків в перед-витратні, а з них - у витратні також здійснюється струминними насосами, встановленими в цих відсіках.

Подання палива до двигунів самопливно - тільки з крильових баків за рахунок розрідження, що створюється паливними насосами двигунів.

При відмові двигуна і крану кільцювання у польоті можливе перекачування палива електро-приводними насосами з одного крильового бака в інший через кран зливу і відповідний кран заправки.

У цьому випадку крани заправки виконують функцію кранів перекачування.

Подання палива до ДСУ здійснюється електро - приводним насосом постійного струму, встановленим в правому крильовому баку, а при працюючих основних електро - приводних насосах - з лівого крильового бака. При відкритому крані кільцювання подання палива до ДСУ може здійснюватися також з правого крильового бака.

Заправка баків паливом - централізована, через бортовий штуцер заправки, встановлений в правому обтічнику шасі. Від штуцера паливо під тиском подається по магістральному трубопроводу до електро - керованих перекиривних кранів заправки і потім після трубопроводів - у баки літака.

Необхідний рівень заправки баків забезпечується автоматичним(після сигналів СУИТ- 148) або ручним закриттям перекиривних кранів заправки. Година повної централізованої заправки баків не перевищує 25 хв.

Система централізованої заправки має світлову і звукову сигналізацію небезпечного підвищення тиску у баках і світлову сигналізацію небезпечного підвищення тиску в трубопроводі заправки.

При необхідності заправка літака паливом може робитися за допомогою заправного пістолета через заливну горловину, розташовану у верхніх панелях крила шкірного бака.

Для заправки літака застосовуються палива :

- основне - ТС- 1(ГОСТ 10227-86 або ГСТУ 320.00149943.011-99);
- дублююче – РТ (ГОСТ 10227-86 або ГСТУ 320.00149943.007-97).

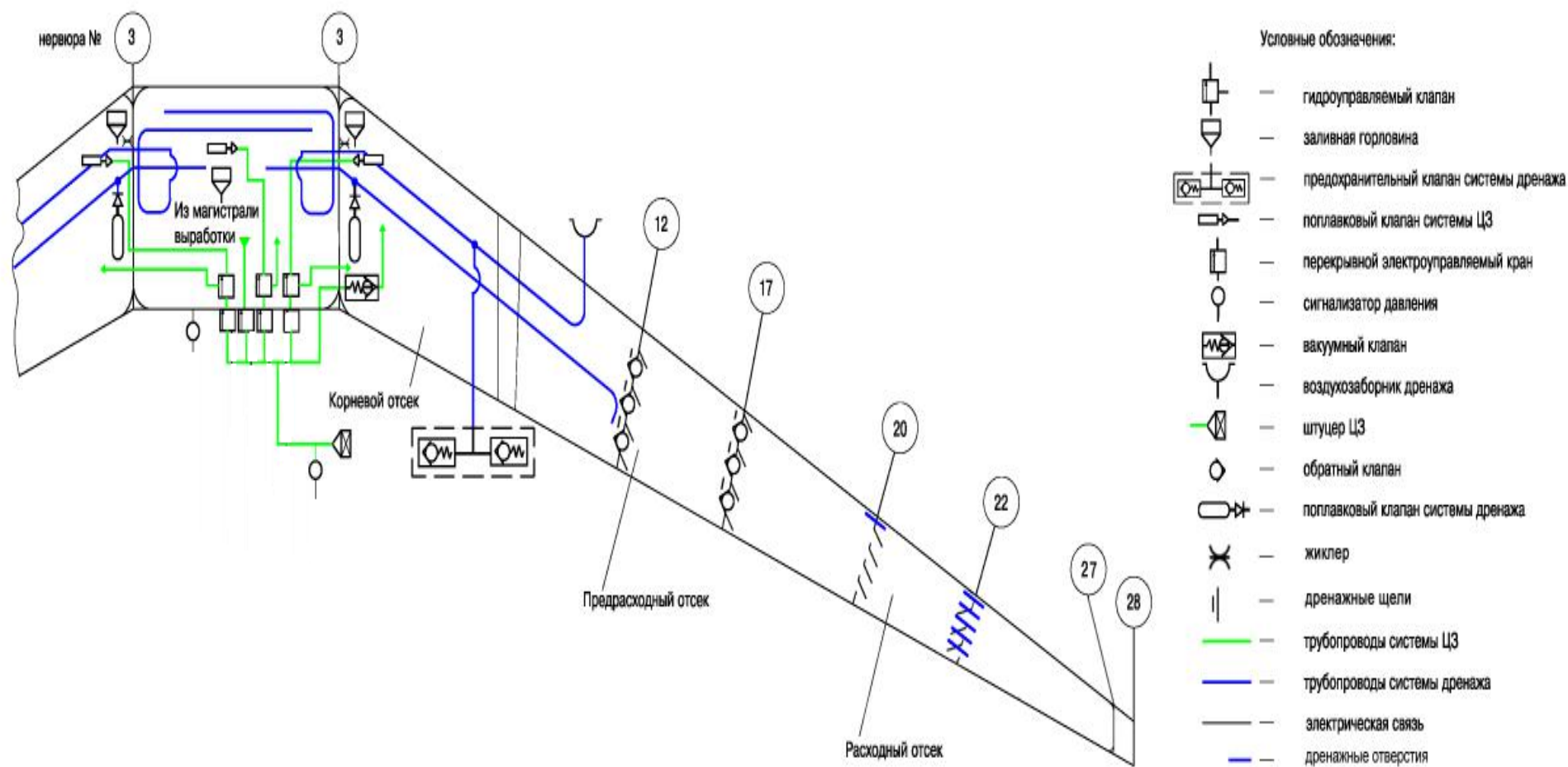


Рисунок 2.1.Паливна схема

2.1.2 Регламент ТО

Технічне обслуговування літака АН - 148-100 ґрунтується на задоволенні вимог міжнародних стандартів (ICAO, MSG - 3) і забезпечує підтримку льотної придатності літака в межах життєвого циклу експлуатації по стану з інтенсивністю до 250 ч в місяць з коефіцієнтом готовності до 98,5 % при мінімізації витрат на ТО.

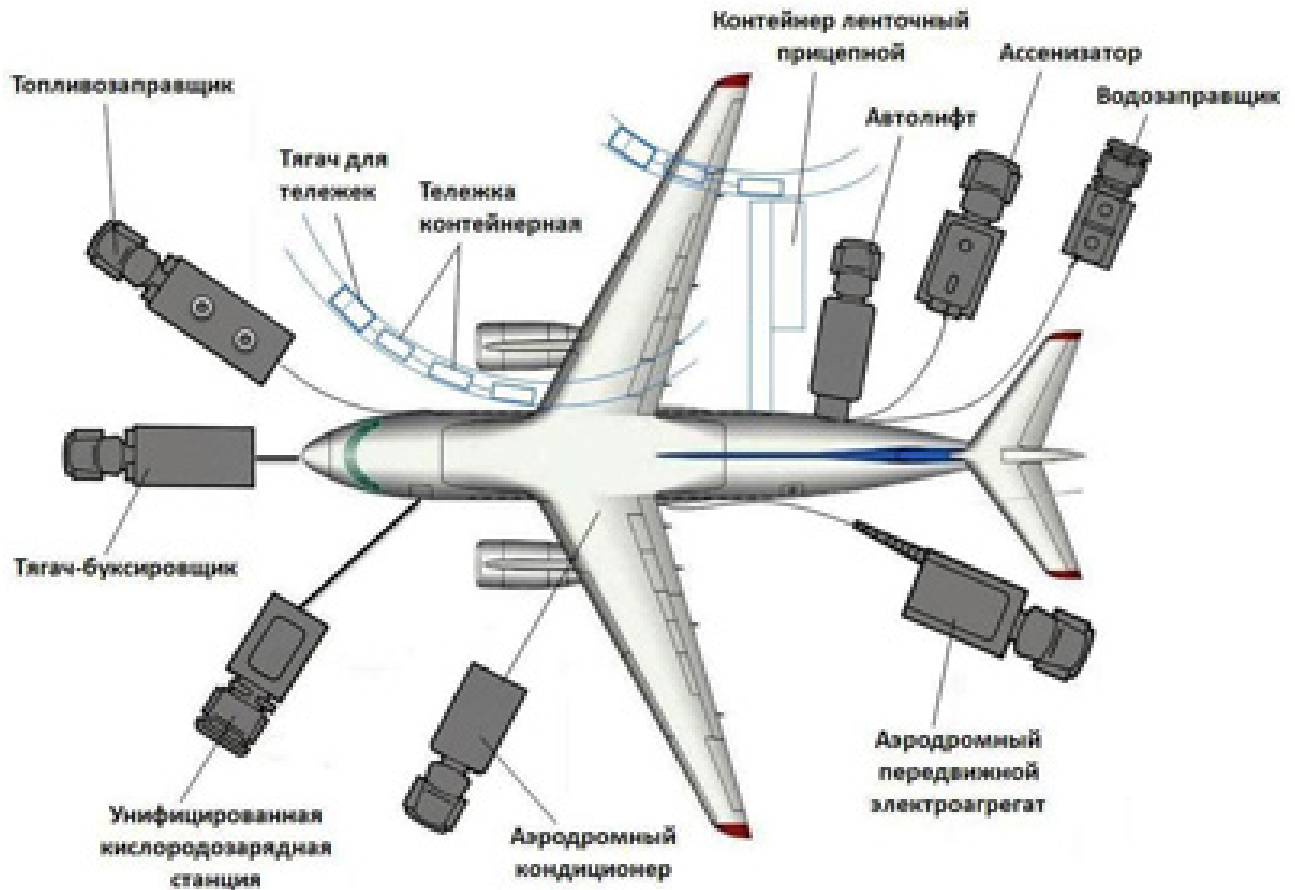


Рисунок 2.2- Схема розташування спецмашин

Види технічного обслуговування і ремонту літаків АН- 148-100

- Оперативне ТО
- Періодичне ТО
- Спеціальне ТО
- ТІ при зберіганні: підготовка до зберігання, обслуговування через 30, 90, 180 діб, підготовка до польотів після зберігання.

Таблиця 2.1- Періодичне ТО

Параметри	Періодичне ТО		
	Форма А	Форма З	Форма ЗС
Види ТО			
Періодичність, година	750 годин	7500 годин	30000 годин
Періодичність(дні \ часи-років)	-	36±3мес	10±0.5років

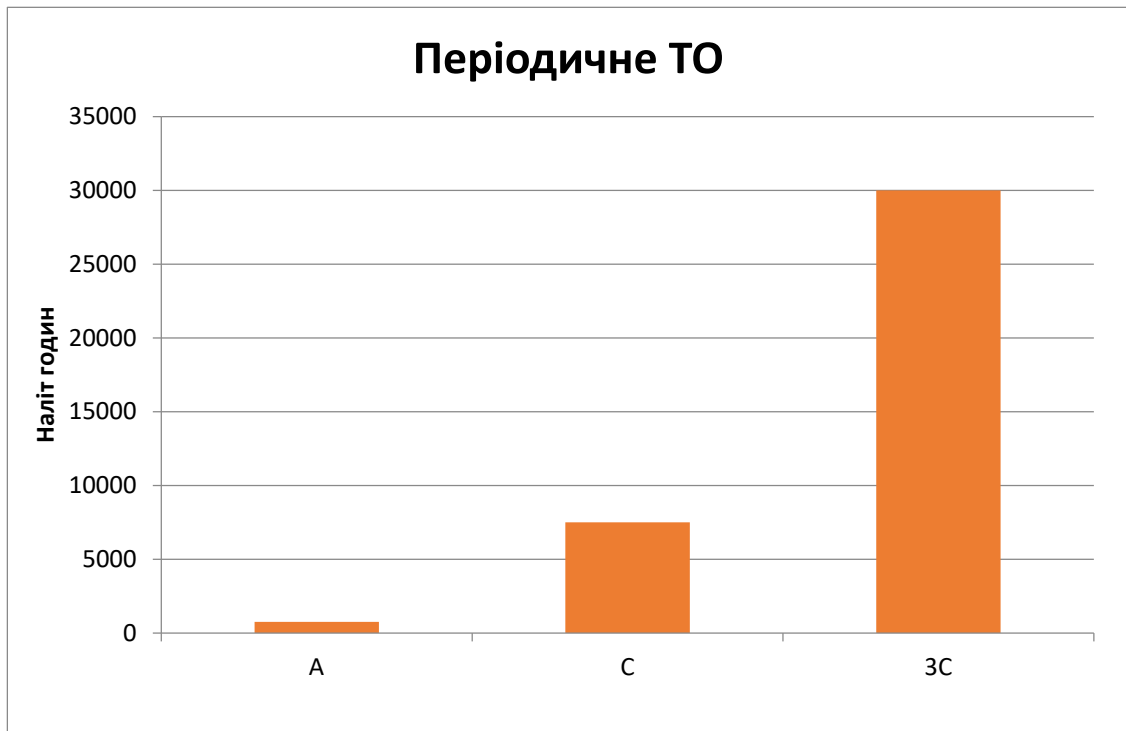


Рисунок 2.2- залежність проведення ПТО від годин нальоту

Таблиця 2.2- Оперативне ТО

Оперативне Т.О.					
ОС Стоянка	ВС Зустріч	ОВ Виліт	Форма Т	Форма Е	Форма W
При стоянці > 2 година	Після кожній посадки	Перед кожним вильотом	-перед кожним польотом -перед польотом після виконання ПТО, при учбово-тренувальних польотах, при черговій заправці палива -перед вильотом після виконання ТО по Т, Е, W стоянка від 12 годин до 5 діб	-у базовому/кінцевому аеропорту 1 раз в 2 діб (48 година) -у базовому/кінцевому аеропорту при нальоті не менше 5 годин з моменту виконання Е або W -після простою >5 діб якщо літак не ставився на зберігання - перед польотом після спец. ТО. -після контрольного обльоту літака.	- 1раз в 15+5 діб при виконанні хоч би одного польоту в добу, в рядків до 30 діб -перед польотом після зберігання -перед качаном експлуатації літака після вступу із заводу-виробника.

2.1.3 Аналіз відмов паливної системи літака

У роботі виконаємо аналіз відмов паливної системи регіонального пасажирського літака на початковому етапі експлуатації.

Для аналізу відмов паливної системи літака Ан-148 був розглянутий парк літаків, що складається з шести бортів. Сумарне напрацювання літаків склало 13500 польотних годин. Загальну кількість форм періодичного технічного обслуговування (ПТО) літаків по нальоту склало 28 форм. За час виконання усіх форм ПТО виявлена 53 відмови паливної системи по усьому парку літаків. Відмов, що повторюються, є порушенням лакофарбових покриттів агрегатів - 7. Інші відмови розглянуті детальніше нижче.

Відповідно до регламенту технічного обслуговування літака, кожна форма ПТО виконувалася з інтервалом о 500 польотній годині. Як джерело інформації використовувалася база даних по відмовах паливної системи літака Ан-140, виявленим при ПТО на авіаційному заводі.

Для аналізу відмов паливної системи визначимо середній наліт на відмову в між-регламентний період і складемо діаграми.

Літак № 1

Середній наліт на відмову

$$T_{TO} = \frac{t}{m}$$

де - середній наліт на відмову; t - напрацювання до форми ПТО;
 m - сумарна кількість відмов.

$$T_{TO1500} = \frac{1500}{1} = 1500 \text{ годинника};$$

$$T_{TO2000} = \frac{2000}{2} = 1000 \text{ годинника};$$

$$T_{TO2500} = \frac{2500}{3} = 833,33 \text{ годинника};$$

$$T_{TO3000} = \frac{3000}{5} = 600 \text{ годинника}.$$

Середній наліт на відмову першого літака склав:

$$\Sigma T_{TO} = \frac{3000}{5} = 600 \text{ годинника}.$$

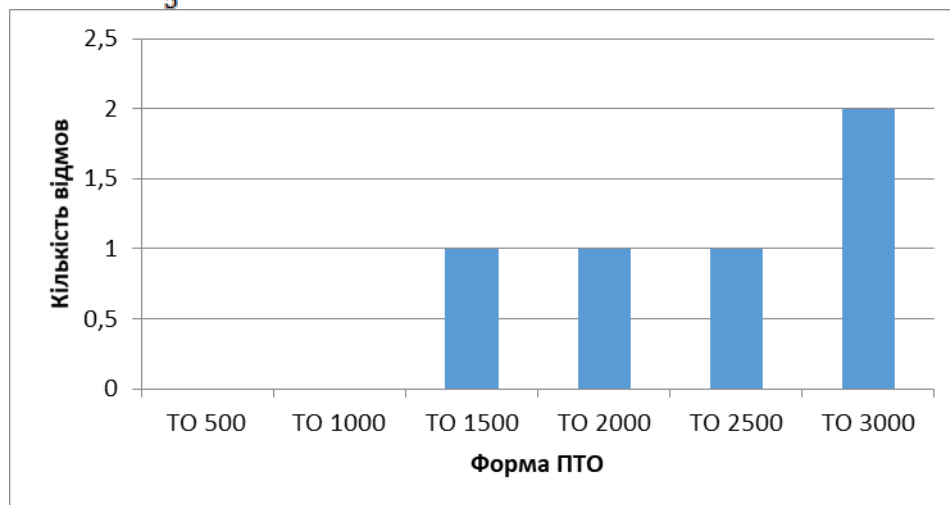


Рисунок 2.3.1- Кількість відмов паливної системи регіонального пасажирського літака № 1 по формах ПТО

Літак № 2

$$T_{TO3000} = \frac{3000}{9} = 333,33 \text{ годинника};$$

$$T_{TO3500} = \frac{3500}{11} = 318,2 \text{ годинника};$$

Середній наліт на відмову другого літака склав:

$$\Sigma T_{TO} = \frac{3500}{11} = 318,2 \text{ години.}$$

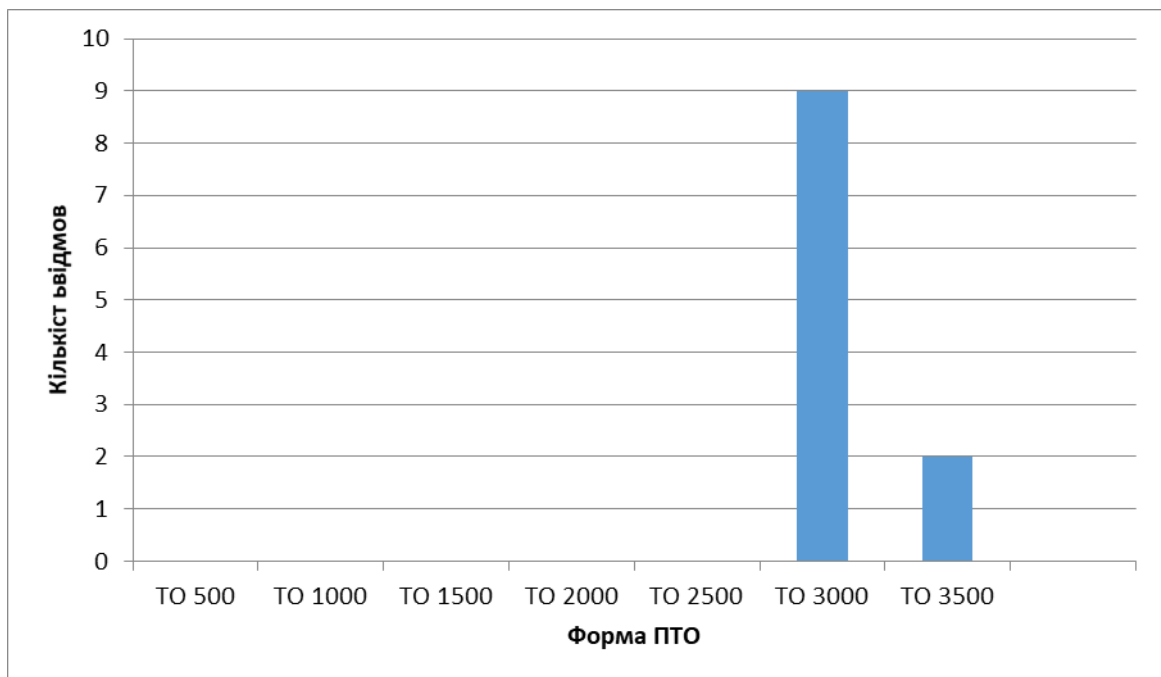


Рисунок 2.3.2- Кількість ввідмов паливної системи регіонального пасажирського літака № 2 по формах ПТО

Літак № 3

$$T_{TO500} = \frac{500}{1} = 500 \text{ години};$$

$$T_{TO1000} = \frac{1000}{1} = 1000 \text{ годин};$$

$$T_{TO1500} = \frac{1500}{1} = 1500 \text{ годин};$$

$$T_{TO2000} = \frac{2000}{1} = 2000 \text{ годин};$$

$$T_{TO2500} = \frac{2500}{4} = 625 \text{ годин};$$

$$T_{TO3000} = \frac{3000}{5} = 600 \text{ годин};$$

Середній наліт на відмову третього літака склав:

$$\Sigma T_{TO} = \frac{3000}{5} = 600 \text{ годин.}$$

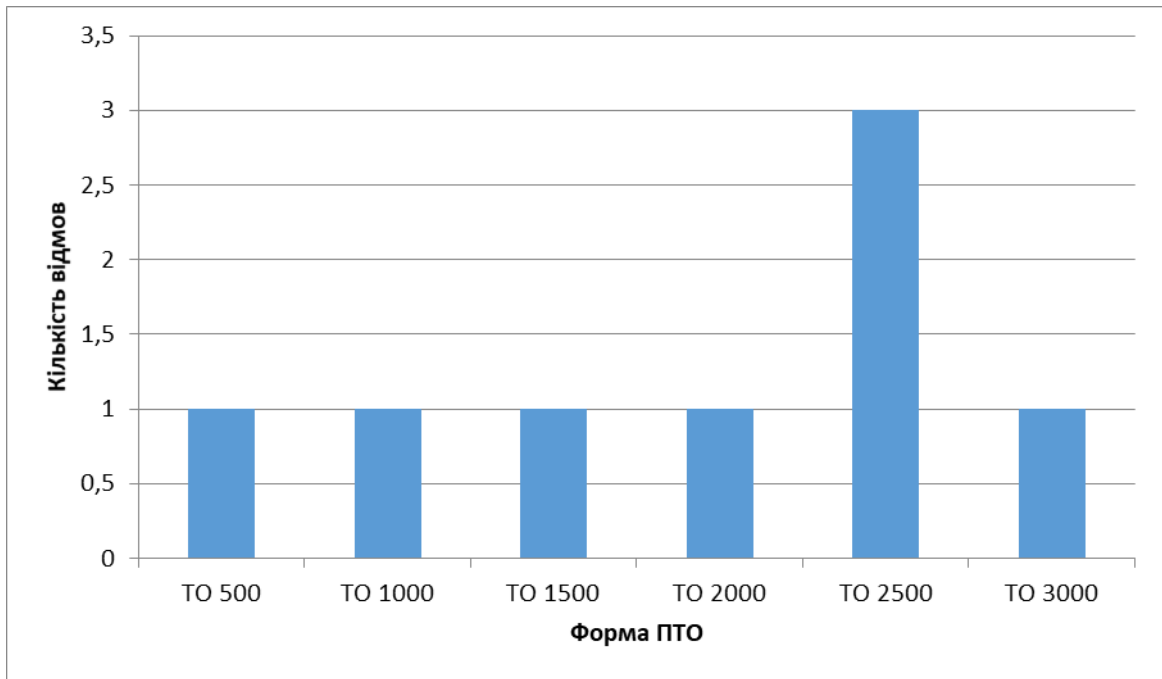


Рисунок 2.3.3- Кількість відмов паливної системи регіонального пасажирського літака № 3 по формах ПТО

Літак № 4

$$T_{TO500} = \frac{500}{1} = 500 \text{ годин;}$$

$$T_{TO1000} = \frac{1000}{2} = 500 \text{ годин;}$$

Середній нальот на відмову четвертого літака склав:

$$\Sigma T_{TO} = \frac{1000}{2} = 500 \text{ годин.}$$

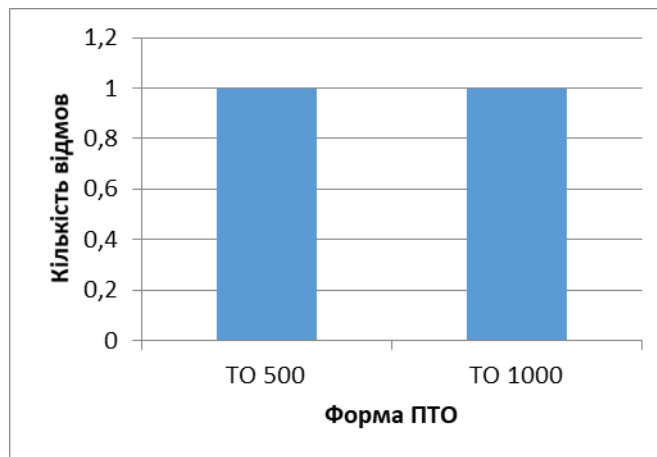


Рисунок 2.3.4- Кількість відмов паливної системи регіонального пасажирського літака № 4 по формах ПТО.

Подальші форми ПТО цього борту виконувалися на території іншого підприємства.

Літак № 5

$$T_{TO1000} = \frac{1000}{1} = 1000 \text{ годин};$$

$$T_{TO1500} = \frac{1500}{2} = 750 \text{ годин};$$

$$T_{TO2000} = \frac{2000}{4} = 500 \text{ годин};$$

Середній наліт на відмову п'ятого літака склав:

$$\Sigma T_{TO} = \frac{2000}{4} = 500 \text{ годин.}$$

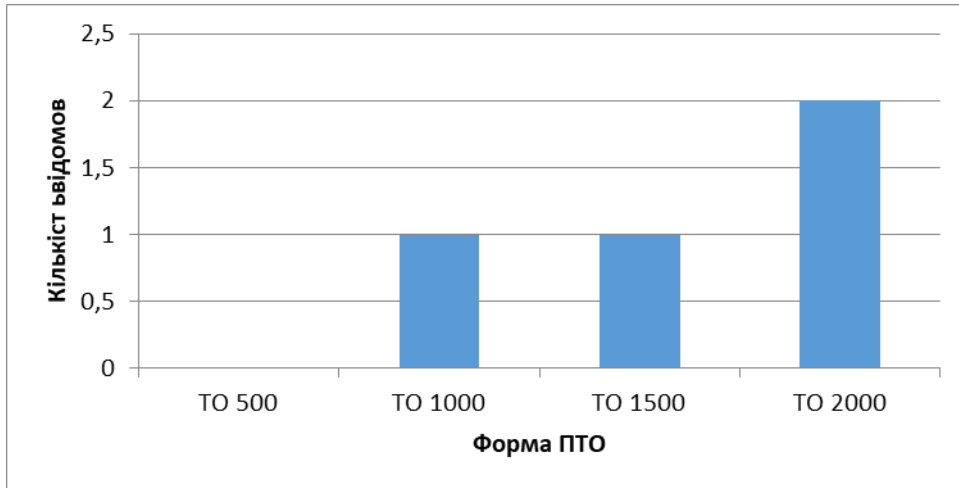


Рисунок 2.3.5- Кількість відмов паливної системи регіонального пасажирського літака № 5 по формах ПТО

Літак № 6

$$T_{TO500} = \frac{500}{1} = 500 \text{ годин};$$

$$T_{TO1000} = \frac{1000}{2} = 500 \text{ годин};$$

Середній наліт на відмову шостого літака склав:

$$\Sigma T_{TO} = \frac{1000}{2} = 500 \text{ годин.}$$

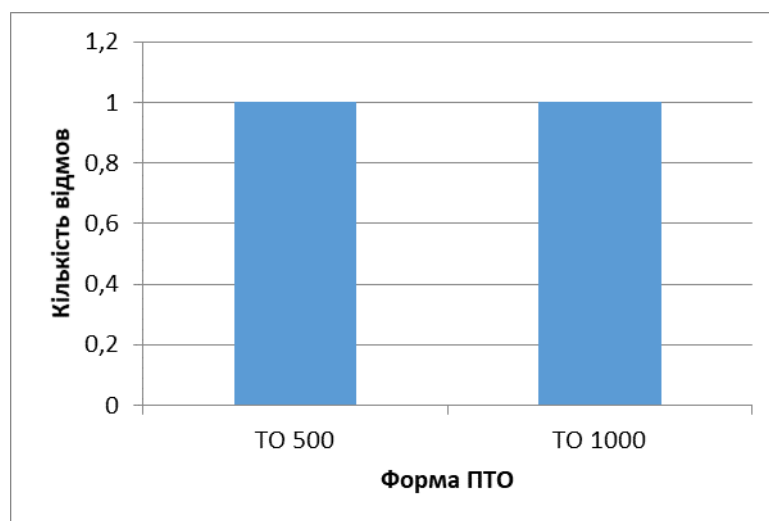
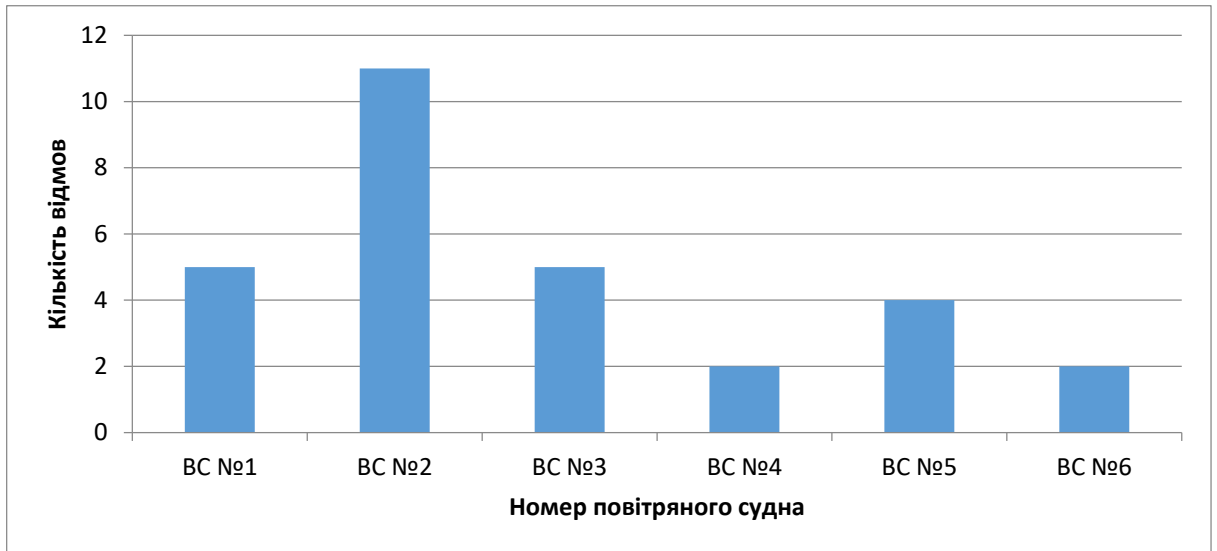


Рисунок 2. 3.6- Кількість відмов паливної системи регіонального пасажирського літака № 6 по формах ПТО

Середній наліт на відмову парку літаків склав:

$$\Sigma T_{TO} = \frac{600+318,2+600+500+500+500}{6} = 503 \text{ години.}$$



Загальна кількість відмов по кожному екземпляру літака представлена на малюнку 2.3.7

Величина середнього нальоту на відмову кожного екземпляра і парку літаків представлена на малюнку 2.3.8

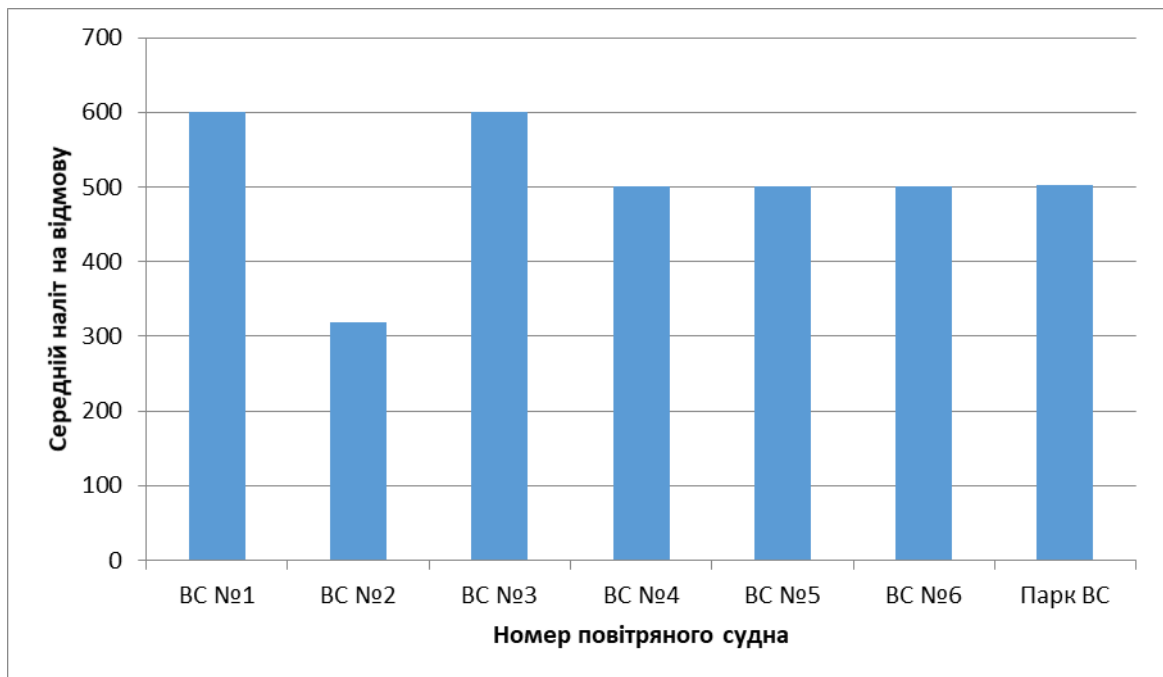


Рисунок 2.3.8- Середній наліт на відмову кожного екземпляра і парку регіональних пасажирських літаків

Залежність нальоту на відмову екземплярів і парку регіональних пасажирських літаків від форм ПТО представлена на малюнку 2.1.10.

З наявної бази відмов парку літаків при виконанні ПТО визначимо вузли, що найбільш відмовляються, і деталі паливної системи регіонального пасажирського літака.

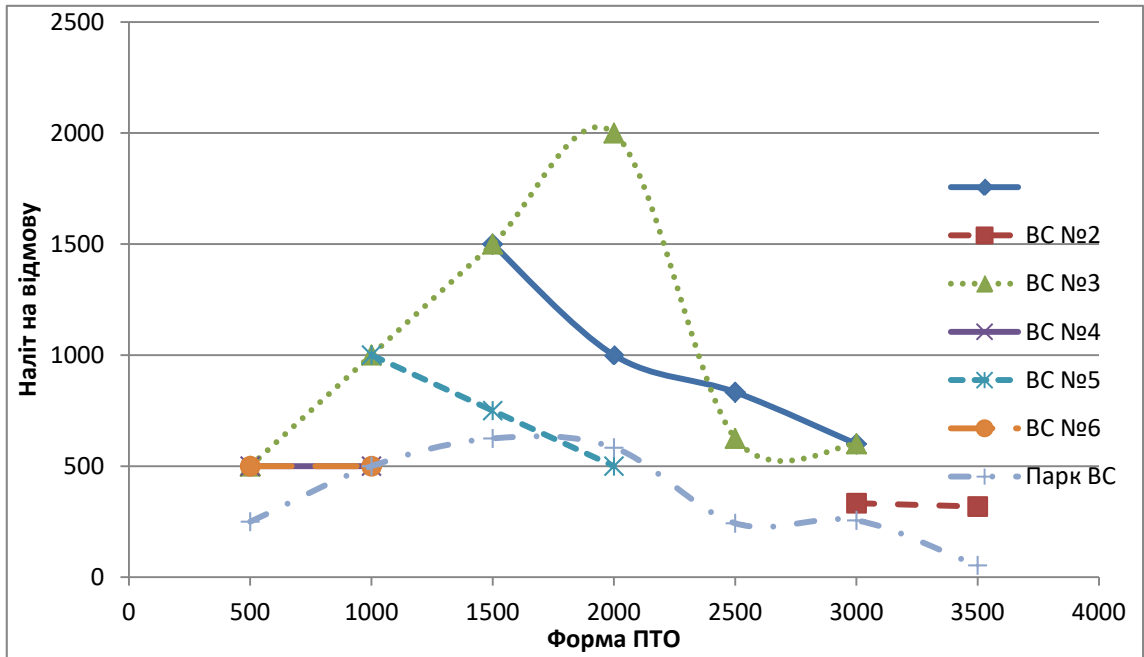


Рисунок 2.10- Залежність нальоту на відмову екземплярів і парку регіональних пасажирських літаків від форм ПТО

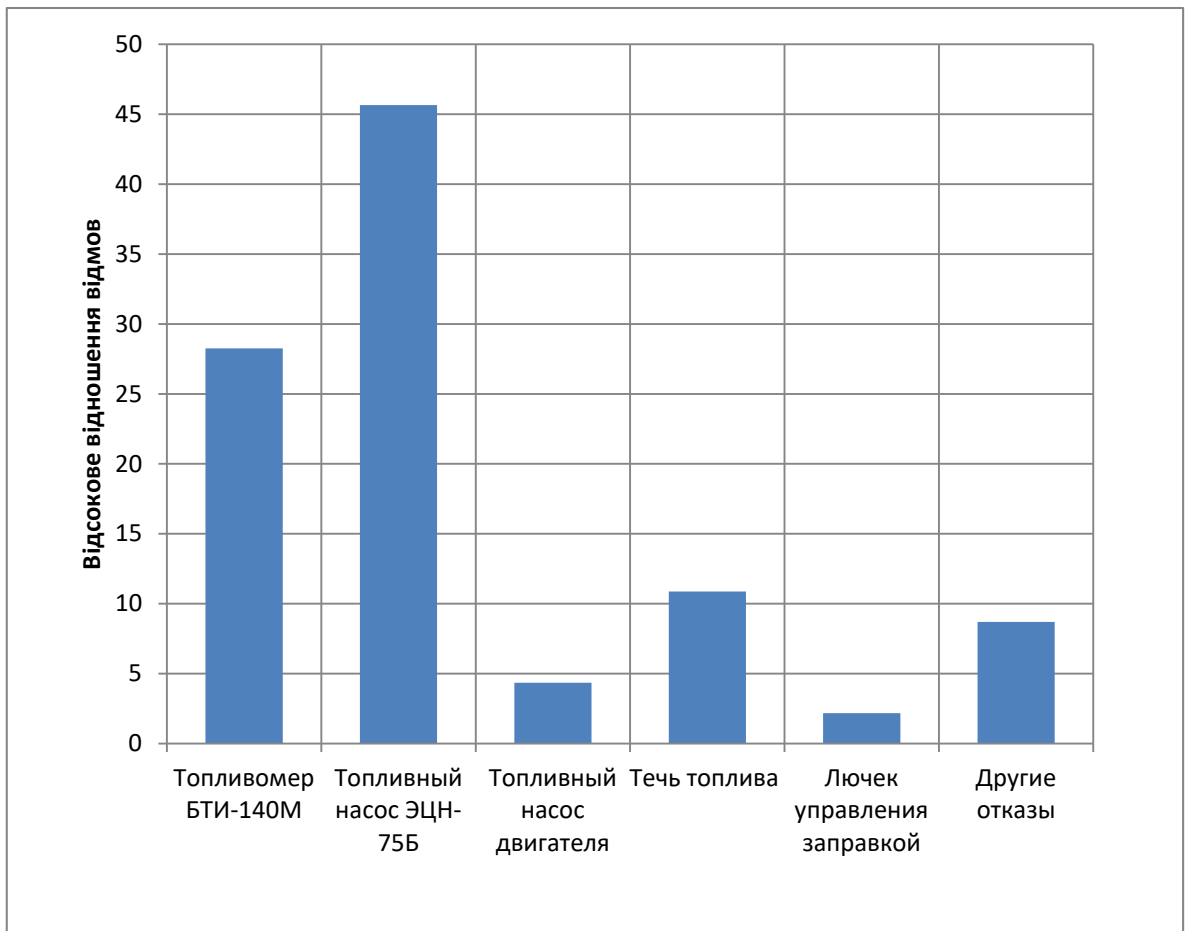


Рисунок 2.11- агрегати, що Найбільш відмовляються, і деталі паливної системи регіонального пасажирського літака

Складемо графік залежності кількості відмов від форми ПТО :

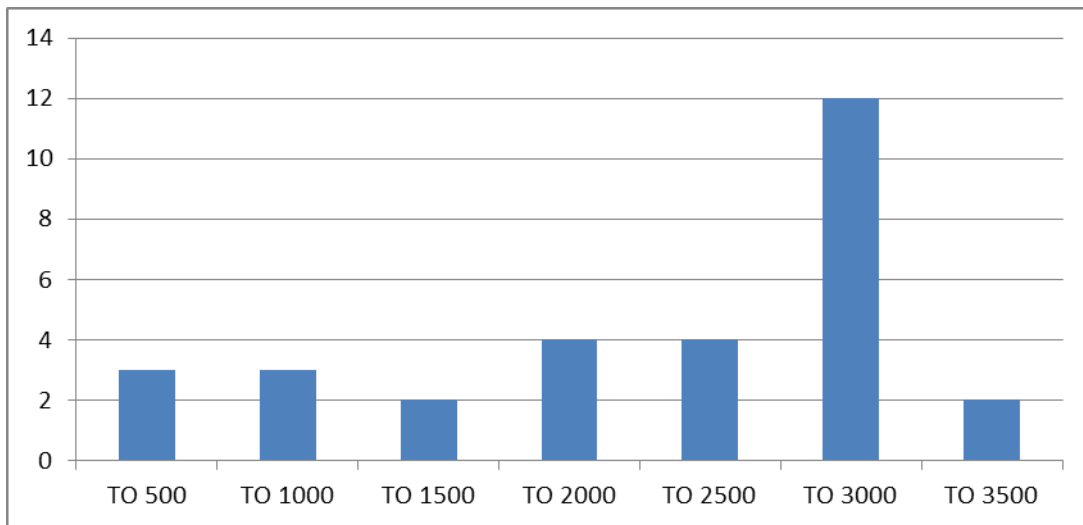


Рисунок 2.3.12- Графік залежності кількості відмов від форми ПТО

2.1.4 Удосконалення регламенту технічного обслуговування паливної системи при періодичному технічному обслуговуванні

На підставі аналізу статистичних даних відмов ПС, виявлених при періодичному ТО (ПТО), а також враховуючи ймовірність відмови ПС та найбільш часто виходячих з ладу агрегатів рекомендується:

1.Збільшити періодичність виконання форм ПТО:

- Збільшити періодичність обслуговування форми «А» на 250 годин
- Збільшити періодичність обслуговування форми «С» на 2500 годин
- Збільшити періодичність обслуговування форми «ЗС» на 5000 годин

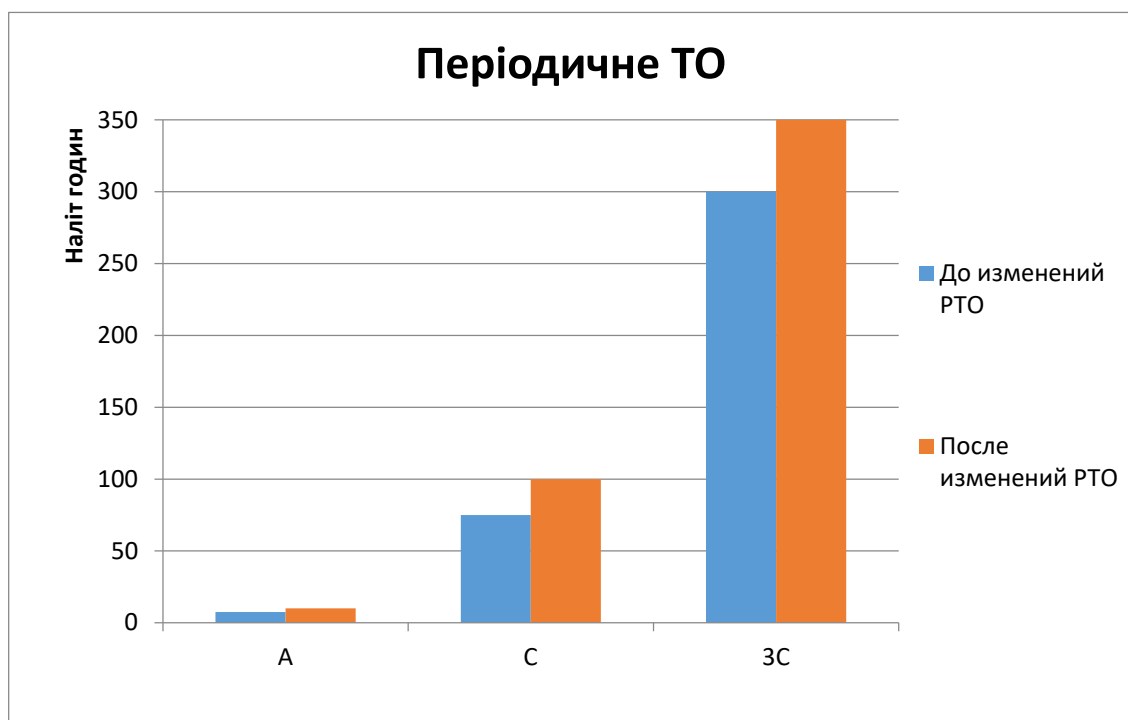


Рисунок 2.4.1- Періодичне ТО

2.Збільшити трудомісткість виконання форм ПТО:

- збільшити трудомісткість виконання форми «Е» на 25 години
- збільшити трудомісткість виконання форми «С» на 100 години
- збільшити трудомісткість виконання форми «ЗС» на 500 години

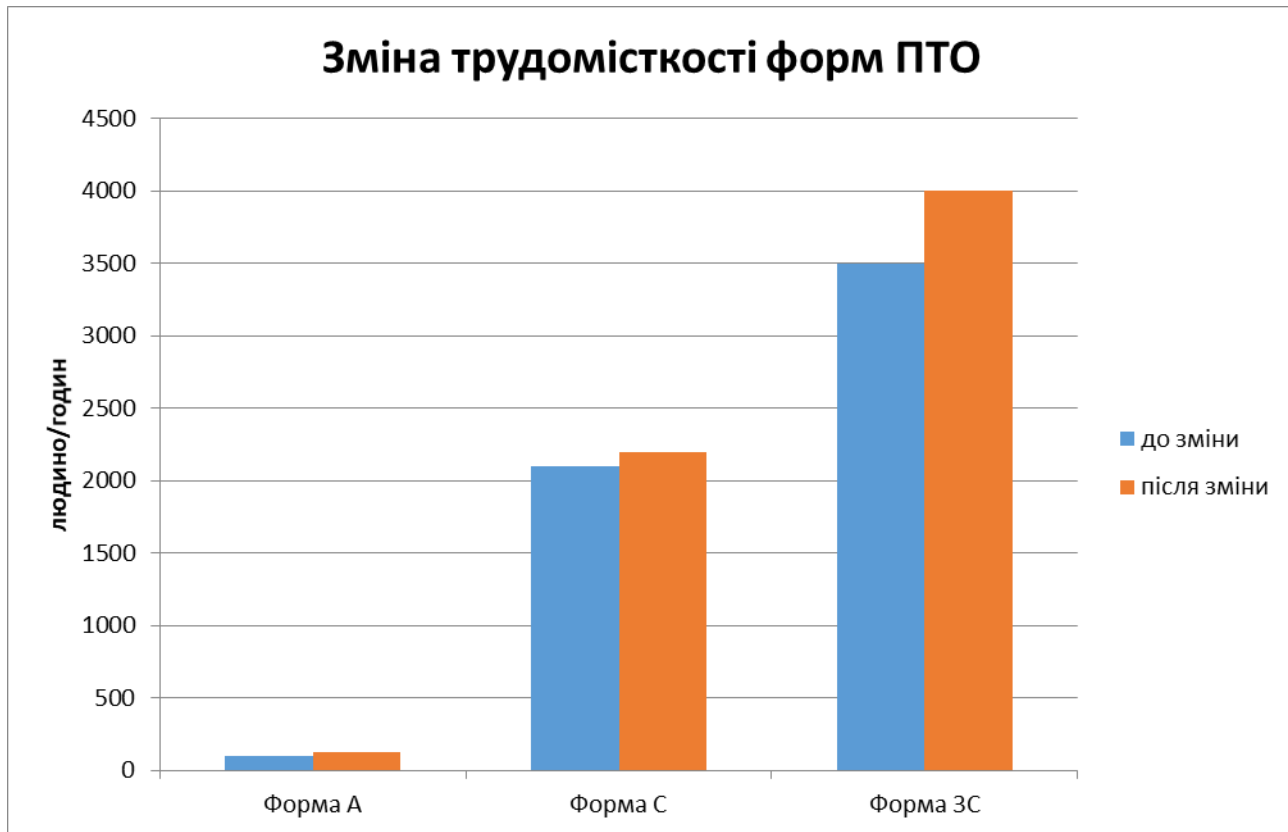


Рисунок 2.4.2- Зміна трудомісткості ПТО

Висновок

У зв'язку з мінімальною кількістю відмов, виявлених при виконанні періодичного технічного обслуговування, збільшено періодичність виконання періодичного технічного обслуговування, залежно від трудомісткості форми періодичного технічного обслуговування

У зв'язку з мінімальною кількістю обслуговування, збільшено трудомісткість виконання періодичного технічного обслуговування,

Удосконалений регламент технічного обслуговування двигуна зменшує витрати часу на ТО та фінансові витрати.

відмов, виявлених при виконанні періодичного технічного

2.2 ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ

2.2.1 Загальні питання безпеки польотів

Основні поняття

Безпека польотів (БП) є комплексною характеристикою повітряного транспорту і авіаційних робіт, яка визначає здатність виконувати польоти без загрози для життя і здоров'я людей.

Забезпечення безпеки польотів цивільних ВС - доладна проблема, яка вирішується спільними зусиллями виробників цивільної авіаційної техніки і експлуатантами. Рівень безпеки польотів визначається вірогідністю того, що у польоті не виникне така особлива ситуація, як катастрофа.

Особлива ситуація (ОС) може виникнути у польоті в результаті впливу окремих несприятливих чинників або їх поєднання і привести до зниження рівня безпеки польоту. До таких чинників відносяться: відмови і несправності окремих елементів функціональних систем; вплив несприятливих зовнішніх умов; недоліки в наземному забезпеченні польоту; помилки і порушення правил експлуатації функціональних систем і техніки пілотування; прояви несприятливих особливостей аеродинаміки і міцності ВС.

По мірі небезпеки особливі ситуації підрозділяються на ускладнення умов польоту, складну, аварійну і катастрофічну ситуації.

Ускладнення умов польоту (УУП) характеризується незначним збільшенням психофізіологічного навантаження на екіпаж або незначним погіршенням стійкості і керованості або льотних характеристик. Ускладнення умов польоту не приводив до необхідності негайної або непередбаченої зміни плану польоту і не перешкоджає його сприятливому закінченню, за винятком випадків, вказаних в Керівництві по льотній експлуатації.

Доладна ситуація (ДС) характеризується значним підвищенням психофізіологічного навантаження на екіпаж або значним погіршенням стійкості і керованості або польотних характеристик. Це також випадок, коли один або декілька параметрів польоту виходять за експлуатаційні обмеження, але без досягнення граничних обмежень і розрахункових умов.

Щоб запобігти переходу складної ситуації в аварійну або катастрофічну, потрібні своєчасні і правильні дії членів екіпажа, у тому числі по негайній зміні плану, профілю або режиму польоту.

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

Відвертання переходу аварійної ситуації в катастрофічну вимагає високої професійної майстерності членів екіпажа.

Катастрофічна ситуація (КС) - цей такий стан, при якому запобігти загибелі людей практично неможливо.

По частоті виникнення особливі ситуації діляться на ті, що повторюються, помірно вірогідні, маловірогідні, у край маловірогідні і практично неймовірні.

2.2.2 Аналіз впливу відмов авіаційної техніки на безпеку польотів

По літаках 1-2 класу вітчизняного виробництва спостерігається стійка тенденція до зниження кількості інцидентів, що доводяться на 1000 годин нальоту, як в цілому, так і пов'язаних з відмовами авіаційної техніки.

У 2008 році на літаках і вертольотах вітчизняного виробництва сталися 582 інциденти. Відмовами авіаційної техніки з них було обумовлено 388 інцидентів (67%).

За даними АСОБП за станом на 24.07.2009 в 2008г. на усьому парку літаків і вертольотів вітчизняного виробництва з відмовами авіаційної техніки було пов'язано 5 авіаційних подій.

Авіаційні події, пов'язані з відмовами авіаційної техніки, склали в 2008г. 45% від загальної кількості АП (у 2007г. - 40%).

Інциденти унаслідок відмов шасі мали місце на літаках Іл-96, Ту-214, Ту-204, Ту-154Б, Ту-154М, Як-42, Як-40, Ан-140, Ан-24.

2.2.3 Причини авіаційних подій

Найбільш поширеною причиною авіакатастроф є людський чинник.

За статистикою причини розподіляються таким чином:

- Помилки пілотів — 50%:
- помилки пілотів неспровоковані — 29%
- помилки пілотів викликані складними метеорологічними умовами — 16%
- помилки пілотів викликана відмовами техніки — 5%.
- Відмови авіатехніки — 22%.
- Погодні умови — 12%.
- Тероризм — 9%.
- Помилки наземного персоналу (авіадиспетчерів, авіатехніків та ін.) — 7%.
- Інші причини — 1%.

Розглянемо авіаційні події регіонального літака АН 140, що виникли по деяких з представлених вище причинам.

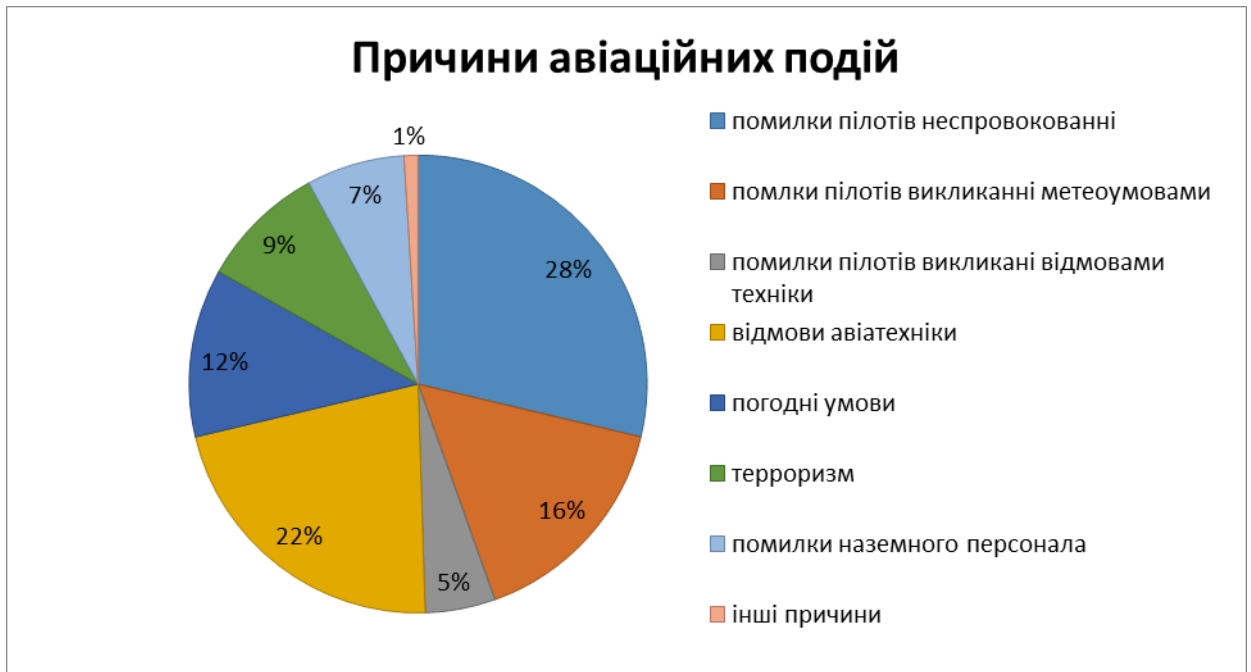


Рисунок 3.3.1- причини авіаційних подій

Помилка екіпажа, обумовлена поганою видимістю в нічний час доби під час польоту в гірській місцевості

23 грудня 2002 року в 15.59UTC на маршруті Харків – Трабзон (Туреччина) – Ісфахан (Іран) літак Ан-140 (бортовий номер 14003, рейс АНВ 2137) потерпів крах.

При заході на посадку вночі з використанням VOR/DME ILS з курсом 255 градусів, в результаті відхилення від встановленої схеми заходу пішло зіткнення літака з горою на рівні приблизно 7800 футів (вершина гори 7858 футів). Місце зіткнення знаходиться на видаленні 17,8 миль від маяка VOR аеродрому. Погода у момент події: вітер 120 градусів, 4 вузли, ясно, серпанок, видимість 6 км. Екіпаж мав достатній досвід польотів. Розшифровка бортових самописців показала, що "літак був в хорошому технічному стані".

Урядова комісія України встановила, що до катастрофи привело значне відхилення літака від встановленої схеми заходу на посадку

Помилка екіпажа при передпольотній підготовці

Екіпаж виконував рейс №217 Баку - Актау. При виконанні цього польоту дії екіпажа характеризувалися тим, що передпольотна підготовка і вирулювання на виконавчий старт були виконані з відхиленнями від рекомендацій РЛЭ і прийнятою в авіакомпанії «АЗАЛ» технології роботи екіпажа літака Ан-140-100, що виразилося в пропуску деяких операцій і виконанні деяких операцій на етапах, не передбачених РЛЭ Ан-140-100. Більшість цих відхилень носили технологічний характер і не знаходяться в причинному зв'язку з авіаційною подією.

Зліт робився вночі в складних метеоумовах. Виконання зльоту і подальшого набору висоти робилися при фактично заретированом стані лівого і резервного авіагоризонтів, що знаходиться в прямому зв'язку з авіаційною подією.

Приблизно через 3 хвилини після спрацьовування сигналізації відмови правого авіагоризонту аварійна ситуація на борту перейшла в катастрофічну. Літак увійшов до крутої правої спіралі з виходом за межі експлуатаційних і конструктивних обмежень, виконав близько 3,5 витків правим розворотом зі зниженням з висоти близько 2000 м з креном від 34 до 60, досягнувши в крутому пікіруванні вертикальної швидкості близько 100 м/с і приладовій швидкості близько 600 км/рік, що навіть при вертикальному перевантаженні приблизно 3,8 од. не дозволило перевести літак в горизонтальний політ і привело до його зіткнення з водною поверхнею Каспійського моря у північній береговій риси Апшеронського п-ва. Фактична погода а/п Баку за 22: 30 місцевого часу: хмарність 5-7 октанів висотою 80 м, 8 октанів висотою 600 м, невеликий дощ, видимість 3 000 м, вітер 300 1 м/с, температура +8 С.

Помилка екіпажа, обумовлена складними метеорологічними умовами

Під час випробувального польоту лайнер зламав ліве шасі, крило і повітряний гвинт

1 грудня на літно-випробній базі АНТК ім. Атонова в Гостомелі під Києвом при виконанні випробувального польоту потерпів аварію дослідний екземпляр літака Ан-140. Як розповів «ФАКТАМ» шеф прес-служби АНТК ім. Атонова Андрій Совенко, літак, приземлившись, вже біг по злітно-посадочній смузі(до речі, що обледеніла), коли із-за сильного бічного вітру машину занесло у бік. Праве шасі залишилося на бетоні, а ліве з'їхало в рідкий бруд біля смуги. В результаті ліва основна опора шасі зламалася, літак накренився і зачепив землю кінцем лівого крила. Кінчик крила, а також деякі частини лівого повітряного гвинта були пошкоджені.

Вплив паливної системи на загальну безпеку літака

Аналіз експлуатаційної надійності "ГТК Росія" аналізував показники надійності експлуатованих систем АН-148-100В за період з 01.06.10 по 01.09.10.

По цим даним найчастіше виходили з ладу системи:

- Система кондиціонування повітря 10разів
- Паливна система 7 разів
- Засоби управління польотом 17 разів
- Засоби управління літаком 31разів
- Пілотажно-навігаційне обладнання 19 разів
- Система інтеграції загальнолітакового обладнання 26 разів
- Допоміжна силова установка 17 разів
- Двері, люки, створки 16 разів
- Фюзеляж 8 разів
- Крило 7 разів

– Двигун 7 разів

Загальна кількість несправностей 235 разів.

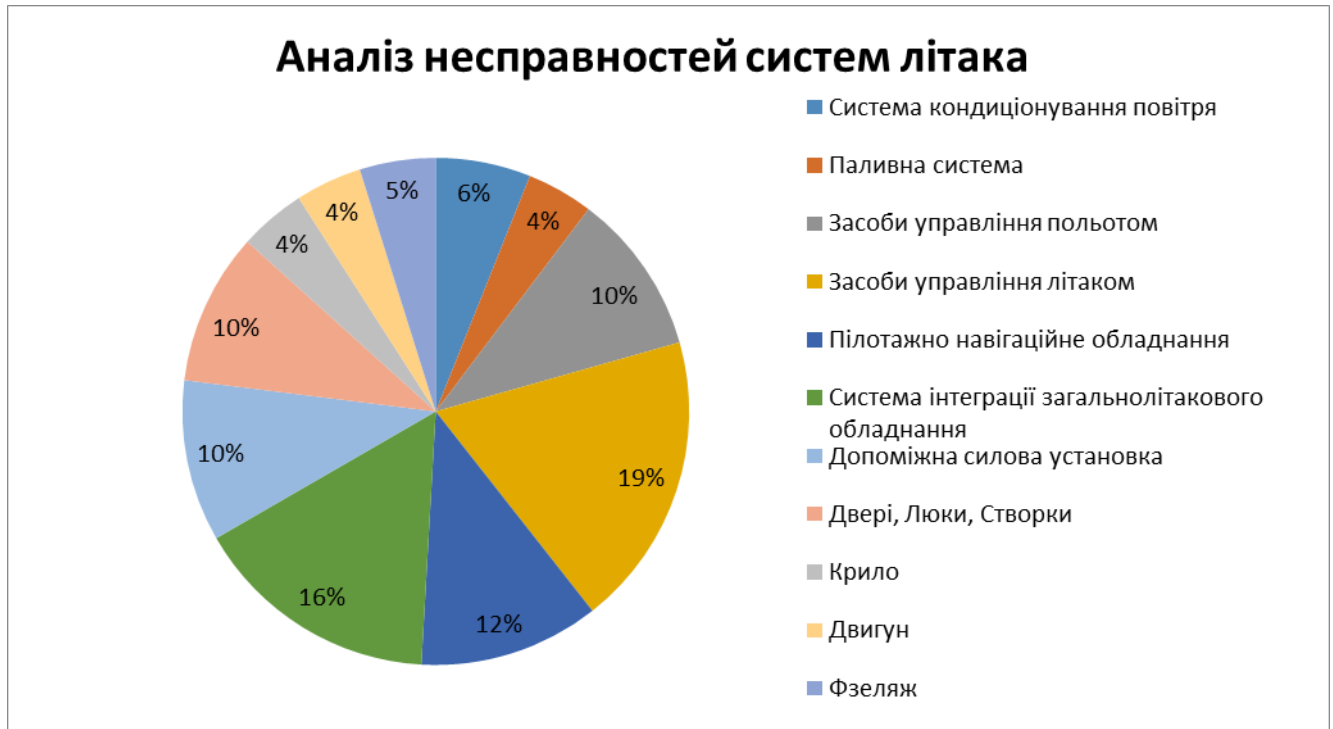


Рисунок 3.3.2- Аналіз несправностей систем літака

2.2.4 Організація і проведення розслідування авіаційних подій, пошукових та аварійно - рятувальних робіт.

Існує як мінімум 12 основних методів, які використовують слідчі комісії типу NTSB при розслідуваннях авіакатастроф :

- Пошук чотирьох кінців літака (для визначення: розпався в повітрі або від удару об землю);
- Пошук мовного і бортового самописців. Прослуховування;
- Перевірка радіопереговорів з диспетчером;
- Зведення АТИС (ливень, град, мікропориви);
- Пошук і складання уламків (усіх систем);
- Випробування аналогічних моделей в аналогічних умовах
- Випробування в симуляторі;
- Дослідження особистих справ пілотів (психологічний чинник)
- Перевірка пасажирів по квитках і вантажу по накладних (вірогідність теракту);
- Опитування тихий, що вижили, очевидців;
- Патологоанатомія трупів;
- Переглядання відеозапису краху.

Головні цілі, які переслідуються при розслідуванні, визначення першопричин льотних подій : «Що сталося»? , «чому сталося»? , а не «хто винен»? , «кого карати»? , — отримати зведення для ухвалення необхідних рішень, що запобігають аналогічним льотним подіям. Одним з важливих завдань є визначення усіх сприяючих льотній події причин, оскільки льотна подія є наслідком багатьох чинників.

У кожній авіакомпанії є детальний план дій на випадок льотних подій з функціональними обов'язками шкірного фахівця, з вказівкою, про що і в якій формі доносити і т. д. Планами передбачається збереження магнітофонної плівки усіх записів зв'язку, роботи матеріальної частини, документації по технічному обслуговуванню і ремонту вертольота, аналізу і проб ГСМ як із складів, так і із заправних засобів і т. д.

Первинні заходь на місці льотної події вживає начальник найближчого аеропорту. До них відносяться: виклик медичних працівників для надання допомоги і організації порятунку людей; захист залишків вертольота від пожежі, охорона їх від ушкоджень і переміщень; підготовка необхідної інформації про льотну подію в Управління дослідження безпеки польотів; збереження слідів події на землі і місцевих предметах; оформлення відомостей, зібраних за допомогою свідків і очевидців.

Розслідування льотних подій триває від декількох днів до декількох місяців, обмеження на виконання польотів вводяться лише на якийсь годину, необхідне для дослідження уламків на місці льотної події. До осіб, що беруть доля в розслідуванні, пред'являються наступні вимоги: висока кваліфікація в цій області, аналітичний склад розуму, інтерес до цієї справи, необхідна працьовитість, терпіння. Кваліфікація фахівців(пілота або інженера) повинна враховувати тривалість досвіду експлуатації, доля в управлінні повітряним рухом і т. д. Усі групи працюють за планом, який заздалегідь відомий шкірному фахівцеві. Група забезпечується устаткуванням, яку дозволяє здійснити : дослідження уламків і місця удару вертольота об землю; крокетування; фотографування, причому апаратами забезпечуються усі членує групи; використання телевізійної і оптичної апаратури, виконання відеозапису процесу розслідування льотної події.

Для розслідування льотної події з невеликим вертольотом, що давно експлуатується в підрозділах, призначається група з 4-5 чол. від місцевої авіабази. Склад цієї групи на усіх авіабазах заздалегідь визначається керівництвом. Якщо вертоліт новий, або льотна подія носити важку вдачу, то призначається спеціальна комісія, що складається з декількох груп фахівців. На чолі кожної групи ставитися фахівець високої кваліфікації. До групи повинні входити фахівці експлуатуючої організації, представники заводів - виробників, представники льотних екіпажів та ін.

Група експлуатації займається з'ясуванням режимів польоту, дій екіпажа, динаміки польоту, а також траєкторії польоту перед льотною подією. Ця група визначає планування польоту, дії диспетчерської служби, масу, центрувальні дані, умови почекай, зв'язку, контролю за повітряним рухом, стан і дія навігаційних засобів, дані проміжних посадок, дозаправки паливом, олією, рідинами і газами,

досвід експлуатації льотними, наземними службами, година останніх перевірок екіпажа і об'єм перевірок, інші відомості про льотний екіпаж.

Група роботи з очевидцями з'ясовує все, що стосується льотних подій від усіх очевидців, причому беруться письмові пояснення з підписами. Група бортових самописців забезпечує пошук, збереження, прочитання, розшифровку записів приладів.

Група дослідження конструкції планера досліджує планер і управління. Завдання цієї групи — виявити і пізнати уламки вертольота, нанести їх положення на схему.

Складання звіту по катастрофі.

Для підвищення ефективності і повноти розслідування важких льотних подій в деяких країнах, наприклад, Канаді, створюють графіки розслідування льотних подій.

Ця програма забезпечує систематизоване вивчення усіх обставин льотної події, вносити організацію і виключає випадковості, непорозуміння і помилки в роботі комісії, яка працює в складній обстановці.

Документація, що складається при розслідуванні льотних подій, розрізняється за формою і змістом в різних країнах. У деяких країнах вводиться стандартна форма, яка полегшує машинну обробку відомостей про льотні події, скорочує година на заповнення документації і гарантує повноту фактично зібраного матеріалу.

Група документації готує: інформаційне донесення про льотну подію; фактичний матеріал, отриманий при розслідуванні; донесення, звіти груп, що входять до складу комісії; звіт про заподій льотної події, виведення якої аргументовані фактичними даними і логічно обгрунтовані. До звіту прикладаються усі робочі документи, щоб вищестояща інстанція могла проаналізувати обгрунтованість висновків комісії.

До робочих документів відносяться : схема розподілу уламків; фотографія місця льотної події; записи радіообміну(результати їх обробки); записи самописців про параметри польоту; розрахунки маси і центрування; свідчення свідків; свідчення персоналу управління повітряним рухом; звіти, що відбивають стан конструкції вертольота, його систем і агрегатів; дані про лабораторні випробування і дослідження; звіт про роботи по технічній експлуатації і ремонту; список невиконаних технічних вказівок; медичний звіт про кожну постраждалу людину; донесення о- стрибках з парашутом, якщо екіпаж виконував випробувальний політ; донесення про збиток від льотної події.

Звіт про льотну подію складається з п'яти частин : детального опису льотної події; ушкодження вертольота в результаті льотної події; детального опису фактів, що відносяться до льотної події(виклад в хронологічному порядку усіх чинників, сприяючих виникненню льотної події); детального опису причин і інших чинників, що сприяли виникненню льотної події; рекомендації по відвертанню нових подібних льотних подій.

Якщо в комісії були групи, то кожна з них представляє донесення з усіма відпрацьованими робочими документами. Донесення групи повинне містити:

неупереджений виклад усіх фактів, що відносяться до цієї льотної події, і аналіз логічними висновками за результатами розслідувань.

Комісія отримує звіти усіх груп і використовує їх при складанні звіту по розслідуванню льотної події. Вона повинна представити також донесення від незгодних членів комісії з рекомендаціями, прийнятими більшістю членів комісії, зі своїми виведеннями і рекомендаціями.

Класифікація льотних подій різна в різних країнах, проте є і міжнародні класифікації. Нижче наводиться скорочена, усічена, без нижчих розрядів, класифікація льотних подій, рекомендована ІКАО.

Рекомендується класифікувати льотні події: типу польотів; фази польотів; типу події; заподій льотної події.

Виділяються наступні типи польотів : по міжнародній трасі; по внутрішній трасі; рейсовий; нерейсовий; для виконання робіт в повітрі; для службових перевезень; учбові; контрольної; випробні; польоти приватних вертольотів; інші польоти.

Фази польотів, при яких виникають обставини, що призводять до льотних подій, наступні : статичні(між посадкою пасажирів і качаном руху вертольота і між залишковою зупинкою у кінці польоту і висадки усіх пасажирів); під година рулювання; під година зльоту; під година польоту по маршруту; під година посадки.

Типи подій вказують на обставини, при яких смороді відбуваються. К. їм відносяться: втрата керованості у польоті, на землі або воді; торкання землі кінцями лопатей гвинта, що несе, гондолою або поплавцем; руйнування шасі; груба посадка з опущеним носом, або капотування; приземлення з недольотом до ЗПС, посадка на край або за її межі, викочування за межі ЗПС; зіткнення з поверхнею землі, води, з предметами або пташками; руйнування планера на землі або у польоті; відрив агрегатів; пожежа або вибух на землі, у польоті; посадка в цілях обережності і вимушена посадка; події на землі, пов'язані з повітряним струменем авіадвигунів; поранення людей повітряними гвинтами; поранення людей у польоті; інші випадки; невстановлений тип події.

Заподій льотних подій можуть бути пов'язані з помилками персоналу на борту і на землі: льотні події, пов'язані з руйнуванням конструкції вертольота виникають внаслідок руйнування вузлів конструкції з (механічних причин (виключаються випадки, коли відмовили двигуни, повітряні гвинти, системи і устаткування), руйнування шасі, руйнування або відмов двигунів, руйнування повітряних або несучих гвинтів, викликані відмовами або несправностями в різних системах; льотні події, пов'язані з відмовами в приладах і радіотехнічному устаткуванні, підрозділяють на викликані відмовами приладів контролю двигунів, пілотажно-навігаційних приладів, радіонавігаційного устаткування, зв'язного радіоустаткування, світлотехнічного устаткування.

Методика розслідування льотних подій передбачає наступний порядок: уламки, їх розташування і сліди на місцевості(деревах, скелях, кущах і т. п.), тіла і їх останки зберігаються в первинному положенні до тих пір, поки не буде зроблено фотографування, складені необхідні схеми і опис; перевіряється наявність усіх деталей на місці падіння, а за відсутності хоч би однієї деталі

вживаються усі необхідні заходи до її розшуку; використовуються речові докази при проведенні досліджень; перед відправкою речових доказів робиться їх ретельна упаковка; перед витяганням деталей робиться обов'язкове фотографування місць їх розташування в купі уламків, прикладається ярлик з необхідною інформацією.

При розслідуваннях застосовуються два методи: дедуктивний(аналіз версій) і відтворення можливих умов льотної події. Правильно визначити руйнування в повітрі можна за характером розкиду уламків. Якщо руйнування в повітрі не було, то розробляється дещо найбільш правдоподібних версій і ведеться їх перевірка. Малопереконливі версії не розглядаються. Розслідувач повинний точно і акуратно записувати усі дані, збирати лише достовірні факти. У тій же годині необхідно фіксувати все фактів незалежно від того, важливі сморід або доки такими не вважаються. Систематично і вичерпно досліджуються усі факти; і обставини без впливу і тиску авторитету інших фахівців.

При дослідженні робиться загальний огляд уламків на місці для з'ясування картини обставин льотної події. При цьому встановлюють точку первинного удару, простежують шлях вертольота, відшукуючи мітки на землі і місцевих предметах. Визначають можливу траєкторію вертольота, кут і швидкість приземлення, керованість і наявність руйнування конструкції перед зіткненням. Фотографують усю ділянку із загальною картиною уламків і їх стан. Фотографування здійснюється з чотирьох напрямів. Фотографують окремі ділянки і елементи конструкцій, приділяючи особливу увагу приладам, положенню ручок управління в кабіні, налаштуванні радіостанцій, установці автопілоту, положенню паливних кранів, перемикачів, положенню поверхонь управління, установці тримерів, підозрілим обривам або прогинам, положенню лопатей гвинтів, положенню важелів управління двигунами в кабіні і на самому двигуні, ушкодженням від пожежі, слідам на землі при падінні, положенню крісел і прив'язних ременів. Іноді при розслідуванні льотних подій застосовують стереозйомку і аеро-фотографування.

Складається схема розташування уламків, вантажів, тіл убитих і живих людей, міток на місцевості і точок, звідки робилося фотографування. При цьому особлива увага звертається на точку першого зіткнення із землею, довжину і глибину слідів ковзання, перешкоди(дерева, кущі і т. д.), положення основного уламка(фюзеляжу), відстань, напрям, взаємного розташування основних деталей, положення інших деталей, напрям польоту і вітру. Уламки шукають по усій площі. Якщо вона велика, то створюється декілька пошукових груп. Уламки не зрушуються з місця до фотографування і складання схеми. Досвід розслідувань останніх років показавши, що при хорошій організації пошуку вдається зібрати до 70% уламків навіть при льотній події над водною поверхнею, на глибинах до 200 м. Для випробувань зберігаються: деталі, що викликали сумніви відносно якості литва, термообробки, відповідності специфікаціям і т. д.; деталі, що мають конструктивно - виробничі недоліки; трубопроводи, сполучні вузли управління, деталі з недостатнім кріпленням, схильні до вібрацій; розірвані масло і паливо-проводи;

Іноді створюється спеціальна група для розшуку свідків і запису у них необхідних свідчень. Зазвичай при роботі зі свідками бесіда проводиться у формі інтерв'ю, при цьому підкреслюється важливість показань свідків, проте якщо сморід розходяться з результатами огляду уламків, то потрібно бути дуже обережним з виведеннями. Від персоналу управління повітряним рухом, авіадиспетчер вікон служби, служби експлуатації і технічного обслуговування беруть письмові свідчення. Іноді для свідків робиться демонстративний політ, щоб сморід міг порівняти свої враження з польотом вертольота, що потерпів льотну подію.

Останній етап польоту — це етап від моменту, коли припиняється нормальний політ, до моменту, коли неминучість льотної події стає очевидною. При дослідженні питань технічної експлуатації найбільш важливими є : історія експлуатації(наліт, кількість посадок, робота двигунів, систем і агрегатів вертольота) дефекти і заходь по їх усуненню; виконання доопрацювань і робіт по бюлетенях; ретельність дотримання встановленої системи технічного обслуговування службами експлуатації, визначення відхилень і упущень; опитування технічного і робочого персоналу про методи виконання і контролю робіт, оглядів і їх об'єму.

На місці льотної події потрібно визначити, де сталося ушкодження від удару об землю або воно виникло у польоті, а для цього необхідно ретельно оглянути усі плями і частки на обламаннях. Це робиться до відправки уламків на дослідження. Ретельне дослідження плям і подряпин дає особливо важливу інформацію, коли льотна подія пішла від зіткнення в повітрі. Лабораторний аналіз плями дає відповідь про його природу, а іноді можна визначити і напрям його поширення. По подряпинах можна з'ясувати відносне положення тіл під година контакту, а також встановити, до або після удару об землю сталося руйнування. Інші характерні місця можуть вказувати на сліди ударів повітряних гвинтів, подряпини від тросів управління ж т.д., усіх потрібно виявити і досліджувати.

Висновки

На підставі розглянутих вище випадків можна судити про те, що авіаційна техніка вимагає ретельної підготовки до польоту, а члени екіпажа мають бути не лише професіоналами, але і підтримувати свою кваліфікацію протягом всього часу роботи в авіації.

3 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

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

Витрати на експлуатацію середньо магістрального літака (СЧП), що доводяться на 1 годину польоту (льотна година), складаються з прямих і непрямих(аеропортів) витрат [б.с.23-46] :

$$C_{\text{ЧП}} = A + B, \quad (4.1)$$

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

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

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

Непрямі витрати включають витрати на амортизацію, поточний ремонт і зміст усіх об'єктів аеродромів і аеропортів (автовокзали, готелі, пакгаузи, ВПГ, рульові доріжки, місця стоянки, метеослужба, ангари, склади, дороги, інженерні мережі, гаражі і так далі), окрім витрат по ремонтних заводах і лінійних майстернях (ЭРМ), а також витрати по заробітній платі облікового складу підрозділів ГА (за винятком заробітної плати ЛПС, працівників ЭРМ і ремонтних заводів).

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

$$C_{\text{ТКМ}} = \frac{A + B}{m_{\text{ГР}} \cdot K_3 \cdot V_p}, \quad (4.2)$$

де $m_{\text{ГР}} = 12000$ кг, - максимальне комерційне завантаження літака;

$V_p = 613$ км/год рейсова швидкість літака;

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

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

$$V_p = L \times V_{\text{КР}} / L \times V_{\text{КР}} + \Delta t, \quad (4.3)$$

де $V_{\text{КР}} = 850$ км/год - крейсерська швидкість літака;

$L = 2200$ км - безпосадочна дальність польоту;

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

відповідає швидкості, рівній крейсерській(у годиннику). Величина цих потер залежить від висоти польоту літака.

$$V_P = (2200 \times 850)/(2200 + 850 + 0,435) = 613 \text{ км/год}$$

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

$$A = \sum_{i=1}^7 A_i, \quad (4.4)$$

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.

Усе A_i , беремо з розрахунку на одну льотну годину.

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

$$A_1 = 0,01 \cdot K_1 \cdot C_c \frac{1 + K_{PC} \cdot \left(\frac{T_c}{t_c} - 1 \right)}{T_c}, \quad (4.5)$$

Де $K_1 = 1,06$ - коефіцієнт, що враховує невірбничий наліт(тренування, навчання, обліт і так далі).

C_c – ціна літака без двигунів, дол. :

$C_c = 1625473$ дол.

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

$$K_{PC} = 0,11 + (3 \cdot 104 / C_c) = 0,11 + 30000 / 16254732 = 0,112$$

для магістральних літаків в середньому:

$T_c = 30000$ ч;

$t_c = 5000$ ч;

$$A_1 = 0,01 \cdot 1,065 \cdot 16254732 \cdot \frac{1 + 0,112 \cdot \left(\frac{30000}{5000} - 1 \right)}{30000} = 9,002 \text{ дол./ч.}, [4.7]$$

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

$$A_2 = 0,01 \cdot K_2 \cdot n_{ДВ} \cdot Ц_{ДВ} \cdot \frac{1 + K_{РДВ} \cdot \left(\frac{T_{ДВ}}{t_{ДВ}} - 1 \right)}{T_{ДВ}}, \quad (4.6)$$

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

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

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

$$Ц_{ДВ} = 0,015 \cdot K_{НВО} \cdot K_{сх} \cdot K_{сдв} \cdot N_{E \max} (3400 - 10\sqrt{N_{E \max}}), \quad (4.7)$$

$N_{E \max} = 6500$ кВт - максимальна потужність двигуна;

$K_{НВО} = 1,71$

$K_{сх} = 1,15$

$K_{сдв} = 2,15$

$$Ц_{ДВ} = 0,015 \cdot 1,71 \cdot 1,15 \cdot 2,15 \cdot 6500 \cdot 2593,77 = 1069223 \text{ дол.}$$

$T_{ДВ} = 6000$ ч;

$t_{ДВ} = 3000$ ч;

$K_{РДВ} = 0,35$;

$$A_2 = 0,01 \cdot 1,07 \cdot 2 \cdot 1069223 \cdot \frac{1 + 0,35 \cdot \left(\frac{6000}{3000} - 1 \right)}{6000} = 5,15 \text{ дол./год.}, \quad (4.8)$$

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

$$A_3 = 0,024 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} \cdot m_{ПС}) \cdot m_{ПС} \quad (4.9)$$

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

$K_4 = 1$ - для літаків з ТРД і ДТРД;

$m_{ПС} = 16550$ кг;

$$A_3 = 0,024 \cdot 0,35 \cdot 1 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} \cdot 16550) \cdot 16550 = 51,434 \text{ дол./год.}$$

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot K_2 \cdot K_5 \cdot n_{ДВ} \cdot \sqrt{R_{\max}}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot T_{ДВ}}, \quad (4.10)$$

$K_2 = 1,07$ – коефіцієнт, що враховує невірбничий нальот;

$$K_5 = 1;$$

$$R_{\max} = N E_{\max} = 6500 \text{ кВт};$$

$$T_{ДВ} = 6000 \text{ ч.}$$

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot 1,07 \cdot 1 \cdot 2 \cdot \sqrt{6500}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot 6000} = 46,66 \text{ дол./год.},$$

Витрати на заробітну плату льотно-підйомного складу за одну льотну годину (A_5), дол./год., розраховують, виходячи з числа членів екіпажа літака (льотчики, штурмани, бортінженери і радисти) $n_{\text{спс}}$ і числа бортпровідників $n_{\text{бп}}$:

$$A_5 = 0,015 \times (3 \times 16,5 \times +2,6) = 0,9225 \text{ дол./год.}, \quad (4.11)$$

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

$$A_6 = 1,5 \times b \times \text{Ц}_T \times m_T \times n_{ДВ} = \frac{m_t \times m_0}{t_{\Sigma} \times n_{ДВ}}, \quad (4.12)$$

$\overline{m}_T = 0,23$ – відносна маса палива;

$m_0 = 36400$ кг - злітна маса літака;

$t_{\Sigma} = 4,1$ ч - сумарний час польоту;

$\text{Ц}_T = 0,9$ дол./кг - ціна гасу;

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

$$A_6 = \frac{0,23 \cdot 36400}{4,1 \cdot 2} = 967,2 \text{ дол./год.}$$

Інші витрати складають для літака:

$$A_7 = 0,07 \cdot \sum_{i=1}^6 A_i, \quad (4.13)$$

$$A_7 = 0,07 \cdot (9,002 + 5,15 + 51,434 + 46,66 + 0,923 + 967,2) = 75,626 \text{ долл./ч.}$$

$$A_{\Sigma} = 9,002 + 5,15 + 51,434 + 46,66 + 0,923 + 967,2 + 75,626 = 1155,995 \text{ долл/ч}$$

3.2 Непрямі витрати

Непрямі витрати (Б) включають витрати по амортизації, що доводяться по ремонту і змісту усіх об'єктів аеродромів і аеропортів і заробітну плату наземного складу (окрім заробітної плати технічних працівників).

Непрямі витрати залежать від класності аеродрому і кількості зльотів-посадок, що доводяться на годину польоту і витрати, що йдуть на задоволення потреб пасажирів, складають 1,1 дол. На одного пасажира.

Отже, для цього літака непряму витрату складуть:

$$B_u = 0,4 \cdot A_{\Sigma} + B_{\text{пас}} \quad (4.14)$$

$$B_u = 0,4 \cdot 1155,995 + 1,1 \times 75 = 544,9 \text{ дол./год.}$$

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

$$C_{\text{чп}} = A + B, \quad (4.15)$$

$$C_{\text{чп}} = 1155,995 + 550,4 = 1706,395 \text{ дол./год.},$$

Повна собівартість експлуатації літака при перевезенні пасажирів і комерційного вантажу на один кілометр шляху розраховується за виразом:

$$C_{\text{ТКМ}} = A + B/m_{\text{ГР}} \times K_3 \times V_p \quad (4.16)$$

$$C_{\text{ТКМ}} = 1706,395/12_m \times 0,6 \times 613 = 0,263 \text{ долл./ткм.},$$

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

$$C_B = \frac{m_{\text{ГР}} \times V \times \tau \times C_{\text{ТКМ}}}{n_{\text{ПАС}} \times K_3} \quad (4.17)$$

$$C_B = \frac{12 \times 613 \times 1,409 \times 0,265}{75 \times 0,6} = 64,1 \text{ (долл.)}$$

За умови рентабельності 25% ціна квитка буде складати:

$$C_B = 1,25 \times C_{\text{Б беззбит}} \quad (4.18)$$

$$C_B = 1,25 \times 64,1 = 80,125 \text{ долл.}$$

Таким чином, літак окупається при перевезенні вантажу на відстань 2200км:

$$C_B \times n_{nac} \times K_3 = 80,125 \times 75 \times 0,6 = 3605,6 \text{ (дол.)}, \quad [4.19]$$

3.3 Розрахунок витрат аеропорту на паливну рідину на прикладі регіонального багатоцільового літака типу Ан-148 за рік

Проведемо розрахунок витрати гасу ТС-1 регіонального багатоцільового літака типу Ан-148 для міста Харків.

Вартість літра ТС— 1 — 0.86 долара. Для обробки багатоцільового літака типу Ан-148 потрібні як мінімум 10000 кг гасу з максимальних 12050. Означає вартість однієї заправки паливної рідини необхідно:

$$C_o = C_c \times K_{необх.} = 0.86 \times 10000 = 8600 \text{ долл.}, \quad (4.20)$$

$$C_o = 0.86 \times 10000 = 8600 \text{ долл.}$$

де C_o — загальна вартість обробки ВС;

$K_{необх.}$ — необхідна кількість рідини, кг.

Із статистики міжнародного аеропорту «Харків» за період з 1 вересня 2015 року по 31 серпня 2016 року було здійснено 3476 вильотів.

Розрахуємо кількість ТС- 1 витраченою за рік 2017/2018:

$$K_{год.} = K_{св} \times K_{необх.}, \quad (4.21)$$

$$K_{год.} = 3476 \times 10000 = 34760000 \text{ кг.},$$

Розрахуємо загальну вартість витрат на заправку паливною рідиною за період 2017-2018 року:

$$C_{o.год} = C_c \times K_{год.}, \quad (4.22)$$

$$C_{o.год} = 0.86 \times 34760000 = 29893600 \text{ долл.}$$

Висновки

У цьому розділі був проведений розрахунок витрат на експлуатацію літака і двигуна і собівартості перевезення однієї тонни вантажу на один кілометр. Непрямі витрати на одну годину польоту складають 544,9 дол./год. Ціна квитка на рейс з відстанню 2200км. складає 80,125 дол. Літак окупається при перевезенні вантажу на цю відстань в 11496 дол.

Був проведений розрахунок витрат на паливну рідину ТС-1. загальну вартість витрат на заправку паливною рідиною за період 2017-2018 року складає 29893600 дол.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Основні положення повітряного кодексу України та норм льотної придатності літаків транспортної категорії. — Навч. Посіб. / Е. Т. Василевський, В. А. Гребеніков, В. Н. Николаєнко. — Харків: Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ», 2006. — 322 с.
2. Безпека авіації / В.П. Бабак, В.П. Марченко, В.О. Максимов та ін.; за ред. В.П. Бабака. — К.: Техніка, 2004. -584 с.
3. Риженко О.І., Рябков В.І. Особливі польотні ситуації та причини їх виникнення на літаках і вертольотах: Навч. посібник по курсу «Надійність та живучість літаків і вертольотів». - Харків: Держ. аерокосмічний ун-т "Харк. авіац. ін-т", 1999. - 287 с. Б-3, К60.
4. Новожилів Г.В., Неймарк М.С., Цесарський Л.Г. Безпека польоту літака. Концепція та технологія. — М.: Машинобудування, 2003. — 144 с.
5. CALS (Continuous Acquisition and Life cycle Support – безперервна інформаційна підтримка життєвого циклу виробу) в авіабудуванні / Братухін А.Г., Давидов Ю.В., Єлисеєв Ю.С., Павлов Ю.Б., Суров В.І.; Під ред. А.Г. Братухіна — М.: Изд-во МАІ, 2000. — 304 с.
6. Техніко-економічне обґрунтування конструкції літаків та двигунів / О.А. Бабушкін, В.А. Пильціков, В.А. Резчик, А.І. Лисенко, Я.В. Сафронов. - Навч. посібник з дипломного проектування. Харків Нац. аерокосмічний університет «Харківський авіац. ін-т», 2000. — 51с.
7. Інформаційні технології в наукомісткому машинобудуванні: Комп'ютерне забезпечення індустріального бізнесу/Під. заг. ред. А.Г. Братухіна. — К.: Техніка, 2001. — 728 с.: ил. — Бібліогр. наприкінці статей.
8. Орловський М.Н., Яковлев Ю.А. Технічна експлуатація повітряних суден — Харків: НАКУ “ХАІ”, 2011.- 180 с.
9. Гончаренко О.Д. «Основні положення вимог щодо організації технічної експлуатації та ремонту авіаційної техніки цивільної авіації». Харків Національний Аерокосмічний університет «ХАІ» 2001, 212с.
10. Державна авіаційна служба України, www.avia.gov.ua
11. Dassault Falcon Service, www.antonov.com.
12. Портал ділової авіації, www.ato.ru