

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

(тип кваліфікаційної роботи)

другий (магістерський)

(освітній ступінь)

на тему **«Прогнозування технічного стану транспортного літака за
інформацією бортових регістраторів»**

ХАІ.103.1-96Авт1.23В.272.238-9/21-3 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу групи № 1-96Авт1

Галузь знань 27 «Транспорт»

(код та найменування)

Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»

(код та найменування)

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

(найменування)

Раєнко О. С.

(прізвище та ініціали студента)

Керівник: Малков І.В.

(прізвище та ініціали)

Рецензент: Шеметов О.Ю.

(прізвище та ініціали)

Харків – 2023

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

Факультет 1 Літакобудування
 Кафедра 103 «Проектування літаків і вертольотів»
 Освітній рівень «Магістр»
 Галузь знань 27 «Транспорт»
 Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»
 Освітня програма «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

к.т.н., доцент _____ Андрій Гуменний
 “ ” _____ 2022 р.

ЗАВДАННЯ

НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ МАГІСТРА

Расенко Олександра Сергійовича

(прізвище, ім'я, по батькові)

Тема дипломного проекту «Прогнозування технічного стану транспортного літака за інформацією бортових реєстраторів»

Керівник дипломного проекту Малков Ігор Владіславович, д.т.н, професор
 ((Прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом Університету від “28” листопада 2022 р. № 1647-уч

Термін подання студентом дипломного проекту 01.02.2023 р.

Вихідні дані до проекту $V_{\max} - 620$ км/год; $V_{кр} - 520$ км/год; $V_y - 12$ м/с; $H_{\max} - 1100$ км; $H_{кр} - 1000$ км; $L - 2500$ км; $L_{раз} - 800$ м; $m_{ц.н.} - 9$ т.

Зміст розрахунково-пояснювальної записки

(перелік завдань, які потрібно розробити)

1. Конструкторський розділ

- 1.1. Автоматизоване формування вигляду літака
 - 1.1.1. Розробка концепції створення літака і науково-технічної програми досягнення його характеристик.
 - 1.1.2. Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження.
 - 1.1.3. Збір, обробка та аналіз статистичних даних.
 - 1.1.4. Вибір основних відносних початкових параметрів літака.
 - 1.1.5. Розрахунок маси літака в трьох наближеннях.
 - 1.1.6. Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу.
 - 1.1.7. Визначення та оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів
 - 1.1.8. Стандартна специфікація проектуемого літака
 - 1.1.9. Розрахунок характеристики «вантаж-дальність»
- 1.2. Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні і масові характеристики літака
 - 1.2.1. Визначення лобового опору проектуемого літака.
 - 1.2.2. Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака
 - 1.2.3. Аналітичне вираження поляри літака
- 1.3. Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання проектуемого літака
 - 1.3.1. Розробка майстер-геометрії літака.

1.3.2. Опис літака

2. Експлуатаційний розділ

2.1 Впливи тривалості експлуатації на технічний стан АТ

2.1.1 Проблема старіння транспортних повітряних суден

2.1.2 Аналіз результатів досліджень з проблеми старіння АТ

2.1.3 Заходи авіапромисловості з проблеми старіння АТ

2.2 Аналіз факторів, що діють на авіаційну техніку протягом всього терміну експлуатації.

2.2.1 Загальні положення

2.2.2 Вплив періодичних навантажень на стан АТ

2.2.3 Вплив природно-кліматичних умов.

2.2.4 Вплив старіння авіаційної техніки на безпеку польотів

2.2.5 Вплив старіння на стан силової установки повітряних суден.

2.2.6 Вплив старіння на показники аеродинамічного якості планера.

2.3 Засоби контролю технічного стану авіаційної техніки і рівня безпеки польотів

2.3.1 Характеристика можливих джерел інформації про технічний стан АТ і стану рівня БП

2.3.2 Похибки реєстрації польотної інформації їх причини та класифікація.

2.3.3 Аналіз інформаційних і точностних характеристик існуючих СЗОП

2.3.4 Огляд існуючих і перспективних систем збору і обробки польотної інформації

2.4 Оцінка впливу тривалості експлуатації ат на її основні технічні характеристики.

2.4.1 Розробка математичної моделі руху літака по злітно-посадковій смузі

2.4.2 Зменшення методичної похибки визначення характеристик

2.4.3 Розробка алгоритму визначення тяги силової установки з використанням записів бортових систем реєстрації.

2.4.4 Обробка матеріалів польотів літака.

2.4.5 Приведення тяги силової установки до стандартних умов.

2.4.6 Аналіз отриманих результатів та оцінка впливу тривалості експлуатації на ЛТХ ПС.

2.5 Прогнозування технічного стану транспортного літака

2.5.1 Методи діагностики ат і їх можливості

2.5.2 Діагностика ПС при сезонному технічному обслуговуванні

2.5.3 Бортовий журнал технічного стану повітряного судна

2.5.4 Засоби збору і обробки польотної інформації. Порядок використання її експлуатантом

2.5.5 Бортові засоби збору параметричної інформації

2.5.6 Призначення і основні функції підрозділів польотної інформації

3 Забезпечення безпеки польотів

3.1 Вплив тривалості експлуатації на зміну показників безпеки польотів

3.2 Збір та обробка статистичного матеріалу про експлуатацію транспортних ПС

3.3 Оцінка впливу погіршення лтх пс на довжину розбігу по ЗПС.

3.4 Визначення ймовірності викочування пс за межі ЗПС

4. Економічний розділ

4.1 Маркетингові дослідження ринку внутрішніх і міжнародних перевезень вантажів

4.1.1 Сегментація ринку споживачів і визначення ємності перевезень

4.1.2 Результати дослідження ринку перевезень.

4.2 Вихідні дані для розрахунків техніко-економічних показників експлуатації літака

4.2.1 Льотно-технічні характеристики ЛА, що впливають на експлуатаційні витрати в базовому аеропорту (авіаційної експлуатованої компанії)

4.2.2 Нормативні вартісні показники експлуатації

4.3 Розрахунок витрат на експлуатацію літака і визначення собівартості перевезення вантажів

4.3.1 Розрахунок повної собівартості експлуатації літака на один кілометр шляху

4.4 Оцінка ефективності експлуатації транспортного літака

4.4.1 Розрахунок виручки та прибутку експлуатуючої компанії

4.4.2 Рентабельність експлуатації.

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	д.т.н, професор каф.103 Малков І.В.		
2	д.т.н, професор каф.103 Малков І.В.		
3	д.т.н, професор каф.103 Малков І.В.		
4	професор, зав. каф. 601 Ковальчук В. Г.		

Нормоконтроль _____ «__» _____ 2023 р.
(підпис) (ініціали та прізвище)

Дата надання завдання «__» _____ 2022 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

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

Студент

_____ Раєнко О.С.
(підпис) прізвище та ініціали

Керівник проекту

_____ Малков І.В.
(підпис) (прізвище та ініціали)

Зміст

Реферат.....	8
Вступ.....	9
1.КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ.....	9
1.1 Автоматизоване формування образу літака.....	9
1.1.1 Розробка концепції створення проектованого літака і науково-технічної програми досягнення його характеристик.....	9
1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака.....	12
1.1.3 Збір, обробка та аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака.....	14
1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки.....	17
1.1.5 Розрахунок маси літака в нульовому наближенні.....	18
1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розгону.....	21
1.1.7 Визначення і оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів.....	21
1.1.8 Стандартна специфікація проектованого літака.....	24
1.1.9 Розрахунок характеристики «вантаж-дальність».....	30
1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні і масові характеристики літака.....	31
1.2.1 Визначення лобового опору проектованого літака.....	31
1.2.2 Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака.....	38
1.2.3 Аналітичний вираз поляри літака.....	46
1.3 Інтегроване проектування і комп'ютерне моделювання проектованого літака.....	51
1.3.1 Розробка майстер-геометрії літака.....	51
1.3.2 Опис літака.....	52
Висновки.....	53
2.ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ.....	54
2.1 Впливи тривалості експлуатації на технічний стан АТ.....	54
2.1.1 Проблема старіння транспортних повітряних суден.....	54
2.1.2 Аналіз результатів досліджень з проблеми старіння АТ.....	57
2.1.3 Заходи авіапромисловості з проблеми старіння АТ.....	58
2.2 Аналіз факторів, що діють на авіаційну техніку протягом всього терміну експлуатації.....	59
2.2.1 Загальні положення.....	59

2.2.2 Вплив періодичних навантажень на стан АТ.....	59
2.2.3 Вплив природно-кліматичних умов.....	60
2.2.4 Вплив старіння авіаційної техніки на безпеку польотів.....	61
2.2.5 Вплив старіння на стан силової установки повітряних суден.....	62
2.2.6 Вплив старіння на показники аеродинамічного якості планера.....	63
2.3 Засоби контролю технічного стану авіаційної техніки і рівня безпеки польотів.....	66
2.3.1 Характеристика можливих джерел інформації про загальний технічний стан авіаційної техніки і стану рівня безпеки польотів.....	66
2.3.2 Похибки реєстрації польотної інформації їх причини та класифікація...	68
2.3.3 Аналіз інформаційних і точностних характеристик існуючих систем збору і обробки польотної інформації.....	69
2.3.4 Огляд існуючих і перспективних систем збору і обробки польотної інформації.....	73
2.4 Оцінка впливу тривалості експлуатації ат на її основні технічні характеристики.....	75
2.4.1 Розробка математичної моделі руху літака по злітно-посадковій смузі.....	75
2.4.2 Зменшення методичної похибки визначення характеристик.....	78
2.4.3 Розробка алгоритму визначення тяги силової установки з використанням записів бортових систем реєстрації.....	82
2.4.4 Обробка матеріалів польотів літака. Визначення фактичного значення тяги силової установки.....	84
2.4.5 Приведення тяги силової установки до стандартних умов.....	84
2.4.6 Аналіз отриманих результатів та оцінка впливу тривалості експлуатації на деякі ЛТХ повітряного судна.....	93
2.5 Прогнозування технічного стану транспортного літака за інформацією бортових реєстраторів.....	97
2.5.1 Методи діагностики ат і їх можливості.....	97
2.5.2 Діагностика ПС при сезонному технічному обслуговуванні.....	100
2.5.3 Бортовий журнал технічного стану повітряного судна.....	106
2.5.4 Засоби збору і обробки польотної інформації. Порядок використання її експлуатантом.....	108
2.5.5 Бортові засоби збору параметричної інформації.....	108
2.5.6 Призначення і основні функції підрозділів польотної інформації.....	111

Висновки.....	112
3.РОЗДІЛ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ.....	113
3.1 Вплив тривалості експлуатації на зміну показників безпеки польотів.....	113
3.2 Збір та обробка статистичного матеріалу про експлуатацію транспортних повітряних суден.....	113
3.3 Оцінка впливу погіршення лтх пс на довжину розбігу по ЗПС.....	114
3.4 Визначення ймовірності викочування пс за межі ЗПС.....	115
Висновки.....	117
4.ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ.....	118
4.1 Маркетингові дослідження ринку внутрішніх і міжнародних перевезень вантажів.....	118
4.1.1 Сегментація ринку споживачів і визначення ємності перевезень (очікувана кількість вантажу).....	118
4.1.2 Результати дослідження ринку перевезень.....	120
4.2 Вихідні дані для розрахунків техніко-економічних показників експлуатації літака.....	120
4.2.1 Льотно-технічні характеристики ЛА, що впливають на експлуатаційні витрати в базовому аеропорту (авіаційної експлуатованої компанії).....	120
4.2.2 Нормативні вартісні показники експлуатації.....	120
4.3 Розрахунок витрат на експлуатацію літака і визначення собівартості перевезення вантажів.....	121
4.3.1 Розрахунок повної собівартості експлуатації літака на один кілометр шляху.....	121
4.4 Оцінка ефективності експлуатації транспортного літака.....	125
4.4.1 Розрахунок виручки та прибутку експлуатуючої компанії, що припадають на один тонно-кілометр.....	125
4.4.2 Рентабельність експлуатації.....	126
Висновки.....	128
Перелік джерел посилання.....	129
ДОДАТОК А.....	132
ДОДАТОК Б.....	133

Реферат

Кваліфікаційна робота магістра на тему «Прогнозування технічного стану транспортного літака за інформацією бортових регістраторів» містить: 133 ст., 28 рис., 37 табл., 22 джерела.

Об'єкт дослідження – транспортний літак з ТРД.

Мета роботи – інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання транспортного літака із заданими параметрами, розробка методу прогнозування технічного стану літака за інформацією бортових реєстраторів польотних даних.

Метод дослідження – статистичний, аналітичний, графічний, методи проектування на ЕОМ.

У кваліфікаційній роботі магістра представлені: статистичне проектування вигляду літака; визначення аеродинамічних і льотно-технічних характеристик літака; розроблені алгоритми визначення тяги двигуна і алгоритму визначення зміни коефіцієнта лобового опору; розрахунок собівартості експлуатації, витрати на експлуатацію та ціна квитка. В результаті виконання випускної роботи був спроектований транспортний літак, а також були закріплені знання, отримані в теоретичному курсі. Робота була виконана на ЕОМ, із застосуванням різних програмних продуктів: Siemens NX, Компас 3D, Microsoft Word, всі розрахунки проведені в програмних середовищах Microsoft Excel, міжнародна мережа інтернет.

Ключові слова: злітна маса літака, хорда крила, стрінгер, лонжерон, стабілізатор, технічний стан, період експлуатації, експлуатаційні фактори, собівартість, прибуток.

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

Вступ

У сучасному світі літальні апарати стали невід'ємною частиною існування людини. Ми їх використовуємо як пасажирські, вантажні спеціального призначення та навчальні.

В даній кваліфікаційній роботі проектується багатоцільовий літак, який представляє собою суцільнометалевий високоплан з Т-образним оперенням. Завданням даної кваліфікаційної роботи є прогнозування технічного стану літака за інформацією бортових реєстраторів польотних даних, використовуючи знання, отримані при вивченні лекційного матеріалу, рекомендованої літератури.

В процесі виконання роботи на підставі статистичних даних був розроблений загальний вигляд транспортного літака, його конструктивно-силова схема, майстер-геометрія поверхні транспортного літака. У даній роботі застосовується метод проектування на базі статистичних даних існуючих літаків, а також розрахунок.

1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Автоматизоване формування образу літака.

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

Постійне зростання вимог до авіаційної техніки, необхідність заміни застарілого парку, зміна структури ринку авіаційних перевезень створюють потребу в розробці нових типів літаків. Внутрішній ринок цивільної авіаційної техніки країн СНД знаходиться в затяжній кризі. Авіаційні компанії вважають за краще максимально використовувати застарілу, але перевірену радянську техніку, яка потребує значних вкладень. Основна причина ситуації, що склалася полягає у відсутності у регіональних авіакомпаній фінансових коштів для закупівель нової техніки і у відсутності можливостей отримання таких коштів з використанням різних форм кредитування. У цих умовах модернізація парку літаків для регіональних перевезень здійснюється катастрофічно низькими темпами і головним чином за рахунок старої.

Таким чином, перспективний транспортний літак місцевих повітряних ліній повинен бути економічно ефективним при експлуатації на місцевих авіалініях, забезпечувати екіпажу сучасний рівень комфорту і мати ціну, що дозволяє купувати його навіть невеликим авіаперевізникам. Метою даного підрозділу є розробка концепції транспортного літака, що доповнює наявні типи вітчизняної авіаційної техніки, здатного ефективно конкурувати із

зарубіжними аналогами. Розроблюваний тип літака покликаний забезпечити ефективне вирішення перспективних завдань народно-господарського комплексу країни в області міжрегіональних транспортних перевезень, а також вимоги потенційних зарубіжних замовників.

Новий літак повинен в найкоротші терміни і з мінімальними витратами адаптуватися до існуючої системи виробництва, льотної експлуатації, обслуговування, ремонту та управління польотами, задовольняти сучасним вимогам комфорту і безпеки перевезення пасажирів.

Конкурентоспроможність літака визначається наступними загальноприйнятими для повітряних суден (ПС) критеріями:

- економічною ефективністю експлуатації повітряного судна у авіаперевізника;
- відповідністю характеристик безпеки, комфорту, шуму, екологічних показників сучасним міжнародним стандартам і вимогам, що забезпечують можливість експлуатації повітряного судна і його привабливість для споживачів;
- наявністю інфраструктури, що забезпечує продаж (лізинг) і післяпродажне обслуговування повітряного судна у авіаперевізника: ремонт, постачання запасних частин, аксесуарів, інструментів, техобслуговування.

Найбільш значущими комплексними параметрами, котрі характеризують рівень економічної ефективності його експлуатації, можна вважати питому вартість на одне пасажиро-місце (див. розділ 4) і паливну ефективність ВС. У сукупності ці параметри визначають прямі експлуатаційні витрати (ПЕР), а їх рівень дозволяє судити про конкурентоспроможність ВС даного класу при однаковому рівні доведених, ресурсів і характеристик надійності і ремонтпридатності.

Розроблюваний літак повинен перевершувати існуючі аналоги по льотно-технічним, ресурсним, експлуатаційним і економічним характеристикам:

- аеродинамічна компоновка літака повинна забезпечувати крейсерську аеродинамічну якість на рівні 19-20 одиниць, що на 5 ... 7% вище показників аналогів;
- компоновання салону повинна забезпечувати рівень комфорту на рівні сучасних світових стандартів для салонів економ-класу, з можливістю переобладнання і випуском літаків з салонами бізнес-класу і класу люкс для пасажирської модифікації даного транспортного ВС. Кабіна екіпажу і пасажирський салон повністю герметичні;
- злітно-посадкові характеристики повинні забезпечувати безпечну експлуатацію розробляемого літака з ґрунтових аеродромів при довжині ЗПС від 500 м, що відповідає класу Е за класифікацією СНИП 2.05.08-85, СНИП 32-03-96, або класу 1В згідно з

- класифікацією ІКАО, а також експлуатацію з необладнаних аеродромів;
- паливна ефективність. Необхідно забезпечити зниження витрати палива на крейсерському режимі на 10 ... 15% у порівнянні з аналогами, до рівня 24,9 г / пасс.км;
 - висока транспортна ефективність - не більше 189 г / пасс.км (на 7 ... 15% нижче аналогів) повинна бути забезпечена за рахунок високого рівня вагової досконалості конструкції і систем, відносна маса планера - не більше 27%;
 - силова установка повинна забезпечувати необхідний рівень тяговооруженості при низькому рівні шуму, вібрацій і витраті палива на крейсерському режимі не більше 0,55 ... 0,56 кг / кгс.ч. По шуму на місцевості літак повинен задовольняти вимогам глави 4 міжнародних стандартів «Охорона навколишнього середовища», додатки 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію (том I «Авіаційний шум», 2001 р.);
 - система управління і пілотажно-навігаційний комплекс повинні бути виконані із застосуванням сучасного обладнання. Необхідно, щоб точності характеристики пілотажно-навігаційного комплексу відповідали міжнародним вимогам (RNP, RVSM, BRNAV і PRNAV);
 - кабіну льотчиків виконують з урахуванням сучасних вимог ергономіки. Основними пристроями, на яких відображається пілотажна і навігаційна інформація, а також дані основних систем літака і силових установок, є кольорові рідкокристалічні дисплеї з активною матрицею;
 - проектний ресурс планера повинен становити не менше 80000 льотних годин. Термін служби - не менше 30 років;
 - вартість повинна складати не більше 8-8,5млн дол., що на 10 ... 20% нижче середньої вартості літаків даного класу;
 - експлуатаційна технологічність повинна забезпечувати питому трудомісткість технічного обслуговування не більше 2,5 людино-годин на 1 годину польоту, а також можливість автономного поточного технічного обслуговування літака силами екіпажу;
 - для забезпечення конкурентоспроможності розробляємий літак повинен задовольняти вимогам сучасних норм льотної придатності (АП-25, FAR-25), а також ряду унікальних вимог за умовами експлуатації в умовах піщаних аеродромів.

Для забезпечення ефективності проектування літака слід широко застосовувати сучасні системи автоматизованого проектування (САПР) для оптимізації проектних параметрів літака, а також системи інтегрованого проектування CAD / CAM / CAE / PLM.

1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака

Проектоване транспортне повітряне судно призначене для транспортування громіздких і особливо важких вантажів. При цьому можливо переобладнання транспортного літака в пасажирський, транспортно-пасажирський, і військово-транспортний (з можливістю десантування людей і вантажів) варіанти повинні здійснюватися силами самого експлуатанта, з використанням заводських комплектів модернізації. Проектоване транспортне повітряне судно можна експлуатувати на обладнаних і необладнаних повітряних трасах в будь-який час року і доби з бетонних, галькових, льодових і сніжних аеродромів, на внутрішніх і міжнародних лініях.

Розділ D Авіаційних правил АП-25 містить вимоги до проектування і конструкції літака і охоплює частини літака, поверхні управління, системи управління, шасі, корпусу і поплавці гідролітаків, розміщення членів екіпажу, пасажирів і вантажу, аварійне обладнання, вентиляцію та опалення, герметичність кабіни, пожежний захист.

Придатність і довговічність матеріалів, використовуваних для виготовлення деталей, поломка яких може негативно вплинути на безпеку:

- визначаються шляхом випробувань;
- чи відповідають затвердженим технічним умовам, що гарантує міцність і інші властивості, прийняті в розрахункових даних;
- оцінюються з урахуванням впливу навколишніх умов, очікуваних в експлуатації, таких, як температура і вологість.

Кожен елемент конструкції відповідним чином захищена від зниження або втрати міцності в процесі експлуатації по будь-якої причині, включаючи:

- атмосферні дії, корозію, стирання;
- забезпечений достатньо способів вентиляції і дренажування.

Обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака спрямовані на зниження шуму і вібрацій в процесі експлуатації ПС, забезпечення екологічних норм, а також забезпечення безпеки польотів, зменшення впливу навколишнього середовища на довговічність ПС, забезпечення міцності і надійності ПС.

Вимоги до польоту при відмові одного двигуна:

- літак повинен забезпечити можливість продовження зльоту, набору висоти і тривалий горизонтальний політ при відмові одного двигуна.

При цьому повинні виконуватися наступні умови:

- в разі відмови одного двигуна на зльоті при швидкості рівній $1.2V_{\text{піп}}$ з випущеним шасі і в злітному положенні механізація крила, повинна бути забезпечена можливість продовження зльоту літака;
- скоропідйомність в цьому випадку повинна бути не менше 2 м / с ;

- при відмові двигуна в польоті компенсуючі навантаження на органи управління не повинні бути надмірними, а за допомогою механізму триммерного ефекту повинні зводитися до нуля;
- при посадці з непрацюючим двигуном повинна бути забезпечена можливість відходу на друге коло.

Вимоги до конструкції літака:

Призначення літака і умови його застосування припускають деякі особливі вимоги до його конструкції, які можна звести в кілька основних груп:

- літак повинен бути стійкий і управляємо на всіх режимах польоту і руху по землі, при цьому зусилля на органах управління повинні бути в допустимих межах;
- конструкція планера повинна мати мінімально можливу вагу конструкції, при цьому повинні повністю задовольнятися вимоги міцності і жорсткості;
- конструкція планера і система управління літака повинна задовольняти вимогам живучості при наявності значних пошкоджень;
- літак повинен бути простим в експлуатації, ремонті і обслуговуванні;
- всі деталі літака повинні мати посилену антикорозійну обробку;
- літак повинен бути простим і економічним у виробництві;
- літак повинен забезпечувати виконання завдання при незначній відмові систем літака;
- літак повинен зберігати працездатність при впливі зовнішніх факторів (явищ);
- системи літака повинні по максимуму попереджати помилки пілотів.

Етап розробки тактико-технічних вимог, що проводиться на основі аналізу статистичних даних (див.п.п1.1.3), полягає в доповненні заданих ТТТ на проєктований літак.

Додаткові вимоги внесені в таблицю 1.1, де величини $m_c, L, L_p, n_{ек}, V_{крей}, H_{крей}, V_{у н} = 0, H_{пот}$ обчислюються як середнє арифметичне даних статистичної таблиці.

За даними статистики таблиці заповнюємо таблицю 1.1, де значення $\lambda, \eta, \chi, \overline{S_{ел}}, \lambda_{\phi}, \overline{C}, D_{\phi}, L_{\phi}$ отримані з статистичної таблиці 1.1, значення інших величин взяті з [1].

Таблиця 1.1 - Основні параметри літака

λ	χ	η	\overline{C}	\overline{b}_3	δ_3	$\overline{S_{ел}}$	λ_{ϕ}	$D_{\phi}, м$	$L_{\phi}, м$
8,5	19°	3,2 4	0,1 2	0,2 5	25/50	0,0764	7,42	3,766	27
$\overline{S}_{ГО}$	$\overline{S}_{ВО}$	$\lambda_{го}$	λ_y	$\chi_{го}$	χ_y	$\overline{C}_{го}$	\overline{C}_y	$\eta_{го}$	η_y
0,343	0,212	4	1	25°	30°	0,09	0,06	2,4	1,5

1.1.3 Збір, обробка та аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака

Для збору статистичних даних необхідно використовувати дані літаків, які аналогічні проектуваному літаку і мають близькі льотно-технічні характеристики і умови експлуатації. Ці дані внесені в статистичну таблицю 1.2.

1. Ан-72 (СРСР), 1971 р., Ан-74 (СРСР), 1985 р.

Літак проектувався як легкий транспортний з укороченим зльотом і посадкою. На практиці це реалізовано за допомогою потужної механізації крила, що складається з предкрилків і багатоцільових закрилків. Літак являє собою високоплан з крилом малої стріловидності, Т-образним стріловидним оперенням і мотогондолами, розташованими над крилом. Літак має шасі з носовим колесом. Основні опори являють собою чотири окремі стійки з поодинокими колесами. Крило літака являє собою двухлонжеронний кесон, технологічно розчленований на п'ять частин.

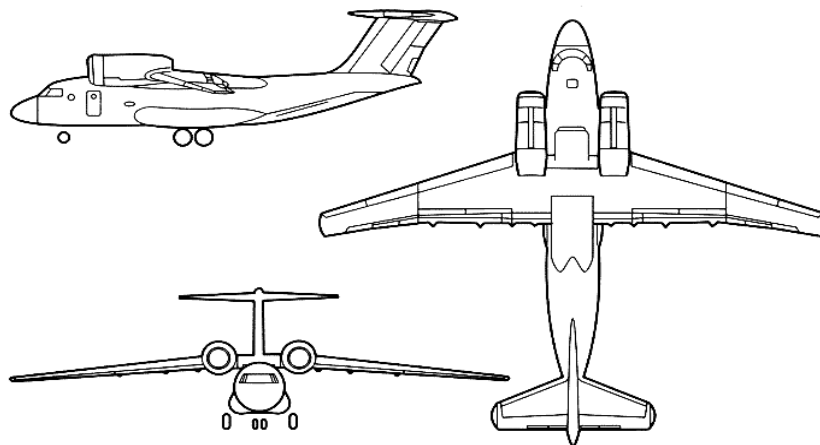


Рисунок 1.1 – Літак Ан-72 / Ан-74

Фюзеляж складається з трьох відсіків. Головними силовими елементами фюзеляжу є підлога вантажної кабіни, шпангоути і бімси, що обрамляють вантажну рампу. Обшивка підкріплена стрінгерами. Оперення має двухлонжеронну конструкцію. Кермо і елерони секціонованими.

Літак має наступні модифікації:

- Ан-72 – військово-транспортний літак;
- Ан-74Т, Ан-74-100 – цивільні транспортні літаки;
- Ан-71 – літак дальнього локаційного виявлення;
- Ан-72П – патрульний варіант для прикордонної служби;
- Ан-72П – повітряний командний пункт системи АВАКС;
- Ан-72П – літак пожежної охорони.

Крім того, є варіант Ан-74 для експлуатації в полярних умовах з можливістю установки лижного шасі.

2. Kawasaki NAL QSTOL (короткого зльоту і посадки). Японія, 1983 р.

Літак за класичною схемою високоплан із стрілоподібним крилом (16° по лінії $\frac{1}{4}$ хорд). Відносна товщина профілю в кореневій частині крила 0,125. Крило ежекторне. Є предкрилки і закрилки з обдуваючими верхніми і нижніми поверхнями, а також елерони. гальмо кут $\varphi = -5^\circ$. Оперення Т-образне, вертикальне оперення має стреловидність 20° , горизонтальне - 22° . Оперення однокільове. Звуження горизонтального оперення $\eta_{го} = 2$, вертикального - $\eta_y = 1,2$. На кілі є кермо напрямку, на стабілізаторі - кермо висоти. Фюзеляж суцільнометалевий з широким застосуванням хромонікелевих сталей. Шасі трьохопорне з носовою стійкою. Головна чотириколісна опора забирається в підфюзеляжні гондоли, носова - назад в фюзеляж. Силова установка оснащена чотирма ТРДД FGR-610-600. Двигуни встановлені під крилом з метою обдування його поверхні і закрилків для збільшення підйомної сили.

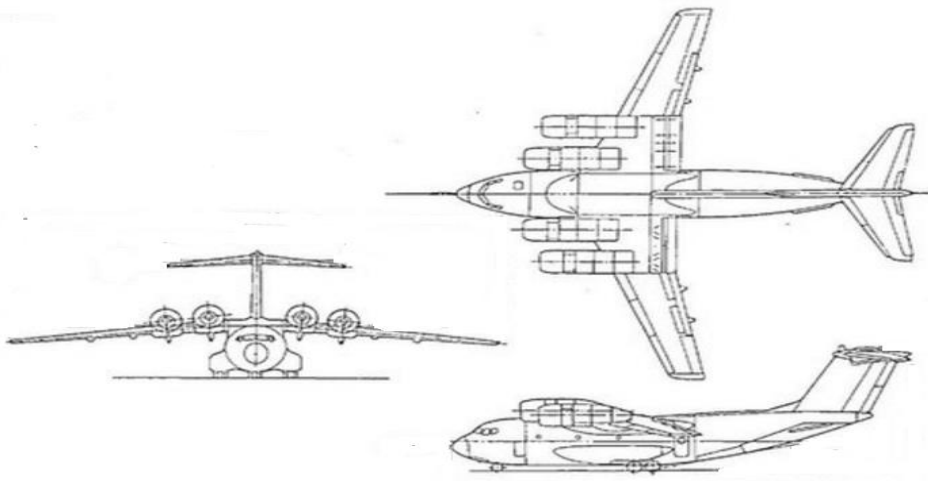


Рисунок 1.2 - Літак NAL QSTOL

3. Бритію Аероспейс BAe-146STA

Літак є транспортною модифікацією близькомагістрального пасажирського літака BAe-146 серії 300. За компоувальною схемою є високоплан з крилом малої стреловидності і стрілоподібним Т-образним оперенням. Силова установка літака складається з чотирьох ТРДД. Конструкція літака суцільнометалева, окремі частини виготовлені з вугле- і склопластиків. Крило літака технологічно ділиться на п'ять частин. Механізація крила складається з двохщільстих закрилків і щитків Крюгера. На елеронах є трімери. Конструкція крила двухлонжеронна кесонна. Кермові поверхні літака представлені кермом висоти і напрямку (двосекційний) і елеронами.

Фюзеляж оснащений опускаємою хвостовою рампою. Шасі літака триопорне, прибираєме в фюзеляж. Передня стійка прибирається вперед, а

основні - всередину до осьової лінії фюзеляжу. Двигуни літака розташовані під крилом на пілонах. Літак відрізняється малою вартістю, економічністю, зручністю в експлуатації. Літак знаходиться на озброєнні Англії, а також використовується на цивільних авіалініях. На базі літака передбачається створити ряд модифікацій: морський патрульний, заправник і протипожежний літак.

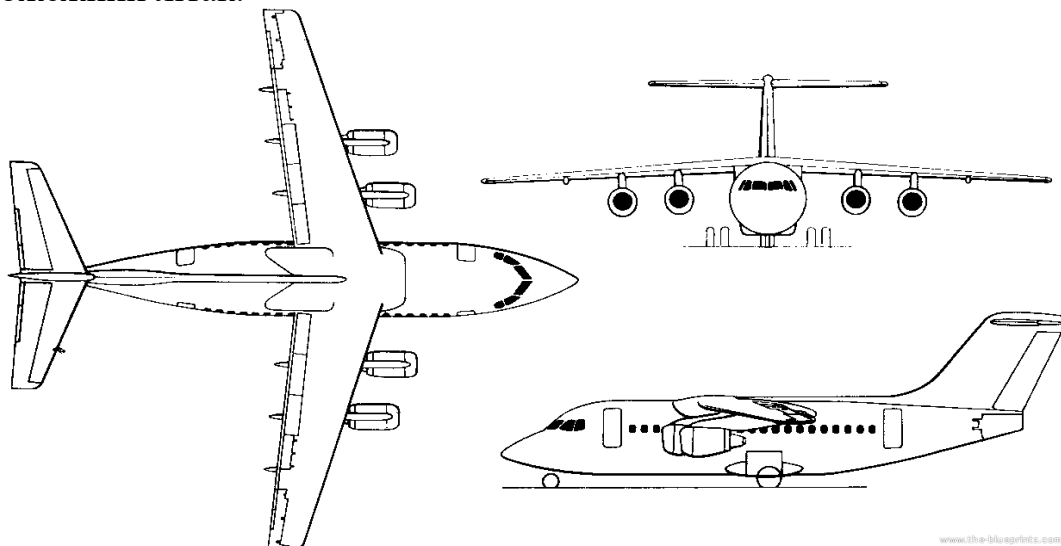


Рисунок 1.3 - Літак ВАе-146СТА

4. З-1, Японія, 1974 р.

З-1 – це легкий транспортний літак. За компоувальною схемою є високоплан з Т-образним хвостовим оперенням. Силова установка складається з двох ТРДД, розташованих під крилом. Шасі літака триопорне з носовою стійкою.

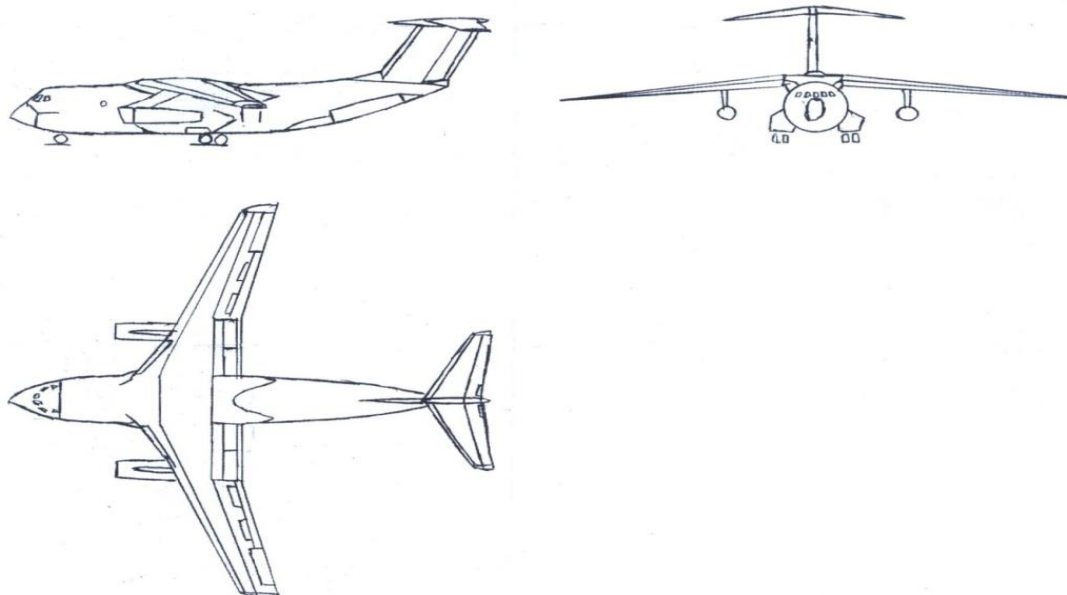


Рисунок 1.4 - Літак С-1

Таблиця 1.2 – Статистична таблиця

	Наіменування літака	Ан-74	Ан-72	NAL QSTOL	ВАе-146СТА	С-1
Льотні данні	V_{max} , КМ/Г	790	760	815	788	805
	H_{max} КМ,	11	10	11	8	7,62
	$V_{крей}$, КМ/Г	625	500	650	710	800
	$H_{крей}$, КМ	10	9,5	10,7	6,5	7,1
	$V_{взл}$, КМ/Г	175	165	180	180	185
	$L_{m_{т max}}$, КМ	2917	3800	3200	3096	3300
	$L_{m_{гp max}}$, КМ	1822	1324	1120	2522	1000
	$L_{разб}$, КМ	0,300	0,350	0,59	1,219	0,720
	$L_{проб}$, КМ	0,250	0,300	0,495	1,067	0,600
Масові данні	$m_{0 max}$, КГ	36850	34500	39000	42185	45000
	$m_{пос}$, КГ	33000	32000	39600	33153	34125
	$m_{пуст}$, КГ	19950	18650	18645	33153	20152
	$m_{гp}$, КГ	10550	9500	10530	8500	8910
	$N_{пас}$, ЧОЛ	3		3	2-4	3
	$m_{т}$, КГ	13300	10500	9000	7800	9362
Геометричні данні	S , м ²	98,62	113	92	76,58	120,5
	l , м	31,9	31,9	24	26,21	30,6
	χ	1,3	3,5	2	3	4
	λ	8,6	9	7,2	8,97	7,8
	η	3,1	3,25	3,75	3	
	$L_{ф}$, м	24,5	26,07	22	26,5	31,1
	$D_{ф}$, м	3,75	3,75	4,2	3,33	3,8
	$\lambda_{ф}$	8,6	9	7,2	8,97	7,8
	$S_{ф}$, м ²	98,62	113	92	76,58	120,5
	$\sum S_{мид}$, м ²	9,313	9,313	11,084	10,3	11,2
	$S_{го отн}$	0,415	0,4	0,27	0,26	0,37
Дані силов. устан.	Число і тип двигуна	2ТРДД	2ТРДД	2ТРДД	4ТРДД	2ТРДД
	p_0 , л. с..	6500	3670	3200	3130	6580
	$m_{дв}$, КГ.	1211	1211	650	589	1190

1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки

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

забезпечують сповна задовільні характеристики на навколосвукових швидкостях. Взаємне розташування крила і фюзеляжу: високоплан, оскільки така компоновка не заважає завантаженню транспортного літака.

Тип оперення: Т-подібне. Такий тип оперення ефективно забезпечує керуваність, балансування і стійкість відносно осей oy і oz за допомогою окремих аеродинамічних поверхонь: ГО – відносно осі oz , В – відносно осі oy .

Тип шасі: триопорне з носовою стійкою.

Кількість двигунів і їх розташування: 2 турбореактивний двигуна над крилом, оскільки таке розташування найзручніше для обслуговування двигунів. Також при цьому зменшується можливість попадання в гондолу двигуна сторонніх предметів.

1.1.5 Розрахунок маси літака в нульовому наближенні

Визначення $m_{вз}$ літака складається з декількох наближень. При реальному проектуванні кількість наближень залежить від типу ЛА, часу, відведеного на проектуванні і потужності КБ. У даному проекті буде виконано 3 наближення.

Злітна маса літака є сумою:

$$m_0 = m_k + m_{cy} + m_T + m_{об\ упр} + m_{пн} + m_{ек} \quad (1.1)$$

де $m_k = f_1(m_0)$ – параметри крила) – маса конструкції; $m_{cy} = f_2(m_0)$, параметри силової установки) – маса силової установки; $m_{об\ упр} = f_3(m_0)$, параметри устаткування управління і всього літака) – маса устаткування і управління; $m_T = f_4(m_0, v, l, H, K, c_p = c_y/c_x)$, режим польоту) – маса палива;

$m_{пн} = const$ – задане корисне навантаження; $m_{ек} = const$ – маса екіпажа.

В результаті отримується складне трансцендентне рівняння, яке неможливо розв'язати відносно m_0 в явном (конечном) виді. Виход з цього затруднення при расчете взлетной массы первого приближения следующий.

Щоб зменшити вплив m_0 на m_k , m_{cy} , m_T , $m_{об\ упр}$, розділимо обидві частини (1.1) на m_0 :

$$1 = \bar{m}_k + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_T + \bar{m}_{об\ упр} + \frac{m_{пн} + m_{ек}}{m_0} \quad (1.2)$$

Відносні величини \bar{m}_k , \bar{m}_{cy} , $\bar{m}_{об\ упр}$ слабкіше залежать від m_0 , чим абсолютні їх значення \bar{m}_T не залежить від m_0 . Якщо прийняти $(\bar{m}_k, \bar{m}_{cy}, \bar{m}_{об\ упр}, \bar{m}_T) = const$ за статистикою, то отримуємо злітну масу літака в нульовому наближенні:

$$m_0 = \frac{m_{пн} + m_{ек}}{1 - (\bar{m}_k + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_T + \bar{m}_{об\ упр})} \quad (1.3)$$

де m_0 – злітна маса літака нульового наближення; m_c – маса комерційного навантаження; $m_{ек}$ – маса екіпажу; \bar{m}_K – відносна маса конструкції (по відношенню до злітної маси); \bar{m}_{cy} – відносна маса силової установки; \bar{m}_{OB} – відносна маса устаткування; \bar{m}_T – відносна маса палива.
 $m_{ек} = 80 * n_{ек} = 80 * 3 = 240$ (кг); [1]

$$\bar{m}_T = a + \frac{bL}{V} = 0,07 + \frac{0,05 * 3000}{625} = 0,311; \quad (1.4)$$

$$\bar{m}_K = 0,28; \bar{m}_{OB} = 0,1; \bar{m}_{cy} = 0,1.$$

Коефіцієнти a і b , а також значення відносних мас – из [1].

$$m_0 = \frac{9000 + 240}{1 - (0,28 + 0,1 + 0,1 + 0,261)} = 35760. \quad (1.5)$$

Далі визначаємо масу конструкції літака і її складові (масу крила, фюзеляжу, оперення, шасі), а також масу палива, силової установки, і двигуна. Масу складових конструкції визначаємо виходячи із статистичних даних приведених в [1]:

$$\bar{m}_{KP} = 0,396; \bar{m}_\Phi = 0,351; \bar{m}_{OP} = 0,081; \bar{m}_\text{ш} = 0,184;$$

$$m_K = \bar{m}_K * m_0 = 0,28 * 35760 = 10012 \text{ (кг);}$$

$$m_{KP} = m_K * \bar{m}_{KP} = 10012 * 0,397 = 3965,06 \text{ (кг);}$$

$$m_\Phi = m_K * \bar{m}_\Phi = 10012 * 0,351 = 3514,49 \text{ (кг);}$$

$$m_{OP} = m_K * \bar{m}_{OP} = 10012 * 0,081 = 811,0368 \text{ (кг);}$$

$$m_\text{ш} = m_K * \bar{m}_\text{ш} = 10012 * 0,184 = 1842,35 \text{ (кг);}$$

$$m_T = \bar{m}_T * m_0 = 0,3 * 35760 = 9333,36 \text{ (кг);}$$

$$m_{cy} = \bar{m}_{cy} * m_0 = 0,1 * 35760 = 3576 \text{ (кг);}$$

$$m_{OB} = \bar{m}_{OB} * m_0 = 0,1 * 35760 = 3576 \text{ (кг).}$$

Для визначення типу двигуна необхідно визначити його стартову тягу P_0 виходячи із зібраних статистичних значень тяговооруженності t_0 літаків (таблиця 1.2):

$$P_0 = t_0 * T_0 * g = 0.365 * 35738 * 9.81 = 127834.826 \text{ Н} \quad (1.6)$$

$$P_{01} = P_0 / n = 127834.826 / 2 = 63917 \text{ Н}$$

За значенням стартової тяги з [2] вибираємо двигун ТРДД Д-36.

$$P_0 = 6391.7 \text{ кгс}; \text{ДВХ} = 1712 \text{ мм}; CP_0 = 0,664 \text{ кг/даН}\cdot\text{ч}; L_d = 3470 \text{ мм};$$

$$\text{СУМ} = 21,4; m = 0,77; m_{дв} = 1150 \text{ кг}; G_B = 67 \text{ кг / с}; \text{ДВ} = 0,19 \text{ кг/даН}; \text{ТГ} = 1425 \text{ К}.$$

$$\text{Площа крила: } S = m_0 * g / 10 * p_0 = 35760 * 9.81 / 10 * 367 = 116.8 \text{ м}^2;$$

$$\text{Розмах крила: } L = \sqrt{\lambda S} = \sqrt{8,314 * 116,8} = 31,164 \text{ (м);}$$

$$\text{Коренева хорда: } b_0 = \frac{S}{L} * \frac{2\eta}{\eta+1} = \frac{116,8 * 2 * 3,24}{31,164 * (3,24+1)} = 5,72 \text{ (м);}$$

$$\text{Кінцева хорда: } b_K = \frac{b_0}{\eta} = \frac{5,72}{3,24} = 1,76 \text{ (м);}$$

Середня аеродинамічна хорда: $b_a = \frac{2}{3} b_0 \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta + 1)} = \frac{2 * 5,72 * (3,24^2 + 3,24 + 1)}{3 * 3,24 * (3,24 + 1)} = 4,09$

(м);

Координата САХ по розмаху: $z_a = \frac{L}{6} * \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{31,164}{6} * \frac{3,24 + 2}{3,24 + 1} = 6,419$ (м);

Координата САХ по осі ОХ:

$x_a = z_a \operatorname{tg} \chi_{\text{ПК}} = z_a \left(\operatorname{tg} \chi_{\text{ПК}} + \frac{\eta - 1}{\lambda(\eta + 2)} \right) = 6,419 \left(\operatorname{tg} 15^\circ + \frac{3,24 - 1}{8,314(3,24 + 2)} \right) = 2,21$

(м);

Довжина фюзеляжу: $L_\Phi = \lambda_\Phi * D_\Phi = 7,42 * 3,766 = 27,94$ (м);

Довжина носової частини фюзеляжу: $L_H = \lambda_H * D_\Phi = 1,6 * 3,766 = 6,0256$ м;

Довжина хвостової частини фюзеляжу:

$L_{\text{ХВ}} = \lambda_{\text{ХВ}} * D_\Phi = 2,5 * 3,766 = 9,415$ м;

Площа ГО: $S_{\text{ГО}} = \bar{S}_{\text{ГО}} * S = 0,343 * 116,816 = 39,717$ (м²)

Розмах ГО: $L_{\text{ГО}} = \sqrt{\lambda_{\text{ГО}} S_{\text{ГО}}} = \sqrt{4 * 39,717} = 12,604$ (м);

Коренева хорда ГО: $b_0^{\text{ГО}} = \frac{S_{\text{ГО}}}{L_{\text{ГО}}} * \frac{2\eta_{\text{ГО}}}{\eta_{\text{ГО}} + 1} = \frac{39,717 * 2 * 2,4}{12,604 * (2,4 + 1)} = 4,66$ (м);

Кінцева хорда ГО: $b_K^{\text{ГО}} = \frac{b_0^{\text{ГО}}}{\eta_{\text{ГО}}} = \frac{4,66}{2,4} = 1,944$ (м);

Середня аеродинамічна хорда ГО:

$b_a^{\text{ГО}} = \frac{2}{3} b_0^{\text{ГО}} * \frac{\eta_{\text{ГО}}^2 + \eta_{\text{ГО}} + 1}{\eta_{\text{ГО}}(\eta_{\text{ГО}} + 1)} = \frac{2 * 4,66 * (2,4^2 + 2,4 + 1)}{3 * 2,4 * (2,4 + 1)} = 3,659$ (м);

Координата САХ по розмаху: $z_a^{\text{ГО}} = \frac{L_{\text{ГО}}}{6} * \frac{\eta_{\text{ГО}} + 2}{\eta_{\text{ГО}} + 1} = \frac{12,604}{6} * \frac{2,4 + 2}{2,4 + 1} = 2,749$ (м);

Координата САХ по осі ОХ:

$x_a^{\text{ГО}} = z_a^{\text{ГО}} \left(\operatorname{tg} \chi_{\text{ГО}} + \frac{\eta_{\text{ГО}} - 1}{4(\eta_{\text{ГО}} + 2)} \right) = 2,749 \left(\operatorname{tg} 32^\circ + \frac{2,4 - 1}{4(2,4 + 2)} \right) = 1,7$ (м);

Площа ВО: $S_{\text{ВО}} = \bar{S}_{\text{ВО}} * S = 0,212 * 116,816 = 24,764$ (м²);

Розмах ВО: $L_{\text{ВО}} = \sqrt{\lambda_{\text{ВО}} S_{\text{ВО}}} = \sqrt{1 * 24,764} = 4,97$ (м);

Коренева хорда ВО: $b_0^{\text{ВО}} = \frac{S_{\text{ВО}}}{L_{\text{ВО}}} * \frac{2\eta_{\text{ВО}}}{\eta_{\text{ВО}} + 1} = \frac{24,764 * 2 * 1,1}{4,97 * (1,1 + 1)} = 4,480$ (м);

Кінцева хорда ВО: $b_K^{\text{ВО}} = \frac{b_0^{\text{ВО}}}{\eta_{\text{ВО}}} = \frac{4,480}{1,1} = 4,073$ (м);

Середня аеродинамічна хорда ВО:

$b_a^{\text{ВО}} = \frac{2}{3} b_0^{\text{ВО}} * \frac{\eta_{\text{ВО}}^2 + \eta_{\text{ВО}} + 1}{\eta_{\text{ВО}}(\eta_{\text{ВО}} + 1)} = \frac{2 * 4,480 * (1,1^2 + 1,1 + 1)}{3 * 1,1 * (1,1 + 1)} = 5,041$ (м);

Координата САХ по розмаху ВО: $y_a^{\text{ВО}} = \frac{L}{6} * \frac{\eta_{\text{ВО}} + 2}{\eta_{\text{ВО}} + 1} = \frac{1,5}{6} * \frac{1,5 + 2}{1,5 + 1} = 1,065$ (м);

Координата носка САХ по осі ОХ:

$x_a^{\text{ВО}} = y_a^{\text{ВО}} \left(\operatorname{tg} \chi_{\text{ВО}} + \frac{\eta_{\text{ВО}} - 1}{\lambda(\eta_{\text{ВО}} + 2)} \right) = 1,065 \left(\operatorname{tg} 30^\circ + \frac{1,5 - 1}{1(1,5 + 2)} \right) = 0,614$ (м);

Вибираємо значення, що рекомендуються [1]:

Розмір винесення: $e = 0,175 * b_a = 0,175 * 3,659 = 0,640$ (м);

Кут касання хвостової п'яти: $\varphi = 11^\circ$;

Кут виносу головних колес: $\gamma = \varphi + 2 = 13^\circ$;

Базу шасі: $b = 0,35 * L_0 = 0,35 * 27,94 = 9,779$ (м);

Винос передньої опори: $a = b - e = 9,779 - 0,8312 = 8,947 = 1,09 * b$;
Розмір колії вибираєм рівним: $B=4,8$ (м).

1.1.6 Підбір двигунів і перевірка довжини розгону

Вихідними даними для розрахунку є значення мінімальної злітної маси літака в першому наближенні, оптимального питомого навантаження на крило і оптимальною тяговооруженності:

$$m_0^1 = 32530 = 35400 \text{ кг}; p_{\text{опт}} = 403 \frac{\text{даН}}{\text{м}^2}; t_{0 \text{ опт}} = 0.375;$$

Визначимо потрібну тягу одного двигуна по формулі:

$$P_{0 \text{ опт}} = \frac{g * m_{0 \text{ min}} * t_{0 \text{ опт}}}{10 * n_{\text{дв}}} = \frac{9,81 * 32530 * 0,375}{10 * 2} = 5977 \text{ даН.} \quad (1.7)$$

Підбираємо двигун Д-36 серія 3А: $P_0 = 6500 \text{ даН}$, $C_p = 0.35 \text{ кг}/(\text{даН} * \text{ч})$,
 $G_B = 400 \text{ кг}/\text{с}$, $y = 5.6$, $\pi_{\text{сум}} = 22$, $D_{\text{вх}} = 1600 \text{ мм}$, $D_{\text{дв}} = 1810 \text{ мм}$,
 $m_{\text{дв}} = 1150 \text{ кг}$, $\gamma_{\text{дв}} = 0,171 \text{ кг}/\text{даН}$.

Перевіряємо виконання вимоги по заданій довжині розгону:

$$L_{\text{разб}} = \frac{0,832 * p_{\text{опт}}}{C_{y \text{ отр}} \left[\xi_{\text{взл}} \frac{\sum P_{0 \text{ расп}}}{G_{0 \text{ min}}} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{k_{\text{отр}}} + 2f \right) \right]} = \frac{0,832 * 403}{1,74 \left[0,9 * \frac{130000}{32530 * 9,8} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{11,94} + 2 * 0,02 \right) \right]} = 592 \text{ м.} \quad (1.8)$$

Так як $L_{\text{разб расч}} \leq L_{\text{разб зад}}$, то підібраний двигун нас влаштовує.

1.1.7 Визначення і оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів

У даному розділі передбачається:

1. Вибір і обґрунтування конструктивно-силових схем крила, фюзеляжу, горизонтального оперення, вертикального оперення і шасі.
2. Виконання креслень (формат А4) крила, фюзеляжу, горизонтального оперення, вертикального оперення, закрилків, елеронів і шасі літака.
3. Виконання схеми силової ув'язки агрегатів літака.
4. Короткий механічний опис конструктивно-силових схем агрегатів літака і схеми силової ув'язки агрегатів літака.

Розрахункові параметри беруться відповідно з отриманих вище даних.

При виборі КСС агрегатів літака необхідно враховувати наступне:

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

– конструкція повинна забезпечувати найбільші зручності в експлуатації літака завдяки раціональному розміщенню люків і експлуатаційних роз'ємів агрегатах, для підходу до силової установки, устаткуванню і т.д.

Для наближеного вибору конструктивно-силової схеми крила скористаємося поняттям умовного лонжерона, ширина поясу якого складає 0,6 хорд крила в розрахунковому перетині. У завданні береться коренева хорда. Товщина поясу умовного лонжерона визначається по формулі [1]:

$$\delta_y = \frac{(P_0 * S * z_a - 2 * m_i * g * z_i - m_{кр} * g * z_a) * n^P}{0,96 * \bar{C} * b_0^2 * \sigma_p}, \quad (1.9)$$

де P_0 – питома навантаження на крило при зльоті, Н/м²; S – площа крила; z_a – координата середньої аеродинамічної хорди від подовжньої осі літака по розмаху крила; m_i – маса груза, розташованого на крилі; z_i – координата центру мас вантажу, розташованого на крилі, від подовжньої осі літака по розмаху крила; n^P – коефіцієнт розрахункового перевантаження; $m_{кр}$ – маса крила; \bar{C} – відносна товщина профілю крила; b_0 – коренева хорда крила; σ_p – руйнівна напруга поясу лонжерона.

Вантажі, розташовані на крилі - це силова установка і паливо. На кожній консолі крила розташовано по двигуну. Паливо розташовується лише в крилі, причому порівну в кожній консолі. Прийmemo в першому наближенні, що центр тяжіння палива в консолі знаходиться на відстані 1/3 розмаху крила (без діаметру фюзеляжу) від початку консолі. Приведемо маси вантажів і відповідні відстані:

$$m_T = 2 * 4666 \text{ кг}; m_{cy} = 2 * 1150 \text{ кг}; z_T = 5,194 \text{ м}; z_{дв} = 2,88 \text{ м}.$$

Вибираємо матеріал лонжерона - алюмінієвий сплав Д16Т, $\sigma_p = 330$ МПа.

Коефіцієнт розрахункового перевантаження вибирають залежно від класу літака. В даному випадку літак неманеврений, тому приймаємо $n^P = 3,75$ [1].

$$\delta_y = \frac{(3200 * 116,816 * 6,419 - 2 * 9,8 * (2248 * 2,883 + 9333 * 5,194) - 3965 * 9,81 * 6,419)}{0,96 * 0,124 * 5,72^2 * 330 * 10^6} \text{ мм}.$$

Згідно [1], оскільки товщина умовного лонжерона більше 3 мм, обшивку крила можна зробити досить товстою і з високою критичною напругою. У такому разі крило може бути сконструйоване з обшивкою і стрингерами, що сприймають велику частину моменту, що вигинає, тобто в масовому відношенні вигідно робити моноблочне або кесонне крило.

Конструктивно-силову схему крила можна вибрати також по критерію інтенсивності моментної навантаження, що діє на крило.

Величину інтенсивності моментної навантаження для кореневого перетину крила визначають по вираженню:

$$\frac{M}{H^3} = \frac{((P_0 * S - m * g) * z_a - 2 * m_i * g * z_i) * n^P}{1,03 * (\bar{C} * b_0)^3}$$

$$\frac{M}{H^3} = \frac{((3200 \cdot 116,816 - 3965 \cdot 9,81) \cdot 6,419 - 2 \cdot 9,81 \cdot (2248 \cdot 2,883 + 9333 \cdot 5,194)) \cdot 3,75}{1,03 \cdot (0,124 \cdot 5,72)^3} = 10,963 \text{ МПа.} \quad (1.10)$$

Згідно [1], оскільки величина інтенсивності моментної навантаження не перевищує 15 МПа, вигіднішим в масовому відношенні виявляється лонжеронне крило. Остаточо вибираємо лонжеронну КСС крила, що включає два лонжерони, які сприймають основну частину моменту, що вигинає. Така схема забезпечує велику живучість конструкції.

Профіль крила – НАСА-0012 $\bar{c} = 12\%$ $\bar{b}_c = 30\%$.

Передній лонжерон знаходиться на відстані 0,18 хорд від шкарпетки профілю. До переднього лонжерона кріпляться предкрилки. До заднього лонжерона кріпиться механізація крила, він розташований на відстані 0,65 хорд від носка профіля. Нервюри розташовуються паралельно фюзеляжу, відстань між ними складає 456 мм. Всього в крилі 33 нервюр, з яких 17, – силові. Нумерація нервюр виробляється від кореневої нервюри кожної консолі і далі по розмаху. Обшивка крила підкріплена стрингерами. На верхній і нижній панелі крила розташована однакова кількість стрингерів. Відстань між стрингерами складає 0,043 хорди крила.

Фюзеляж.

Як КСС для фюзеляжу вибираємо напівмонокок (малюнок 1.5). Ця схема є підкріпленою тонкостінною оболонкою. Така конструкція фюзеляжу забезпечує його високу жорсткість і міцність при невеликій масі. Подовжній набір складається з 56 силових стрингерів, розташованих з шагом 202 мм. Вони разом з обшивкою сприймають весь момент, що вигинає. Поперечний набір складається з 53 шпангоутів, відстань між якими – 500 мм. Шкарпетка фюзеляжу завдовжки 1020 мм уздовж осі фюзеляжу виготовлена з композитного матеріалу. Шпангоути пронумеровані, починаючи від носової частини фюзеляжу.

Схема оперення.

Вибираємо дволонжеронну КСС як для ГО, так і для В. Розглянемо спочатку горизонтальне оперення. Профіль ГО – НАСА-2309 [10]: $\bar{c} = 9\%$ $\bar{b}_c = 30\%$.

Передній лонжерон розташований в місці найбільшої товщини профілю. До заднього лонжерона кріпиться кермо висоти. Нервюри розташовуються перпендикулярно передньому лонжерону, відстань між ними складає 400 мм. Всього в ГО 36 нервюр, з яких 16, – силові. Нумерація нервюр виробляється від кореневої нервюри і далі по розмаху. Бортові нервюри розташовуються паралельно осі фюзеляжу. Обшивка підкріплена стрингерами. Профіль ВО – Мунк - 1 [10]: $\bar{c} = 6\%$ $\bar{b}_c = 40\%$. Передній лонжерон розташований на відстані 0,25 хорд від носка профілю. До заднього лонжерона кріпиться кермо напругу, він розташований на відстані 0,61 хорд від шкарпетки профілю. Нервюри розташовуються перпендикулярно лонжеронам (лонжерони паралельні). Всього у ВО 14

нервюр, з яких 8, – силові. Нумерація нервюр виробляється від кореня кіля. Обшивка підкріплена стрингерами. На панелях розташована однакова кількість стрингерів. Відстань між стрингерами складає приблизно 0,041 хорди.

1.1.8 Стандартна специфікація проектованого літака

Загальні положення

Проектованим літаком є суцільнометалевий вільнонесучий моноплан з високорозташованим крилом і Т-подібним оперенням. Схема літака показана на рис. 1.5.

Тип і призначення літака

Проектований літак призначений для перевезення вантажів і техніки на ближніх і середніх магістральних лініях, може використовуватися у вантажному, пасажирському і поєднаному варіантах.

Тип і кількість двигунів

На літаку встановлюються два ТРДД Д-36 на крилі.

Склад екіпажа, платне навантаження

Екіпаж складається з двох чоловік льотного складу (командир повітряного судна і другий пілот) і 1 людини обслуговуючого персоналу. Максимальна маса платного навантаження – 9000 кг.

Зовнішнє покриття

Покриття і захисна обробка зовнішніх поверхонь літака, його двигунів і вузлів виконуються по нормативах, що діють, і забезпечують експлуатацію літака в різних кліматичних умовах.

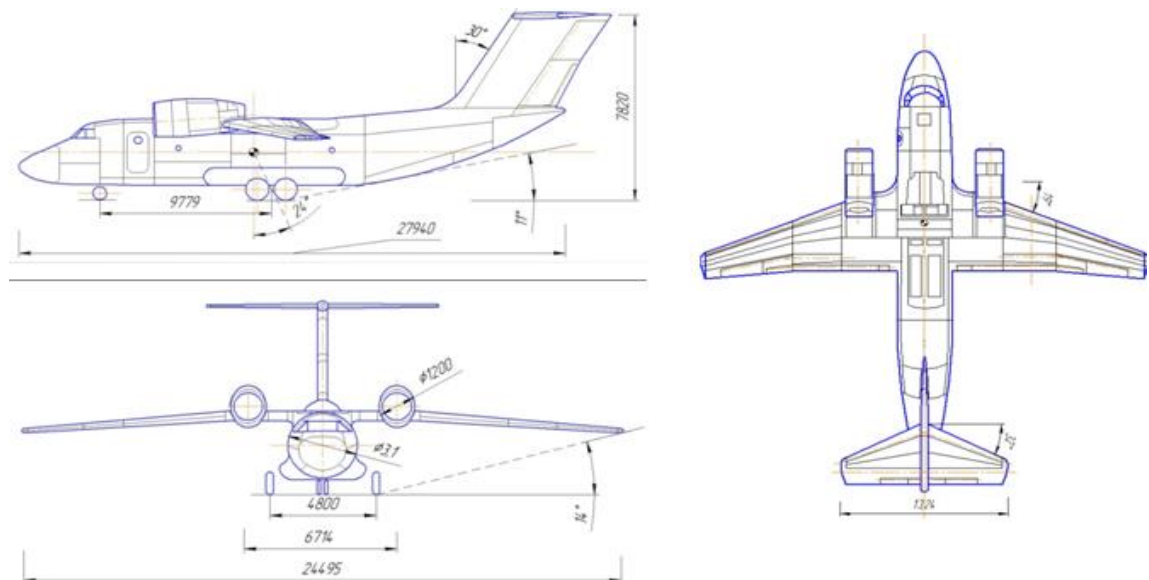


Рисунок 1.5 – Схема самолета в трех проекциях

Льотні характеристики (умови: СА, НВПІ = 0) Номенклатура швидкостей (швидкості даються індикаторні для максимальної злітної маси 30062 кг):

Мінімально еволютивна швидкість розгону (VMGC) – 195 км/ч;

Мінімально еволютивна швидкість зльоту (VMC) – 195 км/ч;

Швидкість підйому передньої стійки шасі (VR) – 260 км/ч;

Швидкість відриву літака ($V_{отр}$) – 280 км/ч;

Безпечна швидкість зльоту (V_2) – 275 км/ч;

Швидкість початку набору висоти (V_{2H}) – 300 км/ч;

Швидкість початку прибирання закрилків (V_3) – 325 км/ч;

Швидкість кінця прибирання закрилків (V_4) – 360 км/ч;

Швидкість заходу на посадку ($V_{ЗП}$) – 250 км/ч.

Мінімально еволютивна швидкість на посадку (VMCL):

– при убраній механізації – 250 км/ч;

– при злітному положенні закрилків – 195 км/ч;

– при посадочному положенні закрилків – 180 км/ч.

Максимальна експлуатаційна швидкість на номінальному режимі

Максимально допустима швидкість прибирання і випуску шасі (V_{maxLO}) – 380 км/ч;

Максимально допустима швидкість польоту з випущеним шасі (V_{maxLE}) – 420 км/ч;

Максимально допустима швидкість з випущеними закрилками:

– при злітному положенні і при заході на другий круг (V_{maxFE}) 355 км/ч;

– при посадочному положенні (V_{maxFE}) 265 км/ч.

Швидкості, відповідні граничним кутам атаки при масі літака 30062 кг:

– в польотній конфігурації – 48 км/ч;

– во злітній конфігурації – 205 км/ч;

– в конфігурації відходу на другий круг або посадці на одному двигуні (закрилки $10^\circ/25^\circ$) – 219 км/ч;

– в посадочній конфігурації – 185 км/ч.

Дальність польоту на висоті 10000 м-коду і режимі максимальної дальності ($V=840$ км/ч IC) в умовах SA, при злітній масі 30062 кг, з резервом палива на 1 годину польоту складає 4000 км.

Витрата палива: 277 г/т.км.

Висота по тиску, на якій градієнт набору висоти в польотній конфігурації літака дорівнює 1,1% з одним непрацюючим двигуном (другий двигун працює в режимі ЧПР з відбором повітря для системи СКВ от ВСУ, закрилки і шасі прибрані):- при 37500 кг 3800 м.

Потрібна довжина ВПП для зльоту при максимальній злітній масі:

– з врахуванням можливої відмови одного двигуна на злеті 1900 м.

Потрібна довжина ВПП для посадки при максимальній посадочній масі 1900 м-кодів

Мінімальна міцність ґрунту (σ):

– з дерновим покриттям $\geq 8,0$ кгс/см²;

– з піщаним покриттям $\geq 7,5$ кгс/см².

Гранично допустиме експлуатаційне перевантаження в центрі тяжестісамолета в крейсерській конфігурації (пкр.з) 2,5.

Розміри і площі

Крило:

Площа – 73,1 м²;

Размах – 24,93 м;

Стреловідність консольної частини крила по лінії 0,25 хорд – 29°;

Площа елеронів – 3,87 м²;

Площа закрилків – 14,6 м²;

Площа предкрилков – 5,92 м²;

Площа інтерцепторів – 5,176 м²;

Хвостове оперення:

Площа горизонтального оперення – 18,13 м²;

Площа керма висоти – 7,2 м²;

Площа вертикального оперення – 11,7 м²;

Площа керма напряду – 4,42 м²;

Фюзеляж:

Довжина – 27,9 м;

Максимальний діаметр – 3,100 м;

Загальний об'єм вантажної кабіни – 91,5 м³;

Внутрішні розміри вантажної кабіни:

– довжина – 2,625 м;

– ширина по підлозі – 2,150 м;

– максимальна ширина – 2,500 м;

– висота – 2,200 м;

Висота порогу вантажного люка над землею при масі літака 30062 кг і центрівці 31,5 % САХ 1,172 м;

Розміри вантажного люка:

– довжина – 7,100 м;

– ширина – 2,400 м;

Розміри вхідних дверей – 1,650×0,800 м;

Розміри бортового аварійного люка III типу – 0,915×0,510 м;

Розміри верхнього аварійного люка – 0,500×0,510 м;

Таблиця 1.3 – Масові характеристики літака

Найменування	Значення мас по варіантах
--------------	---------------------------

	вживання, кг
	Перевезення вантажів
Максимальна стернова маса	35350
Максимальна злітна маса	35760
Максимальна посадочна маса	27255
Максимальна маса завантаженого літака без палива	26427
Максимальна маса платного навантаження	9000
Маса порожнього літака	17427+1%
Маса службового навантаження, у тому числі:	295,5
– екіпаж 3 людини	240
– кисень для екіпажа	5,8
– масло для двигунів	43,7
– багаж екіпажа	15,0
– вода для умивальника	36,0
– зливаний залишок палива, що не виробляється	40,0

Відомості про двигуни

Кількість, тип і позначення двигунів:

– два ТРДД Д-36 серії 3А з реверсом тяги.

Основні дані двигуна Д-36 серії 4А

Тяга і питома витрата палива:

– статична тяга ($H=0$, число $M=0$) 6500 кгс(63,7 кН).

Злітний режим ($H=0$, число $M=0$):

– тяга 6500 кгс(63,7 кН);

– питома витрата палива не більше 0,35 кг/кгсч.

Надзвичайний режим ($H=0$, число $M=0$): тяга 6500 кгс(63,7 кН).

Надзвичайний проміжний режим ($H=0$, число $M=0$):

– тяга 5500 кгс(53,9 кН).

Максимальний крейсерський режим ($H=10$ км, число $M=0,79$):

– тяга 1660 кгс(16,6 кН);

– питома витрата палива – 0,63 кг/кгс·ч.

Номінальний режим ($H=0$, число $M=0$):

– тяга 5000 кгс(49кН).

Режим земного малого газу ($H=0$, число $M=0$):

– тяга не більш 400 кгс(3.9 кН).

Суха маса двигуна 1109,5 кг.

Габаритні розміри двигуна:

- довжина 3192 мм;
- висота 1711,5 мм;
- ширина 1541,0 мм;

Експлуатаційні обмеження двигуна Д-36 серії 3А.

Час безперервної роботи двигуна:

- на надзвичайному режимі з одним несправним двигуном не більше 5 мін;
- на проміжному надзвичайному режимі з одним без обмежень несправним двигуном до кінця польоту;
- на злітному режимі не більше 5 мін;
- на номінальному і крейсерських режимах без обмежень в межах ресурсу;
- на режимі земного малого газу не більше 30 мін;

Час роботи двигуна у відсотках від ресурсу:

- на злітному режимі з врахуванням вживання ЧР і ЧПР не більш 3,0 %;
- на номінальному режимі з врахуванням вживання реверсу і ЧПР не більш 25 %;
- на крейсерських режимах без обмеження;

Вузли підвіски і підйому двигуна Д-36:

- вузли підвіски: два приливи на проміжному корпусі, задній силовий пояс і тяговий кронштейн, розташований на проміжному корпусі з боку силового кожуха газогенератора;
- вузли підйому: два кронштейни на корпусі вентилятора і два кронштейни на корпусі газогенератора.

Основні дані газотурбінного двигуна ТА-12

Частота обертання ротора на режимі холостого ходу(24470/245) об/мін (100±1) %. Зміна частоти обертання ротора при роботі двигуна на режимах навантаження 98...102 %. Параметри відбіраного повітря від двигуна без відбору електроенергії на Н = 0, РН =760 мм рт.ст. (101 кПа):

а) при температурі зовнішнього повітря + 15°С:

- витрата не менше 1,6 кг/с;
- тиск не менше 4,9 кгс/см² (0,48 МПа).

б) при температурі зовнішнього повітря + 50 ОС:

- витрата не менше 1,35 кг/с;
- тиск не менше 4,3 кгс/см² (0,42 МПа);
- температура не вища 290° С.

Час безперервної роботи двигуна без дозаправки масла не менше 8 ч.

Габаритні розміри двигуна:

- довжина 1588 мм;
- ширина 682 мм;
- висота 726 мм.

Маса двигуна в стані постачання не більш 334,5 кг.

Діапазони висот і робочих температур

Діапазон температур:

а) при зльоті:

- на рівні моря 50...+ 45° С;
- на висоті 3600 м 60... + 20° С.

б) при посадці:

- на рівні моря 50... + 45° С;
- на висоті 3600 м 60... + 20° С.

в) при польоті по маршруту:

- на рівні моря 50... + 35° С;
- на висоті 10100 м 70... + 30° С.

Діапазон висот (барометрична висота):

- при зльоті 0...3600 м;
- при польоті по маршруту 0...10100 м.

Ресурси

Загальний технічний (розрахунковий) ресурс літака складає 80000 льотних годин, 40000 посадок, 30 років експлуатації, розрахунковий ресурс шасі складає 5000 посадок.

Початковий призначений ресурс літака складає:

- для країн з помірним кліматом – 2000 льотних годин, 5000 посадок, 7 років;
- для країн з вологим тропічним кліматом – 5000 льотних годин, 5000 посадок, 3 роки і може уточнюватися в договорі про продаж з врахуванням конкретних умов експлуатації.

Ресурси і терміни служби комплектуючих виробів, встановлених на літаку, відповідають початковому призначеному ресурсу літака.

Відробіток розрахункового ресурсу літака забезпечується проведенням оглядів і перевірок, що входять у види оперативного і періодичного технічного обслуговування, у тому числі періодичного обслуговування підвищеної трудомісткості через кожних 3600/300 льотного годинника, технічного обслуговування при зберіганні і спеціального технічного обслуговування.

Заміна агрегатів, обслуговування, включаючи форми підвищеної трудомісткості і усунення дрібних дефектів, виявлених в післягарантійний період, виконується за рахунок покупця.

1.1.9 Розрахунок характеристики «вантаж-дальність»

Вартість життєвого цикли літака може бути оцінена при змінних значеннях комерційного навантаження і дальності її перевезення, що є основною метою створення вантажного літака.

При зміні цих величин, природно, змінюється і всі інші технічні параметри літака, які можуть бути оцінені з врахуванням відомих виразів:

$$m_{\text{кн}} = m_0 - m_{\text{пс}} - m_{\text{т}}, \quad (1.12)$$

де $m_{\text{пс}}$ – маса порожнього літака; $m_{\text{кн}}$ – маса комерційного навантаження; m_0 – злітна маса літака; $m_{\text{т}}$ – маса палива.

Величина дальності L також взаємозв'язана із загальними параметрами літака.

$$L = \frac{KV_{\text{крейс}}}{C_r} \ln \frac{1}{1 - m_{\text{т отн}}}, \quad (1.13)$$

де C_r – витрата палива; K – аеродинамічна якість; $V_{\text{крейс}}$ – крейсерська швидкість польоту; $m_{\text{т отн}}$ – відносна маса палива

Таким чином, система рівнянь:

$$\begin{cases} m_{\text{к.н.}} = m_0 - m_{\text{пс}} - m_{\text{т}} \\ L = \frac{KV_{\text{крейс}}}{C_r} \ln \frac{1}{1 - m_{\text{т отн}}} \end{cases} \quad (1.14)$$

Таблиця 1.4– Розрахунку характеристики вантаж-дальність

№ точк и	к.н.	о	п.с.	Т	mt(отн)	L(км)	К	кр	r	ln
1	6045	6509	7164	3300	0,3642 94	2917,1 4	17,51 5	25	7	0,4530 19
2	7345	6509	7164	2000	0,3286 86	2566,1 95	17,51 5	25	7	0,3985 18
3	9345	6509	7164	0000	0,2739 05	2061,0 68	17,51 5	25	7	0,3200 75
4	9845	6509	7164	500	0,2602 1	1940,7 44	17,51 5	25	7	0,3013 89
5	10345	6509	7164	000	0,2465 15	1822,6 26	17,51 5	25	7	0,2830 46

По діаграмі «вантажів – дальність» виявлена залежність зміни дальності польоту від комерційного навантаження.

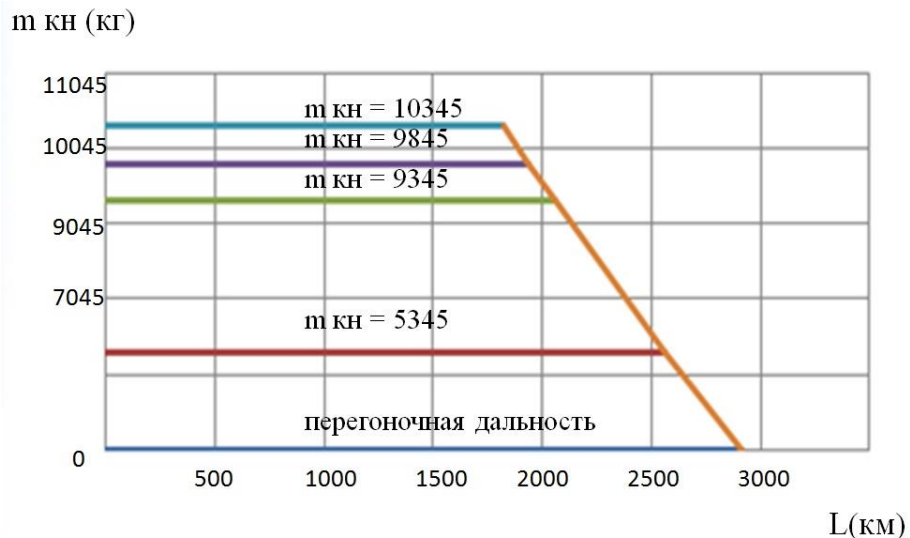


Рисунок 1.6 – Характеристика «вантаж – дальність»

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

1.2.1 Визначення лобового опору проектованого літака

Для оцінки льотних якостей літака необхідно знати його аеродинамічні характеристики в широкому діапазоні зміни швидкості, висот і режимів польоту. У даному аеродинамічному розрахунку літак розглядається в польотній конфігурації (шасі і механізація літака знаходяться в прибраному положенні) при сталому подовжньому русі без кутів крену і ковзання. Розрахунок ведеться з використанням ЕОМ за допомогою спеціальної програми, розробленої на кафедрі аеродинаміки.

Лобовий опір літака виникає в результаті дії на кожен елемент обтічної поверхні дотичних і нормальних складових аеродинамічних сил. Перші визначають опір тертя, другі, – опір тиску.

Складовими частинами лобового опору літака є:

- профільний опір, визначуваний зміною картини тиску на телі, викликаний в'язкістю повітря і опором тертя;
- хвильовий опір, визначуваний наявністю стрибків ущільнення на поверхні обтічного тіла і в потоці, що також змінюють картину тиску;
- індуктивний опір, визначуваний наявністю підіймальної сили і освітою за тілом просторової вихрової течії.

При дозвукових швидкостях польоту і малих кутах атаки значна частина лобового опору доводиться на профільний опір. Для розрахунку профільного опору використовується теорія пограничного шару, експериментальні дані і напівемпіричні залежності.

Згідно з експериментальними даними, профільний опір при безвідривному обтіканні літака, а також хвильовий опір, опір інтерференції і

опір від місцевих джерел практично не залежить від кута атаки [12]. Коефіцієнт лобового опору можна представити у вигляді:

$$C_{x_a} = C_{x_o} + C_{x_i}, \quad (1.15)$$

де C_{x_o} – коефіцієнт лобового опору при нульовій підймальній силі ($C_{y_a} = 0$); C_{x_a} – коефіцієнт індуктивного опору.

Перший доданок у формулі (1.4) визначається так: $C_{x_o} = C_{x_p} + C_{x_b} + \sum \Delta C_x$, де C_{x_p}, C_{x_b} – коефіцієнти профільного і хвильового опорів; ΔC_x – коефіцієнти опорів від різних місцевих джерел. При дозвукових швидкостях польоту хвильовий опір відсутній і $C_{x_b} = 0$. Профільний опір літака знаходять сумою опорів ізольованих його частин з врахуванням інтерференції між ними.

Розрахункова формула для коефіцієнта профільного опору літака має вигляд:

$$C_{x_p} = C_{x_{p.o}} * \bar{S}_{i.o} + k_T^* * C_{x_{p.b}} * \bar{S}_b + k_T * C_{x_{p.ai}} * \bar{S}_{ai} + C_{x_{p.ai}} * \bar{S}_{ai} + n * k_{aa} * C_{x_{oaa}} * \bar{S}_{aa} + k_T^* * \Delta C_{x_{p.b(o)}} * \bar{S}_b + k_T * \Delta C_{x_{p.ai(o)}} * \bar{S}_{ai}, \quad (1.16)$$

тут $C_{x_{p\phi}}, C_{x_{pk}}, C_{x_{pго}}, C_{x_{pво}}, C_{x_{pгд}}$ – коефіцієнти профільного опору ізольованого фюзеляжу, крила, горизонтального оперення, вертикального оперення, гондолои двигуна; $\Delta C_{x_{pk(\phi)}}$ і $\Delta C_{x_{pго(\phi)}}$ – коефіцієнти додаткового профільного опору, обумовленого інтерференцією крила і горизонтального оперення з фюзеляжем; $k_{гд}$ – коефіцієнт інтерференції гондолои двигуна з фюзеляжем або крилом; n – кількість гондол; k_T^* і k_T – коефіцієнти гальмування потоку перед крилом і горизонтальним оперенням; $\bar{S}_{м\phi}, \bar{S}_k, \bar{S}_{го}, \bar{S}_{во}, \bar{S}_{гд}$ – співвідношення площ міделя фюзеляжу, ізольованого крила, горизонтального оперення, вертикального оперення, міделя гондолои двигуна до характерної площі S . Профільний опір фюзеляжу розглядають як опір еквівалентного тіла обертання. Для обліку конструктивних особливостей фюзеляжу, що відрізняють його від тіла обертання, вводяться поправки.

Коефіцієнт профільного опору фюзеляжу визначається по формулі:

$$C_{x_{p\phi}} = C_{x_{м\phi}} + \sum \Delta C_{x_{p\phi}}. \quad (1.17)$$

Першим доданком є профільний опір еквівалентного тіла обертання і визначається по формулі:

$$C_{x_{мф}} = C_f * \eta_\lambda * \eta_m * (F_{бок}/S_{м.ф}), \quad (1.18)$$

де C_f – коефіцієнт опору тертя однієї сторони плоскої пластини в потоці нестискуваної рідини при однаковому, із заданим фюзеляжем, числі Рейнольдса Re і положенні точки переходу ламінарного пограничного шару в турбулентний \bar{x}_T .

Визначимо цю величину:

$$C_f = \frac{0,087}{(\lg Re - 1,6)^2} * (1 - \bar{x}_T) + \frac{1,33}{\sqrt{Re}} * \sqrt{\bar{x}_T}. \quad (1.19)$$

Число Re фюзеляжу обчислюється по його довжині l_ϕ і параметрам польоту V_∞, H :

$$Re = V_\infty * l_\phi / \nu_\infty = M_\infty * l_\phi * f(H); f(H) = a_\infty / \nu_\infty \quad (1.20)$$

де a_∞, ν_∞ – швидкість звуку і кінематичний коефіцієнт в'язкості повітря на заданій висоті польоту.

$$f(H) = 2,33 * (1 - H/12 + H^2/535) * 10^7 \text{ (м}^{-1}\text{)}$$

де H – висота польота, км.

Величини η_λ і η_m визначають вклад сил тиску і ефекту стисливості в профільний опір фюзеляжу:

$$\eta_\lambda = 1 + \frac{0,5}{\lambda_\phi} * (2 - \bar{x}_T) + \frac{1,5}{\lambda_\phi^2}, \quad (1.21)$$

$$\eta_m = \left(\frac{1}{\sqrt{1 + 0,2 * M_\infty^2}} + 0,055 * \bar{x}_T^2 * M_\infty \right) * \left(1 + \frac{2 * \lambda_\phi * M_\infty}{\lambda_\phi^2 + 1} \right), \quad (1.22)$$

де λ_ϕ – подовження фюзеляжу.

$F_{бок}/S_{м.ф} = 3,8 * \lambda_\phi$ – відношення площі бічної (змоченою) поверхні фюзеляжу до площі міделя.

Орієнтування положення точки переходу можна визначити по формулі:

$$\bar{x}_T = \left(\frac{\lambda_{н.ч}}{\lambda_\phi} + \frac{1,5}{10^{-6} * Re + 5} \right) * (1 + 0,15 * \sqrt[3]{M_\infty}), \quad (1.23)$$

де $\lambda_{н.ч}$ – подовження носової частини фюзеляжу.

Скошена або відігнута кормова частина приводить до виникнення додаткового опору:

$$\Delta C_{x_{p\phi}} = \frac{a}{\sqrt{C_{x_{p_{т.в}}}}} * tg^{3/2}(0,5 * \beta_{хв.ч}^{\circ}), \quad (1.24)$$

де $\beta_{хв.ч}^{\circ}$ - кут відхилення кормової частини по відношенню до осі фюзеляжу; $a = 0,04$.

Вплив ліхтаря кабіни екіпажа оцінюється таким значенням:

$$\Delta C_{x_{p\phi}} = 0,038 / \sqrt{\lambda_{\phi}}.$$

Обтічники основних стійок шасі, розташовані на бічній поверхні фюзеляжу,

дають:

$$\Delta C_{x_{p\phi}} = 0,08 * C_{x_{p_{т.в}}}. \quad (1.25)$$

Розрахувати профільний опір гондоли двигуна можна по формулі:

$$C_{x_{p_{г.д}}} = C_{x_{p_{т.в.г.д}}} + \sum \Delta C_{x_{p_{г.д}}}, C_{x_{p_{т.в.г.д}}} = C_f * \eta_{\lambda} * \eta_M * (F_{г.д} / S_{г.д}). \quad (1.26)$$

Приймаючи, що гондола обтекається повністю турбулентним потоком, значення $C_f, \eta_{\lambda}, \eta_M$ обчислюють за приведеною раніше методикою при $\bar{x}_T = 0$ і заміні подовження фюзеляжу λ_{ϕ} на подовження гондоли $\lambda_{г.д} = l_{г.д} / d_{г.д}$.

Число Рейнольдса Re визначають по довжині гондоли $l_{г.д}$:

$$Re = M_{\infty} * l_{г.д} * f(H) \quad (1.27)$$

Площа бічної поверхні береться без частини поверхні гондоли, що потрапляє в крило:

$$F_{г.д} / S_{г.д} \approx 4 * \lambda_{г.д} \quad (1.28)$$

Профільний опір крила і горизонтального оперення розраховують по одних формулах. Для нормальної аеродинамічної схеми літака в першу чергу виробляється розрахунок крила, потім горизонтального оперення.

Коефіцієнт профільного опору крила (або горизонтального оперення) обчислюють таким чином:

$$C_{x_p} = 2 * C_f * \eta_c * \eta_M, \quad (1.29)$$

де C_f - коефіцієнт опору тертя однієї сторони плоскої пластини в потоці нестискуваної рідини при однаковому із заданим крилом (оперенням) числі Рейнольдса і положення точки переходу \bar{x}_T ; подвоєне значення коефіцієнта враховує обтікання верхньої і нижньої поверхонь; множники η_c і η_m визначають вклад опору тиску в профільний опір і враховують вплив стисливості.

Формули для визначення цих коефіцієнтів виглядають так:

$$C_f = \frac{0,087}{(\lg Re - 1,6)^2} * (1 - \bar{x}_T) + \frac{1,33}{\sqrt{Re}} * \sqrt{\bar{x}_T}; \quad (1.30)$$

$$\eta_c = 1 + 2 * \bar{c} * e^{-2,4 * \bar{x}_T} + 9 * \bar{c}^2 * e^{-4 * \bar{x}_T}; \quad (1.31)$$

$$\eta_m = \left(\frac{1}{\sqrt{1 + 0,2 * M^2}} + 0,055 * \bar{x}_T^2 * M \right) * (1 + 5 * \bar{c}^2 * M), \quad (1.32)$$

де M - число Маху, відповідне швидкості набігаючого потоку перед:

$M = M_\infty * \sqrt{k_T^*}$ - перед крилом, $M = M_\infty * \sqrt{k_T}$ - перед горизонтальним оперенням;

Число Рейнольдса обчислюють по середній хорді b_{cp} консолі крила або оперення і параметрам набігаючого потоку перед поверхнею, що несла:

$$Re = M * b_{cp} * f(H).$$

Відносна товщина профілю обчислюється за формулою:

$$\bar{c} = (\bar{c}_b * b_b + \bar{c}_k * b_k) / 2 * b_{cp}, \quad (1.33)$$

де \bar{c}_b і \bar{c}_k - відносна товщина профілів в бортовому і кінцевому перетинах.

Положення точки переходу \bar{x}_T на профілі крила визначається як середня величина між двома значеннями, отриманими для нижньої і верхньої поверхні:

$$\bar{x}_T = \bar{x}_T^0 * k_\chi * k_m; \quad (1.34)$$

$$\bar{x}_T^0 = \frac{\bar{c} * \bar{x}_c}{\bar{c} + 0,02} + \frac{0,95}{10^{-6} * Re + 2,4}; \quad k_m = 1 + 0,35 * \sqrt{M}; \quad (1.35)$$

$$k_{\chi} = (1 - 0,6 * \sin^2 \chi_{н.к}) * \cos^2 \chi_{н.к}. \quad (1.36)$$

Для горизонтального оперення в нормальній схемі літака, що потрапляє в аеродинамічний слід від крила або в струмінь повітряного гвинта, пограничний шар поверхні буде повністю турбулентним, в даному випадку $\bar{x}_T = 0$.

Коефіцієнти гальмування потоку:

Коефіцієнти гальмування потоку враховують відмінність швидкості повітряного потоку, оточуючого крило і оперення в системі літака, від швидкості набігаючого потоку на нескінченності. Коефіцієнт гальмування потоку дорівнює відношенню усередненого швидкісного натиску перед даним агрегатом до швидкісного натиску необуреної течії. При дозвукових швидкостях польоту гальмування потоку перед крилом в нормальній схемі відбувається в пограничному шарі на розташованій попереду частині поверхні фюзеляжу. Враховуючи, що товщина пограничного шару значно менше розмаху консолі крила або оперення, можна розглядати обтікання передніх поверхонь, що несуть, необуреним потоком і прийняти $k_T^* = 0$.

У дозвуковому діапазоні швидкостей польоту гальмування потоку перед горизонтальним оперенням в нормальній схемі враховується, якщо воно знаходиться в аеродинамічному сліді від розташованої попереду поверхні, що несе. Для горизонтального оперення в нормальній схемі коефіцієнт гальмування потоку обчислюють таким чином:

$$k_T = 1, \text{ якщо } |y_{г.о}| \geq A * b_1, \quad (1.37)$$

$$\text{де } A = 0,86 * (1 + 0,2 * M_{\infty}^2) * \sqrt{C_{x_{рк}} * (\bar{x}_1 + 065)}; \bar{x}_1 = x_1 / b_1.$$

Оскільки вертикальне оперення не потрапляє в попутний струмінь від двигуна, то приймаємо: $k_{T_{в.о}} = 1$.

Профільний опір вертикального оперення:

Профільний опір вертикального оперення обчислюємо за методикою, приведеною для крила і горизонтального оперення при $\bar{x}_T = 0$.

Додатковий профільний опір, обумовлений інтерференцією частин літака. Джерелами додаткового опору є місця зчленування поверхонь (крила, горизонтального оперення), що несуть, з фюзеляжем і розташування гондол двигунів на крилі. Формули для розрахунку коефіцієнтів додаткового опору від взаємного впливу крила і оперення мають наступний вигляд:

$$\Delta C_{x_{рк}(\phi)} = k_{\text{инт}} * C_{x_{рк}} * (\Delta S_K / S_K); \Delta C_{x_{рг.о}(\phi)} = k_{\text{инт}} * C_{x_{рг.о}} * (\Delta S_{г.о} / S_{г.о}),$$

де $k_{\text{инт}} = 0,075$ - коефіцієнт інтерференції для високоплана з фюзеляжем круглого перетину; $C_{x_{рк}}$ і $C_{x_{рг.о}}$ - коефіцієнти профільного опору ізольованого крила і горизонтального оперення; ΔS_K і $\Delta S_{г.о}$ - підфюзеляжні частини площі крила (разом з площею, зайнятою гондолами двигунів) і горизонтального оперення.

При розміщенні гондолок на крилі величина:

$$k_{г.д} = k_1 * k_2 * k_3, \quad (1.38)$$

де $k_1 = 1 + 0,05 / (6 * h^2 + 1) + 8,6 * h^2 * e^{-4 * h^2}$, $k_2 = 1$ (оскільки на одній консолі розташований лише один двигун), $k_3 = 1 + 0,6 * \lambda_{г.д} / (\lambda_{г.д}^2 + 16 * \bar{x}_{г.д}^2)$.

У цих формулах: $h = H / d_{г.д}$ - відношення зсуву гондолок двигуна вгору (вниз) від хорди крила до діаметру гондолок; $\bar{x}_{г.д} = x_{г.д} / l_{г.д}$ - відношення зсуву гондолок уздовж хорди крила до довжини гондолок.

Коефіцієнти опору від різних місцевих джерел:

До місцевих джерел додаткового опору літака відносяться дрібні конструктивні елементи і надбудови, промовці в потік, нерівності і стики листів обшивки, а також щілини на крилі в місці розташування механізації або органів управління на оперенні.

У сумарному балансі опору літака місцеві опори можуть досягати до 20% від вихідної величини. Тому однією з доріг зниження опору літака є поліпшення якості обтічної поверхні, скорочення числа зовнішніх надбудов і конструктивних елементів, проведення інших конструктивно-технологічних

заходів. У даному розрахунку задаємося величиною додаткового опору від місцевих джерел величиною: $\sum \Delta C_x = 0,005 * C_{x_p}$.

1.2.2 Розрахунок аеродинамічних і льотних характеристик літака

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

Вихідні дані

123.00 – площа крила, m^2 ; 12.00 – подовження крила; 18.00 – \max аеродинамічна якість; -6.00 – кут нульової підйимальної сили, гр.; 1.35 – коефіцієнт $C_{y_{a \max}}$; 19 – кількість рядків по кутах атаки;

Таблиця 1.5 – Поляра літака в польотній конфігурації

альфа	C_{y_a}	C_{x_a}	K
-6.00	0.0000	0.0224	0.00
-5.00	0.0858	0.0226	3.79
-4.00	0.1716	0.0234	7.34
-3.00	-0.2575	0.0247	10.44
-2.00	0.3433	0.0264	12.98
-1.00	0.4291	0.0287	14.94
0.00	0.5149	0.0315	16.34
1.00	0.6008	0.0348	17.25
2.00	0.6866	0.0386	17.77
3.00	0.7724	0.0429	17.98
4.00	0.8582	0.0478	17.96
5.00	0.9440	0.0533	17.71
6.00	1.0299	0.0604	17.05
7.00	1.1152	0.0705	15.82
8.00	1.1955	0.0848	14.09
9.00	1.2648	0.1029	12.30
10.00	1.3171	0.1212	10.87
11.00	1.3461	0.1334	10.09
12.00	1.3500	0.1352	9.98

Таблиця 1.6 – Поляри взлітній і посадочній конфігураціях Злітна поляра
Посадочна поляра

№	λ	Взлітна поляра			Посадочна поляра		
		$C_{ya} B$	$C_{xa} B$	$Ka B$	$C_{ya} Z$	$C_{xa} Z$	$Ka Z$
1	-6.00	0.25	0.0470	5.32	0.45	0.0671	6.70
2	-5.00	0.3358	0.0472	7.11	0.5358	0.0674	7.95
3	-4.00	0.4216	0.0480	8.78	0.6216	0.0681	9.12
4	-3.00	0.5075	0.0493	10.30	0.7075	0.0694	10.19
5	-2.00	0.5933	0.0511	11.62	0.7933	0.0712	11.14
6	-1.00	0.6791	0.0533	12.73	0.8791	0.0735	11.96
7	0.00	0.7649	0.0561	13.63	0.9649	0.0763	12.65
8	1.00	0.8508	0.0594	14.31	1.0508	0.0796	13.21
9	2.00	0.9366	0.0632	14.81	1.1366	0.0834	13.63
10	3.00	1.0224	0.0676	15.13	1.2224	0.0877	13.94
11	4.00	1.1082	0.0724	15.31	1.3082	0.0925	14.14
12	5.00	1.1940	0.0779	15.32	1.3940	0.0981	14.21
13	6.00	1.2799	0.0850	15.06	1.4799	0.1051	14.07
14	7.00	1.3652	0.0951	14.35	1.5652	0.1152	13.58
15	8.00	1.4455	0.1094	13.21	1.6455	0.1296	12.70
16	9.00	1.5148	0.1275	11.88	1.7148	0.1476	11.62
17	10.00	1.5671	0.1458	10.75	1.7671	0.1659	10.65
18	11.00	1.5961	0.1581	10.10	1.7961	0.1782	10.08
19	12.00	1.6	0.1598	10.01	1.8	0.18	10

Розрахунок льотних характеристик літака методами тяги і потужностей
Методи тяги і потужностей Н.Е. Жуковського засновані на порівнянні тяги і потужностей, потрібних для забезпечення горизонтального прямолінійного сталого польоту літака на заданому режимі (Н, М-код), з тягою, що розташовуються, і потужностями, які можуть розвинути двигуни силової установки. Ці методи дають можливість визначити такі важливі льотно-технічні характеристики літака, як діапазон висот і швидкостей горизонтального прямолінійного сталого польоту, характерні швидкості (максимальна, мінімальна теоретична, мінімальна допустима, крейсерська, найвигоднейшая, економічна), статичну граничну висоту (потовк), скоропідйомність, витрати палива і часу у польоті, максимальну дальність і тривалість польоту. З достатньою для практики точністю можна обмежитися спрощеними методами тяги і потужностей, якщо прийняти, що напрям вектора тяги збігається з напрямом вектора швидкості польоту і т.д.
Розрахунок потрібної тяги і побудова кривих Н.Е. Жуковського
Спрощена схема сил (вектор Р уздовж напрямку швидкості), що діють на літак в сталому прямолінійному горизонтальному польоті показана на малюнку.

Задаємося рядом значень висоти польоту, наприклад, $H=0, 4000, 8000, 12000$ м. Для кожної висоти виписуємо з таблиці СА значення швидкості звуку a_H і атмосферного тиску p_H . Розраховуємо числа M_S звалювання:

$$mg = C_{ya \max} * S * 0,7 * p_H * M_S^2; M_S = \sqrt{\frac{mg}{C_{ya \max} * S * 0,7 * p_H}}$$

$$= 0,2 \text{ (при } H = 0).$$
(1.39)

Таблиця 1.7 – Звалювання на критичному вугіллі атаки

H, м	Ms	C _{ya_max}	C _{xa_kp}
0	0.2000	1.3500	0.1352
2000	0.2299	1.3500	0.1352
4000	0.2580	1.3500	0.1352
6000	0.2945	1.3500	0.1352
8000	0.3393	1.3500	0.1352
9000	0.3647	1.3500	0.1352
10000	0.3925	1.3500	0.1352
11000	0.4247	1.3500	0.1352
11500	0.4409	1.3500	0.1352
12000	0.4581	1.3500	0.1352
12500	0.4774	1.3500	0.1352

Будуємо графік залежності $M_S(H)$.

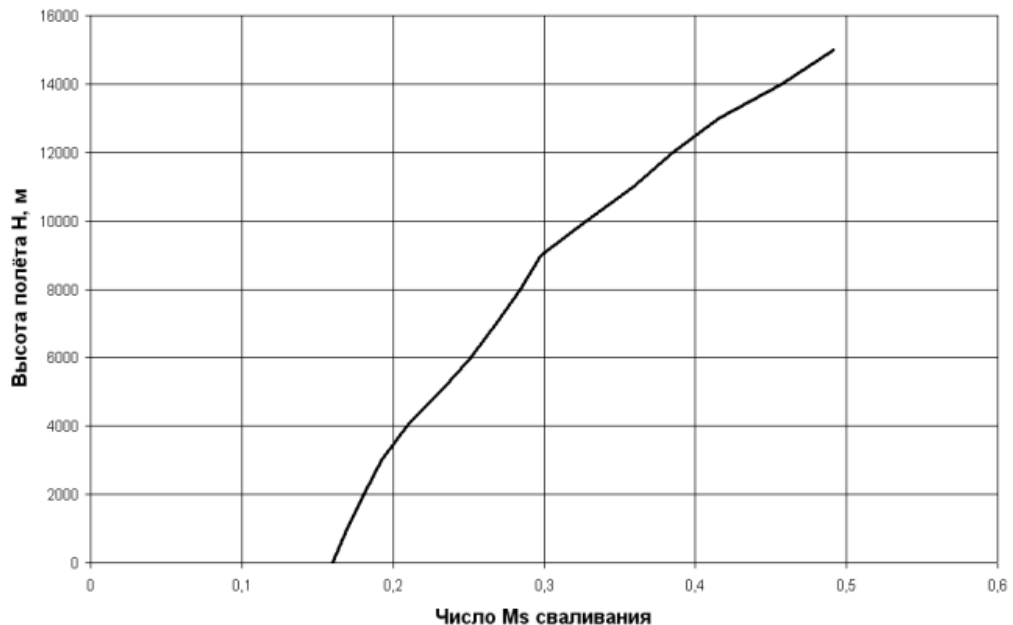


Рисунок 1.7 – Залежність $M_S(H)$

У горизонтальному прямолінійному сталому польоті літака на висоті H із заданим числом M -коду потрібна тяга в першому наближенні дорівнює величині лобового опору: $P_T = X_{a\Gamma}(H, M)$.

Лобовий опір визначається по формулі:

$$X_{a\Gamma} = \frac{mg}{K} = mg * \frac{C_{xa\Gamma}}{C_{ya\Gamma}}, \quad (1.40)$$

де m – розрахункова маса ЛА; g – прискорення земного тяжіння; K – аеродинамічна якість; $C_{ya\Gamma}$, $C_{xa\Gamma}$ – коефіцієнти аеродинамічної підйимальної сили і сили лобового опору в горизонтальному прямолінійному польоті літака.

Для кожного значення числа M і кожної висоти H знаходимо значення відповідної швидкості польоту V і величини швидкісного натиску q :

$$V = M * a, \quad (1.41)$$

$$q = \frac{\rho * V^2}{2} = \frac{\rho * M^2 * a^2}{2} = \frac{\rho * M^2 * \gamma * p_H}{2\rho} = 0,7p_H M^2, \quad (1.42)$$

потім знаходимо потрібний для прямолінійного горизонтального польоту коефіцієнт підйимальної сили:

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

$$C_{ya\Gamma} = \frac{mg}{qS}. \quad (1.43)$$

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

Таблиця 1.8 – Значення чисел M -коди, відповідні порядковим номерам nM

$H, m/nM$	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	0.2	0.2	0.25	0.3	0.35	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7	0.8
2000	0	0.23	0.25	0.3	0.35	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7	0.8
4000	0	0	0.258	0.3	0.35	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7	0.8
6000	0	0	0.294	0.3	0.35	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7	0.8
8000	0	0	0	0.339	0.35	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7	0.8
9000	0	0	0	0	0.365	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7	0.8
10000	0	0	0	0	0.392	0.4	0.45	0.5	0.6	0.7	0.8
11000	0	0	0	0	0	0.425	0.45	0.5	0.6	0.7	0.8
11500	0	0	0	0	0	0.441	0.45	0.5	0.6	0.7	0.8
12000	0	0	0	0	0	0	0.458	0.5	0.6	0.7	0.8
12500	0	0	0	0	0	0	0.477	0.5	0.6	0.7	0.8

Таблиця 1.9 – Значення $C_{yаГ}$, потрібні для горизонтального польоту

$\frac{H, м}{n}$	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
\underline{M}											
0	1.35	1.35	0.864	0.6	0.441	0.337	0.267	0.216	0.150	0.11	0.084
2000	0	1.35	1.101	0.765	0.562	0.430	0.340	0.275	0.191	0.14	0.108
4000	0	0	1.350	0.986	0.724	0.555	0.438	0.355	0.246	0.181	0.139
6000	0	0	1.350	1.288	0.946	0.724	0.572	0.464	0.322	0.236	0.181
8000	0	0	0	1.350	1.253	0.959	0.758	0.614	0.426	0.313	0.240
9000	0	0	0	0	1.350	1.110	0.877	0.711	0.493	0.363	0.278
10000	0	0	0	0	1.350	1.290	1.020	0.826	0.574	0.421	0.323
11000	0	0	0	0	0	1.350	1.190	0.964	0.67	0.492	0.377
11500	0	0	0	0	0	1.350	1.288	1.043	0.724	0.532	0.407
12000	0	0	0	0	0	0	1.350	1.128	0.783	0.576	0.441
12500	0	0	0	0	0	0	1.350	1.220	0.847	0.623	0.477

Таблиця 1.10 – Значення $C_{хаГ}$, відповідні значенням $C_{yаГ}$

$\frac{H, м}{nM}$	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	0.135	1.35	0.048	0.035	0.029	0.026	0.025	0.024	0.023	0.023	0.023
2000	0	0.135	0.069	0.043	0.033	0.029	0.026	0.025	0.024	0.023	0.023
4000	0	0	0.135	0.057	0.041	0.033	0.029	0.027	0.024	0.024	0.023
6000	0	0	0.135	0.11	0.053	0.041	0.034	0.03	0.026	0.024	0.024
8000	0	0	0	0.135	0.1	0.055	0.042	0.035	0.029	0.026	0.024
9000	0	0	0	0	0.135	0.070	0.049	0.04	0.031	0.027	0.025
10000	0	0	0	0	0.135	0.112	0.06	0.046	0.034	0.029	0.026
11000	0	0	0	0	0	0.135	0.084	0.055	0.038	0.031	0.027
11500	0	0	0	0	0	0.135	0.111	0.062	0.041	0.032	0.028
12000	0	0	0	0	0	0	0.135	0.073	0.044	0.034	0.029
12500	0	0	0	0	0	0	0.135	0.091	0.047	0.036	0.03

Для кожного значення числа M і кожної висоти H знаходимо відповідне значення аеродинамічної якості літака:

$$K = \frac{C_{ya\Gamma}}{C_{xa\Gamma}} \quad (1.44)$$

і потім потрібне для сталого прямолінійного горизонтального польоту значення сили тяги $P_{\text{потр.}\Gamma}$:

$$P_{\text{потр.}\Gamma} = X_{a\Gamma} = \frac{mg}{K} = \frac{m * g * C_{xa\Gamma}}{C_{ya\Gamma}}, H. \quad (1.45)$$

Таблиця 1.11 – Потрібна сила тяги, кН

H, м \ nM	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	47.2	47.2	26.3	27.3	31.1	36.7	43.9	52.5	72.9	97.7	126.3
2000	0	47.2	29.4	26.2	27.9	31.5	36.6	42.8	58.4	77.5	100
4000	0	0	47.2	27.1	26.4	28.1	31.2	35.5	46.8	61.2	78.5
6000	0	0	47.2	40.5	26.6	26.4	27.8	30.3	38	48.5	61.2
8000	0	0	0	47.2	37.5	26.8	26.2	27.2	31.7	38.8	47.9
9000	0	0	0	0	47.2	29.7	26.3	26.4	29.4	35	42.6
10000	00	0	0	0	47.2	40.8	27.5	26.2	27.7	31.9	38
11000	0	0	0	0	0	47.2	33.2	26.9	26.6	29.5	34.2
11500	0	0	0	0	0	47.2	40.6	28	26.4	28.5	32.5
12000	0	0	0	0	0	0	47.2	30.4	26.2	27.7	31.1
12500	0	0	0	0	0	0	47.2	35.2	26.2	27.1	29.9

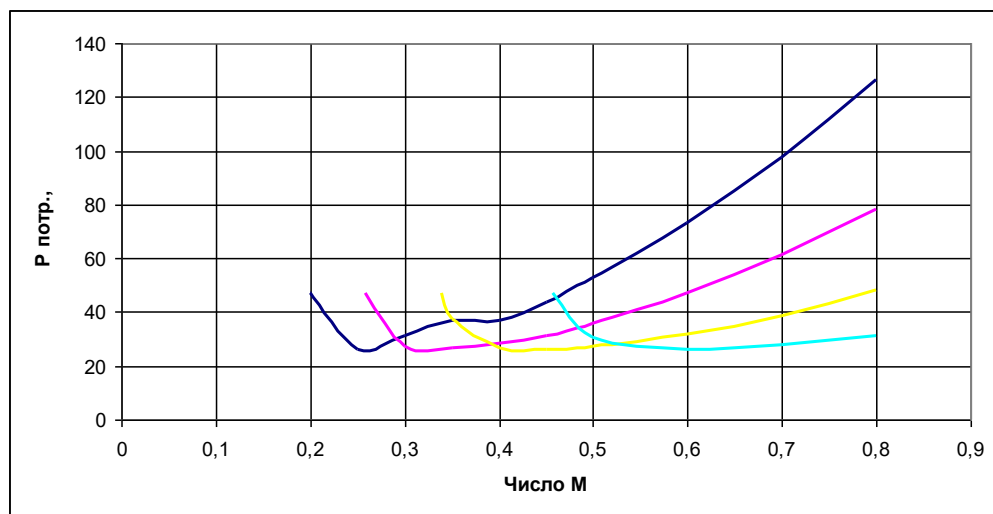


Рисунок 1.8 – Потрібна тяга для висот Н=0, 4, 8 і 12 км (зліва направо)

Якщо $K = K_{max}$, маємо мінімальне значення P_{Γ} . відповідна швидкість (число M) польоту називається найвигоднейшей. Точка дотику прямою з початку координат до лінії P_{Γ} визначає значення крейсерського числа M . Вертикальна дотична дає значення M_S . Відповідні графіки залежностей характерних чисел M від висоти польоту H будуть побудовані нижче.

Потрібна потужність

Для горизонтального прямолінійного сталого польоту потрібна потужність дорівнює: $N_{\Gamma} = P_{\Gamma} * V$.

Таблиця 1.12 – Потрібна потужність, кВт

Н,м\пМ	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	3212	3212	2234	2789	3705	5001	6723	8924	14877	23264	34391
2000	0	3608	2448	2616	3252	4190	5469	7122	11643	18047	26598
4000	0	0	3952	2642	2995	3645	4557	5762	9119	13909	20380
6000	0	0	4397	3849	2950	3337	3957	4800	7224	10746	15500
8000	0	0	0	4932	4044	3303	3639	4186	5853	8375	11815
9000	0	0	0	0	5230	3605	3598	4013	5364	7449	10346
10000	0	0	0	0	5547	4892	3708	3926	4986	6685	9102
11000	0	0	0	0	0	5916	4410	3964	4719	6088	8071
11500	0	0	0	0	0	6139	5385	4128	4667	5885	7683
12000	0	0	0	0	0	0	6378	4486	4638	5723	7344
12500	0		0	0	0	0	6647	5199	4643	5594	7063

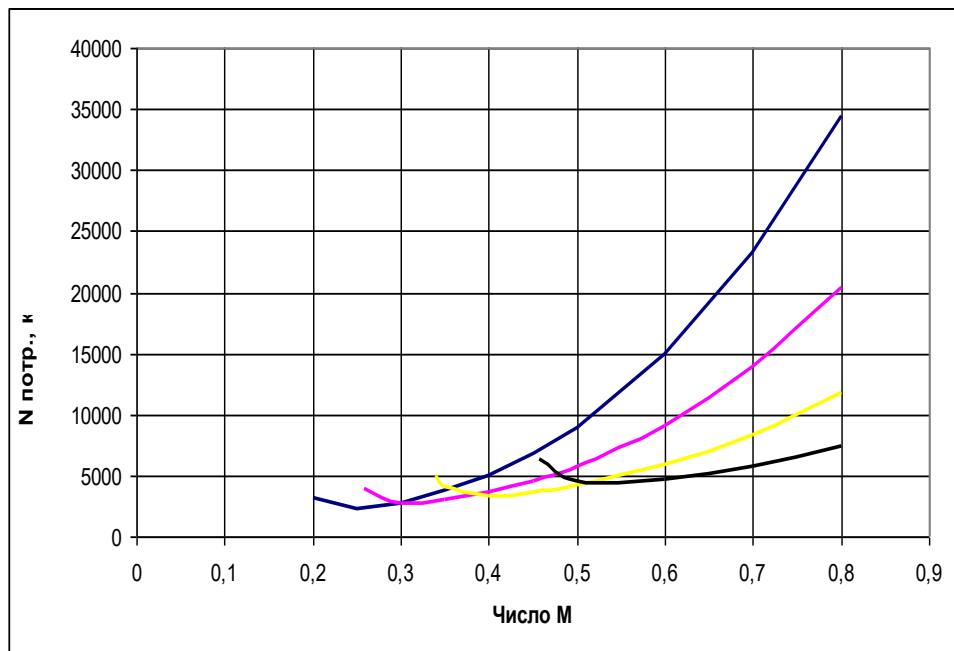


Рисунок 1.9 – Потрібні потужності для висот Н=0, 4, 8 і 12 км (зліва направо)

Таблиця 1.13 – Коефіцієнт впливу висоти на тягу ТВЛД

Н,м	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000	11000	12000	13000	14000
ksiH	1	1	0.871	0.753	0.647	0.597	0.550	0.506	0.468	0.432	0.4

Таблиця 1.14 – Коефіцієнт впливу числа М-кодом на тягу ТВЛД при Н=0

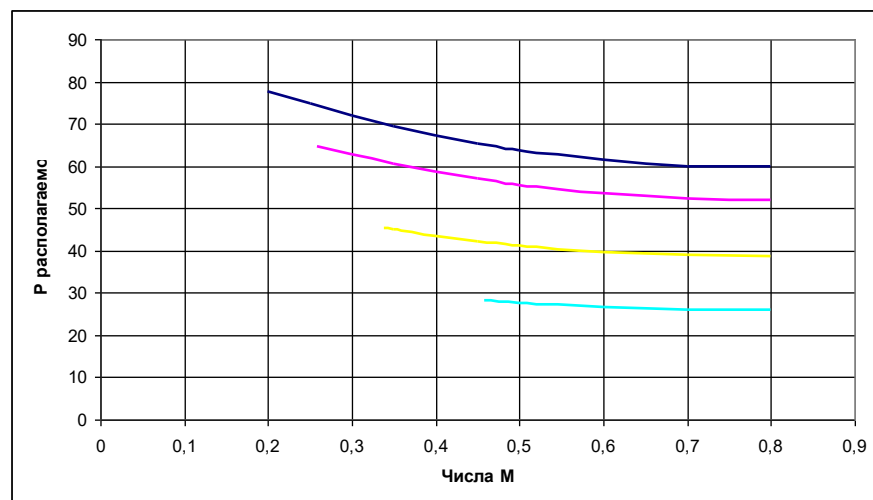
пМ	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
ksiH	0.831	0.831	0.799	0.77	0.743	0.72	0.7	0.682	0.656	0.642	0.64

Таблиця 1.15 – Коефіцієнт тяги, що розташовується

Н,м/nM	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	0.831	0.831	0.799	0.77	0.743	0.72	0.7	0.682	0.656	0.642	0.64
2000	0.990	0.812	0.799	0.77	0.743	0.72	0.7	0.682	0.656	0.642	0.64
4000	0.862	0.862	0.692	0.67	0.647	0.627	0.609	0.594	0.572	0.559	0.557
6000	0.746	0.746	0.582	0.58	0.560	0.542	0.527	0.514	0.494	0.484	0.482
8000	0.640	0.64	0.64	0.484	0.481	0.466	0.452	0.441	0.424	0.415	0.414
9000	0.591	0.591	0.591	0.591	0.440	0.43	0.418	0.407	0.392	0.384	0.382
1000	0.545	0.545	0.545	0.545	0.398	0.396	0.385	0.375	0.361	0.353	0.352
11000	0.501	0.501	0.501	0.501	0.501	0.359	0.354	0.345	0.332	0.325	0.324
11500	0.463	0.463	0.463	0.463	0.463	0.329	0.327	0.319	0.307	0.3	0.299
12000	0.428	0.428	0.428	0.428	0.428	0.428	0.301	0.295	0.284	0.278	0.277
12500	0.396	0.396	0.396	0.96	0.396	0.396	0.276	0.273	0.262	0.257	0.256

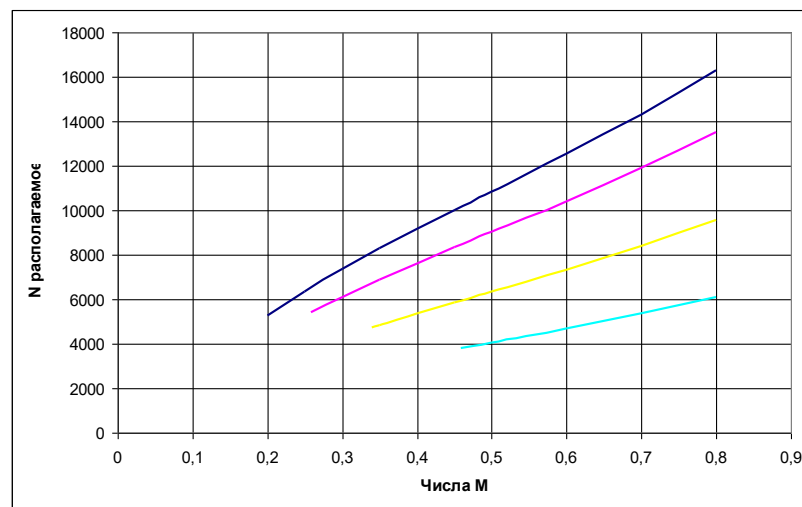
Таблиця 1.16 – тяга літака, що розташовується, кН
93502 – стартова тяга всіх двигунів літака, Н;

Н,м/nM	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	77.72	77.72	74.7	71.96	69.5	67.31	65.41	63.78	61.35	60.04	59.84
2000	0	75.88	74.7	71.96	69.5	67.31	65.41	63.78	61.35	60.04	59.84
4000	0	0	64.67	62.68	60.54	58.63	56.97	55.55	53.44	52.30	52.12
6000	0	0	54.44	54.22	52.36	50.72	49.28	48.05	46.23	45.24	45.08
8000	0	0	0	45.28	44.95	43.54	42.30	41.25	39.68	38.83	38.70
9000	0	0	0	0	41.11	40.21	39.07	38.10	36.65	35.86	35.74
10000	0	0	0	0	37.23	37.06	36.01	35.11	33.77	33.05	32.94
11000	0	0	0	0	0	33.57	33.10	32.28	31.05	30.38	30.28
11500	0	0	0	0	0	30.75	30.60	29.84	28.70	28.09	27.99
12000	0	0	0	0	0	0	28.17	27.58	26.53	25.97	25.88
12500	0	0	0	0	0	0	25.78	25.5	24.53	24.01	23.92

Рисунок 1.10 – Тяга, що розташовується, для висот $H=0, 4$ і 12 км

Таблиця 1.17 – Потужність літака, що розташовується, кВт

$H, \text{м/nM}$	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	5289	5289	6355	7346	8278	9163	10016	10852	12527	14302	16289
2000	0	5801	6210	7179	2089	8954	9788	10604	12241	13975	15918
4000	0	0	5416	6104	6877	7613	8322	9016	10408	11882	13533
6000	0	0	5073	5147	5800	6420	7018	7603	877	10020	11414
8000	0	0	0	4733	4847	5366	5865	6355	7336	8375	9539
9000	0	0	0	0	4556	4887	5342	5788	6682	7628	8688
10000	0	0	0	0	4376	4440	4853	5258	6070	6930	7893
11000	0	0	0	0	0	4209	4396	4763	5499	6278	7150
11500	0	0	0	0	0	4001	4063	4402	5082	5802	6608
12000	0	0	0	0	0	0	3807	4070	4698	5363	6109
12500	0	0	0	0	0	0	3631	3762	4343	4958	5647

Рисунок 1.11 – Потужності, що розташовуються, для висот $H=0, 4, 8$ і 12 км

1.2.3 Аналітичний вираз полярні літака

Полярні літака в польотній конфігурації.

Найбільш надійним способом здобуття полярні літака є випробування моделі літака в аеродинамічній трубці або у польоті за умов, відповідних польоту літака в повітрі. Проте (особливо на початку проектування літака) результати таких випробувань є не завжди. Крім того, модель літака не повністю відповідає дійсному літаку, оскільки схематизація моделі в тій або іншій мірі неминуча. Тому доводиться удаватися до теоретичного розрахунку, не дивлячись на його наближеність. Нижче дається опис наближених прийомів теоретичного розрахунку полярні літака. Аеродинамічну силу лобового опору можна представити у вигляді суми. Першим доданком буде профільний опір, тобто сумарне опори тертя і тиску, походження якого обумовлене властивістю в'язкості повітря. Другим доданком йде індуктивний опір, тобто опір тиску, який пов'язаний з утворенням підйімальної сили і вихрової пелени. Індуктивний опір не пов'язаний безпосередньо з в'язкістю повітря, теоретично воно буде

однаковим як в реальному, так і в ідеальному потоках. Сила індуктивного опору, як відомо, рівна:

$$X_{ai} = C_{xai} \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (1.46)$$

де ρ — масова щільність повітря; V — швидкість польоту; S — площа крила; C_{xai} — коефіцієнт індуктивного опору.

Якщо розподіл циркуляції швидкості по розмаху крила не дуже відрізняється від еліптичного, теорія індуктивного опору приводить до наступного вираження для C_{xai} :

$$C_{xai} = \frac{C_{ya}^2}{\pi \lambda} = \frac{1,3461^2}{3,14 * 9,23} = 0,063, \quad (1.47)$$

де $\lambda = \frac{l^2}{S}$ — подовження крила.

Підставивши вираження C_{xai} у вираження для сили індуктивного опору і зважаючи, що підймальна сила дорівнює вазі літака, матимемо:

$$X_{ai} = C_{xai} \frac{\rho V^2}{2} S = \frac{2}{\pi \rho V^2} \left(\frac{mg}{l}\right)^2, H. \quad (1.48)$$

Для подолання роботи, що здійснюється цією силою, необхідно витратити потужність, рівну:

$$N_i = X_{ai} V = \frac{2}{\pi \rho V} \left(\frac{mg}{l}\right)^2, \text{Вт}. \quad (1.49)$$

Ету індуктивну потужність можна назвати активною в тому сенсі, що індуктивна потужність пов'язана із створенням крилами необхідною для польоту літака підйальної сили. Як видно з рівняння, величина індуктивної потужності не залежить від величини площі крил, а визначається величиною навантаження на розмах крил $\left(\frac{mg}{l}\right)$. З цього рівняння витікає також, що індуктивна потужність зростає при збільшенні висоти польоту (при зменшенні щільності повітря) і зменшується при збільшенні швидкості польоту V . Зокрема, якщо швидкість польоту прагне до нескінченності, індуктивна потужність прагне до нуля. Таким чином, виходить парадоксальний вивід про те, що чим більше швидкість польоту, тим менш потужний двигун потрібно ставити на літак. Проте це парадокс, що лише здається, оскільки доки ми розглядаємо не всю необхідну для польоту потужність, а лише ту її частину, яка пов'язана із створенням підйальної сили. Унаслідок хоча і невеликий, але помітно виявляється на поверхні крила, фюзеляжу і так далі в'язкість повітря виникає сили тертя повітря об поверхню тіла, а в деяких місцях вихороутворення і відрив потоку від поверхні літака. На подолання опору тертя і опору тиску, що виникає унаслідок в'язкості повітря, також витрачається певна потужність. Ці сили опору, не пов'язані із створенням підйальної сили, можна назвати пасивним опором, на відміну від активного індуктивного опору, а відповідну потужність — пасивною потужністю.

Коефіцієнт пасивного опору при невеликих кутах атаки мало змінюється при зміні C_{ya} . У першому наближенні цей коефіцієнт можна вважати постійним, не залежним від C_{ya} . Позначаючи коефіцієнт пасивного опору через C_{xa0} , отримаємо коефіцієнт повної сили лобового опору літака (рівняння поляри):

$$C_{xa} = C_{xa0} + C_{xai} = C_{xa0} + \frac{C_{ya}^2}{\pi\lambda}. \quad (1.50)$$

Як видно з цього рівняння, залежність $C_{xa} = f(C_{ya})$ є параболою другого порядку, так що в першому наближенні поляру літака можна представити параболою другого порядку.

Напишемо вираження для величини, зворотної якості літака

$$\frac{1}{K} = \frac{C_{xa}}{C_{ya}} = \frac{C_{xa0}}{C_{ya}} + \frac{C_{ya}}{\pi\lambda} \quad (1.51)$$

$$\text{звідки } C_{xa0} = \left(\frac{1}{K} - \frac{C_{ya}}{\pi\lambda}\right) * C_{ya} = \left(\frac{1}{18} - \frac{1,3461}{3,14*9,23}\right) * 1,3461$$

Розглядаючи отримане вираження, відзначаємо, що якість До літака змінюється при зміні C_{ya} і що повинне існувати таке значення C_{yaK} , при якому якість виходить найбільшою. Знайдемо це значення C_{yaK} і вираження максимальної якості. Візьмемо похідну від величини, зворотної якості, по C_{ya} і прирівняємо її нулю; отримаємо рівняння, з якого визначимо значення C_{yaK} при максимальній якості. Таким чином, знайдемо:

$$\left(\frac{1}{K}\right)' = \left(\frac{C_{xa0}}{C_{ya}} + \frac{C_{ya}}{\pi\lambda}\right)' = -\frac{C_{xa0}}{C_{ya}^2} + \frac{1}{\pi\lambda} = 0; \quad (1.52)$$

$$\text{звідки } C_{yaK} = \sqrt{\pi\lambda C_{xa0}} = \sqrt{3,14 * 9,23 * 0,022} = 0,7985.$$

Підставивши знайдене значення C_{yaK} у рівняння для якості, знайдемо максимальну якість:

$$\frac{1}{K_{max}} = \frac{C_{xa0}}{\sqrt{\pi\lambda C_{xa0}}} + \frac{\sqrt{\pi\lambda C_{xa0}}}{\pi\lambda} = \frac{\pi\lambda C_{xa0} + \pi\lambda C_{xa0}}{\pi\lambda\sqrt{\pi\lambda C_{xa0}}} = \frac{2C_{xa0}}{\sqrt{\pi\lambda C_{xa0}}}; \quad (1.53)$$

$$K_{max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi\lambda}{C_{xa0}}}.$$

Коефіцієнт індуктивного опору C_{xaiK} на режимі максимальної якості рівний:

$$C_{xaiK} = \frac{C_{yaK}^2}{\pi\lambda} = C_{xa0} = \frac{\pi\lambda}{(2 * K_{max})^2} = \frac{3,14 * 9,23}{(2 * 18)^2} = 0,022. \quad (1.54)$$

Таким чином, на режимі максимальної якості індуктивний опір дорівнює пасивному опору.

При значеннях C_{ya} , менших C_{yaK} , коефіцієнт індуктивного опору C_{xai} , пропорційний C_{ya}^2 , швидко зменшується, тоді як коефіцієнт пасивного опору

C_{xa0} у першому наближенні, як було відмічено вищим, не залежний від C_{ya} , залишається незмінним. Звідси витікає, що на режимі максимальної швидкості, коли значення C_{ya} , невеликі, індуктивний опір займає незначну долю в загальному балансі лобового опору літака. На режимі набору висоти, коли значення C_{ya} наближаються до значення C_{yaK} , величина індуктивного опору стає сумірною з величиною пасивного опору, а при ще більших значеннях C_{ya} — переважаючою; при значеннях, близьких до $C_{ya\max}$, унаслідок значного зростання коефіцієнта C_{xa0} при великих кутах атаки, роль пасивного опору знову зростає.

Припущення про незмінність коефіцієнта C_{xa0} при зміні C_{ya} є наближеним. Насправді, навіть при порівняно невеликих кутах атаки коефіцієнт пасивного опору C_{xa0} при збільшенні C_{ya} декілька збільшується. У першому наближенні можна вважати, що збільшення C_{xa0} прямо пропорційно C_{ya}^2 . Для приблизного обліку зростання пасивного опору при збільшенні кута атаки в розрахунок замість дійсного геометричного вводять ефективне подовження $\lambda_{\text{эфф}}$, яке приймають меншим, ніж геометричне подовження крил. При цьому з'являється додатковий до коефіцієнтів C_{xa0} при $C_{ya} = 0$ і C_{xai} коефіцієнт лобового опору, рівний нулю при $C_{ya} = 0$ і що збільшується при збільшенні C_{ya} пропорційно C_{ya}^2 . У першому наближенні для літаків з раціональною аеродинамічною компоновкою можна прийняти:

$$\frac{1}{\pi \lambda_{\text{эфф}}} = \frac{1}{\pi} \left(\frac{1}{\lambda} + 0,025 \right), \quad (1.55)$$

$$\text{або } \lambda_{\text{эфф}} = \frac{\lambda}{1 + 0,025 * \lambda} = \frac{12}{1 + 0,025 * 12} = 9,23.$$

Для літака, крило якого має подовження, отримуємо ефективне подовження $\lambda_{\text{эфф}} = 4,45$. Для літака з крилом, що має подовження $\lambda = 10$, ефективне подовження виявляється рівним $\lambda_{\text{эфф}} = 8$ і т.д. При користуванні поняттям ефективного подовження всі раніше написані вирази залишаються в силі, лише замість λ у них треба підставляти $\lambda_{\text{эфф}}$.

Якщо політ відбувається при $C_{ya} > C_{yaK}$, у міру наближення до критичного кута атаки відбувається додаткове збільшення C_{xa0} на величину ΔC_{xa0} , яку приблизно можна розрахувати по формулі:

$$\Delta C_{xa0} \approx 0,05 * \left(\frac{C_{ya} - C_{yaK}}{C_{ya\max} - C_{yaK}} \right)^4 = \left(\frac{1,3461 - 0,7985}{1,35 - 0,7985} \right)^4 * 0,05$$

$$= 0,0486. \quad (1.56)$$

Отже, маємо рівняння поляри дозвукового літака:

$$C_{xa} = C_{xa0} + \frac{C_{ya}^2}{\pi \lambda_{\text{эфф}}} \quad (1.57)$$

$$\begin{aligned}
 & \text{при } C_{ya} \leq C_{ya K}, \\
 C_{xa} &= C_{xa 0} + \frac{C_{ya}^2}{\pi \lambda_{\text{эфф}}} + \Delta C_{xa 0} = 0,022 + \frac{1,346^2}{3,14 * 9,23} + 0,0486 \\
 &= 0,1331, \\
 & \text{при } C_{ya} \leq C_{ya K}.
 \end{aligned} \tag{1.58}$$

Аналітичне вираження полярів дуже зручно для здобуття наближених формул, за допомогою яких можна швидко визначати основні льотні характеристики літака при попередніх розрахунках. Побудова наближеною злітної і посадочної полярів при розрахунках злітно-посадочних характеристик літака необхідні його полярів, побудовані з врахуванням випуску шасі, механізації крила, гальмівних пристроїв і так далі. Для побудови таких полярів бажано користуватися точними розрахунками або даними аеродинамічного експерименту для літака з близькою геометрією. Побудова наближеною злітної і посадочної полярів. За відсутності таких даних для наближених розрахунків можна скористатися статистичними матеріалами відносно впливу випуску шасі і механізації крила на полярів і залежність $C_{ya} = f(\alpha)$. Побудова наближеною злітної і посадочної полярів для польотної конфігурації з малими дозвуковими числами M .

Вважатимемо, що випуск шасі впливає лише на величину опору, збільшуючи коефіцієнт лобового опору на $\Delta C_{x \text{ ш}}$. Механізація крила на злеті і посадці збільшує C_{xa} на $\Delta C_{x \text{ мех}}$, а C_{ya} на $\Delta C_{y \text{ мех}}$. З випуском механізації зрушується в негативну область значення α_0 , що приводить до збільшення $C_{ya \text{ max}}$, причому $C_{ya \text{ max}}$ досягається приблизно на тих самих кутах, що і без механізації. Таким чином, полярів на злеті і посадці можна отримати зрушення вихідної полярів для польотної конфігурації управо на $\Delta C_{xa} = \Delta C_{x \text{ ш}} + \Delta C_{y \text{ мех}}$ і вгору на $\Delta C_{y \text{ мех}}$. Розрахунок полярів в злітній конфігурації для кожної і-тієї крапки виконується по формулах:

$$C_{ya} = (C_{ya})_i + 0,25; 1,3461 + 0,25 = 1,5961. \tag{1.59}$$

$$C_{xa} = (C_{xa})_i + (0,6 + 0,5) * C_{xa 0}; 0,1331 + 1,1 * 0,022 = 0,1573. \tag{1.60}$$

Аналогічно розраховується полярів літака в посадочній конфігурації:

$$C_{ya} = (C_{ya})_i + 0,45; 1,3461 + 0,45 = 1,7961, \tag{1.61}$$

$$C_{xa} = (C_{xa})_i + (0,6 + 1,4) * C_{xa 0} = 0,1331 + 2 * 0,022 = 0,1771. \tag{1.62}$$

Полярів літака в польотні, злітні і посадочні конфігураціях представлені в таблицях 1.5, 1.6 і на рис.1.13.

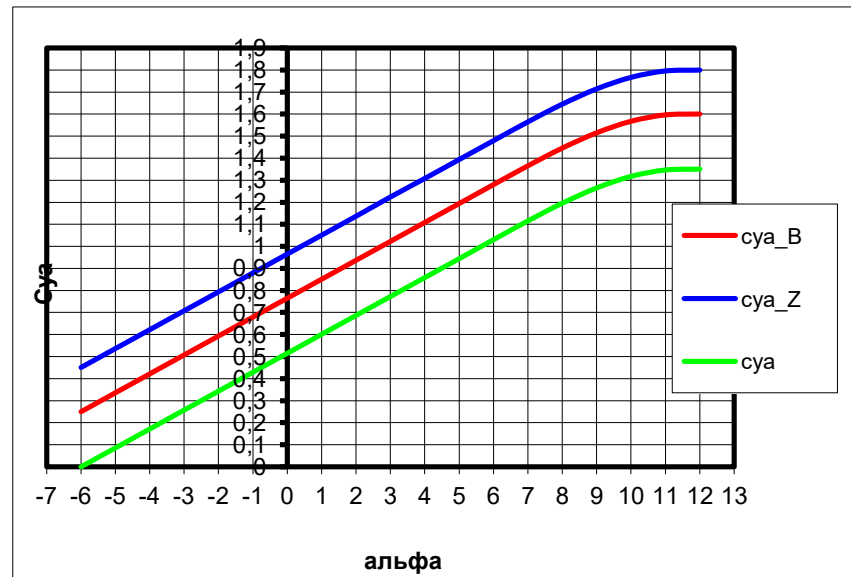


Рисунок 1.12 – Залежність C_{ya} від кута атаки в злітній, польотній і посадочній конфігураціях

1.3 Інтегроване проектування і комп'ютерне моделювання проектного літака

1.3.1 Розробка майстер-геометрії транспортного літака

Весь процес моделювання здійснюватимемо в системі Unigraphics.

Unigraphics - це інтерактивна система автоматизації проектування і виготовлення. Це тривимірна система, яка дозволяє ідеально відтворити майже будь-яку геометричну форму, оперуючи числами з подвоєною точністю [10]. Система Unigraphics має модульну структуру. Процес моделювання здійснюватимемо за допомогою модуля Modeling. Крило будується за допомогою команди Ruled (побудова лінійчатих поверхонь). Перед цим необхідно побудувати криві, що описують кінцевий і кореневий перетин крила, а також перетину в місцях зламу крила. Після цього будуються законцовки крила.

Принцип створення хвостового оперення такий же як і принцип створення крила. Фюзеляж будується за допомогою команди Section Body (побудова поверхонь другого порядку) по сегментах. Для цього необхідно побудувати всі криві, що повністю визначають всі сегменти фюзеляжу. У місцях з'єднання крила з фюзеляжем будуються залисини, що зменшують опір інтерференції. Ці залисини повинні плавно сполучатися з крилом і фюзеляжем. У місцях розміщення шасі будуються обтічники шасі, які теж повинні плавно сполучатися з фюзеляжем. Майстер-геометрія проектного літака представлена на мал. 1.14.

1.3.2 Опис літака

Проектований літак розрахований на перевезення до 10000 кг на дальність до 5000 км. У конструкції літака широко використані нові конструкційні матеріали і технологічні процеси, що забезпечило високу вагову віддачу літака. Літак виконаний за схемою високоплана з двома двигунами турбовентиляторів Д-36 сірок. 4А злітною тягою по 6500 кгс (63.7 кН) кожен, встановленими над крилом, хвостове оперення – Т-подібне.

Установка двигунів над верхньою поверхнею крила з великим винесенням вперед, практично виключає попадання в двигуни сторонніх предметів з поверхні злітно-посадочної смуги (ВПП) при зльоті і посадці, підвищує підймальну силу крила завдяки обдуванню його верхньої поверхні і внутрішніх закрилків струменями двигунів і знижує рівень шуму на місцевості унаслідок екранування крилом реактивних струменів двигунів. Вантаження і розвантаження вантажів в контейнерах і спакетованих на піддонах може вироблятися з естакади за допомогою верхнього бортового вантажного пристрою. За допомогою верхнього бортового вантажного пристрою також виробляється вантаження і розвантаження нестандартних вантажів масою до 2500 кг (24,5 кН). Вантаження і розвантаження самохідної техніки виробляється своїм ходом, а несамохідної колісної техніки - за допомогою тягача і тросового пристрою. Велика тяговооруженість, наявність на літаку допоміжної силової установки (ВСУ) для автономного запуску двигунів і бортових засобів механізації навантажувально-розвантажувальних робіт, високе розташування двигунів і конструкція шасі з пневматиками низького тиску забезпечують автономну експлуатацію літака як з аеродромів з штучним покриттям (ІВПП), так і з ґрунтових, галечних, льодових і засніжених (ГВПП, льодова ВПП) аеродромів з міцністю покриття ВПП 7,5 кгс/см² (736 кПа) і вище.

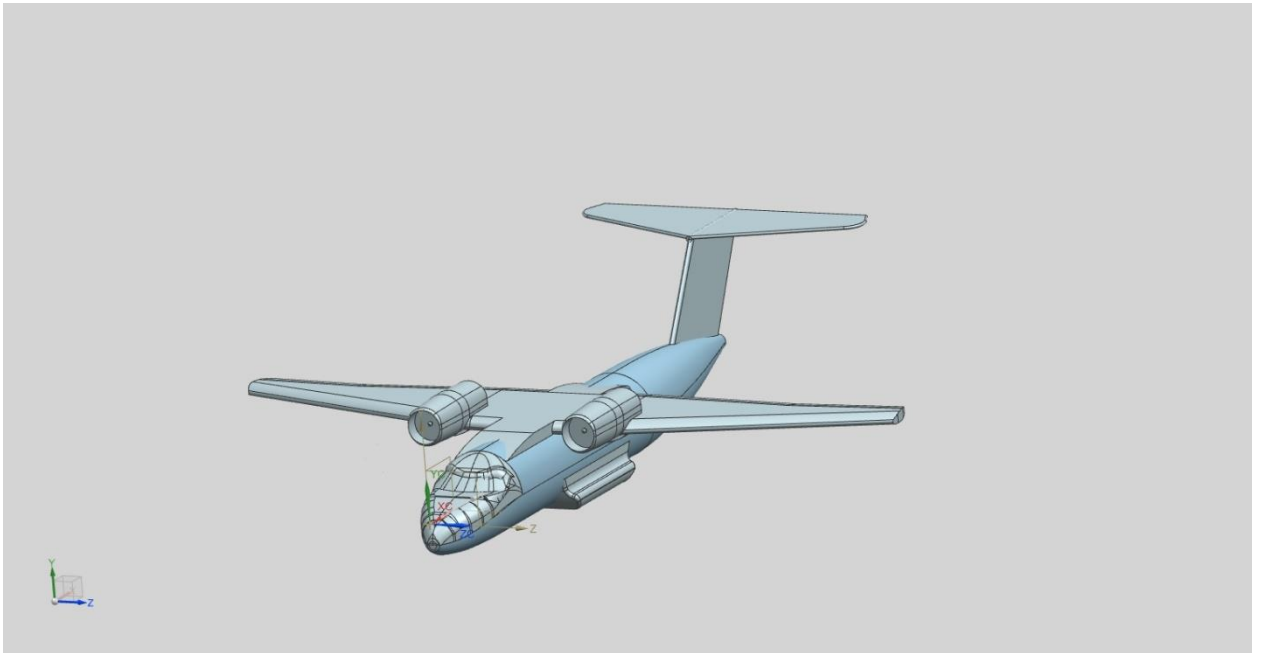


Рисунок 1.13 – майстер-геометрія проєктованого літака

Висновки

Проведений розрахунок основних льотно-технічних характеристик літака. Порівнюючи отримані результати і статистичні дані, можна зробити висновок про відповідність даного ЛА вимогам, що пред'являються до нього.

Аеродинамічні характеристики ЛА забезпечують стійкий, безпечний і економічно вигідний крейсерський режим польоту.

Літак має прийнятні для ЛА свого класу злітно-посадочні характеристики.

Характеристики статичної і динамічної стійкості відповідають нормі. Виходячи з отриманих даних, можна зробити вивід, що даний літак сповна відповідає вимогам безпеки, аеродинаміки, дальності і тривалості польоту, злітно-посадочних характеристик, статичної і динамічної стійкості і керованості, експлуатації, що пред'являються до нього.

2 Експлуатаційний розділ

2.1 Впливи тривалості експлуатації на технічний стан АТ

2.1.1 Проблема старіння транспортних повітряних суден

Літаки, побудовані в 70-80-х роках ХХ століття, до цього часу виробили свій ресурс по числу польотів, льотних годинах або календарних термінів служби. Ріст потреб у повітряних перевезеннях викликає різке зростання замовлень на АТ, що не може бути забезпечено промисловістю так швидко, як того хотілося б замовнику. Одже час від моменту постановки завдання на розробку літака до моменту його створення і запуску в експлуатацію становить 5-8 років в залежності від класу ПС. Не хватка нових літаків змушує авіакомпанії йти на дорогий ремонт, після якого літак може прослужити ще мінімум 20 років. Вартість експлуатації старих і нових літаків практично однакова. Старі літаки через свою значну економічну віддачу в минулому експлуатація має невисоку залишкову вартість і через тривале очікування появи нових літаків, як передбачається, будуть експлуатуватися ще довгий час. Для авіакомпаній всього світу старіння літаків стає проблемою. Вік 15 років мають близько 40% парку повітряних суден, вік 20 років - майже 20%. Для України ці показники значно вище. Самий старий парк літаків, за даними сайту, експлуатує Air Onix. Наймолодший флот серед українських авіакомпаній у лоу-коста, в середньому літаки компанії були випущені трохи більше 3 років тому, підрахував сайт avianews.com. Міжнародні авіалінії України експлуатують 22 літаки Boeing 737, середній вік яких становить 14,3 років. З урахуванням трьох Ан-148 Авіалінії Антонова і два Embraer 190 авіакомпанії Дніпроавіа середній вік флоту МАУ становить 12,3 років. Ютейр Україна експлуатує літаки в середньому випущені 12,4 років назад. У минулому році перевізник отримав п'ять нових регіональних авіалайнерів ATR 72, проте в його парку також є ATR 42, трьом з яких уже по 23 років. Середній вік літаків авіакомпанії Роза Вітрів становить 13,6 років. У 2012 році перевізник поповнив свій парк декількома аеробусами з флоту Донбасаеро і зараз використовує сім літаків типу Airbus A320 і A321. При цьому наймолодшому авіалайнера сім років, а найстаршому – 22. Згідно з даними видання найстарішими літаками користується Air Onix. Вона почала польоти в 2012 році і використовує три літаки Boeing 737 Classic, яким в середньому по 16,3 років. За Дніпроавіа числяться 22 пасажирські літаки виробництва бразильської Embraer із середнім віком 11,8 років. Два Embraer 190 випущені зовсім недавно, в 2011 році, інші Embraer 145 зроблені в 1997 –2003 роках. Однак лише деякі з них виконують польоти, близько десяти літаків перебувають за кордоном і не літають. На кінець 1989 року по 8715 реактивних транспортних літаків, які перебували в експлуатації в міжнародних авіакомпаніях, вік 20 років мали 2440 літаків, то в 1995 році – близько 4100 літаків, а в 2000 році – 5730 літаків. У листопаді 2012 року склали рейтинг авіакомпаній світу за віком авіапарку – першу

сотню."Рейтинг розділений на 3 діапазони: зелений (молодий авіапарк, до 10 років), помаранчевий (середньозрастний авіапарк, від 10 до 15 років) і червоний (застарілий вікової авіапарк, понад 15 років)". Вийшло пізнавально: в першій 20-ці рейтингу знаходиться Аерофлот, всього в сотні 4 російських авіакомпанії, деякі компанії з Китаю і навіть Ефіопії набагато вище західних, а німецька "Люфтганза", виявляється, входить до помаранчевої зони із середнім віком літаків 12,6 років. Крім того, в зоні ризику разом із застарілим авіапарком разом з російськими компаніями знаходяться і дві найбільші американські, канадські, німецькі, недалеко і ізраїльська авіакомпанія.

1. IndiGo (Індія) – 2,4 року
2. Wizz Air (Угорщина) – 3,7 року
3. Virgin America (США) – 3,8 року
4. Pegasus (Туреччина) – 3,9 року
5. Virgin Australia (Австралія) – 4 роки
6. Ryanair (Ірландія) – 4,4 року
7. EasyJet (Великобританія) – 4,4 року
8. AirAsia (Малайзія) – 4,4 року
9. Xiamen Airlines (Китай) – 4,7 року
10. Spirit Airlines (США) – 4,8 року
11. Copa Airlines (Панама) – 4,8 року
12. Etihad Airways (ОАЕ) – 4,9 року
13. Shenzhen Airlines (Китай) – 5 років
14. LAN Airlines (Чилі) – 5,1 років
15. JetStar Airways (Австралія) – 5,1 років
16. Norwegian (Норвегія) – 5,2 років
17. Аерофлот (Росія) – 5,3 років
18. Qatar Airways (Катар) – 5,3 років
19. Gulf Air (Бахрейн) – 5,5 років
20. Shandong Airlines (Китай) – 5,6 років
21. Air Berlin (Німеччина) – 5,8 років
22. Lion Airlines (Індонезія) – 5,8 років
23. Hainan Airlines (Китай) – 5,9 років
24. Sichuan Airlines (Китай) – 6,1 років
25. Air Europa (Іспанія) – 6,1 років
26. Jet Airways (Індія) – 6,1 років
27. Vietnam Airlines (В'єтнам) – 6,2 років
28. Emirates (ОАЕ) – 6,4 років
29. Avianca (Колумбія) – 6,4 років
30. Turkish Airlines (Туреччина) – 6,5 років
31. China Eastern (Китай) – 6,6 років
32. WestJet Airlines (Канада) – 6,6 років
33. Singapore Airlines (Сінгапур) – 6,7 років
34. Garuda Indonesia (Індонезія) – 6,7 років
35. JetBlue Airways (США) – 6,7 років

- 36.China Southern (Китай) – 6,8 років
- 37.TAM Linhas Aereas (Бразилія) – 7 років
- 38.Germanwings (Німеччина) – 7 років
- 39.Aer Lingus (Ірландія) – 7,1 років
- 40.Frontier Airlines (США) – 7,3 років
- 41.SunExpress (Туреччина) – 7,3 років
- 42.Air China (Китай) – 7,4 років
- 43.GOL (Бразилія) – 7,6 років
- 44.Vueling (Іспанія) – 8 років
- 45.Alitalia (Італія) – 8,2 років
- 46.Ethiopian Airlines (Ефіопія) – 8,2 років
- 47.TUIfly (Німеччина) – 8,3 років
- 48.Shanghai Airlines (Китай) – 8,4 років
- 49.Finnair (Фінляндія) – 8,7 років
- 50.Pinnacle Airlines (США) – 8,7 років
- 51.Air India (Індія) – 8,9 років
- 52.Royal Air Maroc (Марокко) – 9,1 років
- 53.Virgin Atlantic (Великобританія) – 9,2 років
- 54.Saudi Arabian Airlines (Саудівська Аравія) – 9,3 років
- 55.China Airlines (Тайвань) – 9,3 років
- 56.South African Airways (ПАР) – 9,3 років
- 57.S7 Airlines (Росія) – 9,3 року
- 58.Asiana Airlines (Південна Корея) – 9,4 років
- 59.Japan Airlines – JAL(Японія) – 9,4 років
- 60.Alaska Airlines (США) – 9,4 років
- 61.KLM (Нідерланди) – 9,5 років
- 62.Korean Air (Південна Корея) – 9,5 років
- 63.Iberia (Іспанія) – 9,7 років
- 64.AeroMexico (Мексика) – 9,7 років
- 65.Air New Zealand (Нова Зеландія) – 9,8лет
- 66.Philippine Airlines (Філіппіни) – 9,8 років
- 67.SriLankan Airlines (Шрі-Ланка) – 9,8 років
- 68.Air France (Франція) – 9,9 років
- 69.SkyWest Airlines (США) – 9,9 років
- 70.Egyptair (Єгипет) – 9,9 років
- 71.Cathay Pacific (Гонконг) – 10 років
- 72.Thomson Airways (Великобританія) – 10 років
- 73.American Eagle Airlines (США) – 10,6 років
- 74.EVA Air (Тайвань) – 10,6 років
- 75.Qantas (Австралія) – 10,7 років
- 76.Malaysia Airlines (Малайзія) – 10,7 років
- 77.Swiss (Швейцарія) – 11 років
- 78.Southwest Airlines (США) – 11,2 років
- 79.All Nippon Airways (Японія) – 11,5 років

- 80.Hawaiian Airlines (США) – 11,5 років
- 81.TAP Portugal (Португалія) – 11,7 років
- 82.Thai Airways (Таїланд) – 12,1 років
- 83.Austrian (Австрія) – 12,1 років
- 84.Air Canada (Канада) – 12,4 років
- 85.Lufthansa (Німеччина) – 12,6 років
- 86.British Airways (Великобританія) – 12,9 років
- 87.Scandinavian Airlines (Швеція) – 12,9 років
- 88.US Airways (США) – 13,1 років
- 89.United Airlines (США) – 13,4 років
- 90.Thomas Cook UK (Великобританія) – 14,1 років
- 91.El Al (Ізраїль) – 14,5 років
- 92.Monarch Airlines (Великобританія) – 14,7 років
- 93.American Airlines (США) – 15 років
- 94.Condor (Німеччина) – 15,1 років
- 95.Трансаеро (Росія) – 15,3 років
- 96.ExpressJet (США) – 15,4 років
- 97.Pakistan Int.Airlines (Пакистан) – 16,3 років
- 98.Delta Air Lines (США) – 16,7 років
- 99.AirTransat (Канада) – 16,7 років
- 100.ЮТейр (Росія) – 20 років

Щоб виявити причини старіння АТ і зрозуміти фізику цих впливів виконуються відповідні дослідження. Нові зразки АТ створюються за програмами, які враховують подальшу їх експлуатацію за технічним станом.

2.1.2 Аналіз результатів досліджень з проблеми старіння АТ

Дослідження проблеми старіння авіаційної техніки свідчать, що в процесі експлуатації АТ мають місце:

- Корозійні руйнування елементів конструкції;
- Погіршення показників міцності конструкції в результаті дії повторнозмінних навантажень;
- Погіршення характеристик СУ і аеродинамічних показників планера;
- Проблеми з електричною частиною паливної автоматики;
- Порушення герметичності паливних баків;
- Збільшення зазорів, накопичення дефектів конструкції тощо.

Наслідком виконання досліджень стала розробка низки заходів щодо попередження впливу старіння на БП ВС. До цих заходів, які відповідають вимогам FAA-A* (вимоги комітету з безпеки перевезень США повністю скореліровані вимогам ICAO) льотної придатності транспортних літаків, відносяться:

- Затвердження нової програми з попередження корозії (за результатами авіаційної події, що сталася з літаком Боїнг-737 авіакомпанії "Алоха" 28.02.88г);
- Досягнення більш високого рівня технології неруйнівного контролю;
- Затвердження нової програми по надійності, яка передбачала б аналіз і дослідження тенденцій;
- Збільшення кількості інспекторів;
- Підвищення якості навчання технічного обслуговування і збільшення кількості персоналу з планування технічного обслуговування і реєстрації.

Для авіакомпаній світу проблема старіння зводиться до вибору економічно виправданим альтернатив між дорогим ТО і Р старих літаків і закупівлею нових ВС. Високі ціни і фінансові витрати на виробництво нових літаків, терміни поставок, свідчать на користь продовження експлуатації і ремонту старих літаків.

Одним з очевидних наслідків старіння парку літаків є відсутність у необхідній кількості обладнання і вимірювальних засобів, необхідних для забезпечення вимог якісного контролю технічного стану, а також відсутність навченого персоналу і дефіцит компонентів літака для ремонту. Тому розробка нових методів контролю є важливим практичним завданням.

2.1.3 Заходи авіапромисловості з проблеми старіння АТ

Існуючі програми дослідження проблем старіння базуються на проведенні робіт по чотирьох напрямках:

1. *Передача технологій.* Учасники програм повинні вивчити, які ефективні розробки використовуються в неавіаційних галузях промисловості при виготовленні, перевірці, ремонті, і визначити, яке застосування вони можуть знайти в авіаційно-космічній промисловості. Ключовими галузями наукових досліджень є відстеження стомлюваності, виявлення корозії, методи неруйнівного контролю.

2. *Конструктивна міцність.* У цій області повинні бути вивчені механізми руйнування і оцінені методи, використовувані сьогодні, а також повинні бути досліджені стандарти і методи, які слід застосовувати при сертифікації авіаційних конструкцій і компонентів двигунів. Досвід використання військової техніки, яка використовується в екстремальних умовах, може бути особливо корисним в цій галузі.

3. *Технічне обслуговування.* Дослідження повинні бути сконцентровані в області вибору найкращих методів і засобів, що використовуються в авіаційній промисловості та інших суміжних областях для забезпечення льотної придатності літаків. Повинні бути розглянуті можливості вдосконалення методів випробувань. Значна увага має бути приділена питанням проектування літаків та вдосконалення ТО і діагностики.

4. *Людський фактор.* Дослідження повинні проводитися авіаційними медиками. Повинно бути розглянуте питання вдосконалення програм навчання, розробки допоміжного обладнання, а також поліпшення умов праці і надання допомоги персоналу, зайнятого в забезпеченні льотної придатності літаків. Повинні бути розроблені рекомендації по оптимальному використанню наявного досвіду по зменшенню ймовірності помилок льотного та іншого персоналу.

2.2 Аналіз факторів, що діють на авіаційну техніку протягом всього терміну експлуатації

2.2.1 Загальні положення

Надійність – це властивість АТ виконувати задані функції, зберігати значення встановлених експлуатаційних показників у заданих межах, при забезпеченні заданих режимів і умов експлуатації, технічної експлуатації, ремонту, зберігання і транспортування. Від рівня надійності залежить безпека польотів ПС.

В процесі експлуатації знижується надійність АТ, стан БП та ефективності. Причиною цього є вплив різних експлуатаційних факторів (рис. 2.1).

Розглянемо більш детально дію деяких з них на змінення стану АТ.

2.2.2 Вплив періодичних навантажень на стан АТ

Аеродинамічні навантаження виникають в результаті дії аеродинамічних сил і моментів, при маневруванні літака, відхиленні закрилків, при випуску і прибиранні шасі, при польоті в турбулентній атмосфері і інших випадках.

При зльоті, посадці і рулінні виникають ударні перевантаження, і зі збільшенням посадкової швидкості і польотної маси ці перевантаження зростають. В пружних конструкціях через це виникають вібрації, а в тендітних виникають тріщини і злами.

Вібраційні навантаження виникають від роботи двигунів, нерівномірного обтікання повітряним потоком зовнішніх поверхонь ЛА. Збільшення вібраційних навантажень прискорює виникнення втомних пошкоджень, в результаті чого виникає руйнування трубопроводів, зварних і паяних швів, різьбових з'єднань.

При збільшенні швидкостей польоту виникають температурні навантаження від тертя. Також вони виникають від нагрівання агрегатів, встановлених в відсіках двигунів і поблизу форсажних камер, де температура при експлуатації може різко змінюватися.

Елементи конструкції планера є суб'єктом акустичних тисків, головним джерелом яких є двигуни і повітряні гвинти. З ростом потужності двигунів ці

навантаження зростають. Зміна атмосферного тиску при висотних польотах погіршує умови охолодження конструкцій і агрегатів авіаційної техніки.

2.2.3 Вплив природно-кліматичних умов

Вплив природно-кліматичних умов на літаки, обладнання та їх надійність визначається наступними факторами:

- Вплив атмосферної вологи - дощ, туман, роса, сніг, град, обледеніння можуть пошкодити обшивку, скло кабіни, визвать порушення ізоляції і замикання в електричній проводці, погіршення радіозв'язку. Волога викликає корозію металевих деталей літака, а також може призвести до заклинювання рухомих частин агрегатів і механізмів, а також закупорювання шлангів і трубопроводів;
- Вплив сонячної радіації сприяє швидкому старінню гуми, пластмаси, органічного скла, лакофарбового покриття. На обшивці виникають мікротріщини лакофарбового покриття, підвищується шорсткість, а, отже, змінюється лобовий опір планера літака;
- Вплив температури навколишнього середовища. Низькі температури призводять до появи крихкості гуми, виробів з пластмаси, до викривлення і тріщин в деталях двигуна через нерівномірне охолодження, збільшення тертя в механізмах. Високі температури викликають зниження міцності термопластів і іноді руйнування органічного скла, сприяють старінню гумових виробів. Старіння гуми пов'язано з накопиченням залишкової деформації і тому може привести до втрати ущільнюючих властивостей гумових деталей;
- Вплив пилу. Попадання на пари тертя пилу збільшує тертя в механізмах, викликає підвищений знос, вимагає більш частого змазування, а при попаданні в системи літака виводять з ладу насоси, форсунки, клапани, різні автоматичні пристрої, що викликають абразивні руйнування лакофарбових покриттів і засмічення різних пристроїв, при тривалій експлуатація призводить до відмови АТ. На особливу увагу заслуговує вплив даного чинника на стан авіаційних двигунів і їх експлуатаційні характеристики;
- Вплив біологічних чинників. Полягає в підвищеному руйнування елементів герметизації паливних баків, елементів гумотехнічних виробів в результаті дії мікроорганізмів, виникненні цвілі, пошкодження деяких видів техніки комахами, гризунами і птахами.

2.2.4 Вплив старіння авіаційної техніки на безпеку польотів

Вплив старіння АТ на показники її надійності і рівня безпеки польотів є проблемою досить новою для вітчизняної авіації.

При тій системі експлуатації, що мала місце в радянські часи (система технічної експлуатації за напрацюванням), терміни експлуатації призначалися, виходячи з умови забезпечення деякого заданого рівня надійності АТ. Питання про можливість подальшої експлуатації АТ, яка виробила свій призначений ресурс, не розглядалося. З розвалом СРСР в Україні зібрався великий парк АТ, яка виробила повністю або більшу частину свого ресурсу. Необхідно терміново приймати рішення про подальше використання цієї техніки.

Питання про завершення експлуатації застарілої техніки на даному етапі не розглядається, що пояснюється відсутністю в Україні необхідних асигнувань на закупівлю нової АТ. Тому увагу вітчизняних дослідників приділяється питанням експлуатації АТ за межами призначеного ресурсу. Проблема забезпечення необхідного рівня надійності і БП виступає першочерговим, оскільки вона пов'язана з життям членів екіпажу і пасажирів.



Рисунок 2.1 – Класифікація експлуатаційних факторів, що впливають на стан АТ.

2.2.5 Вплив старіння на стан силової установки повітряних суден

Уажно враховувати вплив погіршення в процесі експлуатації тягових характеристик і витратних характеристик силових установок на ефективність використання ЛА. Дослідження показують, що істотним фактором підвищення витрати палива при експлуатації літака є погіршення характеристик силових установок. Для типових умов характерне підвищення питомих витрат палива на величину порядку 3% після декількох тисяч годин і зменшення тяги на 510%. На рис. 2.2 наведені відомості про динаміку зміни витратних характеристик (питомої витрати палива C_p) і тяги для двигуна Роллс - Ройс RB.211.

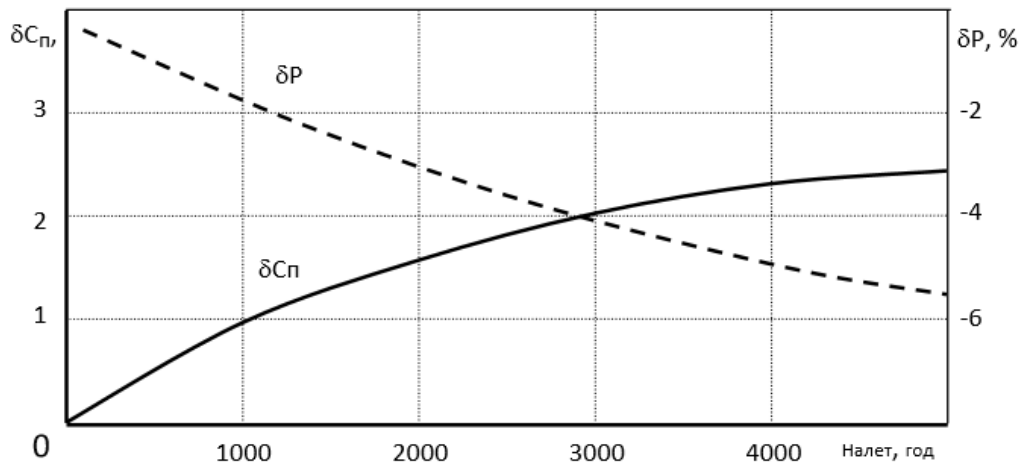


Рисунок 2.2 – Динаміка погіршення витратних характеристик ТРДД в ході експлуатації на маршрутах середньої тривалості 2,5 години

Загальною закономірністю є відносно швидке погіршення характеристик двигунів на початку експлуатації і більш повільне - у другій половині терміну служби двигунів. Основна ж причина погіршення характеристик силових установок на першому етапі експлуатації - збільшення радіальних зазорів, далі починають проявлятися погіршення якості поверхні лопаток і направляючого апарату внаслідок накопичення забруднень і загального зносу елементів двигунів. У табл. 2.1 наведені статистичні дані, що характеризують внесок окремих компонентів ТРДД в зростання витрати палива.

Таблиця 2.1 – Вплив компонентів ТРДД на загальне погіршення витратних характеристик в експлуатації

№ п.п.	Компонент двигуна	Збільшення питомої витрати палива при зменшенні ККД компонента на 1%
1	Вентилятор	0,25
2	Компресор низького тиску	0,16
3	Компресор високого тиску	0,77
4	Турбіна низького тиску	0,87
5	Турбіна високого тиску	0,09

2.2.6 Вплив старіння на показники аеродинамічного якості планера

Важливо враховувати зміни в процесі експлуатації опору планера ВС. При цьому слід розрізняти вплив збільшення опору ПС від тангенціальних сил (опір тертя і профільний опір) і опір від нормальних сил, що викликано зміною нівелювання і балансувальних характеристик літака. В сукупності, що особливо характерно для старих ПС, зміна аеродинамічних характеристик може досягати 10% і більше. Для аналізу ступеня впливу різних компонентів опору на загальний стан планера літака розглянемо рис. 2.10 і 2.11. На рис. 2.3 показані компоненти експлуатаційної поляри, а на рис. 2.4 наведені відомості про ступінь їх впливу на загальний опір ПС. Реальні аеродинамічні характеристики ПС залежать від технологічної точності виготовлення конструкції, герметичності секцій, люків, стиків, уступів, виступання головок заклепок, вм'ятин, хвилястості, нерівностей поверхні. А також визначаються впливом дощу, пилу, снігу, зледеніння і комах, на поверхню фюзеляжу. Дослідження показують, що наявність відхилень в нівелювальних даних, шорсткість поверхні планера призводять до збільшення сумарного відносного лобового опору від 4% до 17,5%. При цьому втрати аеродинамічного якості в процесі експлуатації можуть досягати 10 і більше відсотків.

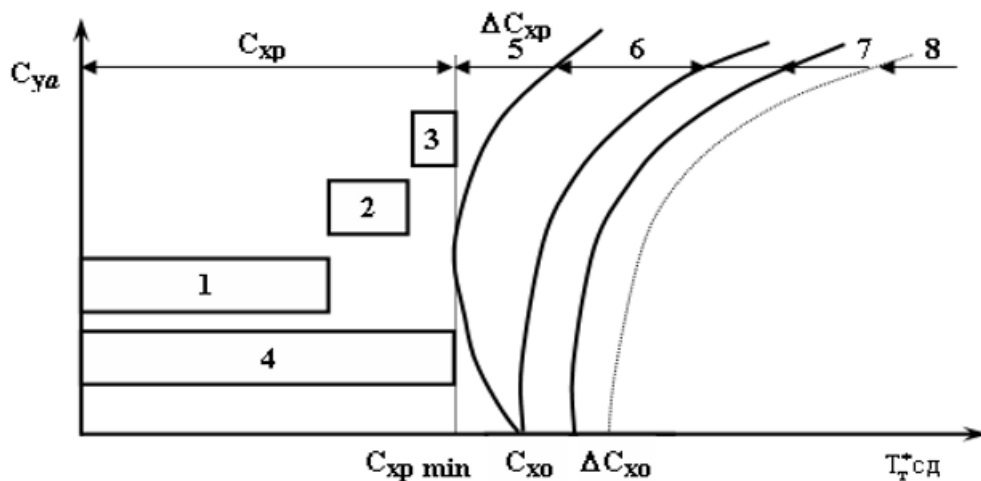


Рисунок 2.3 – Компоненти експлуатаційної поляри транспортного літака;
 1 – опір тертя; 2 – опір тиску; 3 – інтерференція, виступаючі елементи, шорсткість; 4 – сума вищевказаних складових визначає значення $C_{xp min}$;
 5 – ΔC_{xp} (профільне опорня); 6 – індуктивний опір; 7 – хвильовий опір, скачки, відриви, в результаті раптових стрибків; 8 – експлуатаційна поляра з урахуванням $\Delta C_{x_0} + \Delta C_{x_{бал}}$

Все це призводить до зменшення питомої дальності, радіусу дії, часу патрулювання в повітрі через погіршення витратних характеристик літаків. Для літаків транспортної авіації можливе зменшення питомої дальності в середньому на 4,7%, а оптимального числа М на 2,7%. У табл. 2.2 і 2.3 наведені відомості додаткових витрат палива літаками Ту-154 і Іл-86, які викликані погіршенням стану поверхні планера.

Таблиця 2.2 – Ту-154

	Додатковий витрата палива на 1 рік польоту, кг
Пил 20мкм	96
Заклепки hг= 1мм (400 шт / м)	95
Гвинт (200 шт / м)	136
Тріщини лакофарбового покриття (70% площі)	160
Рідина "Арктика" (50% площі)	150

Таблиця 2.3 – Іл-86

$m = 190$ т, $M = 0,8$, $H = 8600$ м	Додаткові витратати палива на 1 рік польоту, кг
Шорсткість 20 мкм	143
40 мкм	233
Відхилення нівелювання	726
Відхилення нівелювання і шорсткість 20 мкм	879
40 мкм	969

Примітка: hг – висота головки заклепки; m – вага літака; M – число Маха; H – висота польоту.

У табл. 2.4 на прикладі літака Боїнг 747-200 розглянуто вплив різних чинників на перевитрату палива.

Таким чином, старіння АТ є досить сильним фактором, що впливає на погіршення основних енергетичних характеристик авіаційної техніки. Цими енергетичними характеристиками є тяга силової установки і коефіцієнт лобового опору планера літака. Їх старіння веде до погіршення ефективності авіаційних систем, впливаючи на показники дальності і тривалості польоту, до погіршення економічності АТ за рахунок збільшення питомої витрати палива, а також до помітного погіршення стану БП.

Оскільки крейсерський режим не є граничним режимом польоту то порушення узгодженості може бути компенсовано збільшенням режиму

роботи силової установки за рахунок підвищення температури газу в камері згоряння, а це призводить до додатковому витраті ресурсу двигунів, і відповідно до зменшення ймовірності безотскарибницею роботи силової установки. Рівень надійності АТ знижується, підвищується ймовірність відмови силової установки в польоті, а це впливає на рівень БП.

Таблиця 2.4 – Вплив факторів на додатковий витрата палива літаком Боїнг 747-200.

Фактори	Додаткова витрата палива, л/рік
Похибки приладів:	
-вимір числа М польоту з похибкою 0,005 нижчим за фактичний;	428995
-збільшення ваги літака 450Н;	51970
-негерметичність кабіни;	54565
Негерметичність щитків або стулок шасі (65 см ²);	12115
Вм'ятини (10 шт.);	4545
Накладки обшивки планера (5 шт.);	8330
Зазори між листами обшивки;	5300
Неточна підгонка люків і дверей вантажного відсіку;	22210
Неточна підгонка входних пасажирських дверей;	5065
Грубе фарбування поверхні (1,86 м ²)	12470
Погіршення регулювання керма на пряму (0,5°)	105235
Погіршення регулювання закрилка і елерона	146160
Всього	856960

2.3 Засоби контролю технічного стану авіаційної техніки і рівня безпеки польотів

2.3.1 Характеристика можливих джерел інформації про загальний технічний стан авіаційної техніки і стану рівня безпеки польотів

Основними джерелами інформації про технічний стан авіаційної техніки і рівень безпеки польотів на сьогодні:

- Статистична інформація про стан надійності АТ і рівня БП, яка повинна враховуватися авіаперевізниками і періодично представлятися в департамент транспорту України (термінові повідомлення про відмову; доповіді про результати періодичного аналізу надійності АТ; картки обліку несправностей АТ та ін.);
- Інформація технічних засобів об'єктивного контролю, які встановлюються на сучасних транспортних літаках. Інформація, яка надається від авіаперевізників є основним джерелом відомостей для оцінки показників надійності АТ, безпеки польотів та від виробітку відповідних заходів для їх поліпшення в масштабах всієї України, то інформація засобів об'єктивного контролю дозволяє оцінити фактичний стан АТ і рівень БП в процесі і після виконання польотів кожним із зразків АТ.

До засобів об'єктивного контролю відносяться всі бортові і наземні технічні пристрої, які дозволяють виконувати і зберігати запис інформації про зміну параметрів польоту, працездатність АТ і про виконання польотного завдання. До бортових засобів об'єктивного контролю відносяться реєстратори параметрів польоту типу САРПП-12, МСРПА-12, МСРПА-64, ТЕСТЕР-УЗ і інші. До них також відносяться фото контрольні прилади, бортові магнітофони, засоби об'єктивного контролю спеціального призначення. Для обробки інформації бортових реєстраторів використовуються наземні засоби типу "мікрофото", НДУ-8, Думс, Луч-74 і ін. У табл. 2.5 приведена інформація про динаміку розвитку сучасних бортових засобів об'єктивного контролю. Більшість засобів об'єктивного контролю, якими обладнані транспортні літаки українських авіакомпаній, класифікуються, як аварійні засоби об'єктивного контролю і призначені, в основному, для контролю техніки пілотування льотним складом, для попередження авіаційних подій та розслідування причин їх виникнення. Можливості зазначених засобів об'єктивного контролю з контролю технічного стану авіаційної техніки дуже обмежені. Сьогодні в Україні існують системи, що дозволяють виконувати контроль і аналіз стану АТ. До них відносяться системи БАСК, БІС, БСКД, які встановлюються на важких транспортних літаках Ан-124, Ан-70 і т.п. У табл. 2.6 виконано порівняння аварійних (АР) і експлуатаційних реєстраторів (ЕР) польотної інформації за кількістю функціональних систем (ФС), контрольованих в польоті.

Таблиця 2.5 – Динаміка розвитку бортових систем реєстрації.

Покоління	За кількістю каналів реєстрації	За типом подачі інформації	По носію інформації	По можливості інтегрування з ПЕОМ	Тип системи реєстрації	Тип ЛА
I	1,2-канальні	аналогові	ФП	-	бароспідграфи	Мі-2
II	багатоканальні	аналогові	ФП	-	КЗ-63, САРПП-12	Іл-76, МіГ-23, Мі-8, L-39
III	багатоканальні	аналогові	ФМП	+	МСРП-12-96	Ан-12, Бе-12, Мі-6
IV	багатоканальні	цифрові	ФМП	+	МСРП-64, МСРП-256, ТЕСТЕР	Іл-76, Ан-124, Ан-70, Ту-134, МіГ-29, Су-27, Су-24
V	інтегровані	цифрові	ТЕЗП	+	БУР-92, БІС-77	Ан-74, Ан-124, Ан-70

Таблиця 2.6 – Порівняння аварійних і експлуатаційних СОК

	Тип	Системи обробки	Кількість параметрів		Кількість ФС	Повнота контролю основних ФС (аналогові/разові)				
			аналогові	разові		АД	ЗПП	ГС	КП	обл-ня
АР	«Тестер»	«Топаз»	97	106	5/7	20/21	0/3	4/0	7/15	6/42
ЕР	БАСК	ЗНОІ	503	605	9/10	165/214	0/60	2/42	25/5	57/35
Можливості співвідношення показників АР/ЕР, %			19	18	56/70	12/9	0/5	3/0	6/9	11/20

Примітка: Характеристики наведені на прикладі порівняння систем "ТестерМ" і БАСК-124 (2-а черга). За пізнішими розробкам ЕР (БіС, БСКД)

відношення обсягу інформації, яка контролюється АР і ЕР зменшується. У таблиці використанні скорочення: ЗНОІ – засоби наземної обробки інформації АД – авіаційні двигуни; ЗПП – злітно-посадочні пристрої; ГС – гідросистема; СКП – система кондиціонування повітря; обл-ня – обладнання. В роботі приділяється основна увага системам реєстрації і переважно IV покоління (системи типу МСРПА і ТЕСТЕР) оскільки вони є основними системами реєстрації транспортних літаків, якими оснащені українські авіакомпанії (іноземні зразки авіаційної техніки не враховуються).

Розглянемо питання про можливість використання зазначених систем реєстрації для оцінки загального технічного стану літаків. Основна увага необхідно акцентувати на оцінці їх інформаційних і точностних характеристик, оскільки точність наступних обчислень багато в чому визначається саме інформативністю і точністю реєстрації та обробки польотної інформації.

2.3.2 Похибки реєстрації польотної інформації їх причини та класифікація

В процесі експлуатації бортові системи реєстрації виконують вимірювання і запис на магнітні накопичувачі параметрів польоту літаків. Запис ведеться в дискретні моменти часу з різною частотою опитування датчиків. Отримана після дешифрування інформація містить помилки, які по своєю природою поділяються:

- Грубі помилки (збої);
- Випадкові похибки;
- Систематичні похибки.

Повна класифікація похибок, що виникають в процесі вимірювання, представлена на рисунку 2.4

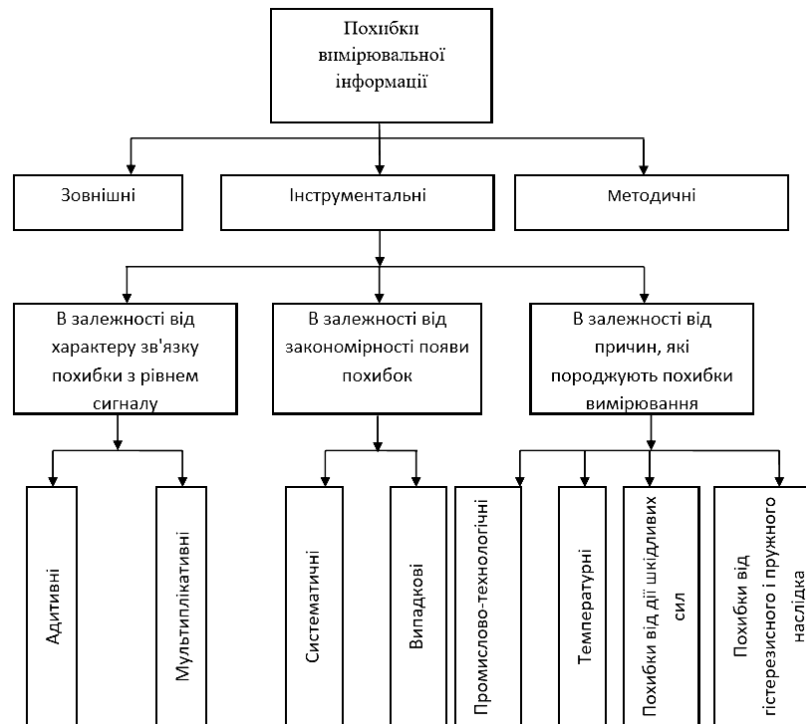


Рисунок 2.4 – Класифікація похибок вимірювання

Їх поява викликана особливостями функціонування датчиків, місцем їх установки на літаку, роботою перетворювачів сигналів і т.п. Виникнення випадкових похибок викликано впливом великого числа різних факторів, що обурюють. Ці помилки можуть бути описані статистичними характеристиками (математичним очікуванням, середнім квадратичним відхиленням т.д). Збої характеризуються тим, що їх значення перевершують значення величини, вимірюваної, тому вони легко виявляються і усуваються ще на етапі первинної обробки результатів вимірювань. Систематичні складові похибок вимірювання виражають істотністю зв'язку, які виникають в процесі вимірювань або в процесі їх обробки, і які неминуче з'являються щораз при відтворенні певних умов, вони можуть залишатися постійними або змінюватися за певним законом.

2.3.3 Аналіз інформаційних і точностних характеристик існуючих систем збору і обробки польотної інформації

Ефективність вирішення завдання багато в чому залежить від якості первинної інформації – записів параметрів польоту штатними аварійноексплуатаційним і бортовими реєстраторами. Згідно загальноприйнятим уявленням – ймовірність характеризує ступінь довіри до

отриманих результатів. На достовірність кінцевих результатів розрахунку впливають: кількість параметрів, що реєструються, точність вимірювання параметрів польоту, спосіб і метод перетворення сигналів, надійність роботи систем реєстрації і декодування, способи накопичення результатів записи і принцип дешифрування.

Точність вимірювання, реєстрації та дешифрування характеризується близькістю результатів записи після дешифрування до вірного значення величини, яка реєструється. Від цієї величини в значній мірі залежить вірогідність отримання оцінок льотно-технічних характеристик літака. Оскільки похибки кожної ланки ланцюга «вимір реєстрація-обробка вимірювань» як правило, не корреліровані між собою, тому результуюча похибка може бути представлена наступним виразом:

$$\sigma_{\text{нзм}} = \sqrt{\sigma_{\text{д}}^2 + \sigma_{\text{р}}^2 + \sigma_{\text{обр}}^2}, \quad (2.1)$$

де $\sigma_{\text{нзм}}$ – результуюча наведена похибка вимірювань; $\sigma_{\text{д}}$ – наведена похибка датчиків; $\sigma_{\text{р}}$ – Похибка тракту вимірювання; $\sigma_{\text{обр}}$ – наведена похибка застосовуваної системи обробки вимірювань.

Максимальні значення сумарних похибок вимірювальних трактів систем реєстрації, що встановлюються на транспортних літаках типу Іл-76, Ан-72 і т.д. представлені в табл. 2.6.

Таблиця 2.7 – Максимальні сумарні похибки вимірювальних трактів систем реєстрації ПТЛ.

Найменування впливу	Найменування систем реєстрації			
	МСРП-64	МСРП-256	ТЕСТЕР-УЗ	БУР-92
Точність вимірювального тракту	1,5%	≥1,0%	≥1,0%	≥1,0%

Точність систем дешифрування залежить від якості формування масивів даних та адекватності застосування моделей дешифрування, як правило, не перевищує 1 – 1,5%. Данні про похибки деяких датчиків наведені в табл. 2.7.

Таблиця 2.8 – Похибки вимірювання деяких польотних параметрів

Найменування впливу	Найменування систем реєстрації	Одиниці виміру	Тип датчика	Наведена похибка датчика (%)
Точність вимірювання тракту	1,5%	≥1,0%	≥1,0%	≥1,0%
Висота геометрична	0÷750	м	РВА-031	±3,2
Приладова швидкість	80÷900	км/год	ДПСМ-2	±1
Число М	0,2÷1,0	-	УМС-1	±1,5
Перевантаження повздожня і бічна	±1,5	од.перев.	МП-95±1,5	±3,0
Перевантаження нормальне	-2÷+5	од.перев.	МП-95+5/-2	±3,0
Курс гіромагнітний	0÷360	град	БГМК-6	±0,2
Крен за показником авіагоризонт	±90	град	ПКП-72	±0,8
Тангаж	±90	град	ПКП-72	±1,5
Кут атаки	-9÷+45	град	Дуа-9Р	±1,5
Швидкість крену	±30	град/с	ДУСУ-30АС	±1,5
Швидкість нишпорення	±18	град/с	ДУСУ-18АС	±1,5
Температура зовнішнього повітря	-70÷+50	С	УТ-1М-1	±2,0
Положення педалей	±120	мм	МУ-616	±1,5
Положення штурвала	±69	град	МУ-616	±1,5
Кут відхилення внутр. секц. РВ	-26÷+15	град	МУ-616	±1,5
Кут відхилення інтерцепторів	0÷38 (л)	град	МУ-616	±1,5
Кут відхилення РН	±22	град	МУ-616	±1,5
Положення ручки управління закрилками	0÷40	град	БЗ-1	±1,0
Кут відхилення закрилків	0÷43	град	МКВ-42М	±1,0
Положення РУД	0÷49	град	МУ-616	±1,5
Частота обертів роторів ВТ. НТ	0÷105	%	ДТЕ-6т	±0,3
Втрата палива	0÷8000	кг/рік	УРТМС-3	±1,8
Кількість палива	0÷110	т	УКБ-39	±3,0

Використовуючи наведене вираз і з огляду на дані табл. 2.7 і 2.8, розрахуємо похибки зазначені в п. 2.5.4 параметрів на виході системи дешифрування. Результати розрахунків представлені в табл. 2.9.

Таблиця 2.9 – Сумарні похибки вимірювання деяких польотних параметрів

Назва параметру	МСРП-64		МСРП-256, ТЕСТЕР, БУР	
	$P_{обр} = 1,0\%$	$P_{обр} = 1,5\%$	$P_{обр} = 1,0\%$	$P_{обр} = 1,5\%$
Висота барометрична	1,82	2,14	1,44	1,82
Висота геометрична	3,67	3,84	3,50	3,67
Приладова швидкість	2,06	2,35	1,73	2,06
Число М	2,35	2,60	2,06	2,35
Перевантаження повздожне і бічне	3,5	3,67	3,32	3,50
Перевантаження нормальне	3,5	3,67	3,32	3,50
Курс гіромагнітний	1,81	2,13	1,43	1,81
Крен по показчик авігоризонту	1,97	2,27	1,62	1,97
Тангаж	2,35	2,60	2,06	2,35
Кут атаки	2,35	2,60	2,06	2,35
Швидкість крену	2,35	2,60	2,06	2,35
Швидкість рискання	2,35	2,60	2,06	2,35
Температура зовнішнього повітря	2,69	2,92	2,45	2,69
Положення педалей	2,35	2,60	2,06	2,35
Положення штурвала	2,35	2,60	2,06	2,35
Кут відхилення внутр. секц. РВ	2,35	2,60	2,06	2,35
Кут відхилення інтерцепторів	2,35	2,60	2,06	2,35
Кут відхилення РН	2,35	2,60	2,06	2,35
Кут відхилення закрилків	2,06	2,35	1,73	2,06
Положення РУД	2,35	2,60	2,06	2,35
Частота обертів роторів ВТ, НТ	1,83	2,14	1,45	1,83
Втрата палива	2,55	2,78	2,29	2,55
Кількість палива	3,5	3,67	3,32	3,50

Таким чином максимальна сумарна похибка надання інформації для вторинної обробки не перевищує 3 - 3,5% по більшості параметрів. У процесі вторинної обробки (виконання розрахунків) вказаний перші похибки можуть збільшитися. Тому необхідно зменшувати методичні похибки алгоритмів вторинної обробки і розрахунку зміни ЛТХ і тактико-економічних показників літака.

2.3.4 Огляд існуючих і перспективних систем збору і обробки польотної інформації

Останнім часом широкого поширення набули системи збору та автоматизованої обробки польотних матеріалів нового покоління, що дозволяють отримувати, зберігати і виконувати обробку інформації з використанням сучасних технологій і розрахункових методів безпосередньо на АТ. Приклади таких систем:

- а) бортова система збору та реєстрації польотних параметрів БУР-92;
- б) інтегрована аварійно-експлуатаційна система реєстрації та аналізу польотної інформації "КАРАТ" і наземна система обробки інформації "КАРАТ-Н" – розробник дослідне конструкторське бюро "Авіаавтоматика" (ВАТ "Прилад" м. Курск спільно з фірмою "МіГ", ДержНДІАС і фірмою Thales, ЕР БАСК-124, БІС-77);
- в) наземні системи обробки польотної інформації "Топаз-М", "ТопазМК";
- г) апаратно-програмний комплекс діагностики газотурбінних двигунів – розробник "ДержНДІ МО РФ" (експлуатації і ремонту авіаційної техніки);
- д) системи автоматизованої обробки польотної інформації «ДУЕТ», "модю", "КАРПАТИ", "МОНСТР" і "Беркут" (МНВП "Мегавей", НАУ, Науковий центр ЗС Збройних Сил України м.Київ).

У табл. 2.10 для порівняння наведені основні експлуатаційні характеристики систем реєстрації типу МСРПА, ТЕСТЕР, БУР і КАРАТ.

Таблиця 2.10 – Експлуатаційні характеристики БСРП

Найменування впливу	Найменування системи реєстрації			
	МСРП-64	ТЕСТЕР-УЗ	БУР-92	КАРАТ
Одиничний удар	200g тривалістю 10мс	200g тривалістю 10мс	1000g тривалістю 5мс	3400g тривалістю 5мс
Температура	1000 ^{°C} тривалістю 15хв.	1000 ^{°C} тривалістю 15хв.	1100 ^{°C} тривалістю 30хв.	1100 ^{°C} тривалістю 30хв.
Морська вода	36 г.	5 діб	36 г.	1 добу – 6000 м; 3 доби – 3м.
Агресивні рідини на борту ЛА	5 хв.	2 ч.	5 хв.	48 ч.
Статичні навантаження	1000 кг в напрямку всіх 3-х осей	-	22,6 кН в напрямку всіх 3-х осей протягом 5 хв.	22,25 кН у всіх напрямках протягом 5 хв.
Проникаючий удар	250 кг, площа торкання 1,6 см² ; висота падіння 1 м.	-	-	227 кг, діаметр наконечника 6,35 мм; висота падіння 3 м.
Збереження інформації	за останні 25-50 г. польоту	за останні 3 г. польоту	за останні 25 г. польоту	-
Напрацювання до відмови, ч	-	1000	-	8000
Маса комплекту, кг	-	21	(М2Т-3+5ИМ) 7,9	5,6

У табл. 2.11 проведено порівняння характеристик системи "ТЕСТЕР УЗЛ" до і після модернізації.

Таблиця 2.11 – Модернізація "ТЕСТЕР УЗ-Л (ЛК)"

Найменування характеристики	Блоки М2Т-3+5ИМ Системи «ТЕСТЕР»	ЗБН-Т
Вихідна інформація	Паралельний двійкового ходу	Паралельний двійкового ходу; послідовний інтерфейс RS-232
Надійність (середнє напрацювання до відмови), рік	1000	8000
Маса, кг	6,0 (М2Т-3) +1,9(5ИМ)	5,6
Габарити, мм	147×115×250 (М2Т-3) +136×93×161,5 (5ИМ)	147×115×250
Екстремальний вплив	ОСТ 103926-85	ОСТ 101080-95 (TSO 124)

2.4 Оцінка впливу тривалості експлуатації АТ на її основні технічні характеристики

2.4.1 Розробка математичної моделі руху літака по злітно-посадковій смузі

Рух літака в загальному випадку описується досить складною системою диференціальних рівнянь, серед яких рівняння швидкості польоту:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{1}{m} [P \cos \alpha_p - X_a - G \sin \theta] = g[n_{xa} - \sin \theta], \quad (2.2)$$

де m – маса літака; α_p – кут між векторами тяги і швидкості польоту літака; X_a – сила лобового опору.

Наведений вираз визначає рух літака в польоті в напрямку вектора швидкості. В цьому випадку вираз для тангенціального перевантаження, що входить вправу частину (2.2) записується у вигляді:

$$n_{xa} = \frac{P \cos \alpha_p - X_a}{G}, \quad (2.3)$$

При русі літака по злітно-посадковій смузі ($\theta=0$) складова $G \sin \theta$ перетворюється в нуль, але до діючих сил додаються нормальна і дотична реакції шасі.

В цьому випадку формули (2.2) і (2.3) будуть мати інший вид:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{1}{m} [P \cos \alpha_p - X_a - F] = gn_{xa}, \quad (2.4)$$

$$n_{xa} = \frac{P \cos \alpha_p - X_a - F}{G}. \quad (2.5)$$

Сили, що входять в рівняння (2.2 – 2.5) визначаються наступним способом:

$$Y_a = C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S = C_y^\alpha (\alpha - \alpha_0) \frac{\rho V^2}{2} S; X_a = C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S; F = (G - Y_a) f, \quad (2.6)$$

де ρ – щільність повітря; S – площа крила; C_y^α – похідна від C_y по α ; α_0 – кут атаки літака при нульовій підйомній силі; Y_a – під'ємна сила; f – коефіцієнт тертя кочення коліс по ЗПП; значення коефіцієнта тертя може

змінюватися в межах від 0,03 і до 0,06 в залежності від покриття ЗПС і погодних умов.

Аналіз формули (2.5) показує, що на початковому етапі розбігу літака по ЗПП тангенціальне перевантаження визначається в основному тягою силової установки, тому що лобовий опір в цьому випадку близький до нуля, а сила тертя всього становить 3...6% від ваги літака, що приблизно на порядок менше тяги. Вплив помилок у визначенні сил і F на функціональну залежність буде також незначним. Тому при визначенні зазначених сил в першому наближенні можна користуватися продувочним значенням коефіцієнтів M .

Бортові реєстратори записують приборну швидкість польоту літака V_i , яка відрізняється від індикаторної на величину поправок: аеродинамічній δV_a , на запізнення передачі повного тиску від ПВД до показника швидкості $\delta V_{зап}$, інструментальної $\delta V_{інст.}$ та поправкою на стиск $\delta V_{ст.}$

$$V_i = V_{пр} + \delta V_a + \delta V_{зап} + \delta V_{інст.} + \delta V_{ст.} \quad (2.7)$$

Сума всіх цих поправок невелика і тому приладова і індикаторна швидкості близькі між собою. Знаючи індикаторну швидкість, можна визначити справжню $V = V_i \sqrt{\rho_0 / \rho}$ швидкість, яка входить в рівняння (2.2 – 2.5). ρ і ρ_0 – дійсна густина повітря і щільність у землі при стандартних умовах.

У польоті, тяга може змінюватися в усьому діапазоні від малого газу і до максимального (форсажу), тому вона може бути в кілька разів більше або менше суми сил $(X_a + G_{\sin\theta})$. Самі сили X_a і $G_{\sin\theta}$ є функціями багатьох змінних: швидкості, висоти, кутів атаки, нахилу траєкторії і т.д. За цими перевагами варто віддати нагоди руху літака по ЗПС, оскільки при русі на 3-х опорах шасі кут атаки зберігається незмінним, кут нахилу траєкторії дорівнює нулю, а α_p кут зазвичай не перевищує $\pm 3^\circ$.

Силу лобового опору X_a і підйомну сила Y_a в цьому випадку змінюються тільки пропорційно квадрату швидкості, а $\cos \alpha_p$ виявляється близьким до 1.

Тяга СУ в обмеженому діапазоні швидкостей (розбіг по ЗПС) і незмінному положенні РУД може бути записана, використовуючи вирази для X_a і Y_a :

$$P(t_i) = P_o + \frac{dP}{dV} V(t_i) \quad (2.8)$$

вираз (2.5) можна записати у вигляді:

$$n_{x_a}(t_i) = a_0 + a_1 V(t_i) + a_2 V^2(t_i), \quad (2.9)$$

В даному вираженні коефіцієнти відповідно рівні:

$$a_0 = \frac{P_0}{G} - f; \quad a_1 = \frac{P^V}{G}; \quad a_2 = (C_{yaf} - C_{xa}) \frac{\rho S}{2G}, \quad (2.10)$$

де P_0 – тяга СУ при нульовій швидкості польоту літака; $P^V = dP/dV = dP/dV$ – похідна, що характеризує зміну тяги СУ при зміні швидкості польоту літака.

Коефіцієнти C_{ya} , C_{xa} являються функцією кута атаки. Тому, в загальному випадку, коефіцієнт a_2 також є функцією кута атаки. В окремому випадку розбігу літака по ЗПС на трьох опорах кут атаки постійний, тому $a_2 = \text{const}$.

Користуючись методами регресійного аналізу та "заморожуючи" коефіцієнти C_{ya} , C_{xa} , значення коефіцієнтів a_1 , a_2 , можна отримати з системи рівнянь:

$$\left. \begin{aligned} a_1 \sum_{i=1}^n (\Delta V_i)^2 + a_2 \sum_{i=1}^n (\Delta V_i \Delta V_i^2) &= \sum_{i=1}^n (\Delta V_i^2 \Delta n_{xa_i}) \\ a_1 \sum_{i=1}^n (\Delta V_i \Delta V_i^2) + a_2 \sum_{i=1}^n (\Delta V_i^2)^2 &= \sum_{i=1}^n (\Delta V_i^2 \Delta n_{xa_i}) \end{aligned} \right\} \quad (2.11)$$

При цьому 0 а можна визначити з виразу:

$$a_0 = n_{xa_{cp}} - a_1 V_{cp} - a_2 V_{cp}^2 \quad (2.12)$$

де $n_{xa_{cp}}$ і V_{cp} – середні значення тангенціального перевантаження і виправленої приладової швидкості польоту літака, значення яких можуть бути знайдені в наступний спосіб:

$$n_{xa_{cp}} = \frac{\sum_{i=1}^n n_{xa_i}}{N}; \quad V_{cp} = \frac{\sum_{i=1}^n V_i}{N}, \quad I = 1 \dots N \quad (2.13)$$

де n – номер елемента відповідних векторів вимірювань тангенціальне перевантаження і виправленої приладової швидкості; N – кількість елементів в векторній послідовності.

Значення i -х елементів векторів $\{\Delta V\} \geq \{\Delta n_{xa}\}$, входять в систему (2.11), визначаються за формулами:

$$\Delta V_i = V_i - V_{cp} \quad i \quad \Delta n_{xa_i} = n_{xa_i} - n_{xa_{cp}} \quad (2.14)$$

Коефіцієнти a_0 , a_1 характеризують величину і темп змінення тяги СУ. Величина коефіцієнта a_2 характеризує аеродинамічний стан планера літака. З алгоритму (2.8 – 2.14) випливає, що оцінки P_0 , C_{xa} можуть бути знайдені за відомими значеннями коефіцієнтів a_0 і a_2 при відомих величинах G і f .

Однак при його використанні, виникають значні труднощі, які можуть бути пояснені впливом на процес обчислень наступних факторів:

- наявність значної методичної похибки;
- наявність значних похибок вихідної інформації, яка використовується при виконанні розрахунків, викликане недосконалістю вимірювальної апаратури.

Як показує практика, використання запропонованого методу без урахування приведених вище факторів, призводить до того, що в більшості розглянутих випадків система (2.11) виявляється вироджена, в результаті чого втрачається визначеність коефіцієнтів a_0 , a_1 , a_2 рівняння (2.9). Тому дуже часто не вдається отримати правдоподібні оцінки P_0 , і C_{xa} . У зв'язку з цим необхідно мати чіткі уявлення про природу виникнення того чи іншого чинника, що дозволить виробити рекомендації щодо зниження їх впливу на точність обчислень. Методичні похибки присутні в тій чи іншій мірі при вирішенні будь-якого роду інженерних задач. Наявність значних похибок вихідної інформації пояснюються дією на систему «літак - БСРП» усіляких збурень з боку навколишнього середовища, а також всередині самої системи вимірювання та реєстрації. Величина методичної похибки залежить головним чином від вибору ділянки обробки польотних залежностей.

2.4.2 Зменшення методичної похибки визначення характеристик

З метою мінімізації похибки методу необхідно скористатися відомими положеннями теорії похибок та інформацією про точність вимірювання деяких параметрів польоту, приведеної в табл. 2.4.

Передбачається, що існує режим польоту літака, для якого впливом похибок визначення окремих складових виразу (2.5) можна знехтувати без ризику суттєвого зниження точності основних обчислень.

Для аналізу режимів, що забезпечують максимальну достовірність визначення тяги СУ і коефіцієнта лобового опору планера, скористаємося виразом, отриманим для тяги з (2.5). Він має наступний вигляд:

$$P = Gn_{xa} + X_a + F \quad (2.15)$$

Якщо прийняти, що аеродинамічні коефіцієнти C_{ya} , C_{xa} , а також коефіцієнт тертя катання f відомі, то тяга СУ в будь-який момент часу польоту може бути визначена через параметри, які реєструються в польоті і вага літака.

$$P = f(n_x, n_y, \alpha, V, G) \quad (2.16)$$

Скористаємося цим для отримання виразу для знаходження абсолютного значення похибки визначення тяги СУ. Відомо, що якщо деяка величина u може бути знайдена на основі прямих вимірювань інших величин, тобто

$$u = \Phi(x, y, z, \dots), \quad (2.17)$$

де x, y, z – параметри, які вимірюються безпосередньо, то величина сумарної абсолютної похибки u може бути знайдена з наступного виразу:

$$\delta u = \sqrt{\left(\frac{\partial u}{\partial X} \delta X\right)^2 + \left(\frac{\partial u}{\partial y} \delta y\right)^2 + \left(\frac{\partial u}{\partial z} \delta z\right)^2 + \dots}, \quad (2.18)$$

Застосувавши вказаний прийом до (2.15) отримаємо вираз для сумарної абсолютної похибки визначення тяги СУ:

$$\delta P = \sqrt{\left(\frac{\partial P}{\partial n_{Xa}} \delta n_{Xa}\right)^2 + \left(\frac{\partial P}{\partial X_a} \delta X_a\right)^2 + \left(\frac{\partial P}{\partial F} \delta F\right)^2}, \quad (2.19)$$

$$\text{або } \delta P = \sqrt{\delta P_{n_{Xa}}^2 + \delta P_{X_a}^2 + \delta P_F^2}, \quad (2.20)$$

де $\delta P_{n_{Xa}} = \frac{\partial P}{\partial n_{Xa}} \delta n_{Xa}$; $\delta P_{X_a} = \frac{\partial P}{\partial X_a} \delta X_a$; $\delta P_F = \frac{\partial P}{\partial F} \delta F$ – місцеві похибки непрямого вимірювання тяги СУ, які визначаються похибками вимірювань тангенціального перевантаження, лобового опору і тертя відповідно.

Вираз (2.20) отримано для умови, що похибка визначення ваги літака відсутня. Точність визначення ваги літака на землі досить велика (похибка не перевищує 0,1-0,3% від повної ваги літака) і тому не робить істотного впливу. До того ж, через порівняно малу тривалість розглянутої ділянки (60...90с польоту літака), величину G може вважати постійної на всій її довжині.

Значення похідних від тяги за параметрами, n_{Xa} , X_a і F , отримаємо шляхом диференціювання вираження (2.15) тоді:

$$\frac{\partial P}{\partial n_{Xa}} = G; \quad \frac{\partial P}{\partial X_a} = 1; \quad \frac{\partial P}{\partial F} = 1. \quad (2.21)$$

Користуючись визначенням відносної похибки вимірювання, отримаємо:

$$\delta n_{Xa} = n_{Xa} \bar{\delta} n_{Xa}; \quad \delta X_a = X_a \bar{\delta} X_a; \quad \delta F = F \bar{\delta} F; \quad (2.22)$$

де символом $\bar{\delta}$ межею позначені значення відносних похибок відповідних параметрів.

Зчення параметрів, розташованих в правій частині виразу (2.15), можна записати через параметри, які реєструються в польоті. З огляду на це, а також враховуючи вирази (2.19), (2.16) і (2.22), визначимо значення відносних і абсолютних похибок складових $G n_{Xa}$, X_a , F , а також абсолютної похибки непрямого вимірювання тяги СУ для різних режимів польоту літака.

Похибка вимірювання тангенціального перевантаження визначається точністю вимірювання n_x , n_y і α , точність вимірювання яких в свою чергу залежить від класу точності відповідних вимірників. Так табл. 2.6 для датчиків МП-95, встановлених в каналах вимірювання поздовжнього і

нормального перевантажень, величина відносних наведених похибок $\bar{\delta}n_x$ і $\bar{\delta}n_y$ не перевищує 0,03.

Для випадку руху літака по ЗПС кут атаки дорівнює нахилу поздовжньої осі літака плюс кут установки крила. Значення цих кутів відомо досить точно. Відхилення фактичного значення кута атаки від його істинного значення може бути викликано порушенням технології заправки стійок шасі або нерівностями ЗПС. Величина відхилення 1-2 градуси. Тому при виконанні розрахунків необхідний контроль величини істинного α . Такий контроль можливий при наявності надійної інформації про нахилі ЗПС і фактичного значення кута тангажа літака при його русі по ЗПС.

Для випадку польоту літака зі швидкістю понад 140-150 км/год, що пов'язано з обмеженням за мінімальним швидкісним напором (для існуючих вимірювачів кута атаки 900-1000 Н/м²), похибка вимірювання коливається в межах 0,3-0,4 град. і носить випадковий характер, оскільки датчик кутів атаки являє собою коливальна ланка з малим коефіцієнтом загасання коливань (ДУАС-61: $\xi=0,01$; $T^{-1} = 82$ 1/с). Гранична відносна похибка вимірювання для більшості датчиків кутів атаки лежать в межах 0,008...0,015.

Використовуючи інформацію проб відносних погрішності $\bar{\delta}n_x$ і $\bar{\delta}n_y$, $\bar{\delta}\alpha$, отримаємо, що відносна похибка вимірювання тангенціального перевантаження не перевищує 0,03...0,035. Однак її значення може бути значно вище. Особливо це характерно для польоту літака на перехідних режимах, де має місце різка зміна кута атаки. Збільшення похибки вимірюванням n_{xa} на цих режимах польоту пояснюється наявністю значної динамічної похибки вимірювання, в деяких випадках може досягати 30 і більше відсотків.

З огляду на припущення про те, що аеродинамічні коефіцієнти та коефіцієнт тертя відомі точно, отримаємо, що похибки вимірювання сили X_a і сили тертя залежать від величини похибок вимірювання α і V :

$$\bar{\delta}X_a = \bar{\delta}F = \bar{\delta}\alpha + 2\bar{\delta}V \quad (2.23)$$

Використовуючи інформацію табл. 2.6 отримуємо, що граничні відносні похибки непрямого вимірювання X_a і F змінюється в межах від 0,07 до 0,077.

Для отримання значень абсолютної похибки непрямого вимірювання тяги СУ для різних режимів польоту літака, крім уже відомих значень, $\bar{\delta}X_a$ і $\bar{\delta}F$, скористаємося залежностями $C_{ya}(\alpha)$, $C_{ya}(C_{xa})$, а також висотношвидкісними характеристиками двигунів, які наведені в тех. документації літаків.

Маючи записи зміни польотних параметрів, отриманих в реальному польоті і підставляючи їх в (2.20). Враховуючи вираз (2.21) і (2.22), а також, використовуючи зазначені залежності, отримаємо значення граничної абсолютної похибки вимірювання тяги СУ для всього діапазону режимів польоту літака.

На рис. 2.5 показані залежності тяги СУ P , сили лобового опору X_a , сили тертя F , складовою Gn_{xa} , місцевих похибок вимірювання тяги $\delta P_{n_{xa}}$,

δP_{X_a} , δP_F , а також граничної абсолютної похибки тяги по швидкості польоту, отримані для літака Ан-72.

З рисунка виходить, що на малих швидкостях помилка визначення тяги СУ δP практично повністю визначається точністю вимірювання тангенціального перевантаження n_{X_a} . Вплив інших складових суттєво не впливає на точність визначення тяги.

У діапазоні швидкостей польоту, відповідних руху літака по ЗПС (на рисунку 2.5 зона 1), похибка вимірювання тангенціального перевантаження становить від 80 до 90% похибки визначення тяги. При збільшенні швидкості руху літака зростає його лобовий опір зі збільшенням X_a зростає ступінь її впливу на точність виявлення тяги СУ.

З цього випливає, що при забезпеченні гарної достовірності вимірювання тангенціального перевантаження і швидкості польоту літака найбільш прийнятним режимом визначення тяги є режим руху літака по ЗПС (режим розгону). Похибкою оцінки сили лобового опору X_a через її малого впливу на точність основних обчислень на даному режимі польоту можна знехтувати.

Під похибками оцінки лобового опору X_a розуміється:

- а) помилки, що виникають в результаті неточного визначення коефіцієнта C_{X_a} за наявними в технічній документації залежностям;
- б) похибки, викликані відсутністю відомостей про відхилення фактичного значення коефіцієнта C_{X_a} від його ж значення, яке наведене в технічній документації та інші.

Виходячи з умов застосування алгоритму ($f=\text{const}$; $\alpha=\text{const}$), режим визначення тяги СУ може бути обмежений ділянкою руху літака з моменту досягнення поздовжнім перевантаженням свого максимального значення ($n_x = n_{x \max}$) і до початку підйому передньої стійки. На зазначених швидкостях польоту не може гарантіроваться висока точність визначення C_{X_a} , що пов'язано, по-перше, з низькими значеннями C_{X_a} , які реалізуються на даному режимі польоту літака, а по-друге, з кінцевою точністю самого методу і вихідній інформації.

Виходячи з цього, а також з аналізу рис. 2.5 випливає, що для забезпечення прийнятної точності визначення C_{X_a} його розрахунки повинні виконуватися на режимах, які характеризуються порівняно великими швидкостями руху літака.

В якості вихідної інформації при виконанні розрахунків аеродинамічних характеристик буде використана інформація, отримана БСРП для режимів, які максимально відповідають умовам стійкого польоту. Як показують дослідження записів польотів літаків різних типів (системи реєстрації типу МСРПА-64, ТЕСТЕР-УЗ, РЕГАТА на літаках Іл-76, Ан-72, МіГ-29 і Ан-70), найбільш прийнятним режимом для вирішення зазначеного завдання є режим польоту літака від початку збирання шасі до початку збирання механізації. Він характеризується плавністю зміни поздовжнього і нормального перевантаження, швидкості польоту, що забезпечує порівняно високу точність обчислень.

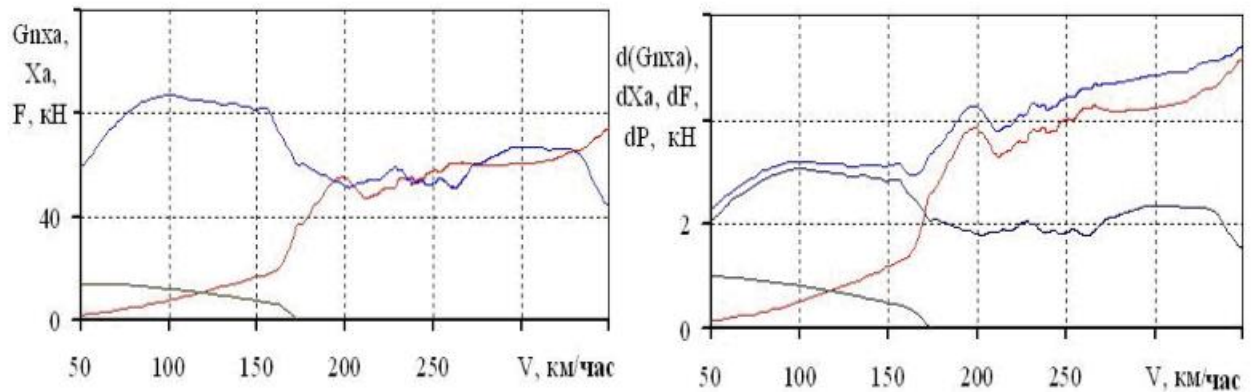


Рисунок 2.5 – До питання визначення режиму обробки польотних параметрів.

Незмінність режиму роботи СУ, збільшення в 2-3 рази значення коефіцієнта лобового опору C_{Xa} в порівнянні з режимом розбігу літака, а також порівняно великий діапазон реалізованих кутів атаки дозволяє використовувати даний режим в якості базового для отримання статистичних залежностей $C_{Xa}(\alpha_i)$, $C_{Xa}(C_{ya})$ а також для визначення фактичного значення $C_{Xa 0}$.

Таким чином велика методична похибка, яка виникає в зв'язку з ігноруванням кореляційної зв'язку між P і X_a для різних швидкостей польоту може бути знижена вибором в якості вихідних режимів:

- режим розбігу літака з моменту досягнення $n_x = n_{x max}$ і до початку підйому передньої ноги – для визначення P ;
- політ з моменту початку збирання шасі і до моменту початку збирання механізації – для визначення C_{Xa} .

2.4.3 Розробка алгоритму визначення тяги силової установки з використанням записів бортових систем реєстрації

Задачі визначення тяги СУ літака багатопланова і вимагає розгляд ряду проблем, пов'язаних головним чином з підвищенням точності визначення вихідної інформації. У зв'язку з цим алгоритм розрахунку тяги P_o СУ можна звести до наступного:

- **підготовка масивів вихідних даних.** Дешифрування записів польотних параметрів, формування масивів, що реєструються і не реєструються системами об'єктивного контролю вихідних даних, підготовка масивів до подальшої обробки;
- **вибір режиму обробки записів польотних параметрів;**
- **первинна обробка масивів вихідних даних включає:**
 - 1) діагностику і усунення аномальних вимірювань (збоїв) із записів польотних параметрів;
 - 2) зниження величини випадкової похибки вимірювання і реєстрації польотних параметрів (фільтрація масивів вихідних даних, згладжування)

- 3) синхронізація параметрів (приведення вимірювань до єдиних моментів часу);
 - 4) видалення систематичних похибок із записів польотних параметрів;
- вибір виду полінома, що характеризує функціональну залежність тяги від параметрів польоту і визначення коефіцієнтів цього полінома;
 - розрахунок за отриманими значеннями коефіцієнтів полінома значення тяги для фіксованих значень маси літака, тиску і температури повітря (m , P_H , t_H);
 - перетворення результатів розрахунків до стандартних атмосферних умов польоту.

Схема алгоритму визначення тяги силової установки приведена на рис. 2.6.

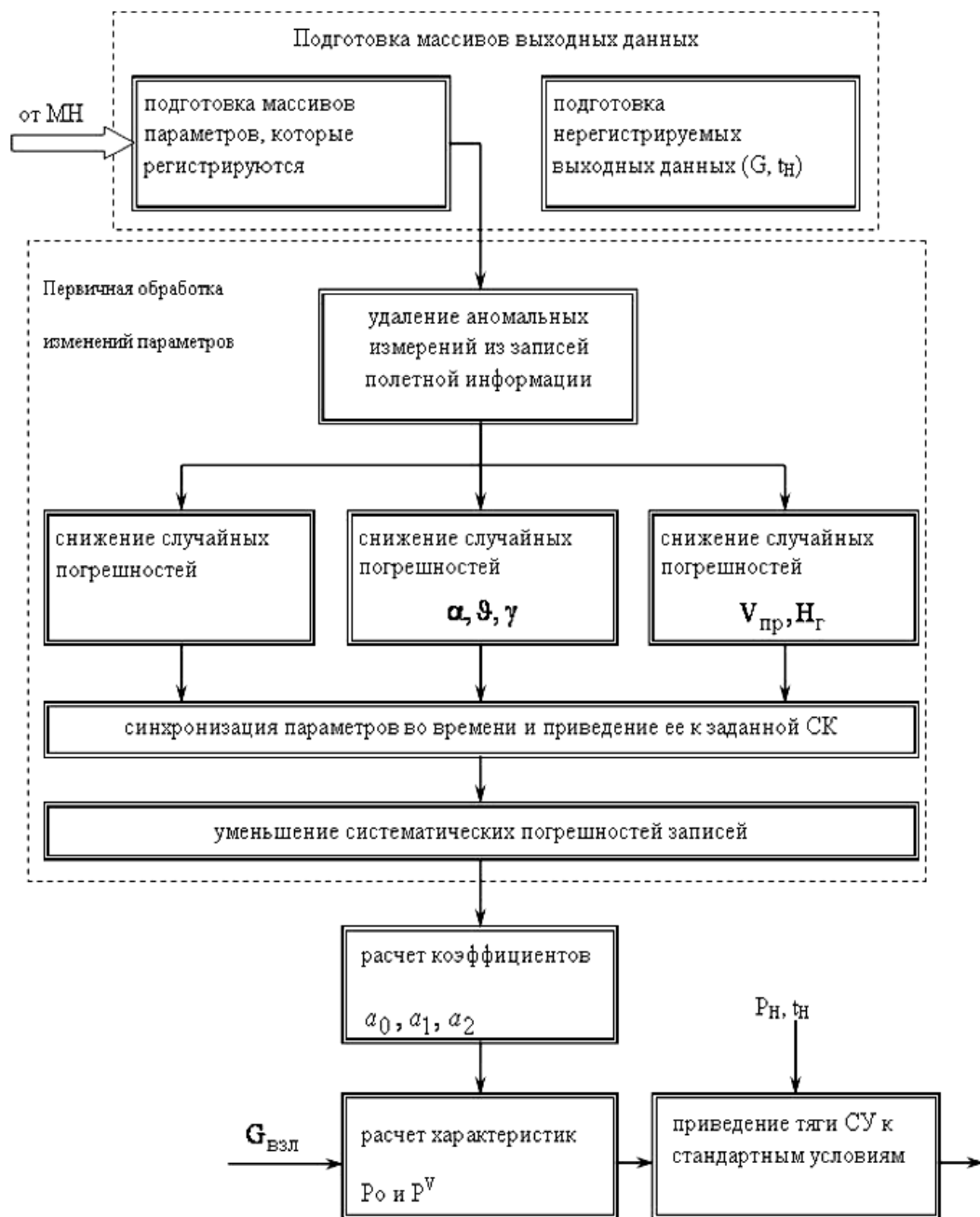


Рисунок 2.6 – Алгоритм визначення тяги СУ літака по записах БСРП

Структура наведеного алгоритму не залежить від типу ЛА. Зміни можливі тільки при виконанні кожного з перерахованих пунктів окремо.

2.4.4 Обробка матеріалів польотів літака. Визначення фактичного значення тяги силової установки

Розглянемо реалізацію даного алгоритму на прикладі обробки записів, отриманих системою реєстрації ТЕСТЕР-УЗ, якою обладнаний літак Ан-72. Дешифрування польотних параметрів і формування масивів вихідних даних виконувалося системами автоматизованої обробки ДУЕТ і МОДО, реалізовані у вигляді програмних пакетів, здатних виконувати різні види статистичної та функціональної обробки польотної інформації, а також дозволяють представляти результати обробки в найбільш зручному для використання вигляді.

Спочатку первинної обробки польотної інформації виконується видалення аномальних вимірювань. Від якості виконання цього етапу обробки залежить якість кінцевих результатів. Етап обробки полягає в використанні алгоритмів фільтрації, які дозволяють значно зменшити величину випадкової складової похибки вимірювань. З використанням алгоритму визначення тягових характеристик СУ літака, рис. 2.6 були оброблені записи 30 вильотів літака Ан-72 (таб. 2.1).

Значення таб. 2.1 отримані при різних значеннях температури і тиску. Це вносить додаткову похибку в отримані результати. З метою підвищення достовірних результатів розрахунків приведемо їх до умов стандартної атмосфери.

2.4.5 Приведення тяги силової установки до стандартних умов

Умови експлуатації літака можуть впливати на величину тяги силової установки літака. Цей вплив позначається в основному через зміни атмосферного тиску і температури навколишнього середовища. При роботі СУ в області режимів, де відсутні обмеження по повному тиску за компресором $p_{k\max}^*$ або потужності $N_{e\max}$, а також при зміні тиску навколишнього середовища (швидкість M_H і висота H не змінюються) наведені частоти обертання роторів при будь-якому законі управління двигуна залишаються постійними. З цієї причини зберігається подібність режимів роботи силової установки. Це означає сталість всіх відносних параметрів газового потоку і коефіцієнта корисної дії (ККД) елементів силової установки.

Звідси випливає, що зміна тиску навколишнього середовища призводить до пропорційної зміни тиску газового потоку у всіх перетинах проточної частини двигуна. Оскільки температура навколишнього середовища не змінюється, тому в даному випадку і тяга, і витрата повітря

через двигун змінюються пропорційно зміні тиску навколишнього середовища. При цьому питома витрата палива залишається постійним.

Таблиця 2.12 – Результати розрахунку тяги СУ (2ХД-36) літака Ан-72

№	Дата польоту	m,кг	a_0	a_1	a_2	dP кг*с	P_0
1	06.01.05	28600	0,328	-0,000331	$-3,83 \times 10^{-5}$	-9,27	10448
2	28.01.05	31200	0,295	-0,000314	$-3,25 \times 10^{-5}$	-9,79	10866
3	12.02.05	31200	0,284	-0,000335	$-2,93 \times 10^{-5}$	-10,45	10584
4	12.02.05	29200	0,2918	0,000308	$-1,90 \times 10^{-5}$	9,05	10126
5	15.03.05	29200	0,3053	-0,000319	$-3,28 \times 10^{-5}$	-9,32	10519
6	02.07.05	26560	0,338	-0,000347	$-6,76 \times 10^{-5}$	-9,22	10709
7	12.07.05	2990	0,291	-0,000355	$-3,14 \times 10^{-5}$	-10,59	10347
8	21.08.05	31200	0,2823	-0,000319	$-1,16 \times 10^{-4}$	-9,93	10523
9	08.10.05	24760	0,348	-0,0004	$-8,30 \times 10^{-5}$	-9,90	10015
10	16.10.05	26960	0,353	-0,000349	$-6,00 \times 10^{-5}$	-9,42	11000
11	22.01.06	30960	0,286	-0,00034	$-2,46 \times 10^{-5}$	-10,53	10566
12	27.01.06	30660	0,296	-0,000348	$-4,14 \times 10^{-5}$	-10,66	10751
13	17.02.06	32000	0,257	-0,000307	$-2,52 \times 10^{-5}$	-9,82	10000
14	16.03.06	29160	0,312	-0,000319	$-5,17 \times 10^{-5}$	-9,32	10693
15	23.02.06	31120	0,29	-0,000315	$-1,84 \times 10^{-5}$	-9,81	10720
16	18.07.06	27060	0,32	-0,000330	$-6,0 \times 10^{-5}$	-8,93	10213
17	22.07.06	29000	0,261	-0,000343	$-6,51 \times 10^{-5}$	-9,95	9169
18	01.08.06	31200	0,32	-0,000306	$-7,73 \times 10^{-5}$	-9,54	11764
19	10.08.06	30960	0,286	-0,000326	$-4,70 \times 10^{-5}$	-10,11	10571
20	12.08.06	31060	0,266	-0,000313	$-4,20 \times 10^{-5}$	-9,72	9962
21	02.02.07	30960	0,28	-0,000319	$-4,31 \times 10^{-5}$	-9,87	10373
22	20.02.07	27500	0,316	-0,000385	$-4,14 \times 10^{-5}$	-10,2	9842
23	20.05.07	29900	0,292	-0,000326	$-2,50 \times 10^{-5}$	-9,74	10368
24	22.06.07	31200	0,263	-0,000328	$-4,10 \times 10^{-5}$	-10,23	9927
25	22.07.07	29100	0,302	-0,000316	$-4,20 \times 10^{-5}$	-9,20	10402
26	11.08.07	29500	0,268	-0,000341	$-3,44 \times 10^{-5}$	-10,06	9539
27	02.09.07	30100	0,313	-0,000328	$-3,60 \times 10^{-5}$	-9,51	11063
28	26.10.07	29500	0,307	-0,000318	$-6,65 \times 10^{-5}$	-9,38	10688
29	12.11.07	28000	0,296	-0,000314	$-2,55 \times 10^{-5}$	-8,78	9841
30	22.12.07	28400	0,312	-0,000324	$-2,61 \times 10^{-5}$	-9,20	10433

При постійній швидкості польоту літака змінюється температура на вході в двигун. При цьому змінюються приведені частоти обертання роторів

при будь-яких законах управління, крім $n_{нд пр} = \text{const}$. Це викликає зміне режиму роботи двигуна і всіх його параметрів.

Збільшення температури навколишнього середовища призводить до зниження тяги (потужності) двигуна. Погіршується також економічність двигуна внаслідок зниження його внутрішнього ККД. Також це може привести до неузгодженості режимів роботи повітрязбірників двигуна і викликати тим самим додаткове падіння ефективної тяги силової установки літака. Значне зниження тяги (потужності) газотурбінного двигуна при збільшенні температури навколишнього середовища слід враховувати при експлуатації ЛА в умовах жаркого клімату. Так, підвищення температури повітря на 30° (півняно з вихідної) може викликати зниженням тяги (потужності) двигуна на 20...30%.

При низьких значеннях двигуни мають певний надлишок тяги (потужності), що робить допустимим (і навіть доцільним з точки зору збільшення ресурсу двигуна і отримання стабільних величин злітної тяги) деяке зниження температури газів перед турбіною в області низьких значень температури повітря на вході в двигун. Зміна температури навколишнього середовища і атмосферного тиску турбореактивних двигунів (ТРД) в загальному випадку може бути враховано виразом, отриманим за методом диференціальних поправок:

$$\delta P_{t_H, p_H} = P_o \left[\frac{\delta p}{p_o} - k_t \frac{\delta T}{T_o} \right], \quad (2.24)$$

де $\delta P_{t_H, p_H} = P_{t_H, p_H} - P_o$ – збільшення тяги силової установки, що викликано невідповідністю фактичних умов польоту літака стандартних атмосферних умов (САУ); $\delta p = p_H - p_o$ – різниця фактичного значення барометричного тиску і тиску, що відповідає САУ; $\delta T = T_H - T_o$ – різниця фактичного значення температури зовнішнього повітря і температури, що відповідає САУ.

Беручи для ТРД $k_t = 2,5$ і відповідно для САУ $P_o = 760$ мм.рт.ст., $T_o = 288$ К, $T = 273 + t^\circ \text{C}$, вираз (2.24) може бути переписано:

$$\delta P_{t_H, p_H} = P_o \left[\frac{p}{760} - \frac{t}{144} - 0,896 \right]. \quad (2.25)$$

При виконанні приведення тяги СУ до стандартних умов необхідно враховувати закони управління, реалізовані на розглянутих типах АТ. В даний час в авіації користуються ЛА, оснащені, в більшості своїй, двигунами третього і четвертого покоління, які характеризуються високими значеннями ступеня підвищення тиску в компресорі ($\pi_k^* = 20 \dots 30$) і температурою газу перед турбіною ($T_T^* = 1400 \dots 1650$ К), разом з конструктивними особливостями, накладає великий відбиток на формування їх законів управління. Знаючи схему АД і області його використання можна визначити закони, за якими він регулюється.

При формуванні законів управління АТ виходять з того, що кількість керованих параметрів двигуна повинна відповідати кількості керуючих

факторів. Як керованих параметрів сучасних ГТД в залежності від типу приймаються, як правило, частота обертання ротора високого тиску $n_{вт}$, частота обертання ротора низького тиску $n_{нт}$, наведена частота обертання ротора низького тиску $n_{ндпр}$, температура газу перед турбіною T_T^* . Крім того, в разі форсованих двигунів додатковими керованими параметрами вибираються:

а) для одновального ТРД форсованого (Ф) – температура за турбіною T_T^* ;

б) для двохвального ТРД (Ф) – температура в форсажній камері згоряння T_Φ^* .

У разі ж двоконтурних ТРД (ТРДД) без змішування потоків, крім вище названих параметрів, як керованих параметрів, як правило, вибираються коефіцієнт підвищення тиску π_{k_Σ} і температура за турбіною середнього тиску $T_T^* CT$. Величина π_{k_Σ} в даному випадку замінює $n_{нд}$. Як керуючі параметри зазвичай використовують:

а) витрата палива G_T – практично для всіх існуючих ВМД;

б) G_T , $G_{T,\Phi}$, площа критичного перетину сопла F_{KP} – для ТРДД (Ф) зі змішанням потоків.

Завдання закону зміни одного з керованих параметрів повністю визначає закон зміни інших параметрів, в тому числі тяги СУ, питомої витрати палива. Саме це і повинно враховуватися при реалізації алгоритму приведення тяги СУ до стандартних умов. Як показано вище, зовнішні умови можуть впливати на режим роботи СУ через зміну температури повітря на вході в двигун. Тому закони управління ГТД представляють у вигляді залежностей керованих параметрів і інших величин від температури повітря на вході в двигун T_H .

На рис. 2.7 і 2.8 наведена програма управління двигуном Д-36 по T_H , а також залежно деяких параметрів зазначеного двигуна від T_H і висоти H при $M_H = 0$. Як видно з рис. 2.7, для управління двигуном Д-36 використовується поєднання 3-х законів управління: $\pi_{k_\Sigma} = \text{const}$; $n_{нд} = \text{const}$; $T_T^* CT = \text{const}$.

Сталість π_{k_Σ} забезпечує в даному випадку незмінності злітної тяги двигуна, рис. 2.7, в діапазоні температур навколишнього середовища $T_H < 290$ К. У польоті на великих висотах двигун працює при $T_T^* CT = \text{const}$. При температурах $T_H > 290$ К настає обмеження по $T_T^* CT = \text{const}$. Для оцінки впливу частоти обертання використовуються дросельні характеристики двигуна.

Практика обробки польотних параметрів показала, що частоти обертання роторів двигуна незначно відрізняється від розрахункових умов. Визначивши значення похідної $\frac{dP}{dn}$ відповідно для першого, другого і іншого двигунів поблизу максимальної частоти обертання можна визначити поправки до тяги по частоті обертання.

Знаючи значення фактичної частоти обертання роторів двигунів, одержувані із записів бортових самописців, знаходимо сумарне відхилення тяги від максимальної величини:

$$\delta P_{n_D} = \frac{dP}{dn_D} \sum_{i=1}^{n_D} (n_{Dmax_i} - n_{D_i}), \quad (2.26)$$

де n_D - кількість двигунів СУ літака.

На малюнках C_{yD} – питома витрата палива.

При визначенні сумарного відхилення тяги використовується і частота обертання ротора високого, низького або середнього тиску, реєструється на борту літального апарату. Значення n_{Dmax} визначається з керівництва з льотної експлуатації літака або інструкції з технічної експлуатації двигуна.

Сумарна зміна тяги СУ за рахунок зовнішніх умов і частоти обертання буде дорівнює:

$$\delta P = \delta P_{t_H \cdot P_H} + \delta P_n. \quad (2.27)$$

У табл. 2.2 представлені результати приведення тяги СУ літака Ан-72, отриманих за допомогою алгоритму (2.24) – (2.27). Вихідні дані для приведення бралися з табл. 2.1. Приведення тяги здійснювалося відповідно до програмами управління, представлені на рис. 2.8.

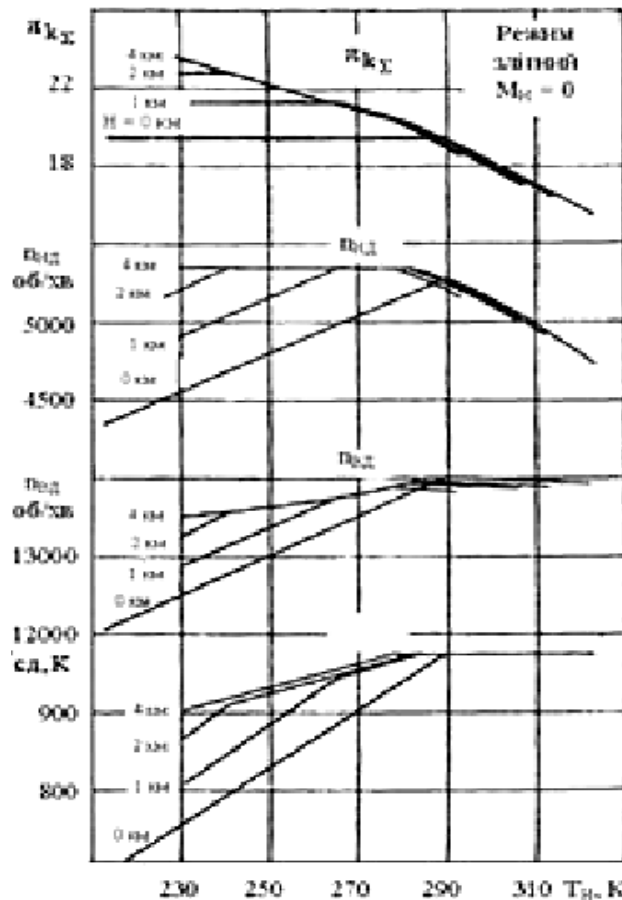


Рисунок 2.7 – Програма управління двигуна Д-36

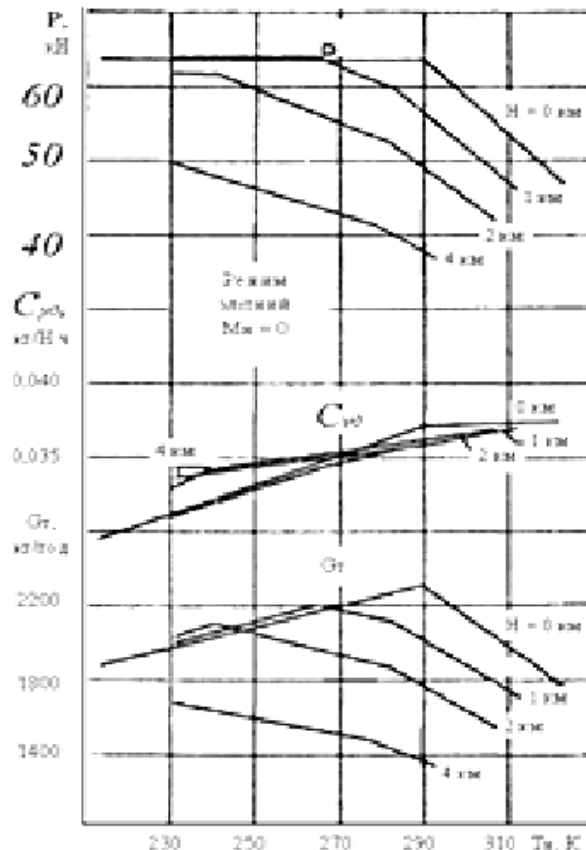


Рисунок 2.8 – Зміна параметрів двигуна Д-36 в залежності від температури навколишнього середовища T_H

На рис. 2.9 приведені записи наведених в протоколі параметрів, для запропонованого в 2.8 політ літака Ан-72. Там же наведені записи аналогових сигналів положення механізації крила і бінарного сигналу прибирання шасі.

На рис. 2.9 вертикальними лініями виділені три характерних ділянки:

I - політ з випущеними шасі і злітної конфігурації крила (збільшення ΔC_x шасі для зазначеного літака становить 0,015);

II - політ літака з прибраними шасі і злітної конфігурації крила;

III - політ літака з прибраними шасі і з польотної конфігурації крила.

Як впливає з малюнка, найбільш прийнятним для виконання вибірки являє собою ділянка II записів характеризується незмінністю польотної конфігурації і має порівняно велику тривалість в порівнянні з іншими розглянутими ділянками польоту. Крім того, ця ділянка найбільш повно відповідає вимогам сталого польоту літака.

Вибір значень польотних параметрів може виконуватись і з ділянки I, а саме з тієї частини, яка безпосередньо прилягає до ділянки записів польоту літака II і де відсутні значні зміни значень більшості обраних польотних параметрів. Однак в разі використання інформації з ділянки I необхідно вводити відповідні поправки на величину збільшення коефіцієнта лобового опору шасі може виявитися не зовсім коректним.

Режим польоту літака від моменту збирання шасі і до моменту початку збирання механізації крила, який позначений на малюнку римською цифрою

II, вони все-таки не є вирішальними при вирішенні такого важливого питання, як вибір режиму польоту літака, що забезпечує прийнятну точність виконання розрахунків.

Тяга розглядається як функція швидкості польоту літака і напруцювання СУ $P = f(V, \tau_{HD})$.

При відомих значеннях P_0 і P^V , (табл. 2.1, 2.2), а також при відомих τ_{HD} і $P^{\tau_{HD}}$ можна без зусиль визначити значення тяги СУ в будь-який момент його роботи. На рис. 2.10 представлена блок схема розрахунку аеродинамічних характеристик за отриманими вибірковыми даними.

При виконанні розрахунків передбачається, що залежність $C_{ya}(\alpha)$ в процесі експлуатації літака є незмінною. У випадку для симметричного ЛА, при польоті на помірних кутах атаки залежність $C_{xa}(C_{ya})$ являє собою квадратичну параболу, що зміщена, в загальному випадку, по осі C_{xa} . Рівняння поляри для таких ЛА матиме такий вигляд:

$$C_{xa} = C_{x0} + AC_{ya}^2, \quad (2.28)$$

де A – коефіцієнт, що характеризує опір ЛА, який залежить від підйомної сили (коефіцієнт відвалу поляри).

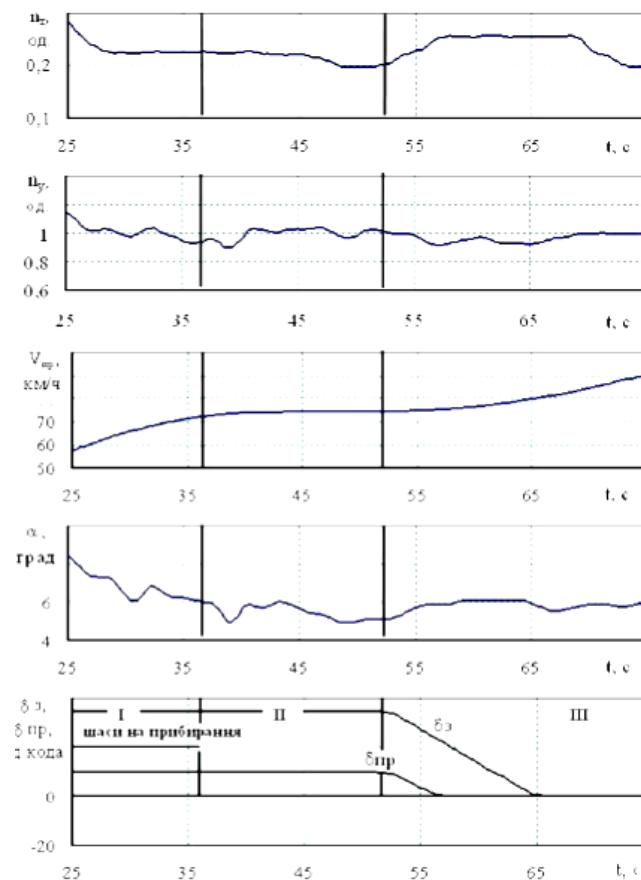


Рисунок 2.9 – До вибору ділянки польоту літака при визначеній її аеродинамічних характеристик

У загальному випадку він може бути знайдений за формулою:

$$A = \frac{1}{\pi \lambda_{\text{еф}}}, \quad (2.29)$$

де $\lambda_{\text{еф}}$ – деяке ефективне подовження крила, в загальному випадку функцією продовження, стрілоподібності і звуження крила.

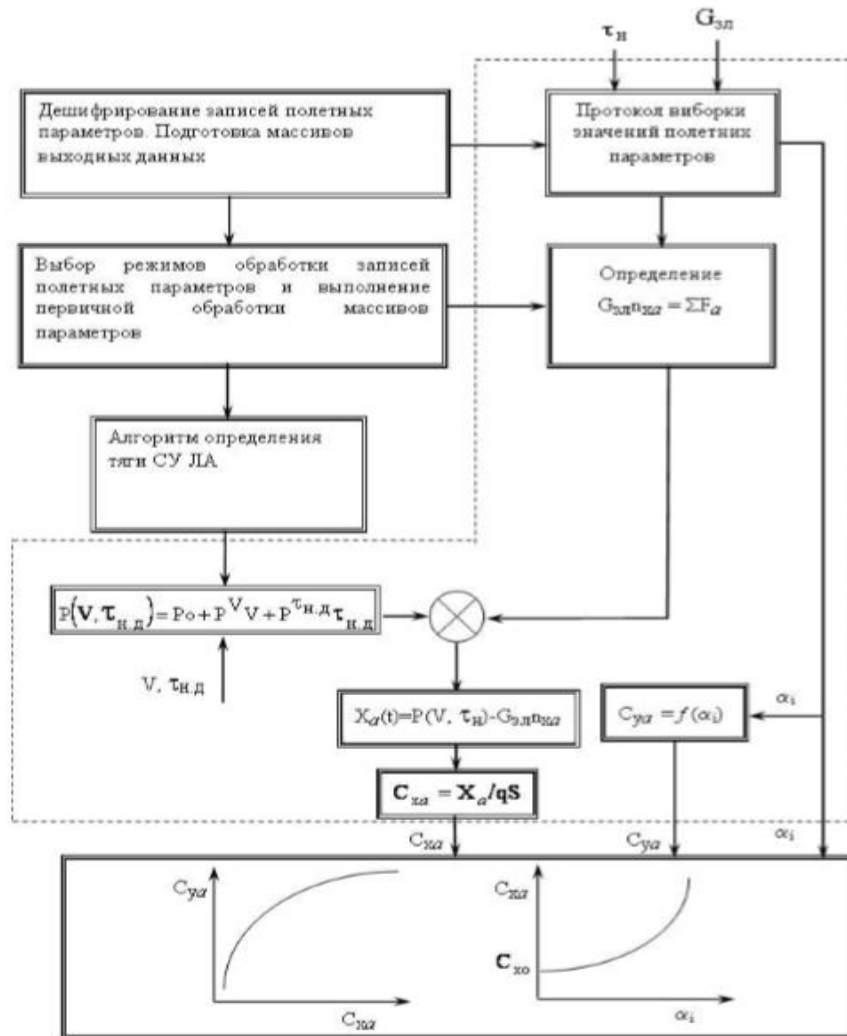


Рисунок 2.10 – Алгоритм розрахунку полярні літака і коефіцієнтів C_{X0}

Для несиметричних ЛА (більшість транспортних літаків) мінімальне значення коефіцієнта лобового опору не збігається зі значенням коефіцієнта лобового опору при нульовій підйомній силі C_{X0} .

Рівняння полярні для таких літаків може бути записано у вигляді:

$$C_{Xa} = C_{X0} + AC_{ya}^2 - 2AC_{ya}C_{ya}^*, \quad (2.30)$$

де C_{ya}^* – значення коефіцієнта підйомної сили, що відповідає мінімальному коефіцієнту C_{Xa} , і який може бути знайдений із залежності:

$$C_{ya}^* = \frac{\alpha_0}{2A'} \quad (2.31)$$

де α_0 – кут нульовий підйомної сили.

Так що в разі несимметричного ЛА мінімальне значення коефіцієнта лобового опору $C_{xa \min}$ відрізняється від коефіцієнта лобового опору при нульовій підйомній силі C_{x0} на величину складової. Як випливає з (2.29), (2.31) величини A і C_{ya}^* , також як і значення коефіцієнта C_{ya} , залежать від геометричних характеристик, тому можуть розглядатися незмінними протягом всього терміну експлуатації літака. Крім того, як показують експерименти і теоретичні дослідження, значення коефіцієнтів A і C_{ya}^* , для польоту в діапазоні швидкостей, які реалізуються на обраному нами режимі польоту літака, можна вважати постійними.

Так найбільший інтерес представляє характер зміни в процесі експлуатації поляри літака $C_{xa}(C_{ya})$ (при відомій конфігурації літака), по цій же залежності, що наведена в технічній документації по даному типу літака (зміщення значення коефіцієнта C_{x0} або $C_{xa \min}$) або в порівнянні з поллярій, визначена на початку експлуатації літака (на етапі льотних випробувань).

При виконанні алгоритму визначення аеродинамічних характеристик, на прикладі одного вильоту літака ми отримуємо лише невеликий фрагмент залежностей, $C_{xa}(C_{ya})$, $C_{ya}(\alpha_i)$, величина якого строго обмежена діапазоном зміни кутів атаки має місце в даному польоті, і за яким не можна судити про характер і величину зміни обумовлених аеродинамічних коефіцієнтів. Для розширення діапазону зміни кутів атаки на даній ділянці польоту і накопичення статистичного матеріалу не слід обмежуватися використанням інформації одного вильоту. Для отримання аеродинамічних характеристик може використовуватися польотна інформація n -го числа вильотів того самого літака, взятих по заздалегідь визначений період нальоту літака $\Delta t_{\text{нл}}$.

Визначення коефіцієнта лобового опору при нульовому куті атаки виконуємо шляхом апроксимації отриманої експлуатаційної залежності $C_{ya}(\alpha_i)$, поліномом n -го ступеня, або з використанням експоненціального згладжування. При цьому значення C_{x0} знаходять із рішення отриманого рівняння лінії тренда при нульових початкових умовах.

Таким чином, виконання розрахунків аеродинамічних характеристик через апріорі певні періоди напрацювання АТ з використанням наведеного вище алгоритму дозволить отримувати об'єктивну інформацію про аеродинамічний стан планера літака протягом усього періоду його експлуатації. Крім того, наявність такої інформації дозволить планувати

виконання відповідних робіт (полірування носової поверхності крила, установка залізів в місцях з поганим обтіканням, регулювання зазорів і т.п.), спрямованих на запобігання надмірному погіршенню аеродинамічного стану планера літака.

2.4.6 Аналіз отриманих результатів та оцінка впливу тривалості експлуатації на деякі ЛТХ повітряного судна

Для перевірки працездатності наведених вище алгоритмів визначення тяги СУ і коефіцієнта лобового опору планера літака було оброблено ряд записів польотної інформації бортовий системою ТЕСТЕР-УЗ літака Ан-72. Дешифрування польотної інформації виконувалося системою обробки DUET. Інформація про умови експлуатації (t_H , рН), злітна вага ($G_{зл}$) і напрацювання двигунів (наліт літака) ($\tau_{нд}$, $\tau_{нл}$) виходила з польотних листів, оформлених для конкретних вильотів, формулярів літака і двигунів, а також аналізу результатів експрес-аналізу працездатності авіаційної техніки та техніки пілотування.

За наявними значенням напрацювання двигунів і значеннями тяги СУ (див. наб. 2.9) була отримана залежність $P_0 = f(\tau_{нд})$.

На рис. 2.11 показана залежність $P_0 = f(\tau_{нд})$, отримана шляхом апроксимації вихідної залежності $P_0 = f(\tau_{нд})$ поліномом першого ступеня. На малюнку покажчиками виділений діапазон можливої помилки вимірювання тяги силової установки P_0 , що отриманий для величини довірчої ймовірності $P_d=95\%$. До моменту початку вибірки напрацювання силової установки літака склало 845 годин. Спостереження велися протягом 4000 годин напрацювання СУ (3-х років експлуатації).

Протягом всього терміну експлуатації СУ на ній виконувалися періодичні роботи, передбачені регламентом технічної експлуатації для даного типу АТ. Після закінчення терміну експлуатації двигунів до першого капітального ремонту (1000 годин), через відсутність коштів і за погодженням з представниками заводу-виробника ресурс двигунів був продовжений. Відповідно до технічної документації тяга P_0 двигуна Д-36 з урахуванням його установки на літак становить 5600 кг (без урахування установки 6500 кг).

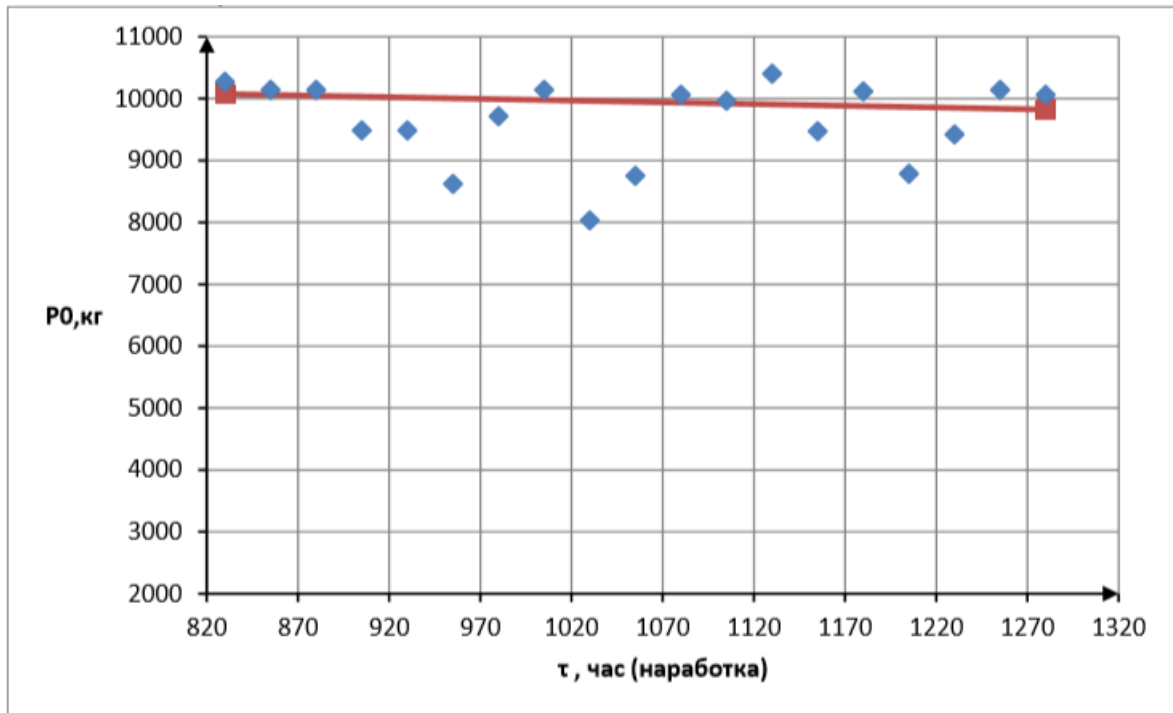


Рисунок 2.11 - залежність $\overline{P}_0 = f(\tau_{\text{нд}})$, отримана для СУ літака Ан-72

Як видно з наведеної залежності, протягом аналізованого періоду напрацювання СУ відзначається стійка тенденція до зниження значень тяги P_0 . Відповідно до обраної лінійної моделі залежності $P_0 = f(\tau_{\text{нд}})$ було отримано такий вираз, який характеризує динаміку зміни тяги СУ літака Ан-72 від напрацювання:

$$\overline{P}_0(\tau_{\text{нд}}) = 10866 - 0,4488\tau_{\text{нд}}. \quad (2.32)$$

Відповідно до наведеного виразу зниження тяги СУ літака становить ≈ 45 кг тяги на 100 годин напрацювання двигунів, що становить $\approx 0,41\%$ від її максимального значення. До моменту початку вибірки втрата тяги, згідно з наведеним висловом, склала 3,48% від початкового значення тяги СУ. При цьому середньоквадратична похибка визначення тяги СУ літака не більш 3% від оціночних значень \overline{P}_0 .

В якості вихідної інформації при виконанні розрахунків використовувалися матеріали польотів літака, представлялися в вигляді протоколів вибірок, рис. 2.11, для режиму польоту II (політ літака в злітній конфігурації з прибраними шасі). При цьому межі ділянки вибірки контролювалися за сигналами бортового реєстратора.

За результатами обробки польотної інформації з користуванням алгоритму, рис. 2.9, були побудовані фрагменти польотних залежностей $C_{xa}(C_{ya})$. На рис. 2.12 наведені залежності $C_{xa}(C_{ya})$, побудовані за результатами обробки записів польотних параметрів. Для порівняння

розрахункових значень полярів літака з результатами, отриманих ними в процесі льотних випробувань АТ, на рисунку представлені фрагменти залежності $C_{xa}(C_{ya})$, взяті з технічної документації. Як видно з рис. 2.12, незважаючи на порівняно невеликий обсяг експериментального матеріалу, вдається отримувати значення точок польотної залежності $C_{xa}(C_{ya})$ з прийнятною для подальшого використання точністю. Середньоквадратична похибка коефіцієнта підйомної сили при цьому не перевищує 3,5 - 4,5%.

У літака Ан-72 через яскраво виражену несиметричність щодо площині ОХZ рівняння полярів має вигляд (2.30). При цьому значення коефіцієнта сили лобового опору $C_{xa\ min}$ не збігається зі значенням коефіцієнта сили лобового опору C_{xo} як в симетричних ЛА. При прийнятому припущенні, що значення коефіцієнтів A і C_{ya}^* не залежать від тривалості експлуатації літака і є постійними для швидкостей польоту, які реалізуються в режимі П, ми маємо справу з еквідистантним зрушенням всієї залежності $C_{xa}(C_{ya})$ на величину $\Delta C_{xo} = f(\tau_{нд})$ від її початкового положення.

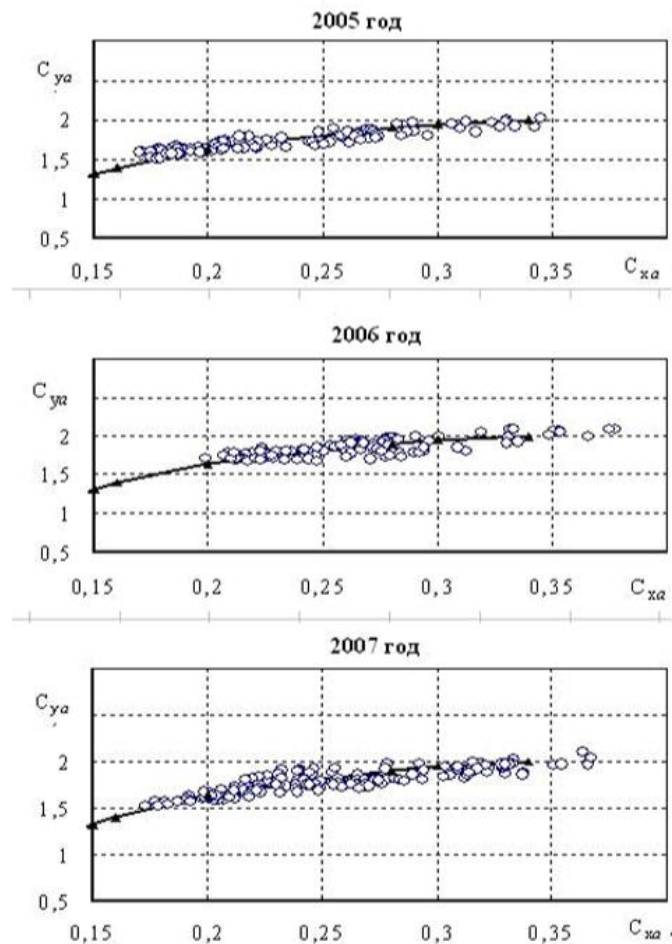


Рисунок 2.12 – Польотні залежності $C_{xa}(C_{ya})$

В цьому випадку не важливо, зміна якого саме коефіцієнта сили лобового опору ($C_{xa \min}$ або C_{x0}) буде обраний в якості показника для оцінки ступеня впливу тривалості експлуатації тнл на аеродинамічний стан планера літака. На малюнку 2.13 наведено залежності $C_{xa}(\alpha)$. Мінімальне значення коефіцієнта сили лобового опору реалізується при $\alpha=0$. Тому, виконавши апроксимацію наявних вибірок отриманих значень C_{xa} (на малюнку показано суцільною лінією) по незалежній змінній, α , при $\alpha=0$ отримаємо значення коефіцієнтів $C_{xa \min}$.

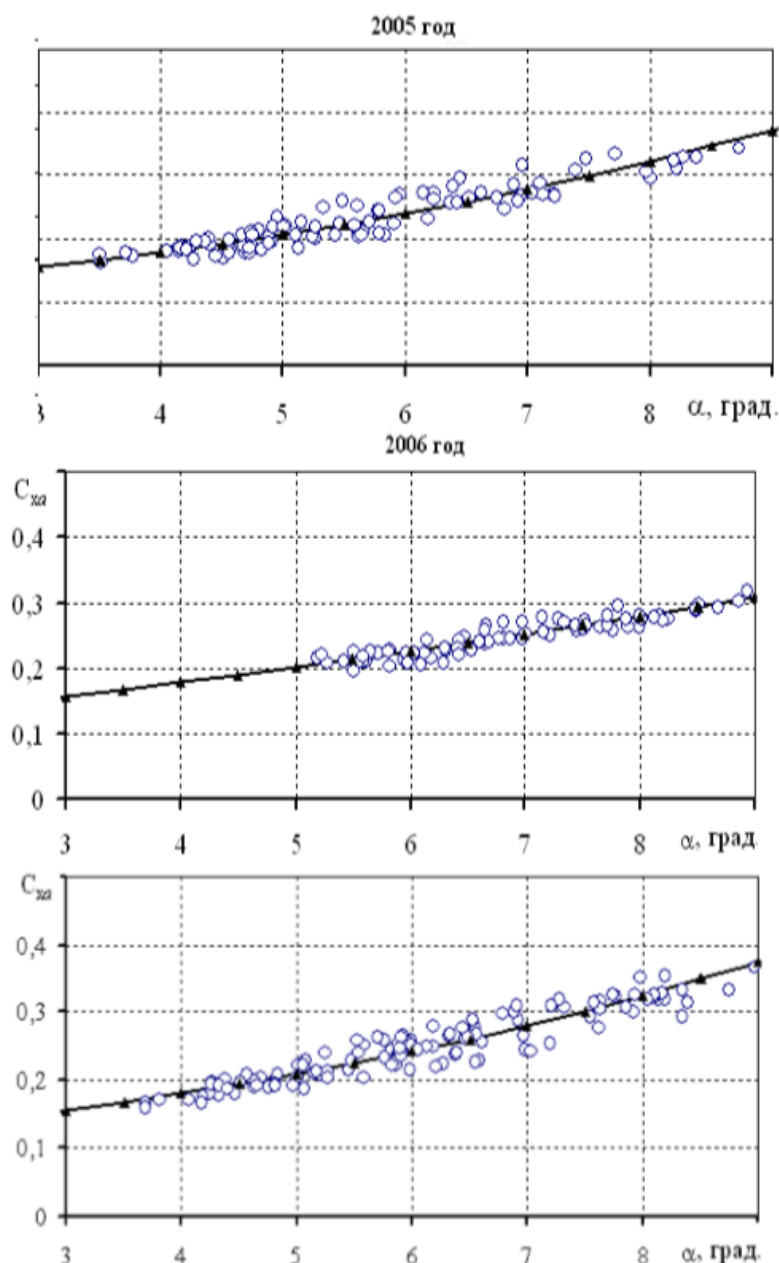


Рисунок 2.13 – Визначення $C_{xa \min}$

- значення полярів, которые получены путем выполнения расчетов
- △ значення полярів, полученной с технической документации.

Значення $C_{xa\ min}$, отримані з залежностей 2.10. Значення коефіцієнтів $C_{xa\ min}$ були приведені до $C_p=0,5$. При цьому початкове значення коефіцієнта $C_{xa\ min}$ для зазначеного C_p дорівнює 0,098. Як видно з таблиці, в результаті виконання алгоритму отримані значення коефіцієнта $C_{xa\ min}$ з прийнятною точністю. Відхилення отриманих значень зазначеного коефіцієнта від вихідного не перевищує 2,9%. При цьому середньоквадратична похибка C_{xa} знаходиться в діапазоні 5-10%. Аналізуючи результати, наведені в таблиці, можна відзначити деяке зростання значень коефіцієнта $C_{xa\ min}$ по роках експлуатації літака ($\approx 0,71\%$ від початкового значення $C_{xa\ min}$). Отримані результати – перше наближення, так як розглянуто занадто вузький діапазон напрацювання АТ (всього 3 роки експлуатації літака).

Таблиця 2.13 Зміна $C_{xa\ min}$ по роках експлуатації

Рік вибірки	Вид апроксимуючої функції	Значення коефіцієнта	Наліт літака, годину
2005	Експонента	0,0993	885
2006	Поліном 2-го ступеня	0,1000	1022
2007	Експонента	0,1008	1188

Обробка польотних даних дозволила отримати оцінки зазначених показників з математичним очікуванням близьким до значень, отриманих в процесі льотних випробувань. При цьому середньоквадратична похибка визначення тяги не перевищує 3%, а коефіцієнта лобового опору – 5...10%, що свідчить про хорошу збіжність і достовірність результатів.

2.5 Прогнозування технічного стану транспортного літака за інформацією бортових реєстраторів

2.5.1 Методи діагностики ат і їх можливості

У процесі діагностування АТ при її експлуатації за станом можна виділити три основні етапи (рис. 6.1). **Перший** – оперативна діагностика (ОД), завдання якої полягає у визначенні, чи можна продовжувати нормальну експлуатацію даного об'єкта АТ («система справна») або цей об'єкт повинен бути підданий до чергового польоту будь-яким процедурам обслуговування («система несправна»).



Рисунок 2.14 – Загальна схема експлуатаційної діагностики

Такі завдання для всіх спостережуваних об'єктів АТ повинні вирішуватися в кінці кожного польотного дня, «на завтра». Оперативність досягається належною організацією потоку інформації і застосуванням комп'ютерної техніки для її обробки.

Другий етап – додатковий діагностичний аналіз, результатом якого є перелік процедур обслуговування елементів і систем АТ, визнаних несправними, без зняття їх з літака («на крилі»).

Третій етап – виконання зазначених процедур обслуговування, після чого приймається рішення про подальшу експлуатацію об'єкта АТ або зняття його літака і напрямку в ремонт.

Як приклад методи діагностики авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД) (рис. 2.14), є найбільш відповідальними об'єктами АТ. Умовно їх можна розділити на методи прямих вимірювань структурних діагностичних параметрів, що визначають технічний стан ГТД, і методи безрозбірної (оперативної) діагностики по непрямим параметрах. В якості непрямих використовують діагностичні параметри, які містять інформацію про зміну структурних характеристик стану двигуна. Ці методи дозволяють отримати досить точні результати оцінки, наприклад, зносу окремих елементів. Однак їх застосування утруднене низькою технологічністю ГТД і в більшості випадків викликає необхідність розбирання двигуна. Це знижує вірогідність контролю, оскільки стан будь-якого технічного об'єкта після розбирання неадекватно його станом до цих процедур. Необхідно відзначити також, що в процесі експлуатації розбирання ГТД в більшості випадків не є неможливою.

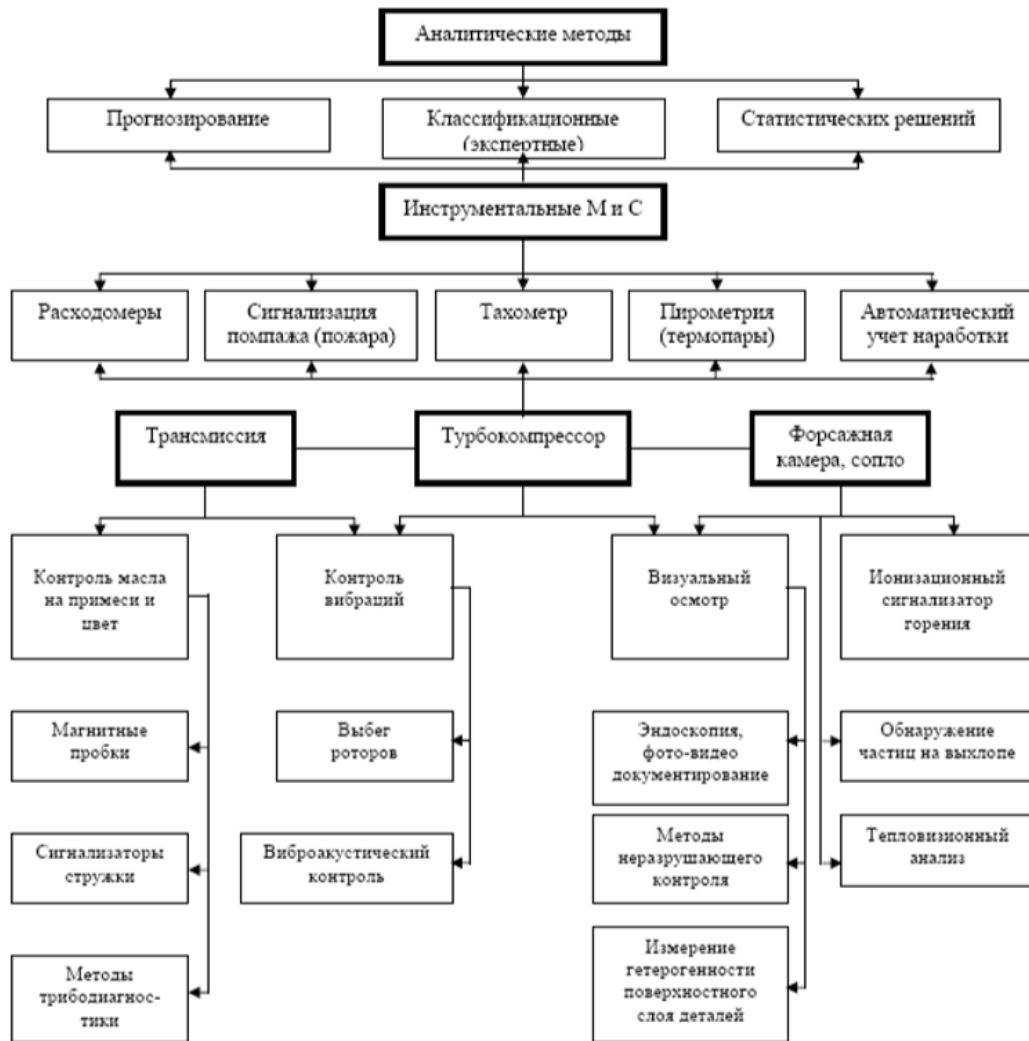


Рисунок 2.15 – Методи і засоби діагностики ГТД

Методи ОД по непрямим параметрах позбавлені перелічених недоліків, хоча вони не завжди дозволяють локалізувати місце дефекту. Використання методів вимірювань структурних характеристик може бути необхідним у випадку неможливості застосування методів оперативної діагностики або для уточнення результатів контролю.

До основних з використовуваних і перспективних методів ОД ГТД відносять:

- діагностику за результатами аналізу термогазодинамічних параметрів;
- діагностику по теплових параметрах;
- по віброакустичними параметрам;
- трібодіагностику;
- оптико-візуальну діагностику;
- аналіз продуктів згоряння;
- вимір вибігу ротора.

Застосування кожного з методів здійснюється за допомогою діагностичного обладнання. Діагностика несправностей по теплових параметрах передбачає отримання інформації як від термодатчиків (термоперетворювачів), так і від фотоелектричних пірометрів і тепловізорів, останнім часом успішно впроваджуються в діагностичній практиці. Контроль віброакустичних параметрів передбачає застосування різних типів віброперетворювачів і сигнальної апаратури. Розробляються методи оцінки напруженості конструктивних елементів за допомогою голографічних установок (створення т.зв. «вібропортретов»). Часом виявлення несправностей згаданими методами вимагає створення досить складного математичного апарату, що дозволяє ідентифікувати ознаки з конкретними дефектами. Жоден з них не дозволяє врахувати всі вимоги, що пред'являються до формування діагнозу зі 100% вірогідністю, оскільки вони несуть специфічну інформацію різної цінності. Жоден з методів не дозволяє оцінити стан двигуна з достатнім ступенем деталізації. За допомогою поєднання ряду методів можна здійснити більш глибокий контроль (як правило, на землі), однак це часто вимагає спеціальних умов і тривалого часу. Отже, для діагностики АТ доцільно використовувати параметри, які мають максимальну інформативність, що доповнюють і уточнюють один одного. Таким чином, завдання оцінки інформаційного потенціалу параметрів, використовуваних для цілей діагностики АТ, є на сьогоднішній день дуже актуальною.

2.5.2 Діагностика ПС при сезонному технічному обслуговуванні

Умови експлуатації повітряних суден значною мірою визначаються порами року. Особливо це стосується так званих перехідних періодів: весняно-літнього і осінньо-зимового. Весняно-літній період характеризується такими сезонними особливостями:

- різкими перепадами температури на початку і в кінці сезону;
- великою кількістю дощових опадів;
- великою кількістю ділянок грозової діяльності;
- наявністю шквального і штормових вітрів;
- високою температурою навколишнього середовища;
- різким збільшенням інтенсивності польотів.

Осінньо-зимовий період року характеризується складними, нестійкими й небезпечними погодними умовами явіщами: підвищенням вологості, інтенсивними опадами, обледенінням, низькими температурами і їх різкими перепадами, поганою метеовідимістю тощо.

Все це значно ускладнює роботу авіатехніки и інженерно-авіаційної служби. До експлуатації в цих умовах повинні бути належно чином підготовлені люди, авіаційна техніка та засоби технічного обслуговування. Ранньою весною при рулюванні літака по мокрому снігу и воді на візок, стояк шасі и фюзеляж потрапляє вода, яка замерзає. Обмерзання кінцевих вімікачів виробляти до їх відмов. Обмерзання антен призводить до погіршення радіозв'язку.

В цей період можливі відмови через попадання вологи, конденсату в електромеханізми з подальшим замерзанням і, як наслідок, – заклинюванням редукторів. Усунення подібних дефектів шляхом обігрівання забороняється, оскільки після нього відмова електромеханізму может вінікнути в польоті. В цей період можливе виникати відмова комутаційної апаратури через Утворення льоду на контактах реле, вімікачів, перемикачів и т.п. В літній період можливе віпадання великої кількості опадів, тому необхідно слідкувати за герметичністю фюзеляжу, своєчасним закриттям люків и кватирок. Потрібно вжити заходів щодо запобігання попадання вологи на агрегати авіаційного и радіоелектронного обладнання, пульти та розподільчі пристрої, оскільки волога – основне джерело відмов систем бортового обладнання.

Потрапляючи в агрегати бортового обладнання, волога виводить з ладу елементи виробів, сприяє корозії і, об'єднавши свій вплив з дією електричного струму, – руйнування ізоляційної плати. Попадання вологи на електропровід викликає зниження опору ізоляції, внаслідок чого виникають дефекти систем, наприклад, автопілоту, паливоміра, тобто там, де проводи розраховані на малий струм. Попадання вологи у вісокочастотні кабелі, які з'єднують вихід передавачів радіоапаратури з антеною, призводить до зменшення потужності на виході, до відмов вихідних каскадів радіоапаратури. Проникаючи у струмопровідні елементи, волога призводить докороткого замикання, хибне спрацьовування в системах керування і запуску авіадвігунів, до збільшення перехідного опору замкннутих контактів комутаційної апаратури.

Проникаючи у пори діелектриків, вода і утворені нею солі (при сполученні з різними речовини) створюють електропровідні електричної кола, різко підвищують провідність матеріалів.

Крім того, волога викликає корозію металевих частин. При високих температурах і великій вологості утворюється пліснява, яка руйнує органічні матеріали. Значно погіршує умови експлуатації аварійних джерел, встановлених на літаках, висока температура навколишнього середовища. Так, згідно з регламентом технічного обслуговування літака Ан-24 напруга

генераторів постійного струму повинна бути $28,5^{+1,2}_{-2,2}$ В. Як свідчить досвід експлуатації акумуляторних батарей, в умовах високих температур необхідно ретельно слідкувати за величиною напруги і підтримувати її в більш жорстких межах, а саме: $28,5 + 0,5$ В. Це пов'язано з тим, що в окремі періоди при високих температурах дещо завищена напруга стартер-генератора может привести до перегрівання акумуляторних батарей, до їх закипання, що зрештою призводить до виходу їх з ладу. У свою чергу, знижена напруга спричиняє недостатню підзарядку акумуляторів, що знижує їх ємність. Крім того, в процесі підзарядки акумуляторів відбувається газовиділення. Тому необхідно регулярно контролювати чистоту поверхонь отворів в електростояку, а також пробок батарей акумуляторів. Тут доцільним буде нагадати загальні вимоги до акумуляторів:

- на поверхні акумуляторів не повинно бути пилу, бруду, слідів підтікання електроліту, що может призвести до саморозрядження батареї;
- кількість електроліту повинна бути на 5-6 мм вищою рівня пластин;
- клеми акумуляторної батареї повинні бути зачищені і акуратно змащені;
- на розетці контейнера не повинно бути слідів підгару и оплавлення;
- електрошини контейнера не повинні мати пошкодження ізоляції;
- вилки на літаку для підключення акумуляторів повинні бути справними (не повинно бути слідів бруду, підтікань електроліту). Штирі повинні бути чистими, без слідів оплавлення.

В період інтенсивних опадів зростає кількість відмов систем повного і статичного тиску. Для запобігання відмовам анероїдно-мембранних приладів необхідно слідкувати за справністю заглушок и своєчасним встановленням їх на приймачі тиску.

При наявності даже невеликої кількості вологи у вологовідстійниках приймачів повного тиску може (через замерзання або попадання вологи в трубопроводи) закупоритися статична й динамічна системи. Щоб цього не сталося, необхідно: видалити вологу, продути систему стисненим повітрям з лещат $1-2 \text{ кг/см}^2$, ретельно перевірити наявність і використання заглушок приймачів статички и динаміки.

Для попередження відмов анероїдно-мембранних приладів слід:

- обов'язково перевіряти герметичність систем послі робіт, пов'язаних зі зняттям щітків і відкиданням приладних дощок, які

знаходяться в місцях розміщення дюрітів и трубопроводів статичного и динамічного тиску;

- підсилити контроль за станом і монтажом трубопроводів статичної і динамічної проводки;
- вивчити з інженерно-технічним складом параметри приладів, допустимі величини тиску і розрідження, суворо дотримуватись технології перевірки приладів;
- підсилити контроль за станом відстійників систем повного і статичного тиску, згідно з вимогами до яких в них не повинно бути вологи;
- строго слідкувати за наявністю заглушок на приймач статичної і динаміки літака під час його стоянки;
- не допускати встановлення брудних и підгорівших заглушок на приймачі тиску;
- в період опадів заглушки з приймачів статичної й динамічної систем знімати безпосередньо перед запуском двигунів. Заглушки повинні мати червоні вимпели.

Необхідно ретельно дефектувати вологовідстійники, щоб вони не мали тріщин, вм'ятини, відколів.

Під час технічного обслуговування повітряного судна, авіадвигунів і їх бортового обладнання вода часто потрапляє в пілотську кабіну через відкриті квартирки. Волога, потрапляючи в пілотську кабіну, викликає корозію приладів, які розміщені на пультах пілотів. Тому необхідно слідкувати, щоб пробки дренажних отворів в напрямних пазах квартирок були усередині. Особливо слід ретельно слідкувати за справністю перемикаючих кранів статичної й динамічної систем, розміщених на пультах лівого и правого пілотів.

При технічному обслуговуванні и експлуатації гіроскопічних приладів необхідно дотримуватись часу готовності гіроскопів після включення. Час готовності до роботи після включення авіадвигунів и основних гіроскопічних приладів при температурі Повітря від $+50^{\circ}$ С до $+20^{\circ}$ С – не повинен перевищувати 3 хвилин. У весняно-літній період – період дощів – на повітряних суднах дуже часто відмовляють паливоміри внаслідок попадання вологи у штепсельні рознімання датчіки в через люки, а також рознімання в площинах. Паливомір практично завжди завищує свідчення. Якщо дефект виник в датчику, то його слід зняти для ремонту в лабораторії.

Дефекти в паливомірах виявляються таким чином:

- якщо сторілка приладу притиснута до лівого обмежувача, то це свідчить, що розімкнутий ланцюг датчика або відсутнє джерело постійного струму;
- якщо сторілка приладу знаходиться за максимумом шкали, то сталося замикання між трубами датчика;
- якщо при порожніх баках датчик показує наявність пального, то це свідчить про малий опір ізоляції між трубами датчика;
- якщо стрілка прилада переміщується, то стався обрив в електричному колі живлення змінним струмом або блоку вимірювання.

Дуже уважно потрібно ставитись до протипожежного обладнання. Піромаса піропатронів повинна бути завжди сухою, в іншому випадку піропатрони слід замінити. Необхідною умовою експлуатації протипожежної системи є відсутність вологи і корозії в кінцевих вимикачах аварійного спрацьовування, тому на це слід звертати особливо увагу.

Під час виконання періодичних форм технічного обслуговування необхідно звертати увагу на опір ізоляції проводів протипожежної системи, і при усуненні дефекту слід пам'ятати, що опір ізоляції повинен бути не меншим 20 Ом. При низькому опорі ізоляції можливе хибне спрацьовування протипожежної системи. Літакові електродвигуни, генератори та інші агрегати, розраховані на максимальну потужність, мають велику потужність на одиницю маси. Вони працюють з примусовим обдувом. При підвищенні температури можливе перегрівання цих агрегатів, тому під час технічного обслуговування слід звертати увагу на справність системи обдуву.

Особливості експлуатації авіатехніки у весняно-літній період такі ж, як і для осінньо-зимового періоду, який характеризується нестійкістю погодних умов, різкими перепадами температури і підвищеною вологістю, яка сприяє утворення конденсату. Слід зазначити, що, якщо всі інциденти на авіаційному транспорті, які стали з технічних причин, взяти за 100 відсотків, то через відмови авіаційного і радіоелектронного обладнання на протязі року відбувається 25...35 відсотків від загальної кількості відмов. В осінньозимовий період це співвідношення змінюється: через відмови зазначеного обладнання відбувається до 50 відсотків усіх інцидентів з технічних причин, а також велика кількість затрімок вильотів.

За типом бортового обладнання відмови в осінньо-зимовий період розподіляються нерівномірно. Якщо проаналізувати відмови електрообладнання, радіообладнання та приладного обладнання, то переважна кількість відмов і несправностей припадає на електро-приладне обладнання повітряного судна. Найбільшу кількість складають відмови

анероїдно-мембранної групи. У холодні періоди року значно збільшується час прогрівання апаратури. При мінусових температурах рекомендується вмикати апаратуру після прогрівання кабіни літака. Регульовальні роботи слід виконувати після прогрівання протягом 15...20 хв. Вироби з хлорвінілу, органічного скла и гуми в зимовий період стають крихкими, тому монтаж и демонтаж електро-проводів і хлорвінілових стрічок кріплення кабелів необхідно проводити обережно, після попереднього обдуву їх теплим повітрям. В осінньо-зимовий період під час інтенсивного обслуговування літака часто використовують підігрівачі.

Порушення правил експлуатації підігрівачів, особливо – завищення температури повітря, яке надходить від підігрівачів, виводить з ладу вироби авіаційного и радіоелектронного обладнання, викликають оплавлення хлорвінілової ізоляції електропроводів і високочастотних фідерів. Під час експлуатації підігрівачів не допускається перевищення температури повітря, яке подається, понад $60^{\circ} \dots 80^{\circ} \text{C}$. В цей період потрібний особливо ретельний догляд за акумуляторними батареями, які є резервним і аварійним джерелом живлення літакової електромережі, тобто одним з найбільш відповідальних агрегатів на літаку. Тому від акумуляторних батарей значною мірою залежить надійна робота багатьох бортових агрегатів і приладів. Встановлено, що при зниженні температури на один градус від нормальної акумуляторні батареї втрачають 1-1,5 відсотків своєї ємності. Належним чином заряджений акумулятор при зниженні температури до -20°C втрачає 50-60 відсотків своєї ємності і тому не зможе взяти на себе значне навантаження. При такій втраті ємності акумуляторна батарея вийде з ладу, оскільки виникне глибокий розряд, який викликає підсилену сульфатацію пластин. Зниження температури призводить також до збільшення опору електроліту і погіршення дифузії його в впори пластин. У такому випадку акумулятор заряд не приймає. Тому важливою умовою збереження акумуляторної батареї зимою є надійне дотримання температурного режиму. Під час стоянки повітряного судна більш двох годин, коли температура зовнішнього повітря ставить $-(15^{\circ} \dots 25^{\circ} \text{C})$ і нижче, акумуляторні батареї слід знімати з повітряного судна і зберігати в теплому приміщенні, про це обов'язково повинен бути зроблений запис у бортовому журналі повітряного судна (літака, вертольота).

Для нормальної роботи акумуляторних батарей в зимових умовах велике значення має якість і густина електроліту. В період підготовки до осінньозимового періоду всі акумуляторні батареї повинні бути ретельно оглянуті, відремонтовані. У місцях встановлення батарей необхідно перевірити теплову ізоляцію контейнерів. Контейнери повинні бути добре просушені, а теплоізоляційний матеріал, який втрата свої властивості,

замінений. При експлуатації комутаційної апаратури необхідно пам'ятати, що зниження температури призводить до утворення інею на реле й контакторах, які часто вже не вмикаються через утворення льодової корочки і потребують додаткового підігрівання. При температурі зовнішнього середовища нижче – 20° С перед включенням і регулюванням систем АБСУ-154-2, БСУ-134 (134А), АП-28Л1, що встановлені на літаках Ту-154, Ту-134 і Ан-24 відповідно, необхідно підігріти повітря в кабіні і технічному відсіку до температури + 30° С. Знання особливостей експлуатації авіаційної техніки в перехідні періоди, чітке і грамотне виконання своїх функціональних обов'язків і вимог нормативних документів з організації проведення технічного обслуговування повітряних суден інженерно-технічним складом дозволить забезпечити виконання виробничих планів з високим рівнем регулярності і безпеки польотів.

Технічне обслуговування авіаційної техніки, яке проводять при переході до експлуатації в осінньо-зимовий і весняно-літній періоди, отримав назву сезонного. Перелік робіт, які повинні виконувати під час сезонного ТО, визначається регламентом ТО конкретного повітряного судна й переліком додаткових робіт, які визначає головний інженер авіаційно-технічної бази. Під час сезонного ТО виконуються також роботи, пов'язані з відновленням захисних покриттів, усунення корозії, ремонтом чохлаів, заглушок тощо.

2.5.3 Бортовий журнал технічного стану повітряного судна

Бортовий журнал технічного стану повітряного судна (Aircraft Technical Log – ATL) призначений для запису відомостей про відмови і несправності повітряного судна, виявлених в процесі виконання польотів і виконання технічного обслуговування, а також записи інформації по технічному обслуговуванні, необхідної екіпажу для виконання польоту.

Всі відмови і несправності, а також відхилення від нормальної роботи систем і обладнання, інтер'єру, сервісного і побутового обладнання, зауваження за якими оформляються в Cabin Log Book, виявлені на землі і в польоті, повинні бути своєчасно записані в ATL. КПС після завершення польоту робить записи в бортовому журналі повітряного судна про всі відхилення в передбачуваних дефектах. Всі записи в журналі виконуються кульковою ручкою зрозуміло і підтверджуються прізвищем і підписом посадової особи і додатково для ІТП номером штампа. Виправлення в разі помилкових записів повинні бути розбірливі.

Помилково зроблені записи повинні бути перекреслені однією лінією з тим, щоб їх можна було прочитати, підтверджені прізвищем посадової особи

з підписом і додатковим номером штампа. Не допускається стирання помилкових записів або застосування коректорів. При наявності Fault Reporting Manual (FRM) запис повинен проводитися відповідно з FRM з обов'язковим зазначенням етапу польоту. При запису в ATL і внесення в лист відкладених дефектів несправності, що мають вплив відповідно до MEL/CDL на льотні характеристики (злітна і посадкова маси, обмеження по ешелонів і швидкостям польоту), виконання польота по заданим правилам або умов польоту (ETOPS, RVSM і т.п.) змінний заступник начальника підприємства негайно сповіщає про це старшого зміни польотних диспетчерів льотного департаменту із зазначенням пункта MEL/CDL для подальшого аналізу впливу даних дефектів при плануванні повітряного судна.

Бортовий самописець (у вітчизняній авіації – бортовий пристрій реєстрації, БУР; розм. **Чорний ящик**) – кінцевий пристрій системи реєстрації, в основному використовується в авіації для запису основних параметрів польоту, внутрішніх показників функціонування систем літального апарату, переговорів екіпажу і т.д. Інформація з бортових самописців повсякденно використовується для контролю дій екіпажу і працездатності авіатехніки після кожного польоту, а в особливих випадках – при розслідуванні льотних пригод. Сама система об'єктивного контролю складається з великої групи датчиків (власних і зовнішніх), блоків обробки інформації та окремого пристрою, що реєструє (накопичувача інформації).

На початку ХХІ століття, в зв'язку з розвитком елементної бази та здешевленням електронних компонентів, бортові самописці поступово набувають поширення і в інших областях – зокрема, на водному, залізничному та автомобільному транспорті. Бортовий самописець є частиною системи об'єктивного контролю повітряного судна, яка збирає відомості про стан матеріальної частини (тиск палива на вході в двигун, тиск в гідросистемах, обороти двигунів, температура газів за турбіною і т.д.), про дії екіпажу (ступінь відхилення органів управління, прибирання і випуск злітно-посадкової механізації, натискання на бойову кнопку), навігаційні (швидкість і висоту польоту, курс, проходження приводних маяків) і інші дані.

Зазвичай на повітряне судно встановлюються два бортові самописці: мовний, який записує переговори екіпажа, і параметричний, що фіксує параметри польоту. Крім того, багато сучасних авіалайнерів мають два комплекти самописців: експлуатаційний (який не має захисного корпусу і призначений для контролю роботи систем і екіпажу після польоту) і аварійний (в міцному герметичному корпусі). Запис інформації може проводитися на оптичні (фотоплівка) або магнітні (металевий дріт або магнітна стрічка) носії; останнім часом широко застосовується флеш-пам'ять.

2.5.4 Засоби збору і обробки польотної інформації. Порядок використання її експлуатантом

Організацію збору, обробки та використання польотної інформації визначає «Керівництво з організації збирання, обробки та використання польотної інформації в авіапідприємствах цивільної авіації, затвердженого Міністерством цивільної авіації СРСР 20 листопада 1989 р. Ряд положень приведений у відповідність до стандартів і рекомендованої практикою ІСАО, законодавством, діючими федеральними авіаційними правилами.

Керівництво визначає призначення, завдання, організацію та порядок збору, обробки, аналізу та використання польотної інформації експлуатантами ГА, їх обов'язки та відповідальність в частині, що стосуються польотної інформації.

Польотна інформація використовується для:

- підвищення рівня безпеки польотів в ГА шляхом систематичного контролю якості виконання польотів (виявлення порушень правил льотної експлуатації), що сприяє вдосконаленню професійної підготовки льотного складу;
- визначення причин АП та інцидентів;
- своєчасного виявлення відмов і несправностей АТ (в тому числі яка реєструє апаратура) при наявності розроблених та спеціалізованих програм і методик;
- запобігання випуску в політ несправних ВС;
- забезпечення надійності АТ і економічної ефективності польотів при наявності розроблених спеціалізованих програм;
- оцінки і підтримки льотної придатності ВС ГА.

2.5.5 Бортові засоби збору параметричної інформації

Виліт ВС з невстановлених накопичувачем польотної інформації забороняється. ВС іноземного виробництва, що експлуатуються організаціями ГА, повинні бути оснащені бортовими самописцями, технічні характеристики яких відповідають вимогам ІСАО до конкретного класу ВС, і укомплектовані експлуатаційними накопичувачами або іншими засобами швидкого зчитування польотної інформації.

Виліт ВС до бази з несправною системою збору польотної інформації допускається відповідно до вимог переліку мінімально допустимого обладнання для конкретного типу ВС. За призначенням бортові засоби збору параметричної інформації (БЗЗП) поділяються на:

- **аварійні.** Призначені для накопичення і збереження інформації в разі АП. Вони використовуються при розслідуванні АП. Носії інформації мають аварійний захист від впливу механічних навантажень, агресивних рідин, води, вогню;
- **експлуатаційні.** Призначені для накопичення інформації, необхідної для оцінки якості техніки пілотування,

роботоспособності авіаційної техніки. Вони не мають аварійного захисту і достатньо прості в експлуатації;

- **комбіновані.** Поєднують функції аварійних і експлуатаційних самописців. Вони виконуються в одному захищеному корпусі (МСРП-12-96, МСРП-МВЛ) або в двох (МСРП-64-2, МСРП-256).

За принципом запису інформації БЗЗП підрозділяються на засоби з механічними (КЗ-63), фотографічними (САРПП-12) і магнітними (МСРП) принципами запису. За формою запису засоби бувають з аналогової і дискретної формами запису. Аналогова форма використовується в мехатехнічних і фотографічних системах, а дискретна в накопичувачах з магнітним принципом запису. Ці кошти є основними зі збору параметричної інформації.

Як приклад познайомимося з коротким технічним описом магнітної системи реєстрації режимів польоту МСРП-64-2 (64 – позначає число каналів, 2 – частоту опитування датчиків в Гц). МСРП-64-2 призначений для перетворення сигналів вимірювання параметрів в восьмизарядний двійкового коду, вимірювання параметрів польоту, стану систем і обладнання літака, формування пізнаючих даних літака (№ літака, № рейсу, дата польоту) і астрономічного польотного часу в двійково-десятковому коді, записи зберігання кодів на магнітній стрічці. На магнітній стрічці реєструються 48 аналогових параметрів і 32 разові команди. Частота опитування трьох найбільш швидко змінюються параметрів дорівнює 8 Гц, а інших – 2 Гц.

Основні дані інших модифікацій МСРП наведені в табл. 2.14.

Таблиця 2.14 – Модифікації МСРП

Показники	МСРП-12-96	МСРП-64-2	МСРП-256		МСРП-МВЛ
			Аварійна	Експл.	
Число реєстрованих параметрів (РП)	12	48	128	228	25
Число разових команд (РК)	12-24	32	64	128	25
Частота опитування РП, Гц	12±3	2,8	1,4,8	1,4,8	1...16
Частота опитування РК, Гц	0,25	2	1	1	1
Наведена похибка, %	±3	±1,5	±1,5	±1,5	±(0,25-0,5)

Таблиця 2.15 - містить інформацію про використані в даний час бортових реєстраторів, тривалості запису і типах ЗС, на яких вони встановлюються.

Тип літака	Бортовий реєстратор	Час збереження запису, год	Бортовий магнітофон	Час збереження запису
Іл-96	МСРП-А-02	17	МАРС-БМ	30хв.
Іл-86	МСРП-256 КЗ-63	17	МАРС-БМ	30хв.
Іл-76Т(ТД,МД)	МСРП-64 КЗ-63	17	МАРС-БМ МС-61Б або П-503Б	30хв. 5,5год. 5,5год.
Ту-204	МСРП-А-02	17	МАРС-БМ	30хв.
Ту-154А, Б	МСРП-64 КЗ-63	17	МАРС-БМ	30хв.
Ту-154М	МСРП-64 МСРП-А-01 КЗ-63	17	МАРС-БМ	30хв.
Ан-124-100	ТЕСТЕР-М КЗ-63	305	П-507	5,5год.
Ту-134 (А, Б) Як-42	МСРП-64 КЗ-63	17	МАРС-БМ	30хв.
Ту-134А, Ан-12, Іл-18	МСРП-12-96 КЗ-63	1,5	МС-61Б	1 год.
Як-40	МСРП-12-96	1,5	-	-
Ан-24(26), Ан-30, Ан-8	МСРП-12-46 (сРЩ-1), КЗ-63	1,5	МС-61Б	5,5год.
Ан-28	БУР-1-2А	25	-	-
Ан-74 (200)	БУР-3	25	МАРС-БМ	30хв.
Ан-72, Ан-72-ЮОД	ТЕСТЕР-УЗ серія 2	3	МС-61Б або П-503Б	5,5год.
Ан-32	ТЕСТЕР-УЗ серія 2	3	МС-61Б	5,5год.
Л-410МУ, УВП	САРПП-12	3 (12 м)	-	-
Л-410, УВП-Є	БУР-1-2Г	25	МАРС-БМ	30хв.
Іл-103	БУР-ЛК	5	-	-
Ан-38	БУР-92А-01	25	-	-
Ан-2	АД-2	6	-	-

Аварійний бортовий накопичувач призначений для запису польотної інформації на магнітну стрічку і забезпечення її збереження в разі АП. Він

складається з механізму протягування стрічки блоку магнітних головок. Для збереження зареєстрованої на стрічці інформації в разі авіаційної події накопичувач інформації поміщений в теплоударозахисний контейнер, що складається з ударозахисної, теплопоглинальної і теплоізоляційної оболонки. Він забезпечує збереження запису на магнітній стрічці при:

- ударних перевантаженнях до 200 g;
- впливі навколишньої температури до 1000° С на 50% поверхні контейнера протягом 15 хв;
- перебування в морській воді до 36 год;
- вплив газу, бензину, гідравлічних і вогнегасних рідин не менше 5 хв.

Експлуатаційний бортовий накопичувач аналогічний аварійного, але він не має захисного контейнера. Склад записуваної інформації однаковий для обох накопичувачів.

2.5.6 Призначення і основні функції підрозділів польотної інформації

Для збору і обробки польотної інформації в структурі експлуатанта авіаційної техніки повинно бути створено і внесено до «Реєстру підрозділу польотної інформації авіапідприємств» підрозділ польотної інформації (ППІ).

На ППІ покладаються такі основні функції:

- обробка отриманої польотної інформації;
- оцінка достовірності повідомлень, які видаються чиним програмним забезпеченням;
- первинний аналіз і видача результатів споживачеві;
- обробка польотної інформації по спеціалізованим програмам діагностики роботи і стану двигунів, контролю працездатності здатності літакового устаткування, систем збору польотної інформації з видачею результатів відповідним споживачам;
- технічне обслуговування засобів реєстрації польотної інформації при наявності окремої групи в складі підрозділу;
- організація технічного обслуговування і технічне обслуговування засобів обробки польотної інформації;
- облік виконуваних робіт і виявлення відмов;
- розробка пропозицій щодо подальшого вдосконалення програмного і методичного забезпечення;
- забезпечення споживачів повною і достовірною інформацією.

Аналіз польотної інформації дозволяє отримувати об'єктивні данні про режими польоту і просторовому положенні ВС, діях екіпажа і стан контрольованих систем, що забезпечує:

- контроль за дотриманням екіпажами правил льотної експлуатації ЗС;
- вдосконалення професійної підготовки льотного складу;
- контроль стану (відмов) контрольованого обладнання ВС, а також справності і працездатності бортових засобів реєстрації;
- розслідування причин авіаційних подій та інцидентів;
- діагностику технічного стану двигуна або його систем;
- контроль підтримання льотної придатності ПС ;
- оцінку повноти виконання регламенту технічного обслуговування ЗС;
- контроль виконання програм випробувальних польотів - контроль виконання програм тренувальних польотів;
- контроль витрати палива в польоті та ін.

Висновки

Запропоновано підхід, що дозволяє оцінювати зміну основних ЛТХ, тактико-економічних показників і рівня БП транспортного літака в процесі тривалої експлуатації. Проаналізовано дію на ЛА різних експлуатаційних факторів і показано, що кінцевим результатом цієї дії є зниження надійності окремих агрегатів і систем, зниження точності роботи апаратури, а також істотне погіршення ЛТХ і тактико-економічних показників літака.

Також розроблені алгоритми визначення в процесі експлуатації тягових характеристик силової установки ВС і коефіцієнта лобового опору. Алгоритми використовуються в якості вихідної інформації записи бортових систем реєстрації і не вимагають для визначення оцінок виконання спеціальних польотних завдань. Також показано, що точність характеристик сучасних бортових систем реєстрації і наземних комплексів об'єктивного контролю забезпечують вимоги до точності вихідних даних.

3 Розділ безпеки польотів

3.1 Вплив тривалості експлуатації на зміну показників безпеки польотів

Для оцінки впливу тривалості експлуатації транспортного літака на стан БП виконувався розрахунок початкового етапу польоту літака (від моменту початку руху по ЗПС і до моменту відриву). В якості базового матеріалу використовувалися записи польоту літака Ан-72 бортовою системою реєстрації ТЕСТЕР-УЗ.

Вихідні дані: m_0 - 31000 кг. P_0 СУ - 11200 кг або 109870 Н.

Умови польоту: Температура навколишнього середовища $+8\text{ }^{\circ}\text{C}$, Атмосферний тиск - 760 мм.рт.ст.. Довжина ЗПС відповідає вимогам до аеродромів III класу і становить 1200м. Довжина розбігу L_{p0} - 800 м

Завдання: Для отриманих залежностей і з урахуванням нерівномірності використання АТ на авіаційних підприємствах необхідно розрахувати залежність ймовірності викочування літака за межі ЗПС ($P_{\text{вик}}$) від відносної величини погіршення характеристик СУ і планера транспортного літака. Розрахунки виконувалися в наступній послідовності:

1. Збір статистичного матеріалу по польоту (наробітку) АТ. Виконання статистичного аналізу отриманих даних.
2. Оцінка впливу погіршення ЛТХ літака на довжину розбігу.
3. Визначення ймовірності викочування літака за межі ЗПС ($P_{\text{вик}}$).

3.2 Збір та обробка статистичного матеріалу про експлуатацію транспортних повітряних суден

У табл. 3.1 наведені відомості про наліт (напрацювання) транспортних літаків, що знаходяться в авіаційних підприємствах і фірмах України.

Таблиця 3.1 Статистичні дані

Борт. №	Наліт ($\tau_{н.л}$),ГОД	Напрацювання ($\tau_{н.д}$),ГОД	Борт №	Наліт ($\tau_{н.л}$),ГОД	Напрацювання ($\tau_{н.д}$),ГОД
1	2120	1219	6	2647	2808
		1937			1551
		2760			3304
		1620			2274
2	1524	1641	7	2219	3519
		1538			3351
		1699			345
		1753			3081
3	1935	1617	8	1857	571
		1325			2061
		3156			1847
		1468			2103
4	2570	3720	9	758	1547
		3402			546
		1634			361
		3017			1909
5	1416	1543	10	1564	1746
		1778			1789
		1768			2343
		1781			528

За отриманими даними розраховувалися мінімальні і максимальні можливі втрати тяги СУ і коефіцієнта лобового опору. Вони складають від 2 до 16% для тяги ($\bar{\delta P}$) і від 1 до 8% для коефіцієнта лобового опору ($\bar{\delta C_{XA}}$).

3.3 Оцінка впливу погіршення лтх пс на довжину розбігу по ЗПС

Для оцінки впливу погіршення льотно-технічних характеристик літака на довжину розбігу по ЗПС використовувався такий вираз:

$$L_p = \frac{V_{відр}^2}{2j_{сп}}, \quad (3.1)$$

де L_p - довжина розбігу; $V_{отр}$ - швидкість відриву; $j_{ср}$ - середнє прискорення. Швидкість відриву літака не залежить від тяги і лобового опору і визначається з рівності:

$$G = Y_a \quad (3.2)$$

Тому, прийнявши, що $j_{ср} = j_{ср0} + \delta j_{ср}$, где $\delta j_{ср}$, - визначається зміною характеристик СУ і планера, отримаємо вираз для визначення довжини розбігу літака при зміні показників енергетичного стану літака (L_p^*):

$$L_p^* = L_p \frac{1}{1 + \delta j_{ср}}, \quad (3.3)$$

де для визначення відносного значення зміни прискорення $\delta j_{ср}$ може бути використана формула:

$$\delta j_{ср} = \frac{P_{ср}}{m j_{ср}} \delta P - \frac{X_a}{m j_{ср}} \delta X_a, \quad (3.4)$$

Зазначену формулу можна спростити відкинувши другий член в правій частині виразу. Тоді вона буде мати вигляд:

$$\delta j_{ср} = \frac{P_{ср}}{m j_{ср}} \delta P. \quad (3.5)$$

Таблиця 3.2 Розрахунки L_p^* за наведеним алгоритмом

$\bar{\delta P}, \%$	0	2	4	6	8	10	12	14	16	18	20	22	24
$L_p^*, \text{м}$	800	820	845	870	892	920	950	980	1010	1045	1080	1120	1165
$\bar{\delta L}_p, \%$	0	2,5	5,6	8,7	11,5	15	18,75	22,5	26,25	30,6	35	40	45,6

3.4 Визначення ймовірності викочування пс за межі ЗПС

Для визначення ймовірності викочування літака за межі ЗПС вводилося припущення, що довжина розбігу літака розподілена за нормальним законом. У цьому випадку ймовірність викочування може бути визначена за допомогою виразу:

$$P_{\text{внк}} = 1 - \Phi\left(\frac{L_{\text{зпс}} - L_p^*}{\sigma_p}\right), \quad (3.6)$$

де Φ - оператор функції Лапласа; $L_{\text{зпс}}$ - довжина ЗПС (в нашому випадку 1200 м); σ_p - середньквдратичне відхилення довжини розбігу від його середнього значення (враховує нерівномірність використання АТ і для даного випадку становить 100). У табл.3.3 і на рис. 3.1 наведені результати оцінки ймовірності викочування літака за межі ЗПС за допомогою виразу (3.6).

Таблиця 3.3

$\bar{\delta}P$, %	L_p^* , м	$\Phi(\sigma = 100\text{м})$	$P_{\text{внк}}$	$\Phi(\sigma = 150\text{м})$	$P_{\text{внк}}$	$\Phi(\sigma = 200\text{м})$	$P_{\text{внк}}$
0	800	4	0,0000	2,6667	0,0038	2,0000	0,0228
2	820	3,8	0,0001	2,5333	0,0056	1,9000	0,0287
4	845	3,55	0,0002	2,3667	0,0090	1,7750	0,0379
6	870	3,3	0,0005	2,2000	0,0139	1,6500	0,0495
8	892	3,08	0,0010	2,0533	0,0200	1,5400	0,0618
10	920	2,8	0,0026	1,8667	0,0310	1,4000	0,0808
12	950	2,5	0,0062	1,6667	0,0478	1,2500	0,1056
14	980	2,2	0,0139	1,4667	0,0712	1,1000	0,1357
16	1010	1,9	0,0287	1,2667	0,1026	0,9500	0,1711
18	1045	1,55	0,0606	1,0333	0,1507	0,7750	0,2743
20	1080	1,2	0,1115	0,8000	0,2119	0,6000	0,2743
22	1120	0,8	0,2119	0,5333	0,2969	0,4000	0,3446
24	1165	0,35	0,3632	0,2333	0,4078	0,1750	0,4305

У таблиці зроблені розрахунки для трьох значень σ_p [100, 150, 200], що пов'язано з дослідженням поведінки кривих $P_{\text{внк}}$ для різних програм використання АТ. Результати свідчать, що зі збільшенням σ_p зростає і вплив погіршення тягових характеристик СУ літака на стан безпеки польотів. Так

при значенні $\bar{\delta P} = 16\%$ для $\sigma_P = 100$ м $P_{\text{вик}} = 0,06$; для $\sigma_P = 150$ м - 0,15, а для $\sigma_P = 200$ м - 0,22.

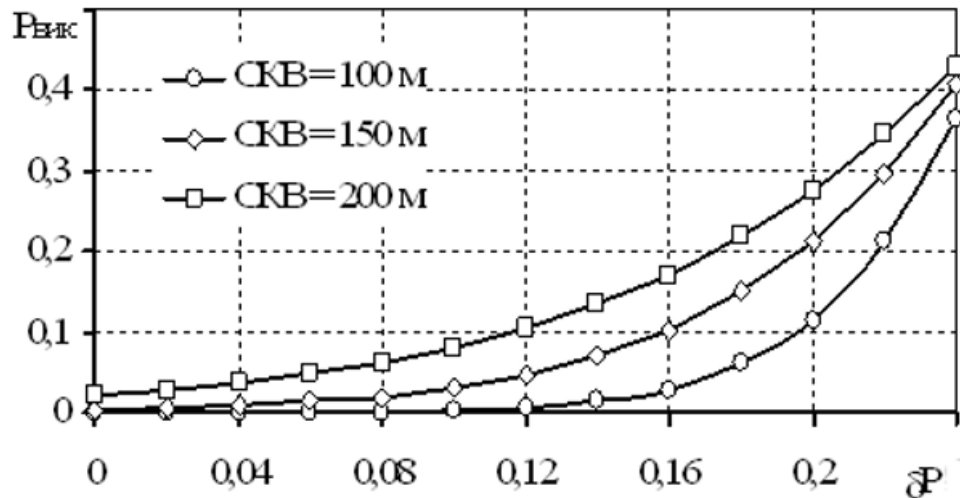


Рисунок 3.1 Залежність $P_{\text{вик}}$ від відносних значень втрат тяги СУ

Іншими словами, для зазначених умов $\sigma_P = 100$ м можливо викочування за межі ЗПС 6 літаків, для $\sigma_P = 150$ м вже 15 літаків, а для $\sigma_P = 200$ м - 22 літака. Таким чином, при плануванні використання транспортних літаків необхідно дотримуватися принципів рівномірності з метою забезпечення мінімальних значень $\Delta\tau_{\text{н.д.}}$.

Висновки

Запропоновано підхід, що дозволяє оцінювати зміну основних ЛТХ, тактико-економічних показників і рівня БП транспортного літака в процесі тривалої експлуатації. Проаналізовано дію на ЛА різних експлуатаційних факторів і показано, що кінцевим результатом цієї дії є зниження надійності окремих агрегатів і систем, зниження точності роботи апаратури, а також істотне погіршення ЛТХ і тактико-економічних показників літака. Також розроблені алгоритми визначення в процесі експлуатації тягових характеристик силової установки літака і коефіцієнта лобового опору. Також показано, що точність характеристик сучасних бортових систем реєстрації і наземних комплексів об'єктивного контролю забезпечують вимоги до точності вихідних даних. Оцінено і спрогнозовано вплив тривалості експлуатації на рівень БП при виконанні такого елемента польоту як розбіг літака по ЗПС до моменту відриву. Розрахована ймовірність викочування ПС за межі ЗПС.

4. Економічний розділ

Економічне обґрунтування ефективності експлуатації транспортного літака як засоби транспортування вантажів

4.1. Маркетингові дослідження ринку внутрішніх і міжнародних перевезень вантажів

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

Почнемо маркетингове дослідження з характеристики регіонів України, які потребують швидкої доставки вантажів.

Табл.4.1.1.1. Чисельності населення великих міст України

Місто	Населення
1. Київ	2,89 млн.
2. Харків	1,45 млн.
3. Одеса	1,1 млн.
4. Дніпропетровськ	1 млн.
5. Львів	0,75млн.

1. Київ - є великим промисловим центром України. У місті представлені багато галузей народного господарства: легка і харчова промисловості, поліграфія, фармацевтика, машинобудування, металургія, авіабудування.

2. Харків - найбільше місто на північному сході України, адміністративний центр Харківської області. Другий за чисельністю населення місто України. Був найбільшим центром танко-, тракторо-, турбінобудування і третім за розмірами індустріальним, науковим та транспортним центром СРСР після Москви та Ленінграда. У другій половині ХХ століття - головний транспортний вузол Південно-Східної Європи.

3. Одеса - найбільший морський торговий порт України. Торгівля, металообробка, нафтопереробка, машинобудування, виробництво ліків і продуктів харчування. Санаторно-курортне лікування та пляжний відпочинок, круїзний туризм. Великий науково-освітній центр.

4. Дніпро - один з найбільших промислових, економічних і транспортних центрів, центр металургії України. Особливо розвинена чорна металургія (металургійні заводи ім. Петровського, ім. Бабушкіна, Дніпропетровський трубний завод, Комінмет, Інтерпайп), металообробка і машинобудування (Дніпропетровськ - центр ракетобудування України - ВО ПМЗ).

5. Львів - залишається значним індустріальним центром України. У місті сконцентровано 95% загальнодержавного виробництва освітлювальних ламп, 100% виробництва автотранспорту, 11% виробництва автобусів. На початку XXI століття основу промислового комплексу складають 240 підприємств різних форм власності.

Вантажоперевезення за 2017 рік

Вантажоперевезення авіаційним транспортом в 2017-му році скоротилися на 10,8% - до 50 тис. тонн, а вантажообіг скоротився на 6,9% - до 151,6 млн. т/км.

Можливе число підприємств, що використовують авіатранспорт для вантажоперевезень

Дані дослідження "Середній клас в Україні" від ГФК-УСМ кажуть, що дохід від 5000 до 10000 доларів в місяць має 2% підприємств в Україні.

Формула буде мати вигляд: $\frac{\text{кількість підприємств}}{100\%} \cdot 2\%$.

Табл. 4.1.1.2. Мінімальні доходи підприємств великих міст

Місто	Кількість підприємств з доходом 5000-10000 дол/міс.
Київ	19
Харків	9
Кіровоград	5
Вінниця	2
Запоріжжя	1

Позиціонування базового обслуговуючого аеропорту і місця розташування кінцевих пунктів перевезення для визначення дальності безпосадочного польоту і витрат часу на доставку вантажів

Приймемо Київський аеропорт за базовий. Для визначення кінцевих пунктів перевезення, потрібно проаналізувати підприємства, які потребують перевезення вантажів авіатранспортом.

Потреби в перевезеннях українського населення діляться на два види:

Виберемо напрямки, актуальні в нинішній геополітичній ситуації:

- Київ-Харків;
- Київ-Дніпро;
- Київ-Одеса;
- Київ-Львів;

Оцінка підприємства по платоспроможності для обліку можливої ціни на доставку вантажу

Як видно з таблиці №4.1.1.2, в Києві зосереджені підприємства з щомісячним доходом середнього класу.

В результаті потенційними споживачами в Києві є 19 підприємств, які мінімум 1 раз на місяць користуються послугами авіа-перевезень. 15% з цих підприємств належать до заможного класу, які використовують вантажоперевезення 2 рази в місяць. 85% - використовують вантажоперевезення раз на місяць.

4.1.2. Результати дослідження ринку перевезень

Досить популярним рейсом вантажоперевезень може бути напрямок Київ-Харків. Цим рейсом найбільш часто здійснюється транспортування вантажів до 20 тис.тонн.

4.2. Вихідні дані для розрахунків техніко-економічних показників експлуатації літака

4.2.1. Льотно-технічні характеристики ЛА, що впливають на експлуатаційні витрати в базовому аеропорту (авіаційної експлуатованої компанії)

$$V_{кр} = 600 \text{ км/Г};$$

$$H_{кр} = 9 \text{ км};$$

$$L = 2800 \text{ км};$$

$$m_{кн} = 8,5\text{т};$$

$$R_{max} = 6300 \text{ даН},$$

$$m_{тч} = 650 \text{ кг/Г},$$

$$t_{\Sigma} = 18000 \text{ Г}.$$

4.2.2. Нормативні вартісні показники експлуатації

Каталожна ціна літака становить 21 млн дол.

Ціна палива ТС-1 становить близько 0,75 дол./літр.

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

4.3.1. Розрахунок повної собівартості експлуатації літака на один кілометр шляху

Витрати на експлуатацію транспортного літака (СПП), що припадають на 1 годину польоту (льотну годину), складаються з прямих і непрямих (аеропортових) витрат [16, стор.23]:

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

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

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

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

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

Повна собівартість експлуатації літака під час перевезення комерційного вантажу на один кілометр шляху (СТКМ) визначається за формулою [16, стор.24]:

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

де $m_{\text{кр}} = 8,5$ т, - максимальне комерційне навантаження літака;

$V_p = 486,6$ км/год - рейсова швидкість літака;

$K_{\text{зар}} = 0,6$ – коефіцієнт використання навантаження літака.

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

Рейсову швидкість розрахуємо за формулою:

$$V_p = \frac{L \cdot V_{\text{кр}}}{L + V_{\text{кр}} \cdot \Delta t}, \quad (4.3)$$

де $V_{\text{кр}} = 600$ км/год - крейсерська швидкість літака;

$L = 2800$ км - безпосадочна дальність польоту;

$t = 0,355$ - втрати часу на еволюцію або маневрування в районі аеропорту після зльоту і перед посадкою літака, а також на набір висоти і зниження, відповідне швидкості, що дорівнює крейсерській (в годинах). Величина цих втрат залежить від висоти польоту літака:

$$V_p = \frac{600 \cdot 2800}{2800 + 600 + 0,355} = 486,6, \text{ км/Г}$$

Витрати на амортизацію і капітальні ремонти на одну годину роботи літака, визначимо за формулою [16, стор.25]:

$$A_1 = 0,01 \cdot K_1 \cdot \Pi_c \cdot \frac{1 + K_{pc} \left(\frac{T_c}{t_c} - 1 \right)}{T_c}, \quad (4.4)$$

де $K_1 = 1,065$ - коефіцієнт, що враховує невиробничий наліт (тренування, навчання, обліт і т.д.) [16, стор.25];

$\Pi_{c \text{ без д.}}$ - ціна літака без двигунів

$$\Pi_{c \text{ без д.}} = \Pi_c - \Pi_{дв} \cdot 2 = 21 - 776880 \cdot 2 = 19446240, \text{ дол}$$

K_{pc} - коефіцієнт, що показує відношення вартості капітального ремонту літака до ціни літака [16, стор.25]:

$$K_{pc} = 0,11 + \left(\frac{3 \cdot 10^4}{\Pi_c} \right) = 0,11 + \frac{30000}{19446240} = 0,11154$$

$T_c = 30000$ г - амортизаційний або повний термін служби літака;

$t_c = 5000$ г - термін служби літака між капітальними ремонтами.

$$A_1 = 0,01 \cdot 1,065 \cdot 194462 \cdot \frac{1 + 0,11154 \cdot \left(\frac{30000}{5000} - 1 \right)}{30000} = 8,86, \text{ дол/г.}$$

Витрати на амортизацію і капітальний ремонт на 1 годину роботи двигунів визначаються за формулою [16, стор.26]:

$$A_2 = 0,01 \cdot K_2 \cdot n_{дв} \cdot \Pi_{дв} \cdot \frac{1 + K_{p,дв} \left(\frac{T_{дв}}{t_{дв}} - 1 \right)}{T_{дв}}, \quad (4.5)$$

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

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

$$K_{p,дв} = 0,15 \cdot 4,15 \cdot 10^{-5} \left[1 - 0,2 \left(\frac{T_{дв}}{t_{дв}} - 1 \right) \right] T_{дв}, \quad (4.6)$$

$T_{дв}$ - амортизаційний або повний термін служби двигуна;

$t_{дв}$ - термін служби літака між капітальними ремонтами.

$$K_{p.дв.} = 0,15 \cdot 4,15 \cdot 10^{-5} \left[1 - 0,2 \left(\frac{6000}{3000} - 1 \right) \right] 6000 = 0,03$$

$C_{дв}$ - ціна одного двигуна, дол:

$$C_{дв} = 0,015 \cdot K_{НВО} \cdot K_{сск} \cdot K_{сдв} \cdot R_{max} (3400 - 10\sqrt{R_{max}}), \quad (4.7)$$

$$C_{дв} = 0,015 \cdot 1,61 \cdot 1 \cdot 1,96 \cdot 6300 \cdot 2607 = 776880, \text{ дол.}$$

$R_{max} = 6300$ даН - потужність двигуна на злітному режимі;

$K_{НВО} = 1,61$ - коефіцієнт, що враховує обов'язкові внески, податки, відрахування [16, стор.7];

$K_{сдв} = 1$ - коефіцієнт що враховує схему двигуна.

$$K_{сдв} = \left(\frac{1500}{\sum_{n.дв.}} \right)^{0,5} = 1,96,$$

де $\sum_{n.дв.} = 390$, [16, стор.20]

$$A_2 = 0,01 \cdot 1,07 \cdot 2 \cdot 776880 \cdot \frac{1 + 0,03 \left(\frac{6000}{3000} - 1 \right)}{6000} = 3,611, \text{ дол/г.}$$

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

$$A_3 = 0,024 \cdot K_3 \cdot K_4 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} \cdot m_{ПС}) \cdot m_{ПС}, \quad (4.8)$$

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

$K_4 = 1$ - для літаків з ТРД;

$m_{ПС} = 19$ т;

$$A_3 = 0,024 \cdot 0,35 \cdot 1 \cdot (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} \cdot 19) \cdot 19 = 37,692, \text{ дол/г.}$$

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot K_2 \cdot K_5 \cdot n_{дв} \cdot \sqrt{R_{max}}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot T_{дв}}, \quad (4.9)$$

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

$K_5 = 1$;

$R_{max} = 6300$ даН;

$$A_4 = \frac{0,024 \cdot 16 \cdot 1,07 \cdot 1 \cdot 2 \cdot \sqrt{6300}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot 6000} = 54,75, \text{ дол/г.}$$

Витрати на заробітну плату льотно-підйомного складу за один льотний годину (A_5) розглянемо виходячи з числа членів екіпажу:

$$A_5 = 0,015 \cdot (C_{\text{лмс}} \cdot n_{\text{лмс}} + C_{\text{БП}} \cdot n_{\text{Б}}), \quad (4.10)$$

$$A_5 = 0,015 \cdot (16,5 \cdot 2 + 6 \cdot 2) = 0,743, \text{ дол/г.}$$

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

$$A_6 = 1,5b \cdot \Pi_{\text{т}} \cdot m_{\text{тч}} \cdot n_{\text{дв}}, \quad (4.11)$$

де $\Pi_{\text{т}} = 0,75$ - ціна авіагасу, дол/кг;

$m_{\text{тч}} = 650$ кг/год - годинна витрата палива одного двигуна;

$b = 1,045$ - коефіцієнт враховує непродуктивний витрата палива;

$$A_6 = 1,5 \cdot 1,045 \cdot 0,75 \cdot 650 \cdot 2 = 1528, \text{ дол/г.}$$

Інші витрати складають для літака:

$$A_7 = 0,07 \cdot \sum_{i=1}^6 A_i, \quad (4.12)$$

$$A_7 = 0,07 \cdot (8,86 + 3,611 + 54,75 + 37,69 + 0,743 + 1229,48) = 90,83, \text{ дол/г.}$$

Таким чином загальні прямі витрати дорівнюють:

$$A_{\Sigma} = 8,86 + 3,611 + 54,75 + 37,69 + 0,743 + 1229,48 + 90,83 = 1388,354, \text{ дол/г.}$$

Розрахунок непрямих витрат Б

Непрямі витрати включають частина витрат, що йдуть на обслуговування аеропорту і аеродрома- амортизація і оплата адміністративно-технічних робітничих кадрів, а так само обслуговування потреб пасажирів.

Непрямі витрати на одну летальну годину ЛА розраховуються за формулою:

$$B = 0,4 \sum_{i=1}^7 A_i,$$

де $t_{\Sigma} = 18000$ - сумарний час можливого перебування літака в повітрі.

$$B = 0,4 \cdot 1388,354 = 555,34, \text{ дол/г.}$$

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

$$C_{\text{чп}} = A + B \text{ де} \quad (4.13)$$

$$C_{\text{чп}} = 1388,4 + 555,34 = 1943,7, \text{ дол/г.}$$

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

$$C_{\text{ТКМ}} = \frac{A+B}{m_{\text{зр}} \cdot K_3 \cdot V_p} = \frac{1943,7}{8,5 \cdot 0,6 \cdot 486,6} = 0,66, \text{ дол./ТКМ}, \quad (4.14)$$

K_3 - коефіцієнт використання завантаження літака;

$K_3 = 0,6$ - тому рейси здійснюються кожні 3 дні, чого достатньо, що б завантажити літак на 60%.

4.4. Оцінка ефективності експлуатації транспортного літака

4.4.1. Розрахунок виручки та прибутку експлуатуючої компанії, що припадають на один тонно-кілометр

Визначити мінімальну ціну вантажу, звідки:

$$C_{\text{гр}} = \frac{m_{\text{пн}} \cdot V_p \cdot \tau \cdot C_{\text{ТКМ}}}{n_{\text{пас}} \cdot K_3} = \frac{8,5 \cdot 486,6 \cdot 3,2 \cdot 0,66}{80 \cdot 0,6} = 182, \text{ дол.}$$

Приймаємо вагу середньостатистичної людини 80 кг, так що при корисному навантаженні в 8,5 т в літак поміститься.

Додамо 25% комерційної надбавки і отримаємо $C_{\text{гр}} = 227,5$ дол. за 100 кг, за 3х годинний переліт на відстань 2000 км.

За один рейс прибуток буде дорівнювати $80 \cdot 227,5 = 18200$, дол.

Величина виручки на один тонно-кілометр доставки вантажу визначається за такою залежністю [16, стор.30]:

$$B_{\text{АК}} = \frac{C_{\text{ван}} \cdot n_{\text{пас}} \cdot K_3}{m_{\text{пн}} \cdot \tau \cdot V_p}, \text{ дол./ТКМ}, \quad (4.15)$$

де $C_{\text{ван}}$ - ціна вантажу за 80 кг;

$n_{\text{пас}} = 80$ - максимальна кількість пасажирів;

$K_3 = 0,6$ - коефіцієнт завантаження;

$m_{\text{пн}} = 8,5$ т - маса повного завантаження;

$V_p = 486,6$ км/г - рейсова швидкість;

$\tau = 3,2$ г - година польоту;

$$B_{\text{АК}} = \frac{227,5 \cdot 80 \cdot 0,6}{8,5 \cdot 3,2 \cdot 486,6}, \text{ дол./ТКМ.}$$

Величина прибутку $\Pi_{\text{АК}}$ є різниця виручки $B_{\text{АК}}$ і собівартості експлуатації ЛА мінус $C_{\text{ТКМ}}$:

$$\Pi_{\text{АК}} = B_{\text{АК}} - C_{\text{ТКМ}} = 0,825 - 0,66 = 0,165, \text{ дол./ТКМ}, \quad (4.16)$$

4.4.2. Рентабельність експлуатації

Показник рентабельності є головним показником економічної ефективності експлуатації ЛА:

$$K_{\text{рен}} = \frac{\Pi_{\text{ак}}}{K_{\text{ye}}}, \quad (4.17)$$

K_{ye} - питомі капіталовкладення, що припадають на один тонно-кілометр перевезення вантажу:

$$K_{\text{ye}} = \frac{1,05 \cdot \Pi_{\text{с}} + 1,03 \cdot \Pi_{\text{дв}} \cdot n_{\text{дв}} \cdot b}{m_{\text{пн}} \cdot V_{\text{р}} \cdot K_3 \cdot T_{\text{ГН}}}, \quad (4.18)$$

де $T_{\text{ГН}}$ - середньорічний налетчасов на один літак даного типу:

$$T_{\text{ГН}} = 1000 \left(3,32t_{\text{Л}} + 2,65 \sqrt{11,5t_{\text{Л}}^2 - 2t_{\text{Л}} + 7,02} \right), \quad (4.19)$$

$$T_{\text{ГН}} = 1000 \left(3,32 \cdot 3 + 2,65 \sqrt{11,5 \cdot 3^2 - 2 \cdot 3 + 7,02} \right) = 4450, \text{ г/рік}$$

де $t_{\text{Л}}$ - середня тривалість безпосадочного польоту літака

$$K_{\text{ye}} = \frac{1,05 \cdot 19446240 + 1,03 \cdot 776880 \cdot 2 \cdot 1,045}{8,5 \cdot 486,6 \cdot 0,6 \cdot 4450} = 0,68 \text{ дол/ткм}$$

$$K_{\text{рен}} = \frac{0,165}{0,68} = 0,243.$$

Розрахунок чистого прибутку авіакомпанії за рік на рейсах Київ-Мінськ

Літак здійснює рейс в Мінськ кожні 3 дні.

$365/3 = 121$ рейс здійснює літак, враховуючи, що він летить назад з такою ж завантаженістю, кількість рейсів дорівнює $121 \cdot 2 = 242$ рейса.

Прибуток за один політ:

$$\Pi_{\text{ак}} \cdot m_{\text{пн}} \cdot L = 0,243 \cdot 8,5 \cdot 2000 = 4131 \text{ дол.}$$

Прибуток за рік на рейсах до Мінська складе:

$$4131 \cdot 242 = 999702 \text{ дол.}$$

Розрахунок $V_{\text{р}}$, $C_{\text{ткн}}$, $B_{\text{ак}}$, $\Pi_{\text{ак}}$ і ціну квитка на рейсах Київ-Харків

$L = 500$ км - відстань до Харкова

$$V_{\text{р}} = \frac{600 \cdot 500}{500 + 600 + 0,355} = 272,6$$

$$C_{\text{ТКМ}} = \frac{A+B}{m_{\text{кр}} \cdot K_{\text{заг}} \cdot V_p} = \frac{1943,7}{8,5 \cdot 0,6 \cdot 272,6} = 0,66 \text{ дол./ТКМ}$$

$$\Pi_{\text{ван}} = \frac{m_{\text{пн}} \cdot V_p \cdot \tau \cdot C_{\text{ТКМ}}}{n_{\text{пас}} \cdot K_3} = \frac{8,5 \cdot 272,6 \cdot 1 \cdot 1,398}{80 \cdot 0,6} = 68 \text{ дол.}$$

Для рентабельності додамо 25% і отримаємо $\Pi_{\text{ван}} = 85$ дол. за 80 кг.

За один рейс прибуток буде дорівнювати $80 \cdot 85 = 6800$ дол.

$\tau = 1$ г - тривалість польоту

$$B_{\text{АК}} = \frac{\Pi_{\text{ван}} \cdot n_{\text{пас}} \cdot K_3}{m_{\text{пн}} \cdot \tau \cdot V_p} = \frac{85 \cdot 80 \cdot 0,6}{8,5 \cdot 1 \cdot 272,6} = 1,76, \text{ дол./ТКМ};$$

$$\Pi_{\text{АК}} = B_{\text{АК}} - C_{\text{ТКМ}} = 1,76 - 1,398 = 0,362, \text{ дол./ТКМ.}$$

Розрахунок $K_{\text{рен}}$ на рейсах Київ-Харків

$$K_{\text{уе}} = \frac{1,05 \cdot \Pi_{\text{с}} + 1,03 \cdot \Pi_{\text{дв}} \cdot n_{\text{дв}} \cdot b}{m_{\text{пн}} \cdot V_p \cdot K_3 \cdot T_{\text{гн}}} = \frac{1,05 \cdot 19446240 + 1,03 \cdot 776880 \cdot 2 \cdot 1,045}{8,5 \cdot 272,6 \cdot 0,6 \cdot 4450} = 2$$

$$K_{\text{рен}} = \frac{0,362}{2} = 0,181$$

Розрахуємо чистий прибуток авіакомпанії за рік на рейсах Київ-Харків

До Харкова літак літає 4 місяці в зимовий період кожні 3 дні, тобто здійснює 80 рейсів.

Прибуток за один політ:

$$\Pi_{\text{ак}} \cdot m_{\text{пн}} \cdot L = 0,362 \cdot 8,5 \cdot 500 = 1538,5 \text{ дол.}$$

Прибуток за рік на рейсах до Харкова:

$$1538,5 \cdot 80 = 123080 \text{ дол,}$$

Чистий прибуток від рейсів Київ-Мінськ і Київ-Харків буде становити:

$$999702 + 123080 = 1122782 \text{ дол/рік.}$$

Висновки

В даному розділі були проведені маркетингові дослідження ринку міжнародних і внутрішніх перевезень, визначені маршрути перспективних рейсів і порахована їх рентабельність. Досить популярним рейсом вантажоперевезень може бути напрямок Київ-Харків. Цим рейсом найбільш часто здійснюється транспортування вантажів до 20 тис. тонн. Був проведений розрахунок повної собівартості експлуатації літака на один кілометр шляху, завдяки якому визначили, що повна собівартість експлуатації літака під час перевезення вантажу на один кілометр шляху становить 0,66 дол. /ткм. Також були проведені такі розрахунки, як:

- розрахунок виручки та прибутку експлуатуючої компанії, що припадають на один тонно-кілометр;
- рентабельність експлуатації;
- розрахунок чистого прибутку авіакомпанії за рік на рейсах Київ-Мінськ;
- розрахунок V_p , $C_{ткм}$, B_{AK} , P_{AK} і ціну квитка на рейсах Київ-Харків;
- розрахунок $K_{рен}$ на рейсах Київ-Харків;
- розрахуємо чистий прибуток авіакомпанії за рік на рейсах Київ-Харків;

Завдяки проведеним розрахункам найбільш перспективні і рентабельні рейси – це рейс Київ-Мінськ - 0,243 і рейс Київ-Харків - 0,181. Це трохи менше норми і значить, що потрібно збільшувати кількість рейсів. Так само був порахован загальний прибуток з усіх рейсів за рік і вона становить 1,122,782 доларів.

Виходячи з перерахованих вище пунктів можна сказати, що перевезення за обраними маршрутами економічно вигідні, завдяки обраному літаку Ан-74 техніко економічні параметри якого були досліджені у данній магістерській роботі.

Перелік джерел посилання

1. Основные положения воздушного кодекса Украины и норм лётной годности самолётов транспортной категории. — Учеб. пособие / Е. Т. Василевский, В. А. Гребеников, В. Н. Николаенко. — Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 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. Рыженко А.И., Кривцов В.С. Живучесть авиационных силовых установок / Учебник для студентов высших учебных заведений (направление "Авиация и космонавтика") — Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т "Харьк. авиац. ин-т", 2004. — 659 с.
4. 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. авиац. ін-т", 1999. - 287 с. Б-3, К60.
5. Новожилов Г.В., Неймарк М.С., Цесарский Л.Г. Безопасность полета самолета. Концепция и технология. — М.: Машиностроение, 2003. — 144 с.
6. CALS (Continuous Acquisition and Life cycle Support — непрерывная информационная поддержка жизненного цикла изделия) в авиастроении / Братухин А.Г., Давыдов Ю.В., Елисеев Ю.С., Павлов Ю.Б., Суворов В.И.; Под ред. А.Г. Братухина — М.: Изд-во МАИ, 2000. — 304 с.
7. Информационные технологии в наукоемком машиностроении: Компьютерное обеспечение индустриального бизнеса / Под. общ. ред. А.Г. Братухина. — К.: Техніка, 2001. — 728 с.: ил. — Библиогр. в конце статей.
8. Орловский М.Н., Яковлев Ю.А. Техническая эксплуатация воздушных судов — Харьков: НАКУ «ХАИ», 2011.- 180 с.
9. Гончаренко О.Д. «Основные положения требований по организации

- технической эксплуатации и ремонту авиационной техники гражданской авиации». Харків Національний Аерокосмічний університет «ХАІ» 2001, 212с.
10. В. С. Кривцов, Я. С. Карпов, М. Н. Федотов Инженерные основы функционирования и общее устройство аэрокосмической техники.
 11. А. А. Кобылянский, А. Г. Гребенников Характеристики газотурбинных двигателей, Харьков, ХАИ, 1985 г.
 12. Технология производства летательных аппаратов (курсовое проектирование), Под общей ред. д-ра техн. наук, проф. В. Г. Кононенко. Издательское объединение «Вища школа», 1974, 224с.
 13. Справочник конструктора штампов: Листовая штамповка/Под общ. ред. Л.И.Рудмана.- М.: Машиностроение, 1988.-496с.: - (Б-ка конструктора).
 14. Альбом конструкций агрегатов и систем самолета Ан-74Т-200А Харьков ХАИ 2006.
 15. Кривцов В.С., Карпов Я.С., Федотов М.М. Інженерні основи функціонування і загальна будова аерокосмічної техніки / Харків: Нац. аерокосмічний ун-т "Харк. авіац. ін-т", 2002. – 723 с.
 16. Е.П. Ударцев. Влияние индивидуальных аэродинамических особенностей на сопротивление и расходы топлива самолетами // Прикладная аэродинамика. Сборник научных трудов. - К.: КМУГА, 1997. - С.204-211.
 17. С.А.Ищенко Оценка влияния индивидуальных особенностей воздушных судов на характеристики расхода топлива // Прикладная аэродинамика. Сборник научных трудов. - К.: КМУГА, 1997. - С.118-131.
 18. Іщенко С.О., Краюшкин О.В. Фактори технічного стану повітряного судна, які впливають на його льотну придатність та на величину грошових витрат у процесі його експлуатації / Зб. наук. праць. Вип. 14. – К, НАН України, 2001. – С. 127-129.

19. Бортовые устройства регистрации полетных данных / Под ред. И. П. Коровина. - К.: КВАИУ, 1989. - 150 с.
20. Приймак А.В., Куренко О.Б., Сігайло Г.П. Визначення зміни показників енергетичного стану літака за записами бортових систем реєстрації параметрів польоту // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. Сборник научных трудов НАКУ им Н.Е. Жуковского – Х.: НАКУ, 2006. – Вып. 30. – С.158-165.
21. Ю.Н. Геремес, А.Г. Гребеников, А.М. Гуменный, А.Ф. Иванько, А.И. Костенко, А.А. Сердюков, А.С. Чумак, В.Ф. Шмырев. Концепция создания пассажирского самолёта для местных воздушных линий. Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии № 47– Х.: 2010. – С.20-33.
22. Машошин О.Ф. М38 Диагностика авиационной техники. Учебное пособие. - М.: МГТУ ГА, 2007. – 141 с.

ДОДАТОК А

1	Кво	520
2	Кво	10
3	Кво/4	220
4	М	800
5	КМ	2800
6	К2	17284
7	К2	2624,2
8	К2	8500
9	Чел	2
10	КВМ	2x234,25
11	Q	0,182
12	2xPДД	
13	М²	91,94
14	М²	24,82
15	М²	16,55
16	3,24	
17	19°	
18	8,5	
19	М	3,766
20	7,42	

Литература		М. Визит	Литература
Результат	Результат	Результат	Результат
Проект	Масштаб	Масштаб	Масштаб
Технический	Масштаб	Масштаб	Масштаб
Симбол	Масштаб	Масштаб	Масштаб
Симбол	Масштаб	Масштаб	Масштаб

ДЛС-1-96 обш.1:05:00

Общий вид самолета

ХАН эр. 1-96 обш.1

Мас. № раба	Возм. в раба	Мас. № раба	Возм. в раба
Мас. № раба	Возм. в раба	Мас. № раба	Возм. в раба
Мас. № раба	Возм. в раба	Мас. № раба	Возм. в раба
Мас. № раба	Возм. в раба	Мас. № раба	Возм. в раба
Мас. № раба	Возм. в раба	Мас. № раба	Возм. в раба

ДЛС-1-96 обш.1:05:00

Формат А2

