

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)

магістр

(освітній рівень)

На тему:

Застосування технології тривимірного друку при технічному обслуговуванні
повітряних суден

ХАІ.103.1-96Авт-1.22В.272.239-9/20-1 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу групи №1-96Авт-1

Галузь знань 27 «Транспорт»

Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»

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

Євтушенко С.В.

(Прізвище та ініціали)

Керівник

кваліфікаційної роботи:

Капітанова Л.В.

(Прізвище та ініціали)

Рецензент

кваліфікаційної роботи:

Лоленко А.В.

(Прізвище та ініціали)

Харків - 2022

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

Євтушенко Сергія Володимировича

(прізвище, ім'я, по батькові)

Тема кваліфікаційної роботи: Застосування технології тривимірного друку при технічному обслуговуванні повітряних суден

Керівник кваліфікаційної роботи: Капітанова Л.В. д.т.н., доцент

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

затверджені наказом Університету № _____ від “ ____ ” _____ 20 ____ р.

Термін подання студентом кваліфікаційної роботи: _____

Вихідні дані до кваліфікаційної роботи: $V_{\max} = 600$ км/год; $V_{\text{крейс}} = 530$ км/год; $H_{\max} = 6000$ м; $L = 3700$ км; $L_{\text{розб}} = 850$ м; $n_{\text{пас}} = 50$ чол.

Зміст розрахунково-пояснювальної записки (перелік завдань, які потрібно розробити):

1 Конструкторський розділ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака;

1.1.1 Розробка концепції створювання літака;

1.1.2 Призначення, тактико-технічних вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що встановлені авіаційними правилами при проектуванні літака;

1.1.3 Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз;

1.1.4 Вибір та обумовлення схеми літака, типу його силової

установки;

1.1.5 Розрахунок маси літака в нульовому наближенні;

1.1.6 Вибір типу двигуна та його характеристик;

1.1.7 Визначення геометричних розмірів основних

агрегатів літака. Розробка зовнішнього вигляду літака;

1.1.8 Вибір, обґрунтування, розробка та ув'язка конструктивно-силової схеми (КСС) літака, а також його

агрегатів

1.1.9 Висновки;

1.2 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні та вагові

характеристики літака

1.2.1. Розрахунок поляр у злітній, посадковій та

крейсерській конфігурацій літака

1.2.2. Розрахунок льотних характеристик літака методом

тяги (потужності)

1.2.3 Висновки

1.3. Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання літака

1.3.1. Розробка майстер-геометрії середньо магістрального літака

1.3.2. Опис майстер-моделі літака

2 Експлуатаційний розділ

2.1. Опис технологій тривимірного друку та їх класифікація;

2.1.1. Опис технології тривимірного друку;

2.1.2. Класифікація технології тривимірного друку;

2.2. Використання технології тривимірного друку при

виробництві повітряних суден;

2.2.1. Застосування метода полімеризації і екструзійного метода;

2.2.2. Використання порошкового методу;

2.3 Висновок;

3 Безпека польотів

- 3.1. Безпека при технічному обслуговуванні;
- 3.2. Управління безпекою при технічному обслуговуванні;
- 3.2.1. Корпоративний підхід до забезпечення безпеки;
- 3.2.2. Основні засоби управління безпекою при технічному

Обслуговуванні

- 3.2.3. Контроль за забезпеченням безпеки та оцінка програм
- 3.3. Боротьба з недотриманням процедур при технічному обслуговуванні

4 Економічний розділ

4.1. Розрахунок витрат на експлуатацію літака, двигуна та собівартості перевезення однієї тони вантажу на один

кілометр шляху;

4.2. Висновки;

5. Спеціальний розділ

5.1. Порошковий засіб. Види, принципова схема роботи;

5.1.1. Селективне лазерне спікання (SLS);

5.1.2. Пряме лазерне спікання металів (DMLS);

5.2. Застосування технології тривимірного друку при технічному обслуговуванні повітряних суден;

Перелік графічного матеріалу:

- креслення загального вигляду;
- конструктивно-силова компоновка літака.

Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання надав	завдання отримав
1	Сердюков О. А., старший викладач каф.103		
2	Сердюков О. А., старший викладач каф.103		
3	Сердюков О. А., старший викладач каф.103		
4	Ковальчук В. Г., зав. каф. 601		

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

Дата надання завдання « ____ » _____ 20__ р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Термін виконання етапів кваліфікаційної роботи	Примітки
1	Конструкторський розділ		
2	Експлуатаційний розділ		
3	Безпека польотів		
4	Економічний розділ		
5	Спеціальний розділ		

Здобувач _____
(підпис)

Євтушенко С.В.
(ініціали та прізвище)

Керівник проекту _____
(підпис)

(ініціали та прізвище)

ЗМІСТ

Реферат.....	9
Вступ.....	10
1. Конструкторський розділ.....	10
1.1 Автоматизоване формування вигляду літака.....	10
1.1.1. Розробка концепції створювання літака.....	10
1.1.2. Призначення, тактико-технічних вимоги до літака, умови його виробництва та експлуатації, обмеження, що встановлені авіаційними правилами при проектуванні літака.....	12
1.1.2.1 Призначення та тактико-технічні вимоги до літака, який проектується.....	12
1.1.2.2 Обмеження, які накладаються авіаційними правилами (АП-25) при проектуванні літака.....	13
1.1.3. Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз.....	21
1.1.4. Вибір та обумовлення схеми літака, типу його силової установки.....	28
1.1.5. Розрахунок маси літаку в нульовому наближенні.....	29
1.1.6. Вибір типу двигуна та його характеристик.....	30
1.1.7. Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака. Розробка зовнішнього вигляду літака.....	31
1.1.8. Вибір, обґрунтування, розробка та ув'язка конструктивно-силової схеми (КСС) літака, а також його агрегатів.....	35
1.1.9. Висновки.....	42
1.2. Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні та вагові характеристики літака.....	43

1.2.1. Розрахунок поляр у злітній, посадковій та крейсерській конфігурації літака.....	43
1.2.2. Розрахунок льотних характеристик літака методом тяги (потужності).....	44
1.2.3 Висновки.....	46
1.3. Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання літака.....	46
1.3.1. Розробка майстер-геометрії середньо магістрального літака.....	46
1.3.2. Опис майстер-моделі літака.....	48
2. Експлуатаційний розділ.....	50
2.1. Опис технологій тривимірного друку та їх класифікація.....	50
2.1.1. Опис технології тривимірного друку.....	50
2.1.2. Класифікація технології тривимірного друку.....	50
2.2. Використання технології тривимірного друку при виробництві повітряних суден.....	52
2.2.1. Застосування метода полімеризації і екструзійного метода.....	52
2.2.2. Використання порошкового методу.....	53
2.3 Висновок.....	58
3. Безпека польотів.....	59
3.1. Безпека при технічному обслуговуванні.....	59
3.2. Управління безпекою при технічному обслуговуванні.....	60
3.2.1. Корпоративний підхід до забезпечення безпеки.....	60
3.2.2. Основні засоби управління безпекою при технічному обслуговуванні.....	62
3.2.3. Контроль за забезпеченням безпеки та оцінка програм.....	62
3.3. Боротьба з недотриманням процедур при технічному обслуговуванні.....	63
4. Економічний розділ.....	65

4.1. Розрахунок витрат на експлуатацію літака, двигуна та собівартості перевезення однієї тони вантажу на один кілометр шляху.....	65
4.2. Висновки.....	70
5. Спеціальний розділ.....	71
5.1. Порошковий засіб. Види, принципова схема роботи.....	71
5.1.1. Селективне лазерне спікання (SLS).....	71
5.1.2. Пряме лазерне спікання металів (DMLS).....	72
5.2. Застосування технології тривимірного друку при технічному обслуговуванні повітряних суден.....	72
Джерела інформації.....	74

Реферат

Випускна робота магістра Євтушенко Сергія Володимировича на тему «Застосування технології тривимірного друку при технічному обслуговуванні повітряних суден».

Звіт випускної роботи спеціаліста містить:

Сторінок – 74;

Рисунків – 27;

Таблиць – 4;

Додатків – 3;

Джерел – 10;

Об'єкт дослідження – пасажирський літак з ТГД.

Ціль роботи: інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання пасажирського літака з заданими параметрами, визначення технологій тривимірного друку для виробництва, експлуатації та технічного обслуговування повітряних суден.

Методи дослідження – статичні, аналітичні та графічні.

Здійснено статичне проектування літака: визначені аеродинамічні та льотно-технічні характеристики літака; наведено опис існуючих технологій тривимірного друку та виконано аналіз можливості їх застосування у виробництві, експлуатації та технічного обслуговування повітряних суден; виявлені переваги та недоліки тривимірного друку відносно традиційних методів виробництва повітряних судів; виконано порівняння економічних характеристик тривимірного друку та традиційних технологій виробництва.

У результаті виконання випускної роботи був спроектований пасажирський літак, а також були закріплені знання, отриманні на теоретичному курсі.

Робота виконана на ЕОМ, з застосуванням різноманітних програмних продуктів: Unigraphics NX2.0, Компас 3D версія 13, Microsoft Word 2007, інтернет.

Ключові слова: Тактик-технічні вимоги, льотно-технічні характеристики, злітна маса літака, питома навантаження на крило, центрування та компоновка, тривимірний друк, адитивні технології, стереолітографія, собівартість, рентабельність.

Умови отримання дипломного проекту: дипломний проект зберігається на кафедрі проектування літаків та вертольотів і може бути виданий тільки з дозволу завідувача кафедрою за письменним дозволом.

ВСТУП

Найбільш важка обробка матеріалів у аерокосмічній галузі при виготовленні компонентів при цьому втрачається до 90% метала заготовки. При цьому значно зростає вартість деталей.

Важкість механообробного виробництва у авіаційній галузі обумовлені важкістю геометрії деталей авіаційної техніки, матеріалами що використовуються, способами обробки. Окрім цього забезпечення технологічної підготовки механообробного обладнання потребує значної кількості кваліфікаційних кадрів.

Особливістю фрезерної обробки у авіаційній галузі є наявність багатой номенклатури деталей не стандартної геометрії з великою кількістю криволінійних поверхонь, заокруглень та стінками малої товщини. Існують проблеми які впливають на якість та продуктивність виготовлення таких деталей до яких відносяться:

Вібрація інструменту та деталей під час обробки;

Деформація деталі під час обробки;

Не коректна побудова траєкторій інструменту стандартними шаблонами операцій САМ- системи;

Невірний вибір шаблонів операцій САМ- системи при підготовці УП;

Важкість базування заготовок;

Низька якість заготовок;

Невірний вибір типу станка;

Невірний вибір пристосування для кріплення заготовок;

Помилки при виборі інструменту та назначені режими роботи станків.

На сьогоднішній час у світі жорсткої промислової конкуренції основним вектором вдосконалення любого виробництва є модернізація існуючих та створення нових технологічних процесів. Локомотивом при цьому стали цифрові та адитивні технології, які дозволяють створювати деталі високої якості з меншими витратами. А також деталі, які неможливо виготовити традиційними технологіями.

Методи тривимірного друку дозволяють знизити матеріалоемність та трудомісткість виробництва.

КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1 Автоматизоване формування вигляду літака

1.1.1 Розробка концепції створення літака

Для літака, що проектується, концепція проектування зводиться до наступного:

- Місткість – 50 пасажирів;
- Висока надійність конструкції та обладнання;
- Висока економічність експлуатації та виробництва;
- Великий ресурс – 70 000 годин;
- Мінімальна маса літака;
- Висока аеродинамічна якість;
- Простота технічного обслуговування у експлуатації;
- Дальність польоту – 3700 км.

При цьому основна ціль – досягнення високої аеродинамічної, вагової досконалості та міцності літака.

Для підвищення економічності, ресурсу та надійності літака використовуються усі можливості – раціональна аеродинамічна компоновка, нові надійні та довговічні матеріали, надійна та оптимальна за масою конструкція планеру, високонадійні двигуни та агрегати бортових систем, нові технологічні процеси та високоефективне виробниче обладнання для виготовлення літаків і двигунів.

Особливістю літака, що проектується, є підвищені вимоги до надійності та безпеки експлуатації, у зв'язку з чим при проведенні опитно-конструкторських робіт передбачено виконати:

- Проектування та виготовлення опитних зразків;
- Відпрацювання аеродинаміки у аеродинамічних трубах;
- Відпрацювання міцності конструкції шляхом проведення статичних випробувань;
- Відпрацювання газодинаміки, міцності та ресурсу двигунів на стендовому обладнанні та під час льотних випробувань;
- Відпрацювання відмовобезпечності систем управління та бортових систем електронного обладнання на обчислювальних та моделюючих комплексах;
- Випробування систем управління, бортових систем та агрегатів на надійність при зовнішніх впливах на комплексних стендах;

- Проведення льотних доводочних та сертифікаційних випробувань.

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

1.1.2.1 Призначення та тактико-технічні вимоги до літака, який проектується.

Літак призначений для перевезення 52 пасажирів на відстань до 3700 км.

Вихідні вимоги:

- Кількість пасажирів 50 чоловік;
- Відстань польоту 3700 км;
- Крейсерська швидкість $V_{\text{крейс}} = 530$ км/год;
- Максимальна швидкість $V_{\text{max}} = 600$ км/год;
- Висота крейсерського польоту $H_{\text{крейс}} = 6000$ м;
- Максимальна висота $H_{\text{max}} = 7000$ м;
- Довжина злітної дистанції $L_{\text{розб}} = 850$ м;
- Ресурс 70 000 год.

Аеродинамічні вимоги. При обраному двигуні літак повинен мати найбільш високі льотні властивості, бути стійким та керуватись на всіх режимах польоту. Льотні дані літака визначаються величинами горизонтальної, вертикальної та посадковою швидкостями, вистою та дальністю польоту, вантажопідйомністю, розмірами злітної та посадкової дистанцій.

Вимоги міцності. Міцність конструкції повинна виключати можливість появи деформацій та виникнення небезпечних вібрацій які можуть привести до руйнуванню конструкції.

Вимоги мінімальної маси. Конструкція літака в цілому, а також в окремих її частинах та елементів, повинна мати найменшу масу тому, що маса літака дуже впливає на основні функціональні характеристики – льотні дані. Зменшення маси конструкції досягається скороченням кількості роз'ємів, вирізів, несилкових елементів, застосуванням нових конструкційних матеріалів.

Експлуатаційні вимоги. Повинна бути забезпечена надійність роботи всіх агрегатів літака при можливості зменшення ресурсів на їх обслуговування. Простота обслуговування літака забезпечується гарним доступом до усіх вузлів літака, агрегатів які підлягають регулярному огляду, можливістю швидкої заправки паливом та маслом, простим доступом до штуцерів заправки киснем та стислим повітрям, простотою доступу до вузлів та агрегатів для швидкого їх демонтажу/монтажу, простотою ремонту та інші.

Самою важливою експлуатаційною характеристикою є безпека польоту, яка забезпечується створенням конструкції, яка має максимально високий рівень живучості тобто не руйнуванням після отримання пошкоджень, встановленням відповідного аеронавігаційного обладнання, надійної системи запобігання обмерзанню, ефективної протипожежної системи, дублювання систем керування, а також іншими заходами в залежності від типу літака.

При найбільш повному задоволенню експлуатаційних вимог досягається значне зниження витрат, пов'язаних з експлуатацією літака.

Виробничі вимоги. У виробництві найкраща конструкція та, витрати на яку будуть мінімальні.

Основними вимогами технології, які призводять до зменшенню вартості та часу на виробництво літака, є наступне:

- 1) Взаємозаміну агрегатів та деталей, що виключає ряд робіт при виробництві та складанні;
- 2) Простота конструкції та широке застосування у неї стандартних та нормованих деталей;
- 3) Застосування передових методів виробництва;
- 4) Застосування не дорогих матеріалів, які потребують більш просту обробку;

1.1.2.2. Обмеження, які накладаються авіаційними правилами (АП-25) при проектуванні літака.

Наведемо декілька подібних обмежень які накладаються на літак при його проектуванні.

Польотні обмеження:

Швидкість свалювання V_S є земною індикаторною швидкістю свалювання або мінімальною швидкістю устанавленого режиму польоту, вираженою у км/год, повинна бути мінімальною швидкістю, що отримується наступним способом: балансувати літак на режимі прямолінійного польоту на швидкості не менше $1,2 V_S$ та не більше $1,4 V_S$. На швидкості, перевищуючої швидкість свалювання настільки, щоб забезпечити втримання устанавленого режиму польоту, важіль управління рулем висоти повинен переміщатися з такою швидкістю, щоб падіння швидкості літака не перевищувало 2,0 км/год за секунду.

Злітні швидкості.

1) Швидкість V_1 повинна встановлюватись відносно швидкості V_{EF} наступним образом:

а) Швидкість V_{EF} – земна індикаторна швидкість, на якій передбачається критична відмова двигуна.

б) Швидкість V_1 , виражена в одиницях земної індикаторної швидкості, є швидкістю прийняття рішення на зльоті.

2) Швидкість V_2 , виражена у вигляді земної індикаторної швидкості, повинна обиратися так, щоб забезпечити кут набору висоти.

3) V_{MU} є земною індикаторною швидкістю, на якій літак може безпечно відірватися від землі та продовжити політ.

4) Швидкість V_{LOF} є земною індикаторною швидкістю, на якій літак починає відрив від землі.

Мінімальна іволютивна швидкість.

Швидкість V_{MCG} є земною індикаторною швидкістю, при якій у разі раптової відмови двигуна, можливо зберегти управління літаком з цим, поки що не робочим двигуном та втримання режиму прямолінійного польоту при куті крену не більше 5° .

Шляхова стійкість та керованість.

1) Літак не повинен мати тенденцію до некерованості розвороту на землі при боковому вітрі під кутом 90° .

- 2) Літак повинен задовільно керуватись без використання виключного майстерства пілотування та швидкості реакції пілота в процесі виконання посадок з прибраним газом при нормальною посадковою швидкістю, без застосування гальм або зміни роботи режиму двигунів для підтримки прямолінійної траєкторії пробігу.
- 3) Літак повинен мати відповідну путьову керованість при рулінні.

Необхідна дистанція зльоту повинна бути не менше:

- 1) Відстань по горизонталі продовж траєкторії зльоту від точки старту до точки, у якій висота над злітною поверхнею становить 10,7 м.
- 2) 115% відстані по горизонталі продовж траєкторії зльоту, при всіх працюючих двигунах, від точки старту до точки, у якій висота над злітною поверхнею становить 10,7 м.

Траєкторія начального набору висоти:

- 1) Траєкторія начального набору висоти починається на висоті 10,7 м над злітною поверхнею на кінці злітної дистанції.
- 2) Данні чистої траєкторії начального набору висоти повинні визначатись так чином, щоб вони представляли повну траєкторію набору висоти, зменшену у кожній точці на градієнт набору висоти, рівний 1,0%.

Траєкторії польоту повинні визначатися на будь-якій вибраної швидкості при наступних умовах:

- 1) Центрування – най несприятлива;
- 2) Критичні двигуни не працюють;
- 3) Решта двигунів працюють на режимі максимальної тяги або тривалої потужності.

Літак повинен мати продовжну, путьову та поперекову стійкість.

Динамічна стійкість.

Короткоперіодичні коливання виникаючі+ у діапазоні від $1,2 V_S$ до максимально допустимої швидкості польоту, відповідних даній конфігурації літака, повинні інтенсивно демпфуватися.

Попередження о наближанні свалювання.

Під час прямолінійного або криволінійного польоту з закрилками та шасі, що знаходяться у звичайному положенні, пілот повинен отримувати ясне та добре помітне попередження о наближенні свалювання з достатнім запасом для попередження несподіваного свалювання.

Вібрація та бафтинг.

- 1) Конструкція літака повинна витримувати любі вібрації та бафтинг, які можливо можуть виникнути в умовах експлуатації;
- 2) Під час польоту повинно бути продемонстровано, що всі частини літака не випробують підвищених вібрацій на всіх швидкостях та режимах двигунів.

Посадка.

Відстань по горизонталі, необхідне для виконання посадки та повної зупинки літака від точки на висоті 15 м над посадочною поверхнею, повинне визначатися наступним образом:

- 1) Літак повинен бути у посадочній конфігурації;
- 2) Захід на посадку повинен витримуватися до висоти 15 м при земної індикаторної швидкості не менше $1,3 V_S$.
- 3) Посадка повинна виконуватися без вертикальних перенавантажень, капотуванню, некерованому розвороту на землі або воді.
- 4) Посадка не повинна вимагати виключного майстерства або швидкості реакцій пілота.

Для сухопутних літаків посадочна дистанція на землі повинна визначатися на рівній, гладкій та сухій злітно-посадочній смузі з твердим покриттям.

Необхідний запас палива для польоту.

Необхідний запас палива (НЗП) включає основний та резервний запаси палива. Необхідний запас палива повинен забезпечити можливість продовження польоту та посадки на аеродромі вильоту, аеродромі призначення або на ближчому запасному аеродромі у випадку виникнення відмов функціональних систем літака на протязі усього польоту.

Обмеження міцності (з АП-25)

Конструкція повинна витримувати експлуатаційні навантаження без появи небезпечних деформацій. При всіх навантаженнях деформації конструкції не повинні впливати на безпеку експлуатації.

Конструкція повинна витримувати розрахункові навантаження без руйнувань протягом не менше трьох секунд.

Розрахункова крейсерська швидкість V_C .

Для швидкості V_C приймаються наступні умови:

- 1) Мінімальна величина V_C повинна бути значно більша V_B , щоб врахувати непередбачене збільшення швидкості, яке може виникнути у результаті сильної турбулентності атмосфери.
- 2) При відсутності надійних даних, що визначають V_C , вона не може бути менше ніж $V_B + 81$ км/год, але не повинна перевищувати максимальну швидкість у горизонтальному польоті при максимальній тривалій потужності на відповідній висоті.
- 3) На висотах, де швидкість V_D обмежена числом M , швидкість V_C також може бути обмежена обраним числом M .

Розрахункова швидкість пікірування V_D .

Розрахункова швидкість пікірування повинна бути такою, щоб V_C/M_C було не більше $0,8V_D/M_D$.

Розрахункова маневрова швидкість V_A .

Для швидкості V_A приймаються наступні умови:

Швидкість V_A не може бути менше ніж $V_{S1}\sqrt{n}$, де

n – максимальна експлуатаційне маневрове перевантаження при швидкості V_C ;

V_{S1} – швидкість зриву при прибранних закрилках.

Максимальне експлуатаційне маневрове перевантаження.

Максимальне експлуатаційне маневрове перевантаження величина n_{max} для будь-якої швидкості до V_D повинна бути не менше ніж

$$2,1 + \frac{10890}{G + 4540}, \text{ де}$$

G – максимальна розрахункова злітна вага, кг;

но при умові, що величина $n_{e \max}$ повинна бути не менше 2,5 та не більше 3,8.

Конструктивні та технічні обмеження (з АП-25).

Конструкція літака не повинна мати таких особливостей та частин, які створюють аварійні умови або є ненадійними, судячи з практики.

Літак повинен мати таку конструкцію, щоб він не втрачав керування у випадку відмови всіх двигунів.

Прийнята технологія виробництва повинна забезпечити постійність необхідної якості виготовлення конструкції.

Деталі кріплення.

Всі болти, гвинти, гайки, та інші деталі кріплення повинні мати два незалежних контровальних пристроїв, якщо випадіння цих деталей кріплення може:

- 1) Завадити продовженню польоту та посадці в межах розрахункових обмеженнях літака та при звичайній кваліфікації і силі пілота;
- 2) Привести до погіршенню керування по тангажу, рисканню, крену або зниженню чутливості по зрівнянню з тою, яка наведена у розділі В АП-25.

Деталі кріплення та їх контровальні пристрої не повинні погіршуватися від впливу оточуючої середовища у місцях їх установки.

Забезпечення доступу

Повинний бути забезпечений зручний доступ до внутрішніх частин літака для перевірки, огляду та заміни складових частин, які потребують періодичної заміни, регулювання та змащування, необхідне для збереження льотної придатності.

Система управління

Усі важелі системи управління повинні працювати легко, плавно та чітко, забезпечуючи правильне та якісне виконання заданих функцій.

Кожен елемент системи управління літаком повинен бути виготовлений таким чином, щоб звести до мінімуму вірогідність невірної складання, яка може призвести до невірної функціювання цієї системи.

Вірогідні несправності не повинні оказувати значний вплив на роботу системи управління та повинна бути забезпечена можливість нівелювати їх пілотом.

Радіообладнання, встановлене на літак, повинно забезпечувати:

- двосторонній зв'язок з землею, а також літаками, які знаходяться у повітрі;
- зв'язок всередині літака між членами екіпажу;
- огляд земної поверхні для цілей навігації
- визначати радіопеленг, кут нахилу, шляхову швидкість та інше.

Повинні бути передбачені засоби аварійного випуску шасі.

Кабіна екіпажу.

Кабіна екіпажу та її обладнання повинно забезпечувати членам льотного екіпажу виконання обов'язків без підвищеної концентрації уваги або втоми.

Якщо передбачено наявність другого пілота, літак повинен виконувати керування з однаковою ступеню безпеки на місцях обох пілотів.

Конструкція кабіни екіпажу повинна бути такою, щоб при польоті під час дощу або снігу до кабіни не потрапляла волога, яка буде відволікати увагу екіпажу, або мати шкідливий вплив на конструкцію кабіни.

Шум та вібрація у кабіні екіпажу не повинна заважати виконувати свої обов'язки усім членам екіпажу, які виконують керування літаком.

Огляд з кабіни екіпажу повинен задовольняти наступні потреби:

- 1) Кабіна екіпажу повинна розташовуватися таким чином, щоб забезпечувався найкращий огляд (без перешкод, спотворювань та інш.), що дозволяє безпечно виконувати всі маневри у межах експлуатаційних обмежень.
- 2) У кабіні екіпажу не повинно бути відблисків світла, що заважають нормальній роботі екіпажу.

Аварійна евакуація.

Кожна зона розміщення екіпажу та пасажирів повна бути оснащена аварійними засобами, які забезпечать швидку евакуацію при аварійній посадці як з випущеними шасі так з прибраними з урахуванням можливості пожежі у літаку.

Для літаків з кількістю пасажирських місць більше 44 повинно бути показано, що евакуація заявленої кількості пасажирів разом з усіма членами екіпажу може виконуватися в межах 90 секунд при імітації аварійних умов.

При кількості пасажирських місць більше 299 кожен аварійний вихід на борту фюзеляжу повинен бути виходом типу А або І. На кожному парі виходів типу А дозволяється мати 110 пасажирських місць; на кожному парі виходів типу І дозволяється мати 45 пасажирських місць.

Тип І. Вихід цього типу є виходом на рівні підлоги з прямокутним отвором шириною не менше 610 мм та висотою не менше 1220 мм з радіусом закруглення кутів не більше $1/3$ ширини виходу.

Тип А. Вихід цього типу є вихід на рівні підлоги з прямокутним отвором шириною не менше 1070 мм та висотою не менше 1830 мм з радіусом закруглення кутів не більше $1/6$ ширини виходу.

Ширина проходу у кожній точці проходу між кріслами повинна дорівнювати або перевищувати 380 мм (на висоті від підлоги не менше 635 мм) та 508 мм (на висоті не більше 635 мм).

Паливо повинно бути розташовано поза герметичної кабіни. Паливна система повинна мати протипожежне обладнання. Усі пожежонебезпечні агрегати силової установки повинні бути ізольовані від легкозаймистих предметів. На літаку повинна бути передбачена система аварійного зливу палива при виудженою посадкою.

На всіх етапах польоту повинно забезпечуватись підтримання у кабінах літака температури в межах $17^{\circ}\dots 25^{\circ}\text{C}$. Вказані показники температури повинні досягатись не довше ніж через 20 хвилин після зльоту.

Кожне приміщення для пасажирів та пілотів повинно мати вентиляцію.

Експлуатаційні обмеження (АП-25).

Максимальна експлуатаційна швидкість літака – максимально-допустима експлуатаційна швидкість – це швидкість, яку не дозволяється навмисно перевищувати на любых режимах польоту.

Максимально допустима швидкість V_{MO}/M_{MO} не повинна перевищувати розрахункову крейсерську швидкість V_C та бути значно нижче V_D/M_D , щоб звести до мінімуму вірогідність випадкового перевищення цих швидкостей під час польоту.

Маневрена швидкість літака – не повинна перевищувати розрахункову маневрову швидкість V_A .

Максимальна висота. Повинна бути встановлена максимальна висота до якої дозволяється експлуатація літака, виходячи з обмежень, що накладені льотними характеристиками, характеристиками стійкості, керованості, міцності, силової установки та обладнання.

1.1.3 Сбір та обробка статистичних даних, їх аналіз

Сбір та обробка статистичних даних в процесі проектування літака дозволяє:

- 1) Отримати уявлення о сучасному рівні розвитку літакобудування з урахуванням:
 - a. Типів літаків, необхідних народному хазяйству;
 - b. Задач, які вони виконують;
 - c. Льотно-технічних якостей;
 - d. Способів досягнення цих якостей (схем літаків, геометричних та вагових параметрів, силової установки, конструктивних матеріалів, способів виробництва та інші).
- 2) Визначити тенденції та перспективи розвитку типу літака, який проектується, якісні зміни технічних вимог до літака, еволюцію його призначення, умови виробництва та експлуатації.
- 3) Визначення параметрів літака.

Аналіз статистичного матеріалу дає можливість розробити технічні вимоги до літака, обрати його схему.

Для збирання статистичних даних необхідно використовувати дані аналогічних літаків, та літаків які мають близькі льотно-технічні характеристики та умови експлуатації. Ці дані вносяться до статистичної таблиці 1.1.

Таблиця 1.1 – Статистичні дані літаків аналогів

	Найменування літака	АН-24	АН 140	НР. R7	F27-500	Канадер-Конвер 540	Авро 748	Проект літака
1	2	3	4	5	6	7	8	9
Льотні дані	V_{\max} , км/ГОД	-	600	682	550	-	-	600
	$H_{\text{пот}}$, км	8100	9000	-	7,62	-	-	-
	$V_{\text{крейс}}$, км/ГОД	450	537	438	480	506	427	530
	H_{\max} , км	9	7,2	-	7	7	7	7000
	$H_{\text{крейс}}$, км	6000	7,200		7	6,1	6100	6000
	$V_{\text{взл}}$, км/ГОД	160	150	185	219	217	-	-
	$V_{\text{пос}}$, км/ГОД	165	160	169	181	187	172	-
	$V_{\text{ум/хв}}$	-	-	-	-	-	-	-
	L , км	2 000	2 100	1 400	1528	1570	1787	3700
	$L_{\text{разб}}$, м	650	850	1265	1667	1433	1067	850
$L_{\text{проб}}$, м	590	780	1079	1003	1320	1113	-	
Вагові дані	$m_{\text{пос}}$, кг	21 800	16700	17 465	19.050	22985	14970	-
	$m_0(m_{\text{зл}})$, кг	21 800	21000	17 690	20455	24130	15920	-
	$m_0 \max$, кг	21 800	21500	17 690	-	-	-	-
	$m_{\text{пуст}}$, кг	14000	15000	16 081	10.695	-	-	-
	$m_{\text{пуст.снар}}$, кг	14600	-	10 980	11 790	15650	9070	-
	$m_{\text{дв}}$	1200	1200	1118	1120	1650	1010	-
	$m_{\text{гр.ком}}$, кг	5 500	6000	5 350	5970	5310	4385	-
	$m_{\text{г}}$, кг	5000	3370	1 360	2490	3000	2465	-
Дані СУ	Число та тип двигуна	2 ТВД	2 ТВД	2 ТВД	2 ТВД	2 ТВД	2 ТВД	2 ТВД
	Марка двигуна	АИ-24	117ВМ А-СБМ1	RR, RDa 7/2, Dart 527	mkS32-7R	НепирІленд МК504а	RR, RDa6, Dartmk. 514	-
	$P_0(N_0)$, кВт	2×2103	2×1286	2×1570	2×1626	2×1764	2×1298	-

1	2	3	4	5	6	7	8	9
Геометричні дані	$S, \text{ м}^2$	72,4	51	82.3	70	85,5	73,86	-
	$l, \text{ м}$	29,2	24,505	28.88	29.02	32,1	28,96	-
	X	2	1,3	0	2,5	8	5	-
	\hat{C}	-	0,16/0,1 2	0,12/0,16 5	0,14/0,12	-	0,12/0,18	-
	λ	11	11,5	10.2	12	12,1	11,35	-
	η	2,2	2,27	2.0	2.46	3	2,58	-
	$L_{\phi}, \text{ м}$	23,8	22,605	21.92	25.07	24,84	20,42	-
	$D_{\phi}, \text{ м}$	2,75	2,82	2.67	2.7	2,87	2,67	-
	$\lambda_{\phi}, \text{ м}$	8,2	7,65	8.21	9.13	8,66	7,65	-
	$\Sigma S_{\text{מיד}}, \text{ м}^2$	-	10,5	-	8,01	-	5,6	-
	$\hat{S}_{\text{го}}$	0,28	0,300	0.293	0.23	0,239	0,306	-
	$\hat{S}_{\text{во}}$	2,5	0,210	0.211	0.20	0,173	0,161	-
Виробничі величини	$P_0 K_{\Gamma} / \text{м}^2$	-	368,4	215	292	282	216	-
	$t_0 = 10P_0 / m_0 g$	0,17	0,157	0.181	0,186	0,216	0,163	-
	$\gamma_{\text{дв}} = m_{\text{дв}} / P_{\text{дв}}$	0,164	0,155	0,355	0,344	0,316	0,389	-
	$K_{\text{гр.корисн}} = m_{\text{гр}} / m_0$	0,3	0,233	0.302	0,349	0,28	0,243	-
	$C_{\text{р.о}} \text{ кг/год}$	920	600	682	699	-	-	-
	$n_{\text{пас.}}$	42-52	52	47	56	48	36-48	-

Зовнішній вигляд літаків аналогів

Ан-24

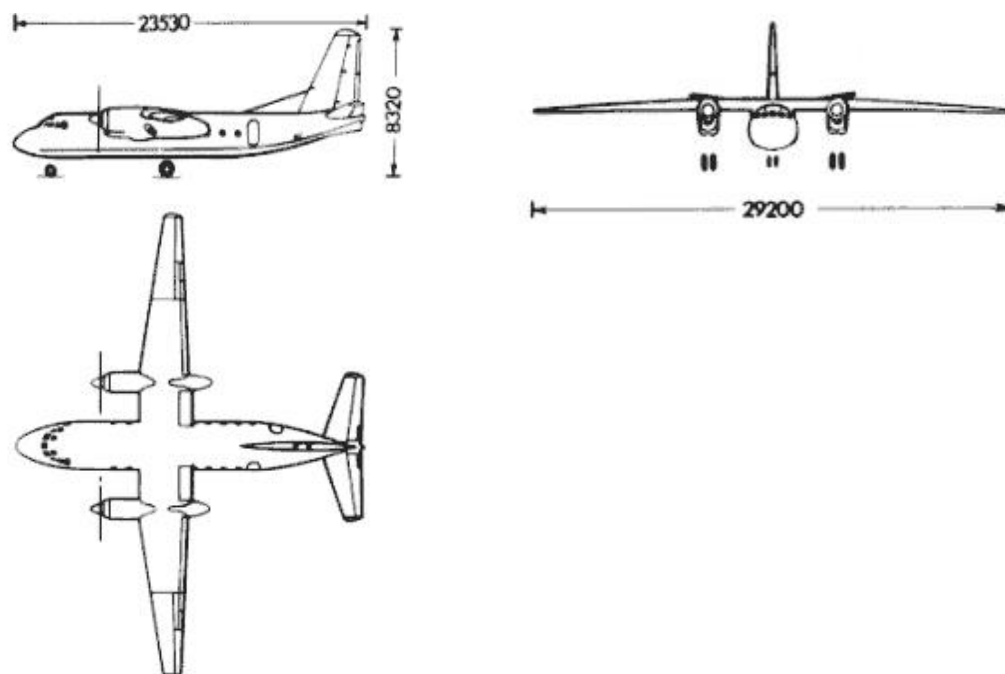


Рисунок 1.1 – Схема літака Ан-24

Ан-140

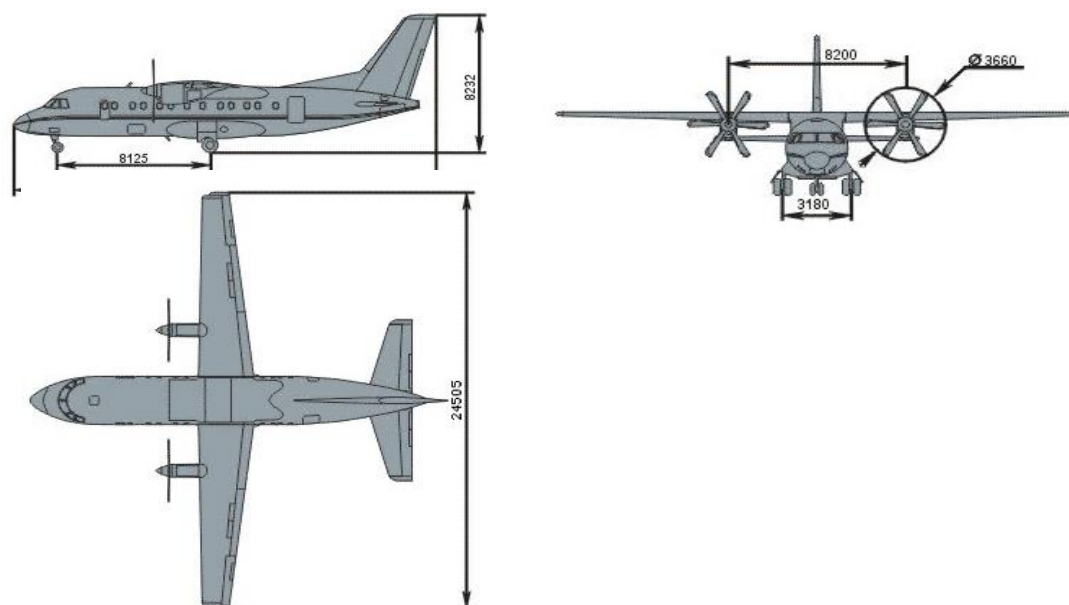


Рисунок 1.2 – Схема літака Ан-140

F27 - 500 FriendshipFokker

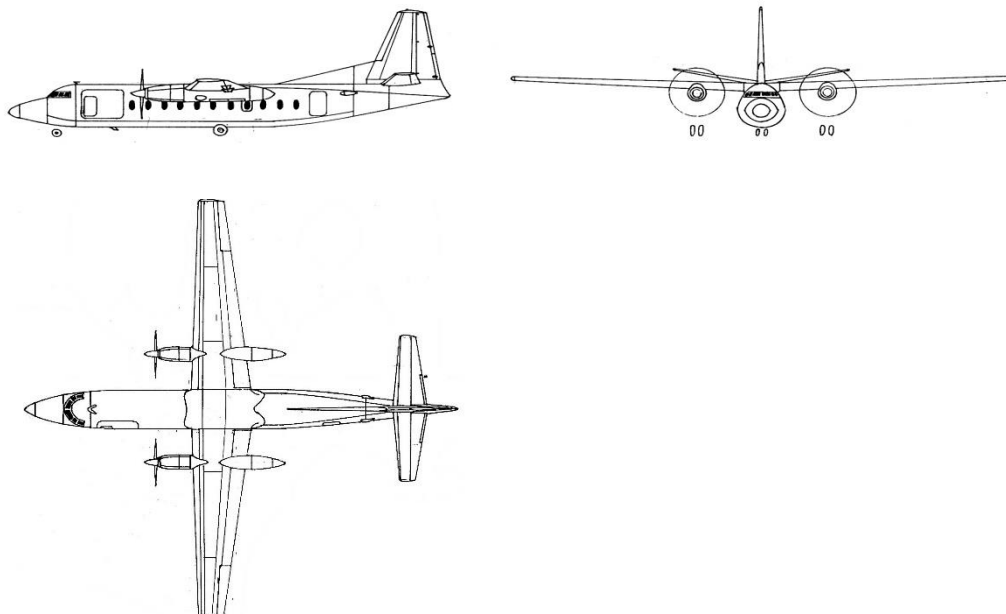


Рисунок 1.3 - Схема літака F27-500 FriendshipFokker

КанадерКонвер 540

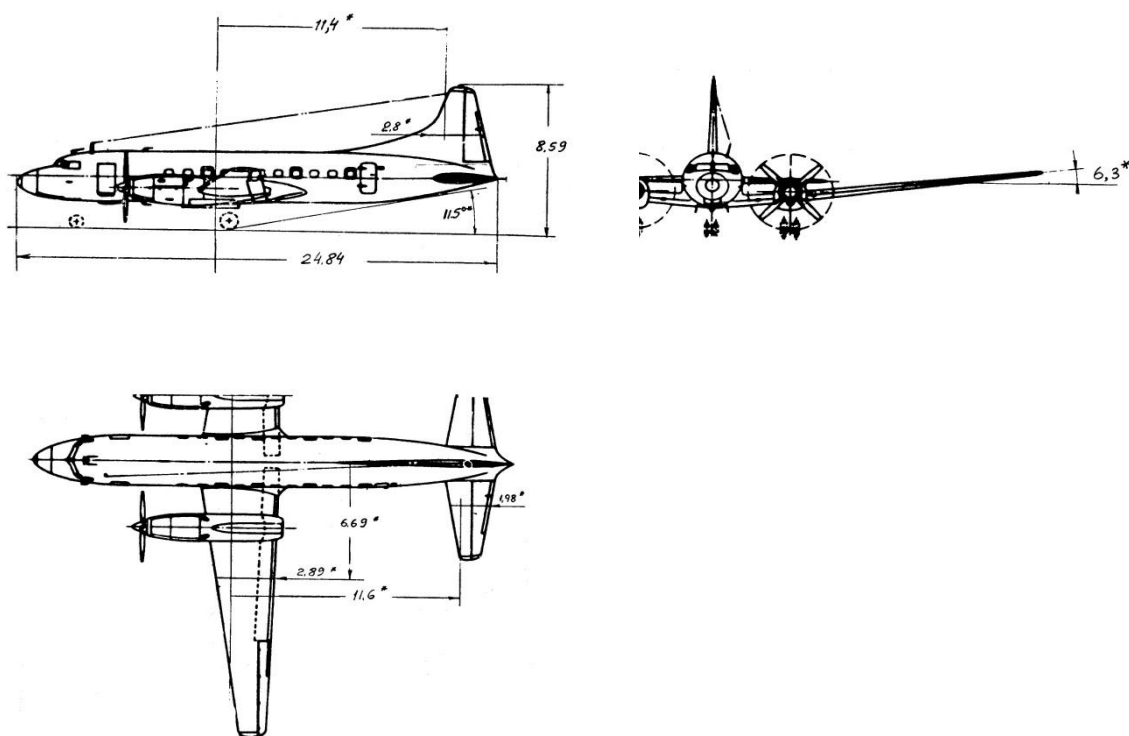


Рисунок 1.4 – Схема літака КанадерКонвер 540

Авро 748 ХоукерСіддлі

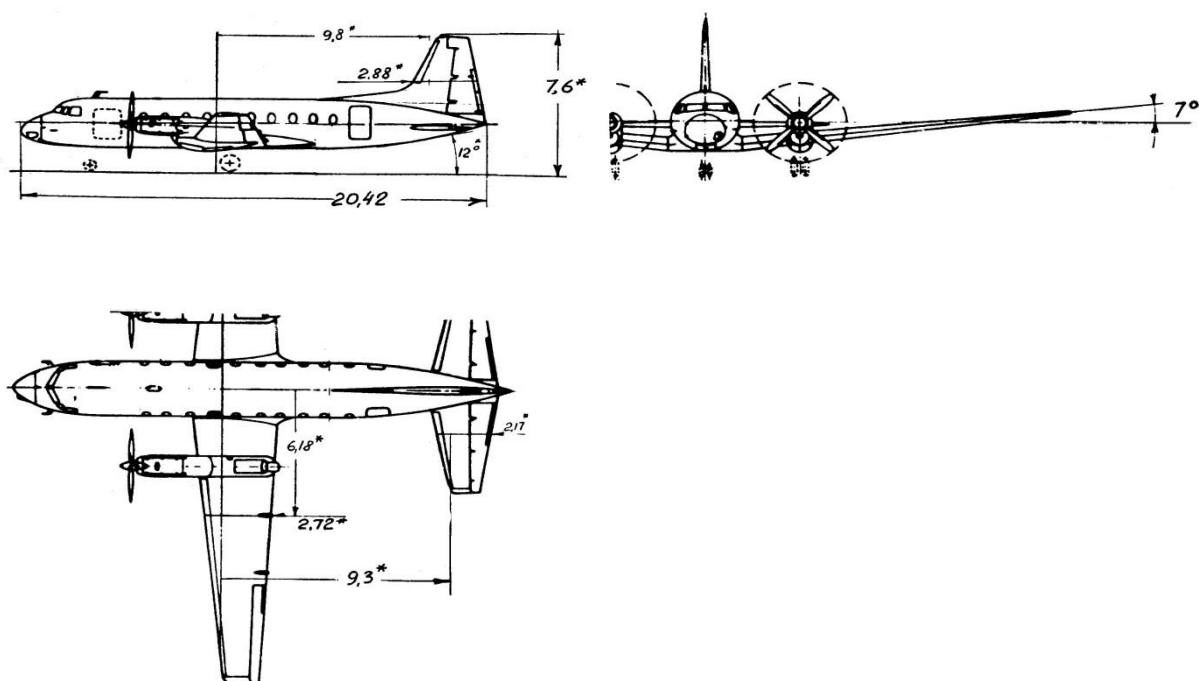


Рисунок 1.5 – Схема літака Авро 748 ХоукерСіддлі

Хендлі Пейдж НР. R7

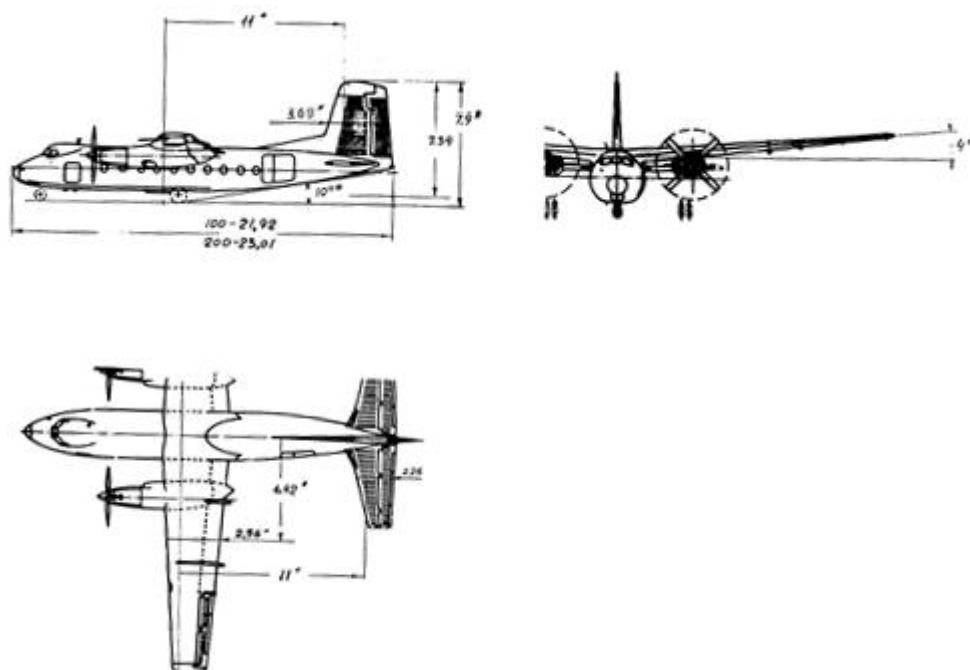


Рисунок 1.6 – Схема літака Хендлі Пейдж НР. R7

1.1.4. Вибір та обумовлення схеми літака, типу його силової установки

Після ретельного вивчення всіх літаків, обраних для збирання статистичних даних, для літака який проектується, обрана нормальна аеродинамічна схема, тому що вона дає наступні переваги:

- плавне обтікання крила;
- носова частина коротка, що сприяє кращій шляховій стійкості.

Недоліки:

- горизонтальне оперення працює в умовах скошеного потоку та загальмованого крилом повітряного потоку;
- практично на всіх режимах польоту горизонтальне оперення утворює зворотну підйомну силу.

За розташуванням крила обрана схема високоплан. При цьому досягаються переваги:

- двигуни віддалені від ЗПС;
- зменшується опір інтерференції;

Недоліки:

- конструктивно ускладнюється прибирання шасі в крило, збільшується висота стойки;
- необхідність посилення конструкції нижньої частини фюзеляжу.

Крило не має стріловидної форми, тому що підйомна сила крила стріловидної форми нижча ніж у прямого та гірші злітно-посадочні характеристики.

Для покращення аеродинамічних характеристик обрана традиційна схема оперення.

Вертикальне оперення однокільове.

На літак встановлено два двигуна, що підвищує живучість та надійність силової установки. Тип двигунів – ТГД. Двигуни розташовані на крилі, при цьому розвантажується фюзеляж. Двигуни винесені вперед. При цьому забезпечується аеродинамічне розвантаження крила, обдуб механізації крила, підвищується її

ефективність. Але підвищується опір за рахунок гондоли, пілонів, а в разі відмови одного двигуна виникає сильний момент розгортання.

Шасі виконані по трьохопорній схемі з носовою стійкою. При такій схемі літак при посадці має тенденцію до опусканню носа, к зменшенню кута атаки та підйомної сили. Кращій огляд з кабіни, гарна путьова стійкість при рулінні по ЗПС. Однак передня опора обтяжується та ускладнюється, погіршуючи прохідність літака на ґрунтових аеродромах. Основні стійкі прибираються у фюзеляж.

Після збору статистичних даних переходимо до розробки технічних вимог. Цей етап проводять на основі аналізу статистичних матеріалів, доповнюючи завдані технічні вимоги до літака який проектується.

Отриманні ТВ вносимо у табл. 1.2

Таблиця 1.2. Тактико-технічні вимоги

M	M _{max}	L, м	n _{пас}	L _p , м	H _{пот} , м	V _{крейс} , км/ч	H _{крейс} , м	V _{y n=0} , м/с	n _{ек} , ЧОЛ
0,25	0,75	3700	59	850	7000	600	6000		2

1.1.5. Розрахунок маси літака в нульовому приближенні

Визначення відносних параметрів літака в нульовому приближенні.

На підставі статистичних даних були виявлені основні параметри крила λ , χ ,

η , \bar{c} , відносна хорда закрилка $\bar{b}_3 = \frac{b_3}{b}$, кути відхилення закрилків δ_3 , відносну

площу елерона $\bar{S}_{эл} = \frac{S_{эл}}{S}$, параметри фюзеляжу, ГО, ВО, та внесені до табл. 1.3.

Таблиця 1.3 – Основні параметри літака

λ	χ°	η	\bar{c}	\bar{b}_3	δ_3	$\bar{S}_{эл}$	λ_ϕ	D _ф	L _ф
10	0	2,5	0,15	0,3		0,12	9	2,8	25,2

\overline{S}_{zo}	\overline{S}_{eo}	$\lambda_{го}$	$\lambda_{во}$	$X^{\circ}_{го}$	$\chi^{\circ}_{во}$	$\overline{c}_{го}$	$\overline{c}_{во}$	$\eta_{го}$	$\eta_{во}$
0.23	0.2	6	2	10	25	0,05	0,05	2	2

Використовуючи статистичні дані виконуємо розрахунок:

$$\text{маса екіпажу } m_{ек} = 80 \cdot n_{ек} = 80 \cdot 2 = 160 [\text{кг}];$$

$$\text{маса вантажу (пасажирів) } m_{вант} = 80 \cdot n_{пас} = 80 \cdot 59 = 4720 [\text{кг}];$$

$$\text{відносна маса палива } \overline{m}_n = a + \frac{bL}{V},$$

де L – дальність польоту, $L = 3700 [\text{км}]$,

V – швидкість польоту, $V = 600 [\text{км/ч}]$,

$$a = 0.06, b = 0.04, \text{ тоді } \overline{m}_n = 0.30 ;$$

відносна маса конструкції $\overline{m}_к = 0.28 ;$

відносна маса силової установки $\overline{m}_{cy} = 0.08 ;$

відносна маса обладнання $\overline{m}_{об} = 0.09 .$

Злітна маса літака в нульовому приближенні визначається формулою:

$$m_0 = \frac{m_{вант} + m_{ек}}{1 - (\overline{m}_к + \overline{m}_{cy} + \overline{m}_n + \overline{m}_{об})} = \frac{4720 + 160}{1 - (0,28 + 0,08 + 0,30 + 0,09)} = 19520 [\text{кг}]$$

1.1.6. Вибір типу двигуна та його характеристик

На підставі аналізу статистичних даних визначаємо тягоозбройність літака даного класу яка складає $t_0 = 0.26$ к.с./кг. Тоді потрібна тяга буде дорівнювати:

$$P_0 = t_0 m_0 = 0.26 \cdot 19520 = 5075 [\text{к.с.}].$$

Для реалізації більшої безпеки зльоту та довжини польоту у разі відмови одного двигуна було вирішено встановити два двигуна.

$$P_0 = 5075 : 2 = 2537,5 [\text{к.с.}].$$

Двигун який підходить під задані параметри: ТВД АИ-24ВТ (рис. 1.6.1) з потрібною стартовою тягою $P_0 = 2550$ [к.с.] кожний.

Цей двигун має наступні параметри:

- потрібна стартова тяга $P_0 = 2550$ к.с.;

- питома вага $\gamma_{дв} = 0,235$ кг/к.с.;

- маса двигуна $m_{дв} = 600$ кг;

Визначим справжню тягоозбройність літака:

$$t_0 = P_0 / m_0 = 2 * 2550 / 19520 = 0,261.$$

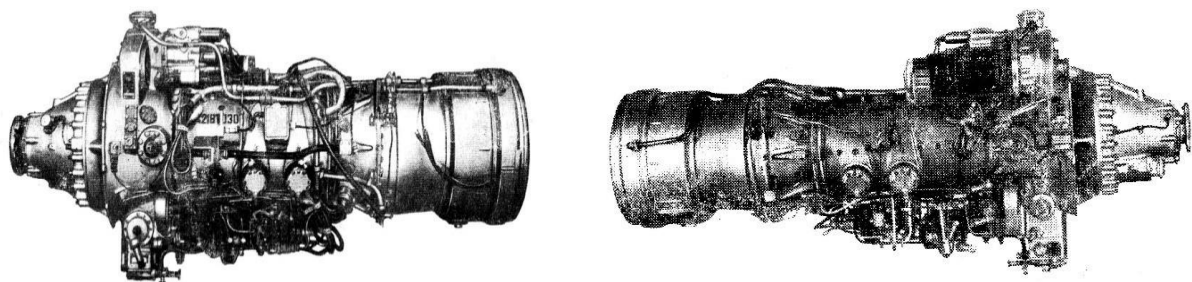


Рисунок 1.7 – Двигун АІ-24 ВТ

1.1.7. Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака.

Розробка зовнішнього вигляду літака.

Визначення геометричних параметрів крила

Питоме навантаження на крило при зльоті $p_0 = 320$ [Н/м²].

Визначаємо площу крила завдяки співвідношенню:

$$S = \frac{m_0 \cdot g}{10 \cdot p_0} = \frac{19520 \cdot 9.8}{10 \cdot 320} = 60 \text{ [м}^2\text{]}.$$

Розмах крила:

$$l = \sqrt{\lambda \cdot S} = \sqrt{10 \cdot 60} = 24,5 \text{ [м]},$$

де $\lambda=10$ – подовження крила.

Коренева b_0 та кінцева b_k хорди крила визначаються з умов значень S , l , η :

$\eta=2,5$ – звуження крила,

$$b_0 = \frac{S}{l} \cdot \frac{2\eta}{\eta+1} = \frac{60}{24.5} \cdot \frac{2 \cdot 2,5}{2,5+1} = 3.5 \text{ [м]},$$

$$b_k = \frac{b_0}{\eta} = \frac{3.5}{2.5} = 1.4 \quad [\text{м}].$$

Середня аеродинамічна хорда розраховується за формулою:

$$b_A = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 3.5 \cdot \frac{2.5^2 + 2.5 + 1}{2.5(2.5 + 1)} = 2.6 \quad [\text{м}]$$

Визначаємо координату САХ за розмахом крила:

$$Z_A = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} = \frac{24.5}{6} \cdot \frac{4.5}{3.5} = 5.25 \quad [\text{м}]$$

Координата носка САХ по осі Х:

$$X_A = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1} \cdot \text{tg}\chi_{n.k} = Z_A \cdot \text{tg}\chi_{n.k} = 5.25 \cdot \frac{1.5}{10 \cdot 3.5} = 0.225 \quad [\text{м}],$$

де $\chi_{n.k}$ = кут по передньої кромці крила:

$$\text{tg}\chi_{n.k} = \text{tg}\chi + \frac{\eta - 1}{\lambda(\eta + 1)}$$

Визначення геометричних параметрів фюзеляжу

Довжина фюзеляжу:

$$l_\phi = \lambda_\phi \cdot D_\phi = 9 \cdot 2.8 = 25.2 \quad [\text{м}].$$

Довжина носової частини фюзеляжу:

$$l_{н.ч} = \lambda_{н.ч} \cdot D_\phi = 2 \cdot 2.8 = 5.6 \quad [\text{м}].$$

Довжина хвостової частини фюзеляжу:

$$l_{хв.ч} = \lambda_{хв.ч} \cdot D_\phi = 3 \cdot 2.8 = 8.4 \quad [\text{м}].$$

Визначення геометричних параметрів ГО та ВО

Площа ГО:

$$S_{ГО} = \bar{S}_{ГО} \cdot S = 0.2 \cdot 60 = 12 \quad [\text{м}^2].$$

Також, як для крила, визначається l_{λ_0} , l_{λ_0} , $b_{0\lambda_0}$, $b_{0\lambda_0}$, $b_{\kappa.\lambda_0}$, $b_{\kappa.\lambda_0}$:

розмах ГО:

$$l_{ГО} = \sqrt{\lambda_{ГО} \cdot S_{ГО}} = \sqrt{6 \cdot 12} = 8.4 \quad [\text{м}];$$

Коренева хорда ГО:

$$b_{0ГО} = \frac{S_{ГО}}{l_{ГО}} \cdot \frac{2\eta}{\eta+1} = \frac{12}{8.5} \cdot \frac{2 \cdot 2}{2+1} = 1.88 \text{ [м];}$$

Кінцева хорда ГО:

$$b_{КГО} = \frac{b_{0ГО}}{\eta} = \frac{1.88}{2} = 0.94 \text{ [м];}$$

середня аеродинамічна хорда ГО:

$$b_{АГО} = \frac{2}{3} \cdot b_{0ГО} \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta+1)} = \frac{2}{3} \cdot 1.88 \cdot \frac{2^2 + 2 + 1}{2(2+1)} = 1.46 \text{ [м];}$$

координата САХ за розмахом ГО:

$$Z_{АГО} = \frac{l_{ГО}}{6} \cdot \frac{\eta+2}{\eta+1} = \frac{8.5}{6} \cdot \frac{4}{3} = 1.89 \text{ [м];}$$

координата носка САХ по осі ОХ:

$$X_{АГО} = Z_{АГО} \cdot \operatorname{tg} \chi_{П.К} = 0.343 \text{ [м].}$$

Визначення геометричних характеристик ВО:

площа ВО:

$$S_{ВО} = \bar{S}_{ВО} \cdot S = 0.2 \cdot 60 = 12 \text{ [м}^2\text{];}$$

розмах ВО:

$$l_{ВО} = \sqrt{\lambda_{ВО} \cdot S_{ВО}} = \sqrt{1.7 \cdot 12} = 4.52 \text{ [м];}$$

коренева хорда ВО:

$$b_{0ВО} = \frac{S_{ВО}}{l_{ВО}} \cdot \frac{2\eta}{\eta+1} = \frac{12}{4.52} \cdot \frac{2 \cdot 2}{2+1} = 3.54 \text{ [м];}$$

кінцева хорда ВО:

$$b_{КВО} = \frac{b_{0ВО}}{\eta} = \frac{3.54}{2} = 1.77 \text{ [м];}$$

середня аеродинамічна хорда ВО:

$$b_{А.ВО} = \frac{2}{3} \cdot b_{0ВО} \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta+1)} = \frac{2}{3} \cdot 3.54 \cdot \frac{2^2 + 2 + 1}{2(2+1)} = 2.75 \text{ [м];}$$

координата САХ за розмахом ВО:

$$Y_{А.ВО} = \frac{l_{ВО}}{3} \cdot \frac{\eta+2}{\eta+1} = \frac{4.52}{3} \cdot \frac{4}{3} = 1.57 \text{ [м];}$$

координата носка САХ по осі ОУ:

$$X_{AB.O} = Y_{AB.O} \cdot \operatorname{tg} \chi_{П.К} = 0,63$$

Визначення параметрів шасі

Винос головних коліс:

$$e = 0,2b_a = 0,2 \cdot 2,6 = 0,52 \text{ [м]}.$$

Кут дотику хвостової п'яти:

$$\varphi = \alpha_{\text{пос.мах}} - \alpha_3 - \psi,$$

де $\alpha_{\text{пос.мах}} = 16^\circ$ максимальний посадочний кут атаки,

$\alpha_3 = 0 \div 4^\circ$ - кут заклинення крила, $\alpha_3 = 2^\circ$,

$\psi = (-2^\circ) \div (2^\circ)$ – стоянковий кут, $\psi = 0^\circ$,

$$\varphi = 15^\circ - 3^\circ - 0^\circ = 14^\circ.$$

База шасі:

$$b = 0,4 \cdot l_\phi = 0,4 \cdot 25,2 = 10,08 \text{ [м]}.$$

Винос передньої опори:

$$a = b - e = 10,08 - 0,52 = 9,56 \text{ м]}.$$

Коля шасі $2H \leq B < 15$ [м], тоді $B = 4$ [м].

Побудова загального виду літака

Побудова загального виду літака виконується у наступному порядку:

- Побудова фюзеляжу літака
- Побудова ГО та ВО
- Побудова САХ ГО

Плече ГО відкладається від точки, віддаленої на $0,25b_{\text{Аг.о.}}$ від носка САХ ГО.

Плече ГО $L_{Г.О.} = 4 \cdot b_a = 4 \cdot 2,6 = 10,4$ [м], як для літака «нормальної» схеми з нульовим кутом стрілоподібної схеми крила.

Знаходимо положення носка САХ крила (від центру мас відкладається розмір X_T).

$$X_T = 0,25 \cdot 2,6 = 0,65 \text{ [м]}$$

За координатою X_a знаходимо положення носка кореневої хорди крила.

Будуємо крило літака.

Креслення загального виду літака

Креслення загального виду літака будуємо на підставі обраних схем та геометричних розмірів літака на форматі А1.

1.1.8. Вибір, обґрунтування, розробка та ув'язка конструктивно-силової схеми (КСС) літака, а також його агрегатів.

Вибір конструктивно-силової схеми крила

Вибір конструктивно-силової схеми крила визначається:

1. Компоновкою крила – наявністю в обшивці люків для обслуговування розташованих у крилі агрегатів обладнання, наявністю у крилі бака для палива;
2. Компоновкою фюзеляжу – наявністю достатніх об'ємів для центральної частини крила у фюзеляжі;
3. Вимогами стійкості.

Для наближеного вибору конструктивно-силової схеми крила скористаємося поняттям умовного лонжерону, ширина поясу якого складе 60% хорди крила у розрахунковому перерізі. У завданні береться коренева хорда b_0 . Товщина поясу умовного лонжерона визначається формулою:

$$\delta_y = \frac{(P_0 S_{za} - 2m_i g z_i - m_{кр} g z_a) n^p}{0.96 \bar{c} b_0^2 \sigma_p},$$

де P_0 – питоме навантаження на крило при зльоті;

S – площа крила;

Z_a – координата середньої аеродинамічної хорди від повздовжній осі літака за розмахом крила;

m_i – маса вантажу, розташованого на крилі;

z_i – координата центру мас вантажу, розташованого на крилі, від повздовжній осі літака за розмахом крила;

$n^p=2,5$ – коефіцієнт розрахункового перевантаження;

$m_{кр}$ – маса крила;

\bar{c} – відносна товщина профілю крила;

b_0 – коренева хорда крила.

Для виготовлення поясу лонжерона обираємо сталь Д16Т, для якого

$$\sigma_p = 330 \text{ МПа}$$

Напишемо вихідні дані для визначення δ_y :

$$P_0 = 2952 \text{ [Н/м}^2\text{]};$$

$$\bar{c} = 0,15;$$

$$z_i = 5 \text{ [м]};$$

$$m_i = 985 \text{ [кг]};$$

$$b_0 = 3,5 \text{ [м]};$$

$$z_a = 5,25 \text{ [м]};$$

$$m_{кр} = 2009 \text{ [кг]};$$

$$S = 60 \text{ [м}^2\text{]};$$

$$\begin{aligned} \delta_y &= \frac{(P_0 \cdot S \cdot z_A - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i - m_{кр} \cdot g \cdot z_A) \cdot n_p}{0,96 \cdot \bar{c} \cdot b_0^2 \cdot \sigma_p} = \\ &= \frac{(2952 \cdot 60 \cdot 5,25 - 2 \cdot 985 \cdot 9,8 \cdot 5 - 2009 \cdot 9,8 \cdot 5,25) \cdot 2,5}{0,96 \cdot 0,15 \cdot 3,5^2 \cdot 330 \cdot 10^6} = 3,135 \text{ [мм]} \end{aligned}$$

У разі невеликої товщини поясу умовного лонжерона, як показує опит проектування літаків, в такому разі раціонально використовувати лонжероне крило, у якому згинальний момент в основному (60-70%) сприймається лонжероном, а 30-40% обшивкою.

Визначаємо величину інтенсивності навантаження моменту та сили перерізання:

$$\begin{aligned} \frac{M}{H^3} &= \frac{[(P_0 \cdot S - m_{кр} \cdot g) \cdot z_a - 2 \cdot m_i \cdot g \cdot z_i] \cdot n^p}{1,03 \cdot (\bar{c} \cdot b_0)^3} = \frac{[(2952 \cdot 60 - 2009 \cdot 9,8) \cdot 5,25 - 2 \cdot 985 \cdot 9,8 \cdot 5] \cdot 2,5}{1,03 \cdot (0,15 \cdot 3,5)^3} = \\ &= 12,25 \text{ [МПа]}. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{Q}{H^2} &= \frac{(P_0 \cdot S - m_{кр} \cdot g - 2 \cdot m_i \cdot g) \cdot n^p}{1,28 \cdot (\bar{c} \cdot b_0)^2} = \frac{(2952 \cdot 60 - 2009 \cdot 9,8 - 2 \cdot 985 \cdot 9,8) \cdot 2,5}{1,28 \cdot (0,15 \cdot 3,5)^2} = \\ &= 0,98 \text{ [МПа]}. \end{aligned}$$

Для даної схеми крила краще застосувати крило з двома лонжеронами.

Відстань та розташування нервюр у крилі

У крилах нервюри можуть бути розташовані:

- 1) паралельно осі симетрії літака (або по стелі);
- 2) перпендикулярно до передньої кромки або до осі лонжерона.

Частіше всього нервюри розташовують перпендикулярно до прямої, що з'єднує 0,25 хорд.

Розташування нервюр у першому випадку має деякі недоліки, наприклад, нервюри у стріловидних крилах мають більшу довжину ніж у другому випадку, тому їх складніше виготовлювати. Але міцність при згинанні у таких крил вище. Теоретично доведено, що стійкість обшивки крила на стиснення та зрушення у першому випадку вище.

В даному літаку було обрано розташування нервюр по стелі.

Вибір відстані між стрингерами та нервюрами

Відстань a між нервюрами обирають в залежності від товщини обшивки та розміров перетину стингеру. Дуже мала відстань невігідна через велику кількість заклепок, що призводить до погіршення поверхні крила та ускладненню його виробництва.

У сучасних кесонних крилах з великим навантаженням на 1 м^2 при достатньо потужних перетинів стрингерів та обшивки відстань між нервюрами 250...350 мм.

Відстань між стрингерами у лонжеронних крилах $b_{\text{стр}}=250\dots450$ мм.

У даному випадку відстань між нервюрами та стрингерами дорівнює 400 мм. Конструктивно-силова схема крила вказана на рис.1.8.

Силові нервюри крила:

1 – коренева нервюра центроплана;

4 – з'єднання крила центропланом;

5, 9, 12, 14, 18, 22, 25, 28 – посиленні нервюри для кріплення вузлів навісної механізації;

10, 12 – кріплення двигуна;

29 – кінцева посилена нервюра.

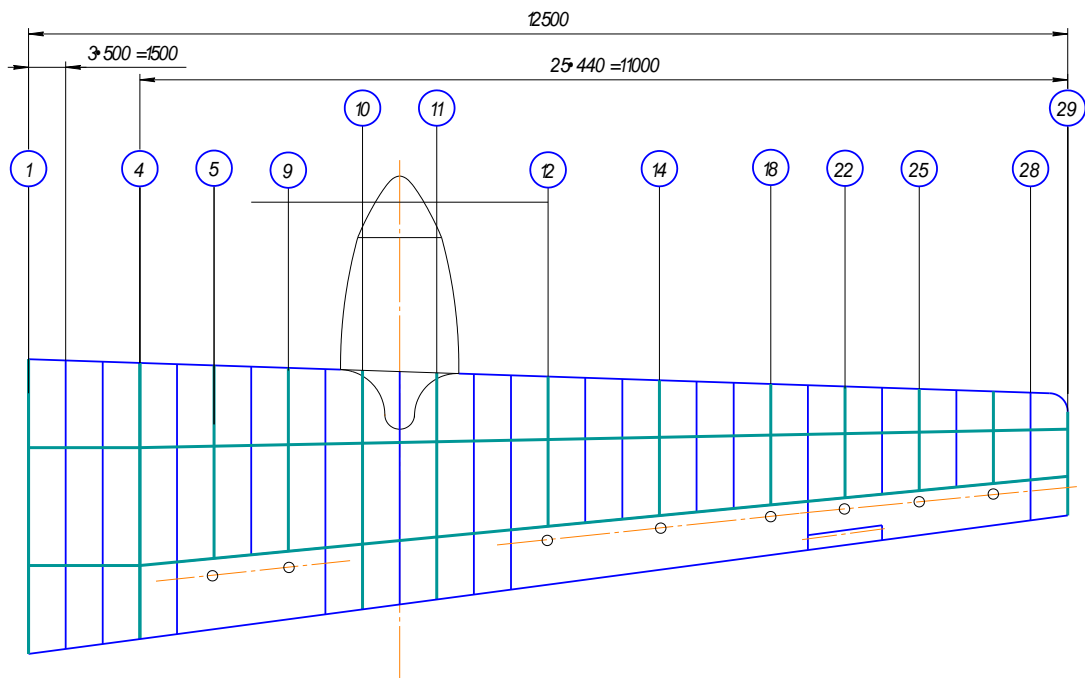


Рисунок 1.8 – КСС крила

Вибір конструктивно-силової схеми фюзеляжу

Сучасні літаки у більшості мають болочно-стрингерний фюзеляж, який складається із обшивки, стрингерів та шпангоутів. Можуть використовуватись також фюзеляжі лонжеронної та безстрингерної схеми.

Відстань між шпангоутами залежить від товщі обшивки фюзеляжу, компоновки та маси. Для даного літака відстань між шпангоутами доцільно взяти 450...500 мм, беремо 400 мм у носовій та міделевій частинах фюзеляжу, 560 – у хвостовій частині.

Відстань між стрингерами у фюзеляжі обираємо з розрахунку, щоб як можливо повніше використовувати об'єкт підкріплення обшивки. В цьому разі відстань – 245 мм.

При проектуванні фюзеляжу необхідно враховувати наступні вимоги та рекомендації:

1) зосередження сили, спрямовані на елементі каркасу, необхідно плавно розподіляти по обшивці фюзеляжу;

2) велике зосередження сили необхідно передавати на обшивку елементами каркасу які направлені паралельно цим силам. Сили вздовж фюзеляжу повинні передаватись на обшивку через стрингери та подовжні балки. Сили поперек фюзеляжу – через посиленні шпангоути;

3) зосередження сили націлені під гострим кутом до осі фюзеляжу, передаються на обшивку через стрингери та шпангоути;

4) при конструкції герметизованих відсіків фюзеляжу необхідно правильно визначити кордон зони герметизації; слід уникати застосування плоских поверхонь для сприйняття збиткового внутрішнього тиску. Поперекові перетини герметизованих відсіків повинні мати форму круга.

При проектуванні фюзеляжу даного літака ми робимо посилення такі шпангоути:

1 – кріплення обтічника РЛС;

1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9 – посилення відсіку для прибирання носової стойки шасі, посилення кабіни та ліхтаря;

11, 12, 14, 15 – посилення вирізу дверного отвору;

29, 32, 36, 39 – кріплення крила;

29, 30, 31, 33, 35, 36, 37 – посилення відсіку для прибирання основних стоек шасі;

39, 41 – силові шпангоути, посилюючі отвір під люк для аварійного покидання літака;

49, 52 – кріплення ВО.

Конструктивно-силова схема фюзеляжу показана на рис. 1.9.

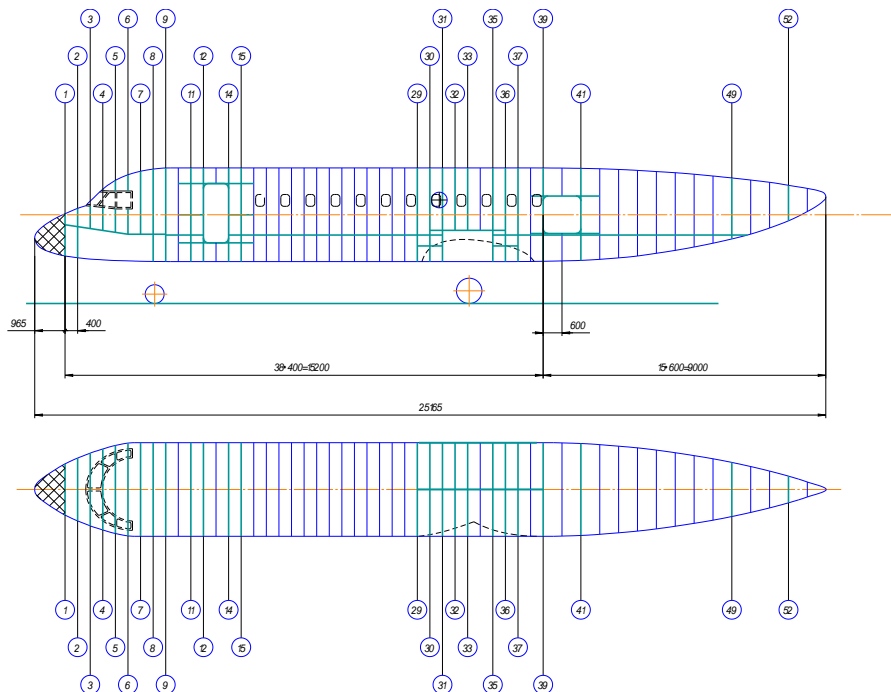


Рисунок 1.9 – КСС фюзеляжу

Вибір конструктивно-силової схеми оперення

Силові елементи ГО та ВО повинні бути пов'язані друг з другом та силовими елементами фюзеляжу.

Кермо виконується по однолонжеронній схемі з нервюрами, розташованими перпендикулярно лонжерону.

При виборі положення лонжеронів кілю з розташуванням на ньому ГО доводиться шукати оптимальну відстань між лонжероном кілю, при якому маса конструкції стане найменшою. Цього можливо досягнути при розташуванні переднього лонжерону у межах $(0,15 \div 0,2)b_{\text{во}}$, а заднього – $(0,6 \div 0,65)b_{\text{во}}$.

Відстань між нервюрами ВО – 446 мм, ГО – 350 мм.

Поперекові силові елементи (нервюри) розташовуймо по потоку.

Посиленими робим такі нервюри:

ВО:

1,4,7- кріплення керма направлення.

8 – кріплення ГО.

ГО:

1, 2 – з'єднання з силовим набором кіля;

3, 8, 13 – кріплення керма висоти;

14 – посилена кінцева нервюра стабілізатора.

Конструктивно-силові схеми ГО та ВО показано на рис.1.10. і рис.1.11.

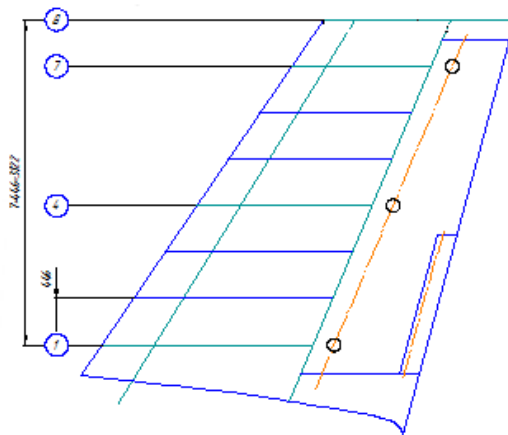


Рисунок 1.10 – КСС ВО

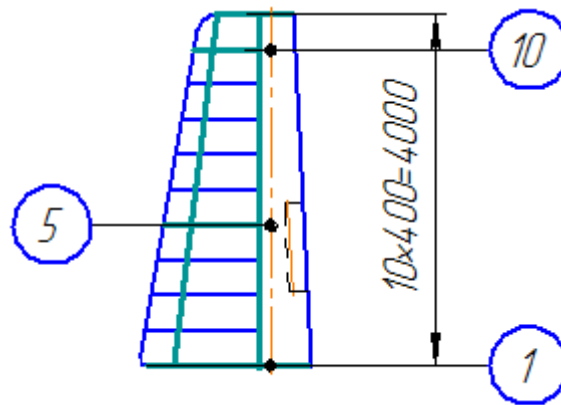


Рисунок 1.11 – КСС ГО

Вибір КСС шасі

КСС шасі та схема його прибирання повинні забезпечити:

- найменшу масу шасі (з урахуванням посилення вирізів під шасі в конструкції планеру);
- найменший об'єм шасі у прибраному положенні;
- простоту кінематичної схеми механізмів випуску та прибирання шасі.

На більшості сучасних літаків носові стійкий шасі прибираються у передню частину фюзеляжу рухом вперед-уверх.

У нормальних експлуатаційних умовах випуск шасі виконується гідравлічною системою. В аварійних умовах деякі переваги має схема прибирання вперед-уверх, забезпечуючи випуск носової стійки під дією сили тяжіння та швидкісного напору.

Схеми прибирання головних стійок шасі можливо розкласти на три групи:

- 1) головні стійки, які кріпляться до крила, а прибираються частково в крило, а частково в фюзеляж;
- 2) головні стійки, які кріпляться до крила та прибираються в крило (або гондоли).
- 3) головні стійки, які кріпляться до фюзеляжу та прибираються у фюзеляж.

Схема В найбільш раціональна на даному літаку з високим розташуванням крила. Схема прибирання носової та основних стійок шасі показані на рис.1.12.

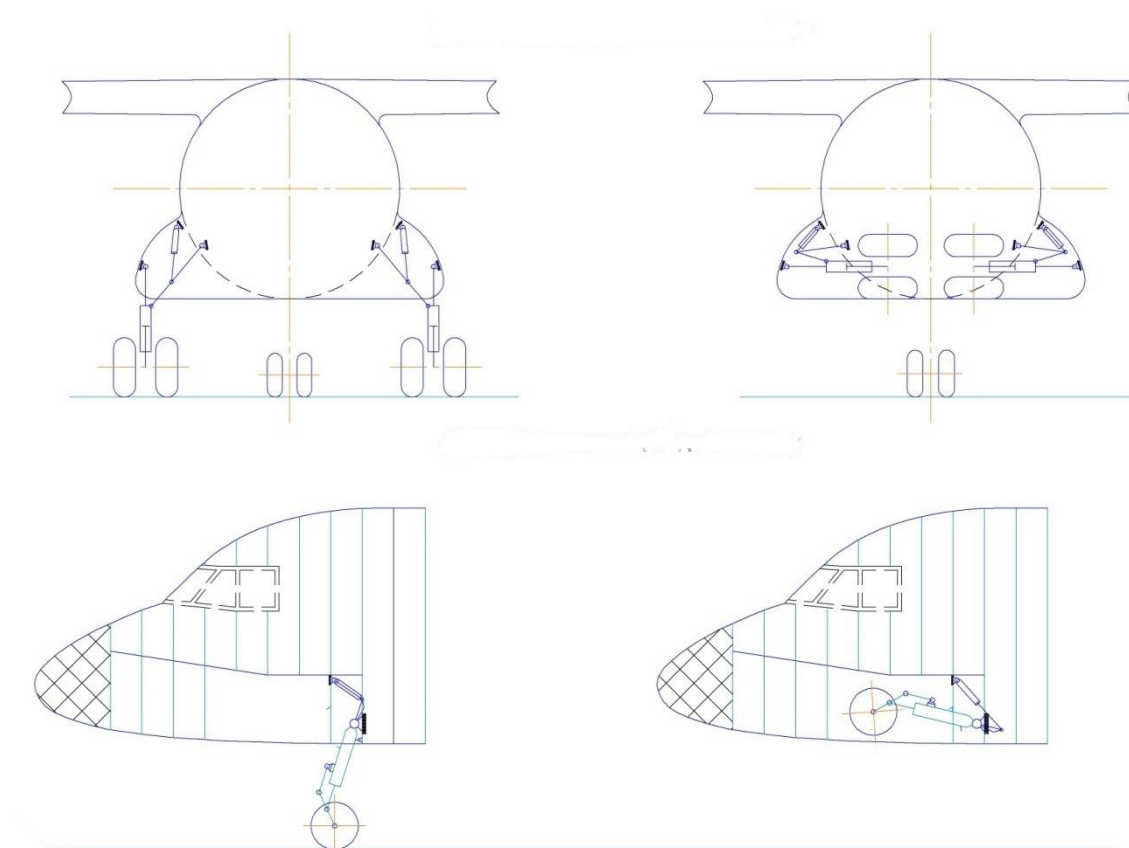


Рисунок 1.12 – Схема прибирання-випуску шасі

1.1.9. Висновки

На підставі статистичних даних літаків аналогів були визначені тактико-технічні вимоги до проекту літака.

Виходячи з отриманих ТВ були визначені масові характеристики літака та його основні геометричні параметри.

Були розроблені КСС окремих агрегатів літака та ув'язка в єдину конструкцію.

Літак, який розробляємо в даній роботі, розрахований на перевезення 59 пасажирів на відстань до 3700 км, належить до класу регіональних літаків середньої дальності.

Літак є суцільнометалевий моноплан нормальної аеродинамічної схеми з високо розташованим прямим крилом, до якого кріпляться засоби механізації, гондולי двигунів. Внутрішні об'єми крила використовуються для розміщення палива, різноманітного обладнання з комунікаціями. По КСС крило має лонжеронну конструкцію.

Фюзеляж даного літака має круглий поперечний перетин та призначений для розміщення екіпажу, пасажирів, багажу та обладнання. У якості КСС фюзеляжу обрана балочна-стрингерна схема, яка складається з робочої обшивки, стрингерів та шпангоутів.

Даний літак має стріловидну ГО та ВО. Воно призначено для забезпечення повздовжньої балансування, стійкості та керованості. ГО даного літака включає до

себе дволонжеронний нерухомий стабілізатор, виконаний по кесонній схемі та рухоме композитне кермо висоти.

ВО даного літака призначено для забезпечення шляхового балансування, стійкості та керованості. Воно складається з нерухомого кілю, виконаного по дволонжеронній схемі та рухомого композитного керма напрямку.

СУ на даному літаку включає два двигуна ТГД з їх агрегатами, системами та пристроями. Двигуни розташовані під крилом та кріпляться до нього за допомогою ферми.

Літак, що розробляється в даній роботі має трьохопорну схему шасі балочного типу з носовою стойкою, яка прибирається вперед-уверх. Головні стойки прибираються у фюзеляж.

1.2. Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їх оптимізації на аеродинамічні та вагові характеристики літака

1.2.1 Розрахунок поляр у злітній, посадковій та крейсерській конфігурації літака

Для розрахунку льотно-технічних характеристик (ЛТХ) швидкісних ЛА зручно користуватися польотними полярами, які є коефіцієнтом аеродинамічної підйомної сили (c_{ya}), необхідного для горизонтального прямолінійного польоту ЛА заданої маси при фіксованій висоті, у функції коефіцієнта лобового опору c_{xa}

Завдаємо значення висоти польоту Н (0,2,4,5,6,7,8,8.5,9,9.5,10,10.5,11,11.5,12 км).

Приймаємо швидкість польоту для кожної висоти М рівній 0.2,0.25,0.3,0.35,0.4,0.45,0.5,0.55,0.6,0.65,0.7,0.75,0.8,0.85,1.25

Для кожної швидкості М та висоті Н, з урахуванням розрахункової маси ЛА, знаходимо необхідні значення c_{ya} за формулою:

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

де g – прискорення вільного падіння, g=9.81 м/с²;

ρ_H – атмосферний тиск на висоті Н .

Для висоти Н=0 км $\rho_H=101325$ Па , для Н=6 км $\rho_H=47217,6$ Па, для Н=11 км $\rho_H=22700$ Па.

Графік аеродинамічних характеристик наведений у рис.1.13

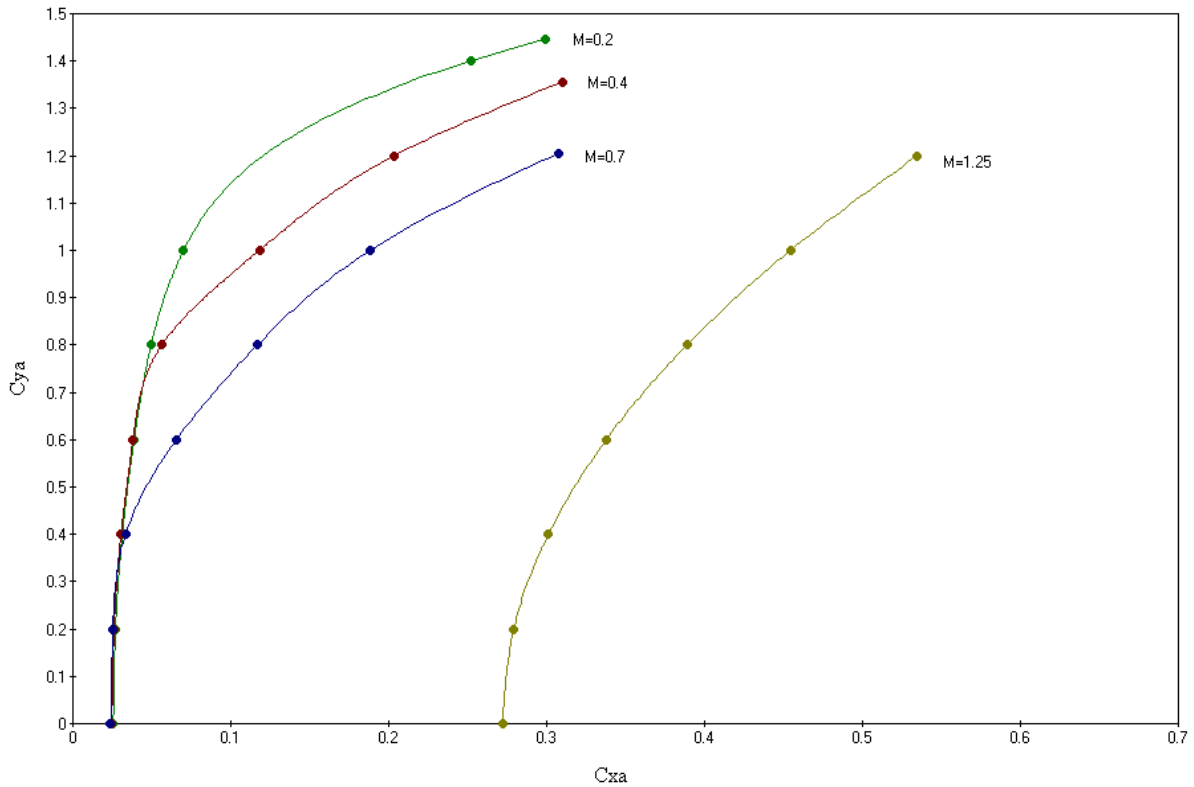


Рисунок 1.13 – Аеродинамічні характеристики

1.2.2 Розрахунок льотних характеристик літака методом тяги (потужності)

У горизонтальному прямолінійному польоті ЛА на висоті H з заданим M , необхідна тяга в першому приближенні дорівнює величині лобового опору.

Знайдемо точки графіка потрібної тяги, яка відповідає числам Маха $M_{\min\text{теор}}$, які можливо визначити за формулами:

$$M_{\min\text{теор}} = \sqrt{\frac{mg}{0.7 \rho_H S \cdot c_{Y_{a\max}} \Gamma\Pi}};$$

Потрібну тягу для цих режимів польоту можливо визначити наступним чином:

$$P_n = \frac{mg}{K},$$

де K – аеродинамічна якість:

$$K = \frac{c_{Ya}}{c_{Xa}},$$

c_{Ya} та c_{Xa} беремо з польотних поляр

Політ з $M_{\min\text{теор}}$ відповідає режиму польоту з $c_{Y_{a\max}} \Gamma\Pi$ відповідно.

Наявна тяга – це сума тяг всіх двигунів на ЛА при повністю відкритій дросельній заслоні (тобто міра дроселювання $\bar{R} = 1$).

Визначаємо наявну тягу по формулі: коефіцієнт

$$P_p = P_0 \cdot \xi_p \cdot i,$$

де i – число двигунів;

P_0 – стартова тяга;

ξ_p – коефіцієнт тяги;

Згідно розрахункам будуюмо залежність $P_i = f(H, M)$ та $P_p = f(H, M)$

Визначаємо необхідну потужність з наступної формули:

$$N_{номр} = \eta \cdot N_0 \cdot \frac{\rho_h}{\rho_0},$$

де $\frac{\rho_h}{\rho_0}$ – відносна щільність повітря.

Наявну потужність визначаємо за формулою:

$$N_{расп} = \frac{N_{номр}}{\eta \cdot i},$$

де $\eta = \frac{P \cdot V}{N_{затр}}$.

Далі будуюмо залежність $N_i = f(H, M)$ и $N_p = f(H, M)$

Графіки виконані за допомогою ЕОМ представлені на рис. 1.14.

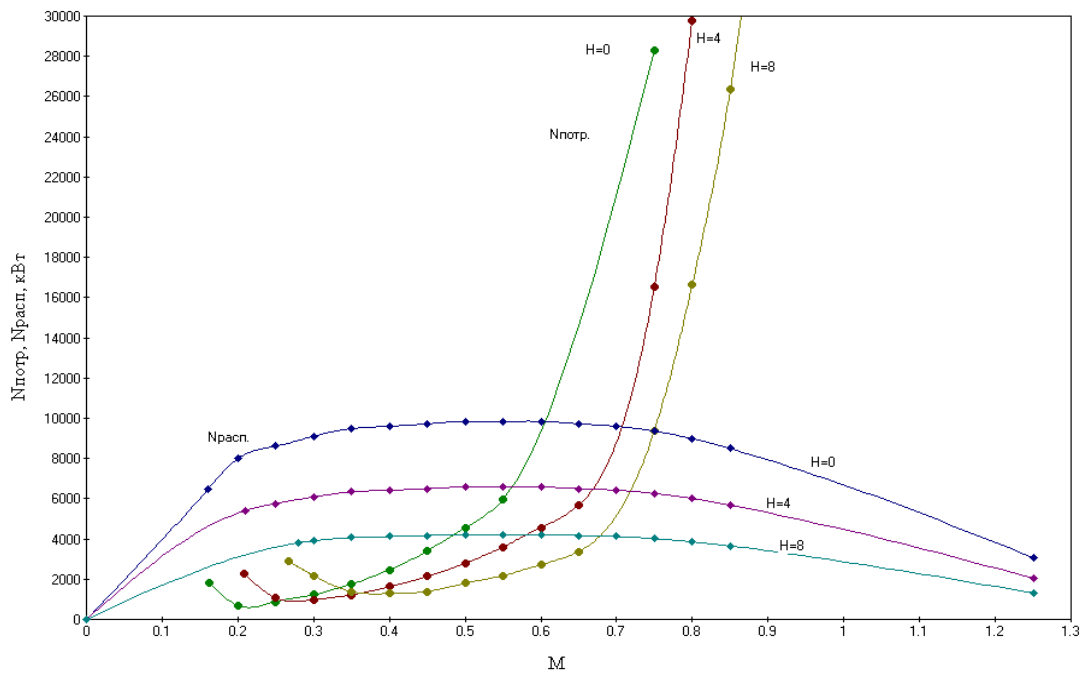


Рисунок 1.14 – Криві наявних та необхідних потужностей

1.2.3 Висновки

У даному розділі розглянута динаміка горизонтального польоту адміністративного літака у польотній конфігурації при поздовжньому русі без кутів крену та ковзання, виконано розрахунок злітно-посадкових характеристик літака, його льотно-технічних характеристик. Розрахунок виконаний за допомогою ЕОМ.

Графіки побудовані за значеннями машинного рахунку, та відображають зміну основних льотних, злітно-посадкових характеристик.

На підставі графіків можна зробити висновки.

Значення максимального числа Маху горизонтального польоту обрано $M_{\text{мах}} = 0,7$ на висоті $H = 6$ км, тому що літак є пасажирським дозвуковим, його геометрія не розрахована на надзвукові швидкості та вище критичного числа Маху починається хвильова криза, який призведе до ризького росту лобового опору, тому наведені значення будуть найбільш оптимальними.

1.3. Інтегроване проектування та комп'ютерне моделювання літака.

1.3.1 Розробка майстер-геометрії середньо магістрального літака.

Весь процес моделювання виконується в системі Siemens NX.

Siemens NX – це інтерактивна система автоматизації проектування та виготовлення. Це тривимірна система, яка дозволяє ідеально відтворити майже любую геометричну форму, використовуючи числа з подвійною точністю.

У склад конструкторських додатків Siemens NX входять інструменти для проектування деталей, роботи зі складанням, створення конструктивних елементів, проектування листових тіл, створення простих та важких поверхонь, підготовка креслень, а також різноманітні модулі для проектування трубопроводів, розробки електричних джгутів, моделювання людини, проектування печатних плат, розробки прес-форм та штампів.

Кошти промислового дизайну у NX призначені для моделювання поверхонь вільної форми, аналізу та редагуванню поверхонь візуалізації, автомобільного дизайну, інтеграції з конструкторськими САПР (CAD), засобами інженерного аналізу (CAE) та технологічними САПР (CAM).

- Freeform Shape — засоби для автоматизованого промислового дизайну.
- Dynamic & Photorealistic Rendering — створення фотореалістичних зображень виробів.

Система Siemens має модульну структуру. Процес моделювання будемо виконувати за допомогою модуля Modeling.

Крило будується за допомогою команди Ruled (побудова лінійних поверхонь). Перед цим необхідно побудувати криві, які описують кінцеві та кореневі перетини крила, а також перетини місць зламу крила. Після цього будуються закінчування крила.

Принцип створення хвостового оперення ідентичний принципу створення крила.

Фюзеляж будується за допомогою команди Section Body (побудова поверхонь другого порядку) по сегментам. Для цього необхідно побудувати усі криві, повністю визначаючи всі сегменти фюзеляжу.

В місцях з'єднання крила з фюзеляжем будуються зализи, які зменшують опір інтерференції. Ці зализи повинні плавно сполучатись з крилом та фюзеляжем.

В місцях розміщення шасі будуються обтічники шасі, які теж повинні плавно сполучатись з фюзеляжем.

Майстер-геометрія та об'ємна-масова компоновка літака, що проектується наведені на рисунках 1.15 та 1.16 відповідно.

1.3.2. Опис майстер-моделі літака

Літак, який проектується, нормальної схеми з високо розташованим крилом, на якому розташовані два ТГД. Крило пряме, виду трапеції, у якості механізації мається закрилок та інтерцептор.

ГО має невелику стріловидність та розташовано на фюзеляжі, уявляє собою нерухомий стабілізатор та кермо висоти з наявністю тримеру.

ВО виконано по однокільовій схемі, має киль. На кілі розташовано кермо напряму.

Шасі трьохопорне з носовою стійкою. Основні стійкі прибираються у гондоли на фюзеляжі. Передня стійка прибирається проти потоку у носову частину фюзеляжу.

Фюзеляж літака складається з трьох частин: носова, центральна та хвостова.

У носовій частині розташована кабіна пілотів, а також відсік радіонавігаційного обладнання. Також мається ніша прибирання шасі.

По правому борту в районі вантажного відділу мається вантажний люк, по лівому борту – люк для екіпажу та обслуговуючого персоналу. Вантажний відсік передбачений для перевозу багажу у контейнерах та без, а обох випадках кріплення виконується до посиленої підлоги за допомогою металевих тросів. Для цього у підлозі передбачені спеціальні скоби. Переміщення контейнерів по відсіку та подача їх до люку виконується краном мостового типу, який пересувається по рельсах на підлозі.

Маються двері із кабіни пілотів до вантажного відсіку для забезпечення зручності обслуговуючого персоналу. Для забезпечення проходу по вантажному відсіку у схемі закріплення вантажу передбачені проходи між контейнерами та бортами фюзеляжу.

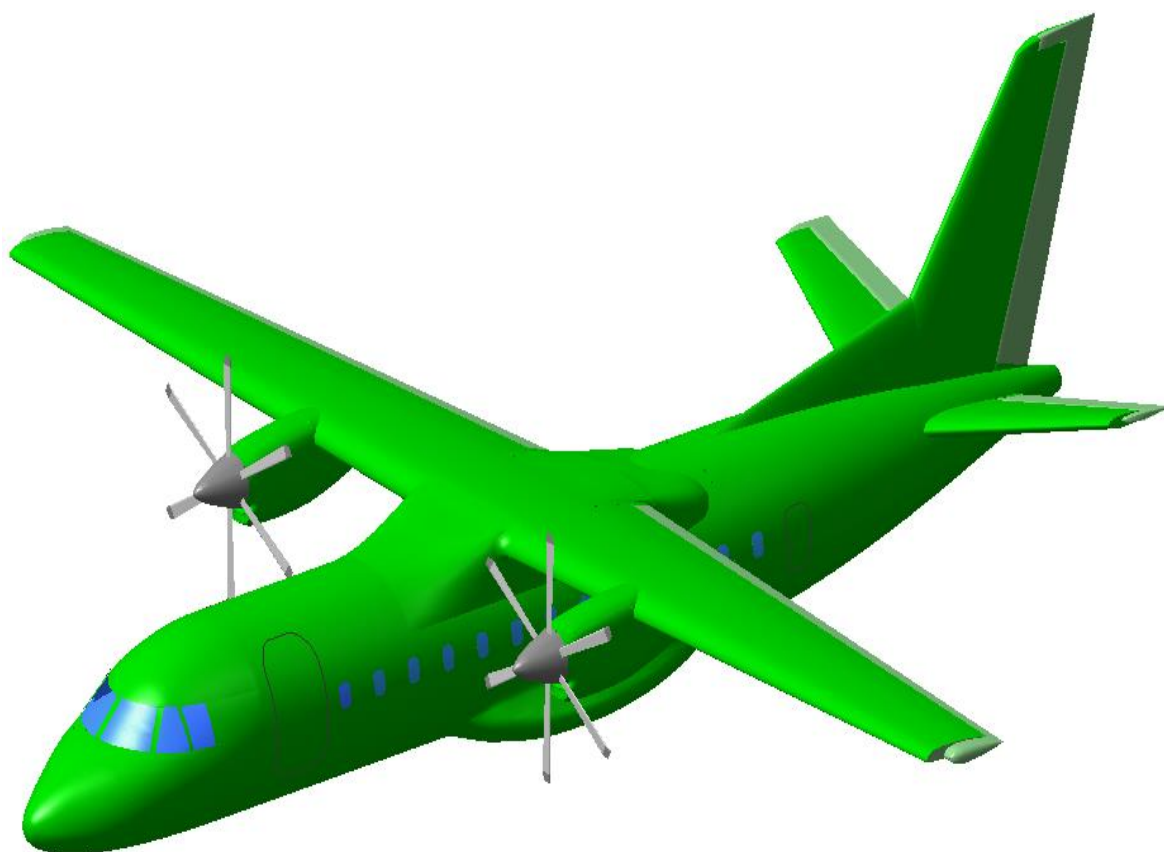


Рисунок 1.15 – Майстер-геометрія літака

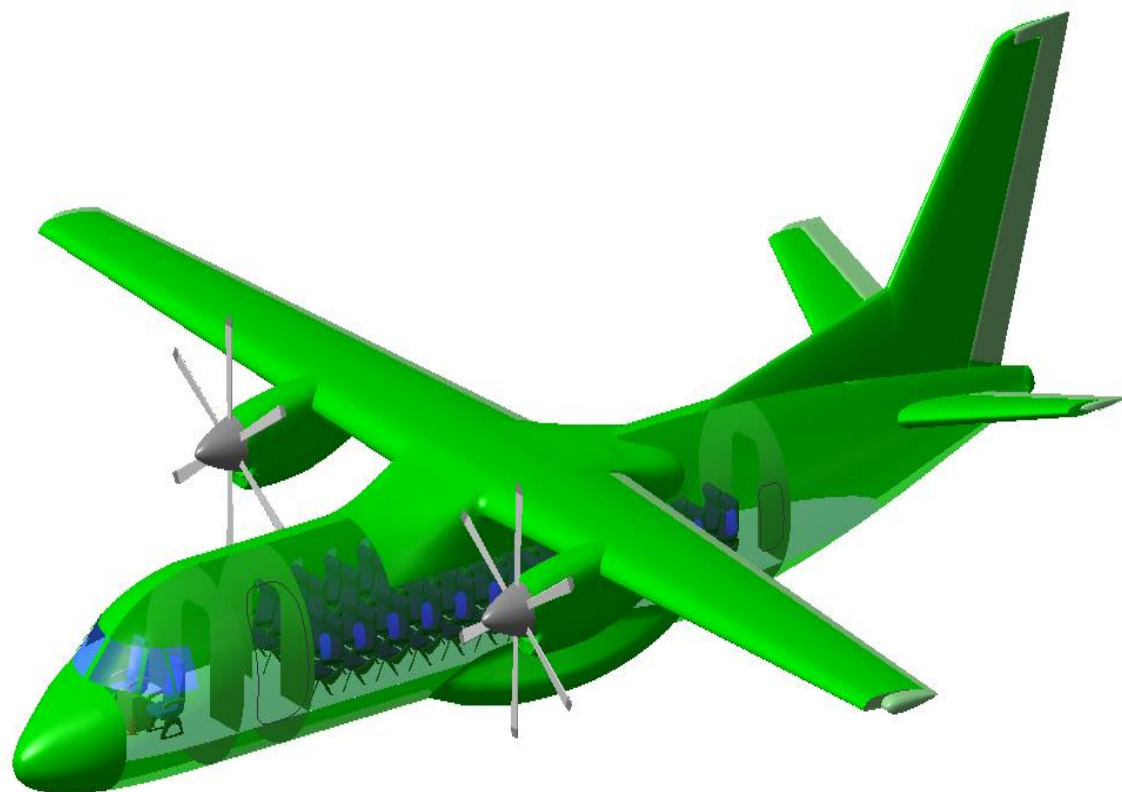


Рисунок 1.16 – Об'ємно-масова компоновка літака

ЕКСПЛУАТАЦІЙНИЙ РОЗДІЛ

2.1. Опис технології тривимірного друку та їх класифікація

2.1.1. Опис технології тривимірного друку

Тривимірний друк або «адитивне виробництво» – це процес виготовлення цільних тривимірних об'єктів будь-якої геометричної форми на основі цифрової моделі. Тривимірний друк заснований на принципі відтворення об'єкта шарами, які наносяться послідовно та відображають контури моделі. Фактично, тривимірний друк є повною протилежністю таких звичайних методів механічного виробництва та обробки, як фрезування або різання, при яких формування вигляду виробу виконується за рахунок видалення зайвого шару матеріалу (так зване «субтрактивне виробництво»).

У традиційного виробництва відсутня тривимірна технологічна інформаційна складова, хоча воно і використовує за своєю суттю «адитивні» методи протягом багатьох років (такі, як склепка, зварювання та пригвинчення). Машинна обробка (виробництво деталей точної форми), як правило, базується на субтрактивних методах - обпилюванні, свердлінні, фрезуванні, шліфуванні.

Технології тривимірного друку використовують для прототипування та розподільного виробництва в архітектурі, промисловому дизайні, будівництві, аерокосмічній, військово-промислової, медичної, автомобільної, інженерної галузях, біоінженерії (для можливості створення штучних тканин), у виробництві ювелірних виробів, а також одягу і взуття, географічних інформаційних системах, у харчовій промисловості, в освіті та багатьох інших сферах. Згідно досліджень, домашні 3D-принтери с відкритим вихідним кодом можуть окупити витрати на власне придбання за рахунок економії виробництва предметів у побуті.

2.1.2. Класифікація технології тривимірного друку

На даний час доступний широкий вибір методів адитивного виробництва. Основні відмінності зводяться до методів нанесення шарів, а також до витратних матеріалів, що використовуються. Деякі методи спираються на плавлення або розм'якшенні матеріалів для створення шарів: сюди входить вибіркоче лазерне правління (SLM), вибіркоче лазерне спікання (SLS), пряме лазерне спікання металів (DMLS), а також друк методом пошарового наплавлення (FDM або FFF). Іншим напрямком є стереолітографія (SLA) – це виробництво твердих моделей за рахунок полімеризації рідких матеріалів. У випадку з ламінуванням листових матеріалів (LOM), тонкі шари матеріалу піддаються різанню до контуру, який є необхідним, з наступним об'єднанням у єдине ціле. У якості матеріалів для LOM можуть бути застосовані: папір, полімери і метали. Кожен з вище вказаних методів

має власні переваги та недоліки, у зв'язку з цим деякі компанії пропонують вибір витратних матеріалів для будування моделі – полімерів або порошку. Принтери, що працюють за технологією LOM, як правило використовують звичайний офісний папір для будування міцних прототипів. Визначальним фактором при виборі необхідного пристрою є швидкість друку, вартість 3D-принтеру, собівартість друкованих прототипів, ціна та різноманітність сумісних витратних матеріалів.

Принтери, які виробляють повномірні металеві моделі, мають достатньо велику ціну, проте можливе використання менш дорогих пристроїв для виробництва форм лиття з наступним відлиттям металевих деталей.

Основні методи адитивного виробництва надані у таблиці 2.1

Таблиця 2.1 – Методи адитивного виробництва

Метод	Технологія	Витратні матеріали
Екструзійний	Моделювання методом пошарового наплавлення (FDM або FFF)	Термопластики (полілактид (PLA), акрилонітрілбутадієнстирол (ABS), вуглеволокно та ін.
Дротовий	Виробництво вільних форм електронно-променевого плавління (EBF3)	Майже будь-які металеві сплави
Порошковий	Пряме лазерне спікання металів (DMLS)	Майже будь-які металеві сплави
	Електронно-променеве плавління (EBM)	Титанові сплави
	Вибіркове лазерне плавління (SLM)	Кобальт-хромові сплави, титанові сплави, алюміній, нержавіюча сталь
	Вибіркове теплове спікання (SHS)	Порошкові термопластики
	Вибіркове лазерне спікання (SLS)	Термопластики, металеві порошки, керамічні порошки
Струмінєвий	Струмінєвий тривимірний друк (3DP)	Гіпс, металеві порошки, пластики, піщані суміші
Ламінування	Виготовлення об'єктів методом ламінування	Металева фольга, пластикова плівка, папір
Полімеризація	Стереолітографія (SLA)	Фотополімери
	Цифрова світлодіодна проекція (DLP)	Фотополімери

Особливо перспективними методами тривимірного друку для використання в аерокосмічній промисловості є:

- Екструзійний метод;
- Полімеризація;
- Порошковий метод;

2.2. Використання технології тривимірного друку при виробництві повітряних суден

2.2.1 Застосування метода полімеризації і екструзійного метода

На сьогоднішній день вищевказані методи переважно використовуються для створення прототипів металевих деталей, негативних форм для лиття, моделей для різноманітних випробувань і т. ін., але останнім часом частіше застосовуються у виробництві корпусів електронних блоків літака, кабелепроводів, деталей повітропроводів, деталей інтер'єра та ін.



Рисунок 2.1 - Деталь повітропроводу, яка надрукована екструзійним методом



Рисунок 2.2 - Деталь пасажирського крісла, яка надрукована екструзійним методом

Стереолітографія — це процес виготовлення тривимірних виробів з фотополімерних матеріалів за спеціальною програмою під впливом світла. Застосовують цей метод при створенні та відпрацюванні нових важкоконтурних деталей або конструкцій, коли їх моделі виготовляються у дійсних розмірах, що значно допомагає оцінювати функціональність та виключити можливість виникнення різних похибок перед впровадженням серійного виробництва виробу.



Рисунок 2.3 - Модель для аеродинамічних випробувань, метод полімеризації

2.2.2. Використання порошкового метода

Процес створення виробів складних форм з металу зазвичай вимагає багато часу (майже тиждень), використання спеціально створених форм для лиття, або технологій високоточної механічної обробки. Виготовлення за допомогою тривимірних принтерів - більш швидкий та дешевий процес.

Лазерне плавлення металів знаходить важливіше місце в авіабудівній галузі за рахунок скоротечних виробничих циклів, підвищеної економічності та практично необмеженого типу дизайну. У той же час очевидними стають такі переваги, як можливість виготовлення більш легких деталей під впливом від біоніки. Яскравим прикладом є 3D-друковані кронштейни для Airbus A350 XWB.

Раніше ці компоненти виготовлялись за рахунок фрезерування болванок з алюмінію, зараз стало можливим виготовлення 3D-друкованих деталей з титану. Що призвело до значного зниження ваги. Так, у випадку з титановим кронштейном вагу було знижено майже на 30%. Менша вага літака при збереженні його аеродинамічних характеристик означає більш високу вантажопідйомність та завищену рентабельність.



Рисунок 2.4 – Кронштейн, виготовлений методом тривимірного друку

Також є і інші фактори, які пов'язані не лише з експлуатацією, а і безпосередньо з виробництвом. Витрати на обладнання, яке потрібно для адитивного виробництва компонентів з титану становлять меншу суму, ніж виробництво за допомогою субтрактивних методів. Крім цього, знижується і виробничий цикл. Компанія Concept Laser повідомляє про скорочення витраченого часу більш ніж на 75%. Виробництво авіаційних деталей за рахунок механічної обробки видає приблизно 95% відходів за вагою, у той час як лазерне сплавлення порошковим методом дає змогу скоротити долю відходів до 5%. Важливо те, що будь-які помилки в дизайні можуть бути виявлені та виправлені на початкових стадіях виробництва, а коректування дизайну не вимагає дорогого переналаштування виробничих ліній – достатньо змінити тільки цифрову модель.

Новітні можливості вимагають від дизайнерів по-новому розглянути конструкцію авіаційних систем. Важливою особливістю 3D-друкованих авіабудівних деталей є застосування біоніки. Зокрема, вибіркоче лазерне плавлення або спікання дозволяють створювати пористі деталі. У даному випадку дизайнери позичили ідею будови кісток птахів. В результаті, деталі виявляються значно

легкими, але при цьому зберігають необхідну міцність. Аналогічно можливо створювати складні системи внутрішніх каналів для охолодження деталей, які були створені під час експлуатації. Все це можливо завдяки здатності 3D-друку створювати складні внутрішні структури, що неможливо досягнути за допомогою фрезерування і навіть лиття.

Певні межі міцності все ж такі існують, обмежуючи витривалість деталей з точки зору механічної втоми. Проте, такі методи як мікрохвильова обробка, дозволяють підвищити міцність і стійкість до послаблення матеріалу, яке визвано циклічним граничним навантаженням до ступеню листових металів. Якщо брати деталі більш-менш стандартного виконання, то 3D-друк, як правило, не може конкурувати з литтям економічно, коли справа доходить до масового виробництва. З іншого боку, авіабудівники можуть дозволити собі створювати собі більш дорогі частини за умови, що це благополучно позначиться на експлуатаційних характеристиках літака, включаючи економічність. Під час прототипування та тестування 3D-друк не має рівних. Так, при створенні Airbus A350 XWB компанія Concept Laser виготовила кілька тисяч кронштейнів невеликими партіями для тестування. Крім того, 3D-друк відкриває можливість виробництва необхідних запасних частин у будь-якому місті світу за вимогою, що робить непотрібним виробництво та зберігання великих об'ємів запчастин «про всяк випадок».

Починаючи з лютого 2014 року, авіакомпанія Air Transat з Монреаля використовує запчастини, які надруковані та доставлені компанією Airbus. Справа в тому, що авіалінії необхідні були деталі для ремонту сидінь бортпровідників, але оригінальний виробник заклав виробництво, а обладнання на той час було утилізовано. Перед компанією Airbus був вибір: або витратити \$36 000 на нове обладнання, або використовувати 3D-друк. Обравши друк, компанія змогла виготовити необхідні частини витративши на це набагато меншу ціну. Цей випадок став вирішальним для Airbus: відтепер компанія орієнтується на створенні децентралізованої мережі центрів друку для виробництва деталей з пластику на місцях за вимогою. Таким же чином компанія розглядає також і майбутню логістику компонентів з металу.

Технології тривимірного друку здатні змінювати процеси розробки та виробництва деталей і вузлів з тієї причини, що у отриманих таким чином деталей собівартість дешевша та вага менша більш ніж 50% чим у виробів, які були виготовлені традиційними засобами (фрезерування, свердління і ін.)

Також за допомогою тривимірного друку виготовляють елементи конструкцій крила, елементи хвостової частини літака та дверні петлі. Виготовлені таким чином деталі виходять легшими, міцнішими і дешевшими, ніж деталі, що виготовлені традиційними засобами.



Рисунок 2.5 – Лонжерон, який виготовлений методом тривимірного друку

За заявою представника компанії Airbus Пітера Сендера (Peter Sander), вони здійснюють поступове зменшення ваги деталей та збільшення ефективності їх виробництва. Так, використовуючи нові технології вдалось знизити вагу деталей на 30...55%, а витрати матеріалу зменшити на 90%. Також Пітер Сендер зазначає, що використання тривимірного друку скорочує енерговитрати на виробництво деталей на 90% у порівнянні з традиційними методами. Інженерам вдалося за допомогою тривимірного друку виготовити форсунку з меншого числа деталей та скоротити кількість паяних та зварних швів з 25 до 5 штук. Нові форсунки стали легшими на дві треті та можуть витримувати екстремальні температури на 20 градусів вище, ніж форсунки, які були виготовлені традиційним засобом. При цьому їх виробництво значно дешевше.

Аерокосмічна корпорація Airbus дала дозвіл на виготовлення полімерних компонентів для своїх літаків одному з лідерів галузі тривимірного друку, компанії Materialise, що, до речі, має офіс й у Києві.

Boeing, головний конкурент Airbus, замовляє деталі з термопластичної нитки у американо-ізраїльської компанії Stratasys, і загалом все частіше використовує технології адитивного виробництва у своїй діяльності.

Водночас американська компанія Zenith Tecnica, що спеціалізується на друці титанових елементів, вже протягом шести років співпрацює з виробником космічних супутників Maxar Technologies: за цей час ними було виготовлено понад 260 титанових компонентів для їхніх супутників.



Рисунок 2.6 - Паливна форсунка, яка виготовлена за допомогою тривимірного друку



Рисунок 2.6 – Лопатка турбіни, яка виготовлена за допомогою тривимірного друку

2.3 Висновок

У порівнянні зі стандартним заводським виробництвом тривимірний друк має багато переваг, а саме:

1. Меншими витратами матеріалу:

Так як деталь друкується пошарово з порошкових металів при її виробництві використовується тільки той об'єм, який закладено у тривимірну модель, а при виробництві стандартним засобом із заготовки, яка як правило вміщує від 20% до 80% відходу, механічною обробкою знімається надлишок матеріалу, що суттєво збільшує вартість виробу.

2. Можливістю створення деталей, які важко або неможливо виконати стандартними засобами:

Рисунок 2.7 наочно демонструє, що в деталі, яка була виконана методом тривимірного друку максимально оптимізовано розподіл навантаження по об'єму деталі, за рахунок чого вдалося зменшити вагу виробу. Методом механічної обробки такий дизайн економічно недоцільний у зв'язку з важкістю виробництва.



Рисунок 2.7 – Порівняння петель мотогондолі які виготовлені методом механічної обробки (зверху) і методом тривимірного друку(внизу)

3. Вартість і час виробництва

Вартість виробництва методом тривимірного друку складається з витрат на зарплатню оператору, вартості порошкового металу та витрат на електроенергію, тоді як механічне оброблення включає в себе безліч енерго- та трудовитрати (більш детальний розрахунок наданий в економічній частині)

4. Точність відтворення, максимальна стандартизація виробів, які виробляються.

5. Можливість створення цілнометалевих виробів замість з'єднань окремих деталей.

БЕЗПЕКА ПОЛЬОТІВ

3.1. Безпека при технічному обслуговуванні

До недавнього часу питаннями систематичного зниження ризику, який пов'язаний з діяльністю по технічному обслуговуванню повітряних суден, приділялось значно менше уваги, ніж питанням виробництва польотів. Проте кожний рік помилки, що були допущені при технічному обслуговуванні та огляді, вважаються одним з факторів, що сприяють виникаючим у світі щорічно декільком авіаційним пригодам та серйозним інцидентам.

Безпека польотів залежить від льотної придатності повітряних суден. Тому управління безпекою у сфері технічного обслуговування, інспекції, ремонту та капітального ремонту має принципово важливе значення для безпеки польотів. Організаціям з технічного обслуговування необхідно виконувати такий же дисциплінований підхід до управління безпекою, як і при виробництві польотів. Витримувати такої режим при технічному обслуговуванні може виявитися складною справою. Діяльність з технічного обслуговування може здійснюватися самою авіакомпанією або віддаватися на підряд затвердженим організаціям з технічного обслуговування, в результаті цього роботи можуть виконуватися достатньо далеко від основної бази авіакомпанії. Умови для відмов, що обумовлені технічним обслуговуванням, можуть виникати задовго до фактичної відмови. Наприклад, усталостна тріщина, яку своєчасно не виявили, може роками розвиватися до стану, коли відбувається відмова. На відміну від льотних екіпажів, реакція на помилки яких слідує майже у реальному часі, персонал організації з технічного обслуговування, як правило, майже не отримує зворотного зв'язку по виконаній ними роботі, доки не відбувається відмова. Під час цього періоду та при відсутності інформації персонал організації з технічного обслуговування може продовжувати створювати подібні приховані небезпечні умови. У зв'язку з цим системою технічного обслуговування передбачається комплекс захисних мір для загального укріплення системи, включаючи багатократне дублювання систем повітряного судна. Ці захисні міри також складаються з сертифікації організації з технічного обслуговування, видачі ліцензій авіатехнікам, випуску директив з льотної придатності, розробки докладних стандартних експлуатаційних правил, використання технологічних карт, перевірки виконання робіт, підпису по закінченню робіт, реєстрації виконаних робіт.

Ймовірна небезпека може виникати у зв'язку з умовами, при яких частіше всього виконуються роботи з технічного обслуговування, включаючи такі змінні фактори, як організаційний аспект, умови на робочому місці та аспекти працездатності людини, який має відношення до технічного обслуговування повітряних суден.

Термін "безпека" у контексті технічного обслуговування повітряних суден дуже часто приймається у двозначному сенсі. По-перше, з ухилом на безпеку праці та гігієну для захисту персоналу з технічного обслуговування повітряних суден, засобів та обладнання. По-друге, він пов'язан з процесом забезпечення того, щоб авіатехніки надавали для виконання рейсів придатні до польотів повітряні судна. Ці два аспекти можуть бути нерозривно пов'язані.

3.2. Управління безпекою при технічному обслуговуванні

Враховуючи характер діяльності з технічного обслуговування, умови роботи авіатехніків та багато інших аспектів людського фактору, які можуть впливати на рівень працездатності, який очікують від персоналу, необхідно використовувати системний підхід до безпеки, тобто систему управління безпекою польотів (СУБП).

Успішно діючі системи управління безпекою базуються на наступних трьох елементах:

- a) *корпоративний підхід* до забезпечення безпеки;
- b) ефективні *засоби виконання програм*;
- c) офіційна система *контролю за забезпеченням безпеки та оцінюванням програм*.

3.2.1 Корпоративний підхід до забезпечення безпеки

Корпоративний підхід до забезпечення безпеки має на увазі порядок розробки організацій своєї концепції безпеки та своєї культури безпеки. При визначенні підходу, який організація хоче використовувати при управлінні безпекою, можуть бути враховані наступні фактори:

- a) розміри організації з технічного обслуговування (великим експлуатантам може бути необхідний більш структурований підхід);
- b) характер операцій, які виконуються (наприклад, цілодобова робота, міжнародні та регулярні перевезення на відміну від нерегулярних та внутрішніх);
- c) організаційна структура (наприклад, незалежне підприємство або підрозділ авіакомпанії);
- d) зрілість організації та його кадрового складу (досвід та корпоративна стабільність);
- e) трудові відношення між адміністрацією та робітниками (труднощі, досвід останнього часу);
- f) корпоративна культура, що практикується (у порівнянні з бажаною культурою безпеки);
- g) об'єми робіт з технічного обслуговування (наприклад, капітальний ремонт повітряних суден та основних систем або обслуговування рейсів).

Організація роботи з документацією та архівами

У своїй діяльності відділи технічного обслуговування багато в чому залежать від налагоджених систем зберігання, отримання та вилучення великих об'ємів інформації, яка необхідна для управління безпекою. У якості прикладів використання таких систем можуть служити:

- a) дані контролю характеристик та роботи систем повинні бути збережені для можливості виконання аналізу тенденцій;
- b) дефекти технічного обслуговування та роботи, яку виконано, повинні детально реєструватися;
- c) необхідність оновлення матеріалів технічних бібліотек (таких як технічні заклади, сертифікати типу, бюлетені на обслуговування, директиви з льотної придатності та ін.) ;
- d) повинні зберігатися записи про професійну підготовку персоналу, атестація, строках перепідготовки та ін.);
- e) повинні зберігатися формуляри на агрегати, дані про напрацювання та ін.;
- f) корпоративні цілі, задачі та політика безпеки у межі безпеки польотів повинні документально оформлятися та поширюватися.

У великих експлуатантів більша частина такої інформації закладена у комп'ютери. Тому ефективність СУБП в організації з технічного обслуговування багато в чому залежить від якості та оперативності її систем управління документацією та даними.

Розподіл ресурсів

Найкраща система управління безпекою буде марною, якщо вона не забезпечується належними ресурсами. Необхідно вкладати кошти на захист від втрат в результаті авіапригод, наприклад, на:

- a) навчання всіх співробітників принципам управління безпекою;
- b) системи управління інформацією для збереження даних з безпеки, а також на спеціалістів, необхідних для аналізу даних;
- c) персонал, що володіє необхідними знаннями та досвідом для розроблення та впровадження безпеки при технічному обслуговуванні.

Культура безпеки

В результаті низької культури безпеки в організації з технічного обслуговування може виникнути ситуація, коли небезпечна практика роботи не буде корегуватися; при цьому можуть з'явитися приховані потенційно небезпечні умови, які можуть не викликати проблем протягом декількох років. Успіх зусиль керівництва з створення та підтримки у відділі технічного обслуговування позитивної культури безпеки багато в чому залежить від того, як вони вирішують вищевказані питання, а також як впроваджується СУБП.

3.2.2 Основні засоби управління безпекою при технічному обслуговуванні

Ефективне функціонування СУБП при технічному обслуговуванні базується на концепції прийняття рішень з урахуванням оцінки ризику, яка довгий час є невід'ємною частиною діяльності з технічного обслуговування. Наприклад, у основі циклів технічного обслуговування лежить розрахунок ймовірності того, що системи і агрегати будуть безвідмовно протягом конкретного циклу. Агрегати часто замінюють у зв'язку з виробкою ними "строку служби" навіть в тому випадку, коли вони можуть ще функціонувати. Знання та досвід дозволяють зменшити ризик непередбачуваних відмов до прийнятних рівнів.

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

- a) розподіл ресурсів с урахуванням оцінки ризику;
- b) системи надання даних про небезпечні фактори та інциденти;
- c) чітко сформульовані та дотриманні стандартні експлуатаційні правила (СЕР);
- d) програми аналізу польотних даних;
- e) компетентне розслідування пов'язаних з технічним обслуговуванням інцидентів;
- відстеження тенденцій и аналіз стану безпеки (включаючи аналіз затрат и вигоди);
- f) навчання з питань управління безпекою;
- g) система зв'язку та зворотного зв'язку (враховуючи обмін інформацією та популяризацією питань безпеки);
- h) відстеження тенденцій та аналіз стану безпеки (враховуючи аналіз витрат та вигід).

3.2.3. Контроль за забезпеченням безпеки та оцінка програм

Як і в будь-якій іншій системі, в СУБП при технічному обслуговуванні для забезпечення того, щоб окремі елементи функціонували як необхідно, вимагається зворотній зв'язок. Для постійної підтримки високого рівня безпеки в організації з технічного обслуговування вимагається постійний контроль і нагляд за всією діяльністю з технічного обслуговування. Особливо це стосується функціональних стиків між окремими робітниками (наприклад, між представниками різних служб, між змінами робітників, між персоналом технічного обслуговування та льотними екіпажами), де це необхідно для того, щоб проблеми не лишалися непомітними.

В авіаційній галузі зміни неминучі, і сфера технічного обслуговування не є виключенням. Директор з питань технічного обслуговування може вимагати проведення оцінки стану безпеки при будь-яких значних змінах в організації з технічного обслуговування. Обставини, при яких може бути необхідна оцінка стану

безпекою, включає злиття компаній, введення в експлуатацію нових повітряних суден, обладнання, систем або коштів. Така оцінка дозволяє визначити необхідність внесення будь-яких змін.

СУБП при технічному обслуговуванні необхідно регулярно оцінювати на предмет того, чи дозволяє вона домагатись результатів, які очікуються. Оцінка програм дає можливість отримувати задовільні відповіді на наступні питання:

a) Які тенденції виявляються в системі надання даних про небезпечні фактори та інциденти? (по технічним спеціальностям, складу парку повітряних суден та ін.).

b) Виділяються на СУБП при технічному обслуговуванні необхідні ресурси?

c) Наскільки успішним є керівництво у створенні позитивної культури безпеки?

d) Чи виявляються та усуваються небезпечні фактори?

3.3. Боротьба з недотриманням процедур при технічному обслуговуванні

Система технічного обслуговування охоплює не тільки працюючих в цехах спеціалістів з технічного обслуговування, але також і всіх інших технічних спеціалістів, інженерів, планувальників, керівників, складських робітників та інших осіб, які є частиною процесу технічного обслуговування. При такій широкій системі відхилення від процедур та помилки при технічному обслуговуванні неминучі та повсюдні.

Авіапригоди та інциденти з технічних причин частіше пов'язані із діями людини, а не з відмовою техніки. Часто їх причиною є недотримання процедур та режимів, що встановлені. Навіть відмови техніки можуть бути результатом помилок, коли непомічені (або неповідомлені) дрібні дефекти згодом викликають відмову.

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

a) необхідні інструменти та обладнання;

b) вимоги роботи або завдання;

c) вимоги до технічних знань та навичок;

d) конструктивні обмеження повітряного судна;

e) необхідна для виконання роботи інформація;

f) фактори навколишнього середовища або робочого місця;

g) керівництво та нагляд;

h) фактори, що впливають на працездатність окремого робітника (тобто фактори SHELL);

i) організаційні фактори, наприклад, обстановка в організації.

У безпечно функціонуючих організаціях з технічного обслуговування стимулюється свідоме уявлення інформації про допущені при технічному обслуговуванні помилках, особливо про ті помилки, які ставлять під загрозу льотну гідність, що дозволяє виконувати ефективні міри. Для цього необхідно створити атмосферу, в якій персонал не побоюється інформувати свого керівника про виявлені помилки.

Розробляються новітні системи боротьби з недотриманням процедур (та з помилками) при технічному обслуговуванні повітряних суден. Зазвичай ці системи є частиною загальної СУБП при технічному обслуговуванні, та їм властиві наступні характеристики:

a) заохочення вільного надання інформації про випадки, які не підпадають під категорію інцидентів, до яких застосовують вимоги про обов'язкове подання даних;

b) компетентне розслідування помилок, що допущені в контексті забезпечення безпеки;

c) виконання необхідних дій з виявленими недоліками у сфері забезпечення безпеки;

d) надання інформації персоналу;

e) проведення підготовки персоналу з питань, які пов'язані з призначенням та порядком використання СУБП при технічному обслуговуванні, включаючи чітке визначення дисциплінарної політики організації;

f) надання даних, які можуть бути використані для аналізу тенденцій.

Посібник для прийняття рішень з недопущення помилок при технічному обслуговуванні (MEDA)

Одним з засобів контролю процедурних відхилень при технічному обслуговуванні є посібник для прийняття рішень з недопущення помилок при технічному обслуговуванні (MEDA), який був розроблений компанією "Боїнг". MEDA передбачає проведення керівником першої лінії (і МБП) системного аналізу та відстеження факторів, що сприяють помилкам при технічному обслуговуванні, та підготовку рекомендацій з запобігання помилок.

Процес, який передбачений в MEDA складається з п'яти основних етапів, а саме:

a) **Подія.** Після будь-якої події організація з технічного обслуговування повинна відібрати пов'язані з помилкою аспекти, які підлягають розслідуванню.

b) **Рішення.** Після того, як проблема була усунена і повітряне судно допущено до польотів, експлуатант вирішує, чи була подія пов'язана з технічним обслуговуванням. Якщо да, то експлуатант виконує розслідування за методикою MEDA.

с) **Розслідування.** Експлуатант виконує розслідування за чітко встановленою формою (спеціально розробленої для MEDA). Розслідувач реєструє загальну інформацію про літак; час виробництва технічного обслуговуванні та події, що розслідується; подія, яка викликала необхідність проведення розслідування; помилку, що призвела до події; фактори, що сприяли виникненню помилки, і можливі міри з недопущенню повторення даної події.

d) **Превентивні міри.** Керівництво аналізує, пріорітизує, впроваджує превентивні міри (удосконалення до процесів), а потім відстежує їх ефективність, для того, щоб уникнути або зменшити ймовірність аналогічних помилок у майбутньому.

e) **Зворотній зв'язок** з персоналом технічного обслуговування необхідне для того, щоб авіатехніки знали, що до системи технічного обслуговування внесені зміни в результаті використання методики MEDA. Керівництво відповідає за доведення підсумків розслідування до співробітників, що дозволяє підтвердити ефективність їх участі та визнати їх внесок у процес MEDA.

ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

ВСТУП

В цьому розділі буде проведено розрахунок для визначення собівартості перевезення вантажу на один кілометр шляху, витрати на експлуатацію, собівартість, прибуток авіакомпанії, а також ціну білету та проаналізуємо чи вигідно використовувати даний тип літака на задану відстань.

4.1 Розрахунок витрат на експлуатацію літака, двигуна та собівартості перевезення однієї тони вантажу на один кілометр шляху.

Витрати на експлуатацію даного типу літака ($C_{\text{чп}}$), що приходиться на 1 годину польоту (льотний час), складаються з прямих та непрямих (аеропортових) витрат

$$C_{\text{чп}} = A + B,$$

Де:

A – прямі витрати, що приходяться на одну льотну годину (\$);

B – непрямі витрати, що приходяться на одну льотну годину (\$).

До прямих витрат відносяться витрати на амортизацію, капітальний ремонт та технічне обслуговування літака (планеру) і двигуна, на паливо та заробітну платню льотно-підйомного складу (ЛПС).

До непрямих витрат відносяться витрати на амортизацію, поточний ремонт та утримання всіх об'єктів аеродромів та аеропортів, витрати по ремонтним

заводам та лінійним майстерням, витрати по заробітним платам персоналу (окрім ЛПС, працівників заводів та лінійних майстерень).

Повна собівартість експлуатації літака при перевезенні пасажирів або вантажу на один кілометр шляху (C_{KM}) визначається за формулою:

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

де $m_{\text{вант}} = 4680$ кг, - максимальне комерційне навантаження літака;

$V_P = 403$ км/час – рейсова швидкість літака;

$K_3 = 0,65$ – коефіцієнт використання навантаження літака.

Величина рейсової швидкості літака визначається на підставі його крейсерської швидкості. Рейсова швидкість – це середня швидкість безпосадкового польоту у штиль, яка вираховується з врахуванням витрат часу на усіх етапах польоту від початку розбігу в аеропорту до посадки. Рейсову швидкість визначаємо за формулою:

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

де $V_{KP} = 530$ км/час – крейсерська швидкість літака;

$L = 2100$ км – безпосадкова відстань польоту;

$t = 0,190$ – витрата часу на еволюцію або маневри у районі аеропорту після зльоту та перед посадкою літака, а також набір висоти та зниження, відповідне швидкості дорівнюючої крейсерської (в годинах). Величина цих витрат залежить від висоти літака.

$$V_P = \frac{2100 \cdot 530}{2100 + 530 + 0,190} = 403 \text{ км/год}$$

прямі витрати на одну годину польоту, складається з таких витрат:

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

де A_1 – витрати на амортизацію та капітальні ремонти літака (планеру);

A_2 – витрати на амортизацію та капітальні ремонти двигунів;

A_3 – витрати на технічні та текучі ремонти планеру;

A_4 – витрати на технічні та текучі ремонти СУ;

A_5 – заробітна плата льотно-підйомного складу;

A_6 – вартість палива;

A_7 – інші прямі витрати.

Всі A_i , беремо з урахування на одну льотну годину.

Витрати на амортизацію та капітальні ремонти на одну годину роботи літака визначаємо за формулою:

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

де $K_1 = 1,065$ – коефіцієнт, що враховує невикористані нальоти (тренування, навчання, обліт та інші);

C_C – ціна літака без двигунів (\$).

При проведенні дослідження світового ринку регіональних пасажирських літаків, ми встановили, що середня ціна літаків аналогів складає 21-25 млн. доларів. Для того щоб літак був конкурентоспроможним все існуючим машинам не тільки по ЛТХ, а також по ціновим якостям, приймаємо ціну з урахуванням НДС 20 млн. доларів.

Ціна без НДС, яка дорівнює 20%, буде складати:

$$C_C = \frac{C_{\text{НДС}} \cdot 100}{120}$$

$$C_C = \frac{20 \cdot 100}{120} = 16,6 \quad (\text{МЛН. ДОЛ.})$$

$$K_{\text{НВО}} = 1,61$$

$$K_{\text{СЕР}} = \left(\frac{35 \cdot 10^5}{m_{\text{ПС}} \cdot \sum n_C} \right)^{0,4} \quad \text{– коефіцієнт, який враховує серійність літака;}$$

$\sum n_C = 30$ – кількість літаків у серії;

$$K_{\text{СЕР}} = \left(\frac{35 \cdot 10^5}{7098 \cdot 30} \right)^{0,4} = 3,06$$

$$K_V = \frac{1}{2} \cdot \left(1 + \frac{V_{\text{КР}}}{800} \right) \quad \text{– коефіцієнт, що враховує розрахункову швидкість польоту}$$

літака.

$V_{\text{КР}} = 500$ км/ч – крейсерська швидкість літака.

$$K_V = \frac{1}{2} \cdot \left(1 + \frac{500}{800} \right) = 0,812$$

$K_{\text{РС}}$ – коефіцієнт, що показує відношення вартості капітального ремонту літака до ціни літака:

$$K_{\text{РС}} = 0,011 + \frac{3}{C_C} = 0,19$$

Для літаків місцевих повітряних ліній:

$$T_C = 25000 \text{ год};$$

$$t_C = 5000 \text{ год.}$$

$$A_1 = 78,1 \text{ дол./год.}$$

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

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

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

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

$C_{ДВ}$ – ціна одного двигуна (\$):

$$C_{ДВ} = 61,183 \cdot K_{НВО} \cdot N_{E_{\max}}$$

$N_{E_{\max}} = 1838$ кВт – максимальна потужність двигуна;

$$K_{НВО} = 1,61$$

$$C_{ДВ} = 61,183 \cdot 1,61 \cdot 1838 = 181051 \text{ дол.}$$

$$T_{ДВ} = 6000 \text{ год};$$

$$t_{ДВ} = 3000 \text{ год};$$

$$K_{РДВ} = 0,6;$$

$$A_2 = 103,32 \text{ дол./год.}$$

Витрати на поточний ремонт та технічне обслуговування планеру (A_3) и двигателів (A_4), дол./год, складаються з витрат на матеріали та запасні частини, заробітну плату технічних робітників та визначається так:

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

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

$$K_4 = 1,13$$

$$m_{ПС} = 7098 \text{ кг};$$

$$A_3 = 25,6 \text{ дол./год}$$

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

$K_2 = 1,07$ – коефіцієнт, який враховує невиробничий наліт;

$$K_5 = 1;$$

$$R_{\max} = N_{E_{\max}} = 1286 \text{ кВт};$$

$$T_{ДВ} = 6000 \text{ год};$$

$$A_4 = 24,81 \text{ дол./год.}$$

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

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

$n_{ПАСС} = 46$ чол. – максимального можливого числа пасажирських місць на даному літаку;

$$A_5 = 54,1 \text{ дол./год.}$$

Витрати на паливо, на одну годину польоту (A_6), дол./год, розраховуємо за формулою:

$$A_6 = \frac{\overline{m_n} \cdot m_0}{t_{\Sigma} \cdot n_{ДВ}}$$

$$\overline{m_n} = 0,30;$$

$m_0 = 19520$ кг – злітна маса літака;

$t_{\Sigma} = 4,4$ год – сумарний час польоту;

$$A_6 = 665,5 \text{ дол./год.}$$

Інші витрати складають для літака:

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

$$A_7 = 66,6 \text{ дол./год.}$$

$$A_{\Sigma} = \sum_{i=1}^7 A_i = 78,1 + 103,32 + 25,6 + 24,81 + 54,1 + 343,3 + 44 = 951,43 \text{ дол./год.}$$

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

Непрямі витрати залежать від класності аеродрому та кількості зльотів-посадок, на годину польоту.

Для даного літака непрямі витрати складають:

$$B = 0,4 \cdot A_{\Sigma} = 0,4 \cdot 951,43 = 380,572$$

Витрати на експлуатацію даного літака на одну годину польоту (льотну годину) складають:

$$C_{\text{Ш}} = A + B,$$

$$C_{\text{Ш}} = 951,43 + 380,572 = 1332,0 \text{ дол./год.}$$

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

$$C_{\text{ТКМ}} = \frac{A + B}{m_{\text{вант}} \cdot K_3 \cdot V_P} = \frac{1332}{4,68 \cdot 0,35 \cdot 403} = 2,02 \text{ дол./ТКМ.}$$

Виручка, що отримує авіакомпанія від експлуатації парку літаків даного типу, приходиться на один тонно-кілометр, визначаємо за формулою:

$$B_{AK} = \frac{C_B \cdot n_{ПЛАСС} \cdot K_3}{m_{вант} \cdot V_P \cdot \tau} = \frac{1224,06 \cdot 46 \cdot 0,35}{4,68 \cdot 403 \cdot 4,4} = 2,375 \text{ дол./ткм.}$$

Прибуток, що отримує авіакомпанія від експлуатації парку літаків даного типу приходиться на один тонно-кілометр, визначається за формулою:

$$П_{AK} = B_{AK} - C_{TKM} = 2,375 - 2,02 = 0,355 \text{ дол./ткм.}$$

Для визначення ціни білету при умови без збиточної експлуатації літака даного класу. Визначаємо формулу у вигляді:

$$B_{AK} = C_{TKM} + П_{AK},$$

де $П_{AK} = 0$ (умови без збиточної експлуатації),

включаючи невідому ціну білету (C_B) до виручки, отримуємо:

$$\frac{C_B \cdot 46 \cdot 0,35}{4,68 \cdot 403 \cdot 4,4} = 2,375$$

$$C_B = 1224,16 \text{ дол.}$$

При рентабельності 25%, ціна білету:

$$C_B = 1,25 \cdot 1224,16 = 1530,2 \text{ дол.}$$

4.2. Висновки

В даному розділі було проведено розрахунок витрат на експлуатацію та обслуговування літака та двигуна яка становила:

Витрати на амортизацію та капітальний ремонт літака (планера) 78,1 дол/год;

Витрати на амортизацію та капітальний ремонт двигунів 103,32 дол/год;

Витрати на технічне обслуговування та поточні ремонти планеру 25,6 дол/год.

Витрати на технічний та поточний ремонти СУ 24,81 дол/год.

Повна собівартість експлуатації літака при перевезенні пасажирів та комерційних вантажів на один кілометр шляху 2,02 дол/ткм.

Вигода, що отримує авіакомпанія від експлуатації парка літаків даного типу, приходиться на один тонно-кілометр 2,375 дол/ткм.

А також була розрахована собівартість перевезення однієї тони вантажу на один кілометр, та визначена ціна квитка яка склала 1224,16 дол.

СПЕЦІАЛЬНА ЧАСТИНА

5.1 Порошковий метод. Види, принципова схема роботи

Порошковий метод тривимірного друку використовує у якості матеріалу порошки алюмінію, сталі, титану, нікелю і т.п. з діаметром зерен в межах 9-20 мкм, що дозволяє досягти високої чистоти зовнішньої поверхні (Ra 5-10)

Найбільше розповсюдженими видами порошкового тривимірного друку є:

- Селективне лазерне спікання (SLS – Selective Laser Sintering)
- Пряме лазерне спікання металів (DMLS - Direct Metal Laser Sintering)

5.1.1 Селективне лазерне спікання (SLS)

Основною вимогою, як і в будь-якій іншій технології 3D-друку, є наявність готової 3D моделі, яка відповідає визначеними характеристикам. Саме з неї і буде відтворюватися виріб. Сама технологія доволі проста. Спеціальне відділення 3D принтера заповнюється витратним матеріалом, після чого починається процес друку. Цікаво, що безпосередньо перед відтворенням порошок розігрівається практично до температури плавлення. За допомогою лазерної установки та скануючого дзеркала промінь лазера спрямовують на необхідні ділянки порошку, спікаючи їх разом шар за шаром. Після спікання першого шару вирівнюючий механізм додає тонкий шар порошку поверх нього, і процес відбувається наново до повної відбудови об'єкта. Тобто, відтворення об'єкта відбувається знизу-вгору, а за рахунок заповнення камери порошком не вимагається побудування підтримуючих структур. Привабливою особливістю цієї технології є дуже високе розширення друку – в середньому приблизно 20 мікрон.



Рисунок 6.1 – Принципова схема роботи технології селективного лазерного спікання.

5.1.2 Пряме лазерне спікання металів (DMLS)

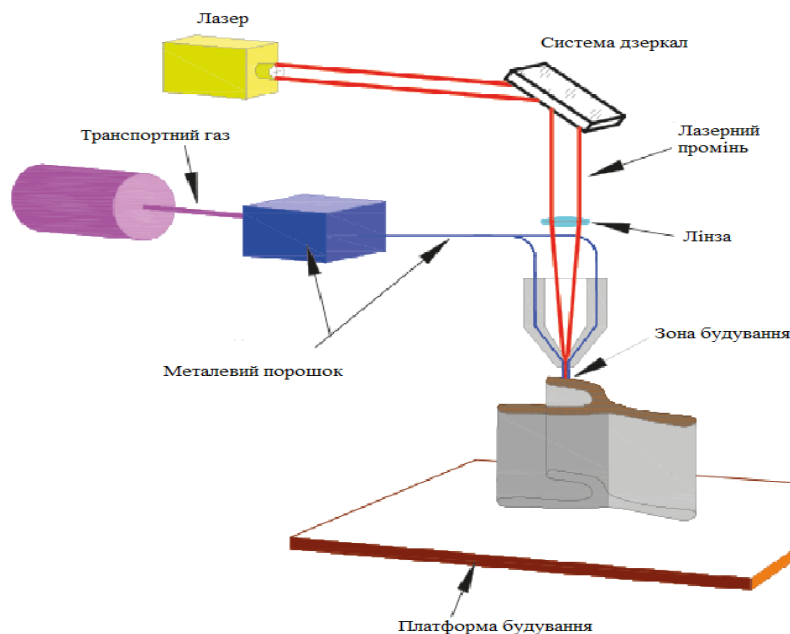


Рисунок 6.2 - Принципова схема роботи технології прямого лазерного спікання металів

На відміну від першого виду спікання, при цьому методі не формується шар будівного матеріалу, а матеріал подається у визначене місце, в яке у цей час подається енергія та де відбувається процес формування деталі. Від міцності лазера залежить швидкість та якість 3D-друку, які зворотнопропорціональні один одному. Тобто чим вище швидкість (міцність лазера) тим нижче якість. Домогтися ідеального співвідношення – це і є ноухау кожної компанії. У якості газу використовують азот і аргон.

5.2 Застосування технологій тривимірного друку при технічному обслуговуванні повітряних суден

Масштабні станції лінійного обслуговування щорічно втрачають багато тисяч доларів логістичних витрат на доставку деталей, які необхідні при ремонті та технічному обслуговуванні повітряних суден. Но власне виробництво деталей дуже невигідно, тому що виробники мають різні технологічні маршрути, які не можуть бути виконані лише на крупних заводах компаній виробників повітряних суден.

Технології адитивного виробництва дозволяють зменшити технологічні маршрути виробництва деталей до мінімуму, при цьому будучи універсальним інструментом для виробництва широкого спектру компонентів повітряних суден.

Дані технології дозволяють зменшити витрати робочого часу і матеріальних ресурсів на доставку необхідних комплектуючих виробів на масштабні станції лінійного обслуговування, шляхом встановлення необхідного обладнання на території станції обслуговування.

Так як деталі, що виконані на установці тривимірного друку подібні (за умови використання сертифікованих дрібнозернистих (до 10 мк) порошкових металів) з'являється можливість друкувати вироби безпосередньо після виявлення несправності на повітряному судні.

При цьому процес розподіляється на декілька операцій:

- Виявлення несправності повітряного судна;
- Відправлення запиту на необхідну деталь на завод виробник повітряного судна;
- Виробник повітряного судна оброблює запит і надсилає точну тривимірну модель необхідної деталі;
- Деталь друкується на тривимірному принтері;
- Доопрацювання на верстатах з числовим програмним управлінням;
- Перевірка неруйнівними методами контролю;
- Встановлення на повітряне судно.

Так як з виробничого маршруту відкидається час компонування заказу, час і вартість доставки до споживача, вартість обслуговування значно зменшується також, як і час необхідний на проведення технічного обслуговування повітряних суден.

Технологія прямого лазерного спікання металів дозволяє виконувати ремонт дорогих виробів, наприклад, робочих органів турбін ГТД, валів (рис. 6.3) та ін., а також для нанесення захисного і зносостійкого покриття.

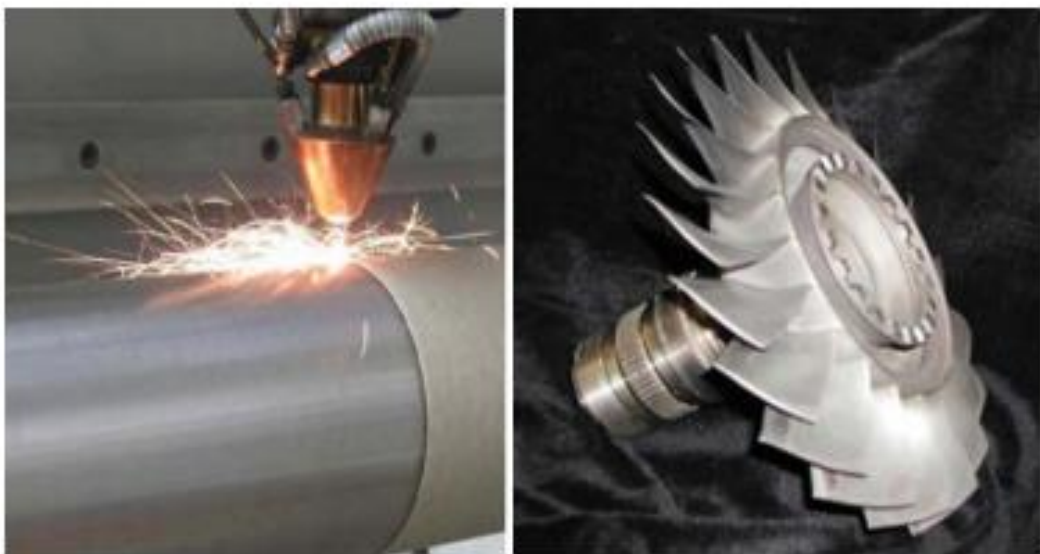


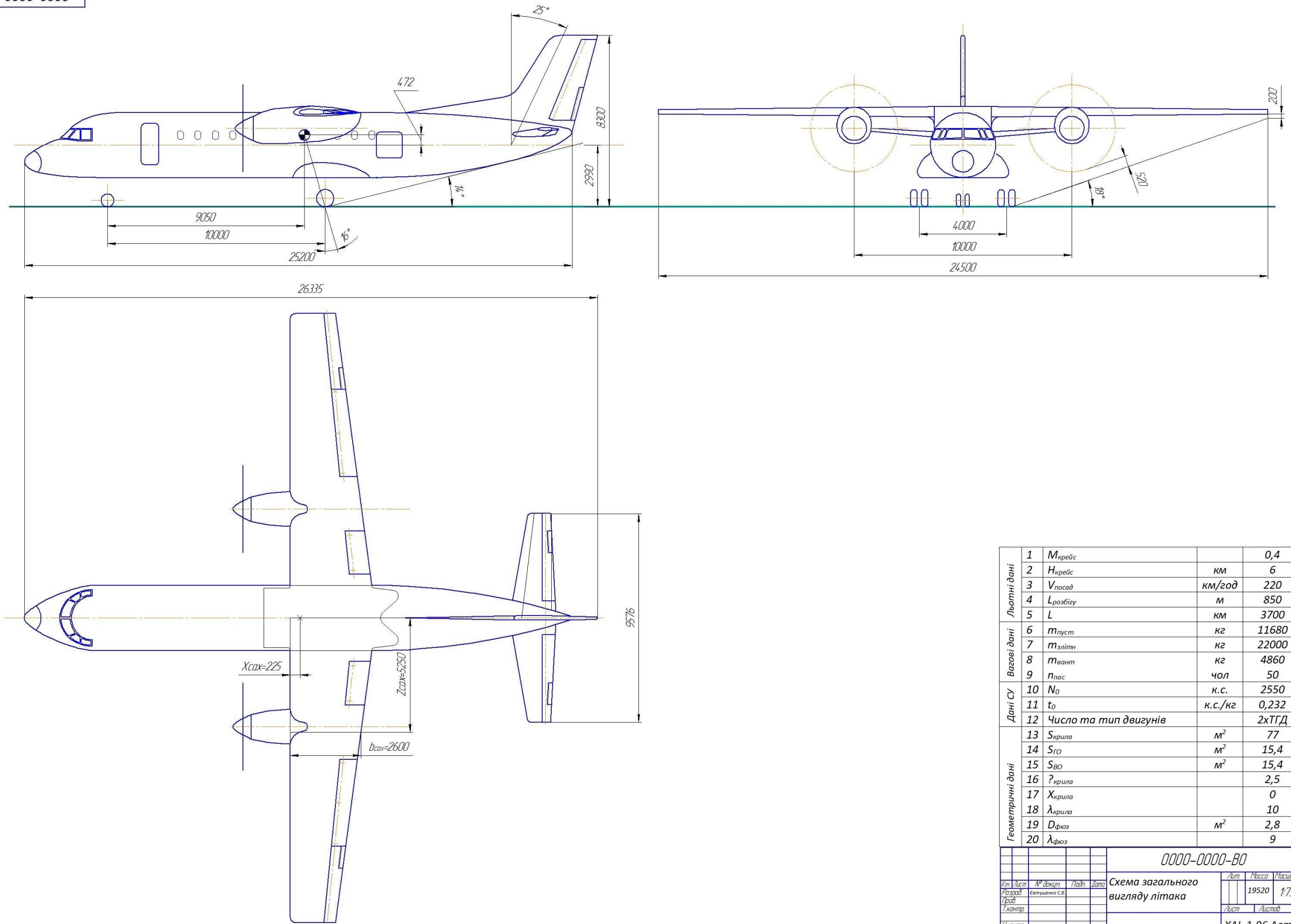
Рисунок 6.3 Відновлення деталей авіаційного двигуна

Джерела інформації

1. Основные положения воздушного кодекса Украины и норм лётной годности самолётов транспортной категории. — Учебное 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. авіац. 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. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций / А.Г. Гребеников. — Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. — 532 с.
7. CALS (Continuous Acquisition and Life cycle Support — непрерывная информационная поддержка жизненного цикла изделия) в авиационной промышленности / Братухин А.Г., Давыдов Ю.В., Елисеев Ю.С., Павлов Ю.Б., Суров В.И.; Под ред. А.Г. Братухина — М.: Изд-во МАИ, 2000. — 304 с.
8. 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.
9. Основы компьютерного моделирования с помощью интегрированной системы CAD/CAM/CAE/PLM CATIA V5 / А.Г. Гребеников, Д.Ю. Дмитренко, М.В. Кириленко, Н.В. Никифорова, В.В. Парфенюк, С.В. Удовиченко. — Учеб. пособие. — Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т "Харьк. авиац. ин-т", Пред-во фирмы Dassault Systemes, 2006. — 150 с.
10. Інформація, яка поширена на інформаційних сайтах профільного змісту, в мережі інтернету.

Додаток 1

0000-0000-В0



Льотні дані	1	$M_{крейс}$		0,4
	2	$H_{крейс}$	км	6
	3	$V_{посад}$	км/год	220
Важові дані	4	$L_{розбігу}$	м	850
	5	L	км	3700
	6	$m_{пуст}$	кг	11680
Дані СУ	7	$m_{алітн}$	кг	22000
	8	$m_{вант}$	кг	4860
	9	$n_{пас}$	чол	50
Геометричні дані	10	N_0	к.с.	2550
	11	t_0	к.с./кг	0,232
	12	Число та тип двигунів		2хТГД
Геометричні дані	13	$S_{крила}$	м ²	77
	14	$S_{ГО}$	м ²	15,4
	15	$S_{ВО}$	м ²	15,4
	16	$S_{крила}^?$		2,5
	17	$X_{крила}$		0
	18	$\lambda_{крила}$		10
	19	$D_{фюз}$	м ²	2,8
	20	$\lambda_{фюз}$		9

0000-0000-В0

Лист	№ об'єкту	Підп.	Дата	Схема загального вигляду літака	Лист	Масштаб
19520	1/75				Лист	Листів
				ХАІ, 1-96 Аєт1		
Формат А1						

Додаток 2

ДП.103.0000-0000.КСС

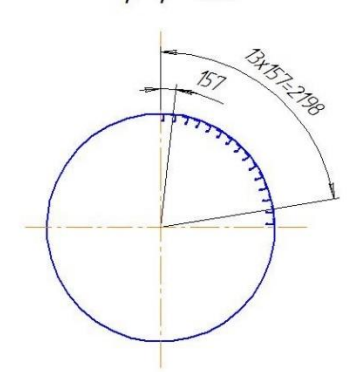
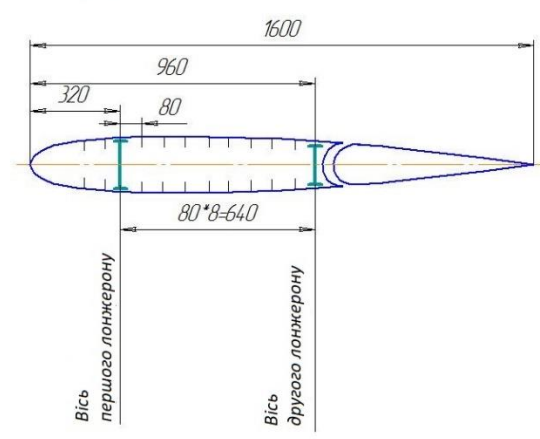
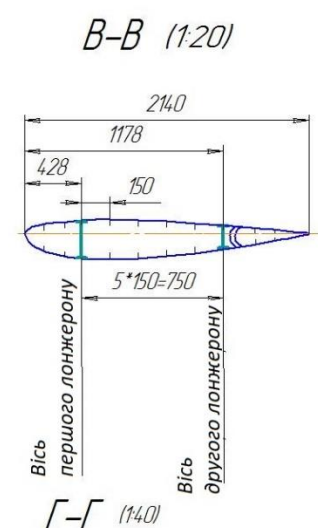
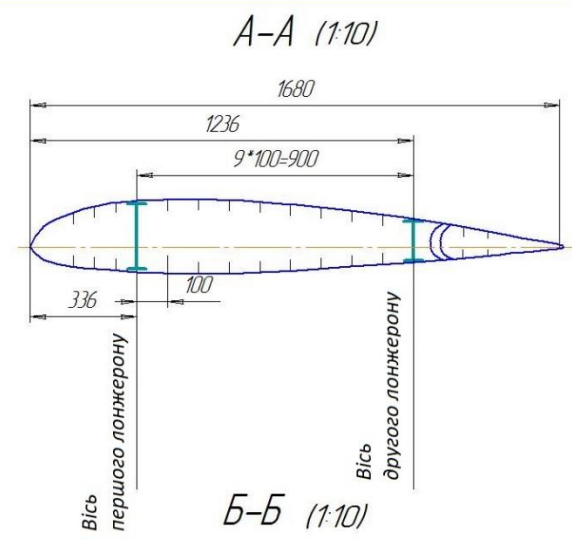
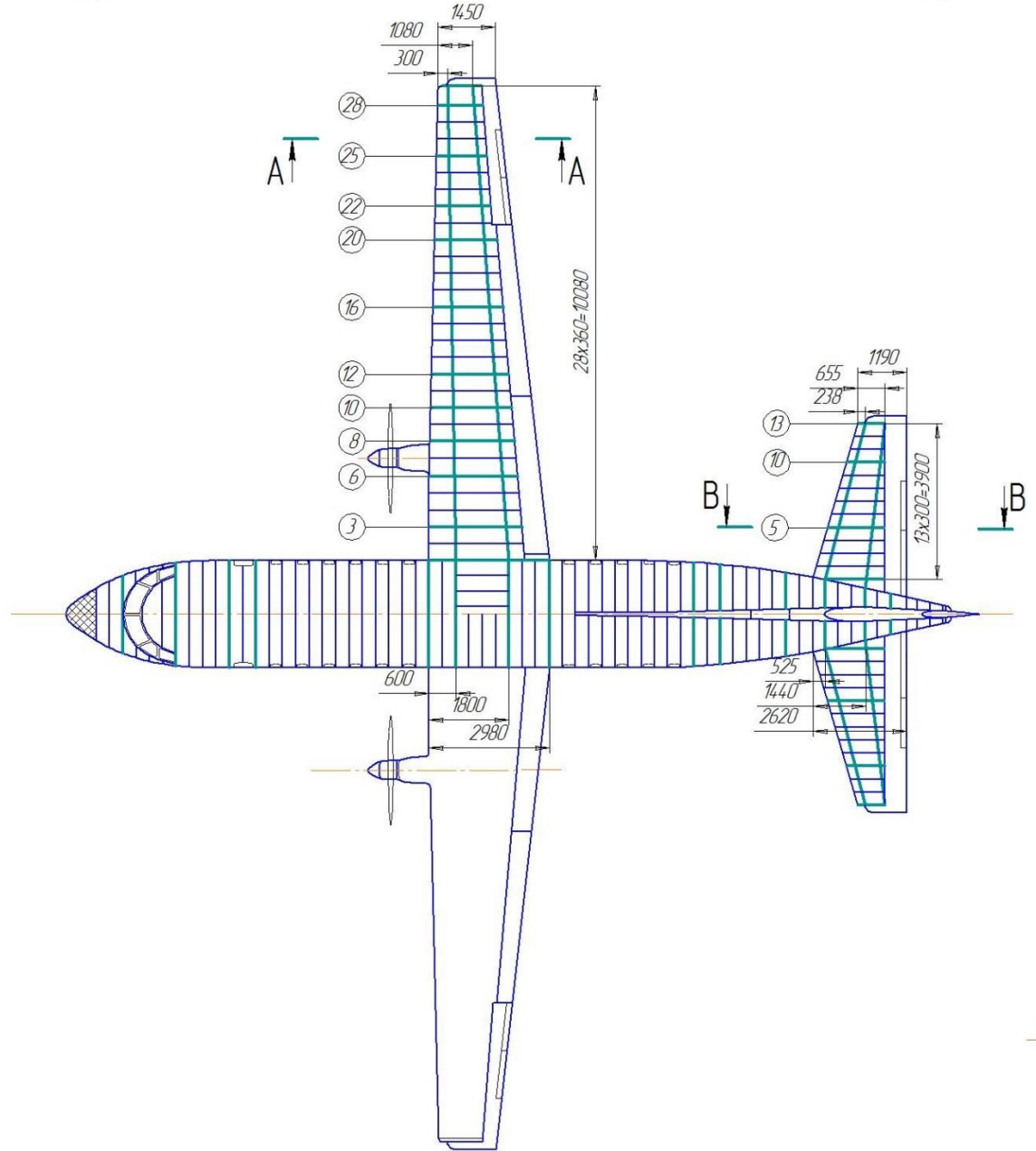
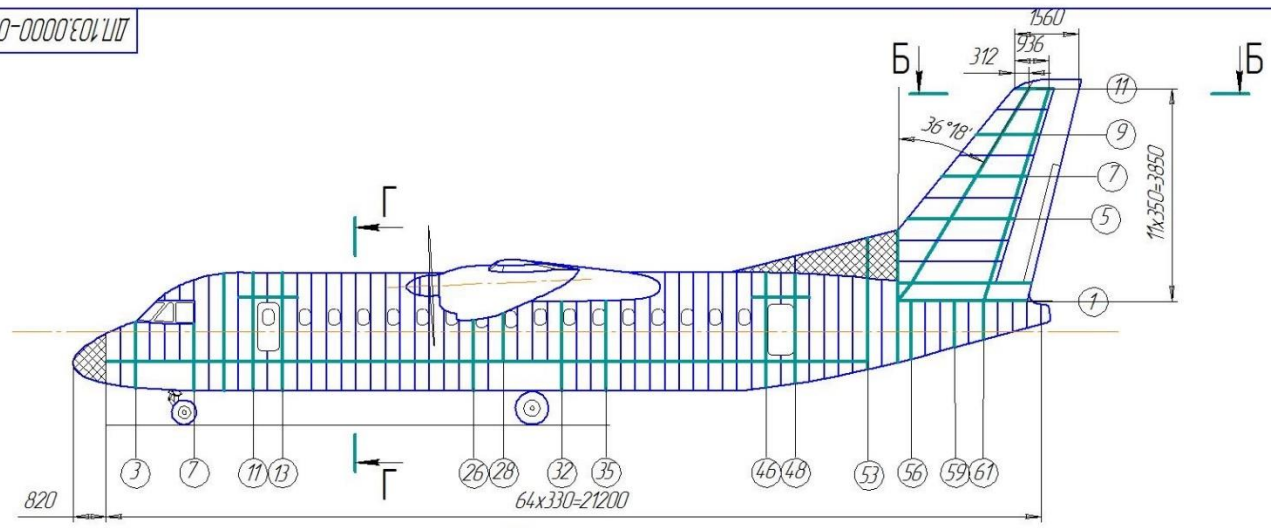


Схема прибирання носової стійки шасі

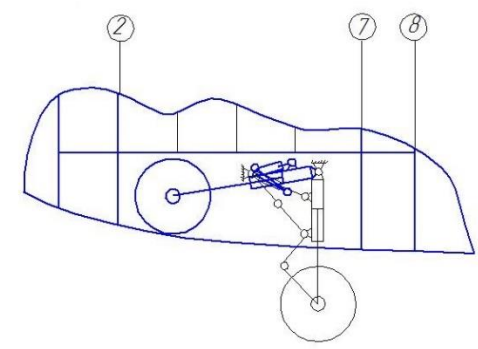


Схема прибирання основної стійки шасі

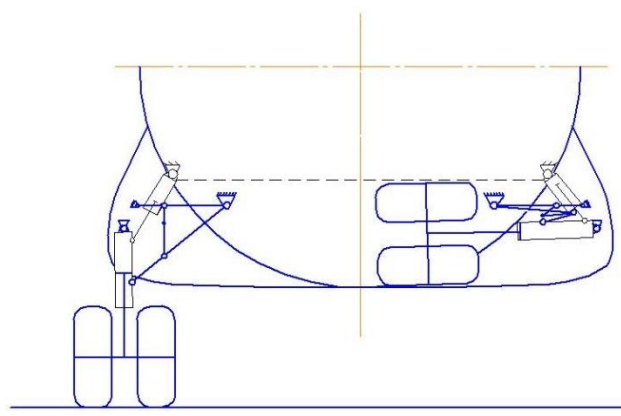
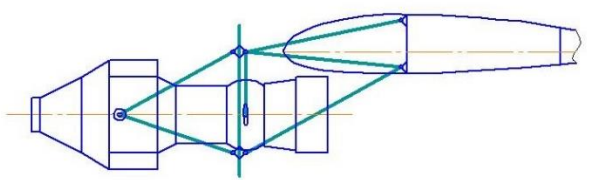


Схема кріплення двигуна



ДП.103.0000-0000.КСС				Лист	Маса	Масштаб	
Вид	Лист	№ докум.	Лист	Дата	Конструктивно-силова	19520	1:75
Розроб		Експертна с.в.			схема пасажирського		
Проб					літака	Лист	Листів
Інженер						ХАІ, 1-96 Аер.1	
Мод						Формат А1	