МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків та вертольотів

Пояснювальна записка до дипломного проекту

другий (магістерський)
(освітній ступінь)

на тему Дослідження та проектування шасі регіонального пасажирського літака

Виконав: студент 2 курсу групи № 160Н
Спеціальність *134 «Авіаційна та ракетно- космічна техніка»*
(код та найменування)

Хімчак М. В.
(прізвище та ініціали студента)
Керівник: Філіпковський С. В.
(прізвище та ініціали)
Рецензент: Павленко С. А.
(прізвище та ініціали)

Харків – 2025

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

Факультет: Літакобудування

Кафедра: 103 Проектування літаків та вертольотів

Рівень вищої освіти: другий (магістерський)

Спеціальність: 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка

Освітня програма: Проєктування, виробництво та сертифікація авіаційної техніки

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

к.т.н., доц. Сергій ТРУБАЄВ

«____» _____2025 року

ЗАВДАННЯ

НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ ЗДОБУВАЧУ

Хімчак Максим Валерійович

(прізвище, ім'я та по батькові)

Тема кваліфікаційної роботи Дослідження та проектування шасі регіонального пасажирського літака

керівник кваліфікаційної роботи Філіпковський Сергій Володимирович , доктор технічних наук, професор

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

затверджені наказом Університету №420-уч від « 14 » березня 2025р.

Термін подання студентом кваліфікаційної роботи 12 травня 2025р.

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

1. Збір і обробка статичних даних, їх аналіз.

1.1 Розробка технічного завдання і тактико-технічних вимог до літака

1.2 Обґрунтування схеми літака

1.3 Визначення злітної маси літака та розрахунок маси конструкції основних агрегатів, маси силової установки, палива, обладнання і управління

2 Проектувальний розрахунок шасі

2.1 Вихідні дані

2.2 Підбір коліс

2.3 Визначення параметрів амортизатора

2.4 Визначення навантажень на стійку

2.5 Побудова епюри згинального та крутящого моменту

2.6 Визначення товщин штоку та циліндру

2.7 Побудова епюри повздовжньої сили

2.8 Перевірочний розрахунок штоку

2.9 Перевірочний розрахунок циліндру

2.10 Заключення о міцності штоку та циліндру

2.11 Розрахунок осі колеса

3 Технологічний розділ

3.1 Конструктивно-технологічний аналіз деталі, вибір заготовки для даної деталі, обґрунтування методу виготовлення деталі.

3.2 Розрахунок операційних припусків і визначення розмірів заготовки.

3.3 Складання технологічного маршруту обробки деталі

3.4 Розробка однієї операції програмної обробки деталі з розрахунками режимів різання, складання розрахунково-технологічної карти

4 Розрахунки на ЕВМ

4.1 Втомлена довговічність шарнірно-болтових з'єднань

5 Дослідження методів покращення системи шасі літака.

5.1 амортизатори із регульованою жорсткістю

5.1.1 Розрахунок амортизатора

5.2 Використання шин із покращеними характеристиками

5.3 Гальмівна системи з покращеними характеристиками

5.4 Електричне шасі

Керівник і консультанти розділів проєкту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада керівника і консультантів	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1.	Професор Філіпковський С.В.		
2.	Професор Філіпковський С.В.		
3	Професор Філіпковський С.В.		
4	Професор Філіпковський С.В.		
5	Професор Філіпковський С.В.		

Нормоконтроль _____ _____ «____» _____2025 р.

(підпис) (ім’я прізвище)

Дата видачі завдання « 14 » березня 2025 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1.	Конструкторський розділ	31.03.2025	
2.	Науково-дослідний розділ	07.04.2025	
3	Проектувальний розрахунок шасі	14.04.2025	
4	Розрахунки на ЕВМ	28.04.2025	
5	Дослідження методів покращення системи шасі літака	12.05.2025	

Здобувач _____ ***Максим ХІМЧАК***
(підпис) (ім'я прізвище)

Керівник кваліфікаційної роботи _____ ***Сергій ФІЛІПКОВСЬКИЙ***
(підпис) (ім'я прізвище)

РЕФЕРАТ

Дипломний проект магістра: сторінка, 17 рисунків, 20 таблиць,

15 джерел інформації.

ЛІТАК, ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНА ХАРАКТЕРИСТИКА, ЛІТАК, КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВА СХЕМА, ШАСІ, АМОРТИЗАТОР, СТІЙКА.

Об'єкт дослідження – регіонального пасажирського літака

Мета роботи: метою даного проекту є розробка аванпроекту регіонального літака з турбогвинтовими двигунами. Зробити проектувальний розрахунок шасі із підбором коліс та розрахунком амортизаторів. Також дослідити варанти покращення спроєктованого шасі для літака.

Результат роботи: Було підібрано колесо літака. Визначено параметри амортизатора. Побудовано єпюру моменту Мх та повздовжньої сили. Побудовано єпюру моменту Му та Mz.

Проведено конструктивно-технологічний аналіз деталі в результаті виконання оцінена її технологічність. Складено технологічний маршрут обробки деталі та розраховано припуски операційні, розміри заготовки. Зроблено розрахунково-технологічну карту, а також виконано розробку однієї операції обробки деталі «Кронштейн».

Було досліджено переваги використання амортизаторів із регулюванням жорсткості це: Менше ударне навантаження під час посадки. Підвищений комфорт на кермо. Збільшений ресурс шасі. Можливість адаптації під різні злітні смуги (бетон або грунт).

Досліджено використання шин із покращеними характеристиками. Приклад армовані Зменшується ризик аварійних ситуацій через знос. Рідше потрібна логістика поставок шин. Потенційна економія вище при великому

парку. Використання армованих шин при 900 посадок на рік буде вигіднішою на 1180 доларів.

Досліджено встановлення покращених гальмівних дисків. Для судна за середньої інтенсивності (1000 посадок за 5 років) установка керамічних гальм невигідна з точки зору вартості — вони обходяться приблизно на $21,800 дорожче, ніж металеві через високу початкову ціну. Вони можут бути корисні при значно більшому нальоті (3000+ посадок). За екстремальних умов експлуатації (високі температури, великі навантаження). Для військових чи високошвидкісних модифікацій літака Керамічні гальма перевершують звичайні металеві гальма за багатьма параметрами: температурна стійкість та стійкість до перегріву, Довговічність та менший знос, Легкість та покращення аеродинамічних характеристик, Стабільність ефективності гальмування в екстремальних умовах, Екологічність. Таким чином, використання керамічних гальм у літаках дає істотні переваги у плані безпеки, економії палива та довговічності.

Розглянут варіант встановлення електричного шасі для літака. Вартість – електрична система дорожча на старті, але економить у довгостроковій перспективі. Екологія – значне зниження викидів CO_2 та шуму. Надійність та обслуговування – електричні системи вимагають менше уваги та відмов (менше точок витоку, менше рухомих рідинних частин). Ефективність на рулюванні - ключовий плюс електрифікації: літак керує без увімкнення ТВД. Якщо ти оператор з частими короткими рейсами і базуванням в аеропортах з еко-обмеженнями (або просто хочеш знизити витрати та викиди), електричне шасі виправдане. Особливо при експлуатації понад 5 років інвестиція починає окупатися.

Зміст

Список умовних скорочень 10

1. Збір і обробка статичних даних, їх аналіз. 14

1.1 Розробка технічного завдання і тактико-технічних вимог до літака 21

1.2 Обґрунтування схеми літака 23

1.3 Визначення злітної маси літака та розрахунок маси конструкції основних агрегатів, маси силової установки, палива, обладнання і управління 26

2 ПРОЕКТУВАЛЬНИЙ РОЗРАХУНОК ШАСІ 32

2.1 Вихідні дані 32

2.2 Підбір коліс 32

2.3 Визначення параметрів амортизатора 35

2.4 Визначення навантажень на стійку 39

2.5 Побудова епюри згинального та крутящого моменту 40

2.6 Визначення товщин штоку та циліндру 41

2.7 Побудова епюри повздовжньої сили 43

2.8 Перевірочний розрахунок штоку 46

2.9 Перевірочний розрахунок циліндру 49

2.10 Заключення о міцності штоку та циліндру 52

2.11 Розрахунок осі колеса 53

2.12 Висновки 55

3 ТЕХНОЛОГІЧНИЙ РОЗДІЛ 56

3.1 Конструктивно-технологічний аналіз деталі, вибір заготовки для даної деталі, обґрунтування методу виготовлення деталі. 56

3.2 Розрахунок операційних припусків і визначення розмірів заготовки. 60

3.3 Складання технологічного маршруту обробки деталі 61

3.4 Розробка однієї операції програмної обробки деталі з розрахунками режимів різання, складання розрахунково-технологічної карти 65

Висновки 68

4 Розрахунки на евм 69

4.1 Втомлена довговічність шарнірно-болтових з'єднань 69

5 Дослідження методів покращення системи шасі літака. 72

5.1 амортизатори із регульованою жорсткістю 73

5.1.1 Розрахунок амортизатора 76

5.2 Використання шин із покращеними характеристиками 79

5.3 Гальмівна системи з покращеними характеристиками 83

5.4 Електричне шасі 88
ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ **95**
Додаток А **97**

Список умовних скорочень

V_{max} – максимальна швидкість польоту, км/год;

$V_{кр}$ – швидкість крейсерського польоту, км/год;

$V_{зл}$ – швидкість при відриві літака від ЗПС під час зльоту, км/год;

$V_{пос}$ – швидкість при доторканні літака ЗПС під час посадки, км/год;

V_{min} – мінімально допустима швидкість польоту км/год;

H_{max} – максимальна висота польоту, км;

$H_{кр}$ – крейсерська висота польоту, км;

L – максимальна дальність польоту, км;

$L_{р}$ – довжина розбігу літака при зльоті, м;

$L_{п}$ – довжина пробігу літака при посадці, м;

S – площа крила з центропланом і підфюзеляжною частиною;

l – розмах крила;

b_0 – коренева хорда;

b_k – кінцева хорда;

$b_б$ – бортова хорда;

b_A – середня аеродинамічна;

$S_{ГО}$ – площа горизонтального оперення;

$S_{ВО}$ – площа вертикального оперення;

$S_{м.ф.}$ – площа міделевого перерізу фюзеляжу;

$l_{ГО}$ – розмах горизонтального оперення;

$l_{к\ ГО}$ – розмах ізольованого горизонтального оперення;

$h_{ВО}$ – висота вертикального оперення;

$b_{0\ ГО}$ – коренева хорда горизонтального оперення;

$b_{к\ ГО}$ – кінцева хорда горизонтального оперення;

$b_{0\ ВО}$ – коренева хорда вертикального оперення;

$b_{к\ ВО}$ – кінцева хорда вертикального оперення;

$b_{А\ кр}$ – середня аеродинамічна хорда ізольованого крила;

$b_{\text{А ГО}}$ – середня аеродинамічна хорда горизонтального оперення;

$b_{\text{А ВО}}$ – середня аеродинамічна хорда вертикального оперення;

$l_{\text{ф}}$ – довжина фюзеляжу крила;

$l_{\text{нос}}$ – довжина носової частини фюзеляжу;

$l_{\text{ц}}$ – довжина циліндричної частини фюзеляжу;

$l_{\text{кор}}$ – довжина кормова частини фюзеляжу;

$d_{\text{ф}}$ – ширина фюзеляжу;

$d_{\text{ГО}}$ – діаметр фюзеляжу в місці горизонтального оперення;

$d_{\text{ВО}}$ – діаметр фюзеляжу в місці вертикального оперення;

$L_{\text{ГО}}$ – відстань між носками бортових хорд крила і горизонтального оперення;

$L_{\text{кр}}$ – відстань від носка бортової хорди крила до носка фюзеляжу;

$L_{\text{А}}$ – відстань між носками САХ ізольованого крила і горизонтального оперення;

$\chi_{\text{ПК}}$ – кут стрілоподібності по передній кромці крила;

$\chi_{\text{ПК ГО}}$ – кут стрілоподібності по передній кромці горизонтального оперення;

$\chi_{\text{ПК ВО}}$ – кут стрілоподібності по передній кромці вертикального оперення;

$\lambda = \frac{l^2}{S}$ – подовження крила;

$\eta = \frac{b_0}{b_k}$ – звуження.

p_0 – питоме навантаження на крило в польоті, кг/м^2;

t_0 – стартова тягоозброєність;

nдв – кількість двигунів, шт;

$M_{\text{макс}}$ – максимальне число Маха;

m_0 – злітна маса літака, кг;

$m_{\text{пуст}}$ – маса пустого літака, кг;

$m_{\text{п}}$ – маса палива, кг;

$m_{\text{кон}}$ – маса конструкції, кг;

$m_{\text{ц.н.}}$ – маса цільового комерційного навантаження, кг;

$m_{\text{ек}}$ – маса екіпажу, кг;

$m_{дв}$ – маса двигуна, кг;

$\bar{m}$ – відносна маса корисного навантаження;

$\bar{m}_{кон}$ – відносна маса конструкції літака;

$\bar{m}_{СУ}$ – відносна маса силової установки;

$\bar{m}_{об.упр}$. – відносна маса обладнання і управління;

$\bar{m}_{кр}$ – відносна маса крила;

$\bar{m}_{ф}$ – відносна маса фюзеляжу;

$\bar{m}_{оп}$ – відносна маса оперення;

$\bar{m}_{ш}$ – відносна маса шасі;

$m_{кр}$ – маса крила, кг;

$m_{ф}$ – маса фюзеляжу, кг;

$m_{оп}$ – маса оперення, кг;

$m_{ш}$ – маса шасі, кг;

$m_{п}$ – маса палива, кг;

$m_{СУ}$ – маса силової установки, кг;

$m_{пас}$ – маса одного пасажира, кг;

$m_{баг}$ – маса багажу одного пасажира, кг;

$\bar{c}$ – відносна товщина профіля крила;

$H_{ц.м.}$ – висота центру мас літака, м;

$P_{0дв}$ – статична тяга двигуна, кН;

$P_{0розр}$ – розрахункова статична тяга двигуна, кН;

$\gamma_{дв}$ – питома вага двигуна;

Zт – координата центру мас палива, розміщеного в консолі крила, м;

Zдв – координата центру мас двигуна, розміщеного на консолі крила, м;

Zш – координата центру мас шасі, розміщеного на консолі крила, м.

ВО – вертикальне оперення;

ГО – горизонтальне оперення;

ЗПС – злітно-посадкова смуга;

ЛА – літальний апарат;

САХ – середня аеродинамічна хорда.