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)

магістра
(освітній ступінь)

на тему: ***Дослідження проектування стабілізатора горизонтального оперення регіонального пасажирського літака з ТГД***

ХАІ.103.1-96лвн.25В.134.373-9/19 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу групи 1-96лвн
Спеціальність: 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка
(код та найменування)
Освітня програма: «Проєктування, виробництво та сертифікація авіаційної техніки»
(найменування)
Черкашин Дмитро Володимирович
(ПІБ здобувача)

Керівник: Капітанова Л.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
«____» _____202__ року

ЗАВДАННЯ
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ ЗДОБУВАЧУ

Черкашин Дмитро Володимирович
(прізвище, ім'я та по батькові)

Тема кваліфікаційної роботи ***Дослідження проектування горизонтального оперення регіонального пасажирського літака з ТГД***

керівник кваліфікаційної роботи КАПІТАНОВА Людмила Валеріївна
д.т.н., доцент, професор кафедри 103
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом Університету № 425-уч від « 14 » березня 2025р.
Термін подання студентом кваліфікаційної роботи 12 травня 2025р.
Вихідні дані до роботи *Vкр* = 520 км/год; *Нкр* = 7,2 км; *Lр* = 850 м; *L* = 1500 км; $n_{пас}$ =*50 чол.*; $n_{ек}$ = 3 чол; $n_{дв}$ = 2×ТГД.

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

ЗМІСТ

Стор.

ВСТУП..... 12
1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ..... 14
1.1 Автоматизоване формування вигляду літака..... 14
1.1.1 Розробка концепції створення проектованого літака та науково-технічної програми досягнення його характеристик..... 14
1.1.2 Призначення, тактико-технічні вимоги до літака, умови його виробництва й експлуатації, обмеження, що накладаються авіаційними правилами при проектуванні літака..... 16
1.1.3 Збір, обробка й аналіз статистичних даних. Вибір основних відносних початкових параметрів літака..... 17
1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака, типу його силової установки..... 26
1.1.5 Розрахунок маси літака в трьох наближеннях..... 28
1.1.6 Визначення маси літака в першому наближенні..... 28
1.1.7 Вплив подовження крила на коефіцієнт підйомної сили при відриві і якість при відриві..... 31
1.1.8 Дослідження впливу параметрів літака на відносну масу силової установки..... 34
1.1.9 Вплив параметрів літака на величину відносної маси палива..... 41
1.1.10 Розрахунок відносної маси конструкції..... 44
1.1.11 Визначення маси екіпажу, обладнання та комерційного навантаження..... 47
1.1.12 Дослідження впливу параметрів літака на злітну масу першого наближення..... 48
1.1.13 Визначення злітної маси літака в другому наближенні..... 50
1.1.14 Визначення злітної маси літака в третьому наближенні..... 52
1.1.15 Підбір двигунів і перевірка довжини розбігу..... 56

1.1.16 Визначення та оптимізація проектних параметрів літака і його агрегатів 57
1.1.17 Визначення геометричних параметрів крила і оперення 58
1.1.18 Визначення геометричних параметрів фюзеляжа 60
1.1.19 Визначення геометричних параметрів шасі 61
1.2 Розробка аеродинамічного, об'ємно-вагового, конструктивно-силового компонувань. Розрахунок центрування і моментів інерції літака 61
1.2.1 Визначення положення фокуса крила. 62
1.2.2 Розрахунок центруваня 62
1.2.3 Висновок про статичну стійкість і керованість літака 76
1.2.4 Конструктивно-силова схема літака і його агрегатів 76
1.2.5 Конструктивно-силова схема крила 77
1.2.6 Конструктивно-силова схема фюзеляжу 78
1.2.7 Конструктивно-силова схема оперення 79
1.2.8 Конструктивно-силова схема шасі 80
1.2.9 Ув'язування форми агрегатів, побудова зализів і обтічників літака. Оформлення результатів розрахунків 81
1.3 Аналіз впливу змін проектних параметрів агрегатів літака при їхній оптимізації на аеродинамічні й масові характеристики літака 82
1.3.1 Визначення лобового опору проектованого літака 82
1.3.2 Профільний опір літака 83
1.3.3 Коефіцієнти гальмування потоку 87
1.3.4 Профільний опір крила і горизонтального оперення 88
1.3.5 Профільний опір вертикального оперення 90
1.3.6 Коефіцієнт інтерференції несучих поверхонь і фюзеляжу 90
1.3.7 Додатковий профільний опір 92
1.3.8 Хвильовий опір літака 93
1.3.9 Повний опір літака 94
1.3.10 Підйомна сила, індуктивний опір, поляра літака 95
1.3.11 Складові підйомної сили 96

1.3.12 Індуктивний опір і поляра літака 107
1.3.13 Поздовжній момент і розташування аеродинамічного фокуса літака 111
1.3.14 Вплив проектних параметрів літака на його аеродинамічні і масові характеристики 117
1.3.15 Інтегроване проектування й комп'ютерне моделювання стабілізатора РВ пректованого літака 120
1.3.16 Визначення навантажень, що діють на стабілізатор РВ 122
1.3.17 Визначення врівноважуючого навантаження 123
1.3.18 Визначення маневреного навантаження 126
1.3.19 Визначення навантаження при польоті в неспокійному повітрі 129
1.4 Побудова епюр зовнішніх навантажень за розмахом оперення 132
1.4.1 Визначення реакцій в опорах керма висоти 132
1.4.2 Побудова епюри повітряного навантаження 135
1.4.3 Уточнення конструктивно-силової схеми стабілізатора РВ 140
1.4.4 Вибір матеріалів для елементів конструкції стабілізатора РВ 141
1.5 Проектувальний розрахунок геометричних параметрів конструктивно-силових елементів стабілізатора РВ 142
1.5.1 Визначення товщини обшивки 142
1.5.2 Розрахунок потрібної площі стрингерів 145
1.5.3 Проектування лонжеронів 148
1.5.4 Проектування посиленої нервюри 158
1.5.5 Проектування кронштейна навішування керма висоти 163
1.5.6 Уточнення геометричних і конструктивних параметрів стабілізатора РВ 166
1.5.7 Розробка майстер-геометрії стабілізатора РВ 168
1.5.8 Проектування системи кондиціонування повітря пасажирського літака 169
1.5.9 Технічне завдання на розробку системи кондиціонування повітря пасажирського літака 171

1.5.10 Вибір і обгрунтування принципової схеми системи кондиціонування 174
1.5.11 Система охолодження повітря 175
1.5.12 Система розподілу і подачі повітря 176
1.5.13 Тепло-вологісний розрахунок системи кондиціонування повітря 177
1.5.14 Розрахунок системи кондиціонування при стоянці літака 177
1.5.15 Розрахунок системи кондиціонування на режимі крейсерського польоту 185
1.5.16 Розрахунок трубопроводів системи кондиціонування 192
1.5.16 Розрахунок товщини стінки трубопроводу 193
1.5.17 Розрахунок товщини теплоізоляції трубопроводів за умовами експлуатації 194
1.5.18 Область застосування проектованої СКП 195
2 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ 197
2.1 Конкурентні переваги проектованого ЛА і оцінка можливих об'ємів його реалізації на ринку збуту 197
2.1.1 Характеристика техніко-технічних показників проектованого ЛА, як товарного продукту 197
2.1.2 Дані для розрахунку витрат на серійне виробництво ЛА 202
2.2 Розрахунок основних техніко-економічних показників 203
2.2.1 Розрахунок витрат дослідно-конструкторського бюро 203
2.2.1.1 Витрати на розробку креслень конструкції літака 203
2.2.3 Витрати на виготовлення дослідних зразків літака 204
2.2.4 Витрати на випробування літака і корегування конструкторських креслень літака 204
2.2.5 Сумарні витрати ДКБ і ціна проекту літака 204
2.3 Розрахунок витрат на серійне виробництво літака 205
2.3.1 Розрахунок собівартості виготовлення ЛА 205
2.3.2 Визначення прибутку і ціни ЛА 209

2.4. Оцінка ефективності виробництва ЛА в залежності від обсягів їх реалізації на ринках збуту 210
2.4.1. Визначення точки беззбитковості виробництва ЛА 210
3 СПЕЦІАЛЬНЕ ЗАВДАННЯ 213
3.1 Проектування хвостової балки 213
3.1.1 Розрахунок конструктивної міцності хвостової балки вертольоту 213
3.1.2 Перенавантаження в центрі ваги вертольоту 215
3.2 Зусилля, що діють в розрахунковому перерізі I-I: 217
3.2.2 Визначення σ від згинального моменту M_{XOY} в розтягнутій верхній зоні балки 219
3.2.3 Визначення σ від згинального моменту M_{XOY} в стислій нижній зоні балки 220
3.2.4 Перевірка міцності елементів стисненого зводу 222
3.2.5 Визначення дотичних напружень обшивки в бокових частинах балки від дії розрахункової поперечної сили r_Q. 222
3.3 Перевірка міцності обшивки верхньої і нижньої склепіння балки при спільній дії нормальних і дотичних напружень 225
3.3.1 Обшивка стисненого (нижнього) зводу 225
3.3.2 Обшивка розтягнутого (верхнього) зводу 227
3.3.3 Уточнення геометричних і конструктивних параметрів хвостової балки 227
ВИСНОВКИ 229
СПИСОК ДЖЕРЕЛ ІНФОРМАЦІЇ 233
Додаток А 239
Додаток Б 240
Додаток В 241
Додаток Г 242

4. СПЕЦІАЛЬНЕ ЗАВДАННЯ

Виконати перевірочний розрахунок міцності перерізу А–А хвостової балки вертольота за умов вертикальної посадки з урахуванням експлуатаційного перевантаження та дії тяги хвостового гвинта. Розрахунок провести на основі заданих геометричних параметрів, масових характеристик і конструкційних властивостей матеріалу.

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

- майстер-геометрія поверхні літака, креслення загального вигляду (формат А1);
- модель розподілу простору (об'ємно-масове компонування);
- конструктивно-силове компонування літака (формат А1).

- майстер-геометрія агрегату;
- модель розподілу простору.

- принципова схема системи (формат А2);
- компоновочна схема розташування системи в літаку (формат А1);
- модель об'ємно-масового компонування;
- модель аналітичних еталонів блоків системи.

- схема бізнес-плану створення літака (формат А1);
- таблиця якісних показників літака (формат А1).

Керівник і консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада керівника і консультантів	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1.	Капітанова Л.В., проф. каф. №103, д.т.н.		
2.	Капітанова Л.В., проф. каф. №103, д.т.н.		
3.	Капітанова Л.В., проф. каф. №103, д.т.н.		

Нормоконтроль _____ _____ «____» _____20__ р.
(підпис) (ім'я прізвище)

Дата видачі завдання «___» _____ р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1.	Конструкторський розділ		Виконано
2.	Технологічний розділ		Виконано
3.	Економічний розділ		Виконано
4.	Спеціальне завдання		Виконано

Здобувач _____ **Дмитро Черкашин**
(підпис) (ім'я прізвище)

Керівник кваліфікаційної роботи _____ **Людмила Капітанова**
(підпис) (ім'я прізвище)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи: 3 розділів, 348 формули, 239 сторінки, 56 рисунків та 91 таблиць.

Об'єкт дослідження – пасажирський літак з ТГД.

Мета роботи полягає у виконанні ескізного проектування пасажирського літака з турбогвинтовим двигуном, проведенні інтегрованого проектування та комп’ютерного моделювання стабілізатора, розробці системи керування літаком, а також у розрахунку його собівартості та визначенні точки беззбитковості.

У дослідженні застосовувалися статичні та розрахункові методи, а також метод тривимірного параметричного моделювання та інтегрованого проектування із використанням методичних матеріалів, розроблених на кафедрах №101, №102, №103, №104, №106 Національного аерокосмічного університету імені М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут». Для виконання проєктних робіт були задіяні комп’ютерні інтегровані системи Siemens NX 7.5, SolidWorks 2021, AutoCAD 2025, Компас-3D версії 13, а також програмне забезпечення Microsoft Word 2024 і Excel 2024.

Результати кваліфікаційної роботи та її новизна:

1) виконано автоматизовану побудову зовнішнього вигляду пасажирського літака;

2) проаналізовано вплив зміни проектних параметрів агрегатів на аеродинамічні та масові характеристики літака під час оптимізації;

3) здійснено комплексне проєктування та комп’ютерне моделювання стабілізатора пасажирського літака;

4) реалізовано інтегроване проектування і моделювання системи життєзабезпечення літака;

5) проведений розрахунок стабілізатора;

6) розрахована собівартість літака і точка беззбитковості;

7) спроектовано систему кондиціонування повітря;

8) виконано розрахунок міцності хвостової балки вертольота в перерізі А–А за умовами вертикальної посадки та експлуатаційних перевантажень, перевірено несучу здатність обшивки та стрингерів монококової конструкції.

Рекомендації щодо використання результатів роботи: отримані результати магістерської кваліфікаційної роботи можуть бути застосовані під час виконання ескізного та робочого проектування, а також під час проведення переговорів із потенційними замовниками.

Ключові слова: ПРОЄКТУВАННЯ, СТАБІЛІЗАТОР, ЗЛІТНА МАСА ЛІТАКА, ХВОСТОВА БАЛКА ВЕРТОЛЬОТА, АЕРОДИНАМІКА, НАВАНТАЖЕННЯ, КОНСТРУКЦІЯ, МІЦНІСТЬ, ГЕОМЕТРИЧНІ ПАРАМЕТРИ, СОБІВАРТІСТЬ.

ABSTRACT

Explanatory note to the qualification work: 3 chapters, 348 formulas, 239 pages, 56 figures and 91 tables.

The object of the study is a passenger aircraft equipped with turboprop engines (TEs).

The aim of the work is to perform preliminary design of a passenger aircraft with a turboprop engine, conduct integrated design and computer modeling of the stabilizer, develop an aircraft control system, as well as calculate its cost and determine the break-even point.

The study used static and computational methods, as well as the method of three-dimensional parametric modeling and integrated design using methodological materials developed at the departments №101, №102, №103, №104, №106 of the National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute». To carry out the design work, the computer integrated systems Siemens NX 7.5, SolidWorks 2021, AutoCAD 2025, Compass-3D version 13, as well as Microsoft Word 2024 and Excel 2024 software were used.

Results of qualification work and its novelty:

1) an automated construction of the appearance of a passenger aircraft was performed;

2) the influence of changes in the design parameters of the units on the aerodynamic and mass characteristics of the aircraft during optimization was analyzed;

3) integrated design and computer modeling of the passenger aircraft stabilizer;

4) integrated design and modeling of the aircraft life support system was implemented;

5) the stabilizer was calculated;

6) calculated the cost of the aircraft and the break-even point;

7) air conditioning system was designed;

8) calculated the strength of the helicopter tail beam in section A-A under conditions of vertical landing and operational overloads, checked the bearing capacity of the skin and stringers of the monocoque structure.

Recommendations for the use of the results of the work: the results of the master's qualification work can be used in the implementation of preliminary and detailed design, as well as in negotiations with potential customers.

Keywords: DESIGN, STABILIZER, AIRCRAFT TAKEOFF WEIGHT, HELICOPTER TAIL BEAM, AERODYNAMICS, LOAD, DESIGN, STRENGTH, GEOMETRIC PARAMETERS, COST.

ВСТУП

Сучасний авіаційний транспорт є одним із ключових компонентів глобальної транспортної інфраструктури, забезпечуючи швидке, ефективне та безпечне перевезення пасажирів і вантажів на великі відстані. У зв’язку з постійним розвитком авіаційної промисловості зростають вимоги до конструкції літальних апаратів, їхньої економічної ефективності, експлуатаційної надійності, а також аеродинамічних, вагових і міцнісних характеристик. У таких умовах надзвичайно важливою є задача комплексного проектування літальних апаратів, що базується на міждисциплінарному підході з використанням сучасних інженерних методів, комп’ютерного моделювання та автоматизованих систем проектування.

Актуальність теми дипломного проєкту обумовлена необхідністю розробки конкурентоспроможного літака, здатного відповідати сучасним вимогам авіаційного ринку, авіаційного законодавства, а також умовам виробництва й експлуатації. Особливу роль у забезпеченні льотних характеристик відіграють конструктивні елементи літака, зокрема горизонтальне оперення, яке відповідає за стабільність, керованість і балансування повітряного судна під час польоту. Водночас велике значення має і економічне обґрунтування ефективності проєкту, що дозволяє оцінити доцільність його реалізації у виробничих умовах.

Метою дипломного проекту є комплексне проектування літака з подальшим моделюванням та розрахунками ключових конструктивних елементів, зокрема стабілізатора горизонтального оперення та хвостової балки вертольота [1], а також виконання техніко-економічного аналізу проєкту. У процесі реалізації проєкту передбачено визначення основних проектних параметрів, виконання об'ємно-вагових та аеродинамічних розрахунків, оптимізацію конструкцій з урахуванням навантажень, а також візуалізацію елементів конструкції в середовищах Computer-Aided Design

(CAD) / Computer-Aided Manufacturing (CAM) / Computer-Aided Engineering (CAE).

Об'єктом дослідження є елементи конструкції літака, які мають вирішальне значення для забезпечення його експлуатаційних характеристик. Предметом дослідження виступають методи проектування та розрахунку стабілізатора та хвостової балки, а також техніко-економічне обґрунтування створення літака.

Практична значущість роботи полягає у можливості застосування отриманих результатів на етапі створення прототипів, підготовки виробництва і випуску сучасних повітряних суден з покращеними техніко-експлуатаційними властивостями. Запропонований підхід може бути адаптований для проектування інших типів літальних апаратів, з урахуванням специфіки їх призначення та експлуатаційних умов.