МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний аерокосмічний університет
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет літакобудування

Кафедра проектування літаків і вертольотів

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи

магістр
(освітній рівень)

на тему: «Розробка аванпроекту трансзвукового літака з аеродинамічним підкосом»

ХАІ.103.160н.25В.134.2001117.ПЗ

Виконав: студент 6 курсу групи № 160н
спеціальності
134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
(код і найменування напряму підготовки)
Савінов С. С.
(прізвище й ініціали студента)
Керівник: Малков І. В.
(прізвище й ініціали)
Рецензент: Павленко С. А.
(прізвище й ініціали)

Харків – 2025

Міністерство освіти і науки України
Національний аерокосмічний університет
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет *Літакобудування*

Кафедра *103 «Проектування літаків і вертольотів»*

Рівень вищої освіти *другий (магістерський)*

Галузь знань *13 «Механічна інженерія»*

Спеціальність *134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»*
(код та найменування)

Освітня програма *«Проєктування, виробництво та сертифікація авіаційної техніки»*
(найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
к.т.н., доц. _____Сергій ТРУБЄВ
“____” _____202___року

З А В Д А Н Н Я
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

Савінову Сергію Сергійовичу
(прізвище, ім’я, та по батькові)

1 Тема кваліфікаційної роботи Розробка аванпроекту трансзвукового літака з аеродинамічним підкосом
керівник кваліфікаційної роботи Малков Ігор Владиславович, д.т.н., професор
(прізвище, ім’я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)
затверджені наказом Університету № 420-уч. від «14» березня 2025 року.
2 Термін подання студентом кваліфікаційної роботи _____
3 Вихідні дані до роботи V_{max} = 900 км/год, H_{max} = 11,5 км, $V_{кр}$ = 850 км/год, $L(з\ max\ m_{п})$ = 12000 км, $L(з\ max\ m_{ц.н})$ = 7000 км, $m_{цн}$ = 25000 кг, $n_{пас}$ = 250 осіб.
4 Зміст пояснювальної записки (перелік завдань, які потрібно розв’язати)

Реферат.

1 Конструкторський розділ

1.1 Формування зовнішнього вигляду літака на основі статистичних даних

1.1.1. Розробка технічного завдання.
1.1.2. Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз.
1.1.3. Розробка тактико-технічних вимог (ТТВ) до літака.
1.1.4. Вибір і обґрунтування схеми літака.
1.1.5. Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні.
1.1.6. Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання та керування.

1.1.7. Вибір двигуна та його характеристик.
1.1.8. Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Визначення положення центру ваги. Розробка загального вигляду літака.
1.1.9. Вибір, обґрунтування, розробка й ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака.
1.1.10. Висновки.

1.2 Визначення геометричних характеристик елементів перерізу регулярної зони лонжерону елерону з умов забезпечення їх статичної міцності

1.2.1 Визначення навантажень, що діють на елерон.
1.2.2 Вибір положення опор елерона та побудова епюр згинальних моментів та перерізуючих сил.
1.2.3 Проектувальні розрахунки поясов та стінки лонжерона, визначення товщини обшивки, розрахунок та проектування посиленої нервюри та кронштейна навішування.
1.2.4 Визначення товщини обшивки.
1.2.5 Проектувальний розрахунок кронштейна навішування.
1.2.6 Проектувальний розрахунок посиленої нервюри.
1.2.7 Висновки

2. Технологічний розділ

2.1 Технічний опис конструкції вузла: роль та місце в ЛА, зв'язок з іншими складовими частинами, складові частини, їх матеріали, види з’єднань тощо.
2.2 Технічні умови на виготовлення вузла з зазначенням в них вимог до точності обводів, стиків, з’єднань тощо
2.3 Оцінка технологічності конструкції вузла
2.4 Розрахунки допусків на вузол для двох варіантів методів ув’язування
2.5 Розрахунки точності складання вузла, порівняння з допусками, висновки
2.6 Розробка схеми базування складових частин
2.7 Проектування робочого технологічного процесу складання
2.8 Укладання ТУ на проектування складального пристрою та ТУ на поставку деталей
2.9 Заходи з безпеки праці та організації робочого місця
2.10 Вибір схеми і компонування складального пристосування та конструювання СП
2.11 ТУ на монтаж складального пристрою та розробка укрупненого технологічного процесу монтажу СП
2.13Планування робочого місця
2.13 Висновки.

3 Економічний розділ

Розрахунок показників економічної ефективності.

3.1. Розрахунок витрат на собівартість літакобудівного ОКБ.
3.2. Розрахунок собівартості літака і ціни літака без двигунів.
3.3. Висновки.

4 Спеціальний розділ

4.1 Особливості схеми TBW.
4.2 Особливості схеми TTBW
4.3 Можливості прототипування
4.4 Висновки.

Перелік графічного матеріалу

- загальний вигляд літака (формат А1);
- конструктивно-силова схема літака (формат А1).
- складальне креслення керма напрямку лонжерону (формат А1);
- складальне креслення елерону (формат А1);

Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1. Конструкторський розділ	Малков І. В., д.т.н., професор		
2. Технологічний розділ	Малков І. В., д.т.н., професор		
3. Економічний розділ	Малков І. В., д.т.н., професор		
4. Спеціальний розділ	Малков І. В., д.т.н., професор		

Нормоконтроль _____ Ігор МАЛКОВ «___» _____20___р.
(підпис) (ім'я та прізвище)

Дата видачі завдання «____» _____20___р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

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

Здобувач _____ **С. С. Савінов**
(підпис) (ініціали та прізвище)

Керівник кваліфікаційної роботи_____ **І. В. Малков**
(підпис) (ініціали та прізвище)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до диплому магістра містить: 156 с., 25 рис., 10 табл., 8 дод., 33 дж.

ДАЛЬНЬОМАГІСТРАЛЬНИЙ ЛІТАК, ЗАГАЛЬНИЙ ВИГЛЯД ЛІТАКА, КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВА СХЕМА, КРИЛО, ЕЛЕРОН, КЕРМО НАПРЯМКУ, АВАНПРОЕКТ

Об’єкт дослідження: літак, лонжерон елерону, лонжерон керма напрямку.

Мета роботи: розробка аванпроекту пасажирського літака, в який входить визначення параметрів пасажирського літака з ТРДД в нульовому наближенні, розробка його конструктивно-силової схеми, розрахунок аеродинамічних та льотних характеристик, визначення масових та повітряних навантажень, діючих на крило, розробка конструкції лонжерону елерону крила мінімальної маси, розробка технології складання керма напрямку, розрахунок економічної ефективності літака, що проектується, огляд особливостей проектування літаків з аеродинамічним підкосом.

Методи дослідження: статистичний, розрахунковий аналітичний.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ 11
ВСТУП 14
1 КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ 15
1.1 Формування зовнішнього вигляду літака на основі статистичних даних 15
1.1.1 Розробка технічного завдання 15
1.1.2 Збір та обробка статистичних даних, їх аналіз 16
1.1.3 Розробка тактико-технічних вимог (ТТВ) до літака 19
1.1.4 Вибір і обґрунтування схеми літака 21
1.1.5 Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні 25
1.1.6 Розрахунок маси конструкції основних агрегатів літака, маси силової установки, палива, обладнання та керування 26
1.1.7 Вибір двигуна та його характеристик 27
1.1.8 Визначення геометричних розмірів основних агрегатів літака (крила, фюзеляжу, оперення, шасі). Визначення положення центру ваги. Розробка загального вигляду літака 29
1.1.9 Вибір, обґрунтування, розробка й ув'язка конструктивно-силових схем (КСС) агрегатів літака 33
1.1.10 Висновки 35
1.2 Визначення геометричних характеристик елементів перерізу регулярної зони лонжерону елерону з умов забезпечення їх статичної міцності 36
1.2.1 Визначення навантажень, що діють на елерон 36
1.2.2 Вибір положення опор елерона та побудова епюр згинальних моментів та перерізуючих сил 37
1.2.3 Проектувальні розрахунки поясов та стінки лонжерона, визначення товщини обшивки, розрахунок та проектування посиленої нервюри та кронштейна навішування 38
1.2.3.1 Проектування поясов лонжерона 39
1.2.3.2 Проектування стінки лонжерона 41

1.2.4 Визначення товщини обшивки 43
1.2.5 Проектувальний розрахунок кронштейна навішування 44
1.2.6 Проектувальний розрахунок посиленої нервюри 52
1.2.7 Висновки 55
2 ТЕХНОЛОГІЧНИЙ РОЗДІЛ 56
2.1 Технічний опис конструкції вузла: роль та місце в ЛА, зв'язок з іншими складовими частинами, складові частини, їх матеріали, види з’єднань тощо 56
2.1.1 Технічний опис конструкції вузла 56
2.1.2 Модифікація керма напрямку 57
2.1.3 Навантаження, діючі на лонжерон 59
2.2 Технічні умови на виготовлення вузла з зазначенням в них вимог до точності обводів, стиків, з’єднань тощо 62
2.3 Оцінка технологічності конструкції вузла 64
2.3 Розробка можливих варіантів методів складання, схем складання та схем ув’язування оснащення 67
2.3.1 Складання за складальними отворами (СО) 68
2.3.2 Збірка за розміткою 68
2.3.3 Збірка в складальному пристрої 69
2.4 Розрахунки допусків на вузол для двох варіантів методів ув’язування 71
2.4.1 Збірка в пристосуванні 72
2.4.2 Збірка за складальними отворами 73
2.5 Розрахунки точності складання вузла, порівняння з допусками, висновки 73
2.6 Розробка схеми базування складових частин 74
2.7 Проектування робочого технологічного процесу складання 75
2.8 Укладання ТУ на проектування складального пристрою та ТУ на поставку деталей 82
2.9 Заходи з безпеки праці та організації робочого місця 83
2.10 Вибір схеми і компонування складального пристосування та конструювання СП 87

2.11 ТУ на монтаж складального пристрою та розробка укрупненого технологічного процесу монтажу СП 89
2.12 Планування робочого місця 90
2.13 Висновки 94
3 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ 96
3.1 Характеристика тактико-технічних показників проектованого ЛА, як товарного продукту 96
3.2 Споживчі якості ЛА, що впливають на конкурентні переваги і економічні витрати при проектуванні конструкцій ЛА в ДКБ і при серійному виготовленні ЛА на виробничому авіаційному підприємстві 96
3.3 Аналіз ринку збуту на основі маркетингових досліджень і визначення об'єму можливих продажів готових ЛА 97
3.4 Розрахунок витрат літакобудівного ДКБ 97
3.5 Розрахунок собівартості літака та ціни літака без двигуна 99
3.6 Розрахунок обов’язкових платежів, податків, відчислень, внесків, включаючи в собівартість продукції 102
3.7 Розрахунок розмірів короткострокових банківських позичок, отримання яких пов’язано з поточною виробничою діяльністю, і витрат на виплату відсотків по цим позикам 104
3.8 Визначення точки беззбитковості виробництва ЛА 105
3.9 Висновки 106
4 СПЕЦІАЛЬНИЙ РОЗДІЛ 108
4.1 Особливості схеми TBW 108
4.2 Особливості схеми TTBW 110
4.3 Можливості прототипування 114
4.4 Висновки 134
ВИСНОВКИ 135
ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАННИХ ДЖЕРЕЛ 136
ДОДАТОК А 140
ДОДАТОК Б 141

ДОДАТОК В 142
ДОДАТОК Г 143
ДОДАТОК Д 144
ДОДАТОК Е 145
ДОДАТОК Ж 146

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

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

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

$V_{зльот}$ – швидкість при відриву від ВПП під час зльоту, км/год;

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

$H_{макс}$ – максимальна висота польоту, км;

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

L – максимальна дальність польоту, км;

$L_{л}$ – довжина літака, м;

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

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

$L_{ф}$ – довжина фюзеляжу, м;

$L_{хв}$ – довжина хвостової частини фюзеляжу, м;

$L_{ГО}$ – розмах горизонтального оперення, м;

$L_{ВО}$ – розмах вертикального оперення, м;

$n_{ек}$ – кількість членів екіпажу, осіб;

n_p – коефіцієнт розрахункового перевантаження;

C_p – стартове значення питомого годинної витрати палива, кг/(кгс·год);

S – площа крила, м^2;

$S_{ГО}$ – площа горизонтального оперення, м^2;

$S_{ВО}$ – площа вертикального оперення, м^2;

$S_{м.\ ф.}$ – площа міделєвого перерізу фюзеляжу, м^2;

l – розмах крила, м;

η – звуження крила;

λ – подовження крила;

$\lambda_{ф}$ – подовження фюзеляжу;

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

$\lambda_{х.\ ч.}$ – подовження хвостової частини фюзеляжу;

$\chi_{\text{п. к.}}$ – кут стрілоподібності крила за передньою кромкою, град.;

$D_{\text{ф}}$ – діаметр фюзеляжу, м;

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

t_0 – стартова тягоозброєнність;

$n_{\text{дв}}$ – кількість двигунів, шт;

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

m_0 – злітна маса літака, кг;

$m_{\text{порож}}$ – маса порожнього літака, кг;

$m_{\text{п}}$ – маса палива, кг;

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

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

$m_{\text{ек}}$ – маса екіпажа, кг;

$m_{\text{дв}}$ – маса двигунів, кг;

$m_{\text{кр}}$ – маса крила, кг;

$m_{\text{ф}}$ – маса фюзеляжу, кг;

$m_{\text{оп}}$ – маса оперення, кг;

$m_{\text{ш}}$ – маса шасі, кг;

$m_{\text{п}}$ – маса палива, кг;

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

$m_{\text{пас}}$ – маса одного пасажира з багажем, кг;

m_i – маса вантажу, розташованого на консолі крила, кг;

b_0 – центральна хорда крила, м;

$b_{\text{к}}$ – кінцева хорда крила, м;

$b_{\text{А}}$ – середня аеродинамічна хорда крила, м;

$b_{0\ \text{ГО}}$ – центральна хорда горизонтального оперення, м;

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

$b_{0\ \text{ВО}}$ – центральна хорда вертикального оперення, м;

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

$b_{\alpha\ \text{ВО}}$ – середня аеродинамічна хорда вертикального оперення, м;

b – база шасі, м;

g – прискорення вільного падіння, м/с^2;

α – винос передньої опори, м;

B – колія шасі, м;

$\alpha_{\text{пос. } max}$ – максимальний посадковий кут атаки, град.;

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

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

$N_{0\ \text{дв}}$ – статична потужність двигуна, кВт;

$N_0^{\text{розрах}}$ – розрахункова статична потужність двигуна, кВт;

$Y_{\text{с л.}}$ – підйомна сила літака, Н;

$Y_{\text{крила}}$ – підйомна сила ізольованого крила, Н;

$Y_{\text{ГО}}$ – підйомна сила ізольованого горизонтального оперення, Н;

$\gamma_{\text{дв}}$ – питома вага двигуна;

$Z_{\text{п}}$ – координата центра мас палива, розташованого в консолі крила, м;

$Z_{\text{дв}}$ – координата центра мас двигуна, розташованого на консолі крила, м;

$Z_{\text{ш}}$ – координата центра мас шасі, розташованого на консолі крила, м;

ТЗ – технічне завдання.

ВСТУП

Використання літальних апаратів з підкосом дозволяє збільшити подовження крила більше ніж як у два рази та кардинально підвищити аеродинамічну якість конструкції, що у свою чергу підвищує паливну ефективність літального апарату, та знижує витрати на експлуатацію та обслуговування для авіакомпаній та вартість балетів для пасажирів.

Розрахункова схема для крила з підкосом – двохопорна балка, а для класичного крила – защемлена балка, при однакових навантаження перша схема має набагато меншу інтенсивність моментного навантаження та як наслідок – вагу конструкції.

Перспективність даного напрямку осовано на цілій низці експериментів та досліджень, у тому числі таких гігантів як Boeing, NASA, Locked Martin.

Попри складності з аеропружніми явищами, технологією виготовлення та експлуатацією, так як потрібна переробка існуючої інфраструктури аеродромів, або використання складних крил (що підвищує вагу конструкції та знижує відсоток виграшу по масі) прогресивні компанії вкладають гроші в цю нішу.

Треба мати на увазі усі можливі проблеми пов’язані з використанням кардинально нової конструкції крила, але треба і розуміти ті переваги, що відкриваються при переході на конструкції більшої якості.