МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний аерокосмічний університет
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет Літакобудування

Кафедра 103 «Проєктування літаків і вертольотів»

Пояснювальна записка до дипломного проекту

(тип кваліфікаційної роботи)

магістра

(освітній ступінь)

на тему: ***Гіперзвуковий розвідувальний літак зі зниженою помітністю силової установки***

ХАІ.103.160н.26В.134._____ПЗ

Виконав: студент 2 курсу групи 160н
Спеціальність 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка
(код та найменування)
Освітня програма «Проєктування, виробництво та сертифікація авіаційної техніки»
(найменування)
Чжан Ярослав
(ПІБ здобувача)
Керівник: Філіпковський С.В.
(прізвище та ініціали)
Рецензент: Костенко О. І.
(прізвище та ініціали)

Харків – 2026

Міністерство освіти і науки України
Національний аерокосмічний університет
«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

« 17 » березня 2026 року

ЗАВДАННЯ

НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ ЗДОБУВАЧУ

Ярослав ЧЖАН

(прізвище, ім'я та по батькові)

Тема кваліфікаційної роботи Гіперзвуковий розвідувальний літак зі зниженою помітністю силової установки

керівник кваліфікаційної роботи Філіпковський Сергій Володимирович ,

доктор технічних наук, професор

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

затверджені наказом Університету № 366-уч від « 16 » березня 2026р.

Термін подання студентом кваліфікаційної роботи 11 травня 2026р.

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

1. КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ

1.1. Формування зовнішнього вигляду літака на основі статистичних даних

1.1.1. Збір і обробка статистичних даних літаків-аналогів

1.1.2. Розробка технічного завдання і тактико-технічних вимог до літака

1.1.3. Вибір і обґрунтування аеродинамічної схеми літака

1.1.4. Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні

1.1.5. Розрахунок маси конструкції основних агрегатів

1.1.6. Вибір типу та розрахунок параметрів силової установки

1.1.7. Визначення геометричних параметрів агрегатів літака

1.1.8. Вибір та обґрунтування конструктивно-силових схем (КСС)

1.2. Конструювання елементів авіаційної техніки

1.2.1. Вибір конструктивного виконання лонжерону крила

1.2.2. Вибір конструкційних матеріалів для лонжерону крила

1.2.3. Розрахунок навантажень, що діють на лонжерон

1.2.4. Проектування поясів балочного лонжерону за критеріями мінімальної маси

1.2.5. Проектування системи кріплення двигуна в умовах високих температур

РОЗДІЛ 2. КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНЕ ТА ГАЗОДИНАМІЧНЕ ОБҐРУНТУВАННЯ МАЛОПОМІТНОСТІ ГІПЕРЗВУКОВОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ

2.1.Конструктивно-комнувальна інтеграція силової установки з планером літака

2.1.1. Використання геометрії фюзеляжу для формування вхідного потоку: концепція «хвилельота»

2.1.2. Радіолокаційне екранування за рахунок підфюзеляжного розташування (Inlet-on-Bottom)

2.1.3. Специфіка форми та поперечного профілю СУ

2.2. Специфіка проточної частини та S-подібне екранування

2.2.1. Концепція тракту зі зміщенням осі (S-канал) у гіперзвуковому потоці

2.2.2. Газодинамічні суперечності та їх подолання

2.2.3. Радіофізична інтеграція: принцип «Чорного каналу»

2.2.4. Вплив S-подібності на ефективну площу розсіювання (ЕПР)

2.3. Розробка плаского сопла одностороннього розширення (SERN)

2.3.1. Конструктивне екранування гарячих зон та геометрична інтеграція

2.3.2. Керування формою реактивного струменя та ІЧ-сигнатурою

2.3.3. Газодинамічне проектування та компенсація втрат

2.4. Матеріалознавче забезпечення внутрішніх поверхонь СУ

2.4.1. Використання КМК за принципом «Чорної пастки» (SiC/SiC)

2.4.2. Стійкість до іонізації та плазмових ефектів

2.4.3. Технологічні аспекти інтеграції «Чорної пастки»

2.5. Низькоемісійні покриття та системи активного теплового екранування

2.5.1. Фізика селективного випромінювання та спектральний менеджмент

2.5.2. Застосування оксидів рідкоземельних металів як Low-E шарів

2.5.3. Активне теплове екранування: газові та паливні «завіси»

2.5.4. Синергія РЛ та ІЧ малопомітності в інтегрованій СУ

РОЗДІЛ 3. МОДЕЛЮВАННЯ ХАРАКТЕРИСТИК МАЛОПОМІТНОСТІ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ГІПЕРЗВУКОВОГО РОЗВІДУВАЛЬНОГО ЛІТАКА

3.1. ПРОБЛЕМИ МАЛОПОМІТНОСТІ ГІПЕРЗВУКОВИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

3.1.1. Проблема гіперзвукової зброї

3.1.2. Огляд літератури та стан досліджень

3.1.3. Особливості повітрозабірників та сопел

3.2. ФІЗИЧНІ ОСНОВИ МАСКУВАННЯ ТА МАТЕРІАЛИ ДЛЯ ГІПЕРЗВУКУ

3.2.1. Принципи захисту від радарів

3.2.2. Принципи захисту від тепловізорів

3.2.3. Вплив умов польоту на матеріали

3.2.4. Нові матеріали для гіперзвуку

3.3. РОЗРОБКА АНАЛІТИЧНОЇ МЕТОДИКИ ОЦІНКИ МАТЕРІАЛІВ ДЛЯ МАЛОПОМІТНИХ ГІПЕРЗВУКОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ

3.3.1. Аналітичні моделі для оцінювання характеристик радіолокаційної помітності

3.3.2. Аналітичні моделі для оцінки ІЧМ-властивостей матеріалів

3.4. ПРАКТИЧНА РЕАЛІЗАЦІЯ МЕТОДИКИ ТА ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ МАТЕРІАЛОЗНАВЧИХ РІШЕНЬ

3.4.1. Обґрунтування вибору матеріалів для трьох досліджуваних випадків

3.4.2. Повні розрахунки РЛМ-властивостей для досліджуваних варіантів РПМ

3.4.3. Повні розрахунки ІЧМ-властивостей для досліджуваних варіантів ТЗП

3.4.4. Розрахунок дальності виявлення ГЛА радіолокаційними станціями (РЛС)

3.4.5. Розрахунок дальності виявлення ГЛА інфрачервоними сенсорами

3.4.6. Обговорення результатів та комплексне обґрунтування матеріалознавчого вибору

3.4.7. Інженерні компроміси між РЛМ, ІЧМ, механічною міцністю та масою конструкції

3.4.8. Математичне моделювання плазмового шару та оцінка стійкості елементів СУ до плазмових ефектів

3.4.9. Аналіз надійності та довговічності захисних покриттів в умовах циклічного термомеханічного навантаження

3.4.10. Формування адресних конструктивно-технологічних рекомендацій за зонами силової установки

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.		

Нормоконтроль _____ _____ «____» _____2026 р.

(підпис) (ім’я прізвище)

Дата видачі завдання «_17_»__березня_ 2026 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1	Конструкторський розділ	06.04.2026	
2	Конструктивно-технологічне та газодинамічне обґрунтування малопомітності гіперзвукової силової установки	13.04.2026	
3	Проблеми малопомітності гіперзвукових літальних апаратів	20.04.2026	
4	Фізичні основи маскування та матеріали для гіперзвуку	27.04.2026	
5	Розробка аналітичної методики оцінки матеріалів для малопомітних гіперзвукових елементів	04.05.2026	
6	Практична реалізація методики та порівняльний аналіз матеріалознавчих рішень	11.05.2026	

Здобувач _____ **Ярослав ЧЖАН**
(підпис) (ім’я прізвище)

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

ЗМІСТ

Перелік умовних позначень 11
РЕФЕРАТ 17
ВСТУП 18
1. КОНСТРУКТОРСЬКИЙ РОЗДІЛ 20
1.1. Формування зовнішнього вигляду літака на основі статистичних даних 20
1.1.1. Збір і обробка статистичних даних літаків-аналогів 20
1.1.2. Розробка технічного завдання і тактико-технічних вимог до літака 24
1.1.3. Вибір і обґрунтування аеродинамічної схеми літака 25
1.1.4. Визначення злітної маси літака в нульовому наближенні 25
1.1.5. Розрахунок маси конструкції основних агрегатів 26
1.1.6. Вибір типу та розрахунок параметрів силової установки 26
1.1.7. Визначення геометричних параметрів агрегатів літака 28
1.1.8. Вибір та обґрунтування конструктивно-силових схем (КСС) 29
1.2. Конструювання елементів авіаційної техніки 30
1.2.1. Вибір конструктивного виконання лонжерону крила 30
1.2.2. Вибір конструкційних матеріалів для лонжерону крила 30
1.2.3. Розрахунок навантажень, що діють на лонжерон 31
1.2.4. Проектування поясів балочного лонжерону за критеріями мінімальної маси ... 31
1.2.5. Проектування системи кріплення двигуна в умовах високих температур 32
РОЗДІЛ 2. КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНЕ ТА ГАЗОДИНАМІЧНЕ ОБҐРУНТУВАННЯ МАЛОПОМІТНОСТІ ГІПЕРЗВУКОВОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ . 33
2.1.Конструктивно-комнувальна інтеграція силової установки з планером літака 33
2.1.1. Використання геометрії фюзеляжу для формування вхідного потоку: концепція «хвилельота» 33
2.1.2. Радіолокаційне екранування за рахунок підфюзеляжного розташування (Inlet-on-Bottom) 34
2.1.3. Специфіка форми та поперечного профілю СУ 34
2.2. Специфіка проточної частини та S-подібне екранування 35
2.2.1. Концепція тракту зі зміщенням осі (S-канал) у гіперзвуковому потоці 35

2.2.2. Газодинамічні суперечності та їх подолання 35
2.2.3. Радіофізична інтеграція: принцип «Чорного каналу» 36
2.2.4. Вплив S-подібності на ефективну площу розсіювання (ЕПР) 36
2.3. Розробка плаского сопла одностороннього розширення (SERN) 36
2.3.1. Конструктивне екранування гарячих зон та геометрична інтеграція 37
2.3.2. Керування формою реактивного струменя та ІЧ-сигнатурою 37
2.3.3. Газодинамічне проектування та компенсація втрат 37
2.4. Матеріалознавче забезпечення внутрішніх поверхонь СУ 38
2.4.1. Використання КМК за принципом «Чорної пастки» (SiC/SiC) 38
2.4.2. Стійкість до іонізації та плазмових ефектів 38
2.4.3. Технологічні аспекти інтеграції «Чорної пастки» 39
2.5. Низькоемісійні покриття та системи активного теплового екранування 39
2.5.1. Фізика селективного випромінювання та спектральний менеджмент 39
2.5.2. Застосування оксидів рідкоземельних металів як Low-E шарів 40
2.5.3. Активне теплове екранування: газові та паливні «завіси» 40
2.5.4. Синергія РЛ та ІЧ малопомітності в інтегрованій СУ 40
Висновки 41
РОЗДІЛ 3. МОДЕЛЮВАННЯ ХАРАКТЕРИСТИК МАЛОПОМІТНОСТІ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ГІПЕРЗВУКОВОГО РОЗВІДУВАЛЬНОГО ЛІТАКА 42
3.1. ПРОБЛЕМИ МАЛОПОМІТНОСТІ ГІПЕРЗВУКОВИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ 42
3.1.1. Проблема гіперзвукової зброї 42
3.1.2. Огляд літератури та стан досліджень 42
3.1.3. Особливості повітрозабірників та сопел 43
3.2. ФІЗИЧНІ ОСНОВИ МАСКУВАННЯ ТА МАТЕРІАЛИ ДЛЯ ГІПЕРЗВУКУ 44
3.2.1. Принципи захисту від радарів 44
3.2.2. Принципи захисту від тепловізорів 45
3.2.3. Вплив умов польоту на матеріали 46
3.2.4. Нові матеріали для гіперзвуку 47

3.3. РОЗРОБКА АНАЛІТИЧНОЇ МЕТОДИКИ ОЦІНКИ МАТЕРІАЛІВ ДЛЯ МАЛОПОМІТНИХ ГІПЕРЗВУКОВИХ ЕЛЕМЕНТІВ 48
3.3.1. Аналітичні моделі для оцінювання характеристик радіолокаційної помітності 48
3.3.2. Аналітичні моделі для оцінки ІЧМ-властивостей матеріалів 50
3.4. ПРАКТИЧНА РЕАЛІЗАЦІЯ МЕТОДИКИ ТА ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ МАТЕРІАЛОЗНАВЧИХ РІШЕНЬ 52
3.4.1. Обґрунтування вибору матеріалів для трьох досліджуваних випадків..... 52
3.4.2. Повні розрахунки РЛМ-властивостей для досліджуваних варіантів РПМ..... 53
3.4.3. Повні розрахунки ІЧМ-властивостей для досліджуваних варіантів ТЗП 54
3.4.4. Розрахунок дальності виявлення ГЛА радіолокаційними станціями (РЛС) 55
3.4.5. Розрахунок дальності виявлення ГЛА інфрачервоними сенсорами..... 56
3.4.6. Обговорення результатів та комплексне обґрунтування матеріалознавчого вибору 58
3.4.7. Інженерні компроміси між РЛМ, ІЧМ, механічною міцністю та масою конструкції..... 58
3.4.8. Математичне моделювання плазмового шару та оцінка стійкості елементів СУ до плазмових ефектів..... 59
3.4.9. Аналіз надійності та довговічності захисних покриттів в умовах циклічного термомеханічного навантаження 61
3.4.10. Формування адресних конструктивно-технологічних рекомендацій за зонами силової установки 62
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ..... 63
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ..... 65

Перелік умовних позначень

БПЛА – безпілотний літальний апарат;

ГЛА – гіперзвуковий літальний апарат;

ГППРД – гіперзвуковий прямотічний повітряно-реактивний двигун;

ГСН – головка самонаведення;

ДРЛО – літак далекого радіолокаційного виявлення та управління;

ЕМ – електромагнітний;

ЕПР – ефективна площа розсіювання;

ЗРК – зенітний ракетний комплекс;

ІЧ – інфрачервоний;

ІЧМ – інфрачервона малопомітність;

КМК – керамічний матричний композит;

КСС – конструктивно-силова схема;

ЛА – літальний апарат;

ОЛС – оптико-локаційна станція;

ПЗ – повітрозабірник;

ППО – протиповітряна оборона;

ПРО – протиракетна оборона;

ПС – повітряні сили;

ПШ – прикордонний шар;

РЛМ – радіолокаційна малопомітність;

РЛС – радіолокаційна станція;

РПМ – радіопоглинаючий матеріал;

РРД – ракетний двигун;

САХ – середня аеродинамічна хорда;

СУ – силова установка;

ТЗ – технічне завдання;

ТЗП – теплозахисне покриття;

ТРД – турбореактивний двигун;

ТРДФ – турбореактивний двигун з форсажною камерою;

УУК – вуглець-вуглецевий композит;

API – газодинамічна інтеграція;

APS – плазмове напилення;

AWACS – авіаційна система далекого радіолокаційного виявлення та управління;

CNF – вуглецеві нановолокна;

CVI – метод хімічного осадження з газової фази;

EB-PVD – електронно-променеве осадження;

FSS – частотно-вибіркова поверхня;

LoS – пряма видимість (Line-of-Sight);

Low-E – низька емісійність (Low Emissivity);

MEC – метод еквівалентних струмів;

PO – метод фізичної оптики;

SERN – плоске сопло одностороннього розширення;

SiC/SiC – керамічний композит (карбід кремнію, армований волокнами карбіду кремнію);

TBC – керамічне термобар'єрне покриття;

TBCC – силова установка на основі комбінованого циклу;

UHTC – надвисокотемпературна кераміка;

A - площа опромінюваної поверхні (рампи);

Al_2O_3 - оксид алюмінію;

b - стала Віна;

b_0 - розмір кореневої хорди крила, м;

b_k - довжина кінцевої хорди крила, м;

c - швидкість світла;

CO_2 - вуглекислий газ;

C_p - питома витрата палива двигуном;

d - товщина шару (РПМ або ТЗП);

D_{inlet} - діаметр входу;

$D_{ф}$ - еквівалентний діаметр корпусу фюзеляжу, м;

E - потужність теплового випромінювання;

E_{min} - поріг чутливості тепловізійної матриці;

$F_{поясу}$ - площа поперечного перерізу поясу лонжерона;

f - коефіцієнт запасу безпеки конструкції / частота бортових РЛС;

G - коефіцієнт підсилення антени;

H - висота польоту;

$H_{буд}$ - будівельна висота конструкції лонжерона, м;

H_2O - водяна пара;

HfB_2 - борид гафнію;

HfO_2 - оксид гафнію;

h - величина зміщення осі каналу / коефіцієнт тепловіддачі;

I - інтенсивність випромінювання;

j - уявна одиниця;

$K_{раб}$ - робочий множник комплексу;

k - показник адіабати для повітря;

$L_{ЛА}$ - загальна довжина літака, м;

$L_{н.ч}$ - довжина носової частини фюзеляжу, м;

$L_{х.ч}$ - довжина хвостової частини фюзеляжу, м;

l - розмах крила літака, м;

$l_{во}$ - висота вертикальних кілів, м;

M - число Маха;

$M_{зг}$ - величина згинального моменту;

m_0 - злітна маса літака, кг;

$m_{ек}$ - загальна маса екіпажу, кг;

$m_{к}$ - маса конструкції планера, кг;

$m_{обл}$ - маса встановленого обладнання, кг;

$m_{п}$ - маса паливного запасу, кг;

$m_{су}$ - маса елементів силової установки, кг;

$m_{ц.н}$ - маса цільового корисного навантаження, кг;

n - кількість відбиттів електромагнітної хвилі;

n_p - розрахункове перевантаження літака;

n_{ymax} - максимальне перевантаження під час польоту;

P_0 - загальна стартова тяга всіх двигунів, Н;

P_{01} - тягове зусилля одного окремого двигуна, Н;

P_{min} - мінімальна чутливість приймача;

P_t - імпульсна потужність передавача;

P_x - основна поздовжня сила тяги, Н;

P_y - сила вертикального навантаження, Н;

P_z - сила бічного навантаження, Н;

p_0 - питоме навантаження на площу крила;

Q - величина перерізуючої сили;

q_{cond} - тепловий потік теплопровідністю;

q_{conv} - конвективний тепловий потік;

q_{rad} - тепловий потік радіаційного випромінювання;

R - радіус спряження / коефіцієнт відбиття за потужністю;

RE_2O_3 - оксиди рідкоземельних металів;

$R_{ич}$ - дистанція виявлення ІЧ-випромінювання;

$R_{рлс}$ - відстань дії радіолокаційної станції;

r - коефіцієнт відновлення температури;

S - загальна площа крила, м$^{2;}$

$S_{во}$ - площа вертикального хвостового оперення, м$^{2;}$

SF_6 - елегаз (гексафторид сірки);

SiC - карбід кремнію;

SiO_2 - діоксид кремнію;

T - температура нагріву конструкції;

T_{aw} - адіабатична температура гальмування;

T_e - температура навколишнього середовища;

T_w - температура стінки конструкції;

$T_{\text{внутр}}$ - температура внутрішнього охолоджуваного контуру;

tan δ - тангенс кута діелектричних втрат;

TiO_2 - діоксид титану;

t_0 - коефіцієнт стартової тягооснащеності апарата;

x_A - координата середньої хорди на осі;

Y_2O_3 - оксид ітрію;

$Y_{\text{кр}}$ - розрахункова сила підйомної тяги крила;

Z_0 - імпеданс вільного простору;

Z_{in} - вхідний імпеданс керамічної панелі;

Z_s - хвильовий імпеданс матеріалу;

$Z_{\text{вх}}$ - вхідний імпеданс шару РПМ;

z_A - координата середньої хорди для відстані;

$z_{\text{ц.т}}$ - координата центру тиску;

ZrB_2 - борид цирконію;

ZrO_2 - діоксид цирконію;

α - коефіцієнт поглинання матеріалу стінки;

β - кут нахилу косого стрибка ущільнення;

γ - постійна поширення хвилі;

δ_{max} - критичний кут утворення від'єднаного стрибка ущільнення;

ϵ - комплексна діелектрична проникність / інтегральний коефіцієнт випромінювання;

ϵ' - дійсна частина комплексної діелектричної проникності;

ϵ'' - уявна частина комплексної діелектричної проникності;

η - коефіцієнт звуження крила;

θ - кут між нормаллю до поверхні та напрямком на радар;

θ_{ramp} - кут нахилу рампи сопла;

λ - коефіцієнт подовження крила / довжина хвилі РЛС / теплопровідність ТЗП;

$\lambda_{во}$ - подовження вертикального оперення;

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

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

λ_{max} - максимальна довжина хвилі;

μ - комплексна магнітна проникність;

ν_σ - коефіцієнт відновлення повного тиску;

σ - ефективне розсіювання (ЕПР) / стала Стефана-Больцмана;

$\sigma_в$ - межа міцності матеріалу, МПа;

σ_t - допустима напруга для матеріалу при вказаній температурі;

σ_{total} - коефіцієнт ефективного розсіювання порожнини;

σ_{geom} - геометрична складова розсіювання порожнини;

$\tau_{атм}$ - коефіцієнт прозорості повітряного тракту;

χ - кут стрілоподібності передньої кромки крила;

ω - колова частота;

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка містить 63 сторінок, 6 рисунків, 3 таблиць, 22 використаних джерела.

Ключові слова: ГІПЕРЗВУКОВИЙ ЛІТАК, МАЛОПОМІТНІСТЬ, СИЛОВА УСТАНОВКА, ПОВІТРОЗАБІРНИК, СОПЛО SERN, РАДІОЛОКАЦІЙНЕ ВІДБИТТЯ, ТЕПЛОВЕ ВИПРОМІНЮВАННЯ, ПЛАЗМОВИЙ ШАР.

Об'єкт дослідження: процеси забезпечення радіолокаційної та теплової скритності перспективних авіаційних комплексів.

Предмет дослідження: конструктивно-технологічні рішення для екранування інтегрованої силової установки гіперзвукового розвідувального літака.

Мета роботи: розробка концептуального проєкту гіперзвукового апарата та створення комплексного захисту його двигуна від сучасних систем протиповітряної оборони.

Методи дослідження: статистичний аналіз, геометричне профілювання, радіофізичний розрахунок параметрів плазми, термодинамічне моделювання.

У кваліфікаційній роботі магістра вирішено завдання концептуального проєктування розвідувального літака. Апарат розрахований на крейсерський політ на висоті 26 кілометрів зі швидкістю 5 Махів. Робота містить обґрунтування аеродинамічної схеми хвильовика. Автор виконав розрахунок масових характеристик та спроєктував балочний лонжерон крила.

Головний акцент роботи зосереджений на проблемі малопомітності. Автор успішно інтегрував двигун у планер літака. Конструкція має вигнутий S-подібний канал повітрозабірника. Цей канал працює як пастка і ховає металеві лопатки компресора від радарів. Літак отримав плоске сопло одностороннього розширення (SERN). Воно відводить гарячі гази у верхню півсферу і захищає апарат від наземних тепловізорів.

Дослідження довело високу ефективність сучасних захисних матеріалів. Конструкція використовує керамічні композити та спеціальні низькоемісійні покриття. Автор провів детальне математичне моделювання плазмового шару навколо носової частини. Плазма ефективно поглинає високочастотні сигнали бортових радарів противника. Запропоновані рішення суттєво зменшують загальну дистанцію виявлення гіперзвукового літака.

ВСТУП

Сучасний етап розвитку авіаційної техніки характеризується переходом до освоєння гіперзвукових швидкостей польоту (числа Маха $M > 5$). Створення перспективних гіперзвукових літальних апаратів (ГЛА) потребує вирішення низки складних науково-технічних проблем, серед яких ключове місце посідає забезпечення виживаності в умовах дії сучасних систем ППО та ПРО. Гіперзвукова швидкість сама по собі є чинником захисту, проте екстремальний аеродинамічний нагрів та специфічна геометрія інтегрованих силових установок створюють значні демаскувальні ознаки в радіолокаційному та інфрачервоному діапазонах.

Найбільш критичними вузлами ГЛА з точки зору помітності є вхідні пристрої (повітрозабірники) та вихлопні системи (сопла), оскільки вони мають відкриті порожнини, що працюють як ефективні рефлектори, та є зонами концентрації високих температур. Традиційні методи зниження помітності, розроблені для дозвукових літаків, є малоефективними для ГЛА через обмеження, що накладаються аеродинамікою гіперзвуку та термостійкістю матеріалів. Тому розробка методики аналізу та обґрунтування конструктивно-технологічних рішень для зниження помітності саме цих елементів є надзвичайно актуальною задачею.

Мета роботи полягає у розробці та теоретичному обґрунтуванні методики аналізу характеристик малопомітності повітрозабірника та сопла гіперзвукового літака, а також у формуванні рекомендацій щодо вибору геометрії та матеріалів конструкції для мінімізації ЕПР та ІЧ-игнатури.

Аналіз робіт Ding et al. (2021) [1] та Wang & Wang (2020) [2] свідчить про те, що методи аеродинамічного проектування планера типу «хвилеліт» досягли високого рівня зрілості, забезпечуючи необхідну аеродинамічну якість. У галузі матеріалознавства роботи Glass (2019) [4] та Zhang et al. (2022) [3] підтверджують наявність керамічних композитів, здатних працювати при температурах понад 1500°C. Проте, питання забезпечення малопомітності таких апаратів залишається відкритим. Як показано у дослідженнях Li et al. (2020) [5] та Chen et al. (2021) [6] існуючі методики розглядають радіолокаційну та інфрачервону помітність ізольовано один від одного, або вимагають значних обчислювальних ресурсів, що унеможливлює їх застосування на етапі попереднього проектування. Це підтверджує необхідність розробки інтегрованої методики, запропонованої в даній дипломній роботі.

Для досягнення поставленої мети було визначено такі завдання:

1. Проаналізувати досвід проектування ГЛА-аналогів та сформувати технічне завдання на розробку перспективного гіперзвукового розвідника.

2. Виконати попередній розрахунок основних параметрів ЛА (злітна маса 82 т, швидкість $M = 6$) та обрати тип силової установки.
3. Дослідити фізичні основи формування радіолокаційної та інфрачервоної помітності в умовах гіперзвукового польоту.
4. Обґрунтувати перехід до парадигми газодинамічної інтеграції силової установки з планером (концепція «хвилельота»).
5. Розробити аналітичні моделі для оцінки ефективності S-подібних каналів та плоских сопла одностороннього розширення (SERN).
6. Виконати порівняльний аналіз перспективних матеріалів (КМК SiC/SiC, UHTC) та селективних покриттів для зниження емісійної здатності гарячих поверхонь.

Об’єкт дослідження — процес формування радіолокаційних та інфрачервоних сигнатур елементів силової установки перспективного гіперзвукового літального апарата.

Предмет дослідження — методики аналізу, геометричні конфігурації та матеріалознавчі рішення, що забезпечують зниження помітності повітрозабірника та сопла в умовах екстремального нагріву.

Методи дослідження. У роботі використано методи інженерного аналізу та статистичного узагальнення даних літаків-аналогів, аналітичні методи фізичної оптики для розрахунку ЕПР, закони теплового випромінювання (закон Віна та Стефана-Больцмана) для оцінки ІЧ-сигнатури, а також методи математичного моделювання термічного балансу поверхонь.

Наукова новизна отриманих результатів полягає у:

- систематизації підходів до комплексної оцінки помітності ГЛА, що враховує одночасно геометричне екранування, дифракційні ефекти та термодинамічні параметри вихлопного струменя;
- обґрунтуванні концепції «Smart-тракту» — інтегрованого S-каналу з використанням керамічних матричних композитів (SiC/SiC) з градієнтною структурою, що забезпечує як радіопоглинання, так і пасивний теплозахист.

Практичне значення роботи полягає у розробці інструментарію для швидкої оцінки характеристик помітності на ранніх етапах проектування ГЛА. Запропоновані рішення щодо використання SERN-сопла та селективних Low-E покриттів дозволяють зменшити дистанцію виявлення літака тепловими головками самонаведення в 2.4 рази.