

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ  
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ  
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

**Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій**

**Кафедра авіа- та ракетобудування**

«На правах рукопису»

УДК 629.735

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Петро ЛУК'ЯНОВ

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2025 р.

**Магістерська дисертація**

**на здобуття ступеня магістра**

**за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»**

**зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

**на тему: «Безпілотне повітряне судно тривалого часу польоту»**

Виконав:

студент II курсу другого (магістерського) рівня, групи АЛ-41мп

Чепенюк Юрій Ігорович \_\_\_\_\_

Керівник:

Доцент, к.ф.-м.н, завідувач кафедри

Лук'янов Петро Володимирович \_\_\_\_\_

Рецензент:

Доцент кафедри СКЛА, к.т.н. доцент

Бобков Юрій Володимирович \_\_\_\_\_

Засвідчую, що у цій магістерській дисертації немає запозичень з праць інших авторів без відповідних посилань.

Студент \_\_\_\_\_

Київ - 2025 року

**Національний технічний університет України**  
**«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**  
**Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій**  
**Кафедра авіа- та ракетобудування**

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)  
Спеціальність -134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»  
Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ  
Завідувач кафедри  
\_\_\_\_\_Петро ЛУК'ЯНОВ  
«\_\_» \_\_\_\_\_ 2025 р.

**ЗАВДАННЯ**  
**на магістерську дисертацію студенту**  
**Чепенюку Юрію Ігоровичу**  
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема дисертації «Безпілотне повітряне судно тривалого часу польоту», науковий керівник дисертації Лук'янов Петро Володимирович, кандидат фіз.-мат. наук, старший науковий співробітник, затверджені наказом по університету від «31» жовтня 2025 р. № 4717-с.
2. Термін подання студентом дисертації 5 грудня 2025 р.
3. Об'єкт дослідження: Безпілотне повітряне судно тривалого часу польоту.
4. Вихідні дані:  
Висота польоту  $H =$  до 2500 м  
Крейсерська швидкість польоту  $V = 150$  км/год  
Тривалість польоту  $t_{\text{пол}} = 8$  год  
Злітна вага  $m_{\text{пол}} = 45$  кг
5. Перелік завдань, які потрібно розробити:  
5.1. Стан проблеми, напрямки їх рішення. Огляд існуючих аналогів.  
5.2 Розрахунок геометричної моделі.  
5.3. Визначення аеродинамічних характеристик планера БПС.  
5.4. Порівняння льотно-технічних характеристик БПС, що проєктується, із існуючими аналогами.  
5.5. Розробка технології виготовлення.  
5.6. Дослідження шумових характеристик повітряного гвинта.  
5.7. Стартап-проєкт.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

6.1 Огляд аналогів.

6.2 Результати розрахунку геометричних параметрів, 3D модель БПС

6.3 Аеродинамічні характеристики БПС.

6.4. Результати порівняння льотно-технічних характеристик БПС із існуючими аналогами.

6.5 Експериментальна схема компонування БПС.

6.6 Технологія виробництва БПС.

7. Дата видачі завдання 06.11. 2024 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Підбір та аналіз літератури.	до 16.12.2024 р.	
2.	Аналіз існуючих аналогів.	до 15.01.2025 р.	
3.	Визначення геометричних параметрів планера БПС.	до 10.02.2025 р.	
4.	Розрахунок аеродинамічних характеристик планера БПС.	до 24.03.2025 р.	
5.	Розрахунок льотно-технічних характеристик БПС.	до 24.04.2025 р.	
6.	Порівняння льотно-технічних характеристик БПС із існуючими аналогами.	до 20.05.2025 р.	
7.	Розробка технологічного процесу	до 25.09.2025 р.	
8.	Аналіз шумових характеристик повітряного гвинта. Стартап-проект	до 27.10.2025 р.	
9.	Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів. Попередній захист	до 24.11.2025 р.	
10.	Доопрацювання матеріалів дисертації. Перевірка на плагіат	до 10.12.2025 р.	

Студент

\_\_\_\_\_

Юрій ЧЕПЕНЮК

Науковий керівник

\_\_\_\_\_

Петро ЛУК'ЯНОВ

## Реферат

**Магістерська дисертація:** «Безпілотне повітряне судно тривалого часу польоту», 98 сторінок, 28 рисунків, 27 таблиць, 24 посилань.

**Актуальність:** Зростання потреби у безпілотних системах, здатних виконувати тривалі польотні місії, визначає необхідність удосконалення їх аеродинамічних, енергетичних та конструктивних характеристик. Розроблення БПС тривалого часу польоту є важливим напрямом розвитку авіаційних технологій. Такі апарати можуть забезпечити ширший спектр функцій, вищу автономність і ефективніше виконання розвідувальних та моніторингових завдань, особливо в умовах підвищеної складності. Використання сучасних інженерних методів проектування дає можливість створити безпілотні платформи нового покоління з підвищеною ефективністю та розширеними експлуатаційними можливостями.

**Мета роботи:** визначення геометричних та аеродинамічних характеристик безпілотного повітряного судна тривалого часу польоту та дослідження впливу параметрів повітряного гвинта на зниження акустичної помітності апарата.

**Об'єкт дослідження:** Безпілотне повітряне судно тривалого часу польоту.

**Предмет дослідження:** Проектування БПС, на основі існуючих аналогів, розрахунок основних геометричних, аеродинамічних та акустичних характеристик.

**Методи дослідження:** аналіз сучасних аналогів; розрахункове визначення аеродинамічних параметрів планера за допомогою панельно-вихрових методів; розрахунок льотно-технічних характеристик на основі емпіричних та аналітичних залежностей; дослідження шумових характеристик повітряного гвинта з використанням аналітичних і статистичних моделей; порівняльний аналіз з існуючими БПС тривалого часу польоту.

**Наукова новизна отриманих результатів:** досліджено вплив геометричних параметрів планера на аеродинамічну якість БПС; визначено оптимізовану аеродинамічну схему для забезпечення тривалості польоту; досліджено вплив конструкції та режимів роботи повітряного гвинта на акустичні характеристики.

**Практичне значення отриманих результатів:** сформовано компоувальну схему безпілотного літального апарата, вибір якої здійснено на основі аналізу існуючих БПС та їх технічних характеристик. Проведено розрахунок геометрії та визначення ключових аеродинамічних параметрів, виконано їх аналіз і обробку для отримання оптимальних величин. Спроектовано тривимірну модель БПС і розроблено опис матеріалів та технологій виготовлення його конструктивних елементів. Отримані результати дають можливість використання сформованих інженерних рішень під час проектування та модернізації безпілотних повітряних суден тривалого часу польоту.

**Ключові слова:** безпілотне повітряне судно, БПС, аеродинамічні характеристики, тривалий час польоту, аеродинамічна схема, повітряний гвинт, шумові характеристики.

## **Abstract**

**Master's thesis:** “Long-endurance unmanned aerial vehicle”, 98 pages, 28 figures, 27 tables, 24 references.

**Relevance:** the growing demand for unmanned systems capable of performing long-endurance missions highlights the need to improve their aerodynamic, energy-related, and structural characteristics. The development of long-endurance UAVs is an important direction in the advancement of aviation technologies. Such systems can provide a broader range of functions, greater autonomy, and more effective execution of reconnaissance and monitoring tasks, particularly under challenging operating conditions. The use of modern engineering design methods enables the creation of next-generation unmanned platforms with enhanced efficiency and expanded operational capabilities.

**Purpose of the study:** To determine the geometric and aerodynamic characteristics of a long-endurance unmanned aerial vehicle and to investigate the influence of propeller parameters on reducing its acoustic signature.

**The object of study:** Long-endurance unmanned aerial vehicle.

**Subject of research:** the design of the UAV based on existing analogues and the calculation of its main geometric, aerodynamic and acoustic characteristics.

**Methods of research:** analysis of modern UAV analogues; computational determination of aerodynamic parameters using the panel-vortex method; calculation of flight performance characteristics based on empirical and analytical relations; investigation of propeller noise characteristics using analytical and statistical models; comparative analysis with existing long-endurance UAV systems.

**The results and their novelty:** the influence of geometric parameters on the aerodynamic efficiency of the UAV planform has been investigated; an optimized aerodynamic configuration ensuring increased flight endurance has been determined; the effect of propeller design and operating modes on the acoustic characteristics of the UAV has been studied.

**Recommendations for the use of work:** the obtained results may be applied in the design and modernization of long-endurance unmanned aerial vehicles. The developed three-dimensional model, together with the description of materials and manufacturing technologies for structural components, allows the use of the proposed engineering solutions during practical development and prototype fabrication.

**Keywords:** unmanned aerial vehicle, UAV, aerodynamic characteristics, long-endurance flight, aerodynamic configuration, propeller, acoustic signature.

## Зміст

Перелік умовних позначень .....	10
Вступ.....	11
1. Стан проблеми та огляд аналогів .....	12
1.1 «Горлиця» .....	13
1.2 «PD-2» .....	16
1.3 «Shark».....	20
1.4 «Лелека-100».....	23
Висновки до розділу .....	25
2. Розрахунок геометричної моделі.....	26
2.1 Вибір аеродинамічної схеми ЛА .....	26
2.2 Класична аеродинамічна схема .....	26
2.3 Аеродинамічна схема «Літаюче крило» .....	28
2.4 Двобалкова аеродинамічна схема.....	29
2.5 Аеродинамічна схема «Качка» .....	31
2.6 Тандемна аеродинамічна схема.....	31
2.7 Розрахунок основних геометричних характеристик .....	32
2.7.1 Визначення параметрів крила.....	32
2.7.2 Визначення параметрів хвостового оперення.....	38
2.7.3 Визначення параметрів фюзеляжу .....	42
Висновки до розділу .....	45
3. Визначення аеродинамічних характеристик ЛА .....	46
3.1 Створення тривимірної моделі планера БПС.....	46
3.2 Аеродинамічний аналіз.....	49
Висновки до розділу .....	53

					АЛ41мп 12.16.00.00.00 ПЗ			
Зм.	Арк.	№ документа	Підпис	Дата	Безпілотне повітряне судно тривалого часу польоту	Літ.	Аркуш	Аркушів
Розроб		Чепенюк Ю. І.					8	88
Перевір.		Лук'янов П. В.						
Т. контр.								
Н. контр.								
Затв		Лук'янов П. В.			КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ гр. АЛ-41мп			

4. Порівняння льотно-технічних характеристик БПС із існуючими аналогами .....	54
4.1 Розрахунок льотно-технічних характеристик проєктованого БПС .....	54
4.2 Злітно-посадкові характеристики ЛА .....	56
4.3 Порівняння льотно-технічних характеристик.....	57
Висновки до розділу .....	59
5. Розробка технологій виготовлення .....	60
5.1 Матеріали та технологічні методи виготовлення конструктивних елементів БПС .....	60
5.2 Технологія виготовлення конструкції ЛА.....	63
5.3 Компоновка БПС.....	66
Висновки до розділу .....	70
6. Дослідження шумових характеристик повітряного гвинта.....	71
6.1 Матеріали повітряних гвинтів та їхній вплив на шум .....	71
6.2 Особливості утворення шуму гвинта та вплив геометричних параметрів .....	73
Висновки до розділу .....	77
7. Розроблення стартап-проєкту.....	78
7.1. Опис ідеї стартап-проєкту.....	78
7.2. Технологічний аудит ідеї проєкту.....	80
7.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проєкту.....	81
7.4. Розроблення ринкової стратегії проєкту .....	88
7.5. Розроблення маркетингової програми стартап-проєкту.....	89
Висновки до розділу .....	93
Висновки .....	94
Список використаних джерел .....	97

## **Перелік умовних позначень**

БПС - безпілотне повітряне судно;

БпАК - безпілотний авіаційний комплекс;

БПЛА - безпілотний літальний апарат;

ЛА - літальний апарат;

VTOL - Vertical Take-Off and Landing, літальний апарат вертикального злету та посадки;

CAD - Computer-Aided Design, системи автоматизованого проєктування;

CFD - Computational Fluid Dynamics, обчислювальна газодинаміка;

ПВМ - панельно-вихровий метод.

## Вступ

Стрімкий розвиток безпілотних авіаційних систем упродовж останнього десятиліття зумовив суттєве розширення сфер їх практичного застосування - від цивільних та комерційних завдань до спеціальних і оборонних операцій. Одним з найбільш затребуваних класів безпілотних повітряних суден (БПС) є апарати тривалого часу польоту, здатні забезпечувати безперервний моніторинг великих територій, виконувати розвідувальні операції, проводити картографування місцевості та здійснювати інформаційну підтримку в реальному часі. Зростання вимог до автономності, надійності та економічності БПС визначає актуальність досліджень, спрямованих на вдосконалення аеродинамічних, конструктивних, масогабаритних та енергетичних характеристик апаратів цього класу.

У сучасних умовах пріоритетним стає створення безпілотних платформ, здатних працювати в широкому діапазоні метеорологічних та експлуатаційних сценаріїв, при цьому зберігаючи високу ефективність та мінімальну фізичну помітність. Важливою тенденцією є перехід до універсальних архітектур, що поєднують високі льотно-технічні характеристики з гнучкістю конструктивних рішень. З огляду на це, набуває особливого значення комплексне дослідження взаємозв'язку між геометричними параметрами планера, аеродинамічними якостями та характеристиками силової установки з метою максимізації тривалості польоту при збереженні необхідної непомітності.

Проектування БПС тривалого часу польоту потребує глибокого аналізу існуючих аналогів, обґрунтування вибору компоувальної схеми, визначення оптимальних аеродинамічних та масових характеристик, а також врахування впливу конструкції повітряного гвинта на рівень акустичного випромінювання. Особливої уваги вимагає етап математичного моделювання та перевірки працездатності обраних технічних рішень за допомогою сучасних інженерних методів та програмних комплексів.

## 1. Стан проблеми та огляд аналогів

Безпілотні авіаційні комплекси (БпАК) тривалого часу польоту посідають важливе місце в сучасних авіаційних технологіях завдяки здатності забезпечувати отримання оперативної інформації в режимі реального часу, здійснювати повітряну розвідку та підтримувати управління військовими і цивільними структурами. Зростання інтересу до таких систем обумовлене підвищенням вимог до автономності польоту, енергоефективності та стійкості до радіоелектронних впливів.

Розвиток БпАК здійснюється у кількох ключових напрямках: удосконалення аеродинамічних схем, застосування композиційних матеріалів, оптимізація силових установок, а також впровадження сучасних бортових інформаційно-керувальних систем. Для апаратів тривалого часу польоту визначальними є високий коефіцієнт аеродинамічної якості, мінімальна маса конструкції, надійна робота силової установки та низька акустична помітність.

Для України розроблення БпАК цього класу має стратегічне значення, оскільки такі комплекси забезпечують виконання глибинної розвідки, коригування вогню, моніторинг переміщень противника та підтримку ситуаційної обізнаності. Умови інтенсивного застосування засобів радіоелектронної боротьби висувають підвищені вимоги до каналів зв'язку, навігаційних систем та конструктивних рішень планера. Розроблення перспективних зразків здійснюється як державними підприємствами, так і приватними виробниками, що сприяє розвитку національної школи проєктування безпілотної авіаційної техніки.

Для аналізу стану проблеми в роботі розглянуто чотири характерні зразки вітчизняних безпілотних авіаційних комплексів: «Горлиця», «PD-2», «Shark» та «Лелека-100». Кожен із них представляє окремий підхід до проєктування БПС залежно від класу апарата, вимог до тривалості польоту та призначення.

## 1.1 «Горлиця»

Безпілотний авіаційний комплекс (БпАК) «Горлиця» - це одна з перших вітчизняних розробок тактичного безпілотного апарату, здатного нести ударне навантаження. Проєкт розроблено Державним підприємством «Антонов» у співпраці з провідними українськими компаніями. Комплекс призначений для ведення повітряної оптико-електронної розвідки вдень та вночі, в простих і складних метеоумовах, а також для ураження цілей керованим озброєнням.

Перший демонстраційний зразок було представлено у 2016 році, а перший випробувальний політ відбувся у листопаді 2017 року. «Горлиця» позиціонувалася як багатофункціональна платформа, здатна забезпечувати потреби Збройних Сил України в оперативній розвідці та надавати можливість точкового ураження важливих цілей противника.

Запуск апарату здійснюється за допомогою катапульти, а посадка - парашутним способом, що забезпечує гнучкість у виборі стартових позицій та не вимагає спеціально підготовленої злітно-посадкової смуги. Комплекс може виконувати політ в автономному режимі за заздалегідь запрограмованим маршрутом або під ручним керуванням оператора. Важливою особливістю є можливість несення двох ударних контейнерів з керованими ракетами класу «повітря-поверхня».



Рис. 1.1 БпАК «Горлиця»

Таблиця 1.1 Характеристики «Горлиця»

<b>Характеристика</b>	<b>Значення</b>
Розмах крила, м	6,7
Довжина, м	3,4
Максимальна злітна вага, кг	200
Маса корисного навантаження, кг	до 50
Тип двигуна	ДВЗ
Максимальна швидкість, км/год	230
Крейсерська швидкість, км/год	150-180
Дальність польоту, км	1050
Радіус дії (по каналу зв'язку), км	120
Тривалість польоту, год	до 7
Практична стеля, м	5000

На відміну від менших розвідувальних апаратів, «Горлиця» розроблялася як повноцінний тактичний багатоцільовий комплекс, здатний оперувати на відстані до 120 км від наземної станції керування в режимі реального часу. Це дозволяло б використовувати його для ведення розвідки на оперативно-тактичній глибині, виявлення командних пунктів, складів боєприпасів, скупчень техніки та інших важливих цілей.

Конструктивно «Горлиця» виконана за двобалковою аеродинамічною схемою з V-подібним хвостовим оперенням та штовхаючим гвинтом, що розташований у задній частині фюзеляжу. Така схема забезпечує добрі аеродинамічні характеристики та захищає гвинт і двигун від пошкоджень під час посадки на парашуті. Фюзеляж та крила виготовлені переважно з композитних матеріалів, що дозволило досягти високої міцності при відносно малій вазі конструкції.

Центральним елементом корисного навантаження є гіростабілізована оптико-електронна система, розміщена у носовій частині. Вона зазвичай включає денну камеру високої роздільної здатності, тепловізор для роботи вночі та в умовах обмеженої видимості, а також лазерний далекомір-цілевказівник. Наявність останнього є ключовою для ударної версії, оскільки він дозволяє підсвічувати ціль для наведення керованих боєприпасів.

Заявлена можливість несення до 50 кг корисного навантаження передбачала розміщення під крилами двох контейнерів з керованими ракетами. Як потенційне озброєння розглядалися спеціально адаптовані легкі ракети, ймовірно, на базі ПТРК, здатні уражати бронетехніку, укріплені вогневі точки та інші малорозмірні цілі з високою точністю. Це робило «Горлицю» першим українським проектом «ударного» БПЛА.

Проєкт «Горлиця» став важливим етапом у розвитку української безпілотної авіації, продемонструвавши здатність ДП «Антонов» та інших підприємств створювати складні авіаційні комплекси.

## 1.2 «PD-2»

Безпілотний авіаційний комплекс PD-2 є одним із найсучасніших та найефективніших українських БпАК оперативно-тактичного рівня. Він розроблений компанією «Ukrspesystems» і є глибокою модернізацією попередньої моделі, РС-1 (People's Drone). Комплекс призначений для ведення повітряної розвідки та бойового застосування в якості бомбардувальника або баражуючого боєприпасу.

PD-2 здобув широке визнання завдяки своїй універсальності, надійності та високим тактико-технічним характеристикам. Однією з ключових особливостей комплексу є можливість вертикального зльоту та посадки (VTOL) завдяки спеціальним модулям з чотирма додатковими електродвигунами. Це дозволяє використовувати апарат з необладнаних майданчиків, без застосування катапульти чи злітно-посадкової смуги. Після зльоту та набору висоти комплекс переходить у режим горизонтального польоту, використовуючи основний поршневий двигун, що забезпечує значну тривалість та дальність польоту.

Комплекс оснащений високоякісною гіростабілізованою оптико-електронною платформою з потужною оптикою (до 40x зум), тепловізором та лазерним далекоміром, що дозволяє вести ефективне спостереження на великій відстані в будь-який час доби. Для передачі даних використовуються зашифровані та стійкі до РЕБ канали зв'язку.

Ударні можливості PD-2 реалізовані шляхом встановлення під крилами контейнерів для скидання боєприпасів. Завдяки вбудованому балістичному калькулятору, система здатна з високою точністю уражати наземні цілі некерованими бомбами.



Рис. 1.2 БпАК PD-2



Рис. 1.3 БпАК PD-2 у версії VTOL

Таблиця 1.2 Характеристики PD-2

Характеристика	Значення
Розмах крила, м	5,0
Максимальна злітна вага, кг	55
Маса корисного навантаження, кг	до 19
Тип двигуна	Поршневий + 4 електричні (VTOL)
Максимальна швидкість, км/год	140
Крейсерська швидкість, км/год	100
Радіус дії (по каналу зв'язку), км	200
Тривалість польоту, год	до 12
Практична стеля, м	5000

Ключовою перевагою PD-2 є його виняткова модульність. Комплекс може бути швидко адаптований до конкретних завдань та умов експлуатації. Основний літак може злітати як з традиційної злітно-посадкової смуги або рівного ґрунтового майданчика так і вертикально за допомогою модуля VTOL. Це робить його одним з найбільш гнучких у своєму класі, дозволяючи запуск і повернення апарата з обмежених за площею або непідготовлених позицій, що є критично важливим для мобільних підрозділів.

На відміну від багатьох аналогів, що використовують прості двотактні двигуни, PD-2 оснащений сучасним чотиритактним поршневим двигуном з системою вприскування палива. Це забезпечує вищу паливну ефективність, надійність та стабільну роботу на різних висотах, що є одним з ключових факторів, який дозволяє досягти тривалості польоту понад 10 годин. Для режиму VTOL використовуються надійні та потужні безколекторні електродвигуни.

PD-2 використовує передову систему зв'язку, яка забезпечує передачу даних на велику відстань. Канал зв'язку є шифрованим та використовує технологію розширення спектру зі стрибкоподібною перебудовою частоти, що

робить його надзвичайно стійким до засобів радіоелектронної боротьби противника. Це дозволяє комплексу ефективно працювати в умовах інтенсивних радіоелектронних перешкод. Крім того, БПЛА оснащений інерціальною системою навігації, яка дозволяє йому продовжувати виконання місії та повернутися на базу навіть у випадку повного придушення сигналів GPS.

PD-2 активно та успішно використовується Силами оборони України з перших днів повномасштабного вторгнення. Він зарекомендував себе як надійний та ефективний засіб для ведення глибинної розвідки, виявлення цілей, коригування вогню артилерії та завдання точкових ударів. Можливість нести до 19 кг корисного навантаження дозволяє використовувати різноманітні боєприпаси, що робить його небезпечним для легкоброньованої техніки, артилерійських розрахунків та пунктів управління противника.

PD-2 є результатом еволюції та узагальнення бойового досвіду, отриманого під час експлуатації його попередника - PD-1. Основні вдосконалення торкнулися аеродинаміки, надійності силової установки, системи зв'язку та, найголовніше, впровадження опції VTOL.

Саме можливість вертикального зльоту та посадки стала визначальною перевагою комплексу. Вона нівелює одну з головних вразливостей багатьох БпАК цього класу - потребу у злітно-посадковій смузі або катапульті, які є помітними для противника та демаскують позиції. Здатність працювати з будь-якого невеликого майданчика (наприклад, лісової галявини, подвір'я чи палуби корабля) значно підвищує живучість комплексу та розширює географію його застосування.

### 1.3 «Shark»

Безпілотний авіаційний комплекс «Shark» - це сучасний розвідувальний БПЛА, розроблений українською компанією «Ukrspesystems». Його розробка розпочалася вже після повномасштабного вторгнення 2022 року як відповідь на нагальні потреби фронту, зокрема на необхідність мати стійкий до засобів РЕБ засіб для глибинної розвідки та коригування далекобійної артилерії.

Комплекс спеціально спроектований для роботи в умовах інтенсивної радіоелектронної боротьби. Основне його призначення - це виявлення та супроводження цілей у тактичному тилу противника, а також коригування вогню, в тому числі для реактивних систем залпового вогню. Завдяки компактності та мобільності, комплекс може бути швидко розгорнутий та готовий до виконання завдань.

Запуск «Shark» здійснюється за допомогою катапульти, а посадка - на парашуті, що дозволяє експлуатувати його з непередбачених майданчиків обмежених розмірів. Апарат оснащений високонадійною оптико-електронною системою та захищеним каналом зв'язку, що забезпечує передачу розвідувальної інформації в режимі реального часу.



Рис. 1.4 БПАК «Shark»

Таблиця 1.3 Характеристики «Shark»

<b>Характеристика</b>	<b>Значення</b>
Розмах крила, м	3,4
Максимальна злітна вага, кг	12
Тип двигуна	Електричний
Крейсерська швидкість, км/год	70-90
Максимальна швидкість, км/год	150
Радіус дії (по каналу зв'язку), км	до 80
Тривалість польоту, год	до 4
Практична стеля, м	3000

«Shark» виконаний за класичною аеродинамічною схемою високоплан з V-подібним хвостовим оперенням та штовхаючим гвинтом. Така конфігурація забезпечує високу аеродинамічну якість, стабільність у польоті, що є важливим для ведення спостереження, та захищає двигун і камеру під час приземлення на парашуті. Використання електричного двигуна значно знижує акустичну та теплову помітність апарата порівняно з аналогами, оснащеними двигунами внутрішнього згорання. Корпус виготовлений з легких та міцних композитних матеріалів.

БПЛА оснащений гіростабілізованою оптико-електронною системою USG-231. Вона включає Full HD камеру з 30-кратним оптичним та додатковим цифровим збільшенням. Це дозволяє оператору детально розпізнавати об'єкти на значній відстані від апарата, не входячи в зону дії засобів ППО ближнього радіуса дії противника. Наявність тепловізійного модуля забезпечує ефективне виконання завдань вночі та за складних погодних умов.

Однією з ключових переваг «Shark» є його висока стійкість до РЕБ. Розробники приділили особливу увагу захисту каналів зв'язку та управління. Використовується надійний шифрований протокол передачі даних та вузькоспрямовані антени, що ускладнює можливість перехоплення чи придушення сигналу. Комплекс здатний продовжувати політ за маршрутом навіть у випадку тимчасової втрати зв'язку або сигналів GPS завдяки надійній інерціальній системі навігації.

«Shark» є яскравим прикладом швидкої та ефективно розробки у відповідь на виклики сучасної війни. Він зайняв нішу надійного, відносно недорогого та простого в експлуатації розвідувального комплексу для підрозділів тактичного рівня.

## 1.4 «Лелека-100»

Безпілотний авіаційний комплекс «Лелека-100» - це один із найуспішніших вітчизняних розвідувальних БпАК, розроблений компанією DEVIRO. У травні 2021 року, після успішного проходження державних випробувань, комплекс було офіційно прийнято на озброєння Збройних Сил України. «Лелека-100» призначений для виконання завдань з аеророзвідки, патрулювання, картографування місцевості та отримання точних географічних координат у режимі реального часу.

Комплекс створювався з урахуванням досвіду бойових дій та вирізняється високою надійністю, автономністю та, що найголовніше, підвищеною стійкістю до засобів радіоелектронної боротьби (РЕБ) противника. Запуск апарата здійснюється з еластичної катапульти, а приземлення - на парашуті, що забезпечує його багаторазове використання та мобільність.



Рис. 1.5 БпАК «Лелека-100»

Таблиця 1.4 Характеристики «Лелека-100»

<b>Характеристика</b>	<b>Значення</b>
Розмах крила, м	1,98
Довжина, м	1,135
Максимальна злітна вага, кг	5,5
Тип двигуна	Електричний
Крейсерська швидкість, км/год	60-70
Максимальна швидкість, км/год	120
Радіус дії (по каналу зв'язку), км	до 55
Тривалість польоту, год	2 - 2,5
Практична стеія, м	1500

«Лелека-100» побудований за класичною аеродинамічною схемою моноплан з високорозташованим крилом та V-подібним хвостовим оперенням. Така конструкція забезпечує високу аеродинамічну якість, стабільність у польоті та добрі планеруючі властивості. Корпус та крила виготовлені з композитних матеріалів (скло- та вуглеволокно), що робить його міцним та легким. Електричний двигун зі штовхаючим гвинтом, розташованим позаду, забезпечує низьку акустичну та теплову помітність, що є ключовою перевагою для розвідувального апарата.

Комплекс оснащений системою модульного корисного навантаження, що дозволяє швидко змінювати розвідувальні модулі залежно від завдань та часу доби. Стандартно використовуються два типи гіростабілізованих платформ:

- Денний модуль з Full HD камерою, що має 10-кратне оптичне збільшення.
- Нічний модуль з тепловізійною камерою, що дозволяє вести розвідку в повній темряві та в умовах поганої видимості.

Стабілізація платформи дозволяє отримувати чітке та нерухоме зображення навіть під час маневрів літака.

Однією з головних переваг «Лелеки-100» є його висока захищеність від РЕБ. Це досягається завдяки використанню спеціалізованого шифрованого цифрового каналу зв'язку, який має високу стійкість до спроб придушення. Крім того, БПЛА оснащений захищеним від спуфінгу приймачем GNSS, що дозволяє йому надійно визначати свої координати. У випадку повної втрати зв'язку або придушення сигналів GPS, апарат автоматично переходить в режим автономного польоту, продовжує виконувати завдання за заздалегідь запрограмованим маршрутом і самостійно повертається в точку старту для посадки.

### **Висновки до розділу**

У розділі 1 проведено аналіз сучасного стану розвитку безпілотних авіаційних комплексів тривалого часу польоту та досліджено конструктивні й експлуатаційні особливості вітчизняних зразків. Аналіз показав, що незважаючи на широке застосування цих комплексів, вони характеризуються рядом технічних обмежень, пов'язаних із надмірною масою та енергоспоживанням, недостатньою тривалістю польоту у легких платформах, підвищеною залежністю від метеоумов, обмеженою вантажністю апаратури та підвищеною акустичною і тепловою помітністю у випадку використання поршневих двигунів. Для окремих апаратів також є характерною підвищена конструктивна складність, яка ускладнює технічне обслуговування та впливає на надійність системи в цілому.

Отримані результати засвідчують необхідність покращення аеродинамічної якості, оптимізації геометричних параметрів і масового компонування, а також підвищення енергоефективності й зниження шумових характеристик проектного БПС.

## **2. Розрахунок геометричної моделі**

### **2.1 Вибір аеродинамічної схеми ЛА**

Вибір аеродинамічної схеми є одним із визначальних етапів проектування безпілотного повітряного судна (БПС), оскільки саме він формує основу для забезпечення необхідних льотно-технічних характеристик, енергоефективності, стабільності та керованості апарата, а також визначає можливості його внутрішнього компонування. Для БПС тривалого часу польоту особливої важливості набуває досягнення високої аеродинамічної якості, що безпосередньо впливає на зниження енергоспоживання та збільшення тривалості перебування у повітрі.

У межах цього дослідження проаналізовано основні типи аеродинамічних схем, які знаходять застосування у конструкціях безпілотних літальних апаратів. Розглянуто класичну схему, конфігурацію типу «літаюче крило» та двобалкову схему. Окрему увагу приділено альтернативним варіантам компонування, що використовуються в специфічних або вузькопрофільних застосуваннях, але не мають широкого поширення через конструктивні чи експлуатаційні обмеження.

### **2.2 Класична аеродинамічна схема**

Класична або нормальна, аеродинамічна схема є найбільш поширеною та фундаментально вивченою конфігурацією в авіабудуванні. Вона характеризується наявністю трьох основних конструктивних елементів: фюзеляжу, крила та хвостового оперення, кожен з яких виконує чітко визначені аеродинамічні та компонувальні функції.

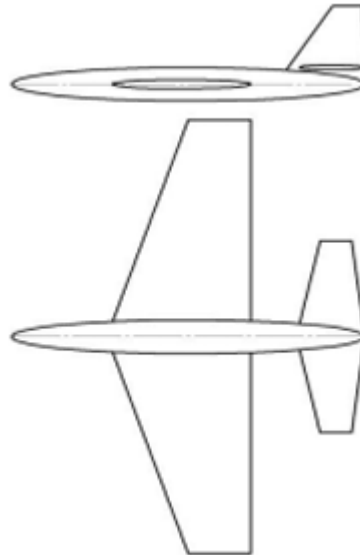


Рис. 2.1 Аеродинамічна схема «Нормальна»

Для безпілотних комплексів розвідувального призначення, до яких належать розглянуті аналоги «PD-2», «Горлиця» та «Лелека-100», типовою є конфігурація високоплан, при якій несуча поверхня (крило) розташовується у верхній частині фюзеляжу. Конструктивне рішення забезпечує високий рівень власної поперечної стійкості апарата, що є критично важливим для стабілізації платформи під час ведення спостереження. Крім того, воно створює безперешкодну зону огляду для оптико-електронних систем, що зазвичай розміщуються у нижній, частині фюзеляжу.

Ключовою перевагою класичної схеми є її висока стійкість та передбачуваність характеристик динаміки польоту. Наявність хвостового оперення, винесеного на значне плече відносно центру мас, забезпечує ефективно демпфування збурень та надійне керування за тангажем та ристанням. Це спрощує алгоритми системи автоматичного керування та знижує ризики втрати керованості на критичних режимах польоту. Крім того, чіткий поділ конструкції на функціональні агрегати забезпечує значну гнучкість компоновальних рішень, дозволяючи раціонально розмістити силову установку,

паливну систему, акумуляторні батареї та корисне навантаження. Це позитивно впливає на технологічність виробництва та ремонтпридатність апарата.

### 2.3 Аеродинамічна схема «Літаюче крило»

Аеродинамічна схема «літаюче крило» є теоретичним ідеалом з точки зору досягнення максимальної аеродинамічної ефективності. Конструктивно вона являє собою літальний апарат, у якого відсутні фюзеляж та хвостове оперення як окремі агрегати. Усі компоненти - силова установка, системи керування, корисне навантаження та паливна система - інтегровані безпосередньо у внутрішні об'єми крила, яке, таким чином, є єдиним несучим та компоновальним елементом конструкції.

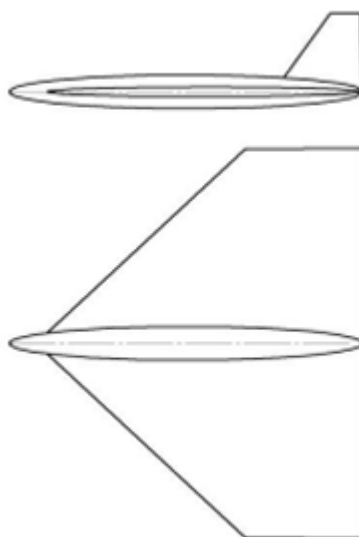


Рис. 2.2 Аеродинамічна схема «Літаюче крило»

Головною перевагою даної схеми є можливість досягнення найвищого значення аеродинамічної якості. Це зумовлено двома ключовими факторами:

- Мінімізація змоченої поверхні: Відсутність фюзеляжу та оперення значно зменшує загальну площу поверхні апарата, що контактує з повітряним потоком. Це призводить до суттєвого зниження паразитного опору.

- Повна відсутність опору інтерференції: Оскільки конструкція не має з'єднань між крилом, фюзеляжем та оперенням, опір інтерференції, що є значною складовою загального опору для класичної схеми, у даному випадку дорівнює нулю.

Окрім аеродинамічної досконалості, гладкі, інтегровані форми «літаючого крила» забезпечують низьку ефективну площу розсіювання, що робить апарати такої схеми малопомітними для радіолокаційних систем.

Однак, попри ці значні переваги, схема «літаюче крило» має низьку фундаментальних недоліків, що обмежують її широке застосування. Найбільш критичною проблемою є власна поздовжня статична нестійкість. Для її компенсації та забезпечення керованості необхідно використовувати складну електродистанційну систему керування з високошвидкісними приводами та надійними інерціальними датчиками, що забезпечують штучну стійкість. Крім того, виникають значні труднощі з компонованням, оскільки внутрішній об'єм крила суттєво обмежений його товщиною, що ускладнює розміщення габаритного обладнання. Питання шляхової стійкості та керованості також є складним і зазвичай вирішується за допомогою менш ефективних, ніж класичне хвостове оперення, аеродинамічних поверхонь.

## **2.4 Двобалкова аеродинамічна схема**

Двобалкова аеродинамічна схема є конструктивним компромісом, що поєднує елементи класичної схеми, але з іншим компоновальним рішенням для силової установки та хвостового оперення. У такій конфігурації хвостове оперення кріпиться до двох балок, що простягаються назад від крила. Центральна частина апарата являє собою компактну гондолу (фюзеляж), призначену для розміщення корисного навантаження та основного обладнання. Яскравим представником даної конфігурації є розглянутий раніше БпАК «Горлиця».

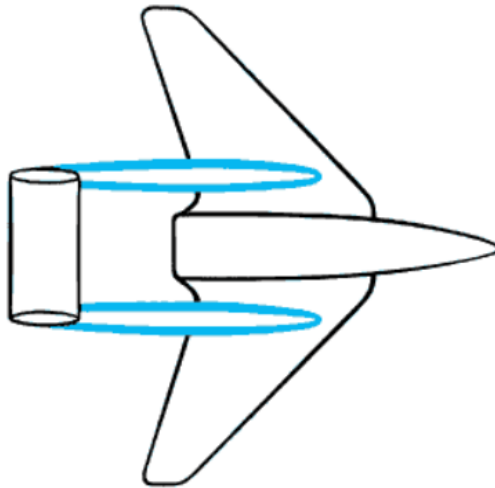


Рис. 2.3 Двобалкова аеродинамічна схема

Основною перевагою двобалкової схеми є можливість оптимального розміщення штовхаючої силової установки. Розташування гвинта позаду крила та фюзеляжу забезпечує його роботу в аеродинамічно чистому, незбуреному потоці, що дозволяє досягти вищого коефіцієнта корисної дії рушія. Це, у свою чергу, позитивно впливає на паливну ефективність та тривалість польоту.

Іншим важливим наслідком такого компоновання є створення ідеальних умов для розміщення корисного навантаження. Носова частина центральної гондoli повністю звільняється від силової установки, що забезпечує для оптико-електронних систем максимальну зону огляду, відсутність вібрацій від двигуна та перешкод від обертового гвинта.

До недоліків даної схеми слід віднести збільшення загального опору та маси конструкції. Дві окремі хвостові балки мають більшу сумарну змочену поверхню порівняно з єдиним фюзеляжем класичної схеми, що призводить до зростання опору тертя. Також така конструкція може бути дещо складнішою у виробництві та схильною до виникнення додаткового опору інтерференції в місцях з'єднання балок з крилом. Таким чином, двобалкова схема є ефективним

рішенням, коли переваги від компонування силової установки та корисного навантаження переважають аеродинамічні втрати.

### **2.5 Аеродинамічна схема «Качка»**

У цій конфігурації горизонтальне оперення розташоване попереду основного крила. Ця невелика передня поверхня, створює додатну підйомну силу, на відміну від стабілізатора у класичній схемі, який зазвичай створює від'ємну. Перевагами цієї схеми є висока маневреність та ефективність керування. Сумарна підймальна сила є більшою, проте складніші характеристики стійкості та звалювання. Потік від горизонтального оперення може негативно впливати на основне крило.

### **2.6 Тандемна аеродинамічна схема**

Тут використовуються два співмірних за розміром крила, розташованих одне за одним. Переднє та заднє крила можуть мати однаковий або різний розмах. Це дозволяє отримати велику сумарну площу крила при компактних розмірах апарата, що покращує злітно-посадкові характеристики. Дуже складна аеродинамічна інтерференція між крилами, що ускладнює розрахунки та проектування.

## 2.7 Розрахунок основних геометричних характеристик

### 2.7.1 Визначення параметрів крила

Визначення геометричних параметрів крила безпілотних повітряних суден є ключовим етапом їх проектування, оскільки саме ці параметри визначають аеродинамічні властивості апарата, рівень його маневреності та загальну ефективність польоту.

Питоме навантаження на крило є ключовим параметром, який визначає площу крила та впливає на швидкість зльоту, посадки та енергоефективність крейсерського польоту.

Згідно з рекомендаціями, для БПС масового діапазону 30-60 кг характерно:

$$\frac{W}{S} = 80 \dots 140 \text{ Н/м}^2,$$

де нижня частина діапазону відповідає апаратам тривалого часу польоту.

Оскільки проєктований БПС має забезпечувати тривалий політ понад 10 год і працювати на крейсерських швидкостях близько 150 км/год, то для підвищення аеродинамічної якості та зниження енергоспоживання доцільно обирати нижню межу рекомендованого діапазону.

Тому приймаємо:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{\text{пр}} = 100 \text{ Н/м}^2.$$

Це значення повністю базується на рекомендаціях джерел та відповідає світовій практиці для БПС такого класу малої вантажності.

Вага апарата згідно ТЗ:

$$G = m_{\text{зл}}g = 45 \cdot 9,81 = 441,5 \text{ Н.}$$

Площа крила визначається:

$$S = \frac{G}{W/S}.$$

Тоді площа крила:

$$S = \frac{441,5}{100} \approx 4,4 \text{ м}^2.$$

Видовження крила визначається як відношення квадрату розмаху крила до його площі та характеризує співвідношення між розмахом і середньою аеродинамічною хордою. Для безпілотних повітряних суден типовими є значення видовження в межах 6...12.

На основі аналізу статистичних даних і результатів попередніх розрахунків у даній роботі приймається наступне значення:

$$\lambda_{кр} = 6,2 ,$$

де,  $\lambda_{кр}$  - відносне подовження крила;

Розмах крила знаходиться за формулою:

$$l_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр} \cdot S_{кр}} = \sqrt{6,2 \cdot 4,4} = 5,2 \text{ м}$$

Звуження крила - геометрична характеристика крила, що визначається відношенням кінцевої хорди до кореневої і позначається  $\eta_{кр}$ :

$$\eta_{кр} = \frac{c_{кінц}}{c_{кор}}$$

Для безпілотних повітряних суден тривалого часу польоту доцільно застосовувати помірно звужене крило. На відміну від прямокутного крила ( $\eta_{кр} = 1$ ), яке є технологічно простішим, звужене крило забезпечує низку важливих аеродинамічних переваг:

- знижується навантаження на кінцеві ділянки, що покращує поведінку крила на режимах, близьких до зриву, і підвищує поперечну стійкість;
- полегшується досягнення необхідної аеродинамічної якості без суттєвого збільшення розмаху;
- зменшується маса крила за рахунок раціональнішого розподілу матеріалу.

З урахуванням цих факторів приймається коефіцієнт звуження

$$\eta_{\text{кр}} = 0,7,$$

що відповідає помірно звуженому трапецієподібному крилу.

Конструкція крила передбачає наявність центроплана довжиною

$$l_{\text{цп}} = 0,6 \text{ м},$$

який має постійну кореневу хорду  $c_{\text{кор}}$  і забезпечує розміщення вузлів кріплення крила до фюзеляжу, силових елементів. Поза межами центроплана крило виконується у вигляді двох трапецієподібних консолей, хорда яких змінюється від  $c_{\text{кор}}$  до  $c_{\text{кінц}}$ .

Напіврозмах консолі становить:

$$l_{\text{к}} = \frac{l_{\text{кр}} - l_{\text{цп}}}{2} = \frac{5,2 - 0,6}{2} = 2,3 \text{ м}.$$

Площа крила визначається як сума площі центроплана та двох консолей:

$$S_{\text{кр}} = S_{\text{цп}} + 2S_{\text{к}}.$$

Площа центроплана:

$$S_{\text{цп}} = c_{\text{кор}} l_{\text{цп}}.$$

Площа однієї трапецієподібної консолі:

$$S_{\text{к}} = \frac{c_{\text{кор}} + c_{\text{кінц}}}{2} l_{\text{к}}.$$

Оскільки  $\eta_{\text{кр}} = \frac{c_{\text{кінц}}}{c_{\text{кор}}} = 0,7$  отримаємо:

$$S_{\text{кр}} = c_{\text{кор}} l_{\text{цп}} + (c_{\text{кор}} + \eta_{\text{кр}} c_{\text{кор}}) l_{\text{к}} = c_{\text{кор}} (l_{\text{цп}} + (1 + \eta_{\text{кр}}) l_{\text{к}}).$$

Звідси коренева хорда:

$$c_{\text{кор}} = \frac{S_{\text{кр}}}{l_{\text{цп}} + (1 + \eta_{\text{кр}}) l_{\text{к}}} = \frac{4,4}{0,6 + (1 + 0,7) \cdot 2,3} \approx 0,98 \text{ м.}$$

Кінцева хорда:

$$c_{\text{кінц}} = \eta_{\text{кр}} c_{\text{кор}} = 0,7 \cdot 0,98 \approx 0,69 \text{ м.}$$

Оскільки крило містить прямокутний центроплан, хорда якого є сталою, середня аеродинамічна хорда всього крила визначається як:

$$\bar{c}_{\text{кр}} = \frac{S_{\text{цп}} \bar{c}_{\text{цп}} + 2S_{\text{к}} \bar{c}_{\text{к}}}{S_{\text{кр}}},$$

де  $\bar{c}_{\text{цп}} = c_{\text{кор}} = 0,98 \text{ м.}$

Площа центроплана:

$$S_{\text{цп}} = 0,98 \cdot 0,6 \approx 0,588 \text{ м}^2.$$

Площа однієї консолі:

$$S_{\text{к}} = \frac{0,98 + 0,69}{2} \cdot 2,3 \approx 1,92 \text{ м}^2.$$

Тоді:

$$\bar{c}_{\text{кр}} = \frac{0,588 \cdot 0,98 + 2 \cdot 1,92 \cdot 0,84}{4,4} \approx 0,86 \text{ м.}$$

Таким чином, середня аеродинамічна хорда крила з урахуванням центроплана має значення:

$$\bar{c}_{\text{кр}} = 0,86 \text{ м.}$$

Передня кромка має малу стріловидність:

$$\chi_{0.25} \approx 5^\circ.$$

Механізація крила є важливим елементом конструкції безпілотного літального апарата, оскільки забезпечує необхідні умови керованості, поперечної та поздовжньої стійкості, а також впливає на аеродинамічні характеристики під час виконання маневрів. Найпоширенішими елементами механізації для БПС є елерони та закрилки, які встановлюються на задній кромці крила.

Елерони являють собою рухомі елементи задньої кромки крила, призначені для здійснення керування креном апарата. Їх робота ґрунтується на створенні різниці підйомної сили між правим і лівим крилом, що забезпечує виконання повороту шляхом нахилу повітряного судна. Для більшості малорозмірних БПС габаритні параметри елеронів, як правило, становлять близько 20-25% хорди крила та приблизно 10-25% його розмаху.

З урахуванням геометричних параметрів проєктованого крила довжину елерона на консолі визначимо за формулою:

$$l_{ел} = 0,25 \cdot 0,5 \cdot l_{кр} = 0,25 \cdot 0,5 \cdot 5,2 = 0,65 \text{ м.}$$

Середня хорда елерона визначається як частка хорди крила. Використовуючи типові значення - 25 % від хорди консолі:

$$b_{ел} = 0,25 \cdot \bar{c}_{кр} = 0,25 \cdot 0,86 \approx 0,22 \text{ м.}$$

Отримані розміри забезпечують оптимальне співвідношення керуючої ефективності та мінімізації доданого опору, а також дозволяють застосовувати стандартні сервомеханізми потрібної потужності.

Закрилки є рухомими елементами механізації крила, що застосовуються для збільшення підйомної сили на малих швидкостях шляхом зміни кривизни профілю. Їх використання характерне для літальних апаратів, які потребують

суттєвого зниження злітних і посадкових режимів. Проте для проектування безпілотного літального апарата середнього класу необхідно врахувати співвідношення між аеродинамічною ефективністю, масовою досконалістю та конструктивною складністю. Оскільки проєктований БПС має значну площу крила та низьке питоме навантаження, необхідна підйомна сила на зльоті й посадці забезпечується без додаткових засобів її збільшення, що знижує доцільність реалізації закрилків у конструкції.

Встановлення закрилків призводить до зростання маси планера через необхідність застосування додаткових силових та кінематичних елементів, зокрема шарнірів, кронштейнів, тяг і сервоприводів. Для апарата, що має суворі обмеження за масою та призначений для тривалого автономного польоту, навіть незначне збільшення маси може негативно вплинути на енергоефективність та скоротити тривалість перебування в повітрі. Крім того, ускладнення будови задньої кромки крила підвищує вимоги до жорсткості конструкції та точності виготовлення, що збільшує трудомісткість технологічних операцій і загальну вартість виробництва.

Додаткові рухомі компоненти, які необхідні для роботи закрилків, збільшують ймовірність відмови, що є критично важливим фактором для безпілотного апарата, призначеного для виконання розвідувальних і моніторингових завдань. Підвищення надійності та автономності польоту є однією з ключових вимог до таких систем, тому мінімізація кількості потенційно ненадійних агрегатів є обґрунтованим інженерним підходом.

З огляду на зазначені фактори, застосування закрилків у проєктованому БПС не є необхідним. Це дозволяє зменшити масу, спростити конструкцію та підвищити її надійність без негативного впливу на льотно-технічні характеристики апарата в злітно-посадкових режимах. Отже, відмова від використання закрилків є технічно та конструктивно обґрунтованим рішенням у межах даного проєкту.

Попередній ескіз плану крила наведений на рис. 2.4.

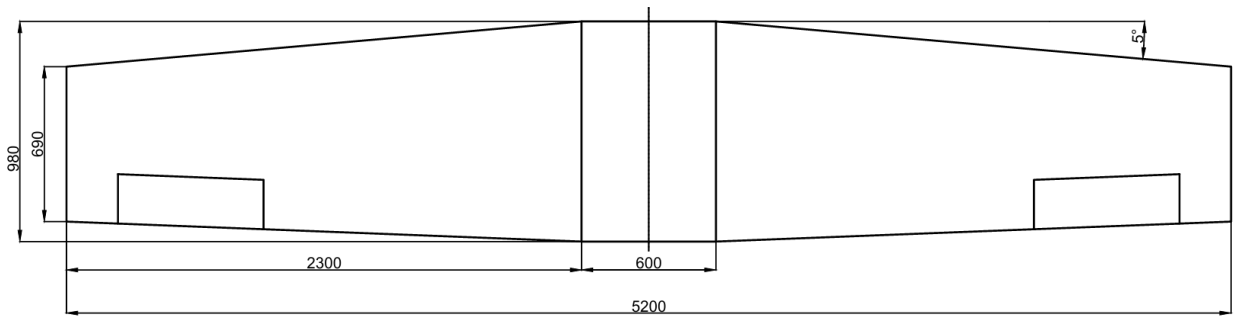


Рис. 2.4 Попередній ескіз плану крила

### 2.7.2 Визначення параметрів хвостового оперення

Хвостове оперення безпілотного літального апарата забезпечує формування необхідних запасів поздовжньої та напрямної стійкості, а також ефективне керування тангажем і ристанням. У даному проєкті обрано V-подібне оперення, яке поєднує функції горизонтального та вертикального оперення в двох нахилених площинах, які утворюють симетричний кут відносно поздовжньої осі фюзеляжу. Використання V-оперення дає змогу одночасно забезпечити поздовжню та курсову стійкість, використовуючи при цьому лише дві несучі поверхні замість трьох, що зменшує масу, аеродинамічний опір та спрощує конструктивне виконання хвостової частини.

Для безпілотних апаратів масового діапазону 30-60 кг типові значення коефіцієнтів об'єму становлять  $V_h \approx 0,4 \dots 0,7$  для горизонтального оперення та  $V_v \approx 0,02 \dots 0,05$  для вертикального. Для забезпечення необхідної поздовжньої та напрямної стійкості безпілотного апарата вибираються типові значення коефіцієнтів об'єму оперень для ЛА:

$$V_h = 0,5, V_v = 0,04,$$

де  $V_h$ - коефіцієнт об'єму горизонтального оперення,

$V_v$ - коефіцієнт об'єму вертикального оперення.

Плече оперення (від центра САХ крила до центра САХ хвостового оперення) для прийнятої компоновки приймається:

$$l_{оп} = 2,1 \text{ м.}$$

Площі умовного горизонтального та вертикального оперення, які забезпечували б задані коефіцієнти об'єму:

$$V_h = \frac{S_H l_{оп}}{S_{кр} \bar{c}_{кр}}, V_v = \frac{S_V l_{оп}}{S_{кр} l_{кр}},$$

де  $S_H$  та  $S_V$ - площі умовного горизонтального та вертикального оперення.

Звідси знаходимо необхідні площі:

$$S_H = \frac{V_h S_{кр} \bar{c}_{кр}}{l_{оп}} = \frac{0,5 \cdot 4,4 \cdot 0,86}{2,1} \approx 0,90 \text{ м}^2,$$

$$S_V = \frac{V_v S_{кр} l_{кр}}{l_{оп}} = \frac{0,04 \cdot 4,4 \cdot 5,2}{2,1} \approx 0,44 \text{ м}^2.$$

V-оперення складається з двох однакових площин площею  $S_{пл}$ , нахилених до горизонтальної площини під кутом  $\nu$  від горизонталі до площини оперення, відповідно, кут розкриття між площинами становить  $120^\circ$ .

$$\nu = 30^\circ$$

Нехай площа однієї площини дорівнює  $S_{пл}$ . Тоді її проєкції на горизонтальну та вертикальну площини становлять відповідно:

на горизонтальну:

$$S_{H,екв} = 2S_{пл} \cos \nu,$$

на вертикальну:

$$S_{V,екв} = 2S_{пл} \sin \nu.$$

Вимагаємо, щоб по тангажу V-оперення давало той самий об'єм, що й розраховане вище горизонтальне оперення:

$$S_{H,екв} = S_H.$$

Звідси площа однієї площини:

$$S_{пл} = \frac{S_H}{2 \cos \nu} = \frac{0,90}{2 \cos 30^\circ} \approx \frac{0,90}{1,732} \approx 0,52 \text{ м}^2$$

Тоді еквівалентна площа по напрямку:

$$S_{V,екв} = 2S_{пл} \sin 30^\circ = 2 \cdot 0,52 \cdot 0,5 \approx 0,52 \text{ м}^2.$$

Отже, фактичний коефіцієнт об'єму вертикального оперення становитиме:

$$V_{v,\phi} = \frac{S_{V,екв} l_{оп}}{S_{кр} l_{кр}} = \frac{0,52 \cdot 2,1}{4,4 \cdot 5,2} \approx 0,048,$$

що трохи більше за початково прийняте значення 0,04 і забезпечує підвищений запас напрямної стійкості.

Загальна площа V-оперення:

$$S_{V-tail} = 2S_{пл} \approx 1,04 \text{ м}^2$$

Приймаємо трапецієподібну форму однієї площини з коефіцієнтом звуження

$$\eta_V = \frac{c_{кінц,V}}{c_{кор,V}} = 0,5$$

та відносне подовження:

$$\lambda_V = 4,5.$$

Розмах однієї консолі  $b_V$ :

$$\lambda_V = \frac{b_V^2}{S_{пл}} \Rightarrow b_V = \sqrt{\lambda_V S_{пл}} = \sqrt{4,5 \cdot 0,52} \approx 1,53 \text{ м},$$

Для трапецієподібної площини:

$$S_{\text{пл}} = \frac{b_V}{2} (c_{\text{кор},V} + c_{\text{кінц},V}),$$

$$c_{\text{кінц},V} = \eta_V c_{\text{кор},V}.$$

Звідси коренева та кінцева хорди:

$$c_{\text{кор},V} = \frac{2S_{\text{пл}}}{b_V(1 + \eta_V)} = \frac{2 \cdot 0,52}{1,53 \cdot 1,5} \approx 0,45 \text{ м},$$

$$c_{\text{кінц},V} = \eta_V c_{\text{кор},V} \approx 0,23 \text{ м}.$$

Середня аеродинамічна хорда однієї площини:

$$\bar{c}_V = \frac{c_{\text{кор},V} + c_{\text{кінц},V}}{2} \approx 0,34 \text{ м}.$$

Попередній ескіз плану хвостового оперення наведений на рис. 2.5

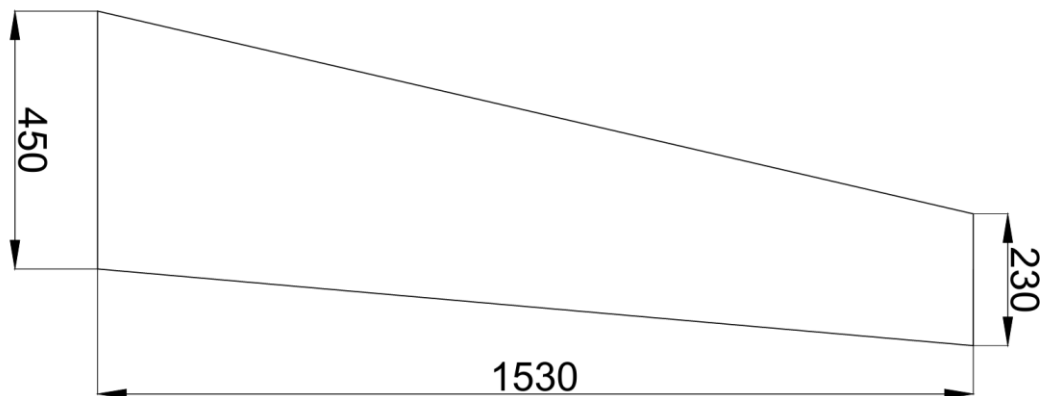


Рис. 2.5 Попередній ескіз хвостового оперення

### 2.7.3 Визначення параметрів фюзеляжу

Фюзеляж безпілотного літального апарата виконує функції несучої та розміщувальної структури: у ньому розташовуються корисне навантаження, силова установка, паливні баки або акумуляторні батареї, бортове обладнання, а також вузли кріплення крила й хвостового оперення. Геометричні параметри фюзеляжу суттєво впливають на аеродинамічний опір, масу планера та компоновку систем, тому їх вибір здійснюється з урахуванням як аеродинамічних, так і компоновочних вимог.

Для забезпечення зручного розміщення корисного навантаження (апаратури спостереження), паливних баків/акумуляторів і обладнання керування приймається схема високоплана з штовхаючим гвинтом. У такій схемі фюзеляж має витягнуту обтічну форму з подовженим носовим відсіком під цільову апаратуру та хвостовою балкою, що забезпечує необхідне плече хвостового оперення.

Загальна довжина фюзеляжу  $l_f$  вибирається виходячи з двох умов:

забезпечення необхідного плеча хвостового оперення  $l_{оп} = 2,1$  м;

відповідність статистичним співвідношенням для БПС, де відношення довжини фюзеляжу до розмаху крила зазвичай становить:

$$\frac{l_f}{l_{кр}} = 0,7 \dots 0,9.$$

Центр аеродинамічного тиску крила розташовується приблизно на 35 % довжини фюзеляжу від носової частини, а центр аеродинамічного тиску хвостового оперення - приблизно на 85 % довжини. Тоді плече оперення визначається як:

$$l_{оп} \approx (0,85 - 0,35)l_f = 0,5l_f.$$

Звідси знаходимо необхідну довжину фюзеляжу:

$$l_f = \frac{l_{\text{оп}}}{0,5} = \frac{2,1}{0,5} = 4,2 \text{ м.}$$

Поперечний переріз фюзеляжу приймається близьким до еліптичного, що забезпечує сприятливі аеродинамічні властивості та достатній внутрішній об'єм для розміщення обладнання. Максимальна ширина та висота фюзеляжу в районі головного міделя приймаються:

$$B_f = 0,40 \text{ м, } H_f = 0,55 \text{ м.}$$

Площа головного міделя становить:

$$F_M = \frac{\pi}{4} B_f H_f = \frac{\pi}{4} \cdot 0,40 \cdot 0,55 \approx 0,17 \text{ м}^2.$$

Для подальших розрахунків вводиться еквівалентний діаметр фюзеляжу  $d_{\text{екв}}$ , який визначається як діаметр кола з тією самою площею міделя:

$$d_{\text{екв}} = \sqrt{\frac{4F_M}{\pi}} \approx \sqrt{\frac{4 \cdot 0,17}{\pi}} \approx 0,47 \text{ м.}$$

Відношення довжини фюзеляжу до еквівалентного діаметра, тобто подовження фюзеляжу, дорівнює:

$$\Lambda_f = \frac{l_f}{d_{\text{екв}}} \approx \frac{4,2}{0,47} \approx 9,$$

що відповідає рекомендованому діапазону  $\Lambda_f = 8 \dots 10$  для апаратів з підвищеними вимогами до аеродинамічної якості.

Для подальшого конструктивного опрацювання фюзеляж поділяється на три основні частини:

- носовий обтічник, у якому розміщується цільова апаратура та частина бортового обладнання;
- центральний відсік, що слугує основним об'ємним резервом для паливних баків, акумуляторів, апаратури, вузлів кріплення крила і шасі;
- хвостова частина, яка плавно зменшується до перерізу кріплення V-подібного оперення та балки під силову установку.

Приймається наступний розподіл довжини:

$$l_{\text{нос}} = 0,25 l_f \approx 1,05 \text{ м},$$

$$l_{\text{ц}} = 0,35 l_f \approx 1,47 \text{ м},$$

$$l_{\text{хв}} = 0,40 l_f \approx 1,68 \text{ м}.$$

Такий поділ забезпечує достатній об'єм центрального відсіку для розміщення основної частини корисного навантаження та енергетичних систем, а також необхідну довжину хвостової балки для формування плеча V-подібного оперення.

Орієнтовний корисний внутрішній об'єм центрального відсіку оцінюється як

$$V_{\text{ц}} \approx \varphi F_{\text{м}} l_{\text{ц}},$$

де  $\varphi \approx 0,7$ - коефіцієнт використання перерізу з урахуванням товщини обшивки та силових елементів. Тоді

$$V_{\text{ц}} \approx 0,7 \cdot 0,17 \cdot 1,47 \approx 0,17 \text{ м}^3,$$

що є достатнім для розміщення акумуляторних батарей, паливних баків, апаратури керування й частини корисного навантаження.

## **Висновки до розділу**

У розділі виконано аналіз основних аеродинамічних схем безпілотних повітряних суден та обґрунтовано вибір компоувальної схеми для апарата тривалого часу польоту. Встановлено, що схема високоплана зі штовхаючою силовою установкою та V-подібним хвостовим оперенням є раціональною з огляду на вимоги до аеродинамічної якості, компоновочних можливостей і забезпечення стійкості.

На основі обраної схеми визначено основні геометричні параметри планера. Сформовано геометричні параметри V-подібного оперення та визначено його аеродинамічні пропорції. Виконано визначення конструктивних параметрів фюзеляжу, що забезпечують достатній внутрішній об'єм для розміщення бортових систем і корисного навантаження, а також створюють передумови для подальшого аеродинамічного моделювання та розрахунків льотно-технічних характеристик.

### **3. Визначення аеродинамічних характеристик ЛА**

#### **3.1 Створення тривимірної моделі планера БПС**

Визначення аеродинамічних характеристик безпілотного літального апарата є одним із ключових етапів його проектування. Саме від точності попередніх аеродинамічних оцінок залежить подальше компонування, вибір силової установки та прогнозування льотно-технічних характеристик. Формування достовірної аеродинамічної моделі потребує створення тривимірного представлення планера, яке дає змогу врахувати всі особливості геометричної конфігурації, взаємне розташування конструктивних елементів та їх взаємодію з повітряним потоком.

Тривимірна модель планера була створена у CAD-системі Fusion 360 (студентська версія) на основі розрахованих геометричних параметрів крила, фюзеляжу та хвостового оперення. Створена модель включає всі основні елементи планера: крило, фюзеляж, V-подібне хвостове оперення.

Першим етапом побудови стало формування загальної геометрії фюзеляжу (рис. 3.1), який є основним несучим елементом планера та містить основні функціональні відсіки. Фюзеляж моделювався з урахуванням внутрішнього компонування, що включає: відсік корисного навантаження у носовій частині, відсік для розміщення акумуляторів та авіоніки у центральній частині, силову установку та штовхаючий пропелер у хвостовій частині. У центральній частині фюзеляж має збільшений поперечний переріз, що забезпечує достатній внутрішній об'єм для розміщення силових елементів та електронних систем. Хвостова частина фюзеляжу звужується до місця встановлення V-оперення.



Рис. 3.1 3D модель фюзеляжу ЛА.

При побудові крила застосовано трапецієподібне рішення зі звуженням  $\eta = 0,7$ . Конструкція крила (рис. 3.2) включає центральний прямокутний сегмент та консольні частини, що звужуються до кінцевої хорди.

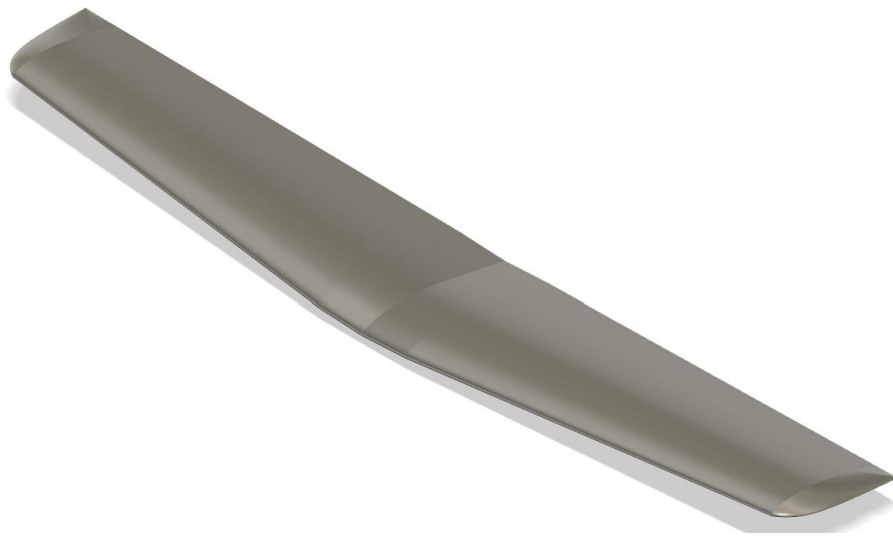


Рис. 3.2 3D модель крила ЛА.

Хвостове оперення (рис. 3.3) створювалося як V-tail, що складається з двох похилих площин, орієнтованих під кутом  $30^\circ$  до горизонталі.

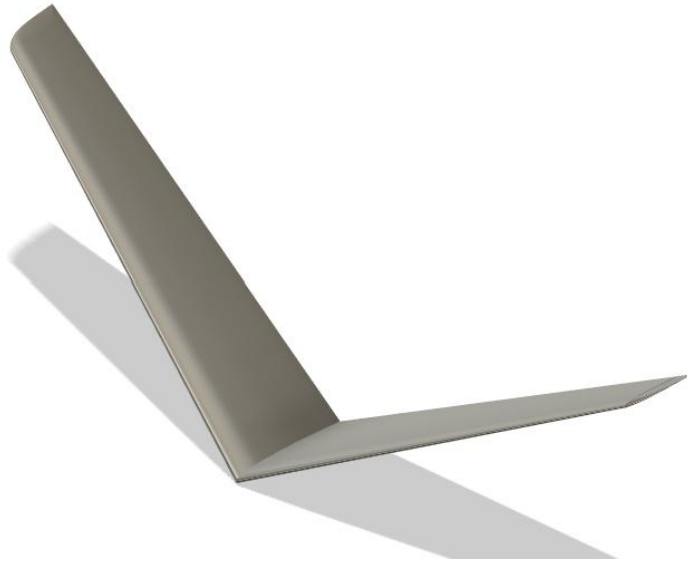


Рис. 3.3 3D модель хвостового оперення ЛА.

Після побудови окремих сегментів конструкції всі елементи об'єднуються у єдину тривимірну модель (рис. 3.4). Створена модель є основою для подальшого визначення аеродинамічних характеристик літального апарата та оцінки його льотно-технічних параметрів.

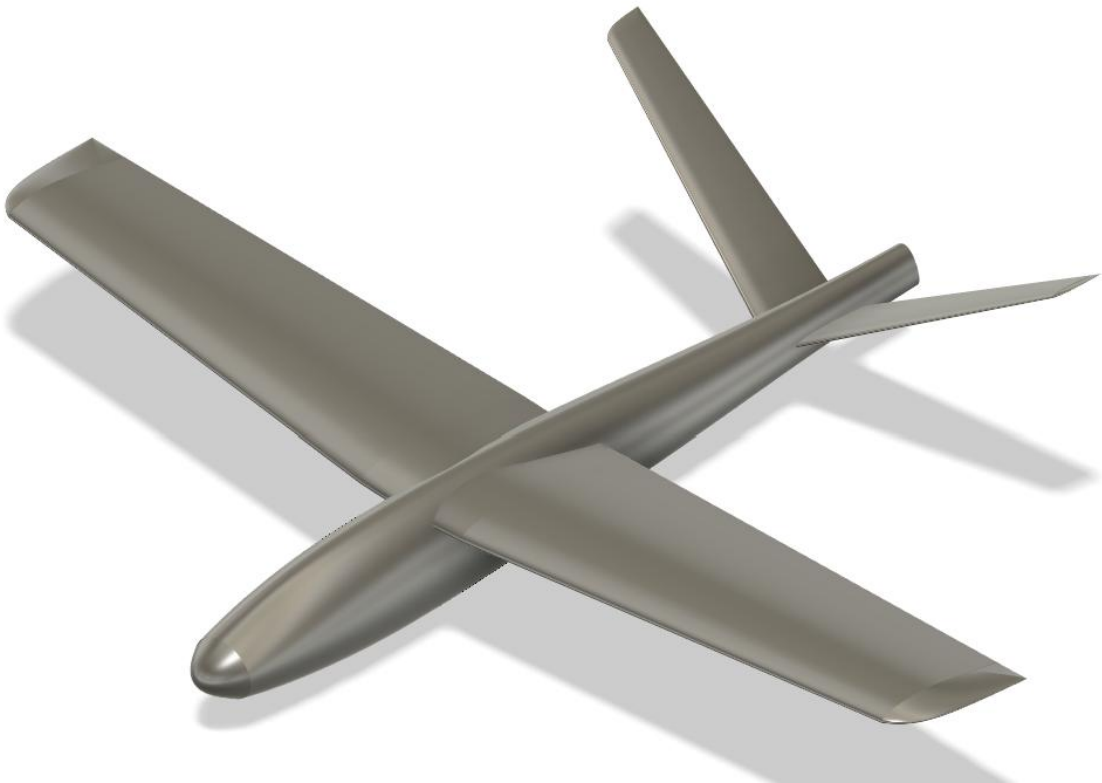


Рис. 3.4 Загальний вигляд моделі ЛА.

### 3.2 Аеродинамічний аналіз

Розрахунок основних аеродинамічних характеристик ЛА, створеного в програмному середовищі OpenVSP. Для визначення коефіцієнтів підйомної сили, лобового опору, моментів та аеродинамічної якості було використано модуль VSPAERO, що реалізує нерозривний панельний метод (Vortex Lattice Method). Розрахунки проводилися для діапазону кутів атаки  $\alpha = -5\dots+15^\circ$ , при числі Маха  $M = 0,12$ , що відповідає крейсерській висоті.

Для проектування крила та оперення було обрано профілі сімейства NASA 4-digit. У кореневій частині використано профіль NASA 4415 (Рис. 3.5), який має товщину 15 % хорди та кривизну, що забезпечує високий коефіцієнт підйомної сили.

Для закінцівки застосовано профіль NASA 4412 (рис. 3.6) товщиною до 12 %. Для V-подібного оперення обрано симетричний профіль NASA 0010 (рис. 3.7), який не створює власного моменту та працює однаково ефективно на позитивних і негативних кутах атаки.

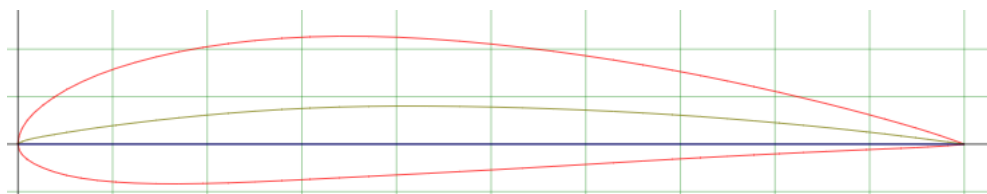


Рис. 3.5 Аеродинамічний профіль крила NASA 4415

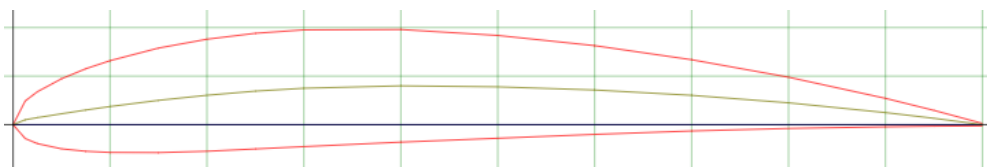


Рис. 3.6 Аеродинамічний профіль крила NASA 4412

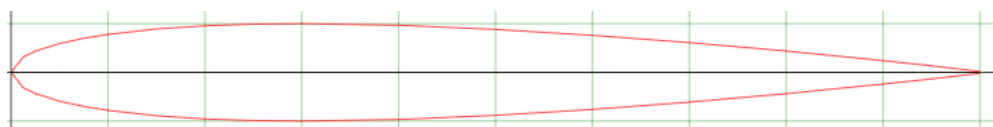


Рис. 3.7 Аеродинамічний профіль крила NASA 0010

На основі раніше визначених геометричних параметрів крила, фюзеляжу та хвостового оперення сформовано просторову модель літального апарата в OpenVSP(рис. 3.8).

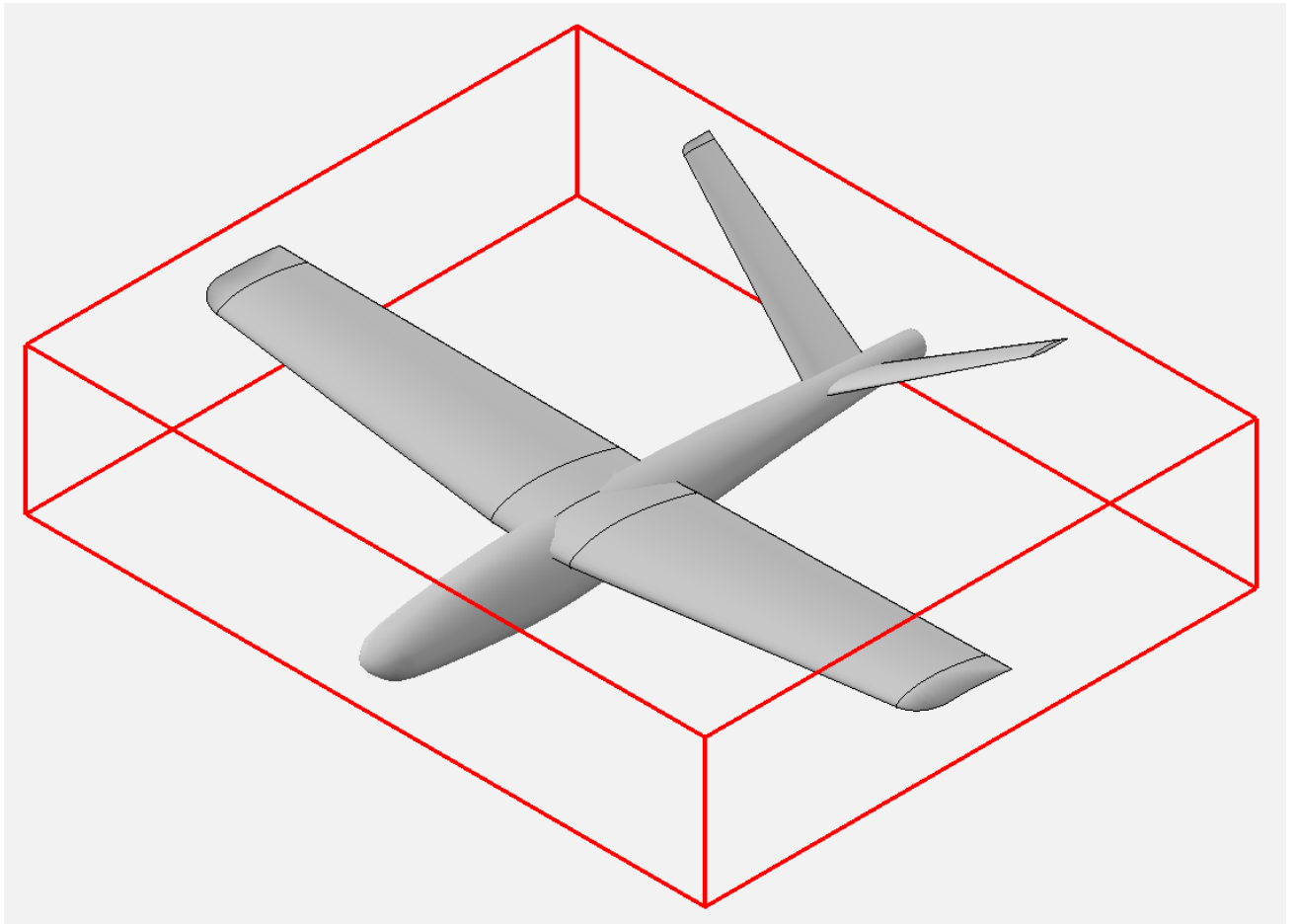


Рис. 3.8 Просторова модель апарату в OpenVSP

Як результат аналізу в програмі OpenVSP, маємо:

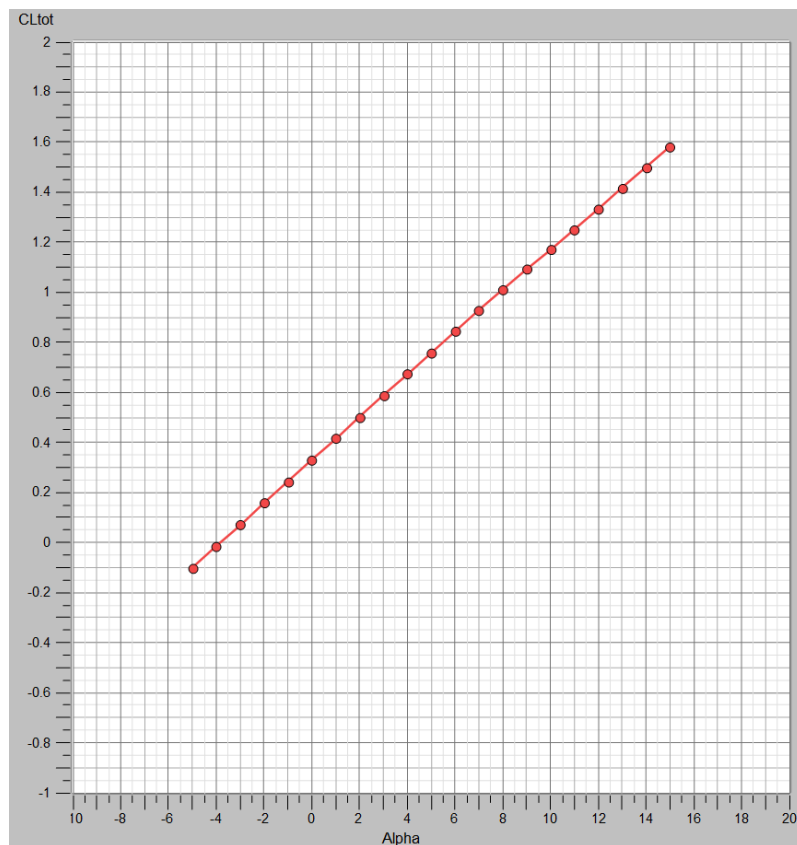


Рис. 3.9 Залежність коефіцієнта підйомної сили  $C_L$  від кута атаки  $\alpha$ .

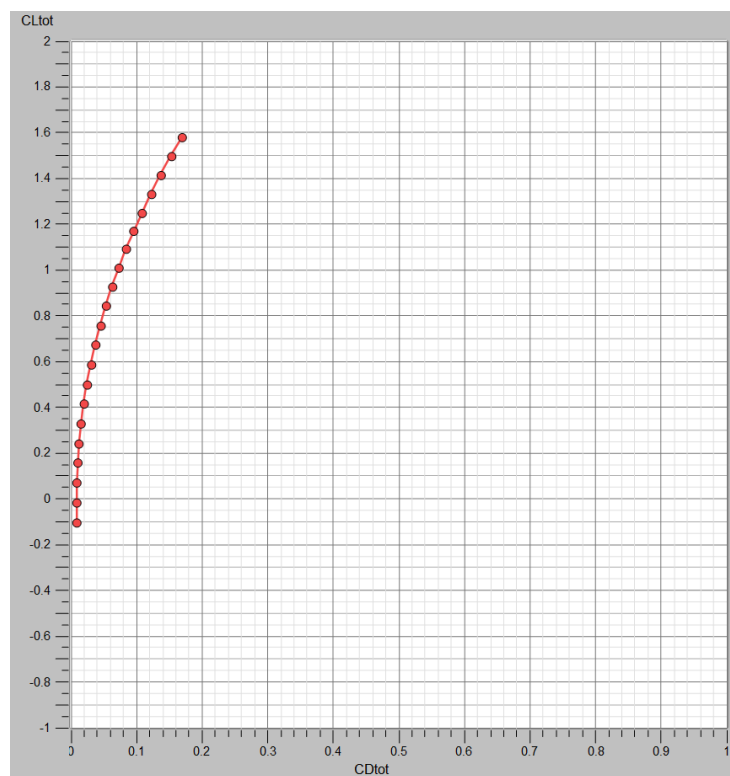


Рис. 3.10 Полярна крива  $C_L = f(C_D)$ .

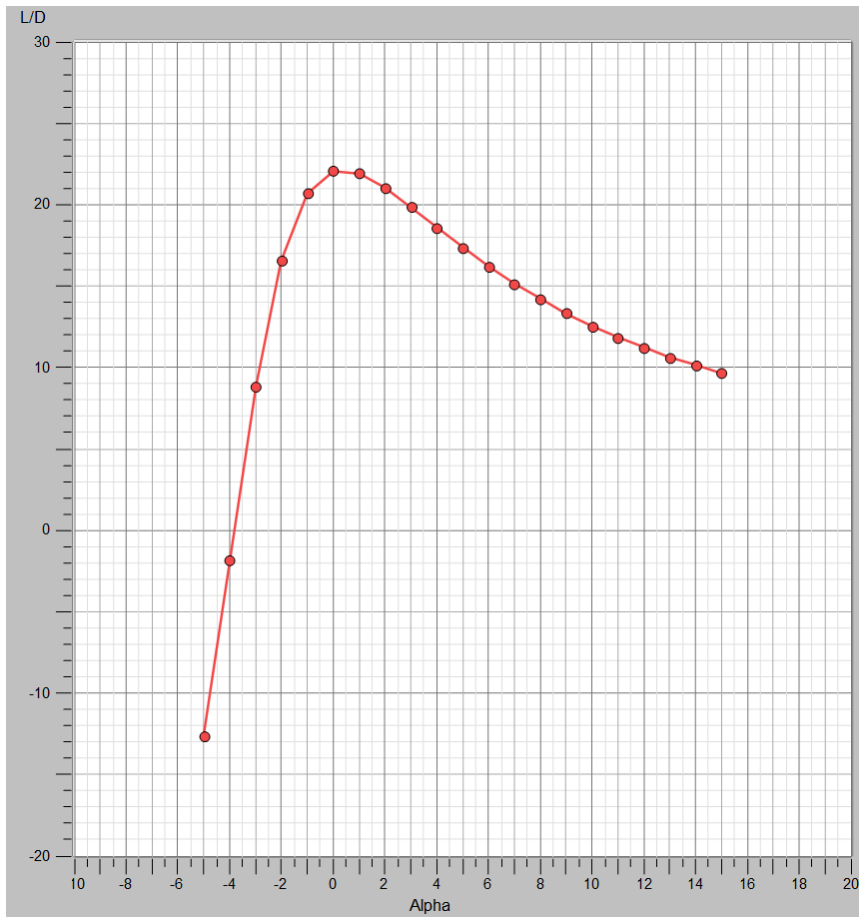


Рис. 3.11 Залежність аеродинамічної якості  $K = L/D$  від кута атаки  $\alpha$ .

Максимальне значення аеродинамічної якості становить приблизно  $K \approx 21-22$  та досягається при кутах атаки  $\alpha = 2 \dots 3^\circ$

Розподіл тиску (рис. 3.12) підтверджує формування основної підйомної сили на верхній поверхні крила. Максимум розрідження зосереджено біля передньої кромки. Потік обтікає крило рівномірно, а за закінцівками формуються стабільні вихрові структури. Вихровий слід має симетричний характер.

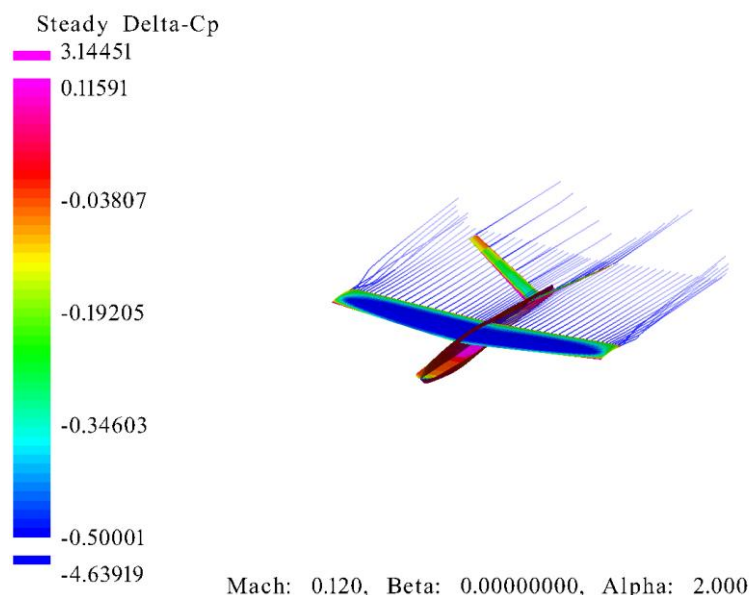


Рис. 3.12 Візуалізація поля тиску  $\Delta C_p$  та обтікання моделі

### Висновки до розділу

Проведено визначення аеродинамічних характеристик проєктованого безпілотного повітряного судна шляхом побудови тривимірної моделі планера та виконання чисельного аеродинамічного аналізу. На основі раніше отриманих геометричних параметрів створено просторову CAD-модель, яка забезпечує коректне представлення форми крила, фюзеляжу та хвостового оперення, а також враховує особливості розподілу об'ємів та силових елементів конструкції. Розроблена модель є базовою основою для подальших етапів цифрового та експериментального дослідження.

Аеродинамічний аналіз, виконаний із застосуванням панельно-вихрових методів, дав змогу визначити основні залежності підйомної сили, показники аеродинамічної ефективності планера. Аналіз розподілу тиску та підйомної сили на поверхні крила й оперення засвідчив коректність вибраної компоувальної схеми та узгодженість аеродинамічної взаємодії всіх елементів планера.

Результати чисельного моделювання дозволили сформуванню первинну оцінку аеродинамічних характеристик апарата.

## 4. Порівняння льотно-технічних характеристик БПС із існуючими аналогами

### 4.1 Розрахунок льотно-технічних характеристик проєктованого БПС

Розрахунок льотно-технічних характеристик безпілотного повітряного судна є важливим етапом, що дозволяє оцінити здатність апарата виконувати задані місії, зокрема забезпечити тривалий час польоту та необхідну крейсерську швидкість.

Для вибору силової установки та визначення запасу палива необхідно виконати аналіз вагового розподілу, де загальна злітна маса розкладається на функціональні агрегати:

$$M_{\text{зл}} = M_{\text{констр}} + M_{\text{підсист}} + M_{\text{авіон}} + M_{\text{енерг}} + M_{\text{к}},$$

де  $M_{\text{констр}}$  - маса конструкції планера (крило, фюзеляж, оперення, шасі);

$M_{\text{підсист}}$  - маса систем керування, кабельної мережі, допоміжних агрегатів;

$M_{\text{авіон}}$  - маса бортового радіоелектронного обладнання;

$M_{\text{енерг}}$  - маса силової установки та джерел енергії;

$M_{\text{к}}$  - маса корисного навантаження.

Приймаємо типові для БПС питомі частки від злітної маси:

маса конструкції планера:  $M_{\text{констр}} \approx 0,35 \dots 0,40 M_{\text{зл}}$ ;

маса підсистем:  $M_{\text{підсист}} \approx 0,05 \dots 0,07 M_{\text{зл}}$ ;

маса авіоніки:  $M_{\text{авіон}} \approx 0,05 M_{\text{зл}}$ ;

маса корисного навантаження  $M_{\text{к}} \approx 0,2 M_{\text{зл}}$ ;

маса силової установки й енергетичної частини визначається як залишок:

$$M_{\text{енерг}} = M_{\text{зл}} - (M_{\text{констр}} + M_{\text{підсист}} + M_{\text{авіон}} + M_{\text{к}}).$$

Тоді для  $M_{зл} = 45$  кг:

$$M_{\text{констр}} \approx 0,38 \cdot 45 \approx 17 \text{ кг};$$

$$M_{\text{підсист}} \approx 0,06 \cdot 45 \approx 2,7 \text{ кг};$$

$$M_{\text{авіон}} \approx 0,05 \cdot 45 \approx 2,3 \text{ кг};$$

$$M_{\text{к}} \approx 0,2 \cdot 45 \approx 10 \text{ кг}.$$

Маса силової установки й енергетичної частини:

$$M_{\text{енерг}} \approx 45 - (17 + 2,7 + 2,3 + 10) \approx 13 \text{ кг}.$$

Розрахунок тяги та потужності виконується для режиму крейсерського польоту на висоті 2500 м. Величина відносної щільності за стандартною атмосферою на висоті 2500 м:

$$\sigma_{2500} \approx 0,811.$$

Щільність повітря:

$$\rho_{2500} = \rho_0 \cdot \sigma_{2500} = 1,225 \cdot 0,8 \approx 0,994 \text{ кг/м}^3.$$

За результатами чисельного моделювання та поляр крила:

$$K_{\text{max}} = 21.$$

Для усталеного горизонтального польоту тяга дорівнює лобовому опору  $X$ , а підйомна сила дорівнює вазі  $G$ . Мінімальний опір досягається при максимальній аеродинамічній якості. Необхідний лобовий опір у крейсері:

$$X_{\text{необ}} = \frac{G}{K_{\text{max}}} = \frac{441,5}{21} \approx 21,02 \text{ Н}.$$

Потужність, необхідна для подолання опору, з урахуванням коефіцієнта корисної дії повітряного гвинта:

$$\text{для штовхаючого гвинта - } \eta_{\text{ГВ}} \approx 0,78$$

$$P_{\text{вал,2500}} = \frac{X_{\text{необ}} \cdot V_{\text{кр}}}{\eta_{\text{ГВ}}} = \frac{21,02 \cdot 41,67}{0,78} \approx 1123 \text{ Вт} \approx 1,123 \text{ кВт.}$$

Для компенсації втрат на гвинті та падіння потужності двигуна з висотою, визначаємо необхідну потужність двигуна на валу на рівні моря.

$$P_{\text{сл}} = \frac{P_{\text{вал,2500}}}{\sigma_{2500}} = \frac{1,123}{0,811} \approx 1,385 \text{ кВт.}$$

## 4.2 Злітно-посадкові характеристики ЛА

Злітно-посадкові характеристики безпілотного літального апарата визначають можливість його експлуатації на різних типах майданчиків, а також обмеження, пов'язані з запуском та посадкою. Для БПС особливого значення набуває здатність виконувати запуск з компактних майданчиків або з катапульт, а також здійснювати посадку без необхідності традиційної смуги наприклад, із застосуванням парашутної системи.

Для визначення злітної швидкості необхідно оцінити коефіцієнт підйомної сили у злітному режимі. Згідно з результатами аеродинамічного аналізу максимальний коефіцієнт підйомної сили становить:

$$C_{L,max} \approx 1.6.$$

У злітному режимі реальний коефіцієнт підйомної сили менший від максимального та приймається на рівні приблизно 80 %:

$$C_{L,зл} = 0.8 \cdot C_{L,max} = 0.8 \cdot 1.6 = 1.28.$$

Швидкість відриву визначається з рівняння балансу сил на момент відриву, коли підйомна сила дорівнює вазі апарата:

$$V_{\text{від}} = \sqrt{\frac{2G}{C_{L,зл} \cdot \rho_0 \cdot S}}$$

Маємо значення:

$$V_{\text{від}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 441.5}{1.28 \cdot 1.225 \cdot 4.4}} \approx 13.96 \text{ м/с} \approx 50.2 \text{ км/год.}$$

Посадкова швидкість визначається аналогічно з використанням максимального коефіцієнта підйомної сили:

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2G}{C_{L,max} \cdot \rho_0 \cdot S}}$$
$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 441.5}{1.6 \cdot 1.225 \cdot 4.4}} \approx 12.46 \text{ м/с} \approx 45 \text{ км/год.}$$

Довжина розбігу визначається рівнянням поступального руху:

$$S_3 = \frac{V_{\text{від}}^2 \cdot m_{\text{зл}}}{2(T_{\text{зл}} - X_{\text{зл}})}$$

де  $T_{\text{зл}} \approx 0.8 \cdot T_{\text{max}}$  - тяга двигуна у злітному режимі,  $X_{\text{зл}}$  — лобовий опір під час розбігу.

З огляду на те, що для таких БПС типово використовується катапульта, довжина розбігу є мінімальною і не є визначальною характеристикою.

### 4.3 Порівняння льотно-технічних характеристик

Проведено порівняння основних льотно-технічних характеристик розроблюваного апарата з характеристиками чинних українських безпілотних авіаційних комплексів: «Горлиця», «PD-2», «Shark» та «Лелека-100».

Порівняльні характеристики дають можливість комплексно оцінити місце проєктованого апарата серед існуючих зразків, а також визначити переваги та можливі обмеження запропонованої конструкції.

Таблиця 4.1 - Порівняльні льотно-технічні характеристики

Характеристика	Проектований БПС	«Горлиця»	«PD-2»	«Shark»	«Лелека- 100»
Злітна маса, кг	45	200	55	12	5.5
Крейсерська швидкість, км/год	150	150-180	100	70-90	60-70
Тривалість польоту, год	8	до 7	до 12	до 4	2-2.5
Розмах крила, м	5.2	6.7	5.0	3.4	1.98

Розроблюваний безпілотний літальний апарат вирізняється збалансованим поєднанням тривалості польоту, аеродинамічної досконалості та оптимальних масогабаритних параметрів, завдяки чому він упевнено посідає місце серед сучасних оперативно-тактичних систем. Його розрахункова тривалість перебування в повітрі - близько восьми годин - перевищує можливості аналогів, забезпечуючи високу енергоефективність при відносно невеликій масі. Лише PD-2 демонструє кращий показник, утримуючись у повітрі до дванадцяти годин завдяки потужнішій силовій установці. Сприятливе співвідношення максимальної аеродинамічної якості близько 22 та низького питомого навантаження на крило дозволяє апаратові підтримувати тривалий автономний політ навіть за обмеженого енергоресурсу.

За масою та розмахом крила апарат займає проміжну позицію між легкими та важкими комплексами, формуючи нішу середніх оперативно-тактичних БПС. Такий баланс забезпечує достатню вантажність корисного навантаження, значну дальність і тривалість польоту. Це робить апарат універсальним засобом для виконання широкого спектра розвідувальних і моніторингових завдань.

Аеродинамічна схема високоплана зі штовхаючим гвинтом та V-подібним оперенням забезпечує апаратові високу стійкість і керованість, одночасно знижуючи аеродинамічний опір і масу конструкції. Така конфігурація покращує умови роботи переднього оптико-електронного модуля завдяки чистому полю зору та сприяє зменшенню шумової й теплової помітності.

Низькі розрахункові швидкості зльоту та посадки свідчать про ефективний профіль крила та добрі льотні характеристики на малих швидкостях, що сприяє безпечній експлуатації. Передбачений катапультний старт і парашутна посадка дозволяють повністю відмовитися від залежності від злітно-посадкових смуг та забезпечують роботу комплексу в обмежених або непередбачених умовах, що узгоджується з практикою застосування сучасних БПС.

### **Висновки до розділу**

У розділі проведено комплексну оцінку льотно-технічних характеристик проєктованого безпілотного повітряного судна тривалого часу польоту та здійснено їх порівняння з існуючими аналогами. На основі аналізу вагового розподілу злітної маси обґрунтовано раціональну структуру мас планера, бортових систем, авіоніки, корисного навантаження та силової установки.

## 5. Розробка технологій виготовлення

### 5.1 Матеріали та технологічні методи виготовлення конструктивних елементів БПС

При проєктуванні безпілотного повітряного судна тривалого часу польоту важливим етапом є визначення матеріалів і технологій, що забезпечують необхідні міцнісні, жорсткісні та масові характеристики планера. В умовах вимог до малої маси, стійкості до експлуатаційних навантажень і високої надійності оптимальним вибором є застосування полімерних композиційних матеріалів. Композити поєднують армуючу фазу у вигляді волокон та полімерне зв'язуюче, що дозволяє формувати заздалегідь задані властивості та забезпечувати значно більшу питому міцність порівняно з традиційними матеріалами.

Основні силові елементи конструкції - лонжерони крила, нервюри, балки хвостового оперення та силові вузли центральної частини фюзеляжу - доцільно виготовляти з вуглепластиків, що забезпечують максимальне співвідношення «жорсткість-маса». Обшивка крила й фюзеляжу, а також малонавантажені елементи виконуються зі склопластику, який завдяки своїй вібраційній демпфованості та достатній міцності оптимально підходить для деталей, що не зазнають пікових силових навантажень. Значна частина площин, зокрема обшивки крила та елементи V-подібного оперення, можуть бути виконані у вигляді сендвіч-панелей зі стільниковим або пінополімерним заповнювачем. Це дає змогу збільшити жорсткість при мінімальному збільшенні маси. Металеві сплави такі як, алюміній, титан, сталь застосовуються локально, переважно у точках концентрації навантажень, де необхідна висока точність посадкових місць або різьових з'єднань.

Процес виготовлення композитних елементів конструкції може базуватися на кількох технологічних підходах. Одним із найбільш поширених у практиці авіабудування є контактне формування у відкритих формах. Цей метод

застосовується для виготовлення великогабаритних малонавантажених деталей складної конфігурації, наприклад обтічників, технологічних кришок чи легких захисних елементів. Контактне формування (рис. 5.1) передбачає нанесення на форму гелкоуту, після чого виконують пошарове укладання армуючого матеріалу з наступним просоченням зв'язуючим. Різновидом цього методу є нанесення матеріалу шляхом напилення (рис. 5.2), коли короткорозмелені волокна зі смолою подаються безпосередньо на поверхню форми. Такий спосіб дозволяє зменшити відходи та прискорити процес виробництва, проте призводить до зниження міцності порівняно з укладанням довгих волокон.



Рис. 5.1 Схема ручного формування

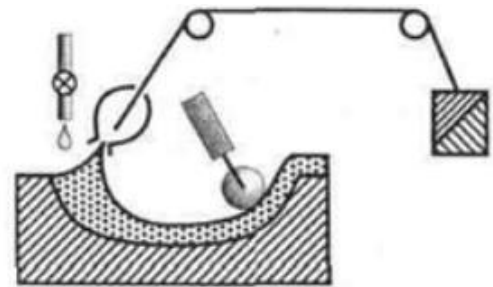


Рис. 5.2 Схема напилення

Для виготовлення основних силових елементів БПС доцільно застосовувати технології формування, зокрема вакуумне формування (рис. 5.3) та формування під надлишковим тиском. Після укладання шарів композиційного матеріалу на матрицю деталь накривається вакуумним мішком, з порожнини відкачують повітря, і перепад тиску забезпечує ущільнення пакета та рівномірний розподіл смоли. Застосування даної технології дає можливість отримувати деталі з високою щільністю, низькою пористістю та стабільною геометрією, що істотно підвищує їх міцність і довговічність. Саме ці властивості роблять метод вакуумного формування найбільш придатним для виготовлення обшивки крила, елементів фюзеляжу та стабілізатора.



Рис. 5.3 Схема вакуумного формування

Найвищу якість композитних конструкцій забезпечує автоклавне формування, у ході якого деталь із препрегів піддається затвердінню під дією підвищеної температури і тиску. Умови полімеризації в автоклаві температура до 177 °С та тиск до 1380 кПа, а для теплостійких смол ці параметри ще вищі, дають змогу отримувати матеріали з мінімальною пористістю та максимальною повторюваністю властивостей, що суттєво підвищує надійність силових елементів конструкції. Разом із тим цей метод є найдорожчим, вимагає значних енергетичних витрат і складної технологічної оснастки, що обмежує його застосування у малосерійному виробництві. Враховуючи особливості проєктованого БПС, автоклавне формування доцільно використовувати лише для найвідповідальніших елементів - лонжерона крила або силових балок хвостового оперення, тоді як інші частини можуть бути ефективно виготовлені методом вакуумного формування.

Окремим технологічним підходом є формування виробів на жорсткій матриці шляхом пресування або лиття під тиском. Цей метод забезпечує високу точність геометрії та дозволяє за одну операцію виготовляти тришарові конструкції типу «сендвіч», проте має обмеження щодо складності доступної геометрії і зазвичай застосовується для простих панелей та технологічних елементів. Пресові технології доцільні переважно для деталей, які не потребують складних формують поверхонь.

## 5.2 Технологія виготовлення конструкції ЛА

Виготовлення основних конструктивних елементів безпілотного повітряного судна тривалого часу польоту базується на поєднанні методів формування композитних матеріалів, що забезпечують оптимальне співвідношення міцності, жорсткості та маси. Оскільки крило, фюзеляж та оперення є ключовими частинами планера, технологія їх виготовлення повинна забезпечувати мінімальні відхилення геометрії, стабільність механічних властивостей і довготривалу експлуатаційну надійність. Застосування композиційних матеріалів, зокрема вуглепластиків і склопластиків, дозволяє реалізувати складні обводи при мінімальній масі конструкції, а також формувати керований розподіл жорсткості у різних зонах елемента. Водночас сучасні технології на основі вакуумного та автоклавного формування забезпечують високу якість формування матеріалу, низьку пористість і відтворюваність параметрів, що є особливо важливим для апаратів тривалої дії, де від надійності силових елементів залежить не лише льотна ефективність, а й здатність апарата витримувати тривалі циклічні навантаження.

У процесі виготовлення крила (рис. 5.4) використовується комбінована композиційна схема, що включає лонжерон, нервюри та сендвіч-обшивку, які забезпечують необхідну просторова жорсткість. Матриці для верхньої та нижньої панелей обшивки готуються з урахуванням геометрії профілю та визначених раніше аеродинамічних потреб. На форму наносять антиадгезійний шар, після чого виконують викладку шарів армувального матеріалу - переважно вуглецевих тканин різних орієнтацій та односпрямованих стрічок у ділянках максимальних навантажень. Обшивка виконується за сендвіч-схемою з використанням стільникового або пінополімерного заповнювача, що істотно підвищує жорсткість конструкції. Після завершення укладання підготовлений пакет покривають вакуумним мішком і здійснюють відкачування повітря, унаслідок чого композит ущільнюється та набуває необхідної геометрії. Подальша полімеризація відбувається при кімнатній або підвищеній температурі

залежно від типу смоли. Лонжерон крила виготовляють окремо, застосовуючи односпрямовані вуглецеві волокна, які укладаються в спеціальні матриці з формуванням полки та стінки. Після затвердіння обидві частини обшивки та лонжерон з нервюрами поєднують шляхом склеювання під вакуумом, що забезпечує монолітність конструкції. Заключним етапом є механічне доопрацювання кромки, формування посадкових місць під сервоприводи й контроль точності геометрії по всій довжині крила.



Рис. 5.4 Виготовлення крила

Фюзеляж формується методом виготовлення двох половин корпусу у відповідних матрицях, що дозволяє забезпечити необхідну гладкість поверхонь і точність зовнішньої оболонки при значному внутрішньому корисному об'ємі. Перед викладкою матриці обробляють антиадгезійним шаром, після чого виконують пошарове нанесення склопластикової і вуглепластикової тканини згідно з розрахованою схемою армування. У зонах локальних підсилень - місцях кріплення крила, двигуна, шпангоутів та апаратури - вводяться додаткові карбонові шари або металеві закладні елементи. Формування відбувається під вакуумом, що дає змогу уникнути появи пустот і забезпечити рівномірне ущільнення. Після полімеризації половини фюзеляжу витягують з матриць, обробляють краї та встановлюють внутрішні ребра жорсткості, стрингери та шпангоути. Обидві половини з'єднують шляхом високоточного склеювання під контролем фіксуєчої оснастки (рис. 5.5). Готовий фюзеляж піддається фінішній механічній обробці та перевірці геометричних параметрів.



Рис. 5.5 Виготовлення фюзеляжу ЛА

Технологія виготовлення V-подібного оперення ґрунтується на застосуванні легких композиційних сендвіч-структур, які забезпечують достатню жорсткість на кручення та мінімальну масу. Кожна площина оперення формується у власній матриці шляхом викладки шарів армувального матеріалу з домінуванням вуглецевих волокон у зонах вигинальних та крутних моментів. Усередині конструкції розміщується пінополімерний або стільниковий заповнювач, який значно збільшує жорсткість при практично незмінній масі (рис. 5.6). Після завершення формування та полімеризації поверхні оперення виймають з матриці, виконують обрізку кромки та обробку зон кріплення. Далі встановлюються осі й петлі рульових поверхонь, які виготовляються окремо за аналогічною технологією і згодом монтуються за допомогою клеєвих та механічних з'єднань. V-оперення вимагає високої точності геометрії, оскільки його просторове положення визначає як курсову, так і поздовжню стійкість літального апарата, тому на завершальному етапі виконується контроль параметрів кута розкриття, симетрії.



Рис. 5.6 Виготовлення хвостового оперення ЛА

### 5.3 Компоновка БПС

Електричні системи борта безпілотного повітряного судна становлять комплекс взаємопов'язаних вузлів, що забезпечують керування польотом, стабілізацію, передачу інформації, роботу силової установки та функціонування корисного навантаження. До їх складу належать польотний контролер, сервомеханізми приводів керувальних поверхонь, навігаційні та технологічні датчики, живильні системи, а також канали зв'язку та телеметрії. Взаємодія між цими системами визначає рівень автономності апарата, точність керування, надійність та здатність виконувати складні польотні завдання.

Центральним елементом системи є польотний контролер, який виконує функції обробки сигналів датчиків, стабілізації положення апарата у просторі, реалізації алгоритмів автоматичного пілотування та передачі команд на серводвигуни й інші виконавчі пристрої. Польотний контролер включає інерційну вимірювальну систему, модулі датчиків прискорень і кутових швидкостей, обчислювальний блок, комунікаційні інтерфейси та програмно-апаратні засоби резервування. Завдяки інтеграції даних від навігаційних датчиків контролер забезпечує формування команд стабілізації, компенсацію впливів зовнішніх факторів і виконання траєкторії польоту.

У ролі польотного контролера доцільно застосовувати системи класу Pixhawk, Matek H743, які мають високопродуктивні процесори, вбудовані інерціальні вимірювальні блоки з тривісними акселерометрами та гіроскопами, магнітометрами, барометрами, а також підтримують роботу з GNSS-модулями на базі чипів u-blox. Такі контролери забезпечують інтеграцію даних у реальному часі, дозволяють реалізовувати складні алгоритми навігації, планування маршруту та стабілізації, а також підтримують резервування датчиків і каналів зв'язку для підвищеної надійності.

Передавання керуючих впливів до аеродинамічних поверхонь забезпечують сервомеханізми, які виконують роль виконавчих органів. Сучасні сервоприводи для БПС повинні мати достатню вихідну потужність, високий коефіцієнт утримувального моменту, низький рівень люфту та короткий час реакції. Використання цифрових сервомеханізмів із зворотним зв'язком за положенням підвищує точність керування поверхнями та мінімізує похибки, що виникають під час тривалого польоту. Для забезпечення надійності в умовах вібрацій і перепадів температур корпуси сервомеханізмів виконують із армованих полімерних матеріалів або алюмінієвих сплавів. У конструкції апарата сервоприводи встановлюються на жорстких монтажних платформах у фюзеляжі та крилах, а передача зусилля на керувальні поверхні здійснюється через важелі та тяги з мінімальними втратами.

Виконавчі механізми керування представлені цифровими сервомашинками високої точності Savox, Futaba, KST, які забезпечують плавну роботу, високий момент та мінімальний люфт. Ці приводи характеризуються металевими редукторами та коректною роботою у широкому температурному діапазоні. Для керування рулем висоти, курсом і елеронами можуть застосовуватися сервоприводи з моментом у діапазоні 10-25 кг·см, тоді як для керування дроселем та другорядними вузлами достатні невеликі серводвигуни з моментом 3-6 кг·см.

Функціонування польотного контролера та сервомеханізмів неможливе без інтеграції широкого спектра датчиків, які забезпечують вимірювання параметрів руху, просторового положення, навігаційної інформації та стану бортових систем. До базового комплексу сенсорів входять акселерометри та гіроскопи, що визначають лінійні прискорення та кутові швидкості; магнітометр, який забезпечує орієнтацію за курсом; барометричний висотомір для вимірювання висоти та побудови профілю польоту; приймач супутникової навігації для визначення координат і швидкості апарата. Для підвищення точності траєкторного керування використовують комбіновані датчики, що об'єднують навігаційні сигнали на основі фільтра Калмана. В окремих випадках система може доповнюватися датчиками повітряної швидкості, диференціального тиску, температури зовнішнього повітря та датчиками струму й напруги, які дозволяють контролювати стан енергосистеми.

Сенсорний комплекс включає GNSS-приймач, барометричний висотомір, інерціальну систему, датчик повітряної швидкості Pitot, датчики струму та напруги, а також датчики температури силової установки. Використання комбінованих навігаційних рішень дозволяє виконувати фільтрацію шумів, корекцію положення апарата та підтримувати стабільність навіть у випадку тимчасової втрати супутникового сигналу.

Живлення електричних систем забезпечується бортовою енергетичною установкою, яка зазвичай складається з акумуляторних батарей і перетворювачів напруги, що стабілізують живлення контролера, сервомеханізмів та обладнання корисного навантаження. У схемі живлення застосовують роздільні канали живлення для різних груп споживачів, що підвищує стійкість до відмов у разі виходу з ладу окремих компонентів. Контроль стану енергосистеми виконується в режимі реального часу та передається до наземної станції.

Енергосистема базується на застосуванні акумуляторних батарей високої ємності, зазвичай літій-полімерних або літій-іонних, які забезпечують стабільну напругу та високу питому енергію. Акумулятори живлять системи керування,

сервоприводи, модулі телеметрії та обладнання корисного навантаження. У випадку використання бензинової силової установки акумулятори виконують додаткову роль - забезпечують запуск двигуна, живлення запалювальної системи та електронних модулів керування.

Функцію передачі та приймання інформації виконують модулі телеметрії та каналів зв'язку. Вони забезпечують обмін даними між БПС і наземним пунктом керування, передавання телеметричних параметрів, координат, стану систем та виконання команд оператора. Радіоканал може працювати як у двосторонньому режимі реального часу для ручного керування, так і в телеметричному режимі для передачі даних з апарата на землю.

Силова установка безпілотного повітряного судна ґрунтується на застосуванні високоякісного бензинового двоциліндрового опозитного двигуна DLE 85, який забезпечує необхідну рушійну силу для польоту апарата з максимальною злітною масою 45 кг та дозволяє досягти заданих показників дальності й тривалості польоту. Обрана модель двигуна належить до класу двотактних опозитних силових агрегатів із повітряним охолодженням, що характеризуються високою питомою потужністю, порівняно малою власною масою та плавністю роботи.

Двигун DLE 85 має робочий об'єм 85 см<sup>3</sup> та забезпечує максимальну потужність приблизно 8,5 к.с.. Цей показник істотно перевищує розрахункову необхідну потужність у 1,385 кВт, що використовується для крейсерського польотного режиму. Тяговий резерв є необхідним і для забезпечення можливості роботи на оптимальних режимах, де двигун демонструє максимальну паливну економічність та знижений рівень вібрацій. DLE 85 оснащується електронною системою запалення, яка живиться від окремого акумулятора, що дозволяє забезпечити стабільне іскроутворення в широкому діапазоні температур і частот обертання. Така система гарантує надійний запуск, стійку роботу на малих обертах та коректне регулювання кутів випередження запалення, що є важливим для підтримання оптимального згоряння суміші під час тривалих місій.

Паливоподача в двигун реалізована через мембранний карбюратор Walbro, який автоматично підтримує оптимальне співвідношення паливо-повітря та компенсує зміни зовнішнього тиску й температури.

Монтаж двигуна в конструкцію фюзеляжу здійснюється за допомогою антивібраційної моторної рами, яка застосовує гумометалеві втулки та демпфуючі елементи. Це дозволяє суттєво зменшити рівень механічних коливань, що передаються від силової установки до композитних елементів конструкції та бортової електроніки. Зниження вібрацій не лише підвищує довговічність планера, а й покращує точність роботи інерціальних датчиків польотного контролера, що позитивно впливає на стабілізацію та точність автоматичного керування.

### **Висновки до розділу**

У розділі здійснено вибір матеріалів та технологічних методів виготовлення конструктивних елементів безпілотного повітряного судна тривалого часу польоту, а також сформовано технологічний процес виготовлення основних складових планера. Проаналізовано властивості композитних матеріалів, визначено їх доцільність застосування для крила, фюзеляжу та хвостового оперення з огляду на вимоги міцності, масової ефективності та технологічності.

Розглянуто особливості збирання фюзеляжу, компоновки внутрішніх систем, установлення силових елементів, що дозволило сформувати цілісне уявлення про конструктивно-технологічні аспекти БПС.

## **6. Дослідження шумових характеристик повітряного гвинта.**

Для безпілотних повітряних суден акустична помітність є одним з ключових демаскувальних факторів. На відміну від пілотованих літаків, де питання шуму переважно пов'язане з комфортом пасажирів та екологічними обмеженнями, для БПС надмірний шум безпосередньо впливає на можливість їх оперативного виявлення, визначення напрямку польоту та навіть оцінки класу апарата за характерними акустичними характеристиками.

У проєктованому безпілотному повітряному судні як силова установка використовується бензиновий одноциліндровий двигун DLE 85 робочим об'ємом 85 см<sup>3</sup>, який забезпечує значний запас потужності для апарата з розрахунковою злітною масою близько 45 кг. Це дозволяє працювати у крейсерському режимі на частковому газі, забезпечуючи необхідну тягу при помірних обертах. Водночас двигун цього класу, в комбінації з повітряним гвинтом діаметром 25-27 дюймів, є інтенсивним джерелом шуму. Механічний шум, газодинамічний шум вихлопу є суттєвим, однак у більшості робочих режимів домінуючим джерелом зовнішнього акустичного поля виступає саме повітряний гвинт.

### **6.1 Матеріали повітряних гвинтів та їхній вплив на шум**

Основна частина шуму, що випромінюється повітряним гвинтом, має аеродинамічну природу: вихрові структури, тональні компоненти, пов'язані з частотою проходження лопатей, шум від відривів потоку. Матеріал лопатей істотно впливає на структурний компонент шуму. До останнього належать вібрації лопатей, характеристики конструкції, а також передача коливань від силової установки на елементи планера.

Матеріали гвинтів, які найчастіше застосовуються в силових установках класу DLE 85:

- Деревина (масивна або ламінована).

Дерев'яні гвинти виготовляють, як правило, з бука, клена чи інших твердих порід дерева з достатнім запасом міцності. Їхньою важливою перевагою є значний рівень внутрішнього демпфування: деревина добре гасить високочастотні коливання, завдяки чому власні резонансні піки конструкції виражені слабше, а спектр структурного шуму є більш м'яким. Це призводить до суб'єктивно менш дратівливого звучання гвинта. Водночас дерев'яні лопаті чутливі до вологості та температури, що може призводити до деформацій і порушення геометрії профілю, а отже - до погіршення аеродинамічної ефективності та нерівномірності тяги при тривалій експлуатації.

- Склопластикові гвинти.

Склопластик характеризується хорошим балансом між жорсткістю та внутрішнім демпфуванням. Такий матеріал дозволяє формувати складні тривимірні форми лопатей з варійованим кроком по розмаху, змінною шириною хорди та локальним потовщенням в енергетично навантажених зонах. Завдяки цьому можна забезпечити більш рівномірний розподіл навантаження по лопаті, уникнути локальних зривів потоку та знизити інтенсивність вихроутворення. Структурний шум склопластикових гвинтів, як правило, нижчий, ніж у чисто карбонових конструкцій, що є важливою перевагою з точки зору акустичної непомітності.

- Вуглепластикові гвинти

Вуглепластик має дуже високий модуль пружності при низькій масі, завдяки чому карбонові гвинти забезпечують високу геометричну стабільність профілю та кроку на великих обертах і під високим навантаженням. Це

позитивно впливає на аеродинамічні характеристики і дає змогу отримати більший коефіцієнт корисної дії. Водночас внутрішнє демпфування вуглепластику нижче, ніж у деревини чи склопластику, що може спричинити появу вузькосмугових резонансів у спектрі структурного шуму. Для їх компенсації застосовують гібридні конструкції: карбонова оболонка на дерев'яній або склопластиковій основі, введення шарів зі скловолокна у зонах найбільшого ризику резонансу.

Вибір матеріалу гвинта опосередковано впливає на акустичну картину через вібраційні властивості конструкції і якість реалізації заданої аеродинамічної форми.

## **6.2 Особливості утворення шуму гвинта та вплив геометричних параметрів**

Акустичне випромінювання повітряного гвинта формується сукупністю кількох механізмів. До основних належать:

- тональний шум, пов'язаний із періодичною зміною тиску при проходженні лопатей через потік, який характеризується частотою проходження лопатей (Blade Passing Frequency, BPF);
- кінчиковий шум, спричинений інтенсивними вихровими структурами на кінцях лопатей, де локальна швидкість найбільша;
- шум від задньої кромки, що виникає внаслідок взаємодії турбулентного сліду зі задньою кромкою профілю;
- шум взаємодії з елементами планера, який є особливо вираженим для штовхаючих схем, коли гвинт працює в вже збуреному потоці за крилом і фюзеляжем.

Частота проходження лопатей визначається співвідношенням

$$f_{\text{BPF}} = N_b \cdot \frac{n}{60},$$

де  $N_b$ - кількість лопатей,  $n$ - частота обертання гвинта, об/хв. Для типового робочого режиму  $n = 6000$ об/хв маємо:

- для 2-лопатевого гвинта:  $f_{\text{BPF}} = 2 \cdot 100 = 200$  Гц;
- для 3-лопатевого гвинта:  $f_{\text{BPF}} = 3 \cdot 100 = 300$  Гц;
- для 4-лопатевого гвинта:  $f_{\text{BPF}} = 4 \cdot 100 = 400$  Гц.

Тобто, зі збільшенням кількості лопатей основний тональний пік зсувається в область вищих частот, а акустична енергія розподіляється між більшим числом гармонік. У той же час, наближена залежність акустичної потужності від числа лопатей має вигляд:

$$W_{\text{акуст}} \sim N_b^2,$$

Відносна зміна рівня звукового тиску при зміні  $N_b$  оцінюється як:

$$\Delta L_{N_b} \approx 20 \log_{10} \left( \frac{N_{b,2}}{N_{b,1}} \right).$$

Перехід від 2 до 3 лопатей у гвинті з іншими незмінними параметрами призводить до збільшення рівня шуму приблизно на

$$\Delta L_{3/2} \approx 20 \log_{10} \left( \frac{3}{2} \right) \approx +3,5 \text{ дБ},$$

Перехід від 2 до 4 лопатей - до зростання приблизно на +6 дБ. На практиці цей ефект частково компенсується можливістю працювати на менших обертах для тієї ж тягової сили.

Ще одним визначальним параметром є лінійна швидкість кінчика лопаті:

$$V_{\text{tip}} = \frac{2\pi n}{60} R,$$

де  $R = D/2$ - радіус гвинта. Для гвинтів, рекомендованих виробником двигуна DLE 85 - 25×10, 26×9, 27×8 дюймів, при  $n = 6000$ об/хв отримуємо:

$$D_{25} = 0,635 \text{ м}, R_{25} = 0,318 \text{ м} \rightarrow V_{\text{tip},25} \approx 199 \text{ м/с};$$

$$D_{26} = 0,660 \text{ м}, R_{26} = 0,330 \text{ м} \rightarrow V_{\text{tip},26} \approx 207 \text{ м/с};$$

$$D_{27} = 0,686 \text{ м}, R_{27} = 0,343 \text{ м} \rightarrow V_{\text{tip},27} \approx 215 \text{ м/с}.$$

Аеродинамічний тональний шум гвинта при цьому наближено описується степеневим законом:

$$W_{\text{акуст}} \sim V_{\text{tip}}^5,$$

Зміна відносного рівня шуму при переході від одного діаметра до іншого оцінюється як:

$$\Delta L \approx 50 \log_{10} \left( \frac{V_{\text{tip},2}}{V_{\text{tip},1}} \right).$$

Для переходу від діаметра 25" до 26" маємо

$$\Delta L_{\frac{26}{25}} \approx 50 \log_{10} \left( \frac{207}{199} \right) \approx +0,8 \text{ дБ},$$

Для переходу від 25" до 27" -

$$\Delta L_{27/25} \approx 50 \log_{10} \left( \frac{215}{199} \right) \approx +1,7 \text{ дБ}.$$

Таким чином, збільшення діаметра в межах 25-27 дюймів призводить до зростання шуму на 1-2 дБ при незмінній частоті обертання, що є помітним ефектом з точки зору акустичної помітності.

Виходячи з експериментальних даних для двигунів аналогічного класу, для гвинта 25×10" (2 лопаті) на двигуні DLE 85 при частоті обертання  $n = 6000$  об/хв можна прийняти, що рівень звукового тиску на відстані 10 м у напрямку осі гвинта становить

$$L_{25 \times 10} \approx 95 \text{ дБА}$$

Тоді, з урахуванням зміни швидкості кінчика лопаті, орієнтовні рівні шуму для гвинтів більшого діаметра за незмінних обертів становитимуть:

для 26×9" (2 лопаті):

$$L_{26 \times 9} \approx 95 + 0,8 \approx 96 \text{ дБА};$$

для 27×8" (2 лопаті):

$$L_{27 \times 8} \approx 95 + 1,7 \approx 97 \text{ дБА}.$$

Якщо розглядати 3-лопатевий гвинт 25×10", то, завдяки більшій загальній площі лопатей, для збереження тієї ж тяги двигун може працювати на зниженій частоті, наприклад  $n = 5400$  об/хв - зменшення на 10 %. Зменшення обертів призводить до зменшення лінійної швидкості кінчика лопаті:

$$\frac{n_2}{n_1} = 0,9 \Rightarrow \frac{V_{\text{tip},2}}{V_{\text{tip},1}} = 0,9,$$

що дає зміну рівня шуму

$$\Delta L_n \approx 50 \log_{10}(0,9) \approx -2,3 \text{ дБ}.$$

З урахуванням зростання шуму від збільшення числа лопатей:

$$\Delta L_{N_b} \approx +3,5 \text{ дБ},$$

Сумарна зміна рівня шуму при переході з 2-лопатевого гвинта 25×10" - 6000 об/хв на 3-лопатевий 25×10" - 5400 об/хв становитиме:

$$\Delta L_{\text{заг}} \approx +1,2 \text{ дБ}.$$

За рахунок зниження обертів загальний рівень шуму майже компенсує зростання, пов'язане зі збільшенням числа лопатей, і 3-лопатевий варіант буде лише трохи гучнішим за 2-лопатевий, але при цьому матиме іншу частотну структуру. Основний тональний пік зміститься в область 270-300 Гц, а спектр

буде більш розміщений по гармоніках. Це сприятливо з точки зору ускладнення акустичного виявлення.

Окремо впливає на шум крок гвинта. Збільшення кроку 10" до 12" зазвичай супроводжується:

- зростанням аеродинамічного навантаження на лопать (більшу тягу при тих самих обертах);
- деяким зниженням обертів двигуна через збільшення моменту опору;
- підвищенням ймовірності локальних зривів потоку при великих кутах атаки, що може посилювати широкосмуговий шум.

На практиці зміна кроку в межах 1-2 дюймів для гвинтів такого класу призводить до зміни рівня шуму в межах кількох децибел і суттєво не впливає на акустичну помітність у далекому полі, але може відчутно змінювати тягові та паливні характеристики.

### **Висновки до розділу**

У розділі проведено аналіз шумових характеристик повітряного гвинта силової установки БПС з двигуном DLE 85, визначено основні механізми формування аеродинамічного та структурного шуму. Оцінено вплив діаметра, кроку та кількості лопатей на рівень акустичного випромінювання та встановлено доцільність використання композитних 3-лопатевих гвинтів діаметром 25-26 дюймів для зниження шуму та покращення спектральної структури випромінювання.

## 7. Розроблення стартап-проєкту

### 7.1. Опис ідеї стартап-проєкту

Ідея проєкту полягає у створенні та комерціалізації безпілотного літального апарата (БПС) із злітною масою до 45 кг, виконаного за класичною аеродинамічною схемою високоплана. Ключова перевага проєкту, що базується на розрахунках - це досягнення високої аеродинамічної якості та, як наслідок, розрахункової тривалості польоту до 8 годин.

Таблиця 7.1. Опис ідеї стартап-проєкту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Розробка, проєктування та виготовлення БПС тривалого часу польоту	1. Аеророзвідка та моніторинг: глибинна розвідка, пошук і супроводження цілей у тактичному тилу	Висока тривалість польоту до 8 год: Забезпечення безперервного моніторингу та ситуаційної обізнаності
	2. Коригування вогню: Передача точних координат та оперативне коригування артилерійського вогню	Низька акустична помітність завдяки штовхаючому гвинту та оптимізації ДВЗ.
	3. Моніторинг інфраструктури: Обстеження ліній електропередач, трубопроводів, прикордонних зон	Висока стійкість до РЕБ забезпечується інерціальною навігацією

Для об'єктивного оцінювання слід здійснити порівняльний аналіз із ключовими товарами-замінниками. Визначення переваг і недоліків кожного рішення створює основу для формування ефективної ринкової стратегії, даючи змогу зіставити сильні та слабкі сторони доступних альтернатив.

Таблиця 7.2. Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї

№	Техніко-економічні характеристики	Власний проєкт	PD-2	Shark	Лелека-100	W	N	S
1.	Тривалість польоту	8 год	12	4	2.5			+
2.	Акустична помітність	середня	висока	низька	низька			+
3.	Вартість	середня	висока	середня	низька		+	
4.	Крейсерська швидкість, км/год	150	100	80	60			+

Порівнюючи з можливими конкурентами власний проєкт має високий потенціал конкурентоспроможності на ринку, оскільки забезпечує оптимальне поєднання високої швидкості та значної тривалості польоту, що є критично важливим для оперативно-тактичної розвідки.

## 7.2. Технологічний аудит ідеї проєкту

Технологічний аудит проводиться для оцінки технічної здійсненності проєкту та виявлення необхідних технологій.

Таблиця 7.3. Технологічна здійсненність ідеї проєкту

№	Ідея проєкту	Технології її реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
1.	Технічне проєктування, розрахунок аеродинамічних характеристик	Розрахункове проєктування планера (CAD, CFD-аналіз)	Наявна	Доступна
2.	Виготовлення конструкції планеру ЛА	Виготовлення композитних елементів за допомогою вакуумного формування вуглепластику/склопластику	Наявна	Доступна
3.	Сучасна авіоніка та її програмне забезпечення	Інтеграція та налаштування авіоніки - польотні контролери, GNSS	Наявна	Доступна

Проведений аудит показує, що всі необхідні технології для реалізації проєкту є доступними та можуть бути впроваджені без суттєвих обмежень. Технологічні процеси - від розрахункового проєктування й виготовлення композитних елементів до інтеграції авіоніки та програмного забезпечення вже використовуються в Україні або можуть бути локалізовані.

### 7.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проєкту

#### Характеристика потенційного ринку та клієнтів

У цьому підрозділі аналізуються ринкові можливості та потенційні загрози, а також можливі втрати, яких може зазнати проєкт. Водночас виявлення помилок і шляхів їх усунення дає змогу скоригувати подальші дії та вибудувати ефективну конкурентну стратегію щодо проєктів-суперників.

Таблиця 7.4. Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проєкту

№	Показники стану ринку	Характеристика
1.	Кількість головних гравців	Олігополія, 3-5 великих українських гравців, що отримують державне замовлення
2.	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	Високий, є державно-оборонне замовлення та експортний потенціал, ринок демонструє значне зростання
3.	Динаміка ринку	Зростає через військовий попит та інвестиції в технології
4.	Наявність обмежень для входу	Високі вимоги до сертифікації БПС та довіри державних замовників
5.	Специфічні вимоги до продукту	Стандарти зв'язку, РЕБ-стійкість, акустична непомітність
6.	Середня норма рентабельності в галузі	Висока, оскільки галузь високотехнологічна та має високу додану вартість, особливо в умовах державного замовлення

Ринок є привабливим, але має високі бар'єри входу та характеризується високою динамікою зростання та високою рентабельністю.

Таблиця 7.5. Характеристика потенційних клієнтів стартап-проєкту

№	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Відмінності у поведінці	Вимоги споживачів до товару
1.	Необхідність оперативної, безперервної розвідки	Державні військові структури	Потреба в РЕБ-захисті та малошумності	Непомітність, стійкість до РЕБ, автономність
2.	Збір геопросторових даних, моніторинг інфраструктури	Державні цивільні структури	Робота у важких умовах, вартість експлуатації, якість даних, автономність, відповідність стандартам картографування	Технічна підтримка, гарантія, навчання операторів, ремонтпридатність, швидка заміна компонентів

## Аналіз загроз, можливостей та конкуренції

Аналіз зовнішнього середовища та конкурентної боротьби дозволяє сформулювати стратегію проєкту.

Таблиця 7.6. Фактори загроз

№	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1.	Висока інтенсивність РЕБ	Повна або часткова втрата каналів керування/навігації, втрата апарата	Впровадження багаторівневого шифрування та використання інерціальної навігації для автономного повернення
2.	Швидке оновлення технологій у конкурентів	Знецінення технічних переваг проєкту, поява більш автономних систем	Безперервне інноваційне вдосконалення
3.	Високі бар'єри входу	Складність отримання допуску до експлуатації	Націленість на вузьку нішу та активна участь у профільних виставках/демонстраціях для швидкого доведення переваг

Таблиця 7.7. Фактори можливостей

№	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1.	Критична потреба у високоавтономних БпАК	Висока готовність ключових клієнтів до закупівлі	Акцент на унікальних ТТХ - тривалості польоту (8 год)
2.	Попит на локалізацію виробництва	Спрощення логістики та державні пріоритети.	Налагодження власного виробництва композитних елементів
3.	Розвиток композитних матеріалів та технологій	Можливість подальшого зниження маси конструкції та підвищення аеродинамічної якості	інвестування у R&D для зниження маси планера та покращення профілів

Таблиця 7.8. Ступеневий аналіз конкуренції

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється	Вплив на діяльність підприємства
1. Тип конкуренції	Олігополія з невеликою кількістю великих, але інноваційно-активних гравців	Необхідність мати виражені конкурентні переваги та нецінову конкуренцію
2. За рівнем конкурентної боротьби	Національний, внутрішнє держзамовлення з потенціалом виходу на експортний глобальний ринок	Якість та надійність повинні відповідати міжнародним стандартам
3. За галузевою ознакою	Внутрішньогалузева, усі виробляють БПАК	Концентрація на ключових перевагах
4. Конкуренція за видами товарів	Товарно-видова, конкуренція між БПАК оперативно-тактичного рівня	Необхідність обґрунтувати переваги класичної схеми над VTOL
5. За характером конкурентних переваг	Нецінова домінує, але ціна важлива для комерційних/цивільних клієнтів	У військовому сегменті акцент на технологічній перевазі
6. За інтенсивністю	Марочна. Бренд та репутація виробника мають вирішальне значення	Створення сильного бренду та довіри через бойове застосування та медіасупровід

Таблиця 7.9. Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Складові аналізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Постачальники	Клієнти	Замінники
	Виробники аналогічних БПС	Іноземні виробники, нові українські стартапи	Постачальники композитів, ДВЗ, авіоніки	Висока чутливість до ціни	Апарати VTOL
Висновки	Висока інтенсивність боротьби	Можливий вхід 5-7 нових гравців	Диктування умов мало ймовірно	Клієнти формують вимоги	Висока загроза. VTOL-апарати пропонують більшу гнучкість

Принципова можливість роботи на ринку наявна. Проект має бути конкурентоспроможним завдяки лідерству в аеродинамічній якості та оптимізованій тривалості польоту.

Таблиця 7.10. Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування
1.	Тривалість та дальність польоту	Головний показник для розвідувального апарата. Чим довше в повітрі, тим більша територія покриття
2.	Аеродинамічна якість	Прямо впливає на енергоспоживання та тривалість
3.	Стійкість до засобів РЕБ	Критична вимога для військових клієнтів. Використання інерціальної навігації та захищених каналів зв'язку є обов'язковим
4.	Низька акустична помітність	Прямо впливає на живучість та непомітність. Оптимізація повітряного гвинта має компенсувати шум ДВЗ

Таблиця 7.11. Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін

№	Фактор	Бал (1-20)	Рейтинг (-3...+3)
1.	Акустична непомітність	19	+3
2.	Тривалість польоту	15	+1
3.	Ціна	18	+2
4.	Стійкість до РЕБ	14	0
5.	Швидкість	17	+2

Таблиця 7.12. SWOT-аналіз стартап-проєкту

Сильні сторони (S)	Слабкі сторони (W)
Висока аеродинамічна якість	Менша вантажність порівняно з важкими аналогами
Оптимізована тривалість польоту	Наявність ДВЗ потенційно вища акустична/теплова помітність, ніж у електричних
Технологічна здійсненність, перевірена САД-модель	Висока залежність від зовнішнього обладнання
Можливості (O)	Загрози (T)
Критична потреба у високоавтономних БпАК на ринку	Інтенсивність РЕБ та ризик втрати апаратів
Тренд на локалізацію та державне замовлення	Високі бар'єри входу та складність сертифікації
Зростання уваги до акустичної помітності	Конкуренція з VTOL-системами

### Вибір альтернативи ринкового впровадження

На основі SWOT-аналізу обрано альтернативу, що найкраще використовує сильні сторони для реалізації можливостей.

Таблиця 7.13. Альтернативи ринкового впровадження стартап-проєкту

№	Альтернатива	Ймовірність отримання ресурсів	Строки
1.	Вихід на військовий ринок	Висока	6-12 міс
2.	Вихід на агросектор	Середня	12-18 міс
3.	Експорт до ЄС	Низька	18-24 міс

## 7.4. Розроблення ринкової стратегії проєкту

Таблиця 7.14. Вибір цільових груп потенційних споживачів

№	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1.	Державні військові структури	Висока, критична потреба у високоавтономних БпАК.	Високий, залежить від держзамовлення	Висока	Низька
2.	Державні цивільні структури	Середня	Середній	Помірна	Середня

Таблиця 7.15. Визначення базової стратегії розвитку

№	Альтернатива	Стратегія охоплення	Позиція	Базова стратегія
1.	Військовий сектор	Концентрований маркетинг	Непомітність + автономність	Диференціації
2.	Цивільний сектор	Сегментний	Тривалість польоту, гнучкість поставлених задач	Фокусування

Таблиця 7.16. Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

№	Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
1.	Ні. Вже є аналоги	Забирати існуючих у конкурентів, акцентуючи на перевагах	Ні. Акцент на власних унікальних перевагах	Стратегія виклику лідера

Таблиця 7.17. Визначення стратегії позиціонування

№	Вимоги до товару цільової аудиторії	Ключові конкурентоспроможні позиції	Вибір асоціацій, які мають сформувати комплексну позицію проекту
1.	Надійність, дальність, тривалість.	Технологічність, можливість довготривалого електричного польоту, маневреність, криптографічні системи безпеки та захисту, вартість	Надійна автономність. Висока енергоефективність.

## 7.5. Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

### Товарна політика

Створити продукт, що повністю відповідає потребам цільової аудиторії.

Таблиця 7.18. Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами
1.	Тривала, безперервна розвідка.	Мінімізація часу без моніторингу.	Тривалість польоту.
2.	Висока скритність та живучість.	Зниження ризику виявлення.	Інерціальна навігація.

Таблиця 7.19. Опис трьох рівнів моделі товару

Рівні товару	Сутність та складові	Властивості/характеристики	Група показників
I. Товар за задумом	Опис базової потреби споживача, яку задовольняє товар її основної функціональної вигоди	Надійна, тривала, повітряна розвідка та моніторинг.	Тх
II. Товар у реальному виконанні	Технічні характеристики, якість	Серійне виробництво композитів, гарантійний термін експлуатації.	Тх
III. Товар із підкріпленням	Додаткові послуги	Навчання операторів, гарантійне обслуговування, швидкий ремонт.	Ек,

### Цінова політика

Ціна буде встановлюватися з огляду на собівартість та ціни конкурентів.

Таблиця 7.20. Визначення меж встановлення ціни

№	Рівень цін на товари-замінники	Рівень цін на товари-аналоги	Рівень доходів цільової групи	Верхня та нижня межі встановлення ціни
1	Значно вищий (супутники, пілотована авіація), або значно нижчий (квадрокоптери).	Середній (десятки тисяч доларів - «PD-2», «Горлиця»).	Державний бюджет. Комерційні інвестиції.	Нижня межа: Собівартість + 20% рентабельності. Верхня межа: Ціна аналогів - 10% (завдяки нижчій вантажності/масі), але не нижче собівартості.

## Збутова політика

Таблиця 7.21. Формування системи збуту

№	Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
1	Державне замовлення: тендери, прямі закупівлі через державні установи. Тривалий цикл.	Прямі продажі, навчання, технічна підтримка, сервіс.	Виробник-кінцевий клієнт.	Власна система збуту - прямий контакт з військовими та держ. клієнтами.

## Комунікаційна політика

Таблиця 7.22. Концепція маркетингових комунікацій

№	Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціонування	Завдання рекламного повідомлення	Концепція рекламного звернення
1.	Потребують доказів надійності, ТТХ, стійкості до РЕБ. Рішення приймається на рівні керівництва.	Профільні виставки, демонстрації ні польоти, ЗМІ, галузеві конференції, прямі презентації.	Надійна автономність, Висока енергоефективність, непомітність.	Переконати у технологічній перевазі та надійності в умовах РЕБ.	«8 годин в тилу - автономність, що змінює правила гри».

## Висновки до розділу

У процесі виконання цього розділу було встановлено, що запропонований апарат має реальний потенціал ринкового впровадження та може посісти конкурентну нішу завдяки поєднанню технічних характеристик і прийнятної собівартості. Основними перевагами є тривалість польоту, можливість зниження акустичної помітності, нижча вартість у порівнянні з існуючими аналогами та доступність необхідних технологій для виробництва.

Проведений аналіз конкурентів і ринкових умов показав наявність значного попиту з боку військових та державних структур, а також інтерес аграрного сектору. Визначені можливості підтверджують, що проєкт здатний сформувавши унікальну ринкову пропозицію попри високу конкуренцію.

Оцінка цільових споживачів та вибір ринкової стратегії засвідчили доцільність виходу на визначені сегменти й створили основу для подальшого розвитку й масштабування проєкту.

## Висновки

У ході виконання дослідження отримано комплексні результати, спрямовані на обґрунтування конструкції та характеристики безпілотного повітряного судна тривалого часу польоту. Вирішення поставлених завдань здійснювалось послідовно, із застосуванням сучасних методів аналізу, математичного моделювання та інженерного проектування, що забезпечило достовірність отриманих висновків та їх практичну придатність.

На початковому етапі проведено аналіз сучасного стану розвитку безпілотних авіаційних комплексів та розглянуто технічні можливості чотирьох характерних представників вітчизняного сектору. Порівняння техніко-тактичних параметрів дало змогу визначити ключові тенденції, типові конструкторські рішення та вимоги до перспективних апаратів тривалого часу польоту.

Подальший етап дослідження був присвячений вибору аеродинамічної схеми та визначенню геометричних параметрів планера. Обґрунтовано доцільність застосування класичної схеми високоплана зі штовхаючим гвинтом, що забезпечує сприятливі умови для розміщення корисного навантаження, підвищує стійкість на крейсерському режимі та мінімізує перешкоди для оптико-електронних систем. Виконано розрахунок площі та конфігурації крила, його видовження, звуження, визначено середню аеродинамічну хорду й параметри центроплана. Розроблено геометрію V-подібного хвостового оперення, що забезпечує необхідні запаси поздовжньої та напрямної стійкості при зменшеному аеродинамічному опорі. Визначено габарити фюзеляжу, сформовано внутрішню компоновку.

На основі розрахункових співвідношень і моделювання сформовано геометричну конфігурацію планера з високою аеродинамічною якістю, низьким питомим навантаженням на крило та оптимізованою побудовою несучих поверхонь. Створена тривимірна CAD-модель стала основою для подальшого аеродинамічного аналізу, виконаного із застосуванням панельно-вихрових методів. Отримані характеристики - залежності підйомної сили, полярні криві,

аеродинамічна якість та оцінка стійкості - підтвердили відповідність обраної конфігурації вимогам до літальних апаратів тривалого часу польоту та забезпечили можливість оптимізації режимів експлуатації.

На основі визначених аеродинамічних характеристик виконано розрахунок льотно-технічних показників та проведено їх порівняння з існуючими аналогами. Встановлено, що проєктований апарат за питомим навантаженням на крило, розрахунковою тривалістю польоту та аеродинамічною якістю відповідає вимогам до БПС середнього класу з тривалістю перебування в повітрі понад 8 годин. Порівняльна оцінка підтвердила конкурентоспроможність запропонованої конструкції щодо існуючих систем та її здатність ефективно виконувати поставлені задачі.

У межах структурного аналізу визначено матеріали та технології, придатні для виготовлення конструктивних елементів планера. Показано доцільність застосування композиційних матеріалів, які забезпечують необхідну жорсткість за мінімальної маси та відповідають вимогам серійного виробництва. Сформовано технологічну послідовність виготовлення основних агрегатів, що визначає можливість реалізації конструкції у виробничих умовах.

Дослідження акустичних характеристик повітряного гвинта дало змогу визначити основні джерела шуму та встановити інженерні параметри, що впливають на зменшення акустичної сигнатури. Розглянуто принципи оптимізації геометрії лопатей і режимів роботи гвинта, що забезпечує зниження демаскувальних ознак літального апарата під час виконання розвідувальних завдань.

Отримані результати мають як наукову, так і практичну значущість. Наукова цінність полягає в комплексному підході до оцінки впливу геометричних характеристик на аеродинамічну ефективність БПС, у встановленні раціональної компоновальної схеми для тривалих місій і в дослідженні факторів, що визначають рівень акустичного випромінювання.

Практична значущість визначається формуванням цілісної інженерної бази для створення перспективного безпілотного літального апарата - від вибору аеродинамічної схеми та матеріалів до аналізу льотно-технічних параметрів і технологічних рішень.

Сукупність отриманих даних підтверджує можливість реалізації представленої концепції безпілотного повітряного судна як технологічно доцільної та придатної до подальшої розробки й практичного впровадження. Запропонована конфігурація БПС може слугувати основою для створення перспективної платформи оперативно-тактичного рівня з підвищеною тривалістю польоту, розширеними можливостями застосування та потенціалом модернізації відповідно до завдань майбутніх комплексів.

## Список використаних джерел

1. NASA 0010. *Airfoil Tools*. URL: <http://airfoiltools.com/airfoil/details>
2. NASA 4415. *Airfoil Tools*. URL: <http://airfoiltools.com/airfoil/details>.
3. NASA 4412. *Airfoil Tools*. URL: <http://airfoiltools.com/airfoil/details>.
4. Ukrspecsystems PD-2. *Grokipedia*. URL: <https://grokipedia.com/page/PD-2>.
5. Ukrspecsystems PD-2. *Wikipedia*. URL: <https://en.wikipedia.org/wiki/Ukrspecs>.
6. Ukrspecsystems Shark. *Wikipedia*. URL: <https://en.wikipedia.org/wiki/Ukrspecs>.
7. Лелека-100. *Wikipedia*. URL: <https://uk.wikipedia.org/wiki/%D>.
8. Горлиця (безпілотний авіаційний комплекс). *Wikipedia*. URL: <https://uk.wikipedia.org/wiki/%D>.
9. БПАК Антонов АН-БК-1 «Горлиця». *Ukrmilitary*. URL: <https://www.ukrmilitary.com/2016/08/bpla-an-bk-1.html>.
10. UIUC Airfoil Coordinates Database. *M-selig.ae.illinois*. URL: [https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord\\_database.html](https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html).
11. РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП-ПРОЕКТУ / ред. О. Гавриш. Київ : НТУУ «КПІ», 2016. 28 с.
12. ArduPilot Documentation¶. *ArduPilot*. URL: <https://ardupilot.org/ardupilot/>.
13. Technology Manuals. *Hexcel*. URL: <https://www.hexcel.com/Resources>.
14. Hubbard H. Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory and Practice. National Aeronautics and Space Administration, 1991. 610 с.
15. Katz J., Plotkin A. Low-Speed Aerodynamics. Singapore : McGraw-Hill Co, 1991.
16. P. Raymer D. Aircraft Design: A Conceptual Approach. Washington : AIAA, 1989. 760 с.
17. Roskam J. Airplane Design. Lawrence : DARcorporation, 2004. 583 с.

18. Torenbeek E. Synthesis of Subsonic Airplane Design. Dordrecht : Kluwer Academic Publishers, 1982. 618 с.
19. Бадягин А. Проектирование легких самолетов. Москва : Машиностроение, 1978. 206 с.
20. Егер С. Проектирование самолетов. Москва : Машиностроение, 1983. 643 с.
21. Мхитарян А. Динамика полета. Москва : Машиностроение, 1978. 424 с.
22. Остославский Н. Аэродинамический расчет самолетов. Москва : ГРАЛ, 1938. 476 с.
23. Прицкер Д. Аэродинамика. Москва : Машиностроение, 1968. 307 с.
24. Чумак П. Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов. Москва : Патриот, 1991. 238 с.