



**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

В. о. завідувача кафедри

\_\_\_\_\_ Петро ЛУК'ЯНОВ

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2022 р.

**ЗАВДАННЯ**  
**на магістерську дисертацію студенту**  
**Краснову Роману Олександровичу**

1. Тема дисертації «Модульний принцип побудови безпілотних повітряних суден», науковий керівник дисертації Лук'янов Петро Володимирович, кандидат фіз.-мат. наук, старший науковий співробітник, затверджені наказом по університету від «03» 11 2022 р. № 5134-с

2. Термін подання студентом дисертації 05 грудня 2022 р.

3. Об'єкт дослідження: Безпілотне повітряне судно (БПС) з модульним принципом побудови.

4. Вихідні дані

4.1. Висота польоту  $H=0\dots 19000$  м. \_\_\_\_\_

4.2. Крейсерська швидкість польоту  $0,2$  маха. \_\_\_\_\_

4.3. Злітна вага  $m_{\text{пол}}=400$  кг. \_\_\_\_\_

4.4. Тривалість польоту  $t_{\text{пол}}=25$  год. \_\_\_\_\_

5. Перелік завдань, які потрібно розробити

5.1. Огляд БПС, які виконані з використанням модульної побудови. Вибір аналогу. \_\_\_\_\_

5.2. Визначення геометричних параметрів планера БПС. \_\_\_\_\_

5.3. Розрахунок аеродинамічних характеристик планера БПС. \_\_\_\_\_

5.4. Розрахунок маси БПС у першому наближенні. \_\_\_\_\_

5.5. Підбір оптимальної силової установки. \_\_\_\_\_

5.6. Поділ планера на модульні відсіки. \_\_\_\_\_

5.7. Аналіз та вибір стандартизованих кріплень модульних відсіків. \_\_\_\_\_

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

6.1. Огляд літератури. Вибір аналогу.

6.2. Креслення планера БПС загального виду.

6.3. Модель БПС створена в CAD CAM CAE.

6.4. Результати аеродинамічного розрахунку.

6.5. Силова установка БПС.

6.6. Схема поділу планера БПС на модульні відсіки.

7. Орієнтовний перелік публікацій

7.1. Доповідь на науково-технічній конференції з публікацією тез.

8. Дата видачі завдання 08.11. 2022 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Огляд аналогів виконаних з використанням модульної побудови.	до 15.12.2022 р.	
2.	Визначення геометричних параметрів планера БПС.	до 01.02.2023 р.	
3.	Розрахунок аеродинамічних характеристик планера БПС..	до 21.03.2023 р.	
4.	Розрахунок маси БПС. у першому наближенні.	до 03.06.2023 р.	
5.	Підбір оптимальної силової установки.	до 20.09.2023 р.	
6.	Поділ планера на модульні відсіки.	до 27.10.2023 р.	
7.	Аналіз та вибір стандартизованих кріплень модульних відсіків.	до 05.12.2023 р.	
8.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу. Попередній захист	до 26.12.2023 р.	
9.	Доопрацювання матеріалів дисертації. Перевірка на плагіат	до 10.01.2024 р.	

Студент

Роман КРАСНОВ

Науковий керівник

Петро ЛУК'ЯНОВ

## Реферат

**Магістерська дисертація:** " Модульний принцип побудови безпілотних повітряних суден ", 98 сторінок, 36 рисунків, 26 таблиць, 14 посилань.

**Актуальність:** в умовах швидкого розвитку технологій та зростаючого попиту на різноманітні способи застосування БПС виникає необхідність в ефективних та гнучких підходах до їх розробки та експлуатації. Модульна побудова може забезпечити гнучкість конфігурації, що в свою чергу призводить до високої адаптивності до різних завдань, та спрощує процеси вдосконалення та створення нових БПС. Даний підхід не лише полегшує інтеграцію нових технологій, але й сприяє оптимізації використання ресурсів, робить конкурентоспроможним на ринку та адаптивним до його коливання.

**Мета роботи:** дослідити можливості модульного підходу та його застосування у створенні БПС, виконати аналіз його технічних та функціональних переваг, а також визначити можливості оптимізації та покращення характеристик БПС за допомогою даного підходу.

**Об'єкт дослідження:** Безпілотне повітряне судно (БПС) з модульним принципом побудови.

**Предмет дослідження:** Модульна побудова та можливості оптимізації, модернізації БПС.

**Методи дослідження:** порівняльний аналіз аналогів, створення електронної моделі засобами Simens NX, проектування БПС та аналіз ролі модульного підходу у створенні безпілотних літальних апаратів.

**Наукова новизна одержаних результатів:** полягає у застосуванні нового модульного підходу до проектування високо адаптивних БПС, що дозволяють використовувати різноманітну комплектацію в залежності від призначення. Також розроблено та досліджено оптимальні технічні рішення для створення модульних відсіків, враховуючи вимоги до аеродинамічної ефективності,

гнучкості конфігурації та можливості швидкої адаптації до різноманітних завдань. Результати досліджень, проведених у роботі, систематизують стандарти у галузі проектування та експлуатації безпілотних літальних апаратів, що відкриває нові перспективи для створення високоефективних та універсальних систем авіаційного призначення.

**Практичне значення одержаних результатів:** полягає в можливості впровадження модульної побудови у практиці при створенні безпілотних літальних апаратів (БПС). Отримані в ході дослідження дані дозволяють покращити ефективність та гнучкість у розробці, виробництві та експлуатації БПС. Це відкриває нові можливості для створення адаптивних та високопродуктивних систем без пілотованого авіаційного призначення, сприяючи розвитку безпілотних технологій.

**Апробація результатів дисертації:** IV науково-практична конференція студентів та молодих вчених «АВІА-РАКЕТОБУДУВАННЯ: ПЕРСПЕКТИВИ ТА НАПРЯМКИ РОЗВИТКУ» грудень 2022 р., V науково-практична конференція студентів та молодих вчених "«АВІА-РАКЕТОБУДУВАННЯ: ЗПЕРСПЕКТИВИ ТА НАПРЯМКИ РОЗВИТКУ» грудень 2023 р., XV International Conference of Students and Young Scientists "INTELLIGENCE.INTEGRATION.RELIABILITY" грудень 2023-го року.

**Публікації:** Краснов Р.О. Лук'янов П.В. Розробка методів створення сімейства безпілотних літальних апаратів // IV науково-практична конференція студентів та молодих вчених «Авіа-ракетобудування: Перспективи та напрямки розвитку» сторінки 40-43 2022-го року.

Краснов Р.О. Лук'янов П.В. Модульний принцип побудови безпілотних повітряних суден // V науково-практична конференція студентів та молодих вчених «Авіа-ракетобудування: Перспективи та напрямки розвитку» 2023-го року, в друці.

Krasnov R., Lukyanov P. The principles of modular division of unmanned aerial vehicles // XV International Conference of Students and Young Scientists «INTELLIGENCE.INTEGRATION.RELIABILITY» №49 грудень 2023-го року.

**Ключові слова:** модульний принцип, модульна побудова, модульний відсік, модуль, агрегат, адаптивність, гнучкість, стандартизовані кріплення, сучасні авіаційні технології.

## Abstract

**Master's thesis:** " Modular principle of unmanned aircraft construction ", 98 pages, 36 figures, 26 tables, 14 references.

**Relevance:** In the context of rapid technological development and growing demand for a variety of applications for the UAV, there is a need for efficient and flexible approaches to their development and operation. Modular construction can provide configuration flexibility, which in turn leads to high adaptability to various tasks, and simplifies the processes of improving and creating new UAV. This approach not only facilitates the integration of new technologies, but also helps to optimise the use of resources, makes it competitive in the market and adaptive to market fluctuations.

**Purpose of the study:** to explore the possibilities of the modular approach and its application in the development of the UAV, to analyse its technical and functional advantages, and to identify opportunities for optimising and improving the characteristics of the UAV using this approach.

**The object of study:** An unmanned aerial vehicle (UAV) with a modular construction principle.

**Subject of research:** Modular construction and possibilities for optimisation and modernisation of the UAV.

**Methods of research:** Comparative analysis of analogues, creation of an electronic model using Simens NX, design of UAVs and analysis of the role of the modular approach in the development of unmanned aerial vehicles.

**The results and their novelty:** is to apply a new modular approach to the design of highly adaptive aircraft, allowing the use of a variety of equipment depending on the purpose. Optimal technical solutions for the creation of modular compartments have also been developed and investigated, taking into account the requirements for aerodynamic efficiency, configuration flexibility and the ability to quickly adapt to

various tasks. The results of the research conducted in this work systematise standards in the field of design and operation of unmanned aerial vehicles, which opens up new prospects for the creation of highly efficient and versatile aviation systems.

**Recommendations for the use of work:** is the possibility of implementing modular construction in practice when creating unmanned aerial vehicles (UAVs). The data obtained in the course of the study can improve the efficiency and flexibility in the development, production and operation of UAVs. This opens up new opportunities for the creation of adaptive and high-performance systems without manned aircraft, contributing to the development of unmanned technologies.

**Approbation of the results of the dissertation:** IV Scientific and Practical Conference of Students and Young Scientists «AIR ROCKET BUILDING: PROSPECTS AND DIRECTIONS OF DEVELOPMENT» December 2022, V Scientific and Practical Conference of Students and Young Scientists «AIR ROCKETRY: 3 PROSPECTS AND DIRECTIONS OF DEVELOPMENT» December 2023, XV International Conference of Students and Young Scientists «INTELLIGENCE.INTEGRATION.RELIABILITY» December 2023.

**Publications:** Krasnov R.O. Lukianov P.V. Development of methods for creating a family of unmanned aerial vehicles // IV Scientific and Practical Conference of Students and Young Scientists «Aerospace Engineering: Prospects and Directions of Development» pages 40-43, 2022.

Krasnov R.O. Lukianov P.V. Modular principle of construction of unmanned aerial vehicles // V Scientific and Practical Conference of Students and Young Scientists «Aerospace Engineering: Prospects and Directions of Development», 2023, in print.

Krasnov R., Lukyanov P. The principles of modular division of unmanned aerial vehicles // XV International Conference of Students and Young Scientists «INTELLIGENCE.INTEGRATION.RELIABILITY» №49 December 2023.



**Keywords:** modular principle, modular construction, modular compartment, module, unit, adaptability, flexibility, standardised fasteners, modern aviation technologies.

## Зміст

Перелік умовних позначень .....	12
Вступ. Актуальність теми та її практичне значення.....	13
1. Огляд БПС, які виконані з використанням модульної побудови вибір аналогу.....	15
1.1 Огляд аналогів виконаних з використанням модульної побудови .....	15
1.2 Б ПЛА з застосуванням модульної побудови .....	18
Висновки по розділу .....	25
2. Вибір й обґрунтування аеродинамічної схеми планера БПС.....	26
2.1 Загальна інформація по аеродинамічним компонуванням ЛА .....	26
2.2 Аеродинамічні схеми літака .....	27
2.2.1 Аеродинамічна схема класична.....	27
2.2.2 Аеродинамічна схема качка.....	28
2.2.3 Аеродинамічна схема літаюче крило.....	29
2.3 Класифікація по конструктивним й іншим ознакам .....	31
2.4 Обґрунтування аеродинамічної схеми.....	36
Висновок до розділу .....	38
3. Визначення геометричних параметрів планера БПС .....	39
3.1 Визначення основних параметрів крила.....	39
3.2 Визначення основних параметрів оперення.....	39
3.3 Визначення основних параметрів фюзеляжу .....	41
Висновки по розділу .....	42
4. Розрахунок аеродинамічних характеристик планера БПС.....	43
4.1 Сутність панельно-вихрового методу.....	43
4.2 Програмне забезпечення "PANSYM" .....	45
4.3 Створення моделі планера БПС в "PANSYM" та її розрахунок .....	46
4.4 Результати розрахунку та їх аналіз .....	47
Висновки по розділу .....	51
5. Розрахунок маси БПС у першому наближенні .....	52

<b>АЛ2107мп.16.00.00.00.ПЗ</b>				
<b>Зм.</b>	<b>Арк.</b>	<b>№ документа</b>	<b>Підпис</b>	<b>Дата</b>
Розроб.		Краснов Р.О.		
Перевір.		Лук'янов П.В.		
Т. контр.				
Н. контр.		Поваров С.А.		
Затв.		Лук'янов П.В.		
<b>Модульний принцип побудови безпілотних повітряних суден</b>			<b>Літ.</b>	<b>Аркуш</b>
			10	<b>98</b>
<b>КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ гр. АЛ-21мп</b>				

Висновок по розділу .....	56
6. Підбір оптимальної силової установки.....	57
Висновок по розділу .....	64
7. Аналіз принципів поділ планера на модульні відсіки та власне сам поділ. .	65
7.1 Проектування модульної архітектури.....	65
7.2 Класифікація та призначення відсіків .....	65
7.3. Гнучкість та оптимізація інтеграції обладнання .....	69
7.4. Адаптивність до різних завдань, зміна технічних характеристик БПС..	70
7.5. Поділ планера на модульні відсіки .....	71
Висновок по розділу .....	75
8. Аналіз й вибір стандартизованих кріплень для МВ.....	76
Висновок по розділу .....	81
9. Розробка стартап-проекту .....	82
Висновок по розділу .....	94
Висновки .....	95

## Перелік умовних позначень

1. БПС: Безпілотний повітряне судно.
2. БПЛА: Безпілотний повітряний літальний апарат.
3. ЛА: Літальний апарат.
4. ГО: Горизонтальне оперення.
5. ВО: Вертикальне оперення.
6. МП: Модульна побудова.
7. МВ: Модульний відсік.
8. УК: Уніфіковані кріплення.
9. МФ: Магнітна фіксація.
10. CAD CAM CAE: Комп'ютерне проектування, комп'ютерна обробка, комп'ютерний інженерний аналіз.
11. ПЗ: Програмне забезпечення.
12. ЕЕПР: Елементи електроніки та програмне забезпечення регулювання.
13. АГХ: Аеродинамічна геометрія планера.
14. ТХ: Технічні характеристики.
15. ДП: Декілька можливих компонувань.
16. РНД: Розробка нових деталей.
17. СП: Сімейство БПС.
18. ESC: (Electronic Speed Controller) електронний регулятор швидкості.
19. АБ: Акумуляторна батарея.
20. СУ: Силова установка.
21. ДСУ: Допоміжна силова установка.

## **Вступ. Актуальність теми та її практичне значення**

В сучасному світі розвитку технологій та авіаційної індустрії, виникає необхідність у вдосконаленні концепцій та структур безпілотних повітряних суден (БПС). Однією з інноваційних та перспективних технологій у цьому напрямку є модульний принцип побудови, який визначається не лише як інженерна концепція, але й як стратегічний підхід до розробки та функціонування безпілотних апаратів.

Цей диплом присвячений ретельному аналізу, дослідженню та визначенню ефективності модульного принципу побудови в безпілотних повітряних суднах.

В процесі дослідження розглядаються технічні аспекти модульного підходу, а також стратегії розвитку та впровадження цієї концепції в практику створення безпілотних апаратів. Акцент робиться на взаємодії модульних елементів, забезпеченні модульних відсіків стандартизованими кріпленнями, а також аспектах підвищення конкурентоспроможності та функціональності БПС через використання модульної конструкції.

Цей диплом ставить за мету докладне дослідження та оцінку модульного підходу до побудови БПС, розглядаючи як технічні, так і стратегічні важливості впровадження цього принципу. Здійснюючи аналіз поточних тенденцій та використовуючи накопичений досвід, дипломна робота має на меті висвітлити перспективи та можливості модульної концепції для подальшого розвитку безпілотної авіації.

**Актуальність роботи:** модульна побудова забезпечує високу адаптивність до різних завдань, та спрощує процеси вдосконалення та створення нових БПС, з можливістю створення сім'ї БПС на його базі. Цей підхід не лише полегшує інтеграцію нових технологій, але й сприяє оптимізації використання ресурсів, може бути адаптованим до нових завдань, є конкурентоспроможним на ринку.

**Мета роботи:** дослідити та застосувати модульний підхід у створенні БПС, проаналізувати його технічні та функціональні переваги, а також визначити

можливості оптимізації та покращення характеристик БПС за допомогою цього підходу.

**Задачі дослідження:**

1. Проаналізувати можливі аналоги з застосуванням модульності.
2. Проаналізувати аеродинамічні схеми та обґрунтувати вибрану.

Визначити основні геометричні планера БПС.

3. Провести аеродинамічні розрахунки панельно-вихрового методом.
4. Проаналізувати наповнення БПС та його компоновання. На основі аналізу провести поділ на модульні відсіки.
5. Запропонувати застосування можливого кріплення між модульними відсіками.

**Об'єкт дослідження:** Безпілотне повітряне судно (БПС) з модульним принципом побудови.

**Предмет дослідження:** Модульна побудова та можливості оптимізації, модернізації БПС.

**Наукова новизна:**

1. Досліджено переваги модульного БПС при створенні й експлуатації.
2. Розрахунок основних параметрів БПС.
3. Поділ планера БПС на модульні відсіки та підбір можливого кріплення між відсіками.

**Практичне значення отриманих результатів:** отримані результати мають практичне значення для розробки та побудови безпілотних повітряних суден з модульною конструкцією. Вибір стандартизованих кріплень, зокрема магнітних стяжок, дозволяє полегшити процес збірки та обслуговування таких суден. Запропоновані рекомендації щодо ізоляції навігаційних систем від магнітного випромінювання та датчиків зтягнутості роз'ємів можуть покращити функціональність та стійкість системи. Застосування цих підходів у практиці може сприяти покращенню продуктивності та збільшенню ефективності безпілотних повітряних суден, роблячи їх більш адаптивними та легкими у використанні.

## **1. Огляд БПС, які виконані з використанням модульної побудови вибір аналогу**

### **1.1 Огляд аналогів виконаних з використанням модульної побудови**

Огляд аналогів складається з сфер застосування принципів модульної побудови. Та аналогів в безпілотній авіації, що схожі за техніко тактичними характеристиками й мають певні принципи модульної побудови.

Модульний принцип побудови має широке застосування в таких галузях техніки як:

- **Автомобільна промисловість**

Багато сучасних автомобілів мають двигуни, які можна легко видалити та замінити, щоб досягти ідеальної продуктивності, ефективності та екологічних характеристик або виконати ремонт.

Автомобілі також мають модульні системи безпеки, включаючи подушки безпеки та системи безпеки управління автомобілем (ABS), які можуть бути оновлені або замінені.

Крім того, модульність використовується в інших компонентах, таких як системи впуску повітря, системи охолодження та електроніка.

- **Сучасна сільськогосподарська техніка**

Сучасні сільськогосподарські машини, такі як комбайни або трактори, часто мають модульну конструкцію, що дозволяє змінювати їх конфігурацію для виконання різних завдань, обґрунтованих в залежності від конкретних потреб фермерів.

- **Медична техніка**

В медичній техніці модульний підхід використовують для створення медичних приладів з широкими модульними блоками, такими як кардіологічні монітори, апарати штучної вентиляції легень і дефібрилятори.

- **Спортивні велосипеди**

Деякі виробники велосипедів пропонують модульні велосипеди зі знімними рамами, вилками та компонентами, які дозволяють користувачам змінювати їх конфігурацію для різних типів їзди, від шосе до гірської.

- **Електроніка та смартфони**

Ідея модульних смартфонів виникає в можливості замінювати або оновлювати окремі компоненти, такі як камера, батарея, звукова система і навіть процесор.

- **Будівництво**

Принцип модульної побудови в будівництві полягає в тому, щоб створити будівлі, споруди та житлові приміщення, використовуючи модулі або підготовлені структурні компоненти, які можна легко збудувати та змінити. Цей підхід набуває популярності через свою ефективність, швидкість будівництва, менше витрат на будівництво та більше можливостей для стандартизації та ефективного використання ресурсів.

- **Модульний принцип побудови в програмному забезпеченні**

Модульний принцип побудови в програмному забезпеченні (Software Modular Design) - це методологія розробки програми, в якій програма розбивається на невеликі незалежні модулі або компоненти, які можна розробляти, тестувати та підтримувати окремо. Кожен модуль виконує певну функцію або завдання і може бути взаємозамінним з іншими модулями. Модульність сприяє підвищенню ефективності, підтримці та розширенню програм.

У всіх цих галузях модульний підхід дозволяє забезпечити більшу адаптивність, підвищити надійність, скоротити час на обслуговування та ремонт, а також ефективно використовувати ресурси. Модульний дизайн стає ключовим фактором для забезпечення здатності техніки пристосовуватися до змінних потреб і вимог користувачів.



Авіація не є виключенням для використання модульної побудови.

- **Модульна конструкція літаків**

У цивільній авіації і військовій авіації застосовують модульну конструкцію літаків. Наприклад, військові транспортні літаки можуть швидко змінити конфігурацію для перевезення вантажу, пасажирів або військової техніки.

- **Двигуни з можливістю заміни**

У багатьох літаках можна легко замінити двигуни або їх компоненти. Це надійність та зменшує час обслуговування.

- **Модульна авіоніка та електроніка**

Авіоніка, як і радари, системи навігації та системи зв'язку, можуть бути оновленими шляхом заміни окремих модулів, що дозволяє літакам підтримувати передові технології без повної заміни обладнання.

- **Системи безпеки та терморегуляції**

Важливі системи безпеки, такі як системи уникнення зіткнення (TCAS) або інших систем захисту, можуть мати модульну конструкцію для полегшення обслуговування та оновлення.

Системи терморегуляції включають в себе кондиціонери і системи опалення, які також можуть мати модульні компоненти для обслуговування та заміни.

- **БПЛА військового призначення**

Військові БПЛА, такі як MQ-9 Reaper, можуть мати модульні підсистеми для конкретних завдань, таких як розвідка, спостереження або атака. Це дозволяє змінювати їх функціональність без повної зміни платформи.

## 1.2 Б ПЛА з застосуванням модульної побудови



Рис. 1.1. БПЛА PD-1

Таблиця 1.1

<b>Загальна характеристика</b>	
Екіпаж:	0 на борту, 2 на наземній станції
Розмах крила:	3 м
Маса порожнього:	16 кг
Маса з повним навантаженням:	8 кг
Тип двигуна:	ДВЗ
<b>Продуктивність</b>	
Максимальна швидкість:	140 км/год
Крейсерська швидкість:	90 км/год
Дальність зв'язку телеметрії:	до 85 км
Дальність передачі Full HD відео в режимі реального часу:	50 км
Тривалість польоту:	понад 5 годин
Практична стеля:	2000 м

В сучаснішій версії БПЛА PD-2 було застосовано принцип модульної побудови в планері літака. Це дозволяє легко проводити його ремонт, обслуговування або змінювати його конфігурацію див рис. 1.2.

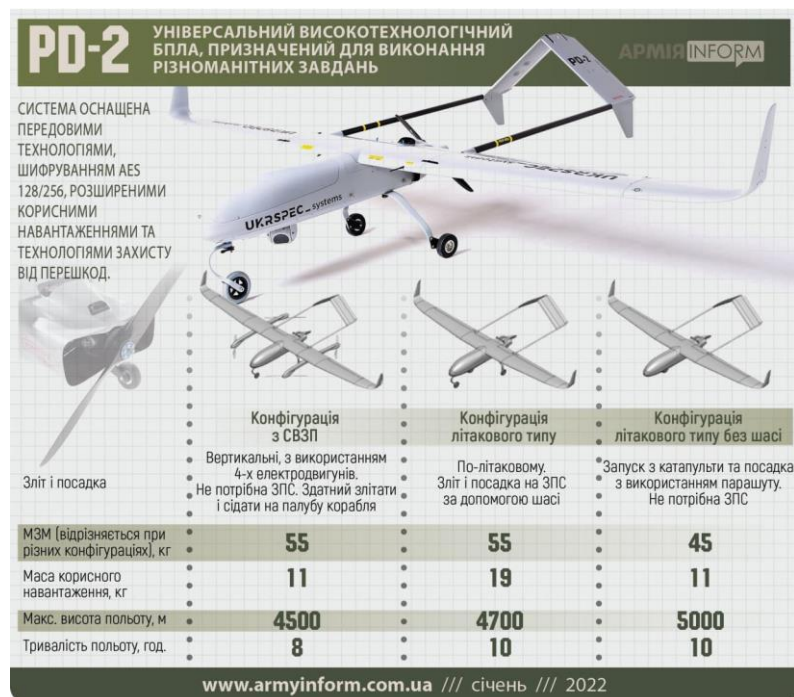


Рис. 1.2. Конфігурації БПЛА PD-2

Розвідувальні безпілотники такі як RQ-4 Global Hawk рис.3 й MQ-9 Reaper рис. 1.4. використовують модульну побудову для різних сенсорів конфігурації та платформу для різних завдань розвідки, патрулювання тощо.



Рис. 1.3. RQ-4B GlobalHawk ВВС США, 2007р.

<b>Загальна характеристика</b>	
Екіпаж:	0 на борту (3 дистанційних: пілот елемента запуску та відновлення (LRE); пілот елемента управління польотом (MCE) і оператор датчика)
Вантажопідйомність:	1360 кг
Довжина:	14,5 м
Розмах крил:	39,9 м
Висота:	4,7 м
Вага порожнього:	6 781 кг
Максимальна злітна:	14 628 кг
Силова установка:	1 × турбовентиляторний двигун Rolls-Royce F137-RR-100, тяга 34 кН.
<b>Продуктивність</b>	
Максимальна швидкість:	629 км/год
Крейсерська швидкість:	570 км/год
Дальність:	22 800 км
Час польоту:	понад 34 години
Максимальна експлуатаційна стеля:	18 000 м



Рис. 1.4. MQ-9 Reaper Афганістан, 2008 р.

Таблиця 1.3

<b>Загальна характеристика</b>	
Екіпаж:	0 на борту, 2 на наземній станції
Довжина:	11 м
Розмах крил:	20 м
Висота:	3,81 м
Вага порожнього:	2223 кг
Максимальна злітна вага:	4760 кг
Ємність палива:	1800 кг
Вантажопідйомність:	1700 кг
Силова установка:	1 × турбогвинтовий Honeywell TPE 331-10 , 900 к.с. (671 кВт) з цифровим електронним керуванням двигуном (DEEC)
<b>Продуктивність</b>	
Максимальна швидкість:	482 км/год
Крейсерська швидкість:	313 км/год

Дальність:	1900 км
Час польоту:	27 годин
Максимальна експлуатаційна стеля:	15 420 м
Робоча висота:	7,5 км

В БПЛА Лелека-100 див рис. 1.5. застосовано модульний принцип побудови в конструкції див рис.6 це дозволяє використовувати лінійку оптичних підвісів й модулів зв'язку.



Рис. 1.5. БПЛА Лелека-100

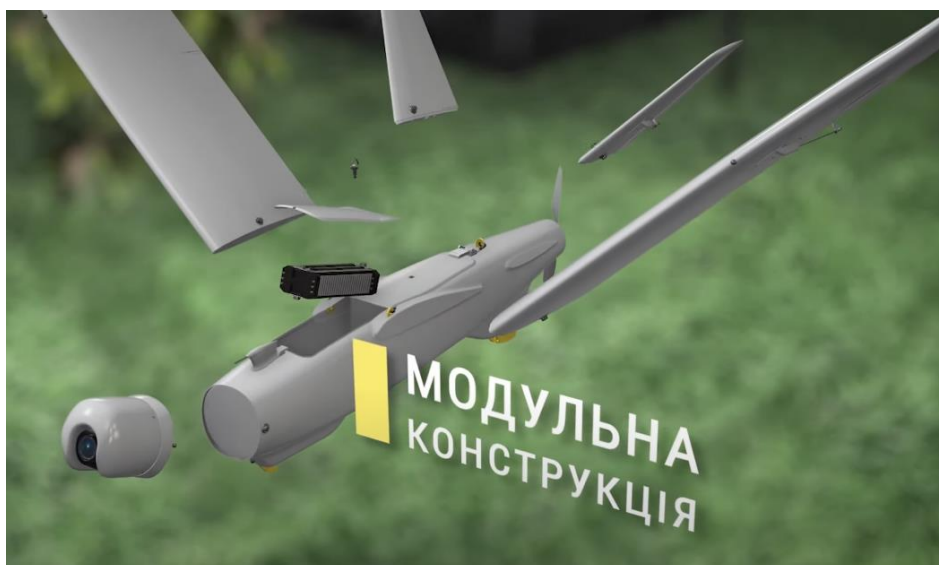


Рис. 1.6. Поділ на модулі в БПЛА Лелека-100



<b>Загальна характеристика</b>	
Екіпаж:	0 на борту, 2 на наземній станції
Довжина:	1135 мм
Розмах крил:	1980 мм
Максимальна злітна вага:	5,5 кг
Силова установка:	електрична
Запуск:	ручний/з катапульти
Посадка:	Парашутна/посадка на живіт
<b>Продуктивність</b>	
Максимальна швидкість:	120 км/год
Крейсерська швидкість:	60 — 70 км/год
Довжина маршруту:	100 км
Час польоту:	4 години
Максимальна експлуатаційна стеля:	1500 м



Рис. 1.7. БПЛА Warmate

<b>Загальна характеристика</b>	
Екіпаж:	0 на борту, 2 на наземній станції
Довжина:	1100 мм
Розмах крил:	1600 мм
Вага порожнього:	4 кг
Силова установка:	електрична
Запуск:	пневматичний
<b>Продуктивність</b>	
Максимальна швидкість:	120 км/год
Крейсерська швидкість:	80 км/год
Радіус дії:	30 км
Час польоту:	1 година
Максимальна експлуатаційна стеля:	3000 м

В цьому польському БПЛА Warmate див. рис. 1.7 камікадзе застосовуються різні змінні боеголовки та уніфікована система старту.



## Висновки по розділу

Розглянувши різні аспекти модульної побудови та принципів, й застосованих в різних галузях техніки та на певних БПС, можна зауважити що вибір певного аналогу серед існуючих на теперішній час не є можливим оскільки не існує комплексного рішення. Тому для створення аналогічних рішень у безпілотній авіації варто звернути увагу на: адаптивність, гнучкість, підвищення надійності та ремонтпридатності, ефективне використання ресурсів, впровадження передових технологій.

Лише виконуючі ці умови можна отримати ефективний конкурентоспроможний продукт.

Отже, вибір модульної побудови для створення аналогічних рішень в безпілотній авіації має спиратися на довгий успішний досвід в інших галузях техніки. Модульний принцип застосовується до різних аспектів літальних апаратів, включаючи їх двигуни, авіоніку, компоновку, конструкцію, спеціалізовані системи, тощо.

Отримані аналітичні дані будуть впроваджені в подальшому при проектуванні БПС.

## **2. Вибір й обґрунтування аеродинамічної схеми планера БПС**

### **2.1 Загальна інформація по аеродинамічним компоновкам ЛА**

Безпілотні повітряні судна стали незамінним інструментом в сучасному авіаційному світі, що означає застосування в різних галузях, від військових операцій і розвідки до комерційної доставки та аерофотозйомки. Важливим фактором їхньої продуктивності та ефективності є аеродинамічний дизайн, який полягає в використанні найоптимальніших форм й компоновок.

В авіації найефективніші набори цих якостей зібрані в основних аеродинамічних схемах.

Вибір аеродинамічної схеми для БПЛА є складним завданням, так як він визначає основні характеристики апарату, такі як швидкість, маневреність, дальність польоту та завантаження. У цьому розділі магістерської роботи ми розглянемо процес вибору аеродинамічної схеми для безпілотних літальних апаратів та вивчимо вплив цього виробу на їхню продуктивність та функціональність.

Мета даного розділу полягає в наступному:

- Розглянути різноманітні типи аеродинамічних схем, що використовують для БПЛА.
- Визначте фактори, які впливають на вибір аеродинамічної схеми та їх взаємозв'язки.
- Проаналізувати методи та критерії, які використовують для вибору оптимальної аеродинамічної схеми в контексті конкретних завдань та вимог до БПЛА.
- Представити приклади вибору аеродинамічної схеми для різних типів безпілотних літальних апаратів та розрахувати їх вплив на функціональність та продуктивність.

## 2.2 Аеродинамічні схеми літака

Аеродинамічна схема літака характеризується розміщенням його несучих поверхонь.

В сучасній авіації існують такі основні аеродинамічні схеми як «класична», «качка», «літаюче крило». Розглянемо їх більш детально.

### 2.2.1 Аеродинамічна схема класична

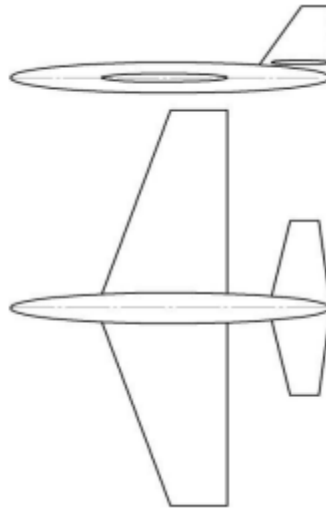


Рис. 2.1. Класична аеродинамічна схема.

Для цієї аеродинамічної схеми характерним є розташування горизонтального оперення за крилом (див. рис. 2.1.). Переважна більшість світових літаків має класичну (нормальну) схему.

Ця схема має такі переваги:

Перед крилом відсутні будь-які частини, які могли б зберегти його обтікання при зміні положення літака або порушити плавність обтікання крила і зменшити його несучі властивості.

Розташування оперення позаду крила дозволяє скоротити передню частину фюзеляжу, що покращує огляд і дозволяє зменшити площу вертикального оперення (носова частина фюзеляжу створює дестабілізуючий крутний момент).

Поруч з перевагами цієї схеми також є наступні недоліки:

Горизонтальне оперування працює в умовах скошеного і зіпсованого крилом повітряного потоку, тому істинний кут атаки оперення може стати від'ємним, а швидкість обтікання повітряного потоку буде менше, ніж у крила.[5].

Практично на всіх режимах польоту горизонтальне оперення створює від'ємну підйомну силу. Це призводить до зменшення загальної підйімальної сили літака, особливо це відчутно на режимах зльоту і посадки.

### 2.2.2 Аеродинамічна схема качка

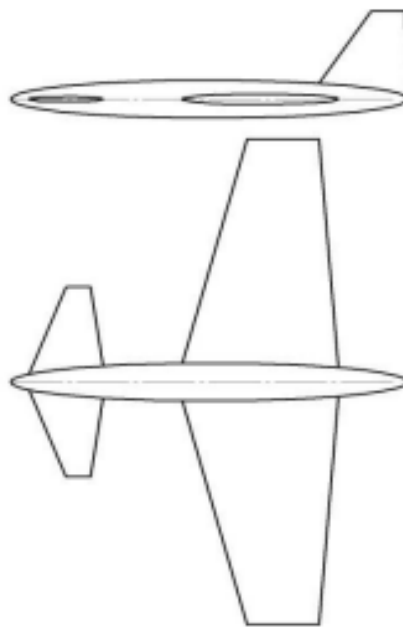


Рис. 2.2. Аеродинамічна схема качка.

За схемою "качка" (див. рис. 2.2.), горизонтальне оперення розташоване спереду на фюзеляжі перед крилом. Ця схема була вперше використана на початку ХХ століття на літаку братів Райт.

Особливості цієї схеми включають наступне:

Крило не перешкоджає нормальному обтіканню горизонтального оперення.

Горизонтальне оперення у польоті створює позитивну підйомну силу.

При великих кутах атаки, розрив потоку повітря на горизонтальному положенні автоматично переводить літак на менші кути атаки, що зменшує ризик переходу крила на критичні кути і потрапляння літака в штопор.

Зсув положення центру тяжіння літака назад при переході від дозвукової до надзвукової швидкості польоту для літака, побудованого за схемою "качка", менше, ніж для літака за нормальною схемою, тому підвищення повздовжньої статичної стійкості відбувається менш значущим чином. Якщо на літаку за схемою "качка" використати висувне горизонтальне оперування, що використовується під час польоту з дозвуковими швидкостями, то практично не відбувається зміщення центру тяжіння при переході від дозвукових швидкостей до надзвукових.[5].

Одним з недоліків схеми є зменшення шляхової стійкості через підвищення дестабілізуючого моменту, створеного витягнутою передньою частиною фюзеляжу та досить невеликим моментом, який виникає на вертикальному оперенні.

Незважаючи на ранню появу схеми "качка", вона залишається й досі.

### 2.2.3 Аеродинамічна схема літаюче крило

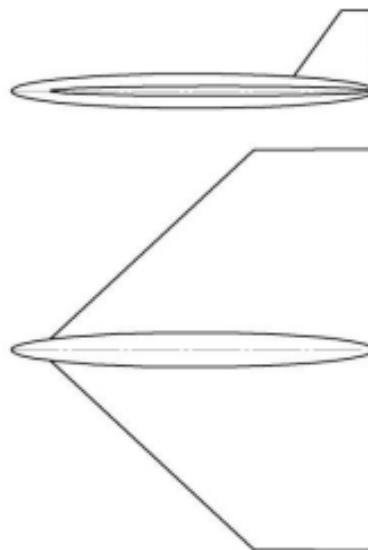


Рис. 2.3. Аеродинамічна схема літаюче крило.

Літаки за схемою "літаюче крило", як видно з самої назви, не мають горизонтального оперення (див. рис. 2.3.) і можуть не мати фюзеляжу. Літак з фюзеляжем, що не має горизонтального оперення, часто називається "безхвостим".

У 1920 році були побудовані перші планери і літаки за схемою "літаюче крило". Під час їх проектування та будівництва були вивчені деякі особливості, такі як забезпечення повздожньої стійкості і керованості, зліт і посадку.

Літак за схемою "літаюче крило" має мінімальний фронтальний опір. Сучасні літаки цієї схеми мають подовжену передню частину фюзеляжу і трохи скорочену задню частину, на якій встановлено вертикальне оперення.

У різні періоди були опубліковані проекти важких літаків за схемою "літаюче крило" в чистому вигляді, тобто без фюзеляжу. Типовими рисами таких літаків була чудова конструкція крила в якому використовувались профілі з великим потовщенням, це дозволяло розмістити в крилі агрегати, екіпаж та корисне навантаження. [5].

У таких літаках, очевидно, було можливо на максимально повній мірі реалізувати переваги схеми: зменшення фронтального опору, зменшення ваги конструкції.

Однак ця схема має і певні недоліки:

Для балансування літака в певних режимах польоту необхідно відхиляти частину закрилків, що зменшує коефіцієнт підйімальної сили крила.

Складність забезпечення повздожньої стійкості, яке створюється за допомогою елевонів, створює майже невеликий важіль сили на елевонах.

Оскільки деякі закрилки використовують для балансування літака, то їх використання в якості засобів зльоту та посадки не завжди можливо.

Схема «летіння крила» не здобула широкого розповсюдження серед літаків, і тільки в останні роки вона знову повернула на себе увагу під проектування надзвукових літаків й БПС.

## 2.3 Класифікація по конструктивним й іншим ознакам

Серед багатства конструктивних ознак, за якими можна класифікувати літаки, наведемо основні:

- кількість і розташування крил;
- тип фюзеляжу;
- тип використаних двигунів, їх число й розміщення.
- тип хвостового оперення.
- схема шасі.

За кількістю крил літаки поділяють на моноплани й біплани.

Моноплан – це літак з одним крилом (див. рис. 2.4).



Рис. 2.4. Літак Ан-225 «Мрія» виконаний за схемою моноплан.

Перший у світі літак схеми моноплан, побудований Л. А. Можайським. У сучасний час моноплан є основним типом літаків.

За розташуванням крила відносно фюзеляжу поділяють на: низькоплани, середньоплани та високоплани.

Низькоплан - це тип літака з крилом, розташованим нижче фюзеляжу (див. рис. 2.5.). З аеродинамічної точки зору, низькоплан не є найбільш вигідною схемою через те, що в зоні з'єднання крила і фюзеляжу порушується плавність

обтікання, що додатково доповнює опір, викликаний взаємодією крила і фюзеляжу, відомий як інтерференція.

Існують конструктивні заходи, які допомагають зменшити опір інтерференції. До таких заходів відзначаються:

- найвигідніше розташування крила відносно фюзеляжу за висотою;
- встановлення заливних пристроїв у місцях, де крило прилягає до фюзеляжу, для покращення обтікання в зоні переходу від крила до фюзеляжу. Однак зализи лише зменшують додатковий опір, але не усувають його. Багато сучасних монопланів мають різні конфігурації та призначення, а деякі з них є низькопланами.

Також, ця схема дуже розширена серед середніх пасажирів літаків. Це пояснюється тим, що низькоплани, незважаючи на недоліки, мають кілька переваг:

- збільшити підймальну силу при посадці за рахунок екранного впливу землі;
- можливість підвищення ефективності механізації крила за рахунок використання підфюзеляжної частини;
- значно менша висота стійок головних шасі, що полегшує їх обслуговування та суттєво зменшує вагу шасі;
- зменшена небезпека для екіпажу та пасажирів під час аварійної посадки, після чого літак приземлений на крило;
- спрощене та зручне обслуговування силових агрегатів літака при розташуванні двигунів на крилі;
- підвищена плавучість при аварійній посадці на воду.

Не дивлячись на вищезазначені переваги, низькоплани мають і свої недоліки. Такі як раніше згадана інтерференція, неможливість створення огляду для пілота й пасажирів в зоні розміщення крила, забезпечення безпеки двигунів. При розміщенні на крилі чи під ним двигун при роботі на землі засмоктує пил й бруд з взлітно-посадкової смуги.[5].



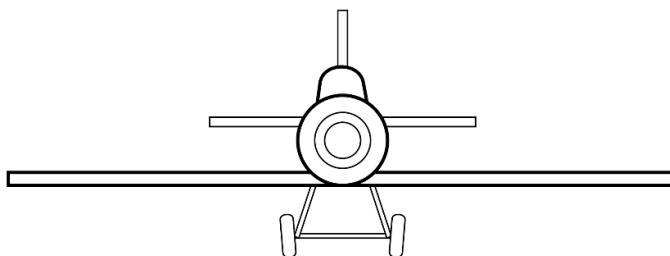


Рис. 2.5. Низькоплан.

Середньоплан (див. рис. 2.6.) - це літак, у якому крило розташовано приблизно на середній висоті фюзеляжу, що призводить до наступних переваг:

- Значно зменшується опір інтерференції, особливо на високих швидкостях польоту.
- Конструктивно простіше виконати згортання шасі у гондолі двигунів (якщо двигуни розташовані у крилі) або у спеціальній гондолі під крилом.
- В межах фюзеляжу під крилом легко розмістити відсіки для вантажів.

До недоліків такої схеми слід віднести:

- Неминуче обмеження огляду пілотів назад.
- Конструктивна складність розміщення пасажирських кабін у середній частині фюзеляжу на стику крила з фюзеляжем.

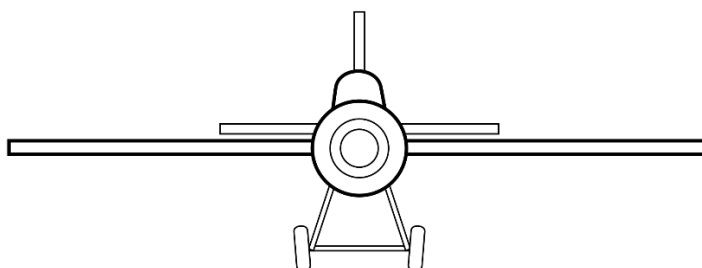


Рис. 2.6. Середньоплан.

Високоплан (див. рис. 2.7.) - це тип літака, у якого крило прикріплене до верхньої частини фюзеляжу. Інтерференція між крилом та фюзеляжем мінімальна, крім того:

- Забезпечує дуже хороший огляд нижньої півсфери для пілотів і пасажирів.

- Конструктивно спрощуються пасажирські салони та вантажні відсіки всередині фюзеляжу, при цьому значно розширюються можливості механізації, завантаження та розвантаження великогабаритних вантажів.

Однак разом з перевагами ця схема має наступні недоліки:

- Конструктивно ускладнюється складання шасі в крило через збільшену висоту підкрилкових стійок.
- Неминуче збільшується висота фюзеляжу та його маса.
- Ускладнює обслуговування силових установок при розташуванні двигунів на крилі.
- Вимагає підсилення конструкції нижньої частини фюзеляжу.

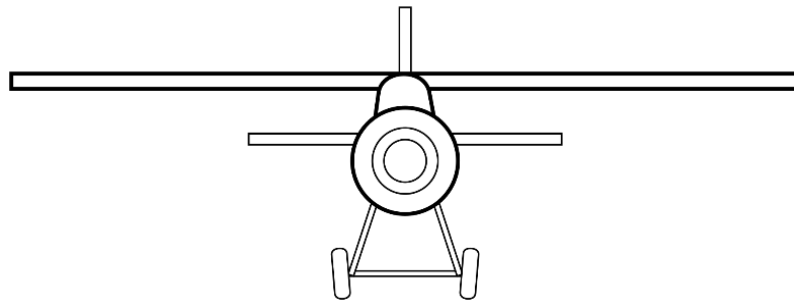


Рис. 2.7. Високоплан.

Також поділ може здійснюватися за формою хвостового оперення. Оперенням літака називають несучі поверхні, які беруть участь в забезпеченні літака повздовжньої й шляхової стійкості, балансування й керованості.

Горизонтальна поверхня забезпечує стійкість, стабільність та керованість літака. Вона складається з нерухомого або обмежено рухомого стабілізатора та керуючого елемента висоти. Керований стабілізатор встановлюється в тих випадках, коли під час польоту суттєво змінюється центрування, а ефективність управління висотою не вистачає. Іноді використовуються цільноповоротні рулі висоти, яка також використовується для поперечного керування літаком (при цьому її консолі відкидаються в протилежному напрямку).

Вертикальна поверхня призначена для забезпечення стійкості курсу, балансу та керованості літака. Найчастіше вона складається з нерухомого кіля та елемента, що керує напрямом.[5].

Існують п'ять основних схем хвостового оперення див рис. 2.8. а) класичне, б) рознесене вертикальне закріплене на фюзеляжі, в) Н-подібне, г) V-подібне, д) Т-подібне.

Всі ці характерні обриси хвостового оперення мають як свої недоліки так й переваги.

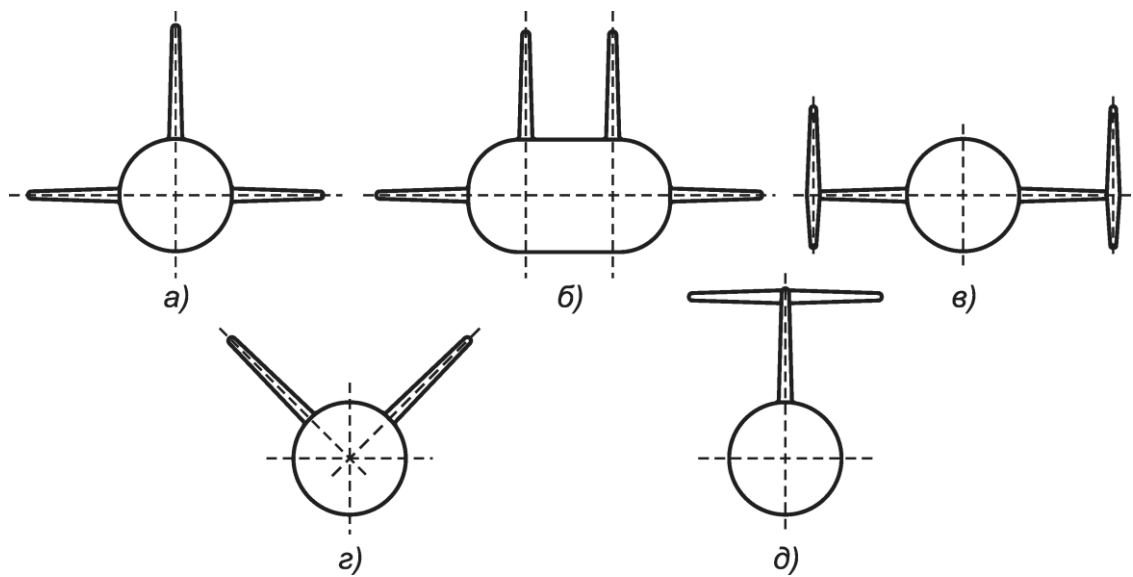


Рис. 2.8. Види хвостового оперення.

Пропоную до вашої уваги їх розгляд:

Найширше використовується схема з центральною вертикальною поверхнею, яка має значні конструктивні переваги.

З великою площею вертикальної поверхні на деяких літаках роблять її розділеною, кріплячи обидві частини до фюзеляжу. У цьому випадку через скорочення важеля сили, що діє на вертикальну поверхню, зменшується крутний момент фюзеляжу.

Розділена вертикальна поверхня у вигляді двох пластин, закріплених на кінцях горизонтальної поверхні (рис. 2.8. в), конструктивно складніша, ніж центральна вертикальна поверхня. Але у неї є переваги: покращення видимості

назад, підвищення ефективності горизонтальної поверхні за рахунок наявності кінцевих пластин, зменшення крутого моменту фюзеляжу.

Розташування пластини в струмені від гвинтів дозволяє підвищити ефективність вертикальної поверхні.

V - подібне хвостове оперення - це аеродинамічна конфігурація хвостового оперення, у якій вертикальне та горизонтальне оперення виглядають як літера "v", кут між аеродинамічними поверхнями у випадку такого розміщення становить від 90 до 110 градусів. широкого вжитку таке оперення здобуло серед БПС.

Перевагами такого хвостового оперення є: стійкість і контроль при низьких швидкостях й високих кутах атаки, при посадці у такого оперення створюється менший екранний ефект від землі в аналогічного класичного, що в свою чергу збільшує керованість, більша зона видимості порівняно з іншими видами хвостового оперення.

Недоліками такої конфігурації є: складність виготовлення, за умов нерівномірного вихрового потоку й високих кутів атаки зменшується керованість.

## **2.4 Обґрунтування аеродинамічної схеми**

Ознайомившись з особливостями існуючих аеродинамічних схем, що застосовуються в авіабудуванні й на основі аналізу їх особливостей аеродинамічних схем. Було обрано класичну схему планера високоплана з «V» - подібним хвостовим оперенням та розміщення двох двигунів на консолях крила.

Високоплан має певні переваги такі як: покращена видимість, гвинтові двигуни розташовані ближче до центру тяжіння й знаходяться на достатній відстані від землі під час посадки й зльоту, що забезпечить їх захист від пилу на злітно-посадковій смузі. Вища стійкість високоплана під час польоту, особливо при низьких швидкостях.

V-подібне хвостове оперення в комбінації з розміщенням крила над фюзеляжем є добре вивченою і широко використовується в авіабудуванні. Це дозволяє використовувати наявний багатий досвід та знання, що стосуються цієї схеми, для вдосконалення проекту. Також така комбінація може забезпечити відмінні аеродинамічні характеристики та безпеку польоту. Ця схема може бути легко модифікована для вдосконалення певних характеристик літального апарату, наприклад, додавання додаткових оперень або змін у крило.

## **Висновок до розділу**

У розділі детально розглянуто загальну інформацію щодо аеродинамічних компонувань літальних апаратів, проведено класифікацію літаків за конструктивними та іншими ознаками, а також обґрунтовано вибір конкретної аеродинамічної схеми для проекту планера БПС.

Загальна інформація про аеродинамічні компонування літаків надає розуміння основних принципів, які визначають аеродинамічні характеристики літаків.

Обґрунтування аеродинамічної схеми для планера БПС включає в себе ретельний аналіз вибору високоплана з "V" - подібним хвостовим оперенням та розміщенням двох двигунів на консолях крила. Обрана схема має численні переваги, такі як розширена зона видимості, стійкість при низьких швидкостях та оптимальне розташування двигунів для забезпечення захисту від пилу на злітно-посадковій смузі.

Ця конфігурація враховує добре вивчений досвід у сфері авіабудування, забезпечуючи високий рівень безпеки та керованості. Крім того, вона може бути легко модифікована для досягнення певних характеристик, що робить її оптимальним вибором для вдосконалення та розвитку планера БПС.

### 3. Визначення геометричних параметрів планера БПС

#### 3.1 Визначення основних параметрів крила

Для пошуку необхідного профілю було використано ресурс:

<http://airfoiltools.com>

NACA 2412 AIRFOIL було обрано за універсальність широкий спектр застосування, стійкість і його передбачувану поведінку. Висока аеродинамічна продуктивність не стала виключенням.

$$\text{Площа крила: } S_{кр} = \frac{m_0}{\rho_{num}} = \frac{400}{70} = 5,7 \text{ м}^2.$$

де:  $m_0$  – злітна маса, кг., (задане в ТЗ);

$\rho_{num}$  – усереднене питоме навантаження на крило, кг/м.

Відносне подовження крила ( $\lambda_{кр} = 6$ ) обране на а підставі аналізу статистичних даних – характеристик ЛА аналогічного класу.

Звуження крила на даному етапі залишаємо рівним  $\eta_{кр} = 0,5$ .

Кут стрілоподібності крила по  $\frac{1}{4}$  хорд приймаємо  $\chi_{0,25} = 0^\circ$ .

$$\text{Розмах крила: } l_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр} \cdot S_{кр}} = \sqrt{6 \cdot 5,7} = 5,84 \text{ м.}$$

$$\text{Коренева та кінцева хорди крила: } b_0 = b_{кц} = \frac{S_{кр}}{l_{кр}} = \frac{5,7}{5,84} = 0,98 \text{ м.}$$

#### 3.2 Визначення основних параметрів оперення

V-подібне оперення, розраховується на основі параметрів ГО і ВО, що використовуються як параметри горизонтальної і вертикальної проекцій оперення відповідно. При цьому, для вертикальної проекції оперення слід взяти

вдвічі менше значення площі:  $S_{BO}^V = \frac{S_{BO}}{2}$ .

Параметри горизонтального оперення (ГО) та вертикального оперення (ВО) ЛА на даному етапі визначаємо у першому наближенні за допомогою

статистичних значень коефіцієнтів статичних моментів та відносних плечей оперення див табл.№.

Таблиця 3.1.

Статистичні значення коефіцієнтів статичних моментів і відносних плеч оперення			
Коефіцієнт статичного моменту ГО	Коефіцієнт статичного моменту ВО	Відносне плече ГО	Відносне плече ВО
$A_{ГО}$	$A_{ВО}$	$\bar{L}_{ГО}$	$\bar{L}_{ВО}$
0,75..0,8	0,07..0,075	2,9..3,2	$\bar{L}_{ВО} = \bar{L}_{ГО} \cdot \frac{b_A}{l_{кр}} = 0,4$

$$\text{Площа ГО: } S_{ГО} = \frac{A_{ГО} \cdot S_{кр}}{\bar{L}_{ГО}} = \frac{0,8 \cdot 5,7}{3} = 1,48 \text{ м}^2.$$

Відносне подовження ГО на даному етапі обираємо на підставі аналізу статистичних даних  $\lambda_{ГО} = 7$ .

Звуження ГО приймаємо рівним  $\eta_{ГО} = 1$ .

Кут стрілоподібності ГО по  $\frac{1}{4}$  хорд приймаємо  $\chi_{0,25} = 0^\circ$ .

$$\text{Розмах ГО: } l_{ГО} = \sqrt{\lambda_{ГО} \cdot S_{ГО}} = \sqrt{7 \cdot 1,48} = 3,2 \text{ м.}$$

$$\text{Хорда ГО: } b_{ГО} = \frac{S_{ГО}}{l_{ГО}} = \frac{1,48}{3,2} = 0,46 \text{ м.}$$

$$\text{Площа ВО: } S_{ВО} = \frac{A_{ВО} \cdot S_{кр}}{\bar{L}_{ВО}} = \frac{0,07 \cdot 2,85}{0,4} = 0,49 \text{ м}^2.$$

Відносне подовження ВО на даному етапі обираємо на підставі аналізу статистичних даних  $\lambda_{ВО} = 2..2,5$ .

Звуження ВО приймаємо рівним  $\eta_{ГО} = 1$ .

Кут стрілоподібності ВО по  $\frac{1}{4}$  хорд приймаємо  $\chi_{0,25} = 0^\circ$ .



$$\text{Висота ВО: } h_{BO} = \sqrt{\lambda_{BO} \cdot S_{BO}} = \sqrt{2,5 \cdot 0,49} = 1,1 \text{ м.}$$

$$\text{Хорда ВО: } b_{BO} = \frac{S_{BO}}{h_{BO}} = \frac{0,49}{1,1} = 0,45 \text{ м.}$$

Значення плечей оперення (відстань між фокусом крила і фокусом відповідного оперення)

$$L_{ГО} = \bar{L}_{ГО} \cdot b_A = 3 \cdot 0,46 = 1,38 ;$$

$$L_{BO} = \bar{L}_{BO} \cdot l_{кр} = 0,4 \cdot 5,8 = 2,34 .$$

### 3.3 Визначення основних параметрів фюзеляжу

Геометричні параметри фюзеляжу можна задати на даному етапі, спираючись на необхідність розміщення в його об'ємі всіх необхідних компонентів – силової установки, систем та обладнання та палива.

Площа міделя фюзеляжу повинна бути мінімальною, якщо ця умова виконується то сила аеродинамічного опору фюзеляжу теж мінімальна в свою чергу значення аеродинамічної досконалості ЛА максимальні.

Формою міделя обрано еліпс, що переходить в коло. Це обґрунтовано розміщенням в носовій частині фюзеляжу оптичного обладнання на підвісі в горизонтальному положенні, й для зменшення кількості зализ в зоні стику з крилом.

## **Висновки по розділу**

Розглянувши основні аеродинамічні схеми й компоновки, їх переваги й недоліки було обрано й обґрунтовано класичну схему високоплана з V - подібним хвостовим оперенням. На основі аналітичних роздумів було проведено визначення основних параметрів крила, оперення та фюзеляжу. В результаті спираючись на попередньо отримані результати було створено кресленик загального виду БПС.

#### **4. Розрахунок аеродинамічних характеристик планера БПС**

Для досягнення поставленої мети та визначення аеродинамічних характеристик планера БПС, на даному етапі є аналіз і застосування наукових методів, призначених для дослідження та моделювання обтікання поверхонь літального апарату.

У цьому розділі магістерської роботи було розглянуто особливості панельно-вихрового методу, моделювання обтікання літального апарату за допомогою програмного забезпечення "P A N S Y M" та проаналізовано результати розрахунку. Детальний аналіз цього методу дозволив використовувати його переваги та недоліки для вирішення поставленого наукового завдання.

За допомогою цього методу та відповідних досліджень цей розділ спрямований на розкриття аеродинамічних особливостей планера БПС та надання фундаментальних даних для подальших розрахунків, вдосконалення та оптимізації літального апарату.

##### **4.1 Сутність панельно-вихрового методу**

Цей метод аеродинамічних розрахунків дозволяє проводити моделювання літальних апаратів у різноманітних конфігураціях, включаючи мотогондולי з протоком і без, підвісні вантажі, шайби, пілони та інші елементи. Однією з ключових особливостей цього методу є принцип симетричного розподілу джерел (стоків) і вихрів на протилежних поверхнях сусідніх елементів. Це дозволяє уникнути труднощів при моделюванні обтіканні елементів невеликої товщини. Методика розрахунку використовує дискретний аналог безперервного розподілу особливостей, що значно спрощує процес та розширює застосовність методу для опису аеродинамічних процесів навколо складних геометричних форм [8].

Методи гідродинамічних особливостей, які використовують розподіл особливостей по поверхні літального апарату, знайшли широке застосування для аналізу складних тривимірних потоків. Параметри потоку в заданій точці

визначаються шляхом численної інтеграції впливу всіх особливостей, розподілених на поверхні [9].

Панельний метод є корисними при розгляді локальних варіацій поверхні літального апарату. На таких панелях, які не включені в зону модифікації, інтеграцію впливів особливостей можна проводити всього один раз для вихідної конфігурації, що істотно економить час обчислень. Але кількість панелей їх форма, спосіб їх розміщення обмежені, способом наближення функцій щільності особливостей. Також такими обмеженнями є унеможливлення зробити розбивку в крилі на панелі з непаралельними боковими кромками. Такі обмеження призводять до спрощення геометрії ЛА в місцях сполучення елементів компоновки.

В програмних продуктах, що дозволяють робити розрахунки панельно-вихровим методом для ефективного розрахунку обтікання крил та інших сусідніх елементів компонентів застосовується ряд умов і прийомів описаних нижче:

Апроксимація поверхні, яка дозволяє детально відтворити аеродинамічні обводи реальних конфігурацій.

Для скорочення аналітичних обчислень і зменшення часу розрахунків використовують дискретні аналоги безперервного розподілу гідродинамічних особливостей на поверхні літального апарату.

У підфюзеляжної частини крила використовується умова збереження циркуляції вздовж розмаху, що дозволяє зв'язати вихреві шари, сформовані на лівій і правій консолях крила, без їх зливання в єдину вихреву пелену. Цей прийом широко використовується в розрахунках за методом особливостей для виготовлення компонентів літальних апаратів.

Циркуляцію вихрового шару вздовж хорди панелі апроксимують лінійною залежністю, а щільність джерел (стоків) на панелі вважається постійною. По боковим кромкам панелей здійснюється сходження вільних вихрів з урахуванням умов Гельмгольца про збереження циркуляції. Умова Жуковського

про виконання умов сходження вихрової пелени досягається шляхом обнулення циркуляції приєднаного вихрового шару в місцях сходження [8].

Для розрахунку обтікання тривимірних конфігурацій застосовується принцип симетрії особливостей, який значною мірою був розроблений для розрахунку обтікання профілів у двовірних випадках. Цей принцип використовується для обробки тривимірних конфігурацій, і він дозволяє ефективно розподіляти джерела більше і вище на поверхні сусідніх елементів.

Метод, описаний вище, істотно покращує розрахунок обтікання крил та інших сусідніх елементів, і він знаходить широке застосування на практиці.

Для проведення аеродинамічних розрахунків було обрано програмний продукт "PANSYM".

#### **4.2 Програмне забезпечення "PANSYM"**

Програма "PANSYM" розроблена для розрахунку аеродинамічних характеристик літаків у дозвуковому потоці. Вона заснована на методі гідродинамічних особливостей для аналізу обтікання тіл в потоці ідеального газу. Важливою особливістю програми є те, що граничні умови протікання безпосередньо задовольняються на фактичній поверхні літака.

Для моделювання в'язких ефектів у програмі реалізований метод розрахунку потоку в пограничному шарі, з урахуванням гіпотези квазі плоских січень. Також у програмі також передбачена можливість урахування впливу згортання вихрової пелени на аеродинамічні характеристики та поля швидкостей. Крім того, програма здатна проводити розрахунки обтікання літака поблизу нерухомого земного екрана і при наявності ковзання.

Обмеженнями програми є низькі значення числа Маха, оскільки розрахунковий метод програми не передбачає врахування ефекту стислості повітря.

### 4.3 Створення моделі планера БПС в "PANSYM" та її розрахунок

Важливим етапом розрахунку є створення моделі й завдання початкових умов розрахунку в середовищі програми. "PANSYM" використовує вхідний текстовий файл розширення «.in» для опису геометрії й завдання умов розрахунку. Створення такого файлу полягає в правильному заповненні пунктів, що описують геометрію моделі по елементно з розбивкою на панелі.

В ході роботи на основі розділу 2 було отримана геометрію планера БПС з поділом на панелі див. рис. 4.1.

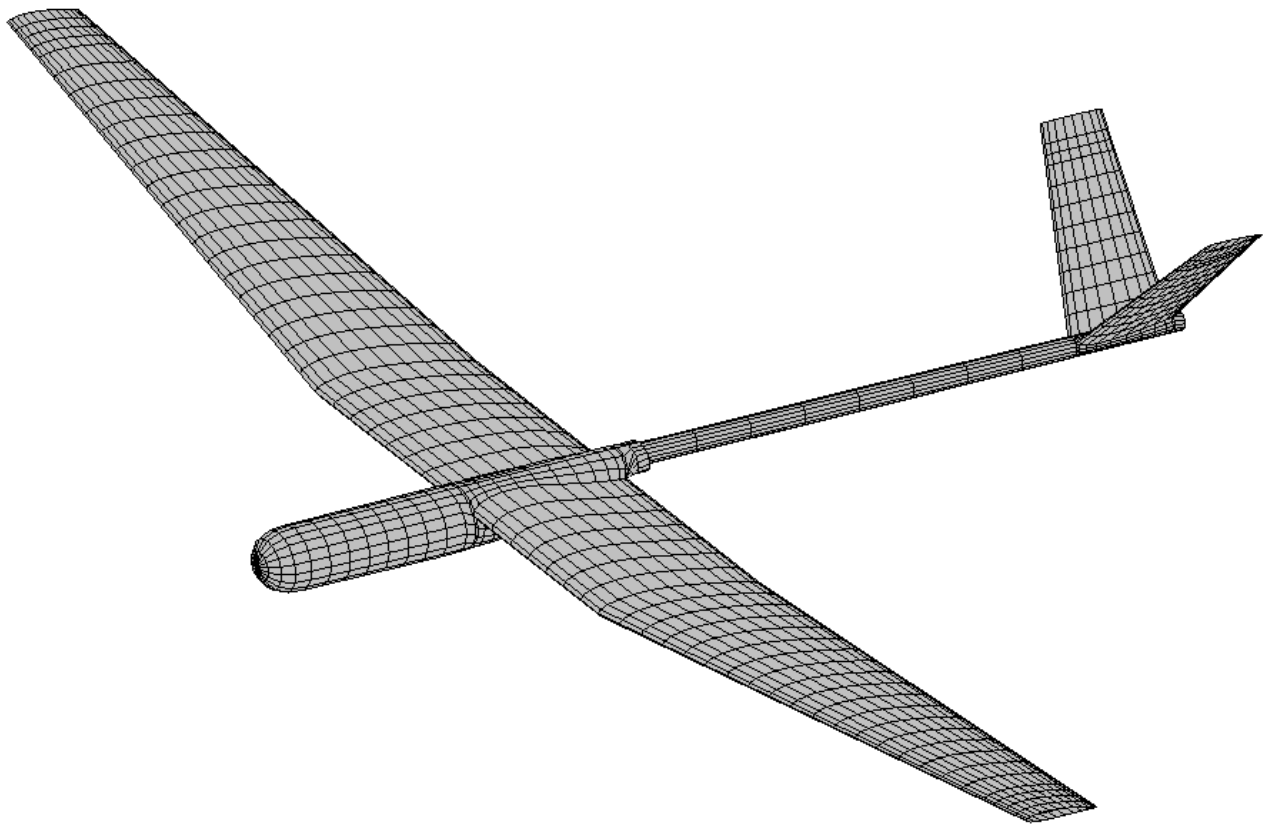


Рис. 4.1. Планер БПС з поділом на панелі.

Для розрахунку було визначено вхідні данні на основі технічного завдання.

Число Маха розраховане за формулою й залежить від крейсерської швидкості ЛА (взято з ТЗ).

$$M = 0,2; \quad V = 308 * 0,2 = 61,6 \text{ м/с.}$$

Число Рейнольдса визначено за формулою де  $v$  – кінематична в'язкість повітря відповідає значенню висоти 19000 м.,  $M$  – число Маха,  $b$  – САХ.

$$Re = V \cdot b / \nu = 6,1 \cdot 0,79 / 13,670 = 3,65.$$

Діапазон кутів атаки для розрахунків  $\alpha = -5^\circ \dots +15^\circ$ .

#### 4.4 Результати розрахунку та їх аналіз

В ході аналізу розрахунку розподілу тиску на планер БПС на 0 куті атаки див. рис. 4.2 видно, що основні зони високого тиску тобто зони аеродинамічного опору  $C_x$  планера розташовані в носовій частині фюзеляжу й на передніх й задніх кромках крила й оперення. Також незначне підвищення тиску знаходиться в зонах стиків елементів: фюзеляжу й крила, фюзеляжу й хвостової балки, хвостової балки й оперення.

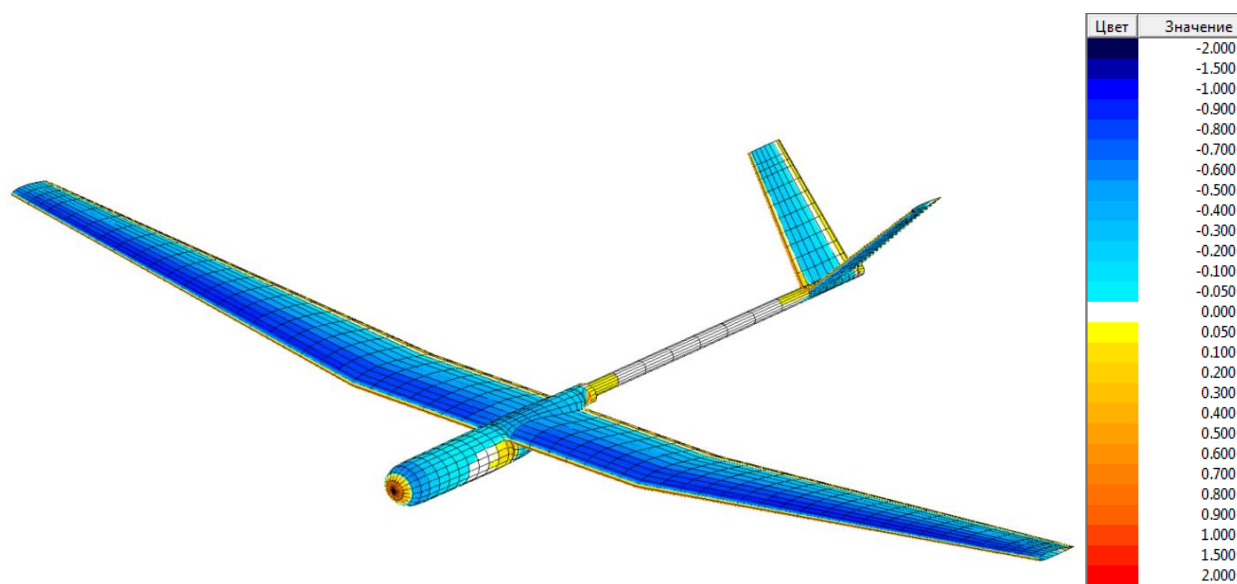


Рис. 4.2. Розподіл тиску на планер літака на 0 куті атаки.

Зони розрідження тиску виникають в підфюзеляжній зоні й на хвостовій балці.

Розрахунок аеродинамічних характеристик було проведено на діапазоні кутів атаки від  $\alpha = -5^\circ$  до  $\alpha = +15^\circ$ , що надало можливість виконати візуалізацію отриманих даних у вигляді графіків: залежності підйомної сили від кута атаки ( $C_{ya} = f(\alpha)$ ) див. рис. 4.3, полярів 1-го роду ( $C_{ya} = f(C_{xa})$ ) див. рис. 4.4., залежність

аеродинамічної якості від підйомної сили див. рис. 4.5. та залежності моменту тангажу від підйомної сили див. рис.6..

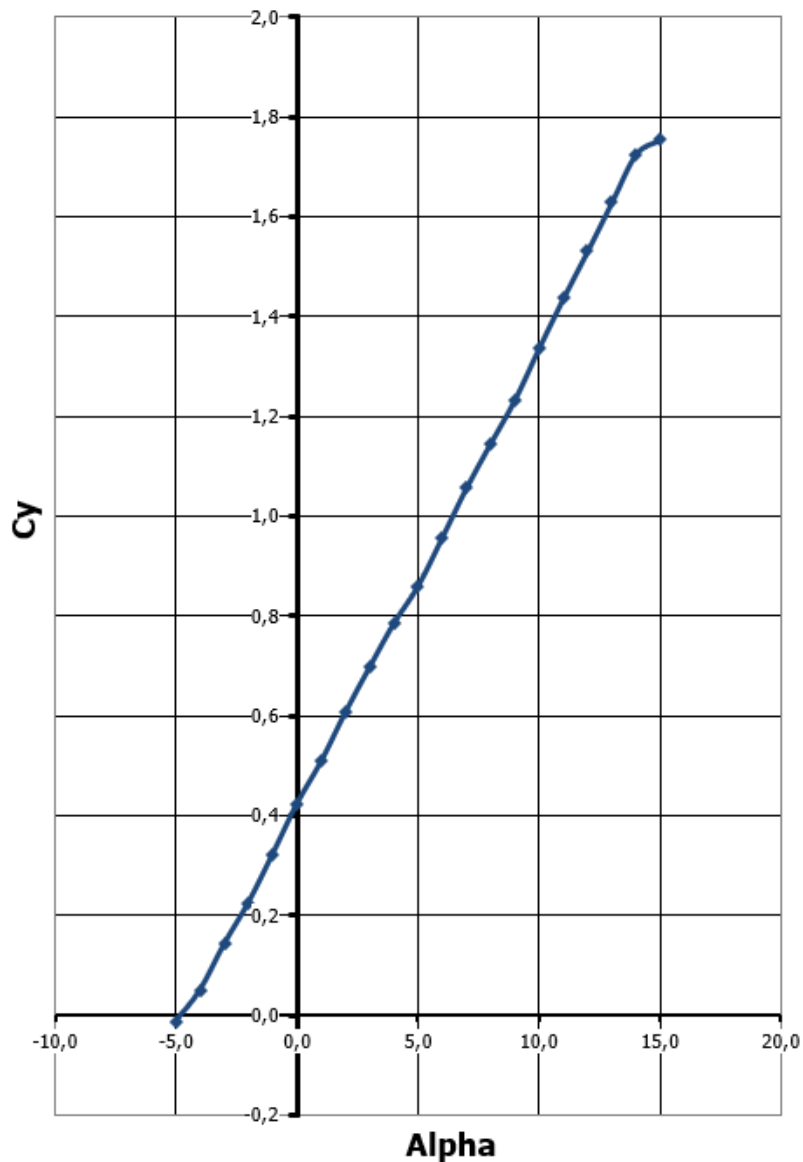


Рис. 4.3. Графік залежності  $C_{ya} = f(\alpha)$ .

З графіка  $C_{ya} = f(\alpha)$  видно, що планер БПС на кутах атаки від  $\alpha = -5^\circ$  до  $\alpha = +14^\circ$  веде себе передбачувано й лише після кута атаки  $\alpha = +15^\circ$  ми бачимо зменшення підйомної сили, що відповідає зриву потоку на високому куті атаки  $\alpha$ . Тобто рекомендованими для набору висоти БСП є кути до  $\alpha = +15^\circ$ .



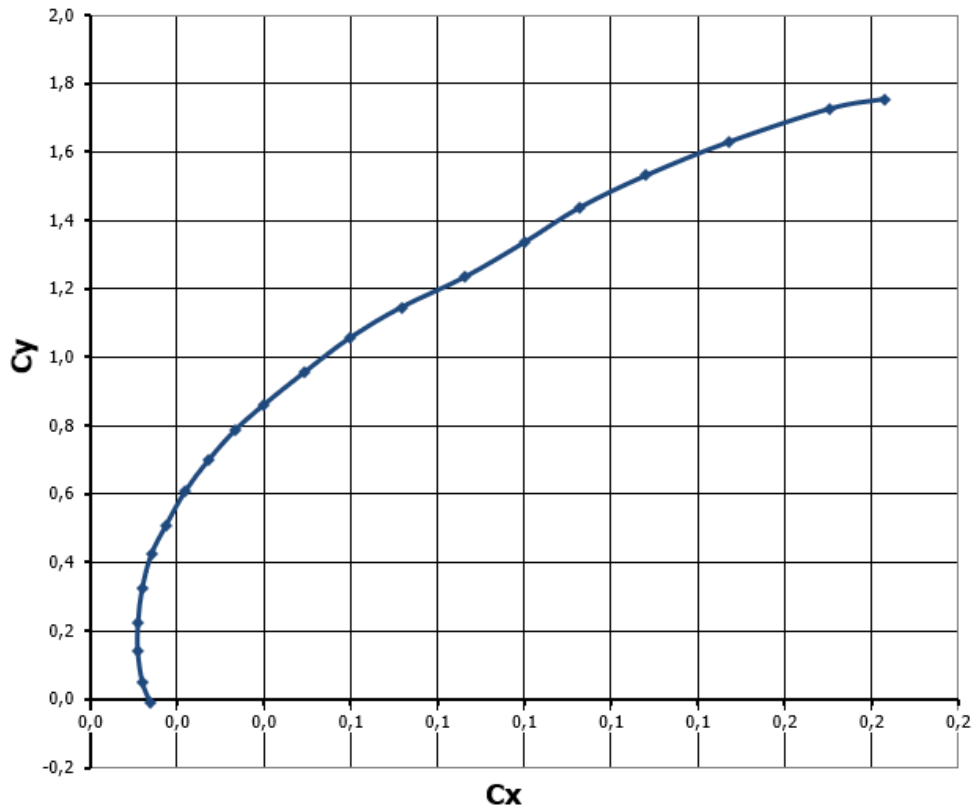


Рис. 4.4. Графік поляри 1 - го роду ( $C_{ya} = f(C_{xa})$ ).

Проаналізувавши графік поляри 1 - го роду видно, що зі збільшенням кута атаки  $\alpha > 12^\circ$  збільшення лобового опору стає суттєвим й графік поляри відхиляється праворуч стрімкіше.

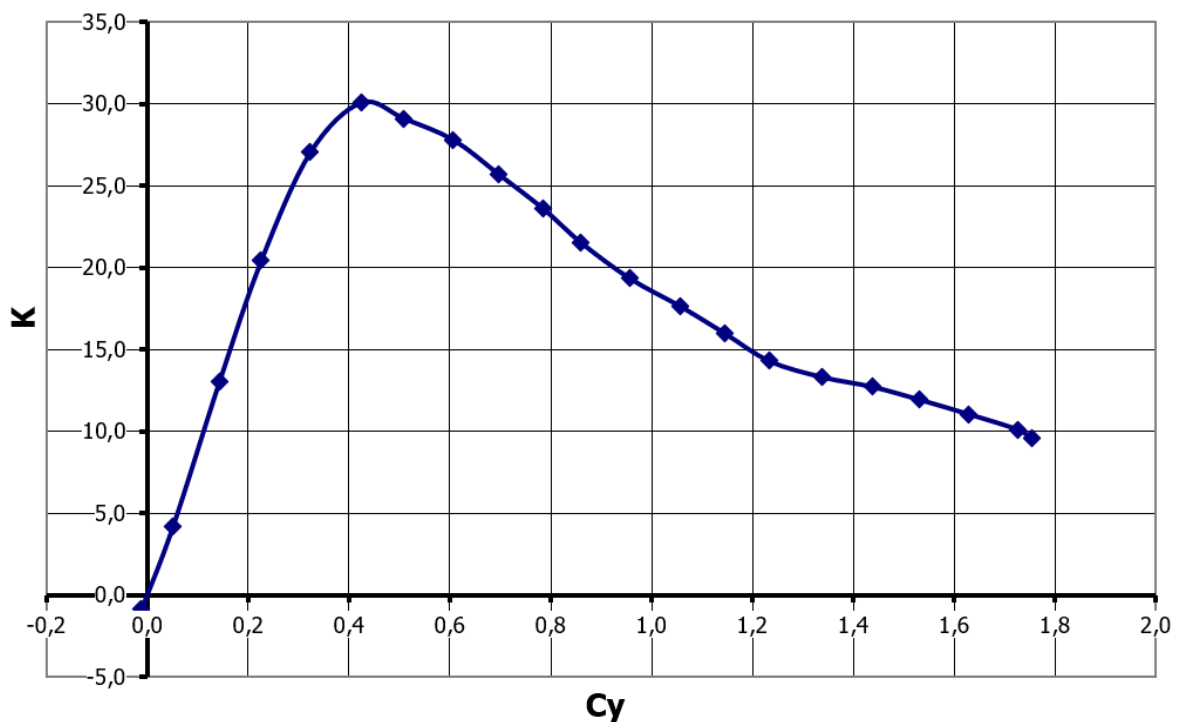


Рис. 4.5. Графік залежності  $K = f(C_{ya})$ .

З графіка залежності аеродинамічної якості від підйомної сили видно, що максимальне значення аеродинамічної якості  $K_{max} = 30$ . Це значення знаходиться між (планери) -  $K_{max} = 35 - 40$  та (літаків із прямим крилом великого подовження)  $K_{max} = 18 - 20$ .

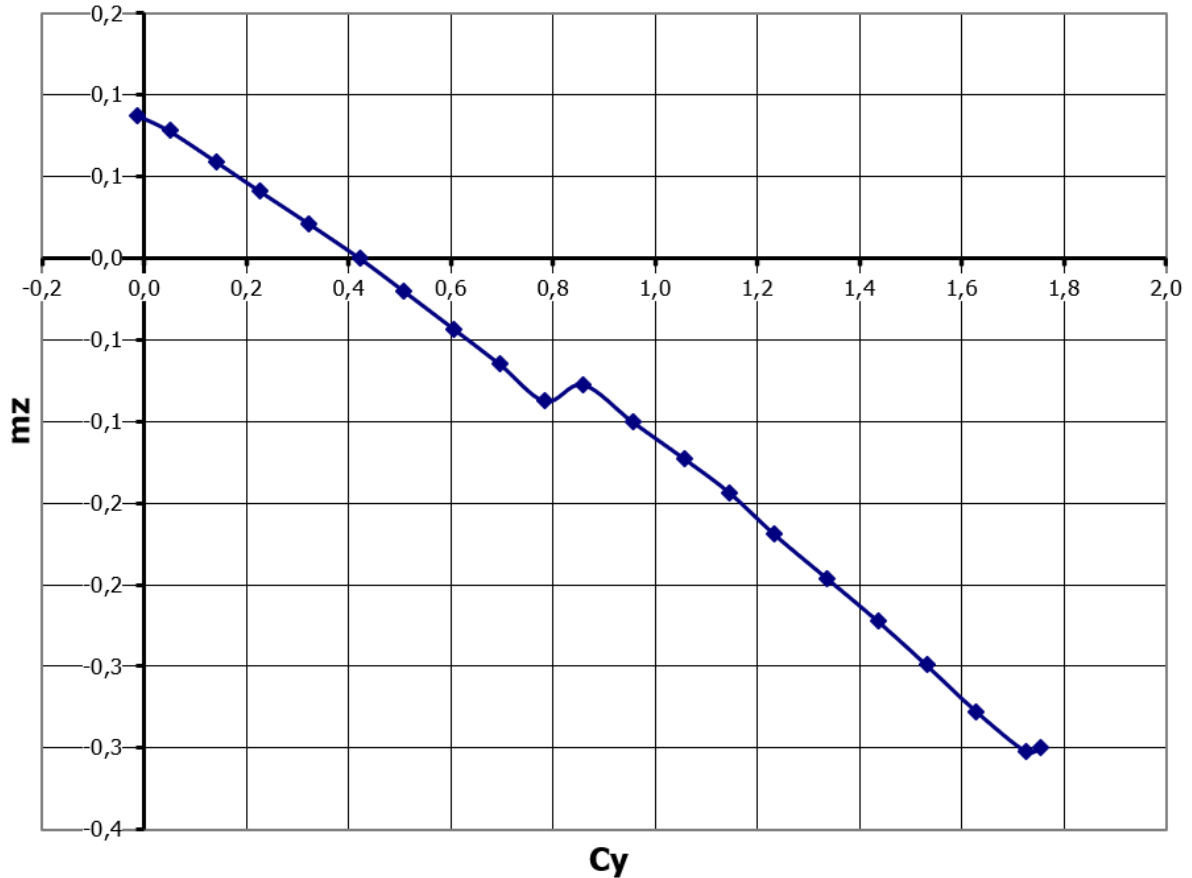


Рис. 4.6. Графік залежності  $m_z = f(C_y)$ .

На основі графіка на рисунках 5 та 6 було збалансовано планер БПС по тангажу. Значення  $C_{ya} = 0,41$  при  $K_{max}$  й саме при значенні максимальної аеродинамічної досконалості видно, що відповідне значення моменту по осі тангажу  $m_z = 0$ . Отже модель збалансована в режимі крейсерського польоту.

## Висновки по розділу

У ході цього розділу, присвяченого розрахунку аеродинамічних характеристик планера БПС, використані наукові методи та програмне забезпечення "PANSYM" для аналізу обтікання поверхонь літального апарату. Проведений детальний аналіз методу та програми, що дозволяє застосувати їх переваги та недоліки в контексті наукового завдання.

Програма "PANSYM" стала інструментом для розрахунку аеродинамічних характеристик при різних кутах атаки, що дозволило отримати на основі даних розрахунку графіків:  $C_{ya}=f(\alpha)$ ,  $(C_{ya}=f(C_{xa}))$ ,  $K=f(C_{ya})$ ,  $mz=f(C_{ya})$ . Отримані результати вказали на оптимальні кути атаки та дозволили збалансувати планер БПС по вісі тангажу. Максимальна аеродинамічна якість планера становить  $K_{max} = 30$ , що вказує на його високий рівень аеродинамічної ефективності.

Отже, проведений розрахунок надав важливу інформацію щодо аеродинамічних характеристик планера БПС, що є важливою основою для подальшого проектування та оптимізації цього безпілотною повітряного судна.

## 5. Розрахунок маси БПС у першому наближенні

Розрахунок маси літака на етапах проектування є складним завданням через те, що на початкових стадіях проектування літака, особливо якщо немає готових прототипів, важко або неможливо врахувати всі вимоги до конструкції та умови її експлуатації. Ускладнює це ще той факт, що маса конструкції та інші компоненти також залежать від загальної маси літака. Конструктору з самого початку доводиться стикатися з протиріччям: неможливо визначити загальну масу без визначення маси кожного окремого компонента, а масу кожного компонента неможливо визначити без попередньо відомої загальної маси літака.[4].

В такому випадку використовується метод послідовних наближень (ітерацій), в ході проектування використовуються на початкових етапах проектування наближенні методи, а потім більш коректні (реальні) значення й формули.

Для визначення злітної маси та подальшого аналізу її в єдиному контексті спочатку необхідно встановити, з яких компонентів вона складається. Іншими словами, потрібно провести класифікацію маси літака.[4].

Класифікація маси безпілотних повітряних суден (БПС) подібна до класифікації маси літака, але вимагає деякої адаптації та особливих уточнень. Така класифікація є умовною. Розглянемо різні групи мас БПС та їх складові детальніше:

Конструкція БПС : Ця група включає в себе всі елементи конструкції БПС, такі як фюзеляж, крила, оперення (до якого входять греблі, форткілі, взлітно-посадкове обладнання, обтікачі тощо). Усі ці компоненти можна оцінити на основі геометричних параметрів (довжина, ширина, висота, площа поверхні) та використаних конструкційних матеріалів.

Силова установка : Ця група включає в себе всі елементи, пов'язані з приводом та енергетичними агрегатами. Входять двигуни (основні та допоміжні), підйомні та розгінно-гальмівні системи, системи реверсування,

повітряні гвинти, пілони, капоти, мотори, повітрязбірники. Також до цієї групи враховується паливна система, баки з протекторами, системи подачі палива та системи аварійного скидання палива. У випадку використання електродвигуна, сюди входять регулятори обертів (ESC), датчики струму, обертів, напруги, контроль заряду-розряду акумуляторів тощо.

Джерело енергії : Ця група включає масу палива або акумуляторних батарей, які живлять електричні системи БПС.

Обладнання та системи керування : Сюди включають системи навігації, телеметрії, радіо або відео зв'язку та управління, що забезпечують роботу та безпеку польоту. У цю групу також входить маса невикористаних рідин і газів в системі керування обладнанням та акумуляторні батареї для живлення низьковольтової лінії, таке живлення зменшує наводки та шуми на високоточне обладнання.

Спорядження: Сюди входить маса витрачених технічних рідин і газів у літаку, таких як рідини для запобігання обледенінню. Тут також враховується невикористане паливо, мастило для силових установок, додаткове спорядження (підвісні та додаткові баки без палива, підвіси для спеціальних вантажів тощо).

Корисне навантаження : Ця група включає лише цільові завантаження, які перевозяться БПС. Це може бути, наприклад, обладнання для зйомки зображення (спеціальні підвіси з оптичним обладнанням) чи виконання спеціальних завдань.

Розрахунок злітної маси БПС традиційно включає масу порожнього БПС та масу повного навантаження див. рис. 5.1.. Проведення детального аналізу маси в різних групах дозволяє краще розуміти загальну вагу та ефективно керувати масою при проектуванні БПС.

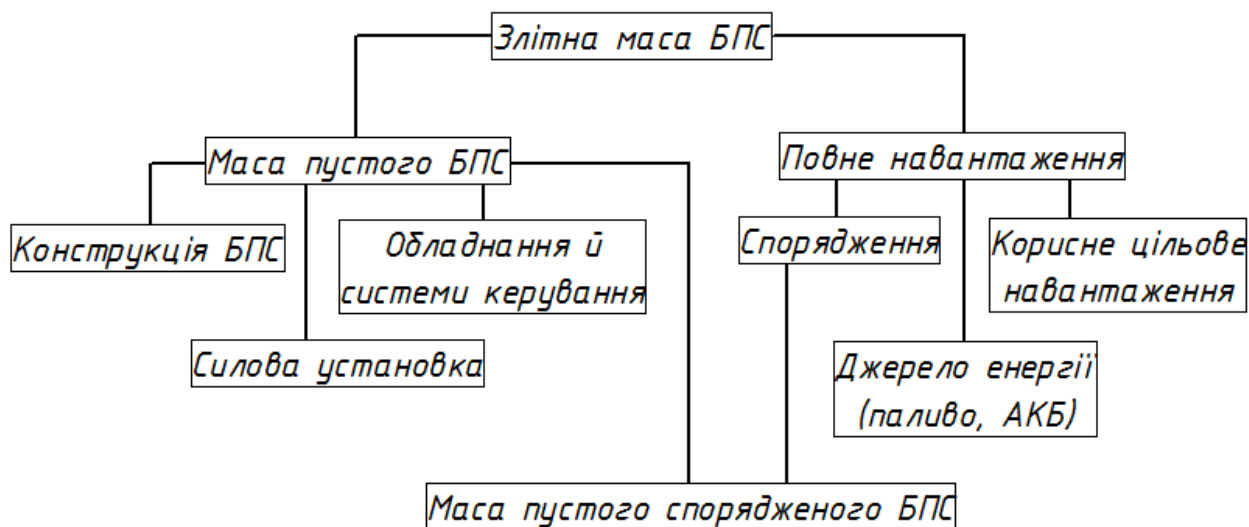


Рис. 5.1. Розбивки злітної маси БПС.

Кожна з цих груп містить компоненти, що мають свою власну масу, яку можливо встановлена на основі аналізу аналогічних моделей або технічних характеристик, або матеріалів, з яких вони виготовлені тощо.

Розрахунок повної злітної маси БПС.

Повна злітна маса:

$$m_0 = m_{\text{кон}} + m_{\text{с.у.}} + m_{\text{сист}} + m_{\text{пал}} + m_{\text{ц.н.}} = 90 + 22 + 60 + 90 + 140 = 402$$

де:

$m_{\text{кон}}$  - маса конструкції БПС;

$m_{\text{с.у.}}$  - маса силової установки;  $m_{\text{с.у.}} \approx 1,1 \cdot m_{\text{дв}}$ , де  $m_{\text{дв}}$  - маса двигуна.

Орієнтовний двигуни SP-180 SRE hybrid;

$m_{\text{сист}}$  - маса систем та обладнання БПС;

$m_{\text{пал}}$  - маса палива розраховується приблизно, виходячи з характеристик двигуна та тривалості польоту.

$m_{\text{ц.н.}}$  - маса цільового (корисного) навантаження;

Маси основних елементів конструкції (необхідні для подальшого приблизного визначення положення центру мас БПС):

$$m_{\text{кр}} = 0,3 \cdot m_{\text{кон}} = 27 - \text{ маса конструкції крила};$$

$m_{\phi} = 0,4 \cdot m_{\text{кон}} = 36$  – маса конструкції фюзеляжу;

$m_{\text{Воп}} = 0,05 \cdot m_{\text{кон}} = 4,5$  – маса конструкції оперення V-подібного оперення.

Такі оцінки мас використовують на ранніх стадіях проектування для створення загальної уяви про масообмін та енергетичні характеристики БПС.

Модульна система в своїй основі вкладає принцип змінних модулів, що можуть мати різну масу.

Тому при створенні безпілотного повітряного судна (БПС) з використанням модульної системи важливу роль у визначенні маси й в подальшому центруванні є розміщення всіх компонентів й балансування такої системи. На етапі попереднього визначення маси достатньо оцінити максимальні можливі масові характеристики модулів.

## **Висновок по розділу**

У цьому розділі проведено розрахунок маси безпілотного повітряного судна (БПС) у першому наближенні, з використанням модульного підходу. Оцінка маси є кроком у проектуванні БПС і має вирішальне значення для досягнення поставлених цілей та ефективності судна.

На першому етапі розрахунку були враховані основні компоненти БПС, включаючи фюзеляж, крила, системи керування та інші складові. Кожен з цих елементів був остаточно проаналізований на предмет його маси та впливу на загальну масу судна. Деталізований підхід дозволяє точніше оцінити загальну масу БПС, з урахуванням різних параметрів.

Результати цього розділу стануть основою для подальших етапів проектування, розрахунку та розробки БПС. Отримана інформація про масу є критично важливою для правильної оцінки аеродинамічних та льотних характеристик, а також для визначення оптимальних рішень щодо конфігурації судна та характеристик силової установки.



## **6. Підбір оптимальної силової установки**

Підбір силової установки для безпілотного повітряного судна вимагає детального аналізу та врахування ключових факторів як:

Вимоги до призначення БПС: час польоту, дальність польоту, максимальна швидкість та інші параметри, які забезпечують оптимальні характеристики силової установки.

Маса та розмір: Оцінка впливу ваги силової установки на загальну масу судна та її відповідність вимогам з ефективності польоту.

Тип пального: вибір між дизельним, бензиновим, електричним чи гібридним двигуном залежно від характеристик та екологічних обмежень.

Потужність та регульованість: Потужність повинна відповідати вимогам місії, а також забезпечити додаткові можливості, які можуть знадобитись у майбутньому. Регульованість потужності є корисною для оптимізації різних етапів польоту.

Енергоефективність та надійність: Забезпечення ефективного використання пального та стійкої роботи в різних умовах експлуатації.

Фінансові та економічні обмеження: Врахування витрат на придбання, обслуговування та підтримку силової установки.

Враховуючи ці фактори, можна виконати аналіз різних типів силових установок, порівняти їх характеристики та вибрати найбільш оптимальний варіант для конкретного безпілотного повітряного судна.

В ході роботи було розглянуто різні можливості розміщення силової установки й було обрано два основних двигуни що розміщені на консолях крила на передній крайці в мотогондолах над крилом. Такий вибір був обумовлений тягозабезпеченістю, надійністю БПС, можливостями застосування з непідготованих ЗПС. Та можливостями на базі даного проекту БПС розробити конвертоплана, що забезпечить даному БПС вертикальний або короткий зліт й посадку.

Для запобігання різких розвертаючих моментів при відмові одного з двох двигунів двигуни знесені ближче до фюзеляжу.

Тип двигунів СУ або електричний безколекторний або поршневий. Такі двигуни використовуються з повітряним гвинтом. Основна різниця між такими двигунами - це їх тип живлення АБ або авіаційне паливо. У випадку використання електричних безколекторних двигунів, що живляться від АБ, батарея розміщена на літаку не зменшує своєї маси в залежності від вичерпування її заряду на відміну від використання поршневого двигуна. Цей критерій впливає на дальність й час польоту. Також важливо зауважити, що експлуатація поршневих двигунів вимагає більш ретельного й складного догляду, ремонту, використання більш складних систем функціонування на відміну від електричних безколекторних двигунів з вищим ККД понад 90% для функціонування якого потрібен регулятор обертів ESC й АБ.

При використанні електричного двигуна можна відмовитися від використання додаткової АБ або ДСУ, що заживлює системи навігації й керування.

### **6.1 Визначення характеристик силової установки та вибір двигуна**

Стартова тягова забезпеченість літаків з більш ніж одним двигуном визначається з метою забезпечення можливості злету при відмові одного з двигунів. Це означає, що за умови відмови одного з двигунів літак здатний безпечно злетіти, використовуючи лише працюючий двигун та забезпечуючи необхідні параметри тяги для зльоту.

Стартова тягозабезпеченість визначається за формулою:

$$N_{зл}^I = k_V \cdot \frac{6,67 \cdot V_{наб}}{\eta_{зв.зл}} \cdot \left( \frac{n_{об}}{n_{об} - 1} \right) \cdot \left( \frac{1}{K_{зл}} + tg \theta_{зл} \right) = 1,5 \frac{6,67 \cdot 34}{0,5} \cdot \left( \frac{2}{2-1} \right) \cdot \left( \frac{1}{30} + 0,025 \right) = 79,373 \text{ Вт/кг}$$

де:

$k_V \approx 1,5$  – коефіцієнт, що враховує набір висоти за розрахункових умов ( $t=+30^\circ$ ;  $p=730$  мм рт.ст.);

$V_{наб} = 0,5 \cdot V_{кр}$  [м/с] – швидкість набору висоти;

$V_{кр}$  [м/с] – крейсерська (робоча) швидкість польоту зазвичай нижча на 20% за максимальну то ( $V_{кр} \approx 0,8 \cdot V_{макс}$ );

$\eta_{зв.зл} = 0,6$  – к.к.д гвинта на зльоті;

$n_{дв}$  – кількість двигунів на літаку;

$K_{зл}$  – аеродинамічна досконалість літака під час зльоту.

$tg \theta_{зл} = 0.025$  – градієнт набору літаком висоти при відмові одного двигуна, значення взяте з джерела[4];

Необхідна енергооснащеність літака з умови забезпечення необхідної (заданої) крейсерської швидкості на кінцевому етапі набору розрахункової висоти польоту:

$$N_{зл}^{II} = \frac{g \cdot V_{кр}}{K_{кр}^{max} \cdot \eta_{зв} \cdot \sqrt{\Delta}} = \frac{9,81 \cdot 61,6}{30 \cdot 0,7 \cdot \sqrt{6,3829 \cdot 10^{-2}}} = \frac{667,08}{30 \cdot 0,7 \cdot 0,252644} = 125,73 \text{ Вт/кг}$$

де:

$g = 9,81$  [кг•м/с<sup>2</sup>];

$V_{кр}$  [м/с] – крейсерська (робоча) швидкість польоту;

$K_{кр}^{max}$  – максимальна аеродинамічна досконалість літака;

$\eta_{зв} = 0,8$  – к.к.д. повітряного гвинта на режимі крейсерського польоту;

$\Delta = \rho_H / \rho_0$  – відносна густина повітря на розрахунковій висоті польоту.

Необхідна енергооснащеність літака з умови забезпечення заданої довжини розбігу:

$$N_{зл}^{III} = \frac{g \cdot V_{відп}}{\eta_{зв.зл}} \cdot \left[ \frac{V_{відп}^2}{2 \cdot g \cdot L_{розб}} + \frac{1}{3} \cdot \left( 2 \cdot f_{розб} + \frac{1}{K_{розб}} \right) \right] = \\ = \frac{9,81 \cdot 36,4}{0,5} \cdot \left[ \frac{36,4^2}{2 \cdot 9,81 \cdot 300} + \frac{1}{3} \cdot \left( 2 \cdot 0,07 + \frac{1}{17,65} \right) \right] = 207,57 \text{ Вт/кг.}$$

де:

$g = 9,81$  [кг•м/с<sup>2</sup>];

$V_{відр}$  [м/с] – швидкість відриву літака;

$$V_{відр} = 1.28 \cdot \sqrt{\frac{\bar{p}_{num}}{c_{y_{зл}}^{\max}}} = \sqrt{\frac{882.5}{1.09}} = 36,4 \text{ м/с.}$$

$\bar{p}_{num}$  [Н/м<sup>2</sup>] – питоме навантаження на крило;

$c_{y_{зл}}^{\max}$  – максимальне значення коефіцієнта підйомної сили для злітної конфігурації літака при  $\alpha \approx 7^\circ$  на залежності  $C_{ya} = f(\alpha)$ ;

$\eta_{зв.зл} = 0,5$  – к.к.д гвинта на зльоті;

$L_{розб}$  [м] – довжина розбігу,  $L_{розб} = 0,67 \cdot L_{ЗПС}$ ;

$L_{ЗПС}$  – довжина злітно-посадкової смуги у відповідності до класу аеродрому базування;

$f_{розб}$  – коефіцієнт тертя коліс шасі під час розбігу;

$f_{розб} = 0,07$  – для ЗПС з твердим ґрунтовим покриттям;

$K_{розб}$  – аеродинамічна досконалість літака під час розбігу при  $\alpha \approx 7$ .

Необхідно обрати найбільше значення енергооснащеності літака серед розрахованих вище:

$$N_{зл}^{\Sigma} = \max(N_{зл}^I, N_{зл}^{II}, N_{зл}^{III}) = N_{зл}^{III}$$

Необхідна злітна потужність одного двигуна:

$$N_0 = \frac{N_{зл}^{\Sigma} \cdot m_0^I}{n_{дв}} = \frac{207,57 \cdot 400}{2} = 41,5 \text{ кВт}$$

де:

$m_0^I$  – злітна маса літака;

$n_{дв}$  – кількість двигунів на літаку.

В ході розрахунку було отримано значення необхідної злітної потужності одного двигуна  $N_0 = 41,5$  кВт. Це значення обумовлене перш за все вимогами до короткого злету.

Виходячи з отриманого значення необхідної злітної потужності одного двигуна можемо відкинути безколекторний електродвигун, адже електродвигуни такої потужності будуть мати велику масу й споживання, тобто мають мати велику АБ.

Спираючись на аналітичні й розрахункові данні можемо підібрати оптимальну силову установку у вигляді двигуна внутрішнього згоряння.

Виходячи з вище розглянутих причин й результатах розрахунку було обрано двигун ROTAX 582 Mod. 99 див. рис. 6.1. Це легкий авіаційний двигун, що використовується в легких літаках, в тому числі в мотопланерах та водних літаках.



Рис. 6.1.

Двигун двотактний з рідинним охолодженням та власним електростартером. Інтегрований 12-ти смуговий генератор забезпечує роботу системи запалювання та електросистем БПС. Маса 29кг., об'єм двигуна 580 см<sup>3</sup>.,

потужність 48 кВт (65 л.с.) при 6500 об/хв. Максимальна допустима частота обертання 6800 об/хв. На двигун може бути встановлено редуктор для зміни частоти обертання повітряного гвинта.

На основі графіків потужності див. рис. 6.2. та витрати палива на годину див. рис. 6.3. можемо приблизно оцінити запас потрібного пального для виконання тривалості польоту взятого з ТЗ  $t_{\text{пол}} = 25$  год. на крейсерському режимі польоту необхідна енергооснащеність літака  $N_{\text{эл}}'' = 125.73$  Вт/кг.

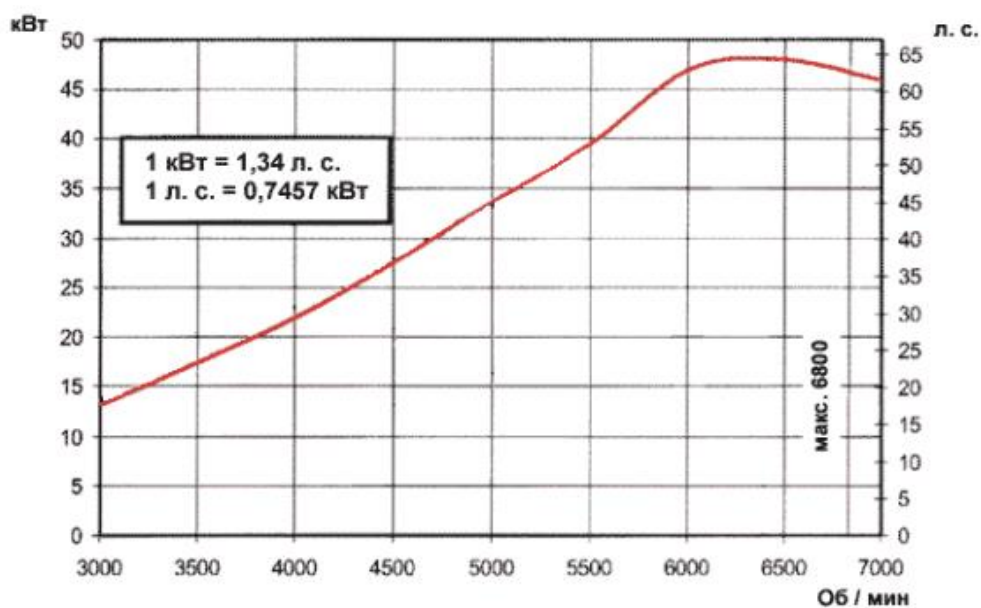


Рис. 6.2. Графіків потужності.

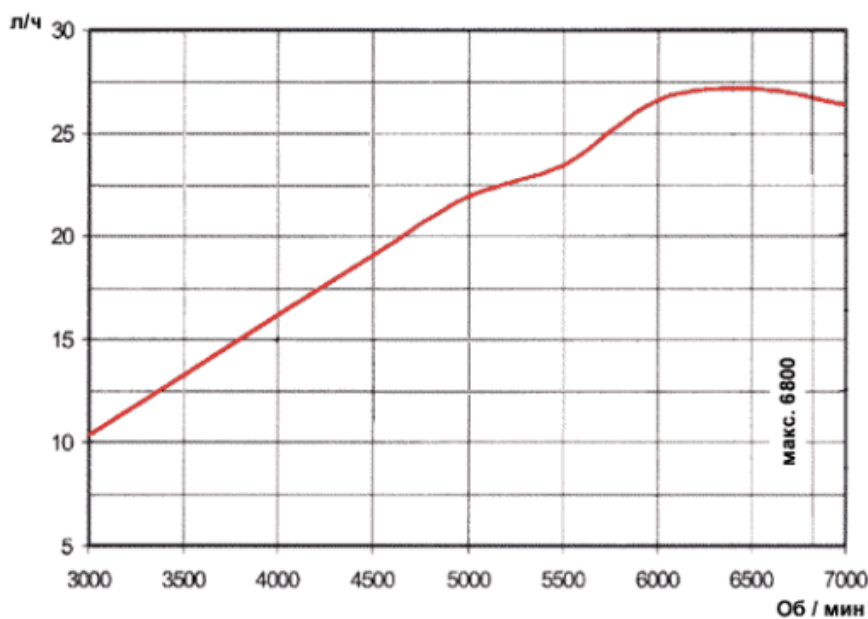


Рис. 6.3. Витрати палива на годину.

Переведемо в потужність  $N_0 = N_{zl}'' \cdot m_0' = 25$  кВт.. На графіку залежності потужності до обертів на годину знаходимо відповідне значення обертів на хвилину  $\omega = 4250$  об/хв.. Що відповідає на графіку витратам палива на годину й становитиме близько 16 л/год.. Отже для забезпечення польоту БПС на крейсерському режимі під час 8 годин потрібно мати мінімальний запас палива 128 л.. В процесі згоряння палива для роботи двигуна під час польоту маса БПС буде зменшуватись й енергетична ефективність буде збільшуватись як й сам час в повітрі.

## Висновок по розділу

Під час дослідження різних можливостей розташування силової установки для БПС були вибрані два основні типи двигунів, які розміщені на консолях крила, знаходячись на передньому краї крила над крилом. Такий вибір був обумовлений кількома факторами, включаючи тяговий резерв, надійність БПС і можливість застосування його на непідготовлених злітно-посадкових спорудах. Крім того, ця конфігурація створює можливість розробити конвертоплан на базі цього проекту БПС, що надасть можливість використовувати судно для вертикального або короткого зльоту та посадки.

Для запобігання різких розворотних моментів у разі відмови одного з двох двигунів, двигуни були розташовані ближче до фюзеляжу.

В ході роботи було обрано саме двигун внутрішнього згоряння через більший можливий час в повітрі при використанні палива, що згорає під час польоту й зменшує свою вагу на відміну від АБ. Також виходячи з отриманих даних злітної потужності було обрано двигун ROTAX 582 Mod. 99.



## **7. Аналіз принципів поділ планера на модульні відсіки та власне сам поділ.**

В сучасному авіаційному виробництві модульний підхід до конструкції безпілотних повітряних суден (БПС) стає ключовим фактором для досягнення високої ефективності та гнучкості в їх розробці, виробництві та експлуатації. Оглядаючи динамічний розвиток цієї галузі, стає очевидним, що модульність відіграє важливу роль у вирішенні численних завдань, пов'язаних з функціональністю, технічною підтримкою та можливістю майбутнього розвитку.

Метою даного дослідження є докладне вивчення та розгляд принципів модульної конструкції для поділу планера БПС на функціональні відсіки. Цей підхід направлений на максимізацію гнучкості та швидкості заміни функціональних модулів, сприяючи поліпшенню технічної обслуговуваності та здатності впровадження модернізацій.

### **7.1 Проектування модульної архітектури**

Поділ планера на відсіки має здійснюватися таким чином щоб задовольняти умову заміни певного функціонального модуля в ньому з мінімальними втратами по часу й праці, також відсік має мати змогу встановлення заміників такого функціонального модуля. Важливим моментом є забезпечення функціонування таких систем, тобто потрібно забезпечити їх живленням, логічними сигналами проведенням електроджгутовх мереж враховуючи силові й не силові лінії, лінії логічних сигналів, тощо. Та перед усім потрібно зробити розподіл та класифікацію таких компонентів.

### **7.2 Класифікація та призначення відсіків**

Модульна конструкція безпілотних повітряних суден передбачає використання різноманітних модульних відсіків, які відрізняються за своєю функціональністю та призначенням. Такі відсіки можуть мати комбіноване призначення. Оцінка й класифікація цих відсіків відіграє ключову роль у

забезпеченні ефективності, надійності та гнучкості безпілотних повітряних суден.

Поділ на відсіки залежить від систем БПС, що розміщені на борту й вимогам до розміщення цих систем технічних особливостей обладнання, таким як:

Навігація інерційна, супутникова за допомогою станції РТК вимагає розміщення на борту модулів на вібро-розв'язках й антен до них. Це обладнання варто об'єднати в один відсік, що спеціалізуватиметься на навігацією та орієнтацією судна.

Системи відео та радіо зв'язку та телеметрії теж використовують антени також такі модулі високої потужності можуть створювати перешкоди в роботі інших систем.

Розміщення антен таких систем на борту вимагає певних правил й залежить більшою мірою від типу антени, що використовується. Також такі системи варто розносити один від одного, якщо у пристроїв схожі частоти роботи.

На борту БПС для таких систем найчастіше використовуються антени такі як: все направлені (диполні) див. рис. 7.1, кругової поляризації (Skew-Planar) див. рис. 7.2 й направленої поляризації (ягі) див. рис. 7.3. Всі вони розміщуються за принципами віддаленості один від одного й мінімальної забруднюваності сигналу корпусом планера БПС навіть, якщо він з радіопрозорих матеріалів. Іноді особливо в випадку антен з вузькою напрямленістю їх розміщують на поворотних системах, що використовують данні місцезнаходження БПС й наземної станції й спрямовують антенну на станцію прийому передачі даних. Такі системи на борту БПС варто розміщувати під оптікачами для зменшення аеродинамічного опору. Всенапрямлені антени можуть бути розміщені в обшивці повторюючи її контури. При таких варіантах розміщення матеріали з яких виготовляються обтікачі й обшивка чи зона розміщення антени в обшивці

має бути виконана з радіопрозорих матеріалів: карбон, скловолокно, пластмаси тощо.

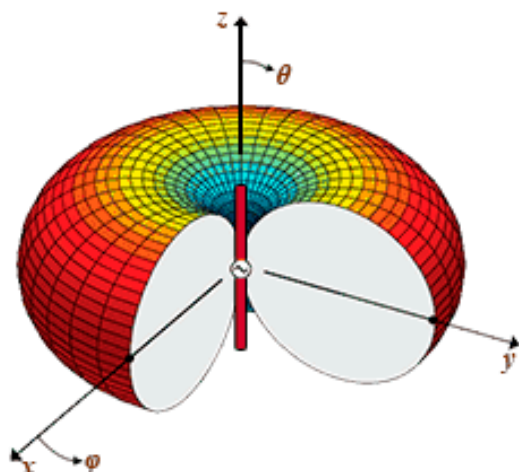


Рис. 7.1. Діаграма направленості диполя.

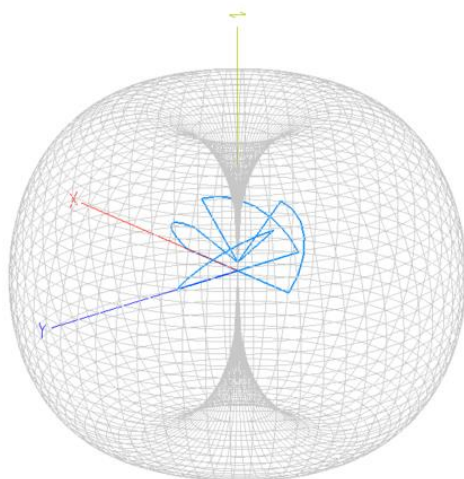


Рис. 7.2. Діаграма направленості Skew-Planar.

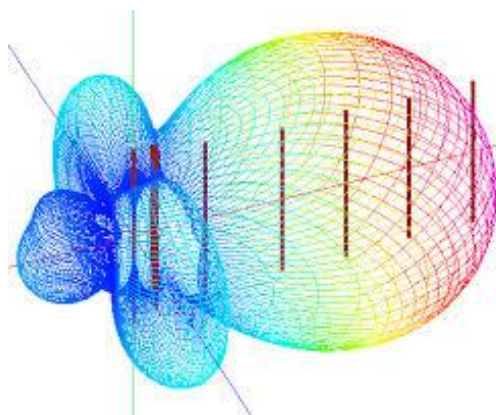


Рис. 7.3. Діаграма направленості ягі.

Антени систем GPS розміщуються спрямованими до гори з видом на супутникові групування.

На військових БПЛА США стратегічного рівня використовується супутниковий канал зв'язку для керування БПС. Антена розміщується в носовій частині судна під обтікачем на механізованому підвісі див рис. 7.4.



Рис. 7.4. Супутникова антена на механізованому підвісі.

Контролер керування польотом (Flight Controller) вимагає вібророзв'язки й забезпечення доступом до підключення для програмування та налаштування. Такий доступ може бути реалізованим як розміщенням роз'єму на корпусі БПС або за допомогою додаткового пристрою, що дозволить створити місток передачі даних повітрям.

Силова установка має мати високі вимоги до надійності й ремонтоздатності та простоті обслуговування, можливої швидкої заміни. Для виконання цих умов її варто об'єднати в один повноцінний модуль, що під'єднується до периферії БПС.

Системи посадки шасі парашут тощо, ці системи можуть мати власні відсіки для їх розміщення.

Оптичні системи варто розміщувати в зонах вільного огляду й в зонах захищеності тобто мінімального ушкодження при вимушених й аварійних посадках.

Деякі системи такі як система проти обледеніння має розміщуватись в декількох відсіках одночасно для виконання своїх безпосередніх функцій. До таких систем варто віднести систему живлення й паливну теж. У випадку при використанні АБ як основної системи живлення БПС й СУ вигідно використовувати повністю з'ємний модуль, це забезпечить більш швидку перед польотну підготовку БПС.

Корисне навантаження таке як: (додаткове обладнання для виконання специфічних місій таких як камери, теплові датчики, лідари, магнітометр для георозвідки) може розміщуватись як на зовнішній підвісці БПС (пілонах), так й в певних пристосованих відсіках.

Також на БПС розміщуються додаткові сенсори (оптичні, швидкості, теплові, струму, тощо) для виконання більш автономного польоту, зазвичай ці сенсори не займають багато місця й можуть розміщуватись в будь-яких відсіках.

Для приведення в дію рульових поверхонь системи керування на БПС використовують сервоприводи або гідравлічні приводи. Ці агрегати розміщуються в відсіках крила з рульовими поверхнями й вимагають підєднання до системи управління БПС.

### **7.3. Гнучкість та оптимізація інтеграції обладнання**

Обладнання певного модуля з часом може змінюватись чи бути витісненим більш сучасними системами з іншим кардинальним принципом дії. Тому модульні конструкції мають мати можливість інтеграції таких систем. Основними параметрами можливості здійснення такої інтеграції є масо-габаритні розміри й місце розташування на БПС. З запасом по масі цю проблематику можна вирішити використовуючи більш сучасний двигун з вищими параметрами ефективності. Збільшення запасів внутрішнього об'єму для розміщення більш габаритних обладнання й систем БПС призводить до

збільшення сил опору що призводить до зменшення аеродинамічної якості БПС, тому варто мати високі переконання в більших розмірах нових систем чи корисному навантаженні для виділення попередніх запасів під їх розміщення. Зміни в компонованні БПС на етапах розробки прорахувати наперед без компонентів переліку компонентів, що змінюються чи змінюють своє місце положення майже не можливо. Тому варто на етапах проектування й розробки створювати декілька можливих компоновань БПС.

#### **7.4. Адаптивність до різних завдань, зміна технічних характеристик БПС**

Завдяки гнучкій системи компоновання й можливості заміни одних модулів на інші чи навіть повної зміни відсіків досягнуто високу адаптивність БПС до широкого спектру завдань. У випадку повної заміни відсіку чи декількох одночасно можна отримати БПС з кардинально новим компонованням та навіть аеродинамічною схемою. завдяки цьому судно може змінити свої технічні характеристики й зможе виконувати нові раніше недоступні завдання, зберігаючи час та на розробку незмінних відсіків та поєднання з новими, використовуючи стандартизовані кріплення. Використовуючи такий підхід ми наближаємося до створення сімейства БПС.

В історії авіабудування вже застосовувалися принципи запозичення складних конструкцій для подальшої ув'язки в кардинально новий проект. Сімейство літаків заводу Антонов має такий досвід від деталей й складальних одиниць до агрегатів. Найбільший літак Ан-225 Мрія запозичив конструкцію консолі крила в його попередника Руслана Ан-124, що суттєво знизило час й вартість розробки.

Використовуючи модульний підхід побудови БПС в якому на етапах проектування закладенні стандартизовані умови кріплення модульних відсіків між собою зменшується час на ув'язку таких конструкцій в нових проектах.

Важливим фактором поділу планера БПС на відсіки є вибір зон в яких є можливість проведення такого поділу з збереженням геометрії конструкції та

мінімальною вагою, що забезпечить збереження аеродинамічних характеристик та очікувані масові характеристики. Варто зауважити, що на цьому етапі потрібно розглядати варіанти виготовлення таких відсіків й розглядати можливі варіанти кріплень між собою.

### 7.5. Поділ планера на модульні відсіки

В результаті аналізу розміщеного обладнання й вимог до нього було проведено поділ планера БПС на модульні відсіки див рис. 7.5. та визначено комплекти обладнання що входять в певний відсік залежно від їх функціональності та потреб обладнання.

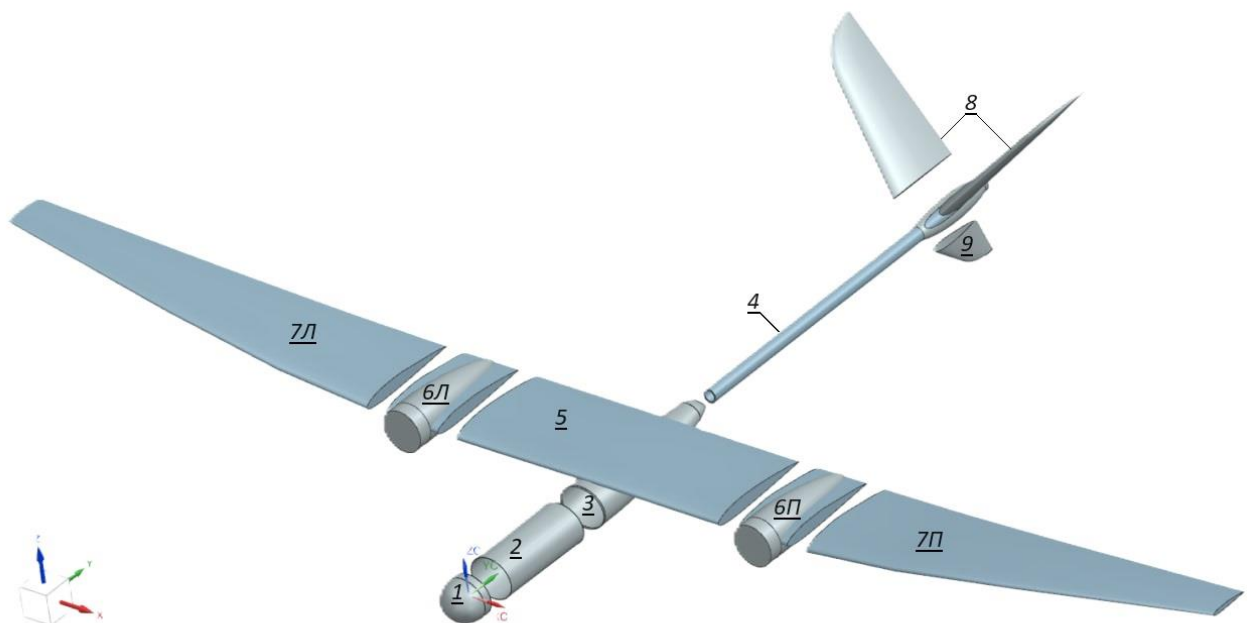


Рис. 7.5.

Фюзеляж має великий корисний об'єм для розміщення обладнання, а також розділений на три модульні відсіки для доступу до обладнання, ремонту, заміни, модернізації наповнення відсіку. У випадку унеможливлення розміщення певного модуля (обладнання) в якомусь з відсіків фюзеляже через повздовжні габаритні розміри є можливим перепроєктування одного з модульних відсіків фюзеляжу для збільшення його довжин, або створення додаткового четвертого відсіку, в розумних рамках. У випадках коли мідель



відсіку фюзеляжу є замалий для розміщення певного модуля (обладнання) варто перепроєктувати повністю фюзеляж масштабувавши його переріз.

Такий підхід дозволить збільшити адаптивність, що є однією віхою модульного БПС.

Відсік фюзеляжу з позначкою 1 на рис. 7.6 відведено під оптичне обладнання, це може бути як повноцінний поворотний підвіс розміщений в горизонтальному положенні наприклад ОПСН-1 див. рис. 3. замість обтікача, або оптично теплове обладнання розміщене в середині обтікача виконаного з прозорих полімерів для забезпечення функціонування обладнання.

**ОПТИКО-ПРИЦІЛЬНА СТАНЦІЯ НАВЕДЕННЯ**  
ДП «ІЗЮМСЬКИЙ ПРИЛАДОБУДІВНИЙ ЗАВОД»

 Відстань виявлення телевізійним каналом цілі типу «танк»	до 11,75 км
 Дальність виявлення цілі	14,5 км
 Дальність керування ракетою	50-7000 м
 Макс. вимірювальна відстань	15 км
 Маса приладу	до 65 кг

АРМІЯINFORM

Рис. 7.6. ОПСН-1.

Відсік фюзеляжу з позначенням 2 може бути використаний для розміщення в посадкового обладнання (парашуту ти повітряної подушки) також цей відсік може частково або повністю використовуватись для цільового навантаження (додаткового обладнання).

Відсік фюзеляжу з позначенням 3 буде мозком БПС тобто в ньому будуть розміщені основні датчики ІНС (інерційної навігаційної системи), польотний контролер (ПК). Розміщення ІНС обумовлене перш за все орієнтовним центром



мас БПС в третьому модульному відсіку. Чим ближче ІНС до центру мас тим точніші данні отримає ПК від роботи ІНС. Якщо центр мас в цьому модульному відсіку то це впливає позитивно на аеродинамічні характеристики те, адже  $1/3$  САХ знаходиться теж на рівні цього відсіку теж.

Модуль під номером 4 ц хвостова балка вона може виконувати функцію повздовжнього балансування ЦМ планера БПС в залежності від певної модульної комплектації своєю довжиною. На одному з кінців баки розміщений механізм закріплення хвостового оперення й підкільового гребеня які виконані у вигляді земних модулів теж. Варто зауважити, що хвостова балка є пустотілою й має корисний об'єм для розміщення антен, акумуляторів тощо, в залежності з якого матеріалу вона буде виконана.

Модулі з позначкою 8 мають дзеркальну симетрію і є хвостовим V - подібним оперенням. Перш за все ці модульні відсіки повинні виконувати роль керуючих елементів БПС, що відповідають за рискання й тангаж. Для забезпечення цього вони є цільноповоротними також в них можуть розміщуватись антени радіокерування БПС.

Модуль з позначкою 9 є цільноповоротний підфюзеляжним гребнем й виконує декілька важливих ролей: стабілізація по курсу і додаткова керованість по рисканню, при використанні конфігурації БПС з трьохпорним шасі то гребінь містить змонтовану стійку шасі, яка є рольовою.

Ми розглянули основні модульні відсіки повздовжнього набору планера БПС (фюзеляжу), перейдемо до модульних відсіків крила.

Крило має досить великий корисний об'єм але його переріз не задовольняє габаритні розміри більшості обладнання, тому в модульних відсіках 7л, 7п, та 5, було прийняте рішення розмістити паливні баки.

Модульний відсік крила з позначкою 5 є фактичним центропланом крила й кріпиться до відсіку 3 фюзеляжу. Крім вище згаданого паливного баку відсік містить: закрилки й серводвигуни, що приводять їх в дію, модуль GPS зв'язку. Місце розміщення GPS модуля обрано з умов максимального екранування при

розміщенні в центрі центроплану (відсік 5) від можливих хибних сигналів з землі.

Модульні відсіки консолей крила є дзеркально симетричними але в них може розміщуватись різне обладнання, а саме: система відео зв'язку ти радіо зв'язку також в консолях може розміститись система прийому з станцій RTK для поліпшення позиціонування БПС в просторі. На задній крайці консолей крила розміщуються органи керування елерони й все необхідне для їх функціонування.

Модульні відсіки бп та бл це відсіки двигунів й вони повністю симетричні. Така конструкція забезпечить високу швидкість заміни й ремонту двигуна, а також в разі займання двигуна через несправність під час польоту пожежі не вдасться перейти на сусідні відсіки.

Для збільшення технічних характеристик БПС або розміщення додаткового обладнання подовження крила може бути збільшеним за допомогою додаткових модульних відсіків які можуть бути встановлені в зонах до двигуна або після.

Також на крилі можуть розміщуватись модулі пілонів, що встановлюються між модульними відсіками 5 й бп та бп й 7п та на лівій консолі крила відповідно. На пілонах можуть бути закріплені додаткові паливні баки або обладнання.

## **Висновок по розділу**

У процесі розробки безпілотних повітряних суден (БПС), спрямованим на досягнення високої ефективності та гнучкості в їхньому розвитку, виробництві та експлуатації поділ на модульні відсіки є одним з важливих етапів. Детальний аналіз технічних та функціональних аспектів безпілотників, їхніх сфер застосування та вивчення переваг і недоліків існуючих систем вказує на важливість модульного підходу.

Створена модель БПС в системі NX CAD CAM CAE була поділена на модульні відсіки з урахуванням потреб обладнання, що має розміщуватись в кожному відсіку, і відповідає компонуванню БПС та умовам збереження геометрії планера. Цей поділ не лише сприяє оптимізації використання простору та ресурсів, але й забезпечує зручність у підтримці та можливість впровадження нового обладнання.

Модульний підхід до конструкції БПС є важливим кроком у напрямку створення високоефективних та адаптивних безпілотних систем, здатних відповідати вимогам різноманітних завдань та умов експлуатації.

## 8. Аналіз й вибір стандартизованих кріплень для МВ

Для забезпечення БПС з модульним компонуванням й модульною конструкцією створених на етапі розробки для збільшення простоти й адаптивності конструкції варто застосовувати уніфіковані системи кріплення і фіксації як модулів так й модульних відсіків на борту БПС.

БПС з використанням модульної побудови використовує запропонований поділ в попередньому розділі на функціональні відсіки з розміщенням певного обладнання для поєднання й фіксації таких модулів потрібно використовувати уніфіковані кріплення на відсіках, що відповідатимуть певним вимогам: багаторазовість, швидкороземність, простота, міцність, експлуатація в умовах вібрації планера БПС. Умовно планер БПС можна поділити на повздовжню частину й поперечну відносно потоку. Під час польоту в крейсерському режимі ці частини сприймають різні навантаження. Тобто кріплення відсіків крила можуть принципово відрізнитися від кріплень відсіків фюзеляжу.

Для збільшення уніфікації пропонується підібрати однакове за принципом дії кріплення для обох випадків.

Розглянемо вже існуючі кріплення їх переваги та недоліки:

Болтові з'єднання див. рис. 8.1. - це механічний спосіб з'єднання, який використовується для кріплення деталей за допомогою болтів та гайок. Такий тип з'єднання має свої переваги як легкий монтаж та демонтажу без особливого інструменту, надійність, широкий вибір матеріалів з яких виготовляють болти і гайки, що дозволяє вибрати оптимальні компоненти залежно від умов експлуатації. Болтові з'єднання можуть дозволяти невеликі рухи та зміни розмірів в результаті термічного розширення чи контракції матеріалів.

До недоліків варто віднести: час монтажу, втрати міцності від великої кількості болтових з'єднань, деякі конструкції можуть втрачати міцність через велику кількість отворів для болтів, з'єднання за допомогою болтів може бути важчим порівняно з іншими. Також важливо зазначити що, під впливом великого тиску або важких навантажень може виникнути ризик розриву болтів чи

втягнення гілок. У випадку вібрацій треба використовувати болтові з'єднання в парі зі стопорним кільцем тощо. Болтові з'єднання можуть займати більше простору ніж інші тип з'єднань, особливо якщо необхідно використовувати багато болтів.

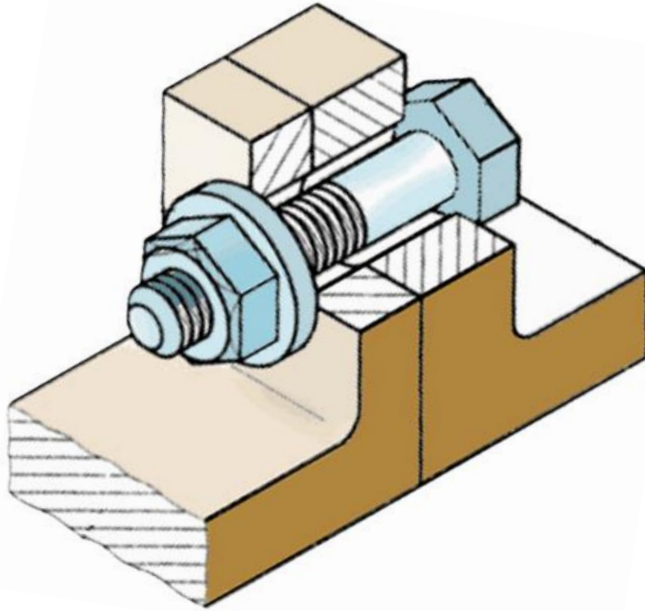


Рис. 8.1. Болтове з'єднання.

Магнітна фіксація див. рис. 8.2. використання неодимових магнітів в кріпленні є досить малогабаритним й цікавим методом, що має переваги в зручності обслуговування, монтажу, простоті вирізняється високим характеристиками стійкості при вібраціях. Основними недоліками можуть стати магнітні поля магнітів, що можуть впливати на навігаційну систему, також для роз'єднання такого роз'єму потрібен спеціальний інструмент в вигляді більш потужного магніту протилежно полярності, застосування такого інструменту може бути небезпечним для все тієї ж електроніки БПС, що спонукає в свою чергу використовувати більш кваліфікований персонал для роз'єднання цих з'єднань. Наразі такі роз'єми використовують в хобійній безпілотній авіації з малопотужними магнітами, які можна роз'єднати силою людських рук.

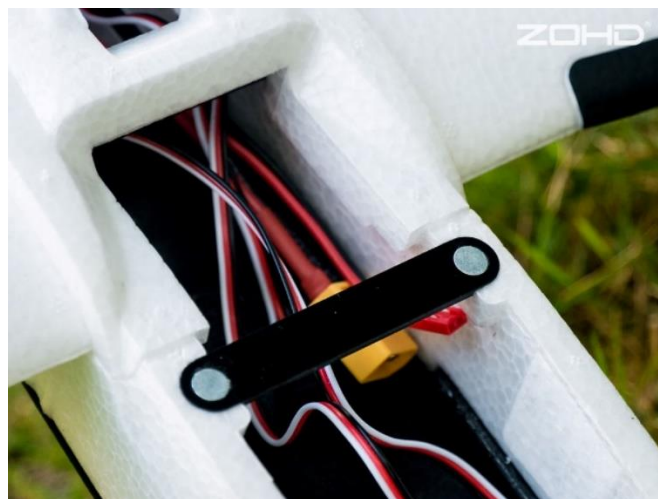


Рис.8.2. Магнітне кріплення кришки відсіку АБ Dart 250G.

Магнітна стяжка є гарним рішенням у випадку фіксації відсіків без додаткових люків для доступу до з'єднання й їх обслуговування. Загвинчування шпильки в тіло з різьбою здійснюється за допомогою впливу спеціального інструменту див. рис. 8.3. на зовнішню частину обшивки в зоні з кріпленням. Таке рішення має ряд недоліків у вигляді неможливості контролю такого з'єднання візуально тобто без додаткових пристроїв, також процес загвинчування використовує ефект магнітів й на шпильці розміщені магніти теж, що може вплинути на точність й працездатність навігаційних систем тощо.

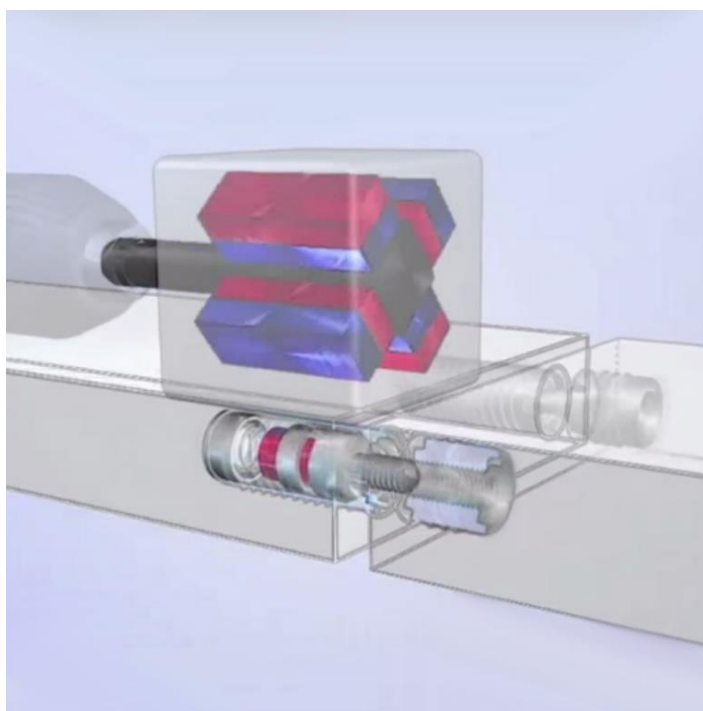


Рис. 8.3. Магнітна стяжка.

Замкові з'єднання див. рис. 8.4. - це спосіб з'єднання деталей без використання гвинтів чи інших видів кріпильних елементів. Принцип роботи замкових з'єднань полягає у тому, щоб створити виступи та пази, які точно взаємодіють один з одним, утворюючи міцне з'єднання.

Ось деякі плюси і мінуси замкових з'єднань:

До плюсів можна віднести, що з'єднання можуть бути досить міцними та надійними, забезпечуючи стабільність конструкції. Після з'єднання замок стає майже невидимим, що створює естетично приємний зовнішній вигляд та незмінну аеродинамічну поверхню. Замкові з'єднання можуть бути зручними при розбиранні конструкцій для перевезення чи зберігання, обслуговуванні.

Основними мінусами є: Складність виготовлення, створення якісного замкового з'єднання може вимагати спеціального обладнання та досвіду. Вартість та вимоги до точності.

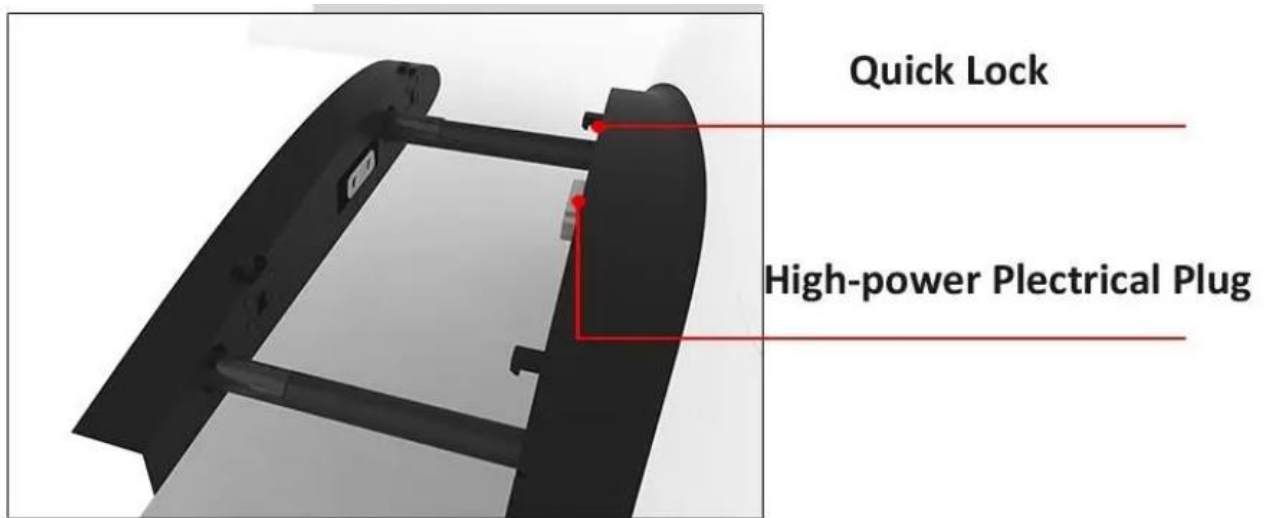


Рис. 8.4. Замкові з'єднання на крилі БПС.

Шарнірне з'єднання (або шарнір) – це механічне з'єднання, яке дозволяє об'єктам обертатися навколо осі. Вони широко використовуються в різних галузях техніки, включаючи авіацію, автомобілебудування, будівництво та багато інших. Основною ціллю такого з'єднання є додання додаткових степенів свободи поєднаним деталям, для демонтажу потребує певного часу й інструменту, має додаткову вагу порівняно з іншими. Таке з'єднання не відповідає основним вимогам нашого пошуку.

Проаналізувавши розглянуті кріплення на мою думку для поєднання МВ варто використовувати магніті стяжки які мають певні переваги над аналогами, а саме простота використання, простота конструкції, не спотворення аеродинамічних поверхонь БПС.

Основним недоліки таких з'єднань є обов'язкове використання спеціального інструменту див. рис. 8.5.



Рис. 8.5. Магнітний патрон.

Також вони мають власні недоліки, які можна подолати. А саме унеможливлення візуального контролю. Цей недолік можна подолати використанням датчиками контролю затягнутості роз'єма.

Недолік пов'язані з використанням магнітів в корпусі БПС та використанням інструменту з магнітом, що може невідворотно впливати на калібрування інерційних систем можна подолати ізолюванням інерційної системи від магнітного випромінювання.



## Висновок по розділу

В ході аналізу та вибору стандартизованих кріплень для модульних відсіків безпілотного літального апарату були розглянуті різноманітні типи кріплень, зокрема болтові з'єднання, магнітні стяжки, замкові та шарнірні з'єднання.

Під час аналізу виявлено, що магнітні стяжки мають декілька переваг, таких як простота використання, збереження аеродинамічних форм та відсутність великої кількості додаткових деталей. Однак вони також мають свої недоліки, зокрема обмежений контроль та можливий вплив на калібрування інерційних систем.

Шляхом аналізу було визначено, що магнітні стяжки можуть бути ефективним варіантом для поєднання модульних відсіків на БПС, за умови врахування та подолання їхніх недоліків.

Загальною метою є забезпечення надійності, безпеки та легкості обслуговування структури модульних відсіків на БПС. Вибір кріплень має враховувати специфіку застосування, ергономіку та вимоги до експлуатації, забезпечуючи оптимальне поєднання простоти та функціональності. Саме цим вимогам й відповідають магнітні стяжки, що призводить до позитивних сторін при використанні їх на судні.

## 9. Розробка стартап-проекту

З метою впровадження інноваційних рішень та забезпечення у використанні безпілотних літальних апаратів, було створено цей стартап-проект, що спрямований на розробку модульного безпілотного судна.

Стартап-проект розроблено спираючись на рекомендаціями наведені у методичних вказівках [15].

Цей стартап присвячений створенню БПС, яке відрізняється своєю модульною конструкцією. Основна ідея полягає в розробці літального апарату, що складається з взаємозамінних модульних компонентів, що дозволяють швидко адаптувати судно до різних завдань та вимог.

Модульність судна передбачає можливість зміни та оновлення окремих його елементів без необхідності великого масштабування. Кожен модуль виконує конкретну функцію та може бути замінений або оновлений іншим, що дозволяє легко адаптувати судно під різноманітні завдання.

Таблиця 9.1. Опис ідеї стартап-проекту

<i>Зміст ідеї</i>	<i>Напрямки застосування</i>	<i>Вигоди для користувача</i>
Проектування та виробництво модульного БПС та розробка й створення нових модулів й модульних відсіків	1. Безпілотне авіабудування.	Задоволення потреб в безпілотній авіації. Зменшення авіапарку пілотованої.
	2. Створення авіаційних систем з урахуванням модульності для авіапарку БПС.	Безболісна й швидка модернізація суден. Виконання більш широкого спектру завдань.
	3. Розробка нових модульних відсіків для авіапарку БПС.	Створення сім'ї БПС (різні аеродинамічні схеми). Висока адаптивність БПС до нових викликів.

Таблиця 9.2. Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідей проекту.

№ п/п	Техніко-економічні характеристики ідеї	(потенційні) товари/концепції конкурентів				W (слабка сторона)	N (нейтральна сторона)	S (сильна сторона)
		Мій проект	Aero Vironment	Baugar Makinal	General Atomics			
1.	Гнучкість конструкції та її адаптація до широкого спектру завдань	Є	Є певні нароби	Немає	Немає			+
2.	Висока адаптивність виробництва (безболісна можливість заміни комплектуючих)	Є	Можливо	Немає	Невідомо			+
3.	Використання стандартизованих модулів, модульних відсіків	Є	Є	Немає	Немає		+	
4.	Широкий спектр застосування в різних сферах, аграрна, військова, транспортна, розвідувальна.	Немає	Немає	Немає	Немає			+

Таблиця 9.3. Технологічна здійсненність проекту.

№ п/п	Ідея проекту	Технології її реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
1.	Модульна архітектура Розробка та впровадження системи модульної конструкції для легкої зміни та оновлення відсіків.	CAM, CAD, CAE, PLM системи	Наявні	Доступні

2.	Визначення стандартизованих розмірів та інтерфейсів для забезпечення сумісності модулів.	CAM CAD системи, доступ до мережі інтернет	Наявні	Доступні
----	--	--	--------	----------

Проведемо аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту.

На ринку спостерігається стрімке зростання попиту на безпілотні системи, що застосовуються в різних галузях.

*Таблиця 9.4. Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту.*

№ п/п	Показники стану ринку (найменування)	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	5
2	Динаміка ринку	Зростає
3	Наявність обмежень для входу	Немає
4	Специфічні вимоги до стандартизації та специфікації	Немає
5	Середня норма рентабельності в галузі, %	24

*Таблиця 9.5. Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту.*

Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
Автоматизовані рішення, іноваційність, безпека та моніторинг, транспортування та доставка, екологічність.	Сільськогосподарські, моніторингові, транспортні, компанії.	В залежності від застосування БПС клієнти будуть акцентувати увагу на ресурсі, економічності, точності та гнучкості апарату.	Надійність та безпека судна, гнучкість та висока адаптивність до різних завдань, високий ресурс, екологічність.

Зазначені потреби формують ринок для модульного безпілотного судна, яке може відповісти вищезначеним вимогам ринку та покрити широкий спектр завдань у різних галузях.

*Таблиця 9.6. Фактори загроз.*

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1	Технічні виклики	Потреби в високих стандартах безпеки й надійності	Набір й навчання кваліфікованих кадрів
2	Законодавчі обмеження	Зміни в законодавстві, пов'язані з безпекою та експлуатацією, обмеження щодо випробувань та впровадження нових технологій.	Наявність власної зони випробувань на якій не діє законодавство.
3	Кібербезпека	Загроза кібератак на систему навігації БПС.	Захищені сучасні системи зв'язку з судном.
4	Прийняття громадськістю	Відмова громадськості використання модульних систем.	Проведення рекламних ознайомчих компаній.

*Таблиця 9.7. Фактори можливостей.*

№ п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1	Гнучкість та адаптивність	Можливість швидко адаптувати модульні відсіки та сам планер для розміщення різного обладнання чи виконання певної місії.	Створення нових й доопрацювання старих модулів й модульних відсіків БПС.
2	Швидке проведення глибокої модернізації	Легке та швидке впровадження нових технологій.	Розгляд можливих апгрейдів на етапах проектування.

*Продовження таблиці 9.7.*

3	Ефективне ресурсовикористання	Оптимізація БПС перед місією за рахунок зміни модулів.	Розробка модульних відсіків, аналіз ефективності судна з можливими компонуваннями. Створення рекомендацій.
4	Простота та ефективність обслуговування	Швидка заміна та можливість легкого доступу до поломаного обладнання.	Створення бортової системи пошуку відмови. Врахування легкого доступу до систем й їх модулів на етапі проектування.
5	Створення сімейства БПЛА	Можливість створення сім'ї БПЛА на основі єдиної модульної конструкції. Спільне використання стандартизованих модулів для різних моделей.	Проектування й створення модульних відсіків під нові конфігурації.

Сприятливе поєднання гнучкості, швидкості модернізації та можливостей для рекламних заходів роблять проект конкурентоспроможним. Проте, технічні та кібербезпечні аспекти вимагатимуть уваги та ресурсів для подолання викликів.

*Таблиця 9.8. Ступеневий аналіз конкуренції на ринку.*

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства (можливі дії компанії, щоб бути конкурентоспроможною).
Тип конкуренції - чиста	Вільна можливість створення свого БПС в залежності від фінансування	Розширювати базу модулів, модульних відсіків, компонувань, розширювати кількість апаратів в сімействі БПС.
За рівнем конкурентної боротьби – міжнародний	Розробники знаходяться, як в Україні так і за кордоном.	Стати лідером в Україні.

Продовження таблиці 9.8.

За галузевою ознакою - міжгалузева	Підхід модульного компонування й стандартизація, що зумовлена ним, може бути використана в інших галузях.	Розробка роботизованих наземних безпілотних систем.
Конкуренція за видами товарів – товарно-видова	В тому, що компанії пропонують схожі, але в певних аспектах відмінні вироби в одному сегменті ринку.	Розширення асортименту, цінова боротьба, збільшення якості продукції, посилення маркетингових зусиль.
За характером конкурентних переваг – нецінова	Успіх буде залежати від здатності компанії пропонувати унікальні технології.	Врахування широкого спектру інновацій для подальших модернізацій БПС.
За інтенсивністю – марочна.	Проявляється в змаганні між технологічними рішеннями.	

Таблиця 9.9. Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Постачал ьники	Клієнти	Товари- замінни ки
Складові аналізу	Aero Vironment, BaykarMakinal, General Atomics	Доступність ресурсів (комплектуючих тощо). Бар'єри для входження в ринок: кваліфікований персонал, притаманно великим компаніям з великим об'ємом виготовленої продукції.	Немає.	Компанії з різних сфер (аграрна, промислова, транспортна, моніторингова)	Немає.

Висновки:	Конкуренти не застосовують принципів модульних конструкцій й не розглядають її впровадження на етапах проектування.	Великі компанії часто мають своїх співробітників, що займаються автоматизацією проектування, проте більшість компаній, що тільки починають масштабувати виробництво потребують автоматизації.		Клієнти пропонують адаптацію нового обладнання під БПС.	

Таблиця 9.10. Обґрунтування факторів конкурентоспроможності.

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)
1	Створення представництв в країнах експлуатантів.	Це полегшить комунікацію й зробить технічне обслуговування й ремонт швидшим
2	Підтримка модульного наповнення БПС.	Створення нових модульних відсіків й модулів для БПС що експлуатуються в залежності від побажань експлуатантів
3	Гнучкість та адаптивність.	Можливість швидкої адаптації до різних вимог і завдань за допомогою модульного підходу
4	Стратегічне партнерство.	Укладання стратегічних партнерства з іншими гравцями, виробниками обладнання чи технологічними компаніями

Фактори конкурентоспроможності дозволять підвищити ефективності та адаптивності проекту, нададуть переваги у комунікації та обслуговуванні, а також створенні стратегічних партнерських відносин для забезпечення доступу до нових можливостей та технологій. Це дозволить проекту успішно конкурувати на ринку БПС та задовольняти різноманітні потреби клієнтів.



Таблиця 9.11. Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін проекту

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	Рейтинг товарів-конкурентів у порівнянні з моїм проектом						
			-3	-2	-1	0	+1	+2	+3
1	Створення представництв в країнах експлуатантів.		-	Vironment	-	Baykar	Atomics	-	-
2	Підтримка модульного наповнення БПС.		-	Baykar	Vironment	Atomics	-	-	-
3	Гнучкість та адаптивність.		Baykar	Vironme	Atomics	-	-	-	-
4	Стратегічне партнерство.		-	-	-	-	Vironme	Atomics	Baykar

Таблиця 9.12. SWOT-аналіз стартап-проекту.

<p><b>Сильні сторони:</b></p> <p>Застосування модульного підходу забезпечить високий рівень технічної інноваційності, що привертає увагу ринку. Модульна конструкція дозволяє легко адаптувати БПС до різних завдань і вимог клієнтів.</p>	<p><b>Слабкі сторони:</b></p> <p>Недостатні фінансові ресурси можуть обмежити можливості розробки та впровадження проекту. Якщо стартап не матиме великого рекламного бюджету або вже визнаного імені, це може ускладнити просування на ринку.</p>
<p><b>Можливості:</b></p> <p>Збільшення попиту на багатофункціональні та адаптивні безпілотні системи. Постійний розвиток технологій відкриває нові можливості для вдосконалення функціоналу модульного БПС.</p>	<p><b>Загрози:</b></p> <p>Зміцнення конкуренції на ринку безпілотних систем може ускладнити просування стартапу. Зміни в правових нормах та вимоги щодо безпілотних систем можуть вплинути на виробництво та експлуатацію.</p>

Таблиця 9.13. Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

№ п/п	Альтернатива (орієнтовний комплекс заходів) ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
1	Розробка та надання технологічних рішень для інших компаній у галузі безпілотних систем.	Збільшення числа клієнтів.	Пів року.
2	Введення продукції на міжнародні ринки, адаптація до вимог різних країн.	Збільшення числа клієнтів.	2 роки.
3	Адаптація продукції для конкретного сегменту ринку, маркетинг та продаж спеціалізованим компаніям.	Збільшення числа клієнтів.	Пів року.

Таблиця 9.14. Вибір цільових груп потенційних споживачів.

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів.	Готовність споживачів сприйняти продукт.	Орієнтовний попит в межах цільової групи (сегменту)	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент.
1	Підприємства, що розробляють та проєктують ЛА.	Є.	Достатній.	Невеликий.	Середня.
2	Аграрна, промислова, моніторингова галузі	Є.	Низький.	Високий.	Середня.

Які цільові групи обрано: Аграрна, промислова, моніторингова галузі.

Таблиця 9.15. Визначення базової стратегії розвитку.

№ п/п	Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
1	Розробка та надання технологічних рішень для інших компаній у галузі безпілотних систем.	Широкий вибір потенційних клієнтів.	Проектні рішення компоновки кріплень тощо.	Стратегія спеціалізації
2	Введення продукції на міжнародні ринки, адаптація до вимог різних країн.	Широкий набір інструментів.	Глобальне покриття ринку, адаптація до місцевих вимог.	Стратегія спеціалізації
3	Адаптація продукції для конкретного сегменту ринку, маркетинг та продаж спеціалізованим компаніям.	Унікальний продукт.	Глибока спеціалізація продукції для конкретного сегменту ринку, що дозволяє ефективно задовольняти потреби цільової аудиторії.	Стратегія диференціації

Таблиця 9.16. Визначення базової конкурентної поведінки.

№ п/п	Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента і які?	Стратегія конкурентної поведінки
1	Так.	Пошук нових.	Так, й модернізувати БПС за рахунок нових модулів.	Стратегія диференціації

Таблиця 9.17. Визначення стратегії позиціонування.

№ п/п	Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкурентоспроможні позиції власного стартап-проекту	Вибір асоціацій, які мають сформувати комплексну позицію власного проекту (три ключових).
1	Висока адаптивність.	Стратегія спеціалізації	Модульний БПС	Модульність, багатофункціональність, надійність.
2	База модульних відсіків й модулів.	Стратегія спеціалізації	База дозволить провести легку адаптації БПС до нових завдань	Адаптація, модернізація, гнучкість.
3	Висока ремонтно-придатність.	Стратегія спеціалізації	База модульних відсіків й модулів.	Ремонт, заміна.

Таблиця 9.18. Визначення ключових переваг потенційного товару

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
1	Широке охоплення виконуваних завдань	Модульність БПС дозволяє змінювати технічні характеристики судна й адаптувати до нових вимог	Конкуренти не мають схожих аналогів.
2	Простота ремонту й модернізації	Швидка заміна вийшовши з ладу модулів чи їх заміна на нові за рахунок модульності	Можливість кардинально змінити схему БПС та його технічні характеристики.

Таблиця 9.19. Формування системи збуту.

№ п/п	Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
1	Аналіз і врахування особливостей та потреб цільової аудиторії для ефективного визначення стратегії збуту.	Забезпечення ефективного рекламування та реалізації продукції на ринку. Організація оптимального постачання та доставки товарів.	Продаж напрямку від виробника до кінцевого споживача. Залучення посередників, таких як дистриб'ютори чи роздрібні мережі.	Використання кількох каналів збуту для максимізації охоплення ринку. Впровадження онлайн-продажів та маркетплейсів для розширення аудиторії та зручності клієнтів.

Таблиця 9.20. Концепція маркетингових комунікацій.

Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціонування	Завдання рекламного повідомлення	Концепція рекламного звернення
Вивчення та розуміння, як цільова аудиторія сприймає, вибирає та використовує подібні товари чи послуги.	Використання популярних платформ для взаємодії та реклами. Висвітлення в різних веб-ресурсах та медіа. Традиційні канали для масового охоплення аудиторії.	Підкреслення унікальних рішень та передових технологій. Позиціонування як гнучкого та легко модифікованого продукту.	Залучення уваги та створення усвідомленості. Висвітлення унікальних характеристик та переваг продукту.	Спроба викликати певні емоції у цільової аудиторії. Надання об'єктивної та детальної інформації про продукт.

## Висновок по розділу

Стартап-проект, орієнтований на розробку та впровадження модульного БПС, виявляється перспективним та інноваційним у сфері безпілотної авіації. Впровадження модульного підходу у конструкцію літального апарату дозволяє ефективно вирішувати завдання різноманітних місій та оперативно адаптуватися до змінних умов експлуатації.

Однією з ключових переваг є гнучкість та адаптивність конструкції, що дозволяє швидко змінювати функціональність апарату, використовуючи різні модульні відсіки для різних завдань. Це робить стартап конкурентоспроможним на ринку, оскільки відповідає різноманітним потребам клієнтів.

Запровадження стандартизованих модульних відсіків та кріплень сприяє розвитку системи, де різні компанії можуть розробляти та виробляти свої модулі, підвищуючи функціональність та розширюючи можливості використання такого БПС.

Додатковою перевагою є стратегічне партнерство та взаємодія з іншими гравцями у сфері авіаційних технологій, що дозволяє об'єднувати зусилля та впроваджувати нові технології для поліпшення продукту.

Загалом, стартап-проект, спрямований на розробку модульних БПС, визначається своєю інноваційністю, адаптивністю та потенціалом для створення високоефективних та універсальних систем авіаційного призначення.

## Висновки

В цій роботі проведено аналіз можливих аналогів з використанням принципу модульної побудови, вибір й обґрунтування аеродинамічної схеми, розрахунки геометричних характеристик БПС на основі яких було створено модель для продувки панельно-вихровим методом. Розраховано та проаналізовано аеродинамічних характеристик БПС. Отримані результати розрахунку вказали на оптимальні кути атаки та дозволили збалансувати планер БПС по вісі тангажу. Максимальна аеродинамічна якість планера становить  $K_{max} = 30$ , що вказує на його високий рівень аеродинамічної ефективності.

Аналіз масових характеристик в першому наближенні та підбір силової установки.

Також створено модель в системі Simens NX, проведено аналіз компонування з урахуванням модульної структури БПС, яка була сформована подальшим поділом на модульні відсіки моделі БПС.

Проаналізовано різні види кріплень й запропоновано кріплення між модульних відсіків у вигляді магнітної стіжки, надивлячись на її недоліки у вигляді магнітного випромінювання на борту, що може впливати на точність інерційної системи навігації. Цей вид з'єднання обрано за його новизну й простоту, а також за можливість з'єднання й роз'єднання такого кріплення без прямого доступу до нього, що дає змогу не створювати на корпусі БПС зовні додаткових люків для обслуговування з'єднань тощо.

В ході аналізу використання модульної побудови в безпілотній авіації було виявлено позитивні сторони такі як.

Одною з позитивних сторін є багатогранність форм та технічних характеристик які можна отримати з проведенням невеликих й швидких модернізацій в конструкціях, схемах, компонуванні БПС. Одним словом висока адаптивність технічних характеристик.

При модернізаціях БПС забезпечується економію часу й витрат на перепроектування за рахунок тої ж адаптивності. Та конструкції, що закладала можливості модернізації в себе на етапах створення.

У випадках ремонту обслуговування, БПС з модульними відсіками дозволяє зменшити час на заміну й ремонт певного обладнання, може спрощувати доступ до певних систем, обладнання тощо.

Модульна конструкція такого БПС є ключовим фактором для досягнення високої ефективності та гнучкості в їх розробці, виробництві та експлуатації. Гнучка система компонування та заміни модулів не лише дозволяє адаптувати технічні характеристики БПС до різноманітних завдань, але й сприяє оптимізації інтеграції нового обладнання.

Такий підхід до побудови БПС не лише підвищує технічну обслуговуваність та здатність впровадження модернізацій, але й робить судна більш адаптивними до змінних умов та завдань, визначаючи перспективи для створення високоефективних сімейств БПС.

Також було створено стартап-проект. Вище наведені висновки підтверджують, що такий стартап-проект є інноваційним та перспективним у сфері безпілотної авіації, а модульний підхід виявляється ключовим для досягнення гнучкості та ефективності в експлуатації безпілотних повітряних суден.

За результатами роботи зроблена доповідь на V науково-практичній конференції студентів та молодих вчених «Авіа-ракетобудування: Перспективи та напрямки розвитку» 2023-го року, в друці.



## Список використаної літератури

1. Defence-ua [електронний ресурс] //URL: [https://defenceua.com/weapon\\_and\\_tech/ukrajinski\\_vazhki\\_udarni\\_bezpilotni\\_kompleksi\\_mizh\\_sokolom\\_ta\\_gorlitseju-1425.html](https://defenceua.com/weapon_and_tech/ukrajinski_vazhki_udarni_bezpilotni_kompleksi_mizh_sokolom_ta_gorlitseju-1425.html) .
2. Roketsan [електронний ресурс] //URL: <https://www.roketsan.com.tr/en/products/mam-c-smart-micro-munition> .
3. U. S. Department of Defense Unmanned Systems Roadmap: 2007 – 2032
4. С. М. Егер Проектирование самолетв. М.: «Машиностроение», 1983. 616 с.
5. М. Н. Шульженко Конструкция самолетов. М.: «Машиностроение», 1971. 414 с.
6. Г. И. Житомирский Конструкция самолетов. М.: «Машиностроение», 1995. 415 с.
7. АН-225 "МРІЯ" [електронний ресурс] //URL: <https://antonov.com/history/an-225-mriya>.
8. Гасабех Ахмад Рахмати Аэродинамические характеристики замкнутого параболического крыла. дис...канд. тех. наук : Национальный авиационный ун-т. Київ, 2017. 144 с.
9. Вернигора В. Н. Расчет потенциальных течений около крыльев и несущих конфигураций крыло-фюзеляж [Текст] / В. Н. Вернигора, В. С. Ираклионов, Г. А. Павловец. // Труды ЦАГИ. – 1976. – вып 1803/
10. Airfoil Tools [електронний ресурс] //URL: <http://airfoiltools.com>.
11. Вернигора В. Н. Расчет потенциальных течений около крыльев и несущих конфигураций крыло-фюзеляж [Текст] / В. Н. Вернигора, В. С. Ираклионов, Г. А. Павловец. // Труды ЦАГИ. – 1976. – вып 1803.
12. Aviasich [електронний ресурс] //URL: <http://aviasich.kiev.ua/engiene-rotax-914-ul-f/> .

13. Мілітарний [електронний ресурс] //URL: <https://mil.in.ua/uk/news/ukrayinska-optyko1-prytsilna-stantsiya-zbilshyla-dalnist-vyyavlennya-tsili/> .
14. ROTAX [електронний ресурс] //URL: <https://www.flyrotax.com/ru/p/produktsiya/dvigateli>.
15. Розроблення стартап-проекту [Електронний ресурс] : Методичні рекомендації до виконання розділу магістерських дисертацій для студентів інженерних спеціальностей / За заг. ред. О.А. Гавриша. – Київ : НТУУ «КПІ», 2016. – 28 с.
16. zohd [Електронний ресурс] //URL <https://www.zohd.net/> .