

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

Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

«На правах рукопису»
УДК 629.7.

До захисту допущено:
В. о. завідувача кафедри
_____ Петро ЛУК'ЯНОВ
«__» _____ 2024 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»

зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

на тему: «Безпілотне повітряне судно з гібридною силовою установкою»

Виконав:

студент II курсу другого (магістерського) рівня, групи АЛ-21мп
Адлер Роман Леонідович _____

Керівник:

Доцент, к.ф.-м.н., с.н.с.,
Лук'янов Петро Володимирович _____

Рецензент:

проф. каф. СКЛА, д.т.н.,
Збруцький Олександр Васильович _____

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

Київ – 2024 року

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

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – **134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

_____ Петро ЛУК'ЯНОВ

«___» _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту
Адлеру Роману Леонідовичу

1. Тема дисертації «Безпілотне повітряне судно з гібридною силовою установкою», науковий керівник дисертації доцент кафедри Лук'янов Петро Володимирович, к. ф.-м. н., с. н. с., затверджені наказом по університету від «03» ЛИСТОПАДА 2023 р. № 5134-с.
2. Термін подання студентом дисертації 26 грудня 2023 р.
3. Об'єкт дослідження: Безпілотне повітряне судно з гібридною силовою установкою.
4. Вихідні дані Крейсерська швидкість польоту – 120 км/год.
 Максимальна злітна маса – до 100...120 кг.
 Корисне навантаження – 6 кг.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити
 - 5.1. Огляд аналогів літальних апаратів з гібридно-електричною силовою установкою.
 - 5.2. Порівняльний аналіз та визначення складових гібридних конфігурацій літальних апаратів.
 - 5.3. Порівняльний аналіз електричних батарей та високоенергетичного пального, визначення складових та побудова схеми гібридної силової установки.
 - 5.3. Розрахунок технічних параметрів та маси основних компонентів системи.
 - 5.4. САД проєктування та базовий аеродинамічний аналіз концептуальної моделі безпілотного повітряного судна.
 - 5.5. Розробка стартап-проєкту.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

6.1. Огляд літератури. Вибір аналогу.

6.2. Класифікація основних гібридних конфігурацій.

6.3. Загальна схема гібридної силової установки літального апарату.

6.4. Кресленик загального виду літального апарату.

6.5. Результати аеродинамічного аналізу.

6.6. Рендер-зображення концептуальної 3D моделі літального апарату.

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 літальних апаратів з гібридно-електричною силовою установкою.	до 15.12.2022 р.	
2.	Порівняльний аналіз та визначення складових гібридних конфігурацій літальних апаратів.	до 01.02.2023 р.	
3.	Порівняльний аналіз електричних батарей та високоенергетичного пального, визначення складових та побудова схеми гібридної силової установки.	до 21.03.2023 р.	
4.	Розрахунок технічних параметрів та маси основних компонентів системи	до 10.09.2023 р.	
5.	CAD проектування та базовий аеродинамічний аналіз концептуальної моделі безпілотного повітряного судна.	до 28.11.2023 р.	
6.	Розробка стартап-проекту.	до 05.12.2023 р.	
7.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу. Попередній захист.	до 26.12.2023 р.	
8.	Доопрацювання матеріалів дисертації. Перевірка на плагіат.	до 10.01.2024 р.	

Студент

Роман АДЛЕР

Науковий керівник

Петро ЛУК'ЯНОВ

Реферат

Магістерська дисертація: “Безпілотне повітряне судно з гібридною силовою установкою”, 107 сторінок, 38 рисунків, 31 таблицю, 34 посилань.

Актуальність: застосування гібридних силових установок в безпілотних апаратах вертикального злету та приземлення надає можливість використання високоенергетичного палива для довготривалого крейсерського польоту та додаткового генерування електроенергії, яка може бути використана для електродвигунів, у тому числі при вертикальному злеті, що дасть змогу зменшити масу електричних батарей та збільшити загальну тривалість польоту.

Мета роботи: побудова методу розрахунку гібридної силової установки для безпілотного літального апарата з системою вертикального злету та приземлення.

Об’єкт дослідження: літальний апарат з гібридною силовою установкою.

Предмет дослідження: параметри та характеристики складових гібридної силової установки безпілотного літального апарату.

Методи дослідження: проведення порівняльного аналізу складових гібридних силових установок та математичні розрахунки: визначення необхідної потужності при вертикальному злеті, наборі висоти, крейсерському польоті та в режимі спостереження; розрахунок необхідної електричної потужності та ємності акумуляторної батареї; визначення маси енергетичної складової – електричних батарей та пального; розрахунок витрати пального для виконання польотної місії та додаткової роботи генератора тощо.

Наукова новизна одержаних результатів: полягає в побудові методу розрахунку параметрів гібридної силової установки літального апарату з системою вертикального злету та приземлення, де електрична енергія використовується не тільки для вертикального злету, але й надає можливість

горизонтального польоту з вимкненим двигуном внутрішнього згоряння та переходу на електродвигун для зменшення теплового та акустичного сліду.

Практичне значення одержаних результатів: побудований метод розрахунку може бути використаний для визначення параметрів гібридної силової установки при початковому проектуванні певного літального апарата.

Публікації: 1. Проектування безпілотного літального апарату з гібридно-електричною силовою установкою / Адлер Р.Л., Лук'янов П.В. // IV науково-практична конференція студентів та молодих вчених «Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку» – 2022 – с. 90-94.

2. Comparative analysis of hybrid propulsion systems in vertical takeoff and landing aircraft / Adler R., Lukianov P. // XV International Conference of Students and Young Scientists “Intelligence. Integration. Reliability” – 2023 – p. 6-7.

3. Calculation of the mass of an electric battery for an Aircraft with a hybrid propulsion system / Adler R., Lukianov P. // XV International Conference of Students and Young Scientists “Intelligence. Integration. Reliability” – 2023 – p. 8-9.

4. Перспектива застосування та розрахунок гібридних силових установок у літальних апаратах вертикального злету та приземлення / Адлер Р.Л., Лук'янов П.В. // Механіка гіроскопічних систем – 2023 – №46 – подано до друку.

Ключові слова: БпЛА, вертикальний зліт та приземлення, гібридна силова установка, гібридні конфігурації, роторно-поршневий двигун, електричний генератор, електричні батареї, високоенергетичне паливо.

Abstract

Master's thesis: "Unmanned Aircraft with a Hybrid Propulsion System", 107 pages, 38 figures, 31 tables, 34 references.

Relevance: the use of hybrid propulsion systems in unmanned vehicles for vertical takeoff and landing makes it possible to use high-energy fuel for long cruise flight and additional generation of electricity that can be used for electric motors, including during vertical takeoff, which will reduce the weight of electric batteries and increase the total flight duration.

Purpose of the study: to develop a method for calculating a hybrid propulsion system for an unmanned aerial vehicle with a vertical takeoff and landing system.

The object of study: an aircraft with a hybrid propulsion system.

Subject of research: parameters and characteristics of the components of the hybrid propulsion system of an unmanned aerial vehicle.

Methods of research: comparative analysis of hybrid propulsion system components and mathematical calculations: determination of the required power during vertical takeoff, climb, cruise and surveillance modes; calculation of the required electrical power and battery capacity; determination of the mass of the energy components - electric batteries and fuel; calculation of fuel consumption for the flight mission and additional generator operation, etc.

The results and their novelty: the scientific novelty of the results obtained is the construction of a method for calculating the parameters of a hybrid propulsion system of an aircraft with a vertical takeoff and landing system, where electric energy is used not only for vertical takeoff, but also provides the possibility of horizontal flight with the internal combustion engine turned off and switching to an electric motor to reduce the thermal and acoustic footprint.

Recommendations for the use of work: the constructed calculation method can be used to determine the parameters of a hybrid propulsion system during the initial design of a particular aircraft.

Publications: 1. Designing an unmanned aerial vehicle with a hybrid-electric propulsion system / Adler R.L., Lukianov P.V. // IV Scientific and Practical Conference of Students and Young Scientists "Aerospace Engineering: Prospects and Directions of Development" - 2022 - pp. 90-94.

2. Comparative analysis of hybrid propulsion systems in vertical takeoff and landing aircraft / Adler R., Lukianov P. // XV International Conference of Students and Young Scientists "Intelligence. Integration. Reliability" – 2023 – p. 6-7.

3. Calculation of the mass of an electric battery for an Aircraft with a hybrid propulsion system / Adler R., Lukianov P. // XV International Conference of Students and Young Scientists "Intelligence. Integration. Reliability" – 2023 – p. 8-9.

4. Prospects for the use and calculation of hybrid propulsion systems in vertical takeoff and landing aircraft / Adler R.L., Lukianov P.V. // Mechanics of gyroscopic systems – 2023 – №46 – submitted for publication.

Keywords: UAV, vertical takeoff and landing, hybrid propulsion system, hybrid configurations, rotary piston engine, electric generator, electric batteries, high-energy fuel.

ЗМІСТ

Перелік умовних позначень	11
ВСТУП	12
РОЗДІЛ 1. ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ ТА ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ СКЛАДОВИХ ГІБРИДНОЇ СИСТЕМИ	14
1.1 Огляд аналогів літальних апаратів з гібридно-електричною силовою установкою.....	14
1.2 Порівняльний аналіз основних типів гібридних конфігурацій	21
1.2.1 Послідовна конфігурація.....	21
1.2.2 Паралельна конфігурація	23
1.2.3 Комбінована (послідовно-паралельна) конфігурація.....	25
1.3. Компоненти та складові гібридно-електричних силових установок.....	27
1.3.1 Двигуни внутрішнього згоряння	27
1.3.2 Електродвигуни.....	30
1.3.3 Електричні батареї	31
1.3.3.1 Система керування електричною батареєю	32
1.3.4 Високоенергетичне пальне	37
1.4 Порівняльний аналіз енергетичної цінності пального та електричних батарей.....	39
1.5 Побудова схеми гібридної силової установки	40
Висновки до розділу	42

					<i>АЛ-2101мп.16.00.00.00 ПЗ</i>			
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>	<i>Безпілотне повітряне судно з гібридною силовою установкою</i>	<i>Літ.</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Розроб.</i>		<i>Адлер Р.Л.</i>					8	107
<i>Пров.</i>		<i>Луц'янов П.В.</i>						
<i>Н. Контр.</i>		<i>Поваров С.А.</i>						
<i>Утв.</i>		<i>Луц'янов П.В.</i>						
						<i>КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ гр. АЛ-21мп</i>		

РОЗДІЛ 2. РОЗРАХУНОК ТЕХНІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ	43
Вступ до Розділу 2.....	43
2.1 Вибір конфігурації гібридної силової системи	43
2.2 Оцінка маси літального апарата	46
2.3 Визначення параметрів крила	49
2.4 Визначення необхідної потужності.....	53
2.4.1 Визначення необхідної потужності при вертикальному злеті	53
2.4.2 Визначення необхідної потужності при наборі висоти	54
2.4.3 Визначення необхідної потужності при крейсерському польоті.....	56
2.4.4 Визначення необхідної потужності в режимі спостереження	57
2.5 Оцінка маси енергетичної складової.....	57
2.6. Визначення та вибір гібридного двигуна	62
2.7 Розрахунок витрати пального та дальності польоту	64
Висновки до розділу	69
РОЗДІЛ 3. САД ПРОЄКТУВАННЯ ТА АЕРОДИНАМІЧНИЙ АНАЛІЗ КОНЦЕПТУАЛЬНОЇ МОДЕЛІ	70
3.1. САД проєктування	70
3.2 Аеродинамічний аналіз.....	73
Висновки до розділу	80
4. РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП-ПРОЄКТУ	81
4.1. Опис ідеї проєкту	81
4.2. Технологічний аудит ідеї проєкту	82
4.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проєкту	83
4.4. Розроблення ринкової стратегії проєкту	91

Висновки до розділу	101
ВИСНОВКИ.....	102
Список використаної літератури	104

Перелік умовних позначень

BLDC – brushless direct current motor (безщітковий двигун постійного струму);

BMS – battery management system (система керування батареєю);

CAD – computer-aided design (система автоматизованого проєктування);

DEP – distributed electric propulsion (система розподіленої електричної силової установки);

SoC – State of Charge (стан заряду);

SoH – State of Health (стан працездатності);

ДВЗ – двигун внутрішнього згоряння;

ЛА – літальний апарат;

МЗМ – максимальна злітна маса;

ВСТУП

У сучасному авіабудуванні, зокрема у безпілотних системах, використання двигунів з електричним живленням набуває все ширшого застосування. Електродвигуни, в порівнянні з двигунами внутрішнього згоряння, мають наступні суттєві переваги: високий ККД та питома потужність, знижений рівень шуму та теплового сліду, відсутність шкідливих викидів та забруднень атмосфери, безпечніші, нижча вартість експлуатації та обслуговування [1].

Важливим напрямком досліджень літальних апаратів з електричним двигуном є системи вертикального злету та приземлення (ВЗП, або англ. VTOL – Vertical Take-Off and Landing) [2], які за своїм призначенням є багатофункціональними, та можуть застосовуватись навіть у міських перевезеннях [3]. Так китайська компанія EHang у жовтні 2023 року отримала перший у світі безпековий політний сертифікат для аеротаксі EH216-S, що є літаком вертикального злету та приземлення з електричним приводом, який дозволяє його використання у комерційних пасажирських перевезеннях в межах міст, або між ними.

Однак, на даний момент, застосування літальних апаратів з суто електричним живленням обмежується вагою та питомою ємністю акумуляторів – скільки енергії можливо отримати з 1 кг акумуляторного елемента в порівнянні з 1 кг авіаційного палива. Поки що, перевагу має саме авіаційне паливо [4], тому вищезазначені літальні апарати мають значно нижчі показники по тривалості та дальності польоту, відносно літальним апаратам, де основним джерелом енергії виступає саме пальне. У зв'язку з цим, в системах з вертикальним злетом та приземленням доцільно використовувати гібридні силові установки, де джерелом енергії буде виступати як високоенергетичне пальне для тривалого магістрального польоту, так і утворений електричний струм, що дозволить застосовувати універсальні та

високоєфективні електричні двигуни для короткотривалого вертикального злету та приземлення, що значно підвищить ефективність та знизить вартість виробництва кінцевого продукту [5].

РОЗДІЛ 1. ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ ТА ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ СКЛАДОВИХ ГІБРИДНОЇ СИСТЕМИ

1.1 Огляд аналогів літальних апаратів з гібридно-електричною силовою установкою

1. AR3 від Tekever (Португалія) – AR3 - це компактний БПЛА з фіксованим крилом, призначений для виконання морських і наземних місій на великих відстанях. Завдяки тривалості польоту до 8 годин та опціональній системі передачі даних BLOS, він ідеально підходить для виконання широкого спектру операцій, таких як ISTAR, охорона кордонів, військова розвідка та моніторинг об'єктів інфраструктури. Варіант VTOL забезпечує додаткову гнучкість розгортання і ще більше зменшує логістичні витрати. AR3 VTOL також має інтегрований радар з синтезованою апертурою (РСА).

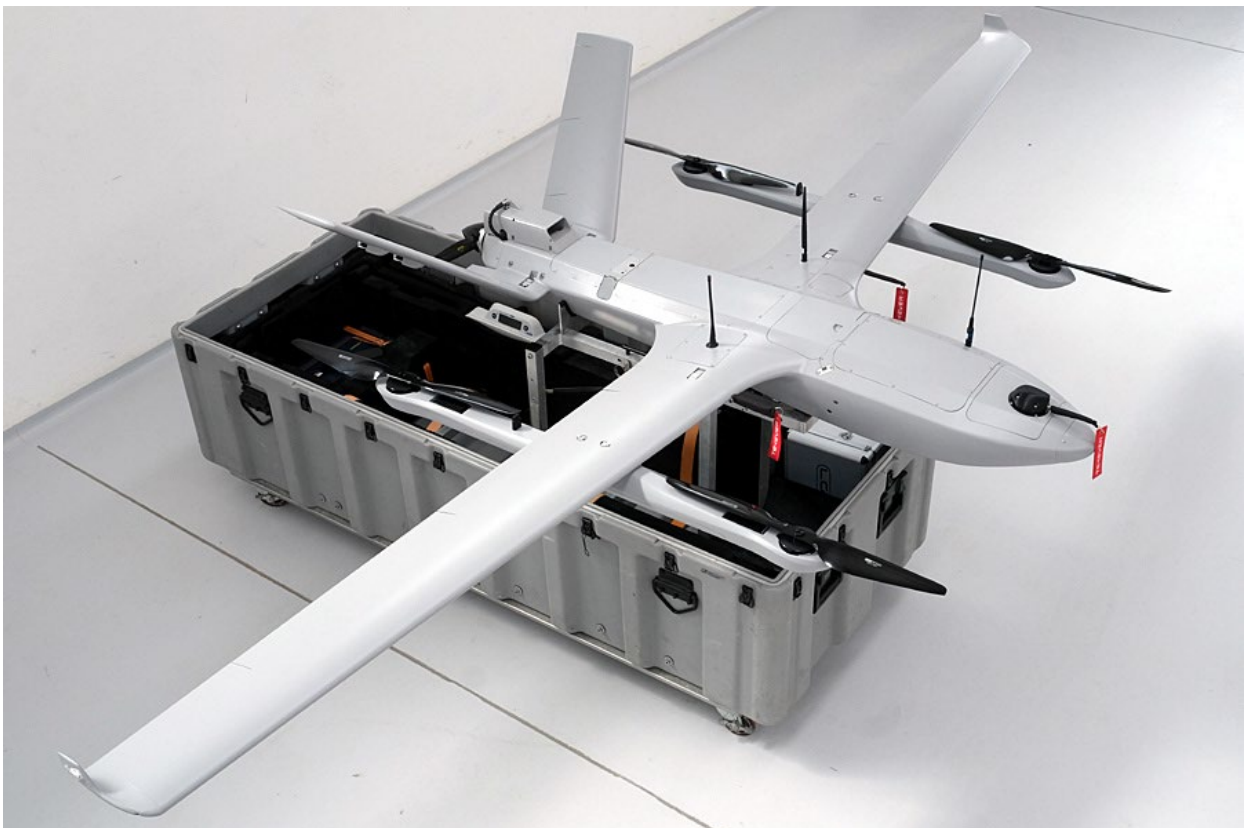


Рис. 1. БПЛА Tekever AR3

Таблиця 1.1. Характеристики БПЛА Tekever AR3

Модель	Tekever AR3
Габаритні розміри	3500x1900 мм
МЗМ	25 кг
Корисне навантаження	4 кг
Крейсерська швидкість	75...90 км/год
Дальність зв'язку	100 км
Тривалість польоту	8 год

2. Tango від EvelonX (Словенія) – це БПЛА з фіксованим крилом VTOL, який може бути оснащений повністю електричною силовою установкою або гібридною бензиново-електричною силовою установкою. З вантажопідйомністю 5 кг і тривалістю польоту до 6 годин, ця універсальна платформа ідеально підходить для тактичних, військових і розвідувальних завдань на великих відстанях, а також для пошуково-рятувальних і наукових досліджень.



Рис. 2. БПЛА EvelonX Tango VTOL

Таблиця 1.2. Характеристики БПЛА EvelonX Tango VTOL

Модель	EvelonX Tango VTOL
Габаритні розміри	3000x1900 мм
МЗМ	19 кг
Корисне навантаження	5 кг
Крейсерська швидкість	72 км/год
Дальність польоту	420 км
Тривалість польоту	6 год

3. X-P5 від Ptero Dynamics (США) – універсальний багатоцільовий БПЛА з системою вертикального злету та приземлення, який може бути обладнаний для доставки вантажів або інших сенсорних місій, таких як розвідка. Оснащений гібридною електричною силовою установкою з двигуном внутрішнього згорання, він може нести максимальне корисне навантаження 23 кг і здійснювати польоти тривалістю до семи годин. Літак базується на унікальній технології Transwing® компанії Pterodynamics, яка використовує інноваційну конструкцію, що складає крила до корпусу під час зльоту та посадки. Це призводить до зменшення займаної площі, що дозволяє експлуатувати літак у місцях з обмеженим простором, а також забезпечує підвищену стійкість до вітру та турбулентності.

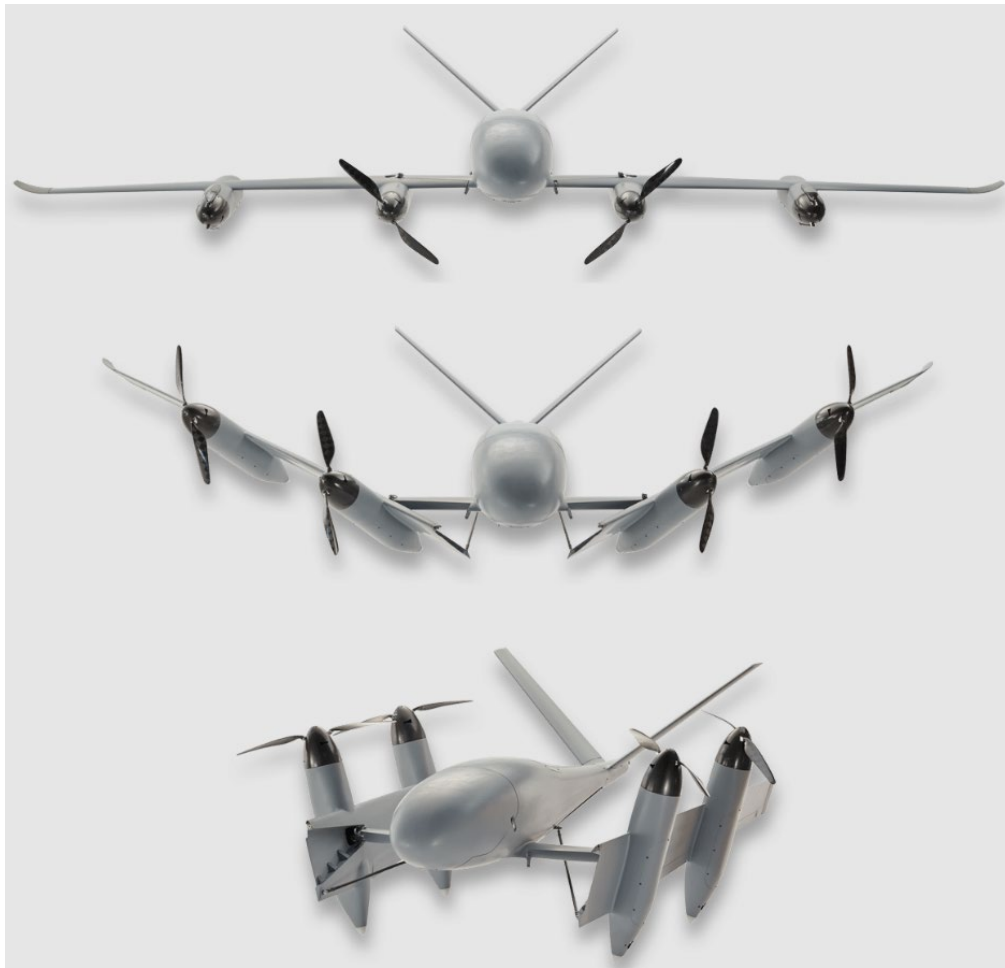


Рис. 3. БПЛА Ptero Dynamics X-P5

Таблиця 1.3. Характеристики БПЛА Ptero Dynamics X-P5

Модель	Ptero Dynamics X-P5
Розмах крил	6,7 м
МЗМ	149,7 кг
Корисне навантаження	22,7 кг
Крейсерська швидкість	130 км/год
Дальність польоту	926 км при максимальному корисному навантаженні, або 2037 км при корисному навантаженні 9 кг.
Тривалість польоту	7 год при максимальному корисному навантаженні, або 16 год при корисному навантаженні 9 кг.

4. H620L від Fly Dragon (Китай) – це дрон-обприскувач, призначений для сільськогосподарських цілей, а також для очищення сонячних панелей і обприскування дахів. Завдяки гібридній бензиново-електричній силовій установці він ідеально підходить для використання в умовах екстремальних температур, коли системи, які працюють лише на акумуляторах, забезпечують низьку продуктивність. Дрон має 20-літровий бак та може керувати вісьмома розпилювачами з двома або чотирма рідинними насосами.



Рис. 4. БПЛА Fly Dragon H620L

Таблиця 1.4. Характеристики БПЛА Fly Dragon H620L

Модель	Fly Dragon H620L
Габаритні розміри	2643x2569x885 мм
МЗМ	65 кг
Корисне навантаження	27,5 кг
Крейсерська швидкість	11...29 км/год
Дальність сигналу	2 км
Тривалість польоту	45 хв без корисного навантаження та з 3 л пального

5. X8 від Xer Technologies AG (Швейцарія) – це потужний багатороторний дрон, який забезпечує тривалість польоту понад 2,5 години та

корисне навантаження до 7 кг. Оснащений гібридною паливно-електричною силовою установкою, він є ідеальною платформою для збільшення тривалості та дальності польоту за межі можливостей звичайних безпілотників з акумуляторним живленням. Конструкція платформи БПЛА базується на багаторічному досвіді експлуатації та відповідає високим аерокосмічним стандартам надійності та безпеки, що дозволяє виконувати складні та відповідальні місії за межами прямої видимості. Платформа X8 може бути налаштована і оснащена широким спектром датчиків і корисного навантаження для задоволення точних потреб багатьох різних застосувань, включаючи інспекцію, громадську безпеку, пошук і порятунок, реагування на стихійні лиха, моніторинг навколишнього середовища і багато іншого. Він може підтримувати комбінації з одного або декількох датчиків і корисних навантажень, в тому числі:

- EO/IR (електрооптичні/інфрачервоні) системи візуалізації;
- LiDAR-сканери;
- датчики ISR (розвідки, спостереження та рекогносцировки);
- георадари;
- Мультиспектральні/гіперспектральні датчики;
- Детектори радіоактивності та газу;
- Додаткові паливні баки для місій великої дальності.

Варіанти зв'язку включають радіочастотний зв'язок великої дальності (європейського або американського стандарту), стільниковий зв'язок 4G і SATCOM (супутниковий зв'язок). У платформу інтегровані різноманітні передові функції безпеки, включаючи інтегровану систему уникнення зіткнень, парашутну систему, що розгортається автономно, і резервну батарею для аварійних посадок.



Рис. 5. БПЛА Xer Technologies X8

Таблиця 1.5. Характеристики БПЛА Xer Technologies X8

Модель	Xer Technologies X8
Габаритні розміри	2030x2030x620 мм
МЗМ	25 кг
Корисне навантаження	7 кг
Максимальна швидкість	72 км/год
Дальність сигналу	2 км
Тривалість польоту	150 хв при корисному навантаженні 4 кг, 120 хв при 5 кг та 66 хв при 7 кг.

1.2 Порівняльний аналіз основних типів гібридних конфігурацій

1.2.1 Послідовна конфігурація

У послідовній гібридній конфігурації, повітряний гвинт приводиться в рух безпосередньо за допомогою електродвигуна, який живиться від електроенергії, що створюється генератором, який приводиться в рух двигуном внутрішнього згоряння (ДВЗ) [6], (рис.6). Генерованою електроенергією можна безпосередньо живити електричний двигун, або акумулювати її в електричній батареї завдяки процесу заряджання, також дана батарея може виступати певним буфером у випадку перепаду напруги, потужності тощо. Дану гібридну конфігурацію зручно застосовувати у системі розподіленої електричної силової установки (DEP), де в літальному апараті може бути декілька повітряних гвинтів, які у свою чергу приводяться в роботу за допомогою електродвигунів [7]. Саме з цієї причини, дана гібридна конфігурація доволі широко використовується в альтернативних системах приводу для мультироторних або великогабаритних літаках, де є декілька електричних двигунів.



Рис. 6. Схема послідовної гібридної конфігурації.

Перевага даної гібридної конфігурації полягає в тому, що двигун внутрішнього згоряння повністю механічно відокремлений від повітряного гвинта, і його вихідна потужність не залежить від потреби потужності приводу, тобто двигун внутрішнього згоряння може працювати в оптимальних для нього умовах під час різних режимів польоту, а коливання у надлишках, що виникають, або недостачі потужності будуть компенсуватись за допомогою буферної акумуляторної батареї, де надлишок потужності буде перетворюватись у її заряджання, а недостача у розряджання. Таким чином, забезпечується доволі висока паливна ефективність двигуна, а його робочий ресурс може бути подовжений. Крім того, це розширює можливості у проєктуванні, так як механічна відокремленість ДВЗ від повітряного гвинта у послідовній гібридній конфігурації дає можливість його оптимального розташувати у літальному апараті, тому що енергію до компактного електродвигуна, який механічно з'єднаний з повітряним гвинтом, можна передавати за допомогою гнучких електрокабелів [8].

Однак, послідовна гібридна конфігурація має свої недоліки. Серед них є доволі низька ефективність системи, оскільки під час перетворень енергії в численних системах, відбуваються значні втрати потужності, що суттєво знижує кінцевий ККД. Дана гібридна конфігурація складається з трьох головних компонентів: двигуна внутрішнього згоряння, генератора та електродвигуна, які з'єднані між собою послідовно. Отже, всі вони повинні бути певного розміру та ваги, щоб забезпечити потребу в максимальній потужності, тобто в даному випадку неможливо об'єднати потужності електродвигуна та двигуна внутрішнього згоряння у випадку пікових навантажень, що у свою чергу вимагає збільшення ваги кожного компонента та вартості загальної системи для задоволення вихідних потреб у потужності [9].

1.2.2 Паралельна конфігурація

У випадку паралельної гібридної конфігурації, двигун внутрішнього згоряння та електричний двигун разом механічно з'єднанні з повітряним гвинтом через механічну передачу (трансмісію), тому вони можуть окремо, або одночасно сприяти передачі крутного моменту, що дасть змогу об'єднати їхні потужності та зменшити масу кожного компонента та загальної системи в цілому [10]. Крім того, в паралельній конфігурації, ДВЗ може одночасно приводити в рух і повітряний гвинт, і електричний генератор, заряджаючи тим самим батарейний блок. Ще одною перевагою паралельної конфігурації є те, що для неї потрібно лише два привідних пристрої - двигун внутрішнього згоряння і електродвигун, який може виконувати функцію генератора, що також зменшує загальну вагу [11]. Також в даній конфігурації більший ККД, ніж у послідовній гібридній системі, адже в даному випадку ДВЗ механічно під'єднаний до повітряного гвинта та може передавати момент без необхідності зайвого механічно-електричного перетворення енергії.

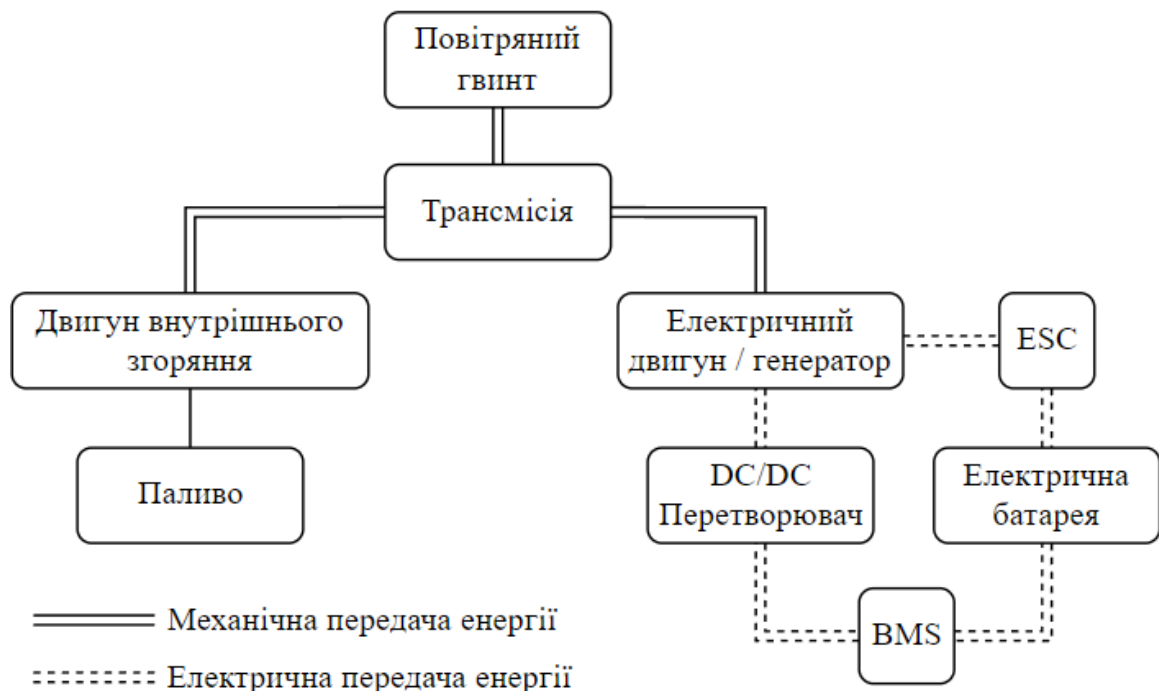


Рис. 7. Схема двовальної паралельної гібридної конфігурації.

Швидкість обертання повітряного гвинта не завжди є оптимальною швидкістю обертання валу ДВЗ, тому гарантувати роботу в оптимальному режимі двигуна не є можливим у загальному випадку. Зазвичай застосовують два підходи до вирішення цього питання: перший, більш прямий, полягає у впровадженні варіаторної трансмісії, яка дозволяє забезпечити незалежність кутових швидкостей обертання двигуна внутрішнього згорання та повітряного гвинта. Другий підхід, більш економічний, є розробка стратегії управління енергією. Стратегія управління енергією оптимізує роботу та енергетичний внесок кожного елемента системи, що дозволить двигуну внутрішнього згорання та електродвигуну працювати в оптимальних умовах [8].

Паралельна гібридна конфігурація додатково класифікується залежно від положення електричного двигуна/генератора в приводі [12], де для літаків найбільш популярні дві архітектури – це двовальна і одновальна [13]. Якщо двигун внутрішнього згорання та електричний двигун/генератор передають крутний момент через два незалежні один від одного вали, то швидкість обертання валу ДВЗ та електричного двигуна/генератора може відрізнятись від швидкості обертання повітряного гвинта та одне від одного. Так само, якщо в даному випадку застосовується варіаторна трансмісія, то швидкість двох пристроїв приводу може бути відокремлена від швидкості гвинта. Дану архітектуру називають двовальною паралельною конфігурацією (рис. 7).

Якщо двигун внутрішнього згорання механічно з'єднаний тільки з електричним двигуном/генератором, який у свою чергу з'єднаний з повітряним гвинтом, то дану архітектуру називають одновальною, оскільки дана передача має лише один вхідний вал (рис. 8). Зазвичай електричний двигун/генератор безпосередньо з'єднаний з повітряним гвинтом, тоді як двигун внутрішнього згорання передає крутний момент електричному двигуну/генератору через певну трансмісію. У даній архітектурі швидкість електричного двигуна/генератора завжди жорстко пов'язана зі швидкістю

обертання повітряного гвинта. Одновальна гібридна конфігурація має нижчу механічну складність, ніж двовальна, що позитивно впливає на збереження маси та підвищує загальну надійність та безпеку системи [13].

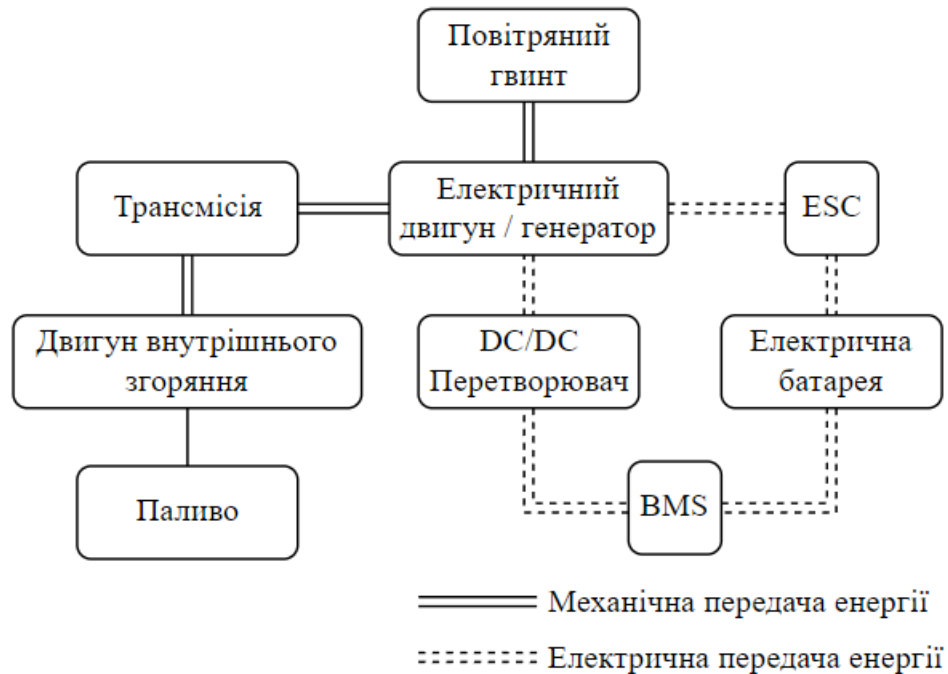


Рис. 8. Схема одновальної паралельної гібридної конфігурації.

1.2.3 Комбінована (послідовно-паралельна) конфігурація

Конфігурація комбінованого типу (послідовно-паралельна), також відома як конфігурація розподілу потужності, є поєднанням вищезазначених архітектур [6]. В даному випадку двигун внутрішнього згоряння, генератор, електродвигун та повітряний гвинт з'єднані між собою через трансмісію, яка зазвичай містить планетарну передачу (рис. 9). Дана гібридна конфігурація робить не тільки розподіл потужності більш гнучкішим, але також дозволяє двигуну внутрішнього згоряння та електродвигуну працювати в їхніх найефективніших режимах. Комбінована система є найбільш передовою серед гібридних конфігурацій, але разом з тим вона вимагає складнішого механізму трансмісії та стратегії розподілу потужності.



Рис. 9. Схема комбінованої гібридної конфігурації.

Отже, серед трьох гібридних конфігурацій (послідовної, паралельної та комбінованої), найбільшу гнучкість має послідовна конфігурація, де двигун внутрішнього згоряння працює в найоптимальніших для нього умовах, але через постійні перетворення енергії, загальний ККД системи залишається доволі низьким. Паралельна система має такі переваги, як об'єднання потужності ДВЗ та електричного двигуна/генератора, що дає змогу використати компоненти меншої маси. Найбільшу функціональність має комбінована система, але вона найменш розповсюджена в авіаційній сфері через загальну високу складність системи.

Окрім класифікації гібридних систем за типом приводу, їх також можна поділити за стратегією використання електричної батареї: стратегія підтримки та стратегія виснаження [6].

Стратегія підтримки націлена на підтримання електричного заряду акумуляторної батареї на певному рівні заряду за допомогою заряджання від

генератора. Це дає змогу бути впевненим, що літальний апарат завжди буде мати певний запас електричної енергії на випадок непередбачуваних обставин.

Стратегія виснаження розрахована на те, що початкового заряду електричної батареї буде достатньо для виконання усієї польотної місії та витрачання додаткової енергії для її заряджання не буде потрібне. Це у свою чергу вимагає застосування більшої за масою батареї [14], щоб задовільнити потребу в електричній потужності упродовж усього польоту.

1.3. Компоненти та складові гібридно-електричних силових установок

1.3.1 Двигуни внутрішнього згоряння

Двигуни внутрішнього згоряння відіграють одну з найважливіших ролей в гібридних силових системах. Найвідомішими та найрозповсюдженішими з них є:

- 2-х та 4-х тактні поршневі двигуни з іскровим запаленням палива;
- Дизельні двигуни, де повітряно-паливна суміш самостійно спалахує внаслідок сильного стиску та підвищення температури (ефект Дизеля);
- роторно-поршневі двигуни, або двигуни Ванкеля – дані двигуни використовують тригранний ротор спеціальної форми (трикутник Рело) для створення обертального руху, замість традиційних поршнів у поршневих двигунах, що дало змогу безпосередньо отримувати обертальний рух, не використовуючи колінчастий вал, який перетворює поступальні рухи поршня в обертальний рух головного валу, загалом підвищуючи ефективність та компактність двигуна.
- Газотурбінний двигун – це тип теплового двигуна, де газ піддається стиску та нагріванню, після чого енергетичний потенціал стиснутого та підігрітого газу переводиться в механічний рух турбінного валу. На

відміну від поршневого двигуна, в газотурбінному двигуні робочі процеси відбуваються у стрімкому потоці газу.

- **Реактивний двигун** – це двигун, який створює тягу завдяки швидкому виділенню робочого агента через сопло. У більшості випадків цим робочим агентом служать гарячі гази, які формуються під час згоряння палива в спеціалізованих камерах. За конструктивними особливостями вони можуть бути турбореактивними, пульсаційними, прямоточними (ефективні при надзвукових швидкостях) та ракетними. Для роботи реактивного рушія необхідний кисень, який забирається з атмосфери через повітрязабірник.

Реактивний та газотурбінний двигуни мають спільні елементи у своїй конструкції, але їх призначення та робочі принципи відрізняються. Ось декілька ключових відмінностей:

1. Призначення:

- **Реактивний двигун:** Його основна мета - створювати тягу за рахунок виштовхування газів через сопло на великій швидкості. Він використовується переважно у авіації для надання безпосередньої тяги літальним апаратам.
- **Газотурбінний двигун:** Це двигун, в основі якого лежить газова турбіна, що перетворює енергію гарячих газів на обертальний рух. Цей двигун часто використовується для виробництва електроенергії, приводу нафтових насосів та інших промислових застосувань.

2. Конструктивна реалізація:

- **Реактивний двигун:** Містить компресор, камеру згоряння та турбіну. Гази, що виділяються при згорянні палива, проходять через турбіну та виводяться через сопло, створюючи реактивну тягу.

- **Газотурбінний двигун:** Також має компресор, камеру згоряння та турбіну, але гази після проходження через турбіну використовуються для отримання обертальної енергії, а не для створення реактивної тяги.

3. Ефективність:

- **Реактивний двигун:** Зазвичай оптимізований для роботи на великих швидкостях і великих висотах.
- **Газотурбінний двигун:** Оптимізований для стабільної роботи при певних режимах, зазвичай з найвищою ефективністю при стаціонарних умовах роботи.

Класифікація найрозповсюдженіших типів ДВЗ показана на рис. 10.

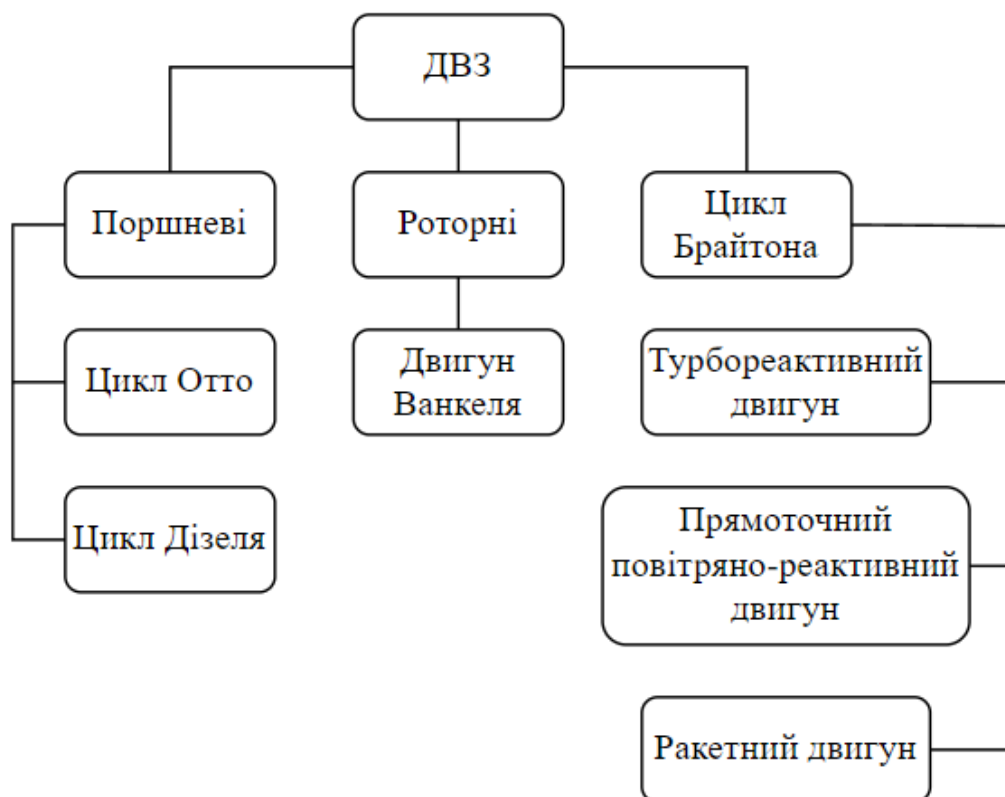


Рис. 10. Класифікація ДВЗ

1.3.2 Електродвигуни

Невід'ємною частиною літальних апаратів з гібридною силовою установкою є електродвигуни. Для джерел живлення двигуни можна поділити на дві групи: постійного струму та змінного струму (рис. 11). Завдяки простоті керування та технологічній зрілості, двигуни постійного струму широко використовуються у застосуваннях, де потрібна змінна швидкість, часті запуски/зупинки, зміна напрямку обертання та гальмування. Існує дві основні групи двигунів постійного струму: колекторні (з щітками) та безколекторні (безщіткові).

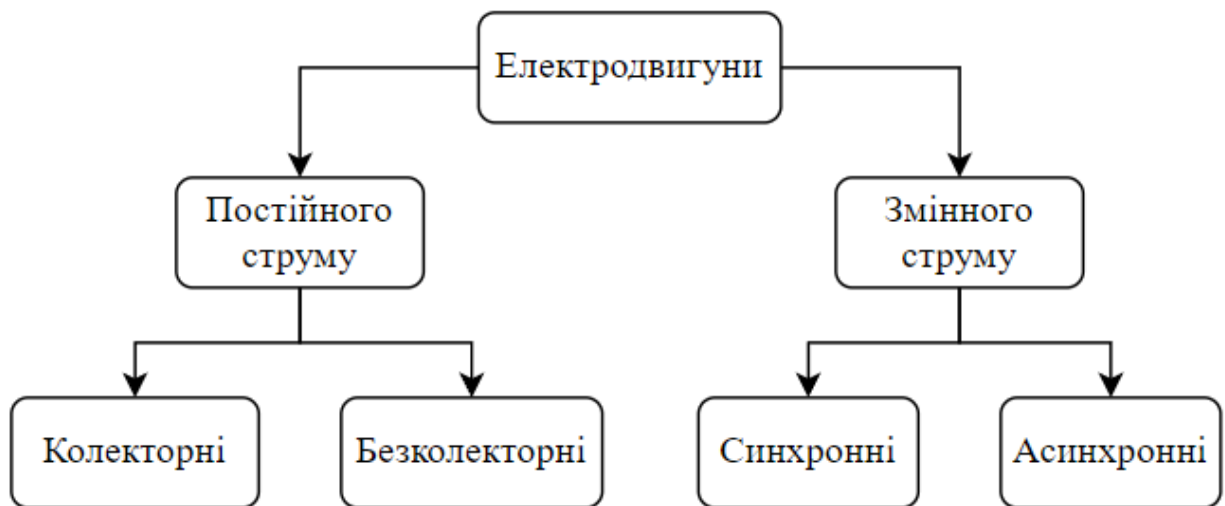


Рис. 11. Класифікація електродвигунів

Безщіткові двигуни постійного струму (BLDC) створені шляхом інверсії статора та ротора двигунів з щітками. Існують два типи двигунів BLDC: з датчиками положення та без датчиків. Двигуни BLDC з датчиками вимагають використання датчиків положення для виявлення положення магнітів ротора. Двигуни BLDC без датчиків усувають необхідність використання датчиків положення; положення магнітів ротора визначається за напругою оберненої ЕРС. Оцінка положення магніта ротора досягається за допомогою 3-фазної конфігурації двигунів BLDC, в якій лише 2 з 3 фаз активні (наприклад точки

"а" та "с" на Рисунку 8), а третя фаза відсутня (неактивна, точка "b") для даного положення ротора.

1.3.3 Електричні батареї

Перезаряджуванні батареї були розроблені на основі ряду хімічних систем, з яких найбільш широкого застосування знайшли наступні [15]:

1. Нікель-кадмієві (NiCd) батареї:

- **Особливості:** Відомі своїм "ефектом пам'яті", що вимагає повного розряду перед перезарядкою, мають високий рівень саморозряду, екологічні проблеми пов'язані з кадмієм;
- **Напруга одного елемента:** 1,2 В;
- **Енергетична щільність:** 40-60 Вт*год/кг (0,14-0,22 МДж/кг).

2. Нікель-металгідридні (NiMH) батареї:

- **Особливості:** Вища ємність порівняно з NiCd, менший "ефект пам'яті", екологічно безпечніші;
- **Напруга одного елемента:** 1,2 В;
- **Енергетична щільність:** 60-120 Вт*год/кг (0,21-0,43 МДж/кг).

3. Літій-іонні (Li-ion) батареї:

- **Особливості:** Висока енергетична щільність, довгий термін служби, низький рівень саморозряду, не потребують повного розряду перед перезарядженням;
- **Напруга одного елемента:** 3,6 – 3,7 В;
- **Енергетична щільність:** 150-250 Вт*год/кг (0,54-0,9 МДж/кг, залежить від конкретного типу і виробника).

4. Літій-полімерні (LiPo) батареї:

- **Особливості:** Зазвичай мають тонкий і гнучкіший дизайн, можуть мати різні форми, швидке зарядження;
- **Напруга одного елемента:** 3,7 В;
- **Енергетична щільність:** 100-265 Вт*год/кг (0,36-0,95 МДж/кг).

5. Літій-залізо-фосфатні (LiFePO₄) батареї:

- **Особливості:** Більш безпечніші порівняно з іншими типами літій-іонних батарей, довгий термін служби;
- **Напруга одного елемента:** 3,2 В;
- **Енергетична щільність:** 90-120 Вт*год/кг (0,32-0,43 МДж/кг).

1.3.3.1 Система керування електричною батареєю

Невід'ємною частиною надійної акумуляторної електричної батареї є система керування батареєю, або BMS, яка відіграє важливу роль в оптимізації зберігання та розподілу електричної енергії.

Системи керування батареями є важливими компонентами електричних літаків із гібридними силовими установками. Ці системи відповідають за моніторинг, контроль і оптимізацію роботи акумуляторів літака. Ось основні ключові функції та переваги BMS у цьому контексті:

- **Управління енергією:** BMS відіграє ключову роль у забезпеченні оптимального використання електроенергії. Дана система контролює стан заряду (SoC) і стан працездатності (SoH) батарей, гарантуючи, що вони працюють у безпечних межах. SoC показує, скільки енергії залишилося в акумуляторі, тоді як SoH оцінює загальний стан і термін служби акумулятора. Точне вимірювання SoC і SoH має важливе значення для планування польоту, дозволяючи приймати обґрунтовані

рішення щодо дальності та довговічності літального апарату. BMS також керує розподілом енергії між ДВС, електрогенератором і батареями, забезпечуючи максимально ефективне використання енергії між електричними елементами.

- **Балансування елементів батареї:** в електричних літальних апаратах зазвичай використовують великі акумуляторні блоки, які складаються з багатьох окремих елементів живлення. З часом дані елементи можуть розбалансуватися, що призведе до зниження загальної продуктивності та потенційних ризиків для безпеки. BMS використовує методи балансування елементів, щоб гарантувати, що кожен елемент всередині акумуляторної батареї працює з однаковою напругою та ємністю, подовжуючи термін служби батареї та оптимізуючи її вихідну енергію.
- **Захист від перезаряду та перерозряду:** BMS діє як запобіжник від надмірного заряджання та надмірного розрядження, двох потенційно небезпечних ситуацій, які можуть призвести до пошкодження та виходу з ладу акумулятора. Ці механізми захисту допомагають підтримувати батарею в безпечних робочих межах, запобігаючи катастрофічним подіям під час польоту.
- **Контроль температури:** має важливе значення для безпеки та продуктивності батареї, особливо для літальних апаратів з електричним приводом, так як вони стикаються з доволі складними проблемами щодо керування температурою через роботу з високою потужністю. BMS відстежує та регулює температуру акумулятора, щоб запобігти перегріву або зниженню продуктивності, підтримуючи батареї в межах їх оптимального температурного діапазону, та забезпечує безпечне та ефективно зберігання енергії.
- **Прогнозоване технічне обслуговування:** системи BMS надають дані про стан акумуляторів у реальному часі. Ці дані дозволяють передбачати

потреби в обслуговуванні батареї, скорочуючи час непередбачуваних простоїв та підвищуючи загальну надійність літака.

- Виявлення несправностей і безпека: BMS може виявляти аномалії в роботі, або потенційні проблеми в системі батареї, такі як дисбаланс елементів живлення, перезаряд або недостатній заряд. У разі несправності BMS може вжити коригувальних дій, наприклад від'єднати пошкоджений елемент, щоб запобігти поширенню пошкодження, та запобігти загальній загрозі безпеці.
- Оптимізація дальності: завдяки точним відомостям SoC та ефективному балансуванню електричних елементів, літальні апарати можуть досягати більшої дальності та більш передбачуваного часу польоту, що робить їх більш практичними для застосування в безпілотних системах, комерційній авіації та авіації загального призначення. Також BMS допомагає забезпечити більш ефективне використання двигуна ДВЗ та електрогенератора для підзарядки акумуляторів під час польоту, забезпечивши більш ефективний розподіл електроенергії.

Зазвичай, коли батарея розряджається, напруга на ній знижується, а коли її заряджають, напруга збільшується. Однак важливо регулювати цей процес, щоб запобігти пошкодженню батареї. Під час заряджання електричної батареї використовується метод сталого струму - сталої напруги. З даним методом процес заряджання обмежується як максимальним струмом, так і максимальною напругою. Значення напруги лежить в діапазоні від 3.1 до 4.2 В для Li-Ion і від 2.7 до 3.7 для LiFePO₄. Якщо батарея споживає струм, що вищий за максимально визначений струм, напруга знижується, щоб зменшити кількість споживаного струму. На початку заряджання, напруга збільшується, а струм також має велике значення, але коли батарея наближається до свого максимального заряду або граничної напруги, напруга заряджання підтримується на сталому рівні, а струм зменшується – це робиться для того,

щоб запобігти пошкодженню батареї від високої напруги, яка може бути шкідливою для неї. Таким чином, дана напруга регулюється автоматично, щоб забезпечити безпечний та ефективний процес заряджання електричної батареї. Заряджання завершується, коли струм, споживаний батареєю, стає меншим за визначену величину [16].

Описаний процес триває, доки всі елементи акумулятора не будуть повністю заряджені. Для моніторингу та оцінки стану батареї під час заряджання використовується метод підрахунку струму, де кількість енергії, що зберігається в кожній комірці, обчислюється в ампер-годинах (А*год). Даний метод передбачає відстеження кількості електричного заряду, який додається або використовується з акумуляторної батареї під час процесу заряджання чи розряджання. Використовуючи метод підрахунку струму, стає можливим оцінити як стан заряду SoC (скільки електричної ємності залишилося в акумуляторі), так і стан працездатності SoH (загальний стан і продуктивність) акумулятора.

Метод підрахунку струму був стандартизований як метод оцінки стану заряду (SoC) для електричних акумуляторних батарей [17]. Цей метод вважається найточнішим методом для короткострокових розрахунків і тому наразі є найпопулярнішим підходом для оцінки стану заряду. SoC є одним з ключових параметрів для управління електричної батареї, що вказує на залишок ємності, або рівень заряду батареї, і точна оцінка є важливою для її оптимальної продуктивності та довговічності.

Згідно методу підрахунку струму, стан заряду SoH визначається за наступною формулою [18]:

$$SoC_t = SOC_{t_0} + \frac{1}{C_n} \int_{t_0}^{t_0+t} I_{bat}(dt) * 100\%, \quad (1.1)$$

де SOC_{t_0} – початковий стан заряду;

C_n – номінальна електрична ємність;

I_{bat} – струм заряджання/розряджання;

Процес обчислення стану працездатності (здоров'я) SoH акумуляторної батареї складається з двох кроків:

1. Розрахунок $Q_{discharge}$: Цей крок передбачає знаходження загальної розрядженої електричної ємності $Q_{discharge}$, який визначається як інтеграл струму за період, доки значення стану заряду (SoC) не стане 0%, що вказує на повний розряд. Значення $Q_{discharge}$ є мірою загальної розрядженої ємності під час цього процесу. Математично обчислення $Q_{discharge}$ передбачає інтегрування струму в часі під час процесу розряду. Отримане значення представляє загальну кількість заряду (в ампер-годинах, А*год), який було використано з електричної батареї під час циклу розряду [16]:

$$Q_{discharge} = \int_0^t I(t)dt; \quad (1.2)$$

2. Оцінка SoH: Другий крок передбачає визначення поточного стану працездатності (SoH) шляхом ділення номінального значення SoH (Q_{rated}) на значення $Q_{discharge}$. Номінальну ємність Q_{rated} нової електричної батареї являє собою максимальну кількість заряду, яку батарея призначена для накопичення та віддачі за певних умов. Ця ємність часто виражається в ампер-годинах (А*год) і є одним з основних параметрів акумулятора. На основі розрядженої ємності, оцінку справності електричної батареї можна визначити за наступною формулою [16]:

$$SoH(\%) = \frac{Q_{discharge}}{Q_{rated}} * 100\%; \quad (1.3)$$

Крім того, у конструкції системи керування батареєю (BMS) враховується внутрішній опір, що відповідає внутрішньому опору батареї. Цей

опір враховується при розрахунку SoC (стану заряду) після кожного циклу заряду-розряду та визначається як <60 мОм за цикл для літій-іонних акумуляторів та <35 мОм для літій-залізо-фосфатних. Внутрішній опір встановлюється спочатку і лінійно збільшується після кожного циклу, що показує поступову деградацію та зношування електричної батареї. Конструкція BMS включає динамічний підхід до врахування зміни внутрішнього опору батареї протягом кількох циклів заряджання-розряджання, забезпечуючи точнішу оцінку стану заряду (SoC) шляхом урахування впливу внутрішнього опору на продуктивність батареї.

1.3.4 Високоенергетичне пальне

В авіації використовуються різні типи пального, основні з яких включають [19]:

1. Авіаційний бензин:

- **Особливості:** Використовується переважно для поршневих двигунів літаків. Відрізняється високою антидетонаційною стійкістю. Зазвичай має світло-синій колір для легкої ідентифікації.
- **Енергетична цінність:** приблизно 43-46 МДж/кг.

2. Авіаційне реактивне пальне (керосин):

- **Особливості:** Це найбільш поширений тип пального для комерційних реактивних двигунів. Існує декілька видів реактивного пального, зокрема Jet A та Jet A-1. Jet A-1 стійкий до морозу й має більш низьку температуру застигання порівняно з Jet A. Використовується в турбогвинтових та реактивних двигунах.
- **Енергетична цінність:** приблизно 42-46 МДж/кг, в залежності від конкретного типу.

3. JP-4, JP-5, JP-8:

- **Особливості:** Ці види пального розроблені для військової авіації. JP-4 – це суміш керосину і бензину. JP-5 має вищі стандарти безпеки (наприклад, висока температура спалаху) для використання на кораблях. JP-8 є стандартом для армії США.
- **Енергетична цінність:** залежить від конкретного виду, але зазвичай коливається в межах 42-44 МДж/кг.

4. Біопальне:

- **Особливості:** Виготовляється з органічних матеріалів, таких як рослинні олії чи тваринні жири. Може використовуватися як альтернатива традиційному реактивному пальному або у суміші з ним, задля зниження викидів вуглекислого газу та зменшення залежності від нафти.
- **Енергетична цінність:** цінність може відрізнитися в залежності від вихідних матеріалів і методів виробництва, але вона зазвичай дуже близька до цінності традиційного пального в межах 33-44 МДж/кг.

5. Водень:

- **Особливості:** У деяких дослідницьких та експериментальних програмах розглядається як пальне для літаків, оскільки при спалюванні виділяється лише вода. Має високий потенціал як екологічно чисте пальне.
- **Енергетична цінність:** приблизно 120 МДж/кг (однак слід враховувати, що об'ємна енергетична щільність водню низька).

1.4 Порівняльний аналіз енергетичної цінності пального та електричних батарей.

Авіаційний бензин має енергетичну цінність 43-46 МДж/кг, так якщо порівняти даний параметр з літій-іонними акумуляторами, які мають енергетичну щільність 0.54-0.9 МДж/кг, то різниця буде в 48...85 разів, що є дуже суттєво, навіть, якщо врахувати доволі низький ККД двигунів внутрішнього згоряння, в порівнянні з електричними двигунами, які працюють доволі енергоефективно. На це потрібно звертати особливу увагу, насамперед в літакобудуванні, де вага є доволі критичним параметром.

Таблиця 1.6. Порівняння енергетичних характеристик електричних батарей та пального

Тип батарей / пального	Енергетична щільність
Нікель-кадмієві (NiCd)	40-65 Вт*год/кг (0,14-0,22 МДж/кг)
Нікель-метал-гідридні (NiMH)	60-120 Вт*год/кг (0,21-0,43 МДж/кг)
Літій-іонні (Li-ion)	150-250 Вт*год/кг (0,54-0,9 МДж/кг)
Літій-полімерні (LiPo)	100-265 Вт*год/кг (0,36-0,95 МДж/кг)
Літій-залізофосфатні (LiFePO ₄)	90-160 Вт*год/кг (0,32-0,58 МДж/кг)
Авіаційний бензин	43-46 МДж/кг
Реактивне пальне	42-46 МДж/кг
Біопальне	33-44 МДж/кг
Водень	120 МДж/кг

Не дивлячись на те, що на сьогоднішній день, авіаційне пальне має значно вищу енергетичну цінність порівняно з енергетичною щільністю електричних батарей, переваги електричних систем, такі як компактність, розширення можливостей проектування, розташування та зручність керування електричними двигунами, зменшення шкідливих викидів та потенціал для

використання відновлюваної енергії, роблять їх привабливими для майбутнього авіації, а використання гібридних силових систем дасть змогу об'єднати вищенаведені особливості та отримати доволі універсальне рішення.

1.5 Побудова схеми гібридної силової установки

Схема гібридної силової установки для літального апарата з системою вертикального злету та приземлення зображена на рис. 12:

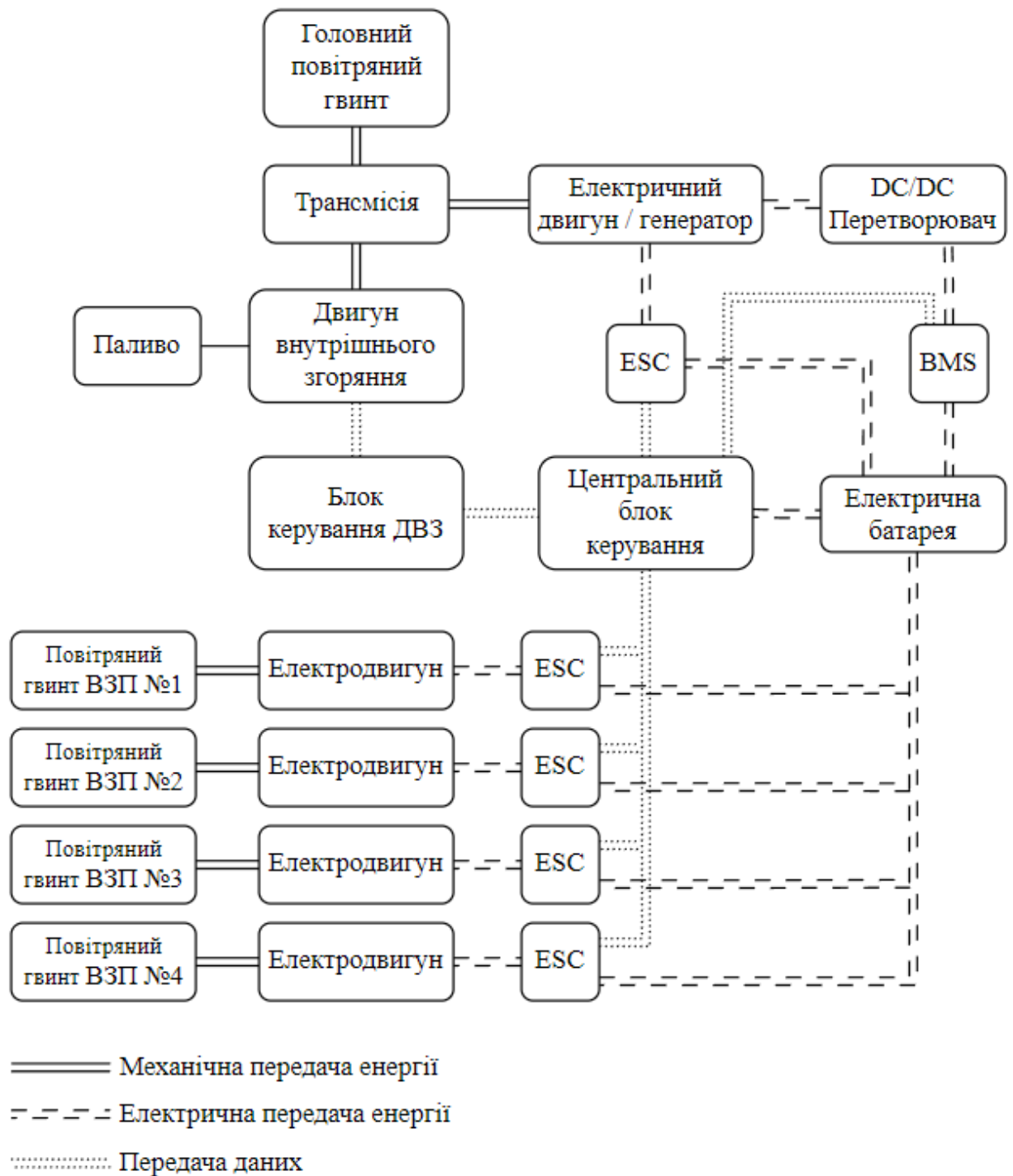


Рис. 12. Схема гібридної силової установки для літального апарата з системою вертикального злету та приземлення

Дана гібридна силова установка складається з головного повітряного гвинта, який використовується для горизонтального польоту та чотирьох повітряних гвинтів, які застосовуються при вертикальному злеті та приземленні. Головний повітряний гвинт приводиться в рух за допомогою

двигуна внутрішнього згоряння (який живиться від високоенергетичного пального), або від електричного двигуна/генератора, який живиться від електричної батареї. При переході на режим регенерації, електричний двигун/генератор буде заряджати електричну батарею, перетворюючи механічну енергію двигуна внутрішнього згоряння на електричну, яка буде акумулюватись та використовуватись при майбутніх потребах. Повітряні гвинти для вертикального злету та приземлення приводяться в рух за допомогою безколекторних електродвигунів, які мають відносно компактні розміри та високі динамічні показники, що надають літальному апарату більшу маневреність та точність у рухах, що може бути корисним при складних польотних умовах. Центральний блок керування безпосередньо надсилає та отримує дані з блока керування ДВЗ, електронних регуляторів ходу (ESC) електродвигунів та системи керування електричною батареєю (BMS), відіграючи ключову роль у координації всіх компонентів гібридної силової установки, забезпечуючи оптимальне використання ресурсів для максимально енергоефективної роботи гібридної системи літального апарата.

Висновки до розділу

В даному розділі проведено порівняльний аналіз гібридних конфігурацій, що знайшли застосування в авіаційній сфері, який показує їхні особливості та може бути корисним при обранні гібридної конфігурації. Також був проведений огляд основних компонентів та складових гібридних конфігурацій, зроблений порівняльний аналіз використання високоенергетичного палива та електричних батарей, який підкреслює доцільність застосування гібридних силових установок. Побудовано загальну схему гібридної силової установки для літального апарата з системою вертикального злету та приземлення.

РОЗДІЛ 2. РОЗРАХУНОК ТЕХНІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ

Вступ до Розділу 2

Початкова геометрія літального апарату визначається за допомогою емпіричних даних. У першому прогнозі аеродинамічних характеристик потужність силової системи задається попередньо. Потреба в потужності - це вхід силового модуля, його виходом є маса системи, що забезпечує цю потужність, яка надалі використовується для обчислення загальної маси та балансу літака. Якщо після попереднього прогнозування та аналізу аеродинамічні характеристики не відповідають необхідним вимогам, в геометрію літака вносяться зміни та проводяться наступні ітерації, доки не досягнеться необхідний результат [20].

Даний ітераційний підхід до конструювання літака показує, що вихід силової системи (маса) прямо залежить від його входу – потреби в потужності, тобто потреба в потужності змінюється від маси силової системи, що створює певну рекурсію. Тобто, якщо початкове припущення щодо потужності двигуна загалом призвело до важчої силової системи, ніж очікувалося, то припущена початкова потужність буде вже недостатньою, так як виходить за межі розрахованої ваги, що призводить до потреби збільшення потужності в наступному ітераційному циклі, де знову зросте маса загальної системи, і так далі. Даний ефект буде продовжуватись, доки процес та необхідні параметри дійдуть до певного сходження. У будь-якому літальному апараті, в якому перетворення накопиченої енергії в рух корелює з витратою палива, маса і, отже, потреба в потужності постійно змінюється. Це стосується всіх систем, заснованих на викопному паливі, а отже, і гібридно-електричних систем [20].

2.1 Вибір конфігурації гібридної силової системи

Як розглядалося у розділі 1, існує три основних типи гібридних конфігурацій, з яких доволі високим потенціалом та ефективністю володіє

паралельна система, особливо при застосуванні у БпЛА, тому дана система буде взята за основу в даному проєкті.

Щоб вибрати силову установку, потрібно насамперед зрозуміти, які функції та загальну місію повинен виконувати літак. У нашому випадку, розвідувальні польоти будуть відігравати основну роль при застосуванні даного літального апарата.

Основні етапи польоту (рис.13) для даного типу місій включають:

- Вертикальний зліт на висоту 200 м.
- Перехід на головний повітряний гвинт для набору висоти після вертикального злету, набір висоти до 2000 м.
- Крейсерський політ – політ до місця призначення (спостереження) зі швидкістю 120 км/год.
- Спостережувальний політ – спостереження певної зони, можливе вимкнення двигуна внутрішнього згоряння та перехід на електричний двигун для зменшення теплового та акустичного сліду.
- Зворотній крейсерський політ – політ до місця дислокації, або іншого місця кінцевого приземлення.
- Зниження висоти перед приземленням.
- Приземлення за допомогою системи ВЗП.

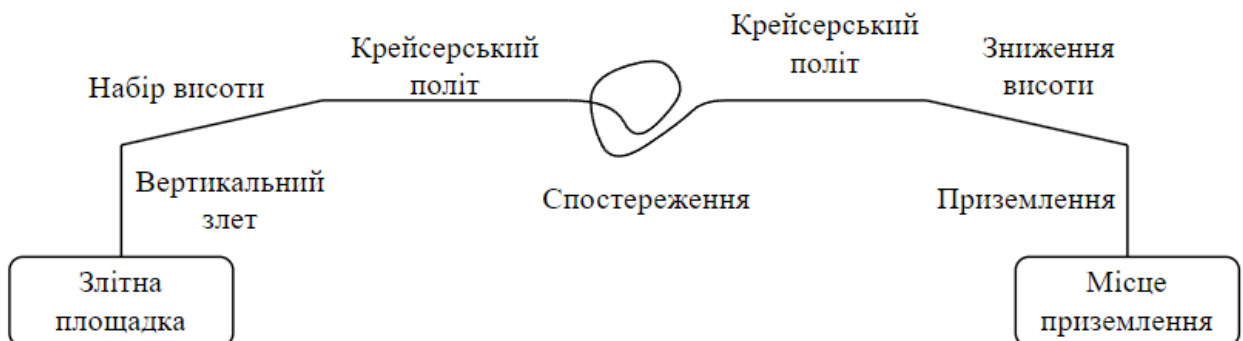


Рис.13. Схема польотної місії

Літальні апарати з гібридною силовою системою, які застосовують у певних розвідувальних польотах мають значні переваги перед літаками, де основним джерелом рушійної сили виступає тільки двигун внутрішнього згоряння, а саме – можливість переходу на електродвигуни для зменшення теплового та акустичного сліду, що дає змогу більш прихованого спостереження у цільовій зоні та збільшення загальної динаміки польоту у певних моментах часу, завдяки об'єднання електричної потужності з системою ДВЗ. Перевагою перед суто електричними літаками є можливість використання високоенергетичного пального, що збільшує загальну тривалість польоту, де використання одних електричних батарей унеможлиблює виконання довготривалої польотної місії.

Під час виконання необхідної місії, можна виділити чотири параметри польоту:

- Звичайний крейсерський політ – головний повітряний гвинт приводиться в рух тільки за допомогою двигуна внутрішнього згоряння.
- Електрорегенеруючий крейсерський політ – головний повітряний гвинт приводиться в рух тільки за допомогою двигуна внутрішнього згоряння, але частина енергії від спалювання пального використовується генератором для заряджання електричних батарей.
- Електричний політ – головний повітряний гвинт, або гвинти для вертикального злету та приземлення приводяться в рух за допомогою електричної енергії.
- Режим максимальної потужності – для руху використовується вся наявна потужність двигуна внутрішнього згоряння від спалювання пального разом з електричними моторами від використання енергії з електричних батарей.

Параметром, який характеризує взаємодію між електричною та системою двигуна внутрішнього згоряння, є ступінь гібридизації (СГ) – частина електричної потужності, яка припадає на потужність валу повітряного гвинта.

Таблиця 2.1. Визначення ступеня гібридизації

Тип польоту	Ступінь гібридизації	Потужність ДВЗ	Потужність електродвигуна/генератора
Крейсерський	$СГ = 0$	$P_{ICE} = P_{prop}$	$P_{EM} = 0$
Регенеруючий	$СГ < 0$	$P_{ICE} = P_{prop} * (1 - СГ)$	$P_{gen} = P_{prop} * СГ$
Електричний	$СГ = 1$	$P_{ICE} = 0$	$P_{EM} = P_{prop}$
Комбінований	$0 < СГ < 1$	$P_{ICE} = P_{prop} * (1 - СГ)$	$P_{EM} = P_{prop} * СГ$

При звичайному крейсерському польоті, коли політ відбувається тільки за допомогою ДВЗ, ступінь гібридизації дорівнює нулю. При регенеруючому польоті, СГ приймає від’ємне значення, так як практично генератор відбирає частину енергії, щоб зарядити електричні батареї для майбутнього застосування. Ступінь гібридизації = 1 при електричному польоті, так як для обертання повітряного гвинта використовується тільки електрична енергія. Комбінований режим, або режим максимальної потужності забезпечує ступінь гібридизації від 0 до 1, так як відбувається поєднання електричної потужності з потужністю ДВЗ [21].

2.2 Оцінка маси літального апарата

Максимальну злітну масу (МЗМ) даного літального апарата можна вирахувати з наступних складових [22]:

$$МЗМ = M_{\Pi} + M_{K} + M_{e}, \quad (2.1)$$

де M_{Π} – маса порожнього літального апарата;

M_{K} – маса корисного навантаження;

M_e – маса енергетичної складової;

Розписавши детальніше M_{Π} та M_e , отримаємо [1]:

$$M_{ЗМ} = M_{\text{констр}} + M_{\text{підсист}} + M_{\text{авіон}} + (M_{\text{проп}}^{\text{верт}} + M_{\text{проп}}^{\text{гориз}}) + M_{\text{к}} + (M_{\text{бат}} + M_{\text{пал}}), \quad (2.2)$$

де $M_{\text{констр}}$ – маса конструкції;

$M_{\text{підсист}}$ – маса підсистем;

$M_{\text{авіон}}$ – маса елементів авіоніки;

$M_{\text{проп}}^{\text{верт}}$ – маса пропелерів для вертикального злету та приземлення;

$M_{\text{проп}}^{\text{гориз}}$ – маса пропелера для крейсерського польоту;

$M_{\text{бат}}$ – маса електричних батарей;

$M_{\text{пал}}$ – маса пального для двигуна внутрішнього згорання;

Згідно вихідного завдання, $M_{ЗМ}$ у нашому випадку задана (100...120 кг), також відома маса корисного навантаження, яке складає 6 кг. Іншу масу попередньо можна оцінити за допомогою вагових пропорцій, які запропоновані Джейм Гундлахом – вага конструкції складає 30-40%, вага підсистем 5-7%, а вага авіоніки 5% від загальної маси літального апарату.

Таким чином, ми можемо орієнтовно оцінити наступні параметри:

$$M_{\text{констр}} = 100 \text{ кг} * 0,4 = 40 \text{ кг}; \quad (2.3)$$

$$M_{\text{авіон}} = 100 \text{ кг} * 0,05 = 5 \text{ кг}; \quad (2.4)$$

$$M_{\text{підсист}} = 100 \text{ кг} * 0,05 = 5 \text{ кг}; \quad (2.5)$$

Визначимо $M_{\text{проп}}^{\text{верт}}$, підібравши пропелер, який зможе забезпечити необхідні характеристики підйомної сили при вертикальному злеті. Пропелер V40*16 від компанії T-Motor має наступні характеристики: підйомна сила 10...20 кг при обертах 1750...2500 об/хв та максимально 50 кг при обертах

3700 об/хв, що дозволить при використанні чотирьох даних пропелерів підіймати необхідну МЗМ із запасом на аеродинамічний опір конструкції при вертикальному злеті.

Вибрані пропелери для вертикального злету серії V від T-motor, розроблені спеціально для літаків VTOL. Вони мають кращі показники ККД, більшу максимальну тягу та зменшений аеродинамічний опір під час крейсерського польоту завдяки більшому кроку та геометрично оптимізованій формі лопатей (рис. 14.).

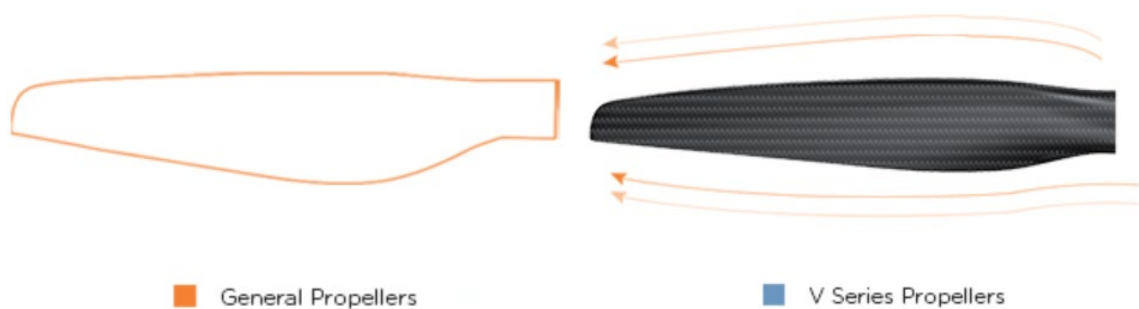


Рис. 14. Оптимізована лопать серії V від T-motor для літальних апаратів з системою VTOL.

Згідно з специфікації виробника, вага одного пропелера V40*16 складає 199 грам, отже:

$$M_{\text{проп}}^{\text{верт}} = 0,2 \text{ кг} * 4 = 0.8 \text{ кг}; \quad (2.6)$$

Орієнтовно припустимо, що $M_{\text{проп}}^{\text{гориз}}$ складає 0.2 кг, таким чином ми отримаємо попередню масу енергетичної складової, а саме – електричних батарей та пального, які ми можемо використати, щоб досягти та не перевищити необхідної МЗМ:

$$\begin{aligned} M_{\text{бат}} + M_{\text{пал}} &= \text{МЗМ} - (M_{\text{констр}} + M_{\text{авіон}} + M_{\text{підсист}} + M_{\text{проп}}^{\text{верт}} + M_{\text{проп}}^{\text{гориз}}) \\ &= 100 \text{ кг} - (40 \text{ кг} + 5 \text{ кг} + 5 \text{ кг} + 0.8 \text{ кг} + 0.2 \text{ кг}) = 49 \text{ кг}; \quad (2.7) \end{aligned}$$

2.3 Визначення параметрів крила

Площу крила S можна визначити за наступною формулою [23]:

$$S = \frac{W_{TO}}{\left(\frac{W}{S}\right)} \quad (2.8)$$

Навантаження на крило візьмемо з джерел [24]: $\frac{W}{S} = 20 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}$;

Тоді площа:

$$S = \frac{100 \text{ кг}}{20 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}} = 5 \text{ м}^2; \quad (2.9)$$

Відносне подовження крила для подібних аеродинамічних конфігурацій зазвичай коливається в межах 5...10 [25]. Згідно рекомендацій [26] виберемо відносне подовження 9,2, щоб отримати оптимальні аеродинамічні характеристики та зменшити завихрення біля кінця крила.

Після визначення відносного подовження, розрахуємо розмах крила за формулою [23]:

$$AR = \frac{b^2}{S}, \quad (2.10)$$

де b^2 – розмах крила;

$$b = \sqrt{AR * S} = \sqrt{9.2 * 5 \text{ м}^2} \approx 6.8 \text{ м}; \quad (2.11).$$

Завдяки розрахованій площі та розмаху крила ми можемо визначити такі параметри як довжина хорди кореня та кінця, а також середньої довжини аеродинамічної хорди з вибраним значенням коефіцієнта конусності. Більшість крил малої стріловидності мають коефіцієнт конусності λ близько 0,4-0,5, у нашому випадку згідно рекомендацій ми виберемо коефіцієнт конусності 0,7, що є трішки вищим порівняно з більшістю використовуваних значень, але перевагою є те, що ми отримаємо більшу підйому силу, у

порівнянні з більш низьким коефіцієнтом конусності, який для нас не так критичний, так як даний літальний апарат буде експлуатуватись у відносно не високих швидкостях [26].

Визначимо довжину хорди кореня крила Cr за наступною формулою [23]:

$$Cr = \frac{2S}{b(1 + \lambda)}; \quad (2.12)$$

$$Cr = \frac{2 * 5 \text{ м}^2}{6.8 \text{ м} * (1 + 0.7)} = 0.865 \text{ м} = 868 \text{ мм}; \quad (2.13)$$

Визначимо довжину хорди кінця крила Ct :

$$Ct = \lambda Cr = 0.7 * 0.868 \text{ м} = 0.606 \text{ м} = 606 \text{ мм}; \quad (2.14)$$

Попередній ескіз плану крила наведений на рис. 15 (розміри в мм).

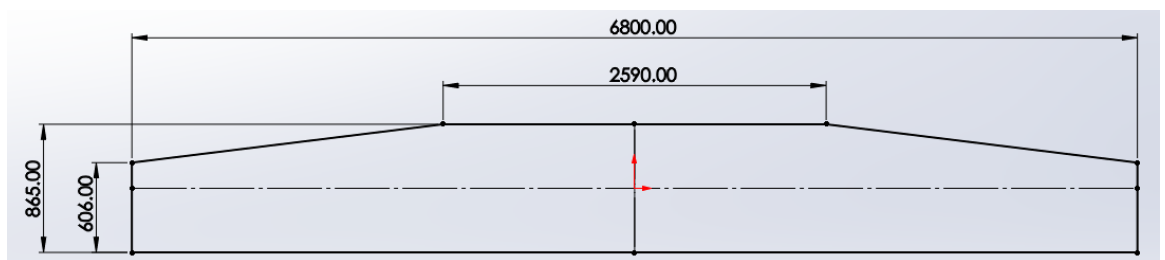


Рис. 15. Попередній ескіз плану крила

Визначимо число Рейнольдса для крейсерського польоту:

$$Re = \frac{\rho V Cr}{\mu}, \quad (2.15)$$

де ρ – густина повітря, кг/м³;

V – швидкість польоту, м/с;

μ – динамічна в'язкість (для повітря: $1.7875 * 10^{-5}$ Н * с/м).

$$Re = \frac{1.293 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} * 33.3 \frac{\text{м}}{\text{с}} * 0.865 \text{ м}}{1.7875 * 10^{-5} \text{ Н} * \text{с}/\text{м}} = 2083593; \quad (2.16)$$

Виберемо профіль крила NACA 4412 (рис. 16), так як він має доволі високий підйомний коефіцієнт та низький опір (рис. 18).

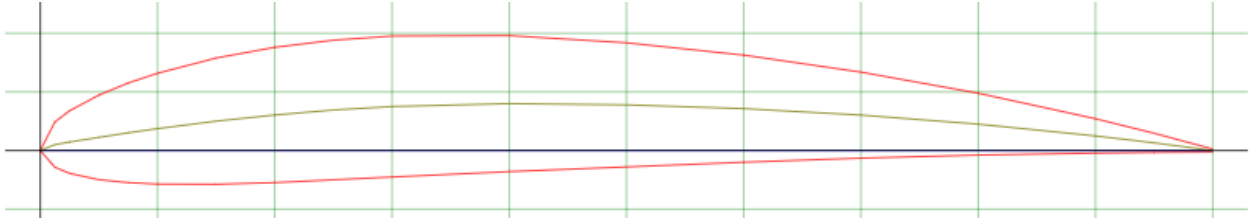


Рис. 16. Профіль крила NACA 4412

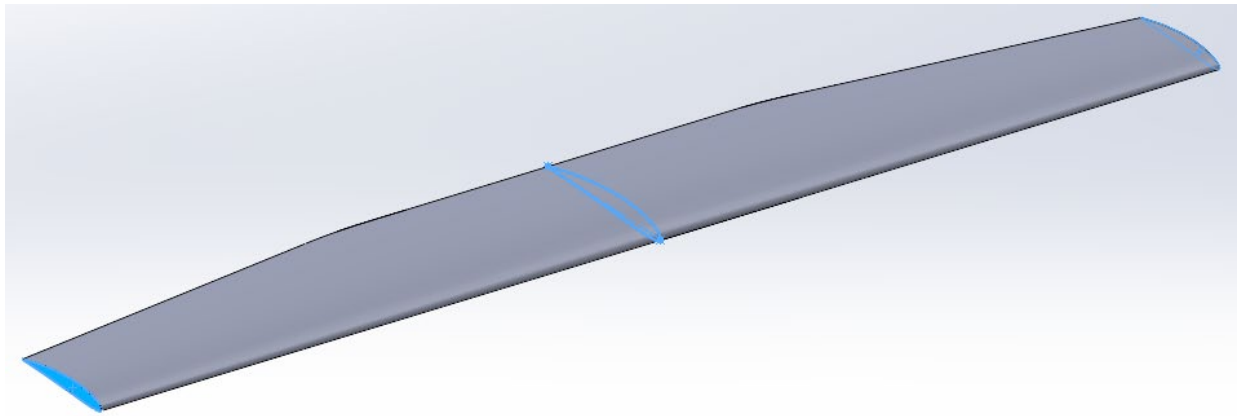


Рис. 17. Попередня 3D модель поверхні крила з вибраним аеродинамічним профілем.

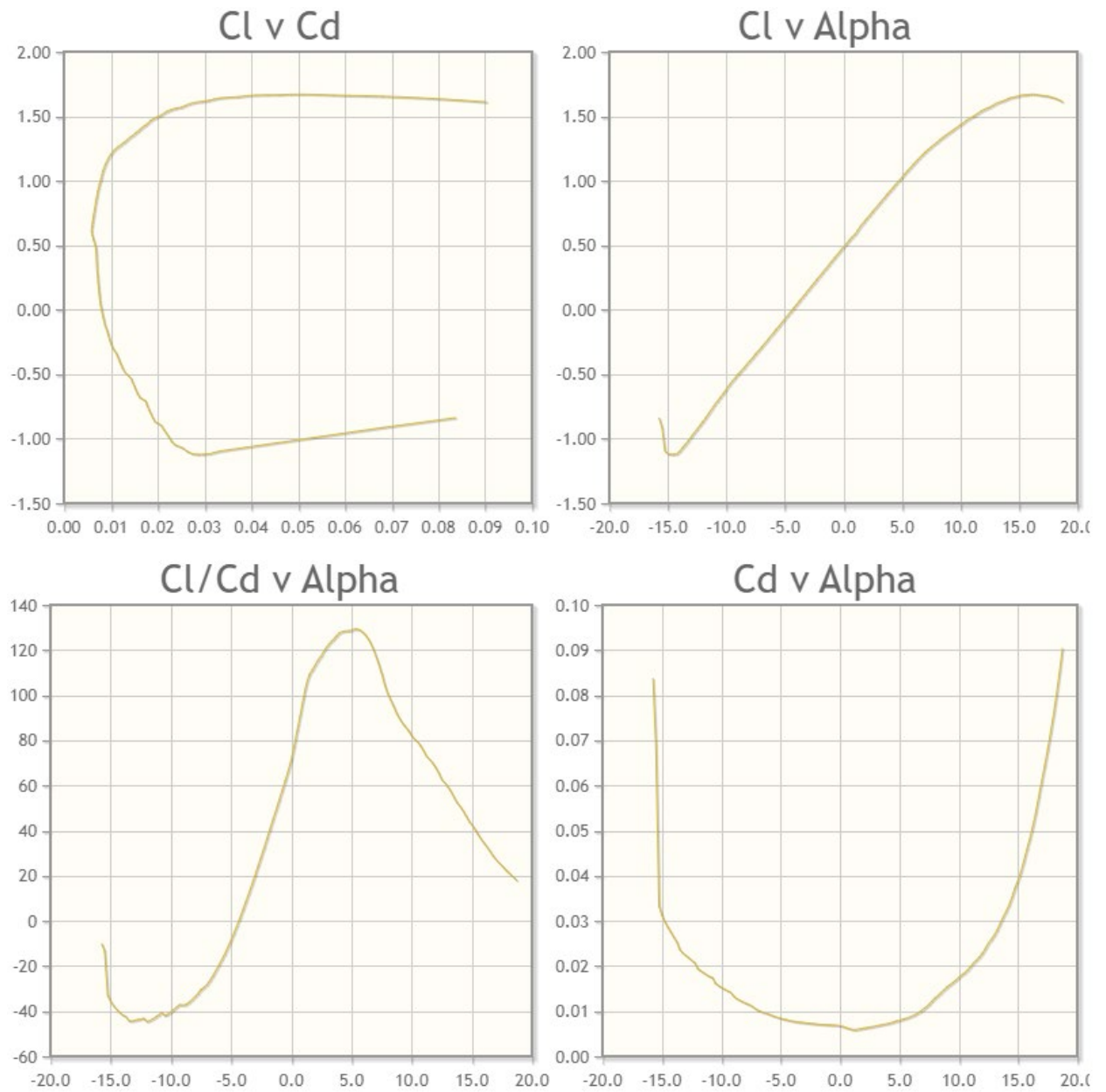


Рис. 18. Аеродинамічні характеристики профіля крила NASA 4412 для числа Рейнольдса 1000000.

2.4 Визначення необхідної потужності

2.4.1 Визначення необхідної потужності при вертикальному злеті

Умови польоту літального апарату з системою ВЗП включають: вертикальний зліт, набір висоти, крейсерський політ, зниження висоти та посадку.

Потужність, яка необхідна для вертикального злету можна визначити за формулою [27]:

$$P_{TO} = \frac{T_{TO} V_{TO}}{2} \left[\sqrt{1 + \frac{2T_{TO}}{\rho V_{TO}^2 A_{prop}}} \right], \quad (2.17)$$

де T_{TO} – злітна тяга;

V_{TO} – злітна швидкість;

A_{TO} – площа пропелерів, які використовуються для вертикального злету;

ρ – густина повітря;

$$T_{TO} = K_T W_{TO}, \quad (2.18)$$

де K_T – коефіцієнт, який визначає відношення злітної тяги до МЗМ;

W_{TO} – маса літака на момент злету.

Згідно рекомендацій [28], коефіцієнт K_T повинен складати 1,15, або більше для забезпечення надійності при неідеальних умовах та стійкості при переході на крейсерський політ. Згідно даних рекомендацій, визначимо $K_T = 1,2$, тоді:

$$T_{TO} = 1.2 * 1000 \text{ Н} = 1200 \text{ Н}; \quad (2.19)$$

Слід зауважити, що при збільшенні швидкості вертикального злету, квадратично буде збільшуватись аеродинамічний опір, який призведе до необхідності збільшення K_T , та необхідної потужності для вертикального злету, що потягне за собою збільшення загальної маси системи та більш

потужних та вартісних елементів живлення та керування. Саме з цієї причини, швидкість вертикального злету потрібно вибирати раціонально, забезпечуючи мінімальний опір конструкції та оптимальний час злету для переходу на крейсерський режим. Задамо швидкість вертикального злету $V_{TO} = 5 \text{ м/с}$, в такому разі час підйому на висоту 200 м становить 40 секунд.

У нашому випадку для вертикального злету використовуються чотири пропелера, діаметр одного пропелера складає $D_{prop}^{vert} = 1016 \text{ мм}$.

Згідно даних Glossary of Meteorology, American Meteorological Society, задамо густину повітря $\rho = 1.293 \text{ кг/м}^3$.

Розрахуємо необхідну потужність вертикального злету:

$$P_{TO} = \frac{1200 \text{ Н} * 5 \frac{\text{М}}{\text{С}}}{2} \left[\sqrt{1 + \frac{2 * 1200 \text{ Н}}{1,293 \frac{\text{КГ}}{\text{М}^3} * (5 \frac{\text{М}}{\text{С}})^2 * 1,016 \text{ м}^2 * 4}} \right]$$

$$= 14664.,7 \text{ Вт}; \quad (2.20)$$

2.4.2 Визначення необхідної потужності при наборі висоти

Набір висоти включає в себе перехід з електричних моторів, які використовуються для вертикального злету на основний гвинт для горизонтального польоту, який працює від ДВЗ та згоряння палива. У даному випадку потужність залежить від кута набору висоти, швидкості, аеродинамічного опору та визначається за формулою:

$$P_{climb} = [W \sin(\varphi) + C_D q_{climb} S_{wing}] V_{climb}, \quad (2.21)$$

де W – вага літака;

φ – кут підйому;

C_D – коефіцієнт лобового опору;

q – динамічний тиск;

S_{wing} – площа крила;

V_{climb} – швидкість польоту при наборі висоти, яка визначається за формулою [26]:

$$V_{climb} = 1,2 \sqrt{\frac{2W}{S_{wing}\rho C_{L,max}}}, \quad (2.22)$$

де ρ – густина повітря;

$C_{L,max}$ – максимальний коефіцієнт підйомної сили літака, який згідно [29] становить близько 90% від максимальної підйомної сили профіля крила, якщо відносне подовження крила становить 5, або більше;

$$V_{climb} = 1,2 \sqrt{\frac{2 * 1000 \text{ Н}}{5 \text{ м}^2 * 1,293 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} * 1,305}} = 18,5 \frac{\text{м}}{\text{с}} = 66,6 \frac{\text{км}}{\text{год}}; \quad (2.23)$$

Визначимо швидкість зміни висоти:

$$V_{alt} = V_{climb} * \sin(\varphi) = 18,5 \frac{\text{м}}{\text{с}} * \sin(10^\circ) = 3,2 \frac{\text{м}}{\text{с}} = 11,5 \frac{\text{км}}{\text{год}}; \quad (2.24)$$

Розрахуємо час підйому t_{climb} :

$$t_{climb} = \frac{h_{climb} - h_{climb}^{initial}}{v_{alt}}, \quad (2.25)$$

де h_{climb} – висота підйому;

$h_{climb}^{initial}$ – початкова висота, з якої розпочинається підйом.

$$t_{climb} = \frac{2000 \text{ м} - 200 \text{ м}}{3,2 \frac{\text{м}}{\text{с}}} = 563 \text{ с} = 9 \text{ хв } 23 \text{ с} = 0,1564 \text{ год}; \quad (2.26)$$

Визначимо динамічний тиск при швидкості набору висоти:

$$q_{climb} = \frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{1}{2} * 1,293 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} * 18,5 \frac{\text{м}}{\text{с}} = 221,3 \text{ Н} * \text{м}^2; \quad (2.27)$$

Розрахуємо потужність набору висоти:

$$\begin{aligned} P_{climb} &= [1000 \text{ Н} * \sin(10^\circ) + 0,047 * 200,7 \text{ Н} * \text{м}^2 * 5 \text{ м}^2] * 18,5 \frac{\text{М}}{\text{с}} = \\ &= 4174,6 \text{ Вт}. \end{aligned} \quad (2.28)$$

2.4.3 Визначення необхідної потужності при крейсерському польоті

Для крейсерського польоту потужність P_{cruise} спрощено можна визначити як добуток крейсерської швидкості V та крейсерської тяги T_{cruise} , яка прямопропорційна аеродинамічному опору повітряного судна та визначається за формулою [29]:

$$P_{cruise} = VT_{cruise}; \quad (2.29)$$

$$T_{cruise} = D = qSC_D, \quad (2.30)$$

де D – аеродинамічний опір;

Згідно завдання, крейсерська швидкість V становить 120 км/год ≈ 33.3 м/с.

Визначимо динамічний тиск при крейсерській швидкості:

$$q_{cruise} = \frac{1}{2} \rho V^2 = \frac{1}{2} * 1,293 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} * (33,3 \text{ м})^2 = 716,9 \text{ Н} * \text{м}^2; \quad (2.31)$$

$$T_{cruise} = 716,9 * 5 * 0,045 = 161,3 \text{ Н}; \quad (2.32)$$

Потужність при крейсерському польоті:

$$P_{cruise} = 33,3 * 161,3 = 5371,3 \text{ Вт}; \quad (2.33)$$

Визначимо діаметр повітряного гвинта для крейсерського польоту за наступною формулою [22]:

$$D_{prop} = K_p * \sqrt[4]{P}, \quad (2.34)$$

де K_p – коефіцієнт, який дорівнює 0.1072 для дволопатевого повітряного гвинта.

$$D_{prop} = 0,1072 * \sqrt[4]{5371,4} = 0,865 \text{ м}; \quad (2.35)$$

Виберемо повітряний гвинт G34*11.5 від T-Motor, який має вагу 193 грами, розмір 864 мм та обмеження тяги 42 кг.

2.4.4 Визначення необхідної потужності в режимі спостереження

В режимі спостереження літак рухається горизонтально зі швидкістю V_{surv} 70 км/год ≈ 19.4 м/с, отже потужність можна визначити аналогічним методом, як і для крейсерського польоту:

$$P_{surv} = V_{surv} T_{surv}; \quad (2.36)$$

$$T_{surv} = D_{surv} = q_{surv} S C_D, \quad (2.37)$$

Визначимо динамічний тиск при польоті:

$$q_{surv} = \frac{1}{2} \rho V_{surv}^2 = \frac{1}{2} * 1,293 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} * (19,4 \text{ м})^2 = 243,3 \text{ Н} * \text{м}^2; \quad (2.38)$$

$$T_{surv} = 243,3 \text{ Н} * \text{м}^2 * 5 \text{ м}^2 * 0,045 = 54,7 \text{ Н}; \quad (2.39)$$

Потужність в режимі спостереження:

$$P_{surv} = 19,4 \frac{\text{м}}{\text{с}} * 54,7 \text{ Н} = 1061,2 \text{ Вт}; \quad (2.40)$$

2.5 Оцінка маси енергетичної складової

У процесі початкового визначення розмірів, з метою спрощення розрахункової моделі, маса кожного компонента зазвичай оцінюється за щільністю потужності та щільністю енергії, а складні неробочі характеристики замінюються ККД. Згідно з дослідженнями [30], енергетична оцінка гібридної силової установки наведена в таблиці 2.2.

Таблиця 2.2. Енергетична оцінка гібридних електричних систем

Параметр	Min	Max
ККД ДВЗ	0,2	0,4
ККД електродвигуна	0,86	0,98
ККД генератора	0,86	0,98
ККД електричної батареї	0,8	0,99
Питома потужність ДВЗ (кВт/кг)	0,25	3
Питома потужність електродвигуна (кВт/кг)	3	5
Питома потужність акумуляторної батареї (Вт/кг)	350	800
Питома електрична ємність акумуляторної батареї (Вт*год/кг)	151	260

Енергетична маса ділиться на дві частини: акумулятор і паливо, що в основному залежить від профілів місії.

У нашому випадку будуть використовуватись літій-іонні акумулятори, які мають наступні параметри енергії до маси:

Питома потужність акумуляторної батареї $PD_{batt} = 730$ Вт/кг;

Питома електрична ємність акумуляторної батареї $PE_{batt} = 230$ Вт * год/кг;

Слід зазначити, що батарея має відповідати як потужності, так і ємнісним обмеженням [1]:

$$M_{batt} = \max \left\{ \frac{P_{batt,max}}{\eta_b * PD_{batt}}, \frac{E_{batt,max}}{\eta_b * ED_{batt}} \right\}, \quad (2.41)$$

де η_b – ККД електричної батареї, згідно [30], визначимо як 0.98.;

$P_{batt,max}$ – необхідна електрична потужність акумуляторної батареї;

$E_{batt,max}$ – необхідна електрична ємність акумуляторної батареї.

Максимальна електрична потужність акумуляторної батареї буде необхідна у мультироторному режимі при вертикальному злеті [26].

Однією з переваг гібридної силової системи є поєднання електричного генератора з акумуляторами, що дає можливість додатково використовувати генеровану потужність, як підтримку при пікових електричних навантаженнях батареї.

Визначимо масу електричної батареї, яка буде відповідати даним характеристикам потужності:

$$P_{batt,max} = \frac{P_{TO}}{FM * \eta_{motor} * \eta_{ESC}} - P_{gen} * \eta_{gen}, \quad (2.42)$$

де FM – показник якості (figure of merit) мультироторної системи, який дорівнює відношенню ідеальної необхідної потужності для вертикального злету до реальної, згідно [26], прийmemo даний показник як 0.7 ;

η_{motor} – ККД електричних двигунів, згідно [26], визначимо як 0.9;

η_{ESC} – ККД електронного регулятора ходу, згідно [26], визначимо як 0.85;

P_{gen} – потужність електричного генератора;

η_{gen} – ККД електричного генератора, згідно [31], визначимо як 0.9;

$$P_{batt,max} = \frac{14664.7 \text{ Вт}}{0,7 * 0,9 * 0,85} - 15000 \text{ Вт} * 0,9 = 13885 \text{ Вт}; \quad (2.43)$$

Визначимо масу електричної батареї $M_{batt,P}$, яка буде задовільняти параметрам потужності:

$$M_{batt,P} = \frac{P_{batt,max}}{\eta_b * PD_{batt}} = \frac{13885 \text{ Вт}}{0,98 * 700 \frac{\text{Вт}}{\text{кг}}} = 20,2 \text{ кг}; \quad (2.44)$$

Визначимо масу електричної батареї $M_{batt,E}$, яка буде задовольняти параметрам електричної ємності:

$$M_{batt,E} = \frac{E_{batt,max}}{\eta_b * ED_{batt}}; \quad (2.40)$$

Обчислимо необхідний об'єм електричної енергії $E_{batt,max}$, який використовується при польоті:

$$E_{batt,max} = E_{TO} + E_{surv} + E_{land}, \quad (2.41)$$

де E_{TO} , E_{surv} , E_{land} – параметри електричної ємності для задоволення потреб вертикального злету, режиму спостереження та приземлення відповідно.

$$E_{TO} = P_{batt,max} * t_{TO}, \quad (2.42)$$

де t_{TO} – час вертикального злету (40 секунд, або 0.111 год).

$$E_{TO} = 13885 \text{ Вт} * 0,111 \text{ год} = 154,1 \text{ Вт} * \text{год}; \quad (2.43)$$

$$E_{surv} = \frac{P_{surv}}{\eta_{prop} * \eta_{gear} * \eta_{motor} * \eta_{ESC}} * t_{surv}, \quad (2.44)$$

де η_{prop} – ККД пропелера, згідно[26], прийmemo як 0.8;

η_{gear} – ККД редуктора, згідно [30], визначимо як 0.95;

t_{surv} – час польоту в режимі спостереження при вимкненому ДВЗ (120 хвилин, або 2 год);

$$E_{surv} = \frac{1061,2 \text{ Вт}}{0,8 * 0,95 * 0,9 * 0,85} * 2 \text{ год} = 3650,5 \text{ Вт} * \text{год}; \quad (2.45)$$

Кількість електричної енергії E_{land} , яка витрачається на приземлення зазвичай нижча, ніж витрата на вертикальний зліт [32]. У нашому випадку, кількість електричної енергії E_{TO} , яка витрачається на вертикальний злет, значно нижча, ніж кількість енергії E_{surv} , яка використовується при польоті в режимі спостереження, тому для простоти обчислень, прирівняємо E_{land} до

E_{TO} , разом отримавши певний коефіцієнт запасу у випадку непередбачуваних умов.

Обчислимо остаточний об'єм електричної енергії, який необхідний для виконання польотних місій:

$$E_{batt,max} = 154,1 + 3650,5 + 154,1 = 3958,7 \text{ Вт} * \text{год}; \quad (2.46)$$

Визначимо масу електричної батареї $M_{batt,E}$, яка буде задовольняти параметрам електричної ємності:

$$M_{batt,E} = \frac{3958,7 \text{ Вт} * \text{год};}{0,98 * 230 \text{ Вт} * \text{год}/\text{кг}} = 17,6 \text{ кг}; \quad (2.47)$$

Визначимо кінцеву масу електричної батареї M_{batt} , яка буде відповідати необхідним параметрам як електричної потужності так і електричної ємності:

$$M_{batt} = \max\{M_{batt,P}, M_{batt,E}\} = \max\{20.2, 17.6\} = 20.2 \text{ кг}; \quad (2.48)$$

Прийmemo $M_{batt} = 21 \text{ кг}$.

Отже, ми отримали наступні параметри електричної батареї:

$$\text{Потужність } P_{batt} = 21 \text{ кг} * 700 \frac{\text{Вт}}{\text{кг}} = 14700 \text{ Вт}; \quad (2.49)$$

$$\text{Електрична ємність } E_{batt} = 21 \text{ кг} * 230 \frac{\text{Вт} * \text{год}}{\text{кг}} = 4830 \text{ Вт} * \text{год}; \quad (2.50)$$

Маса – 21 кг.

Визначимо максимальний ступінь заряду SoC_{surv} , який залишиться після двогодинного польоту в режимі спостереження:

$$SoC_{surv} = \frac{E_{batt}}{E_{surv}} = \frac{4830 \text{ Вт} * \text{год}}{3650,5 \text{ Вт} * \text{год}} = 1,32 = 32\%; \quad (2.51)$$

Дані параметри електричної акумуляторної батареї забезпечить змогу вертикального злету та приземлення (одному або кількох) та до двох годин

польоту в режимі спостереження при вимкненому двигуні внутрішнього згоряння зі збереженням ступеня заряду 32%.

Згідно розрахунку (2) ми отримали, що $M_e = M_{\text{бат}} + M_{\text{пал}} = 49$ кг, отже масу пального ми можемо вибрати з доступного залишку енергетичної складової:

$$M_{\text{пал}} = M_e - M_{\text{бат}} = 49 \text{ кг} - 21 \text{ кг} = 28 \text{ кг} \approx 36 \text{ л}; \quad (2.52)$$

2.6. Визначення та вибір гібридного двигуна

При виборі двигуна, особливу увагу потрібно звернути на сучасні роторно-поршневі двигуни, адже вони мають більшу питому потужність та компактніші, аніж звичайні поршневі двигуни, мають низький рівень вібрації, кращі динамічні характеристики та крутний момент, який так необхідний не тільки для обертання головного повітряного гвинта, а й для генератора, який може генерувати електричний струм.

Так, у новітній гібридній силовій установці SP-180 SRE hybrid від Sky Power GmbH (Німеччина) використовується роторно-поршневий двигун потужністю 22 кВт та електричний генератор потужністю 15 кВт. На одному з кінців привідного валу двигуна розташовані потужні постійні магніти, що дало змогу компактно розташувати генератор та отримувати крутний момент безпосередньо від двигуна, без необхідності використовувати пасову або іншу передачу, отримавши функціональну систему «прямого приводу», тим самим збільшивши загальний ККД системи.



Рис. 19. Гібридний роторно-поршневий двигун SP-180 SRE hybrid

Гібридний двигун SP-180 SRE hybrid має наступні характеристики [33]:

- Об'єм: 180 см³;
- Потужність ДВЗ: 29,9 кс (22 кВт) при 6000 об/хв;
- Швидкість: 1000...6000 об/хв;
- Вага: без генератора - 6.8 кг, з генератором - 9.5 кг;
- Потужність генератора: 15 кВт;
- Крутний момент: 36,8 Н/м при 5500 об/хв;
- Витрата палива: 260 г/кВт/год при 6000 об/хв та максимальному навантаженні.

Однією з переваг даної гібридної установки є робота генератора не тільки в основному режимі (для генерування електроенергії), а й в режимі стартера двигуна. Ще однією з особливостей є можливість запуску генератора

в режимі електродвигуна, що дозволить на короткий час об'єднати потужності генератора та основного двигуна, збільшивши загальну потужність приводу до 35 кВт за рахунок використання енергії з вбудованого іоністора (суперконденсатора), або зовнішньої батареї [33], що може бути корисним на старті, або виконанні певного маневру. Також дана особливість може бути використана як запобіжник при надзвичайних та аварійних ситуаціях, що дасть можливість безпечно посадити літальний апарат, навіть якщо з певних причин основний двигун вийшов з ладу.

2.7 Розрахунок витрати пального та дальності польоту

У нашому випадку, використовується гібридний двигун SP-180 SRE, потужністю 20 кВт двигуна внутрішнього згоряння та 15 кВт електричного генератора, який має споживання пального $m_{SFC} = 280$ г/кВт/год при максимальному навантаженні та обертах 6000 об/хв [33].

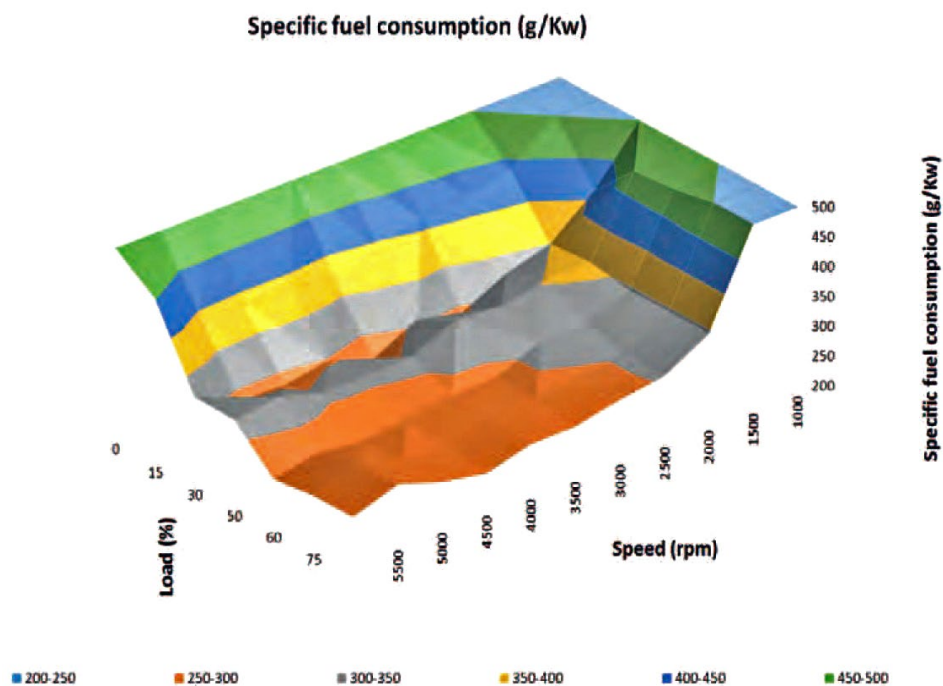


Рис. 20. Паливна мапа двигуна SP-180 SRE

Визначимо орієнтовний розхід палива m_{FC}^{cruise} при польоті на крейсерській швидкості 120 км/год:

$$m_{FC}^{cruise} = P_{ICE}^{cruise} * m_{SFC}^{cruise}, \quad (2.53)$$

де m_{SFC}^{cruise} – питома витрата палива для крейсерського режиму.

P_{ICE}^{cruise} – потужність ДВЗ при польоті на крейсерському режимі.

$$P_{ICE}^{cruise} = \frac{P_{cruise}}{\eta_{prop} * \eta_{gear}} = \frac{5371.3 \text{ Вт}}{0,8 * 0,95} = 7067,5 \text{ Вт}; \quad (2.54)$$

$$m_{FC}^{cruise} = 7067,5 \text{ Вт} * 10^{-3} * 280 \frac{\text{Г}}{\text{кВт}} / \text{год} = 1978,9 \frac{\text{Г}}{\text{год}} \approx 2 \frac{\text{кг}}{\text{год}}; \quad (2.55)$$

Визначимо орієнтовний розхід палива m_{FC}^{climb} при наборі висоти:

$$m_{FC}^{climb} = P_{ICE}^{climb} * m_{SFC}^{climb}, \quad (2.56)$$

де m_{SFC}^{climb} – питома витрата палива для польоту при наборі висоти.

P_{ICE}^{climb} – потужність ДВЗ при наборі висоти.

$$P_{ICE}^{climb} = \frac{P_{climb}}{\eta_{prop} * \eta_{gear}} = \frac{4174,6 \text{ Вт}}{0,8 * 0,95} = 5492,9 \text{ Вт}; \quad (2.57)$$

$$m_{FC}^{climb} = 5492,9 \text{ Вт} * 10^{-3} * 280 \frac{\text{Г}}{\text{кВт}} / \text{год} = 1538 \frac{\text{Г}}{\text{год}}; \quad (2.58)$$

Визначимо кількість пального, яке витратиться при підйомі з висоти 200 до 2000 метрів зі швидкістю зміни висоти 3.2 м/с під кутом 10 градусів:

$$m_F^{climb} = m_{FC}^{climb} * t_{climb} = 1538 \frac{\text{Г}}{\text{год}} * 0,1564 \text{ год} = 240,5 \text{ г}; \quad (2.59)$$

У нашому випадку при вертикальному злеті двигун внутрішнього згоряння також використовується як рушій електричного генератора, тобто механічна енергія, яка утворюється внаслідок згоряння певного пального перетворюється в електричну енергію, яка використовується електродвигунами при вертикальному злеті або приземленні.

Визначимо орієнтовний розхід пального при вертикальному злеті :

$$m_{FC}^{TO} = P_{ICE}^{TO} * m_{SFC}^{TO}, \quad (2.60)$$

де m_{SFC}^{TO} – питома витрата палива для забезпечення роботи генератора при вертикальному злеті;

P_{ICE}^{TO} – потужність ДВЗ для забезпечення роботи генератора при вертикальному злеті;

$$P_{ICE}^{TO} = \frac{P_{gen,TO}}{\eta_{gen} * \eta_{bat,charg}}, \quad (2.61)$$

де $P_{gen,TO}$ – потужність генератора при вертикальному злеті;

$\eta_{bat,charg}$ – ККД заряджання батареї, згідно [31] прийmemo 0.9.

$$P_{ICE}^{TO} = \frac{15000 \text{ Вт}}{0,9 * 0,9} = 18518,5 \text{ Вт}; \quad (2.62)$$

Розхід пального при вертикальному злеті:

$$m_{FC}^{TO} = 18518,5 \text{ Вт} * 10^{-3} * 280 \frac{\text{Г}}{\text{кВт}} / \text{год} = 5185,2 \frac{\text{Г}}{\text{год}} \approx 5,2 \frac{\text{кг}}{\text{год}}; \quad (2.63)$$

Визначимо орієнтовну кількість палива, яка буде використана при вертикальному злеті тривалістю 40 секунд (0,0111 год) на висоту 200 м:

$$m_F^{TO} = m_{FC}^{TO} * t_{TO} = 5185,2 \frac{\text{Г}}{\text{год}} * 0,0111 \text{ год} = 57,6 \text{ г}; \quad (2.64)$$

Під час польоту можливе заряджання електричних батарей за допомогою генератора, що також вимагає певного розходу пального. Рекомендована швидкість заряду батарей становить 0,5-1,0 від їх електричної ємності, а для збільшення їх ресурсу не рекомендується збільшувати струм заряду більше ніж 0,8 від ємності [34]. У нашому випадку, електрична ємність батареї складає 3,9 кВт*год, тоді потужність заряджання з коефіцієнтом 0,5 буде складати:

$$P_{batt}^{charg} = E_{batt,max} * 0,5 = 3,9 \text{ кВт} * \text{год} * 0,5 = 1,95 \text{ кВт}; \quad (2.65)$$

Під час вертикального злету тривалістю 40 секунд, витрачається 154,1 Вт*год електричної енергії, при потужності заряджання 1,95 кВт ми можемо відновити дану втрату за наступний проміжок часу заряджання:

$$t_{charg}^{TO} = \frac{E_{TO}}{P_{batt}^{charg}} = \frac{154,1 \text{ Вт} * \text{год}}{1950 \text{ Вт}} = 0,079 \text{ год} = 284 \text{ секунди}$$

$$= 4 \text{ хвилини } 44 \text{ секунди}; \quad (2.66)$$

Розрахуємо розхід пального, яке додатково буде витрачатись у випадку заряджання електричної батареї під час польоту в крейсерському режимі:

$$m_{FC}^{charg} = P_{ICE}^{charg} * m_{SFC}^{cruise+charg},$$

де P_{ICE}^{charg} – додаткова потужність ДВЗ, яка витрачається на заряджання електричної батареї за допомогою генератора.

$$P_{ICE}^{charg} = \frac{P_{batt}^{charg}}{\eta_{gen} * \eta_{bat,charg}} = \frac{1950 \text{ Вт}}{0,9 * 0,9} = 2407,4 \text{ Вт}; \quad (2.67)$$

Отримаємо розхід палива:

$$m_{FC}^{charg} = 2407,4 \text{ Вт} * 10^{-3} * 280 \frac{\text{г}}{\text{кВт}} / \text{год} = 674,1 \text{ г/год}; \quad (2.68)$$

Визначимо кількість пального, яке витратиться на відновлення електричної енергії, яка витратилась під час вертикального злету:

$$m_F^{charg,TO} = t_{charg}^{TO} * m_{FC}^{charg} = 0,079 \text{ год} * 674,1 \frac{\text{г}}{\text{год}} = 53,3 \text{ г}; \quad (2.69)$$

Після польоту в режимі спостереження електрична батарея розряджається до ступеня $SoC_{surv} = 32\%$. Для отримання певного запасу на випадок використання електричної батареї за непередбачуваних умов, відновимо ступінь заряду під час крейсерського польоту з підзарядкою до $SoC_{cruise} = 50\%$. Для цього визначимо кількість енергії, яку необхідно отримати під час заряджання:

$$E_{charg}^{cruise} = \frac{E_{batt}(SoC_{cruise} - SoC_{surv})}{100}; \quad (2.70)$$

$$E_{charg}^{cruise} = \frac{4830 \text{ Вт} * \text{год} * (50\% - 32\%)}{100} = 869,4 \text{ Вт} * \text{год}; \quad (2.71)$$

Визначимо час t_{charg}^{cruise} та орієнтовну кількість пального $m_F^{charg,cruise}$, яка додатково витратиться на підзарядку до ступеня $SoC_{cruise} = 50\%$:

$$t_{charg}^{cruise} = \frac{E_{charg}^{cruise}}{P_{batt}^{charg}} = \frac{869,4 \text{ Вт} * \text{год}}{1950 \text{ Вт}} = 0,45 \text{ год} = 27 \text{ хв} = 1620 \text{ секунд}; \quad (2.72)$$

$$m_F^{charg,cruise} = t_{charg}^{cruise} * m_{FC}^{charg} = 0,45 \text{ год} * 674,1 \frac{\text{г}}{\text{год}} = 303,3 \text{ г}; \quad (2.73)$$

Визначимо кількість пального m_{fuel}^{cruise} , яка залишилася для виконання крейсерського польоту на швидкості 120 км/год, за умови, що відбувся один вертикальний злет, набір висоти, вищезазначені електричні підзарядки та приземлення:

$$m_{fuel}^{cruise} = m_{fuel} - (m_F^{TO} * 2 + m_F^{charg,TO} * 2 + m_F^{climb} + m_F^{charg,cruise}); \quad (2.74)$$

$$m_{fuel}^{cruise} = 28000 \text{ г} - (57,6 \text{ г} * 2 + 53,3 \text{ г} * 2 + 240,5 \text{ г} + 303,3 \text{ г}) = 27234,4 \text{ г} \\ \approx 27,2 \text{ кг} \approx 35 \text{ л}; \quad (2.75)$$

Визначимо орієнтовний час крейсерського польоту t_{cruise} при швидкості 120 км/год та масі пального m_{fuel}^{cruise} 27,2 кг:

$$t_{cruise} = \frac{m_{fuel}^{cruise}}{m_{FC}^{cruise}} = \frac{27234,4 \text{ г}}{1978,9 \frac{\text{г}}{\text{год}}} = 13,762 \text{ год} \approx 13 \text{ год} 45 \text{ хв}; \quad (2.76)$$

Розрахуємо орієнтовну відстань крейсерського польоту d_{flight}^{cruise} :

$$d_{flight}^{cruise} = t_{cruise} * 0,9 * V_{cruise} = 13,762 \text{ год} * 0,9 * 120 \frac{\text{км}}{\text{год}} \approx 1486 \text{ км} \quad (2.77)$$

Підіб'ємо підсумки розрахунків у таблиці 2.3:

Таблиця 2.3. Розраховані характеристики ЛА.

Габаритні розміри	5465x7440x1310 мм
Максимальна злітна маса	100 кг
Корисне навантаження	6 кг
Крейсерська швидкість	120 км/год
Тривалість польоту	13 год 45 хв
Тривалість електричного польоту при вимкненому ДВЗ	2 год
Дальність польоту	1486 км
Потужність ДВЗ	22 кВт
Потужність генератора	15 кВт
Електрична ємність акумуляторної батареї	4830 Вт*год
Електрична потужність акумуляторної батареї	14.7 кВт
Вага акумуляторної батареї	21 кг

Висновки до розділу

За визначеною польотною місією літального апарата вертикального злету та приземлення з гібридною силовою установкою, виконано розрахунок необхідної потужності при вертикальному злеті, наборі висоти, крейсерському польоті та в режимі спостереження; розрахунок необхідної електричної потужності та ємності акумуляторної батареї; визначення маси енергетичної складової, а саме: електричних батарей та пального; розрахунок витрати пального для виконання польотної місії та додаткової роботи генератора, була побудована загальна таблиця розрахованих характеристик літального апарата.

РОЗДІЛ 3. CAD ПРОЄКТУВАННЯ ТА АЕРОДИНАМІЧНИЙ АНАЛІЗ КОНЦЕПТУАЛЬНОЇ МОДЕЛІ

3.1. CAD проєктування

Побудова концептуальної моделі літального апарата відбувалась у програмному комплексі SolidWorks. На рис. 21. зображено “Skeleton” модель поверхні ЛА.

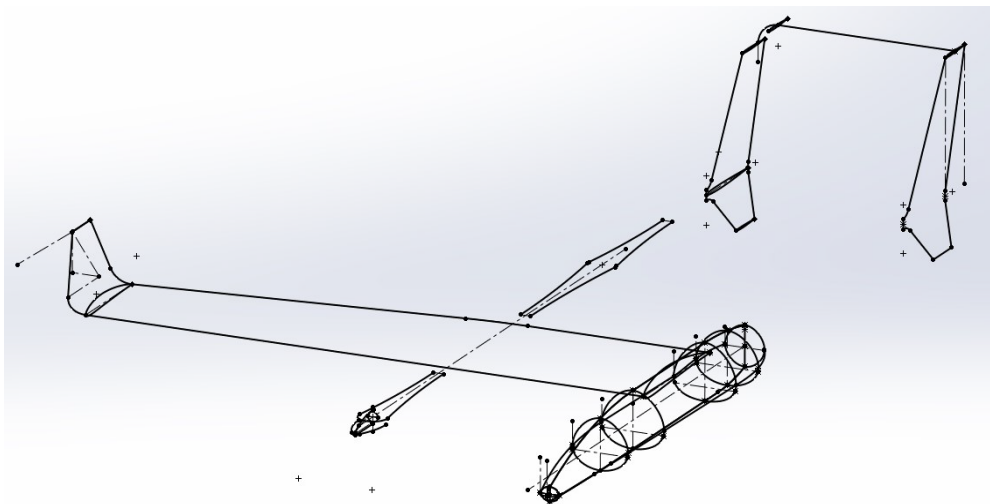


Рис. 21. Зображення “Skeleton” моделі поверхні ЛА

На рис. 22. зображена побудована поверхня літального апарату з використанням попередньої “Skeleton” геометрії.

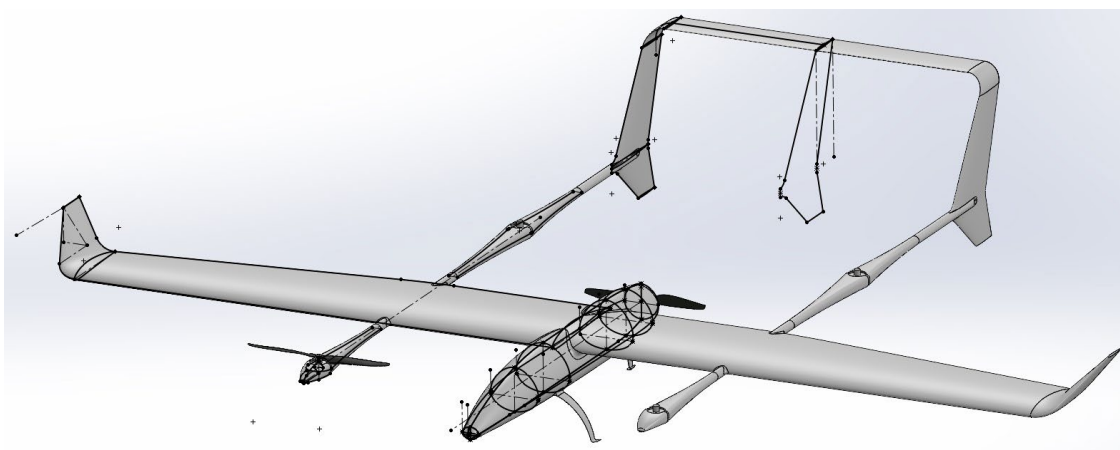


Рис. 22. 3D модель поверхні літального апарата

На рисунках 23-26 зображена 3D візуалізація розробленої концептуальної моделі безпілотного літального апарату вертикального злету та приземлення.

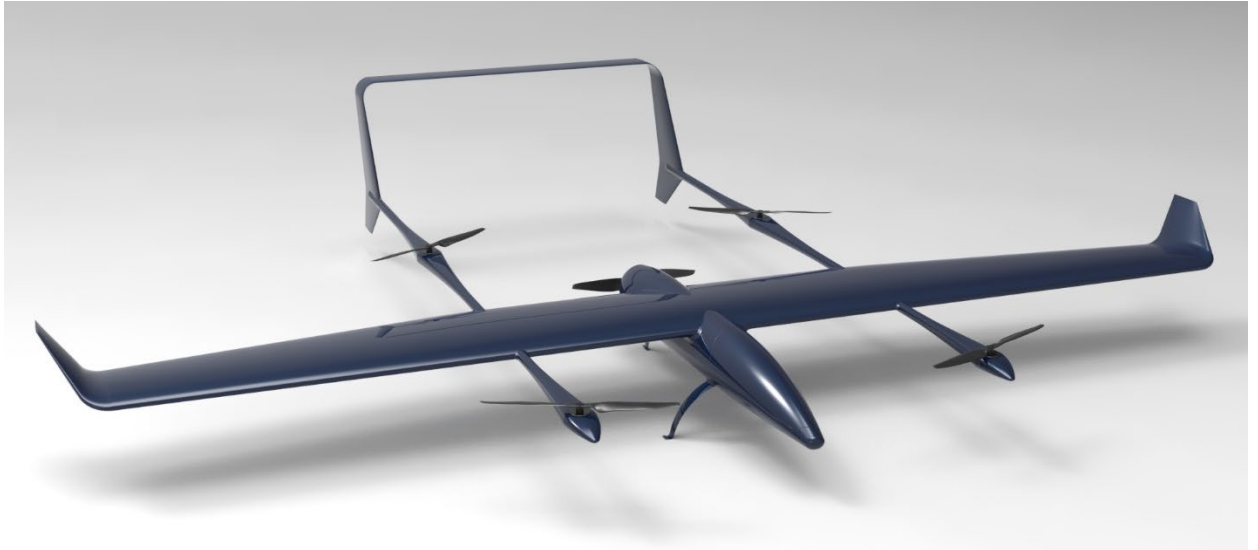


Рис. 23. Аксонометричне рендер-зображення концептуальної 3D моделі безпілотного літального апарату



Рис. 24. Рендер-зображення концептуальної 3D моделі безпілотного літального апарату, вид спереду

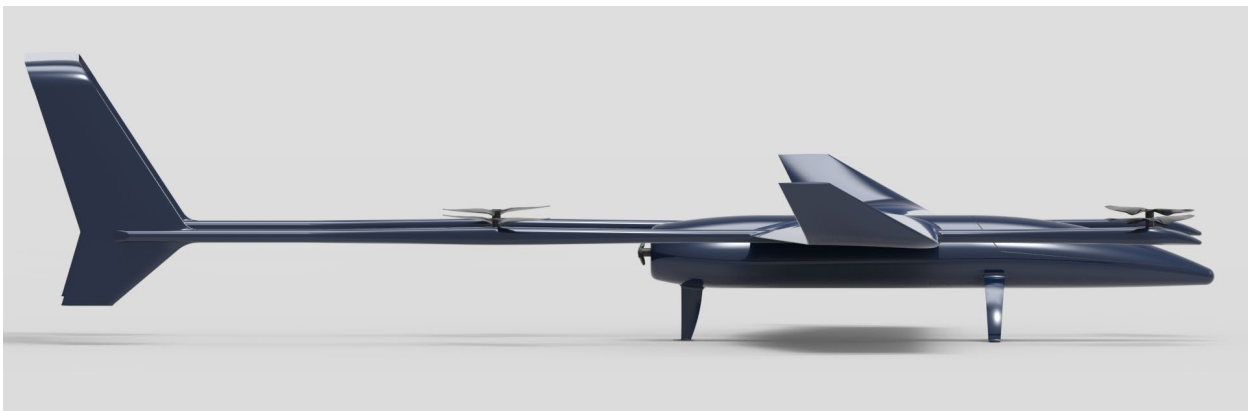


Рис. 25. Рендер-зображення концептуальної 3D моделі безпілотного літального апарату, вид зліва

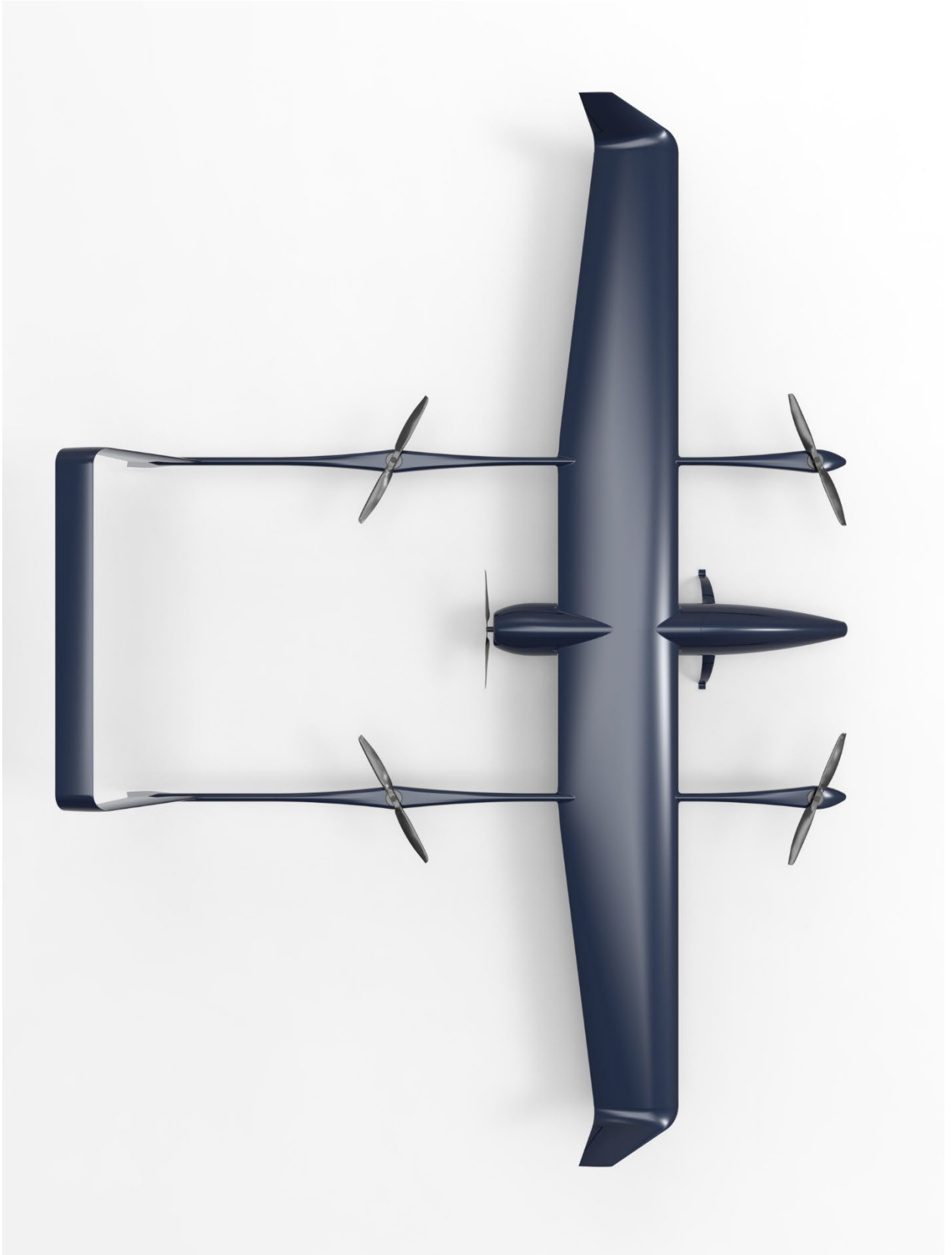


Рис. 26. Рендер-зображення концептуальної 3D моделі безпілотного літального апарату, вид зверху

3.2 Аеродинамічний аналіз

Проведемо базовий аеродинамічний розрахунок концептуальної моделі безпілотного літального апарату в програмному пакеті SolidWorks Flow Simulation та визначимо: підйомну силу, силу аеродинамічного опору та розподіл відносного тиску.

Задамо наступні параметри кінцево-елементної сітки (рис. 27) для даного розрахунку:

- Number of shells: 3;
- Maximum equidistant level: 4;
- Offset distance 1: 0.005 m;
- Offset distance 2: 0.02 m;
- Offset distance 3: 0.08 m.

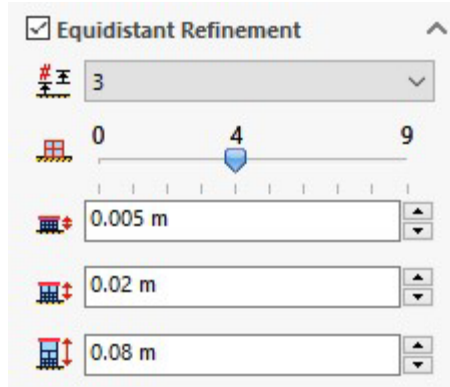


Рис. 27. Параметри кінцево-елементної сітки

Графічно відобразимо сітку кінцевих елементів в площинах YZ (рис. 28) та XY (рис. 29) за допомогою команди Cut Plot – Display Mesh:

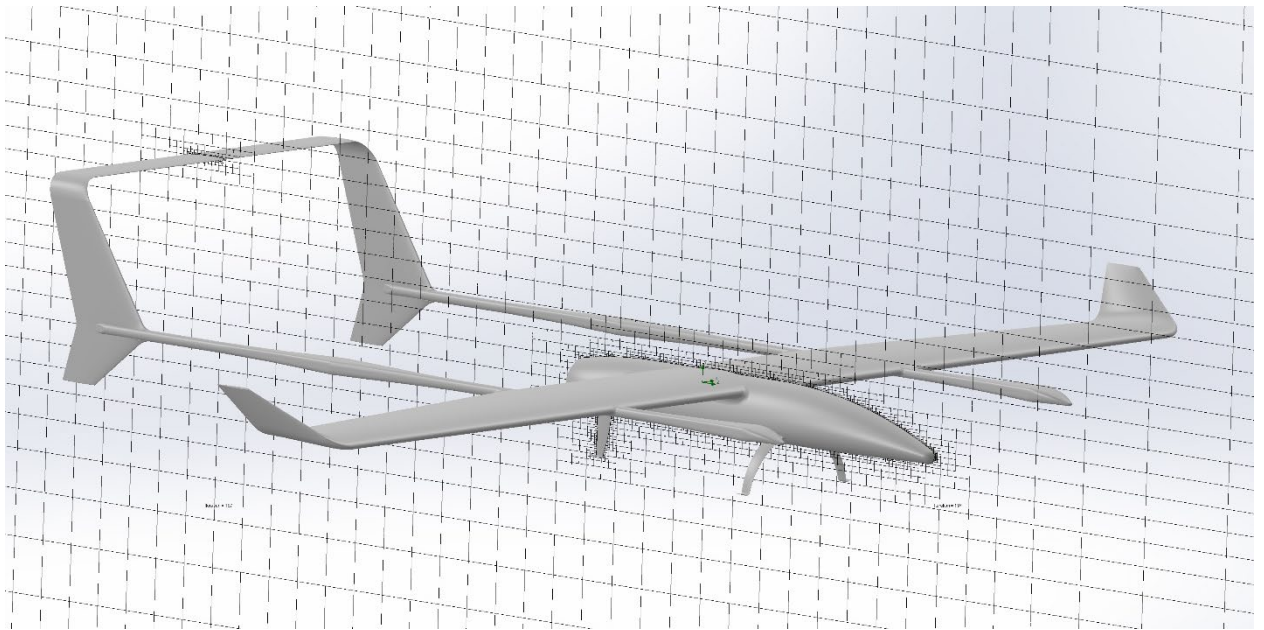


Рис. 28. Відображення сітки в площині YZ

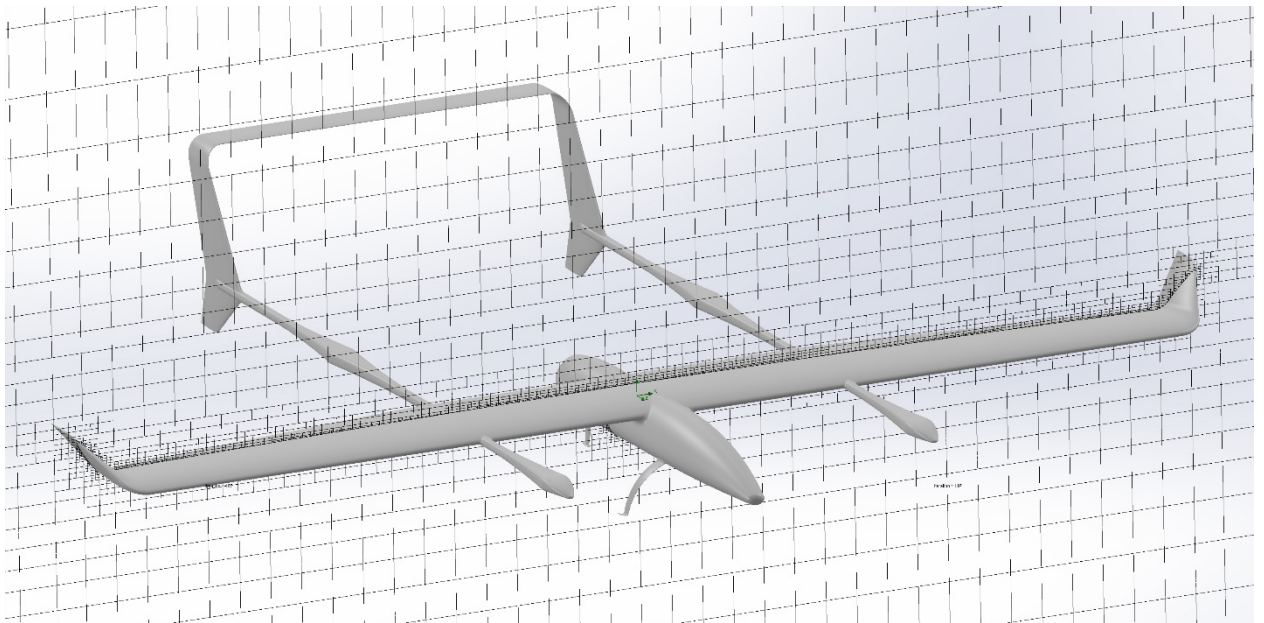


Рис. 29. Відображення сітки в площині XY

Графічно відобразимо сітку кінцевих елементів по площині літального апарату за допомогою команди Surface Plot – Mesh (рис. 30):

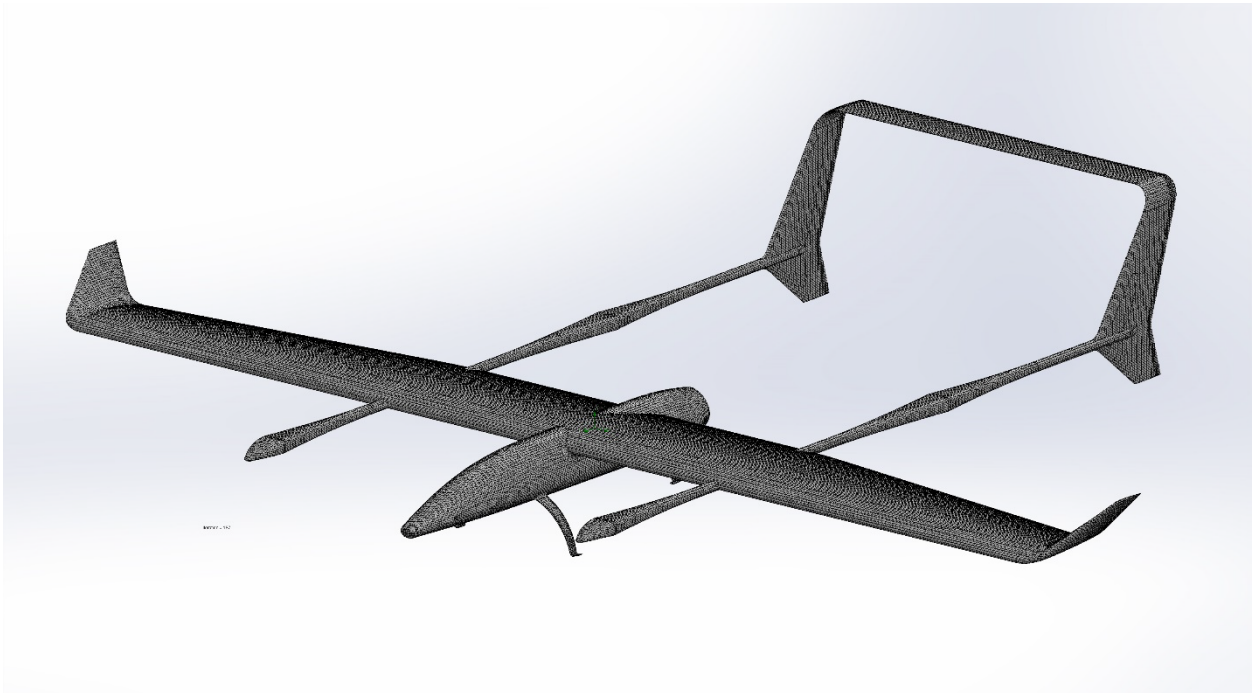


Рис. 30. Візуалізація елементів сітки по площині ЛА

Визначимо розподіл відносного тиску та напрямок потоків у площині YZ (рис. 31) та у площині поперечного перерізу профіля крила (рис. 32) за допомогою команди Cut Plot – Contours – Relative Pressure, Vectors – Velocity.

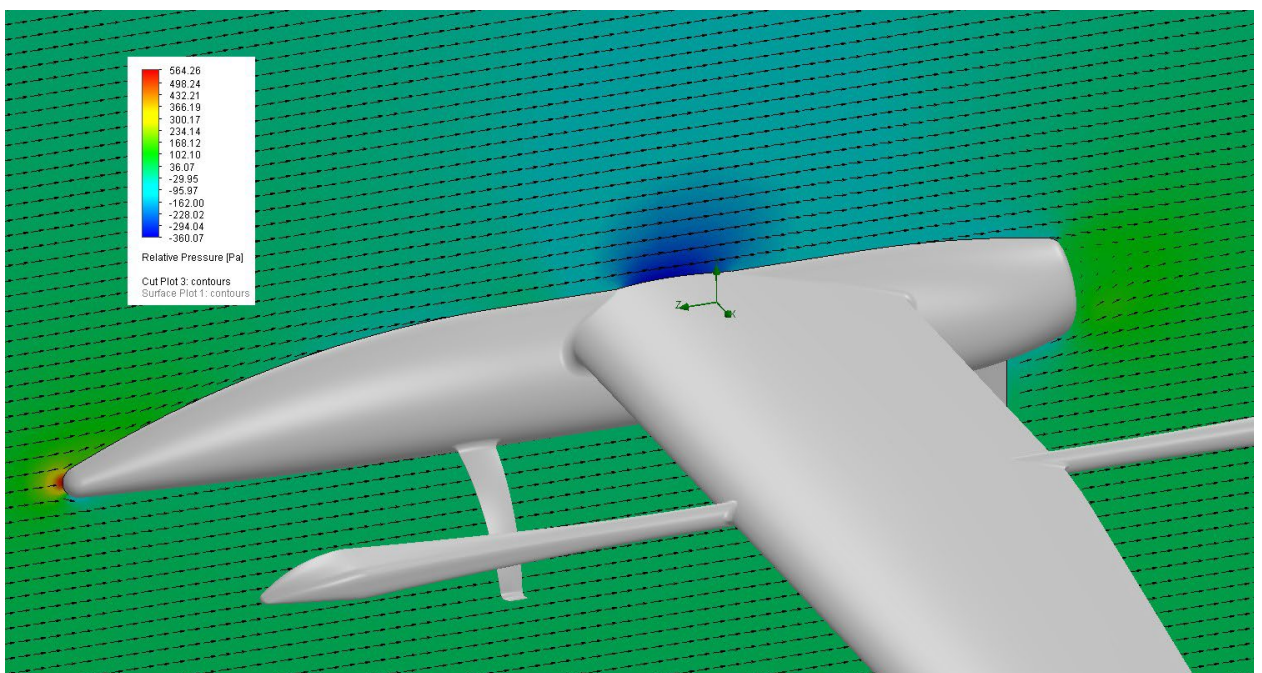


Рис. 31. Розподіл відносного тиску та напрямок потоків у площині YZ.

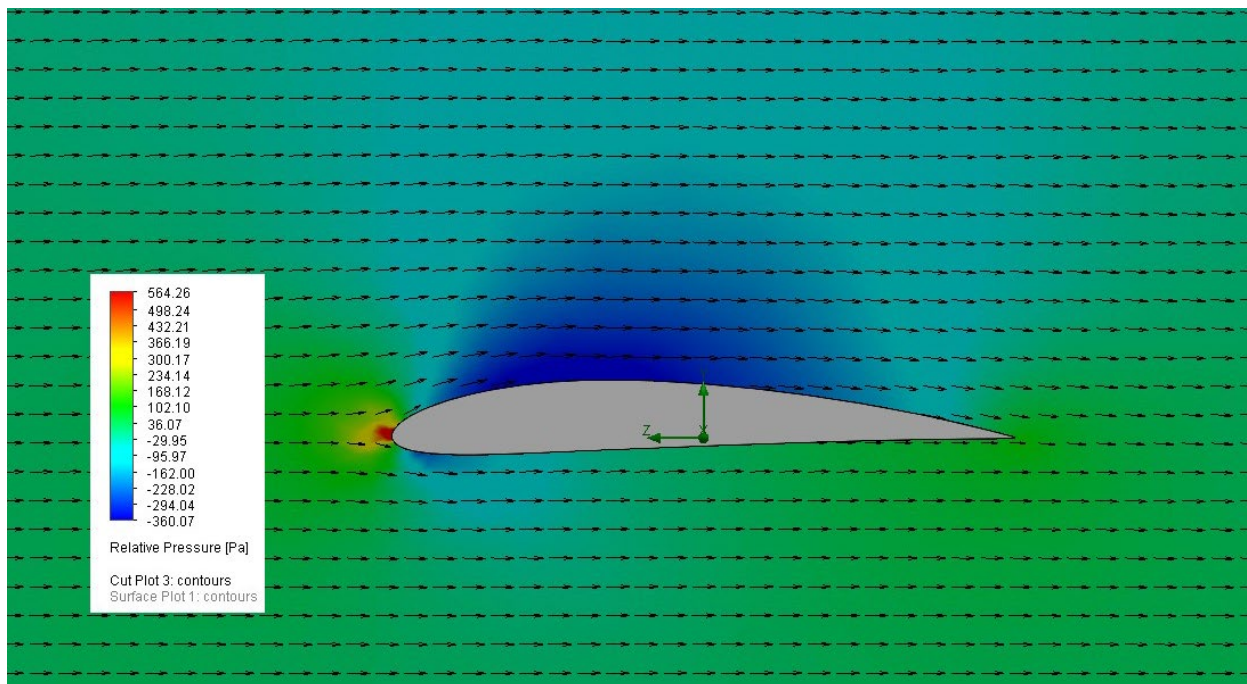


Рис. 32. Розподіл відносного тиску та напрямок потоків у площині поперечного перерізу профіля крила.

Визначимо розподіл відносного тиску по поверхні літального апарату при кутах атаки 0, 5 та 15 градусів за допомогою команди Surface Plot – Contours – Relative Pressure (рис. 33-38).

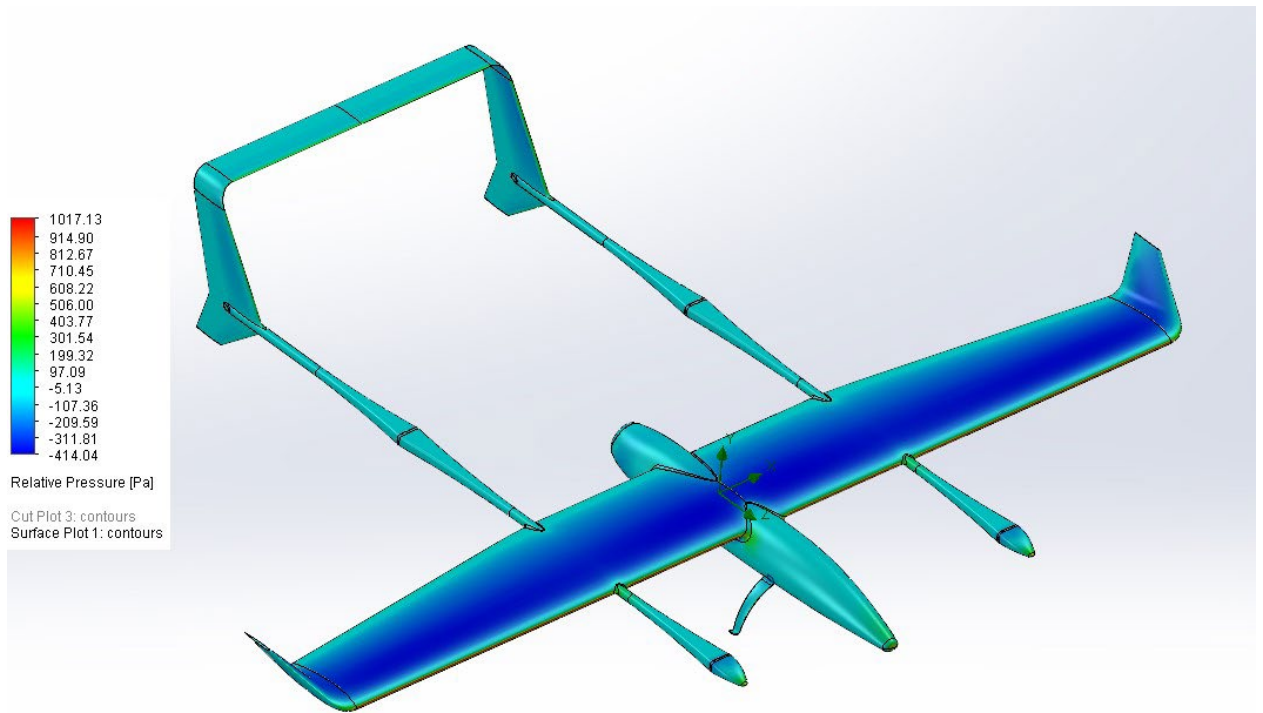


Рис. 33. Розподіл відносного тиску по поверхні ЛА при куті атаки 0° , вид зверху

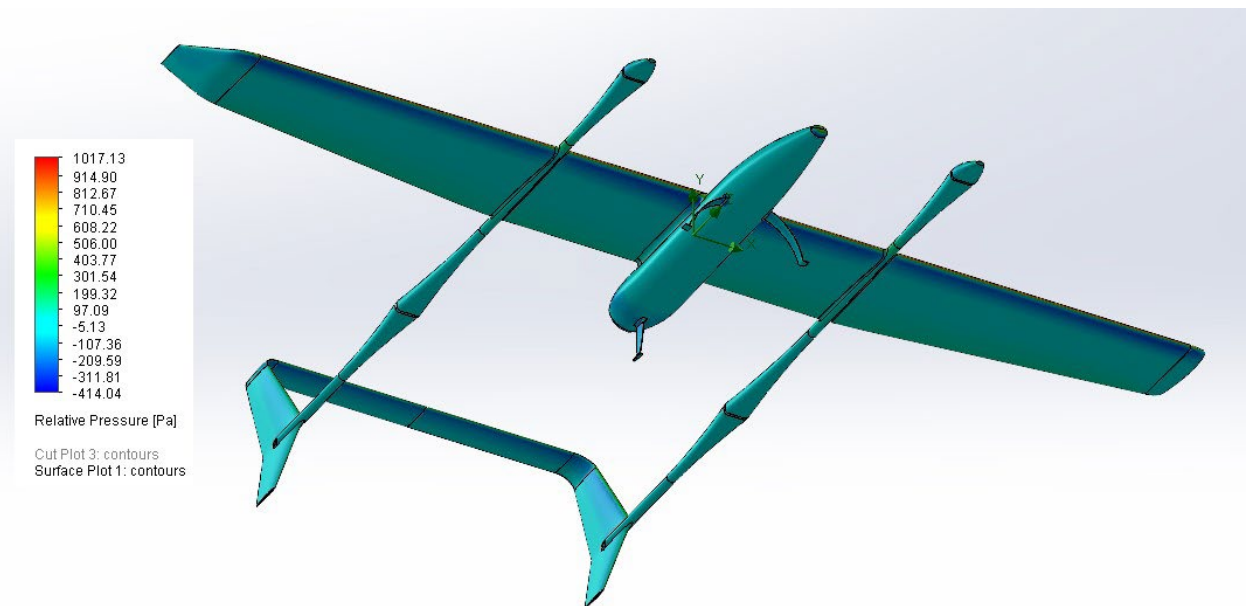


Рис. 34. Розподіл відносного тиску по поверхні ЛА при куті атаки 0° , вид знизу

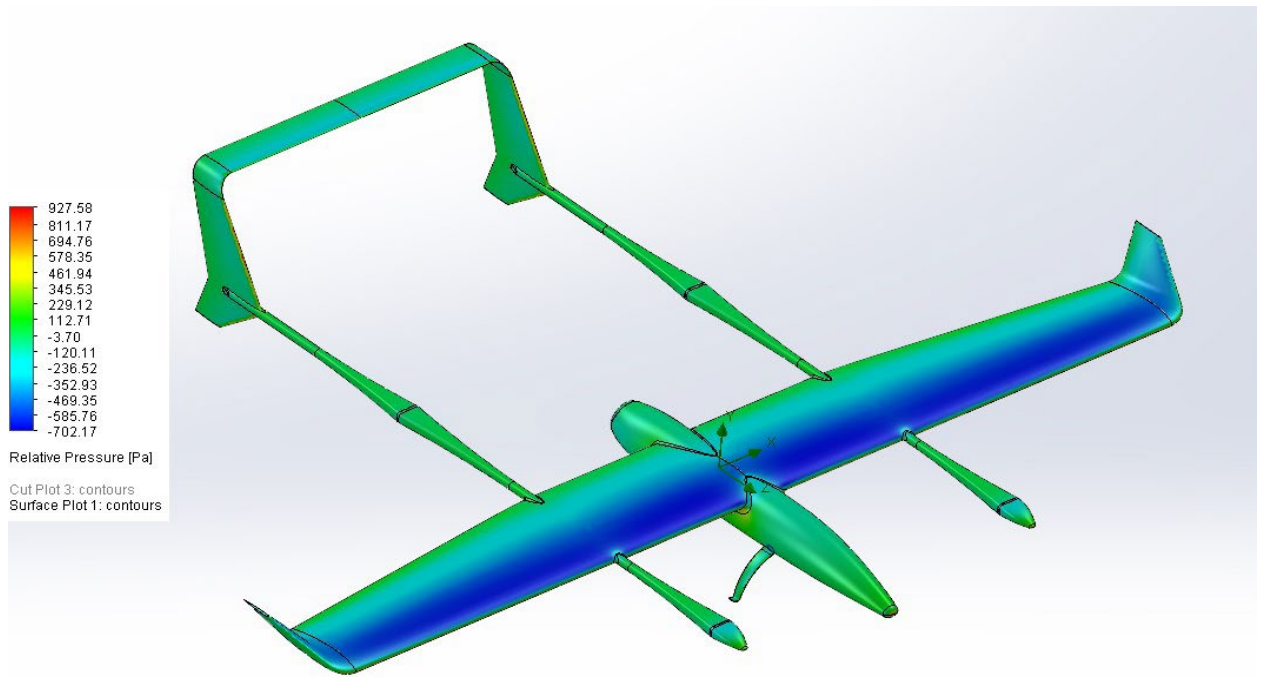


Рис. 34. Розподіл відносного тиску по поверхні ЛА при куті атаки 5° , вид зверху

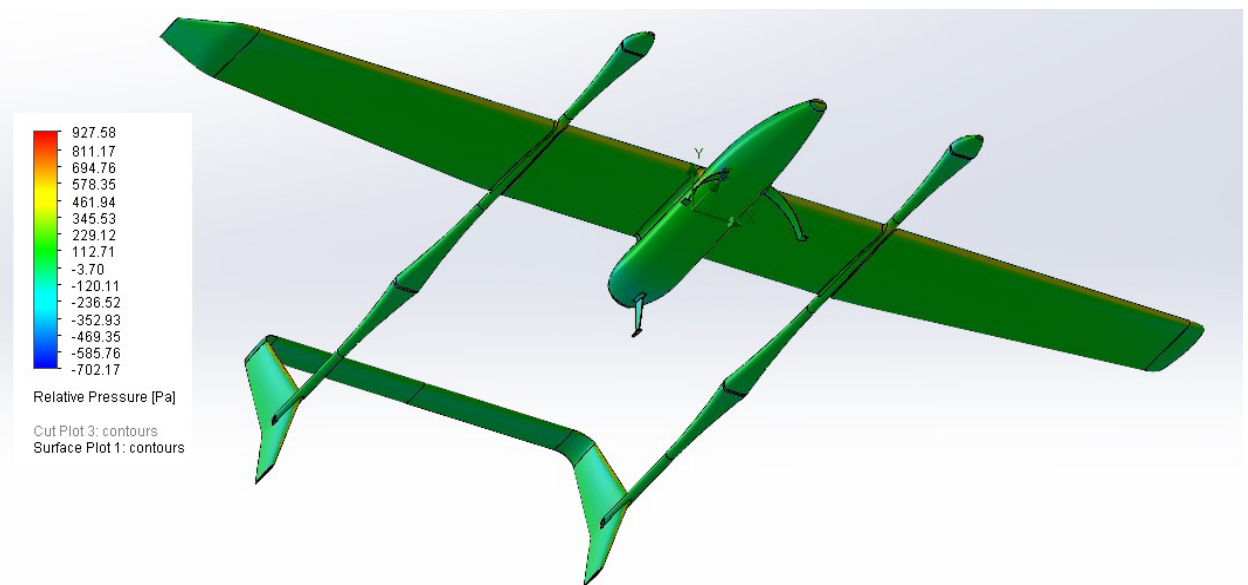


Рис. 36. Розподіл відносного тиску по поверхні ЛА при куті атаки 5° , вид знизу

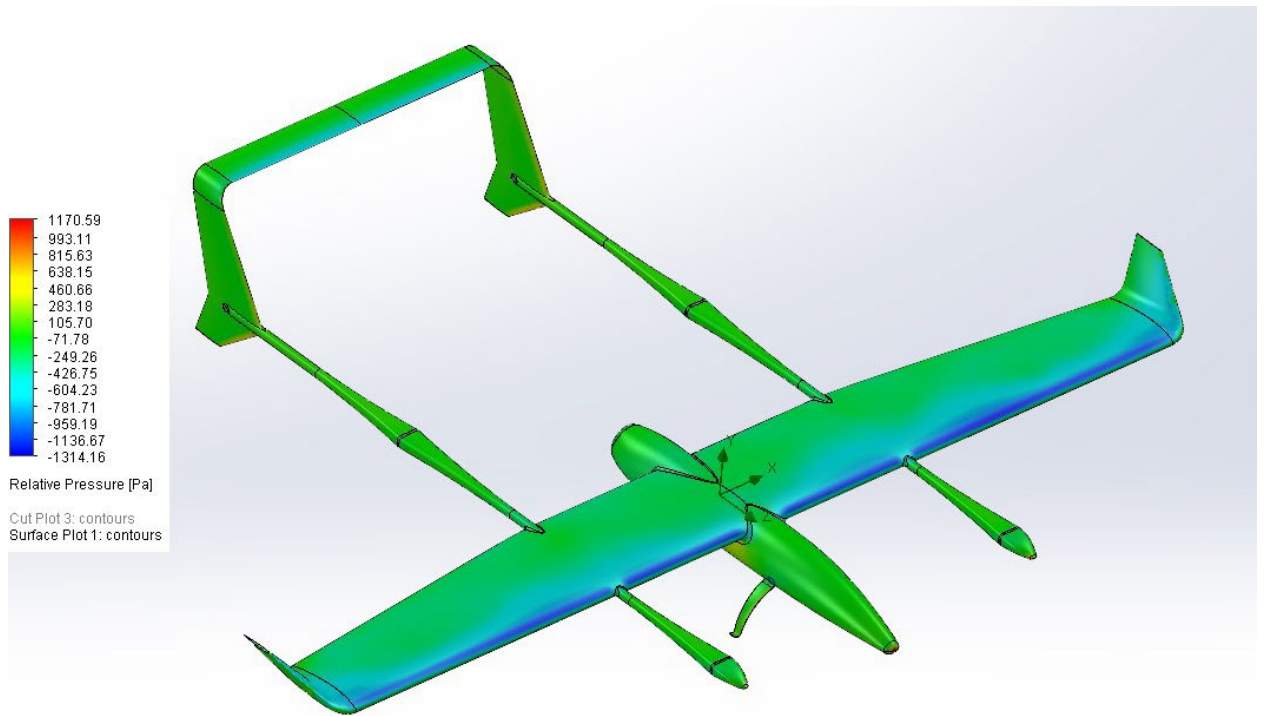


Рис. 37. Розподіл відносного тиску по поверхні ЛА при куті атаки 15° , вид зверху

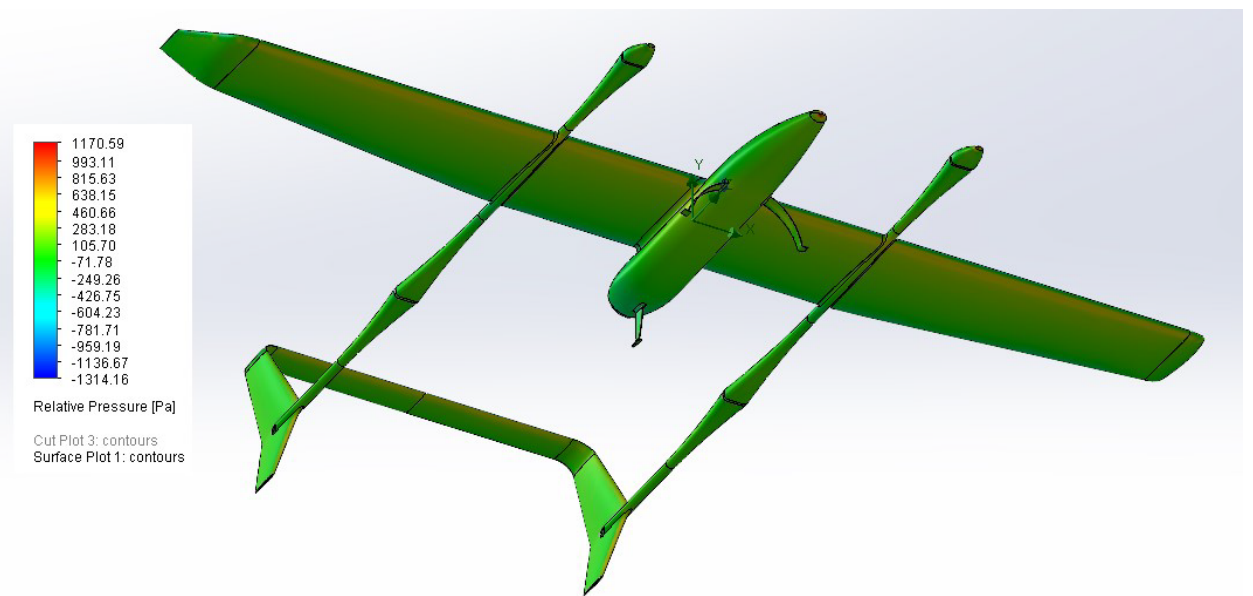


Рис. 38. Розподіл відносного тиску по поверхні ЛА при куті атаки 15° , вид знизу

За результатами проведеного аеродинамічного розрахунку, значення підйомної сили для кута атаки 0 градусів становить 1123 Н, а значення аеродинамічного опору відповідає 121 Н (рис. 39).

Goal Name	Unit	Value	Averaged Value	Minimum Value	Maximum Value	Progress [%]	Use In Convergence	Delta	Criteria
GG Force (Y) 4	[N]	1112.947	1115.493	1100.886	1134.775	100	Yes	19.751	20.015
GG Force (Z) 5	[N]	-121.377	-121.710	-123.765	-120.359	100	Yes	2.221	18.038

Рис. 39. Значення підйомної сили (Y) та лобового опору (Z) при куті атаки 0°.

Висновки до розділу

За результатами розрахунків та визначення початкової геометрії крила, параметрів гібридного двигуна, електродвигунів для вертикального злету та приземлення, маси електричної батареї та об'єму пального, побудована концептуальна 3-D модель безпілотного літального апарату, виконано базовий аеродинамічний розрахунок та рендер-зображення для подальших маркетингових застосувань.

4. РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП-ПРОЄКТУ

4.1. Опис ідеї проєкту

Проведемо опис ідеї проєкту, де проаналізуємо зміст ідеї проєкту, можливі напрямки застосування та основні вигоди, які може отримувач користувач продукту (табл. 4.1):

Таблиця 4.1. Опис ідеї стартап-проєкту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Пропонується БПЛА з гібридною силовою установкою та системою вертикального злету та приземлення	Моніторинг навколишнього середовища	Можливість злету та приземлення з малопідготовлених ділянок, збільшена тривалість та дальність польоту
	Доставка малих вантажів	

Проведемо аналіз техніко-економічних характеристик нашої ідеї порівняно з продуктами конкурентів і визначимо слабкі (W), нейтральні (N) та сильні сторони (S) (табл. 4.2):

Таблиця 4.2. Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проєкту

№ п/п	Техніко-економічні характеристики ідеї	(потенційні) товари/концепції конкурентів			W	N	S
		Мій проєкт	Tango VTOL	X-P5			
1	Сфера застосування	Декілька	Декілька	Декілька	-	+	-
2	МЗМ	100 кг	19 кг	149,7 кг	-	+	-
3	Корисне навантаження	6 кг	5 кг	22,7 кг	-	+	-

4.	Крейсерська швидкість	120 км/год	72 км/год	130 км/год	-	+	-
5.	Дальність польоту	1620 км	420 км	2037 км	-	+	-
6.	Тривалість польоту	13 год 45 хв	6 год	16 год	-	+	-
7.	Тривалість електричного польоту при вимкненому ДВЗ	2 год	н/д	н/д	-	-	+

4.2. Технологічний аудит ідеї проєкту

Для визначення технологічної здійсненності ідеї проєкту, проведемо аналіз технологій, їх наявності та доступності для реалізації (табл. 4.3):

Таблиця 4.3. Технологічна здійсненність ідеї проєкту

№ п/п	Ідея проєкту	Технології її реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
1.	Розробка гібридної силової установки	Електричні двигуни, генератори, ДВЗ, акумуляторні батареї	Є розроблені технології гібридних систем для авіації та автомобільної галузі	Технології гібридних силових установок доступні, та можуть застосовуватись для авіаційних потреб.
2.	Вдосконалення системи вертикального злету та приземлення	Системи датчиків, алгоритми автоматичного	Деякі технології вже існують у вертольотній та	Доступність технологій декілька обмежена, але можливо використувати

		управління, стабілізатори	дроновій промисловості	наявні рішення та адаптувати їх для потреб проекту.
3.	Розробка легких та міцних матеріалів для корпусу	Композитні матеріали, нанотехнології	Сучасні матеріали вже застосовуються в авіаційній індустрії	Доступність технологій висока, можливо використовувати наукові розробки та існуючі матеріали.
4.	Система безпеки та захисту від хакерських атак	Криптографічні протоколи, захист радіоканалів	Застосовується в сучасних системах, але може потребувати додаткових адаптацій	Доступність технологій висока, можливо потребує вдосконалення для використання в безпілотних літальних апаратах.

4.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Проведемо аналіз потенційного ринку стартап-проекту (табл. 4.4):

Таблиця 4.4. Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

№ п/п	Показники стану ринку (найменування)	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	5
2	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	3800000
3	Динаміка ринку (якісна оцінка)	Зростає

4	Наявність обмежень для входу (вказати характер обмежень)	Сертифікація, відповідність стандартам безпеки
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Присутні
6	Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку), %	20%

Визначимо потенційні групи клієнтів, їх характеристики, та сформуємо орієнтовний перелік вимог до товару для кожної групи (табл. 4.5):

Таблиця 4.5. Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
1	Універсальний БПЛА з можливістю вертикального злету та приземлення та довготривалою тривалістю польоту	Прикордонні служби, агропідприємства, геодезичні компанії, пожежна охорона, військові формування, приватні компанії	Особливості, які викликані кінцевим застосуванням	Висока загальна надійність системи, стабільний зв'язок та передача даних

Проведемо аналіз ринкового середовища проводиться та складемо таблиці факторів загроз (табл. 4.6) та факторів можливостей (табл. 4.7).

Таблиця 4.6. Фактори загроз

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1	Поява нових компаній-конкурентів	Збільшення продуктів-конкурентів на ринку	Впровадження інноваційних рішень для вдосконалення продукту, проведення маркетингової компанії
2	Зміни у регулюванні сфери БПЛА	Зміни до стандартів вимог у використанні БПЛА	Якщо конструктивно можливо, забезпечити продукт відповідним вимогам.

Таблиця 4.7. Фактори можливостей

№ п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1	Зростання попиту на даний тип БПЛА	Збільшення товарообігу	Масштабування виробництва та оптимізація конструкції для масового виробництва
2	Винайдення нових технологій, енергоефективних елементів живлення, удосконалення ДВЗ тощо	Покращення льотно-технічних характеристик	Впровадження нових технологій у конструкцію

3	Розвиток штучного інтелекту	Застосування штучного інтелекту при обробці даних та керуванні польотом	Впровадження елементів штучного інтелекту в інформаційну систему продукту
---	-----------------------------	---	---

Визначимо загальні риси конкуренції на ринку в табл. 4.8:

Таблиця 4.8. Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства (можливі дії компанії, щоб бути конкурентоспроможною)
1. Чиста конкуренція	Багато учасників та свобода ринку	Фокусування на цільовій аудиторії для максимального задоволення потреб та якості
2. Міжнародна конкуренція	Конкуренція між компаніями з різних країн	Впровадження інноваційних розробок світового рівня
3. Внутрішньогалузева конкуренція	Конкуренція між компаніями, які діють в одній сфері	Вибір певної ніші для забезпечення найкращих характеристик
4. Товарно-видова конкуренція	Конкуренція між товарами одного виду	Покращення технологій виробництва, впровадження інноваційних винаходів, нових матеріалів

5. конкуренція	Нецінова	Використання нецінових елементів залучення клієнтів	Пропонування унікальних технологій та високих технічних характеристик
6. конкуренція	Марочна	Відокремлення подібних продуктів від інших компаній	Створення власного авторитетного бренду для відокремлення від конкурентів

Проведемо більш детальний аналіз умов конкуренції в галузі за моделлю п'яти сил М. Портера (табл. 4.9):

Таблиця 4.9. Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Постачальники	Клієнти	Товари-замінники
Складові аналізу	X-P5	Tango VTOL	Терміни поставки, вартість, якість компонентів, матеріалів	Геодезичні компанії, агропідприємства, військові формування	Літальні апарати аналогічного класу
Висновки:	Присутня помірна конкуренція	Є можливість виходу на ринок, отримавши певну	Від якості та надійності постачальників можуть залежати терміни	Зазвичай великі клієнти можуть диктувати свої вимоги та стандарти до	Товари-замінники не роблять обмежень для

		нішу. Орієнтовний строк виходу 4 роки.	виробництв а літальних апаратів	застосованої продукції	роботи на ринку
--	--	---	---------------------------------	------------------------	-----------------

Обґрунтуємо фактори конкурентоспроможності (табл. 4.10) на основі проведеного аналізу конкуренції (табл. 4.9) з урахуванням характеристик ідеї проекту (табл. 4.2), вимог споживачів до товару (табл. 4.5) та факторів маркетингового середовища (табл. 4.6-7):

Таблиця 4.10. Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)
1.	Технологічність	Використання новітньої гібридної силової установки та вдосконаленої системи вертикального злету та приземлення робить проєкт технологічно передовим та конкурентоспроможним.
2.	Можливість довготривалого електричного польоту	Гібридна силова установка дозволяє паралельної конфігурації застосовувати довготривалий електричний політ з вимкненим ДВЗ для зменшення акустичного та теплового сліду.

3.	Висока маневреність	Система вертикального злету та приземлення дозволяє дрону працювати в обмежених просторах без зміни положення крила та точно літати на потрібній висоті, що важливо для великої кількості застосувань.
4.	Система безпеки та захисту	Унікальні заходи безпеки, такі як криптографічний захист, роблять БПЛА захищеним від хакерських атак та несанкціонованих дій.
5.	Вартість проєкту	Врахування доступності технологій та оптимізація виробничих процесів може знизити вартість виробництва літального апарату, зробивши проєкт конкурентоспроможним з економічної точки зору.

Згідно визначених факторів конкурентоспроможності (табл. 4.10), проведемо аналіз сильних та слабких сторін стартап-проєкту (табл. 4.11):

Таблиця 4.11. Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін проєкту «Безпілотне повітряне судно з гібридною силовою установкою»

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	Рейтинг товарів-конкурентів у порівнянні з X-P5						
			-3	-2	-1	0	+1	+2	+3
1.	Технологічність	17				+			

2.	Можливість довготривалого електричного польоту	15					+		
3.	Висока маневреність	15					+		
4.	Система безпеки та захисту	16					+		
5.	Вартість проєкту	17				+			

Проведемо SWOT-аналіз проєкту (табл. 4.12):

Таблиця 4.12. SWOT-аналіз стартап-проєкту

Сильні сторони: можливість довготривалого електричного польоту, висока маневреність, системи безпеки та захисту, технологічність	Слабкі сторони: високі витрати на розробку проєкта та створення виробничих потужностей, необхідність залучення висококваліфікованих дефіцитних кадрів, Необхідність сертифікації та дотримання суворих стандартів безпеки
Можливості: збільшення товарообігу та підвищення авторитету компанії, застосування штучного інтелекту при обробці даних та керуванні польотом	Загрози: збільшення продуктив-конкурентів на ринку, зміни до стандартів чи вимог у використанні БПЛА

Розглянемо альтернативи стратегій взаємодії на ринку для впровадження стартап-проєкту, враховуючи результати проведеного SWOT-аналізу проєкту (табл. 4.13):

Таблиця 4.13. Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

№ п/п	Альтернатива (орієнтовний комплекс заходів) ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
1.	Залучення інвестицій через проведення презентацій та демонстрацій на конференціях та виставках	Висока	9-18 місяців
2.	Проведення маркетингової рекламної кампанії на різноманітних онлайн-ресурсах цільової аудиторії	Висока	6-9 місяців
3.	Введення диференційованих цін та пропозицій для різних сегментів цільової аудиторії	Середня	4-9 місяців

4.4. Розроблення ринкової стратегії проекту

Визначимо цільові групи потенційних споживачів (табл. 4.14):

Таблиця 4.14. 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.	Агropідприємства	Висока, оскільки такий підхід дозволяє покращити контроль та збільшити врожайність	Значний, оскільки ефективно сільське господарство потребує сучасних технологій	Середня, бо на ринку є конкуренти, але існує попит на новаторські рішення	Середня, оскільки входження в агротехнологічний ринок вимагає розуміння особливостей галузі, але можливо з правильною стратегією.
2.	Прикордонні служби	Висока, оскільки БпЛА можуть бути використані для моніторингу кордонів та виявлення порушень	Значний, оскільки прикордонні служби шукають ефективні технології для забезпечення безпеки кордонів	Середня, оскільки в цьому сегменті існує попит, але можуть бути конкуренти, які вже працюють на ринку	Середня, оскільки входження в сферу безпеки та прикордонного контролю може вимагати відповідності високим стандартам та регулюванням.

3.	Геодезичні компанії	Висока, оскільки дрони можуть бути використані для зйомки великих територій та створення точних геодезичних карт	Значний, оскільки геодезичні компанії шукають технології для поліпшення точності геодезичних вимірювань	Середня, оскільки може бути конкуренція в галузі геодезії, але існує попит на нові технології	Середня, оскільки входження може вимагати розуміння геодезичних методів вимірювання та стандартів.
4.	Пожежна охорона	Висока, оскільки дрони можуть бути використані для моніторингу лісових пожеж та пошуку точок загорянь	Значний, оскільки пожежна охорона шукає ефективні технології для виявлення та моніторингу пожеж	Середня, оскільки в цьому сегменті існує попит, але можуть бути конкуренти	Середня, оскільки входження може вимагати співпраці з пожежною охороною та відповідності безпековим вимогам.
5.	Військові формування	Висока, оскільки дрони можуть бути	Значний, оскільки військові формування	Висока, оскільки в цьому сегменті	Низька, оскільки входження в сферу

		використані для розвідки, слідкування та забезпечення безпеки на полі бою	шукають передові технології для ведення операцій та спостереження	існує попит, але конкуренція може бути великою	військових технологій вимагає відповідності високим стандартам та безпековим вимогам.
6.	Приватні компанії	Висока, оскільки дрони можуть бути використані для моніторингу майна, безпеки, аерозйомки та інших комерційних потреб	Значний, оскільки приватні компанії шукають інноваційні технології для поліпшення своїх операцій	Висока, оскільки в цьому сегменті існує попит, але також наявна велика кількість конкурентів	Середня, оскільки входження може бути залежати від виду бізнесу та готовності впровадження нових технологій.

Розробимо основну стратегію розвитку для взаємодії в обраних сегментах ринку (табл. 4.15):

Таблиця 4.15. 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 виробництво БпЛА з гібридною силовою установкою та системою вертикального злету та приземлення	Проведення маркетингової рекламної кампанії на різноманітних онлайн-ресурсах цільової аудиторії	Інноваційність, гнучкість у використанні, надійність, ефективність	Розвиток як лідера за технічними параметрами та гнучкістю застосування в ринковому сегменті БпЛА.

Виберемо стратегію конкурентної поведінки (табл. 4.16):

Таблиця 4.16. Визначення базової стратегії 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.	Ні	Шукатиме нових споживачів в ринкових сегментах,	Основна мета полягає у застосуванні нових	Стратегія заняття

		де ще не визначилися конкуренти та забиратиме існуючих споживачів конкурентів, пропонуючи інноваційні рішення	рішень та наданні нішевих характеристик, можливе копіювання та вдосконалення базових параметрів, які присутні у будь-якому БпЛА	конкурентної ніші
--	--	---	---	-------------------

Розробимо стратегію позиціонування (табл. 4.17), враховуючи вимоги споживачів з вибраних сегментів щодо постачальника та продукту, а також відповідно до обраної базової стратегії розвитку та стратегії конкурентної поведінки, згідно попередніх таблиць 4.15 та 4.16:

Таблиця 4.17. Визначення стратегії позиціонування

№ п/п	Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкурентоспроможні позиції власного стартап-проекту	Вибір асоціацій, які мають сформувану комплексну позицію власного проекту (три ключових)
1.	Універсальний БпЛА з можливістю вертикального	Розробка та виробництво БпЛА з гібридною	Технологічність, можливість довготривалого електричного	БпЛА, Гібридна силова установка,

злету та приземлення та довготривалою тривалістю польоту	силовою установкою та системою вертикального злету та приземлення	польоту, маневреність, криптографічні системи безпеки та захисту, вартість	система вертикального злету та приземлення
--	---	--	--

Розробимо маркетингову концепцію товару, враховуючи результати попереднього аналізу його конкурентоспроможності та спрямовану на задоволення потреб та очікувань споживача (табл. 4.18):

Таблиця 4.18. Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
1.	Універсальний БПЛА з можливістю вертикального злету та приземлення та довготривалою тривалістю польоту	Можливість вертикального злету та приземлення з малопідготовлених ділянок, збільшена тривалість та дальність польоту	Можливість довготривалого електричного польоту для зменшення теплового та акустичного сліду, наявність криптографічних протоколів, захисту радіоканалів, застосування штучного інтелекту при обробці даних та керуванні польотом

Розробимо трирівневу маркетингову модель товару (табл. 4.19):

Таблиця 4.19. Опис трьох рівнів моделі товару

Рівні товару	Сутність та складові		
I. Товар за задумом	Безпілотне повітряне судно спеціального призначення з гібридною силовою установкою		
II. Товар у реальному виконанні	Властивості/характеристики	М/Нм	Вр/Тх /Тл/Е/Ор
	Можливість вертикального злету та приземлення	М	Тх
	Наявність гібридної силової установки	Нм	Тх
	Використання провідних композитних матеріалів	М	Тл
	Можливість довготривалого електричного польоту для зменшення теплового та акустичного сліду	Нм	Тх
	Застосування штучного інтелекту при обробці даних та керуванні польотом	М	Тл
	Впровадження криптографічних протоколів та захисту радіоканалів	М	Тл
	Якість: розробляється відповідно до безпекових стандартів БПЛА та забезпечення необхідних технічних характеристик.		
Марка: НТУУ «КПІ ім. І. Сікорського»			

III. Товар із підкріпленням	До продажу є можливість проведення необхідних тестувань та проходження сертифікацій.
	Після продажу можлива технічна підтримка та консультація
За рахунок чого потенційний товар буде захищено від копіювання: патенти, ліцензії.	

Встановимо цінові рамки, якими слід керуватися при визначенні ціни на потенційний товар (табл. 4.20):

Таблиця 4.20. Визначення меж встановлення ціни

№ п/п	Рівень цін на товари-замінники	Рівень цін на товари-аналоги	Рівень доходів цільової групи споживачів	Верхня та нижня межі встановлення ціни на товар/послугу
1.	0,7 млн дол.	7,8 млн дол.	1,9 млн...14 млрд дол.	0,2...2,6 млн дол.

Визначимо ефективну систему збуту, в рамках якої будуть прийматися основні рішення. (табл. 4.21):

Таблиця 4.21. Формування системи збуту

№ п/п	Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
1.	Підприємства, що шукають ефективні	Продаж та консультації, надання	Прямий збут (від виробника	Прямі контракти з основними

	рішення у сфері БпЛА	технічної підтримки, обслуговування після продажу	без посередників)	клієнтами без посередників
--	----------------------	---	-------------------	----------------------------

Розробимо стратегію маркетингових комунікацій, опираючись на раніше визначену основу для формування позиціонування та враховуючи унікальні особливості поведінки цільової аудиторії (табл. 4.22):

Таблиця 4.22. Концепція маркетингових комунікацій

№ п/п	Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціонування	Завдання рекламного повідомлення	Концепція рекламного звернення
1.	Обізнані в сучасних технологіях БпЛА, активно відвідують галузеві виставки та конференції	Веб-сайти, соціальні мережі, спеціалізовані виставки, конференції, бізнес-зустрічі, вебінари, фахові видання	Можливість вертикального злету та приземлення та довготривалого електричного польоту для зменшення теплового та акустичного сліду	Зацікавити та переконати в технічних особливостях підкреслити високу ефективність для цільових гравців у галузі	Фокус на технічній точності та інноваціях, з використанням сучасних матеріалів та рішень.

Висновки до розділу

Запропонований стартап-проект відзначає інноваційний підхід до розробки безпілотного літального апарату, який об'єднує в собі гібридну силову установку та систему вертикального злету та приземлення, що робить його доволі універсальним рішенням для вирішення ключових завдань у сферах агротехнологій, логістики, безпеки, геодезії та картографії.

Стратегія маркетингу та комунікацій розрахована на сприйняття цільовою аудиторією високотехнологічних та інноваційних рішень, зокрема через активне використання інтернет-каналів, участь у фахових заходах та партнерство з ключовими представниками галузей.

Даний стартап-проект має потенціал для успішного впровадження на ринок, враховуючи зайняття певної технологічної ніші, актуальність у різних галузях та ефективність маркетингових стратегій.

ВИСНОВКИ

За результатами проведених досліджень та розробки магістерської дисертації, виявлено, що використання електричних двигунів у безпілотних літальних апаратах, зокрема в системах вертикального злету та приземлення, стає все більш актуальним. Електродвигуни демонструють значні переваги у порівнянні з двигунами внутрішнього згоряння, забезпечуючи високий коефіцієнт корисної дії, питому потужність, знижений рівень шуму та теплового сліду, а також відсутність шкідливих викидів та забруднень. Крім того, такі літальні апарати можуть бути використані у міських перевезеннях, що підкреслює їхню багатофункціональність та потенціал в розвитку транспортної інфраструктури. Наслідком обмежень, пов'язаних з вагою та питомою ємністю акумуляторів, виявилось, що в переважній більшості випадків авіаційне паливо залишається більш ефективним джерелом енергії для досягнення високих значень тривалості та дальності польоту. Однак вирішення цієї проблеми полягає в застосуванні гібридних силових установок, що комбінують високоенергетичне паливо для тривалого магістрального польоту та генерований електричний струм для короткотривалого вертикального злету та приземлення, або переходу в режим польоту з вимкненим ДВЗ для зменшення теплового та акустичного сліду. Це може суттєво підвищити ефективність та сфери застосувань безпілотних літальних апаратів.

Мета роботи була досягнута через побудову методу розрахунку гібридної силової установки для безпілотного літального апарата з системою вертикального злету та приземлення. За результатами розрахунку, побудована 3D модель безпілотного ЛА, зроблений базовий аеродинамічний аналіз та рендер-зображення для подальших маркетингових застосувань. Розрахунки охопили визначення необхідної потужності при вертикальному злеті, наборі висоти, крейсерському польоті та в режимі спостереження (при вимкненому

ДВЗ). Також були проведені розрахунки необхідної електричної потужності та ємності акумуляторної батареї, визначення маси енергетичної складової (електричних батарей та пального), і розрахунок витрати палива для виконання польотної місії та додаткової роботи генератора. Розроблений метод розрахунку може використовуватись при початковому проектуванні конкретних літальних апаратів з гібридною силовою установкою. Застосування цих технологій в перспективі може призвести до створення більш ефективних, універсальних та екологічно чистих безпілотних літальних апаратів, які знайдуть широке застосування у різних сферах, від агротехнологій до комерційних пасажирських перевезень.

Список використаної літератури

1. Evaluation and Comparison of Hybrid Wing VTOL UAV with Four Different Electric Propulsion Systems. / J. Zong, B. Zhu, Z. Hou. // MDPI Aerospace. – 2021. – p. 1–14.
2. Review of hybrid electric powered aircraft, its conceptual design and energy management methodologies. / Ye XIE, SAVVARISAL, Tsourdos ANTONIOS, Zhang DAN, Gu JASON. // Chinese Journal of Aeronautics (CJA), Elsevier. – 2020. – p. 1-19.
3. 3D-flight route optimization for air-taxis in urban areas with Evolutionary Algorithms and GIS / M. Hildemann, J. A. Verstegen // Journal of Air Transport Management, Elsevier. – 2023 – p. 1-13.
4. Energy Consumption Prediction and Control Algorithm for Hybrid Electric Vehicles Based on an Equivalent Minimum Fuel Consumption Model / Q. Zhang, S. Tian // MDPI, Sustainability – 2023 – p. 1-17.he
5. A survey of hybrid Unmanned Aerial Vehicles. / Adnan S. Saeed, Ahmad Bani Younes, Chenxiao Cai, Guowei Cai. // Progress in Aerospace Sciences, Elsevier. – 2018. – C. 1-15.
6. Hybrid electric vehicles: Principles and applications with practical perspectives. / Mi C, Masrur MA // Chichester: John Wiley & Sons, Ltd. – 2017 – p. 458.
7. A Review of Distributed Electric Propulsion Concepts for Air Vehicle Technology. / Hyun D. Kim; Aaron T. Perry; Phillip J. Ansell // IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium – 2018 – p. 1-21.
8. Review of hybrid electric powered aircraft, its conceptual design and energy management methodologies. / Ye XIE, SAVVARISAL, Tsourdos ANTONIOS, Zhang DAN, Gu JASON. // Chinese Journal of Aeronautics (CJA), Elsevier. – 2020. – p. 1-19.
9. The State of the Art of Electric, Hybrid, and Fuel Cell Vehicles / Chan C.C. // Proceedings of the IEEE – 2007. – p. 704-718.

10. Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: A review of concepts, models, and design approaches. / Benjamin J. Brelje, Joaquim R.R.A. Martins // Progress in Aerospace Sciences, Elsevier. – 2019 – p. 1-19.
11. An Initial Sizing Methodology for Hybrid-Electric Light Aircraft / D. F. Finger, C. Braun, Cees Bil // Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, Atlanta, Georgia – 2018 – p. 1-25.
12. Vehicle propulsion systems. / Guzzella L, Sciarretta A. // Springer, Berlin Heidelberg – 2008 – p. 338.
13. Analysis of hybrid-electric propulsion system designs for small unmanned aircraft systems. / Hiserote R, Harmon F. // 8th annual international energy conversion engineering conference; Virginia, USA, AIAA – 2010 – p. 6687-6696.
14. Parameter Design and Energy Control of the Power Train in a Hybrid Electric Boat / G. Diju, Y. Wang // Energies, MDPI – 2017 – p. 1-13.
15. Design and optimization of lithium-ion battery as an efficient energy storage device for electric vehicles: A comprehensive review / F. N. U. Khan, M. G. Rasul, A.S.M. Sayem, N. K. Mandal // Journal of Energy Storage, Elsevier – 2023, 108033.
16. Hybrid battery management system design for electric aircraft / Burak Tarhan, Ozge Yetik, Tahir Hikmet Karakoc // Energy, Elsevier – 2021, 121227.
17. Adaptive Battery Management and Parameter Estimation Through Physics-Based Modeling and Experimental Verification / Christopher R. Lashway; Osama A. Mohammed // IEEE Transactions on Transportation Electrification – 2016 – p. 454-464.
18. Adaptive On-line State-of-available-power Prediction of Lithium-ion Batteries / Fleischer C, Waag W, Bai Z, Sauer DU // Journal of Power Electronics – 2013 – vol. 13, p. 516-527.
19. Hydrogen Electric Airplanes: A Disruptive Technological Path to Clean Up the Aviation Sector / Jonas Kristiansen Nøland // IEEE Electrification Magazine – 2021 – p. 1-22.

20. Hybrid-Electric Propulsion Systems for Small Unmanned Aircraft / Joachim Schömann // Technische Universität München – 2014 – p. 188.
21. Modeling of Hybrid-Electric Propulsion Systems for Small Unmanned Aerial Vehicles / Joachim Schoemann, Mirko Hornung // AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference – 2012 – p. 18.
22. Designing Unmanned Aircraft Systems – A Comprehensive Approach / Gundlach, J. // American Institute of Aeronautics and Astronautics: Reston, VA, USA – 2011 – p. 848.
23. Airplane Design Part I: Preliminary Sizing of Airplanes / Roskam, J. // DARcorporation: Lawrence, KS, USA – 1986 – p. 547.
24. Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment / Reg Austin // John Wiley & Sons – 2010 – p. 368.
25. Design of Separate Lift and Thrust Hybrid Unmanned Aerial Vehicle / Ghozali Hadi, Agus Budiyo // The Journal of Instrumentation, Automation and Systems – 2010 – 2015 – p. 1-7.
26. Design and performance analyses of a fixed wing battery VTOL UAV / Dündar Ö., Bilici M., Ünler T. // Engineering Science and Technology, Elsevier – 2020 – p. 1-12.
27. Preliminary Design of a Small Unmanned Battery Powered Tailsitter / Wang B., Hou Z., Liu Z. // International Journal of Aerospace Engineering, Hindawi Publishing Corporation. – 2016 – p. 1-12.
28. The T-wing tail-sitter unmanned air vehicle: From design concept to research flight vehicle / R.H. Stone // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering – 2004 – p. 417-433.
29. Aircraft Performance and Design / John D. Anderson Jr. // McGraw-Hill – 2010 – p. 580.
30. Initial Sizing of Hybrid Electric VTOL Aircraft for Intercity Urban Air Mobility / U. Cakin, Z. Kaçan, Z. A. Aydogan, I. Kuvvetli // AIAA AVIATION 2020 FORUM, Aircraft Design Optimization III – 2020 – p. 1-18.

31. Comprehensive sizing and optimization method for series-hybrid unmanned convertiplane / G. CHEN, D. MA, Y. JIA, X. XIA, C. HE // Chinese Journal of Aeronautics, Elsevier, Volume 34, Issue 4 – 2021 – p. 387-402.
32. Conceptual Design of Fixed Wing-VTOL UAV for AED transport / W. Saengphet, C. Thumthae // The 7th TSME International Conference on Mechanical Engineering – 2016 – p. 1-16.
33. Fit for purpose, Wankel Rotary Engines by Sky Power. / Rory Jackson // Unmanned Systems Technology – 2019 – p. 1-7.
34. A study of the factors that affect lithium ion battery degradation / S. Xiong // Faculty of the Graduate School at the University of Missouri-Columbia – 2019 – p. 1-78.