

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

Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

«На правах рукопису»
УДК 629.735.33.015.4 : 533.69.048.05

До захисту допущено:
В. о. завідувача кафедри
_____ Олександр БОНДАРЕНКО
« ____ » _____ 2022 р.

**Магістерська дисертація
на здобуття ступеня магістра
за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»
зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
на тему: «Транспортний мультикоптер»**

Виконав :
студент VI курсу, групи АЛ-11мп
Філоненко Олександр Ігорович _____

Керівник:
Професор, д.т.н., проф.,
Сухов Віталій Вікторович _____

Рецензент:
Доцент, к.т.н.,
Сердюк А.А. _____

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

Студент _____

Київ -2022 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

_____ Олександр БОНДАРЕНКО

«__» _____ 2022 р.

ЗАВДАННЯ

на магістерську дисертацію студенту

Лукану Андрію Вадимовичу

1. Тема дисертації «Транспортний мультикоптер», науковий керівник дисертації професор кафедри Сухов Віталій Вікторович, професор, д.т.н., проф., затверджені наказом по університету від «11» ЛИСТОПАДА 2022 р. № 4174-С
2. Термін подання студентом дисертації 05 грудня 2022 р.
3. Об'єкт дослідження: Транспортний мультикоптер
4. Вихідні дані: Висота польоту – $H = 4000$ м.
Маса корисного навантаження – $m_{\text{кн}} = 30$ кг.
Тривалість польоту із максимальним корисним навантаженням – $t_{\text{пол}} = 30$ хв.
Крейсерська швидкість $V_{\text{кр}} = 20$ м/с.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити
 - 5.1. Аналітичний огляд сучасних робіт по розробці транспортних мультикоптерів, огляд аналогів, мета досліджень.
 - 5.2. Методика розрахунку аеродинамічних характеристик мультикоптеру.
 - 5.3. Порівняння аеродинамічних характеристик різних конструктивних схем мультикоптеру, вибір оптимальної конструктивної схеми.
 - 5.4. Розробка розрахункової моделі транспортного мультикоптеру.
 - 5.5. Розрахунок аеродинамічних характеристик транспортного мультикоптеру.
 - 5.6. Визначення оптимального розташування гвинтів.
 - 5.7. Розрахунок параметрів стійкості мультикоптеру.
 - 5.8. Вибір та комплектація силової установки та системи керування мультикоптеру.
 - 5.9. Розробка експериментальної моделі транспортного мультикоптеру.
 - 5.10. Розробка стартап-проекту.

6. Перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

6.1. Стан проблеми. Огляд аналогів.

6.2. Порівняння конструктивних схем транспортного мультикоптеру.

6.3. Результати розрахунку аеродинамічних характеристик транспортного мультикоптеру

6.4. Результати розрахунку параметрів стійкості транспортного мультикоптеру.

6.5. Силова установка, система керування мультикоптеру.

6.6. Модель транспортного мультикоптеру (загальний вигляд).

7. Орієнтовний перелік публікацій

Стаття у фаховому виданні.

Доповідь на науково-технічній конференції з публікацією тез.

8. Дата видачі завдання 08.11. 2021 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Аналітичний огляд сучасних робіт по розробці транспортних мультикоптерів, мета досліджень	до 15.12.2021 р.	
2.	Методика розрахунку аеродинамічних характеристик мультикоптеру	до 01.02.2022 р.	
3.	Порівняння аеродинамічних характеристик різних конструктивних схем мультикоптеру, вибір оптимальної конструктивної схеми	до 21.03.2022 р.	
4.	Розробка розрахункової моделі транспортного мультикоптеру	до 03.06.2022 р.	
5.	Розрахунок аеродинамічних характеристик транспортного мультикоптеру. Визначення оптимального розташування гвинтів	до 20.09.2022 р.	
6.	Розрахунок параметрів стійкості мультикоптеру. Вибір та комплектація силової установки та системи керування мультикоптеру	до 27.10.2022 р.	
7.	Розробка експериментальної моделі транспортного мультикоптеру	до 25.11.2022 р.	
8.	Розробка стартап-проекту	до 05.12.2022 р.	
9.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу. Попередній захист	до 05.12.2022 р.	
10.	Доопрацювання матеріалів дисертації. Перевірка на плагіат	до 10.12.2022 р.	

Студент

Олександр ФІЛОНЕНКО

Науковий керівник

Віталій СУХОВ

Реферат

Магістерська дисертація: "Транспортний мультикоптер", 91 сторінка, 50 рисунків, таблиць, 17 посилань.

Актуальність: сфера транспортних мультикоптерів розвивається стрімкими темпами, вони дедалі більше займають місце в різних сферах людської діяльності, розробка транспортних мультикоптерів є актуальною та перспективною оскільки на даний момент в Україні відносно небагато є подібних розробок.

Мета роботи: дослідити сучасні методи проектування мультикоптерів та спроектувати транспортний мультикоптер.

Об'єкт дослідження: транспортний мультикоптер.

Предмет дослідження: Аеродинамічні характеристики, параметри стійкості, елементи силової установки та елементи керування мультикоптеру.

Методи дослідження: параметричне дослідження оптимальних параметрів компоновки, дослідження параметрів конструктивно-силових схем мультикоптера та аналіз та вибір оптимальних силових установок для транспортного мультикоптера.

Наукова новизна одержаних результатів: досліджено вплив різних КСС на льотні характеристики мультикоптерів, проведено порівняння масової ефективності різних типів СУ, досліджено вплив гвинта на параметри компонування мультикоптерів.

Практичне значення одержаних результатів: покращення льотно-технічних характеристик та характеристик безпеки транспортних мультикоптерів за рахунок оптимального вибору КСС, елементів СУ та оптимального розташування гвинтів, що дозволить підвищити масу максимального корисного навантаження.

Апробація результатів дисертації: науково-практична конференція студентів та молодих вчених "Авіа-ракетобудування: Перспективи та напрямки розвитку".

Abstract

Master's thesis: "Transport multicopter", 91 pages, 50 figures, 21 tables, 17 references.

Relevance: the field of transport multicopters is developing at a rapid pace, they are increasingly occupying a place in various spheres of human activity, the development of transport multicopters is relevant and promising because at the moment there are relatively few such developments in Ukraine.

Purpose of the study: to investigate modern methods of designing multicopters and to design a transport multicopter.

The object of study: transport multicopter.

Research subject: parametric study of optimal layout parameters, study of parameters of structural and power schemes of a multicopter, and analysis and selection of optimal power plants for a transport multicopter..

Methods of research: parametric study of optimal layout parameters, study of parameters of structural and power schemes of a multicopter, and analysis and selection of optimal power plants for a transport multicopter.

The results and their novelty: the influence of different structural schemes on the flight characteristics of multicopters was studied, the mass efficiency of different types of power plants was compared, the influence of the propeller on the layout parameters of multicopters was studied.

Recommendations for the use of work: improvement of the flight technical characteristics and safety characteristics of transport multicopters due to the optimal selection of structural scheme, power plant elements and the optimal location of the propellers, which will allow to increase the mass of the maximum payload.

Approbation of the results of the dissertation: the scientific and practical conference of students and young scientists "Aircraft and rocket construction and design : Perspectives and directions of development".

Перелік умовних позначень	9
ВСТУП.....	10
1.АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД СУЧАСНИХ РОБІТ ПО РОЗРОБЦІ ТРАНСПОРТНИХ МУЛЬТИКОПТЕРІВ, ОГЛЯД АНАЛОГІВ, МЕТА ДОСЛІДЖЕННЯ.	11
1.1 Аналітичний огляд сучасних робіт по розробці транспортних мультикоптерів	11
1.2 Огляд аналогів	12
1.3 Мета дослідження	20
1.4 Висновки по розділу	21
2. МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК МУЛЬТИКОПТЕРУ.....	22
2.1 Загальні відомості	22
2.2 Висновки по розділу	26
3. ПОРІВНЯННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК РІЗНИХ КОНСТРУКТИВНИХ СХЕМ МУЛЬТИКОПТЕРУ, ВИБІР ОПТИМАЛЬНОЇ КОНСТРУКТИВНОЇ СХЕМИ.....	27
3.1 Порівняння аеродинамічних характеристик різних конструктивних схем мультикоптеру	27
3.2 Вибір оптимальної конструктивної схеми	30
3.3 Висновки по розділу	32
4. РОЗРОБКА РОЗРАХУНКОВОЇ МОДЕЛІ ТРАНСПОРТНОГО МУЛЬТИКОПТЕРУ	33
4.1 Розрахункова модель	33
4.2 Кінематична модель мультикоптеру	36
4.3 Висновки по розділу	39
5. РОЗРАХУНОК АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРАНСПОРТНОГО МУЛЬТИКОПТЕРУ.....	40
5.1 Математичне моделювання роботи повітряного гвинта мультикоптера	40
5.2 Висновки по розділу	50

					<i>АЛ11МП05.20.00.00.00.00 ПЗ</i>		
<i>Змін.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ документ.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>	<i>Аеромобіль</i>		
<i>Розроб.</i>	<i>Ф.</i>						
<i>Перевірив.</i>	<i>Сухов В.В.</i>						
<i>Н. кон.</i>	<i>Поваров С.А.</i>						
<i>Затв.</i>	<i>Бондаренко О.М.</i>						
					<i>Літ.</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
						<i>7</i>	<i>91</i>
					<i>КПІ ім. Ігоря Сікорського</i>		
					<i>Каф. АРБ гр. АЛ-11мп</i>		

6. ВИЗНАЧЕННЯ ОПТИМАЛЬНОГО РОЗТАШУВАННЯ ГВИНТІВ	51
6.1 Визначення оптимального розташування гвинтів	51
6.2 Висновки по розділу	52
7. РОЗРАХУНОК ПАРАМЕТРІВ СТІЙКОСТІ МУЛЬТИКОПТЕРУ	53
7.1 Стабілізація мультикоптера.....	53
7.2. Висновки по розділу	56
8. ВИБІР ТА КОМПЛЕКТАЦІЯ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ТА СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ МУЛЬТИКОПТЕРУ	57
8.1 Вибір типу силової установки.....	57
8.2. Вибір та комплектація елементів СУ та системи керування мультикоптеру	66
8.3. Висновки по розділу	82
9. РОЗРОБКА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЇ МОДЕЛІ ТРАНСПОРТНОГО МУЛЬТИКОПТЕРУ	76
9.1 3D-модель та загальний вид транспортного мльтикоптеру	76
9.2. Висновки по розділу	78
10. РОЗРОБКА СТАРТАП ПРОЄКТУ	79
10.1 Опис ідеї проєкту	79
10.2. Технологічний аудит проєкту	80
10.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проєкту	82
10.4. Розроблення ринкової стратегії проєкту	85
10.5. Розробка маркетингової програми стартап-проєкту	86
10.6. Висновки до розділу	87
ВИСНОВКИ	88
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	90

Перелік умовних позначень

БЛА – беспілотний літальний апарат;

КСС - конструктивно-силова схема;

ЛТХ - льотно- технічні характеристики;

VTOL - vertical take-off and landing ;

МТОМ – maximum takeoff mass;

СУ – силова установка

PID - proportional–integral–derivative

ВСТУП

Мультикоптери є перспективною та важливою складовою сучасного світу.

Вони виконують безліч функцій, серед них такі як: аерофотозйомка, доставка невеликих вантажів у важкодоступні місця, геодезична розвідка, допомога в географічних дослідженнях, медичні та рятувальні місії та багато іншого.

Суттю транспортних мультикоптерів є насамперед транспортування вантажів, але на ряду з тим вони можуть виконувати практично весь спектр операцій, як й інші класи мультикоптерів.

Враховуючи, з якою швидкістю рухається прогрес у галузі безпілотних літальних апаратів з великою вантажопідйомністю, у найближчому майбутньому вони можуть потіснити традиційні вантажопідйомні машини. Існуючі на сьогоднішній день безпілотні літальні апарати пристосовані для використання в різних регіонах, т.к. мають широкий температурний діапазон переміщення в умовах бездоріжжя та можливість використання в умовах поганої видимості, наприклад, у дощову погоду, туман. Такі розробки можна буде використовувати у вирішенні логістичних завдань на об'єктах. При цьому вирішується питання перекидання вантажів невеликої ваги з виробничих баз на об'єкт, на невеликі відстані в умовах бездоріжжя, крім того, зникає необхідність у високопрохідних транспортних засобах та додаткової робочої сили, що є економічно вигідним.

Мультикоптери та транспортні мультикоптери зокрема, за рахунок своїх переваг також є актуальними для військових цілей в умовах обмеженого часу і простору, коли необхідно доставити необхідну допомогу (боєприпаси, їжу тощо) на передові позиції або підрозділу що знаходиться в оточенні. Крім того такі мультикоптери можуть використовуватись для скидання боєприпасів на позиції супротивника.

На мою думку розробка транспортних мультикоптерів є актуальною і перспективною та має майбутнє щонайменше ближчі кілька десятиліть.

1. АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД СУЧАСНИХ РОБІТ ПО РОЗРОБЦІ ТРАНСПОРТНИХ МУЛЬТИКОПТЕРІВ, ОГЛЯД АНАЛОГІВ, МЕТА ДОСЛІДЖЕННЯ.

1.1 Аналітичний огляд сучасних робіт по розробці транспортних мультікоптерів

Мультиротор або мультікоптер — це літальний апарат (ЛА) із більш ніж двома гвинтами, що створюють підйомну силу. Перевагою багатогвинтових літальних апаратів є простіша механіка ротора, необхідна для керування польотом. На відміну від одно- та двороторних вертольотів, які використовують гвинти зі складним змінним кроком, крок яких змінюється в міру обертання лопаті для забезпечення стабільності польоту та контролю, багатороторні часто використовують лопаті з фіксованим кроком. Контроль руху транспортного засобу досягається зміною відносної швидкості кожного ротора для зміни тяги та крутного моменту, створюваних кожним.

Завдяки легкості конструкції та керування мультікоптери часто використовуються в проектах літаків на радіоуправлінні та безпілотних літальних апаратів (дронів), у яких назви трикоптер, квадрокоптер, гексакоптер і октокоптер часто використовуються для позначення 3-, 4-, 6- і 8-роторних мультікоптерів відповідно.

Щоб забезпечити більшу потужність і стабільність за меншої ваги, можна використовувати коаксіальні ротори, у яких в кожній парі є два двигуни, що працюють у протилежних напрямках, що компенсує крутний момент (один звернений вгору, а інший — вниз).

Також можливе додавання горизонтальних гвинтів. Ці типи роторних ЛА (у яких лише 4 вертикальні гвинти) називаються квадропланами.

Аналітичний огляд літературних джерел дозволив виділити основні методи проектування транспортних мультікоптерів, основні конструктивно-силові

схеми (КСС), типи силових установок, що використовуються на сучасних транспортних мультикоптерах та мультикоптерах в цілому.

Корисними для моєї магістерської дисертації будуть роботи:

1.2 Огляд аналогів

За темою магістерської дисертації я обрав такі аналоги, що задовольняють умовам ТЗ:

Malloy Aeronautics T80 / TRV80 є всепогодним октокоптером з коаксіальними роторами британської компанії Malloy Aeronautics. Піднімає корисні вантажі вагою до 30 кг, що дозволяє легко тестувати датчики та інші спеціальні корисні навантаження без обмежень розміру чи ваги.

Відкрита архітектура T80 забезпечує легкий зв'язок із транспортним засобом і наземною станцією.

T80 використовувався для оцінки таких проектів, датчиків тощо:

- Системи Autoland
- Потужний UAS зв'язок
- Скидання корисних вантажів
- Об'єднання UUUV та UGV
- Автоматизоване отримання корисного навантаження
- Тестування радіо та зв'язку

T80 — це перевірений планер, що використовує багато компонентів із систем масового виробництва Malloy Aeronautics, а також власне вертикально інтегроване проектування та виробництво, що дає користувачеві впевненість у надійності та польових випробуваннях цієї багатоцільової системи [1].

Основні завдання T80:

- Доставка вантажів масою до 30 кг

- Багатоцільові автономні безпілотні місії, що зосереджені на гарантованому матеріально-технічному забезпеченні в тактичному оточенні
- Збільшення існуючих можливостей для логістики «останньої милі» та гарантованого поповнення запасів

На рис.1.1-1.2 показано октокоптер Malloy Aeronautics T80 / TRV80



Рис. 1.1 Польові випробування Malloy Aeronautics T80 / TRV80



Рис. 1.2. Використання Malloy Aeronautics T80 / TRV80 військовими

В таблиці 1.1 наведено основні технічні характеристики Malloy Aeronautics T80 / TRV80

Таблиця 1.1

Максимальне корисне навантаження $m_{\text{кн}}$	30 кг
Дальність польоту D	55 км
Дальність польоту з максимальним корисним навантаженням $D_{\text{мкн}}$	16 км
Тривалість польоту з максимальним корисним навантаженням	30 хв
Крейсерська швидкість $V_{\text{кр}}$	25 м/с
Тип СУ	електрична

складається з контейнера корисного навантаження, який за допомогою пілонів прикріплений до двох крил, кожне з яких оснащено чотирма або вісьмома пропелерами, що приводяться в дію електродвигунами. Суть полягає в тому, щоб як капсули, так і батареї можна було швидко замінювати між місіями, що суттєво скорочує час виконання завдань.

АРТ 70 має унікальну конструкцію хвостового ситера, яка дозволяє літаку злітати та приземлятися вертикально та нахилитися вперед та переходити до горизонтального польоту. Конструкція покращує споживання енергії завдяки переходу в горизонтальне положення після зльоту. Перехід до горизонтального польоту також забезпечує вищі швидкості та тихіший політ; відповідно збільшується радіус дії, тривалість польоту і живучість порівняно з традиційними конструкціями мультикоптерів [2,3].

Мультикоптер має вантажне відділення в центрі. Його аеродинамічний конструкція знижує опір повітря під час польоту. Модульна конструкція дозволяє швидко змінювати конфігурації відповідно до вимог місії.

Керування ART 70. Керується за допомогою сенсорної системи управління. Він оснащений датчиками для виявлення та уникнення перешкод під час польоту. Автономна навігація БПЛА підтримується системою глобального позиціонування (GPS).

Однокористувацька конструкція літака вимагає мінімальної оперативної підтримки та забезпечує швидке розгортання під час місій поповнення запасів у невеликих зонах посадки.

Завдяки потенціалу переміщення медичних товарів, зразків аналізів, крові тощо ART 70 відкриває новий світ можливостей для транспортування медичного призначення. Ефективно транспортуючи вантажі з однієї лікарні в іншу, заощаджуючи час і рятуючи життя, ART 70 відмінно підходить для медичних місій [2,3].

Н

а

р

и

с

·

1

·

3

-

1

·

5



Рис. 1.3. Злітно-посадковий режим польоту Bell ART 70



Рис. 1.4 Режим горизонтального польоту Bell APT 70



Рис. 1.5 Передпльотна підготовка Bell APT 70

Таблиця 1.2

Розмах крила	2,74 м
Висота	1,8 м
Максимальна злітна вага m_{\max}	136 кг
Максимальне корисне навантаження $m_{\text{кн}}$	31,75 кг
Дальність польоту D	104 км
Дальність польоту з максимальним корисним навантаженням $D_{\text{мкн}}$	56 км
Тривалість польоту з максимальним корисним навантаженням, t	55 хв
Максимальна швидкість V_{\max}	44,4 м/с
Крейсерська швидкість $V_{\text{кр}}$	31,3 м/с
Час розгортання	15 хв
Тип СУ	електрична

GRIFF 135 побудований на основі GRIFF 2.0, нової модульної конструкції, яка дозволяє швидко та легко замінювати корисне навантаження та батареї за лічені секунди. GRIFF 135 був створений відповідно до вимог ринку - він може витримувати корисне навантаження 30 кг. Він готовий до польоту з двома акумуляторами, які можна зарядити лише за одну годину. З додатковим другим пакетом ви зможете літати безперервно. До 30 хвилин польоту в складних погодних умовах.

Батареї, які використовуються у флоті Griff, є одноелементними і відомі як надзвичайно безпечні. Ідеально підходить як для експлуатації при високих температурах, так і за холодних умов навколишнього середовища.

З унікальним складною конструкцією Griff 135 можна легко зберігати, не займаючи зайвого місця під час транспортування. Мультикоптер можна розкласти за лічені секунди для легкого налаштування та підготовки до польоту [4,5].

Його компактні розміри в складеному вигляді спрощують транспортування – у такому стані він має лише 77 см у ширину, 144 см у довжину та 47 см у висоту. GRIFF 135 розкладається до готових до польоту розмірів у 226 см x 241 см x 47 см.

Основним призначенням є використання в транспортуванні, рятуванні, ліквідації наслідків катастроф та сільському господарстві.

На рис.1.6-1.7 показано мультикоптер GRIFF 135.



Рис. 1.6 Мультикоптер GRIFF 135



Рис. 1.7 GRIFF 135 з підвісним обладнанням у вигляді двох гранатометів M72 EC Mk1

В таблиці 1.3 наведено основні технічні характеристики GRIFF 135.

Таблиця 1.3

Максимальне корисне навантаження $m_{\text{кн}}$	30 кг
Дальність польоту з максимальним корисним навантаженням $D_{\text{мкн}}$	7 км
Тривалість польоту з максимальним корисним навантаженням, t	30 хв
Крейсерська швидкість $V_{\text{кр}}$	16,6 м/с
Час розгортання	1 хв

Тип СУ	електрична
Кількість батарей	2 шт.
Габаритні розміри в складеному стані	0,77 м x 1,44 м x 0,47 м
Габаритні розміри в готовому до польоту стані	2,26 м x 2,41 м x 0,47 м

1.3 Мета дослідження

Метою даної магістерської дисертації є спроектувати транспортний мультикоптер, що зможе доставляти корисне навантаження в 30 кг. Для виконання цієї дисертації було поставлено такі задачі:

- Аналітичний огляд сучасних робіт по розробці транспортних мультикоптерів, огляд аналогів, мета дослідження.
- Методика розрахунку аеродинамічних характеристик мультикоптеру.
- Порівняння аеродинамічних характеристик різних конструктивних схем мультикоптеру, вибір оптимальної конструктивної схеми.
- Розробка розрахункової моделі мультикоптеру.
- Розрахунок аеродинамічних характеристик мультикоптеру.

Визначення оптимального розташування гвинтів.

- Розрахунок параметрів стійкості мультикоптеру. Вибір та комплектація силової установки та системи керування мультикоптеру.
- Розробка експериментальної моделі транспортного мультикоптеру.
- Розробка стартап проекту
- Оформлення технічної документації

1.4 Висновки по розділу

В розділі проведено аналітичний огляд сучасної літератури по розробці транспортних мультикоптерів та виділено основні роботи, що будуть використовуватися під час виконання магістерської дисертації.

Проведено огляд сучасних аналогів, а саме Malloy Aeronautics T80 / TRV80, APT 70 та GRIFF 135, визначено їх призначення, переваги та основні технічні характеристики.

Визначено мету дослідження та поставлено задачі виконання яких необхідно для магістерської дисертації.

2. МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК МУЛЬТИКОПТЕРУ.

2.1 Загальні відомості

На кожен двигун діє своя сила протилежна за напрямком, а також момент, що діє в протилежному напрямку обертання двигунів.

Маса та прискорення:

$$\underline{F}_{mass} = m_{tot} \cdot \begin{bmatrix} \ddot{X}_b \\ \ddot{Y}_b \\ \ddot{Z}_b \end{bmatrix}$$

Сила тяжіння:

Вектор сили тяжіння F_g тягне квадрокоптер у позитивному напрямку Z у навігаційній рамці.

$$\underline{F}_{gb} = m_{tot} \cdot \underline{C}_n^b \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix}$$
$$\underline{F}_{gb} = m_{tot} \cdot g \cdot \begin{bmatrix} \sin(\theta) \\ -\sin(\phi) \cdot \cos(\theta) \\ \cos(\phi) \cdot \cos(\theta) \end{bmatrix}$$

Сила тяги гвинтів:

Передбачається, що сила від гвинтів завжди буде паралельна осі Z у рамі корпусу, отже, не буде сили в напрямку X і Y. Це припущення діє лише в тому випадку, якщо пропелер є абсолютно жорстким тілом. У реальному житті це не так, але в рівнянні знехтуємо цим. Згенерована тяга є функцією розмірів гвинта та обертів на хвилину[6].

$$\underline{F}_{thrust} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_{M1} + F_{M2} + F_{M3} + F_{M4} \end{bmatrix}$$

Сила опору:

Коли об'єкт рухається в повітрі, він відчуватиме сили опору, які діятимуть у протилежному напрямку до руху. Ця сила опору створюється тертям у повітрі, властивості

$$F_{Drag} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S_w \cdot C_D$$

Сили, описані раніше, підсумовуються, щоб знайти загальну силу, що діє на квадрокоптер:

$$m_{tot} \cdot \ddot{\underline{r}} = \underline{F}_{gravity} - \underline{F}_{thrust} + \underline{F}_{disturbance} + \underline{F}_{drag}$$

$$\ddot{\underline{r}} = \frac{1}{m_{tot}} (\underline{F}_{gravity} - \underline{F}_{thrust} + \underline{F}_{disturbance} + \underline{F}_{drag})$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{X}_b \\ \ddot{Y}_b \\ \ddot{Z}_b \end{bmatrix} = \frac{1}{m_{tot}} \left(g \cdot \begin{bmatrix} \sin(\theta) \\ -\sin(\phi) \cdot \cos(\theta) \\ \cos(\phi) \cdot \cos(\theta) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_{M1} + F_{M2} + F_{M3} + F_{M4} \end{bmatrix} + \underline{F}_{disturbance} + \underline{F}_{drag} \right)$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{X}_n \\ \ddot{Y}_n \\ \ddot{Z}_n \end{bmatrix} = \underline{\underline{C}}_b^n \cdot \begin{bmatrix} \ddot{X}_b \\ \ddot{Y}_b \\ \ddot{Z}_b \end{bmatrix}$$

Моменти:

Описані сили також створюють момент навколо різних осей. Загалом наступне рівняння описує, як квадрокоптер змінює своє положення:

$$\underline{\underline{M}} = \underline{\underline{I}} \ddot{\underline{\sigma}} + \dot{\underline{\sigma}} \times (\underline{\underline{I}} \cdot \dot{\underline{\sigma}})$$

$\underline{\underline{M}}$ = moment from the thrust + moment from the motor-propeller inertia

$$\underline{\underline{M}} = \underline{\underline{M}}_{thrust} + \underline{\underline{M}}_{motorinertia}$$

$\underline{\underline{I}}$ = Inertia Matrix

Момент тяги - це частина зовнішніх моментів, що діють на систему, описувана тягою гвинта:

$$\underline{M}_{thrust} = \begin{bmatrix} M_X \\ M_Y \\ M_Z \end{bmatrix}$$

$$M_X = (F_4 - F_3) \cdot l$$

$$M_Y = (F_2 - F_1) \cdot l$$

$$M_Z = (-F_1 - F_2 + F_3 + F_4) \cdot Tq$$

де Tq — константа, яка перетворює силу тяги в момент

Момент інерції двигуна

Кутова швидкість двигуна та гвинта викликає момент нахилу квадрокоптера. Оскільки двигун обертається лише паралельно осі Z, силу можна описати як:

$$\underline{M} = \underline{\omega}_{motor} \times \underline{\dot{\sigma}} \cdot \underline{I}_{motor}$$

$$\underline{M}_{motorinertia} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_{Pi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \dot{\sigma}_x \\ \dot{\sigma}_y \\ \dot{\sigma}_z \end{bmatrix} \cdot \underline{I}_{motor}$$

$$\underline{M}_{motorinertia} = \begin{bmatrix} -\dot{\sigma}_y \cdot \omega_{Pi} \\ \dot{\sigma}_x \cdot \omega_{Pi} \\ 0 \end{bmatrix} \cdot \underline{I}_{motor}$$

Де «i» позначає номер двигуна. Слід зазначити, що двигуни 3 і 4 обертаються проти годинникової стрілки і, таким чином, мають негативну кутову швидкість. Підсумовування для всіх чотирьох двигунів дає:

$$\underline{M}_{Pi} = \begin{bmatrix} -\dot{\sigma}_y \cdot (\omega_{P1} + \omega_{P2} + \omega_{P3} + \omega_{P4}) \\ \dot{\sigma}_x \cdot (\omega_{P1} + \omega_{P2} + \omega_{P3} + \omega_{P4}) \\ 0 \end{bmatrix} \cdot \underline{I}_{motor}$$

Інерція квадрокоптера

Матриця інерції визначається як:

$$\underline{\underline{I}} = \begin{bmatrix} I_{11} & -I_{12} & -I_{13} \\ -I_{21} & I_{22} & -I_{23} \\ -I_{31} & -I_{32} & I_{33} \end{bmatrix}$$

Рівняння моментів:

$$\underline{\underline{M}}_{thrust} + \underline{\underline{M}}_{motorinertia} = \underline{\underline{I}} \cdot \underline{\ddot{\sigma}} + \underline{\dot{\sigma}} \times \underline{\underline{I}} \cdot \underline{\dot{\sigma}}$$

$$\underline{\underline{I}} \cdot \underline{\ddot{\sigma}} = \underline{\underline{M}}_{thrust} + \underline{\underline{M}}_{motorinertia} - \underline{\dot{\sigma}} \times \underline{\underline{I}} \cdot \underline{\dot{\sigma}}$$

$$\underline{\ddot{\sigma}} = \underline{\underline{I}}^{-1} \cdot (\underline{\underline{M}}_{thrust} + \underline{\underline{M}}_{motorinertia} - \underline{\dot{\sigma}} \times \underline{\underline{I}} \cdot \underline{\dot{\sigma}})$$

Перестановка матриць дає:

$$\begin{bmatrix} \ddot{\sigma}_X \\ \ddot{\sigma}_Y \\ \ddot{\sigma}_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(F_4 - F_3) \cdot l}{I_{11}} \\ \frac{(F_2 - F_1) \cdot l}{I_{22}} \\ \frac{(-F_1 - F_2 + F_3 + F_4) \cdot Tq}{I_{33}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\dot{\sigma}_Y \cdot \frac{1}{I_{11}} (\omega_{P1} + \omega_{P2} + \omega_{P3} + \omega_{P4}) \\ \dot{\sigma}_X \cdot \frac{1}{I_{22}} (\omega_{P1} + \omega_{P2} + \omega_{P3} + \omega_{P4}) \\ 0 \end{bmatrix} \cdot \underline{\underline{I}}_{motor} - \begin{bmatrix} \dot{\sigma}_Y \cdot \dot{\sigma}_Z \cdot \frac{(I_{33} - I_{22})}{I_{11}} \\ \dot{\sigma}_X \cdot \dot{\sigma}_Z \cdot \frac{(I_{11} - I_{33})}{I_{22}} \\ \dot{\sigma}_X \cdot \dot{\sigma}_Y \cdot \frac{(I_{22} - I_{11})}{I_{33}} \end{bmatrix}$$

Цим співвідношенням місцеві кутові швидкості пов'язані з кутами Ейлера:

$$\begin{bmatrix} \dot{\sigma}_X \\ \dot{\sigma}_Y \\ \dot{\sigma}_Z \end{bmatrix} = \underline{R}_X \cdot \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \underline{R}_X \underline{R}_Y \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\sigma} \\ 0 \end{bmatrix} + \underline{R}_X \underline{R}_Y \underline{R}_Z \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\sigma}_X \\ \dot{\sigma}_Y \\ \dot{\sigma}_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\cos(\theta) \sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

З цього можна знайти похідну кутів Ейлера:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \frac{1}{\cos(\theta)} \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 \\ \cos(\theta) \sin(\psi) & \cos(\theta) \cos(\psi) & 0 \\ -\sin(\theta) \cos(\psi) & \sin(\theta) \sin(\psi) & \cos(\theta) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\sigma}_X \\ \dot{\sigma}_Y \\ \dot{\sigma}_Z \end{bmatrix}$$

Положення квадрокоптера визначається шляхом підсумовування моментів. З різною тягою на двигунах квадрокоптер почне нахилитися або відхилитися[6].

2.2 Висновки по розділу

В цьому розділі було визначено методику розрахунку динамічної моделі та аеродинамічних характеристик транспортного мультикоптеру, що буде використовуватись в подальших розділах.

3. ПОРІВНЯННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК РІЗНИХ КОНСТРУКТИВНИХ СХЕМ МУЛЬТИКОПТЕРУ, ВИБІР ОПТИМАЛЬНОЇ КОНСТРУКТИВНОЇ СХЕМИ.

Порівняння аеродинамічних характеристик різних конструктивних схем мультикоптеру

Існують різні КСС мультикоптерів, що відрізняються кількістю роторів та мають різні схеми їх розташування на мультикоптері.

Наприклад існують такі схеми: коаксіальне розташування роторів, використання комбінації великих роторів з дещо більшою кількістю менших, схеми з рівномірно розподіленою парною кількістю роторів по попарно обертаються в різні сторони.

Коаксіальне розташування роторів мають краще відношення тяги до створюваного шуму та на відмінну від одиничних роторів, кожен набір коаксіальних роторів не створює відхилення за рахунок взаємно-протилежного руху роторів, що дає можливість гнучкого вибору конфігурації роторів з N-ою кількістю роторів і не обмежується їх парною кількістю, як це було б у випадку з одним [7].

Застосування даної КСС показано на рис. 3.1.



Рис. 3.1 Мультикоптер з коаксіальними роторами

Розрахункові та експериментальні характеристики показані нижче на рис.3.2.

Component mass	Iteration 1	Iteration 2	Actual Design	Error
W_o	18863 g	15223 g	15160 g	0.4 %
W_e	7783 g	5859 g	5720 g	2.5 %
W_{pl}	6000 g	6000 g	6000 g	-
W_{fix}	2000 g	2000 g	1700 g	17.6 %
W_b	3635 g	1750 g	1720 g	-1.7 %
Propulsion data				
P_{req}^c	1681 W	1220 W	1250 W	-2.4%
Q_b	30 Ah	14.1 Ah	10.4 Ah	35.6%
t_{avail} (theoretical)	635 s	411 s	304 s	35.2%

Рис.3.2 Розрахункові та експериментальні характеристики
мультикоптеру з коаксіальними роторами

Використання КСС з комбінованими роторами в свою чергу має переваги високої підйомної сили за рахунок великих гвинтів, та набору менших для забезпечення високої маневреності, хоча тут виникає проблема інерційності в керуванні основними гвинтами та їх підвищене енергоспоживання [8].

На рис.3.3-3.4. показано розрахункову та експериментальну модель такої КСС.

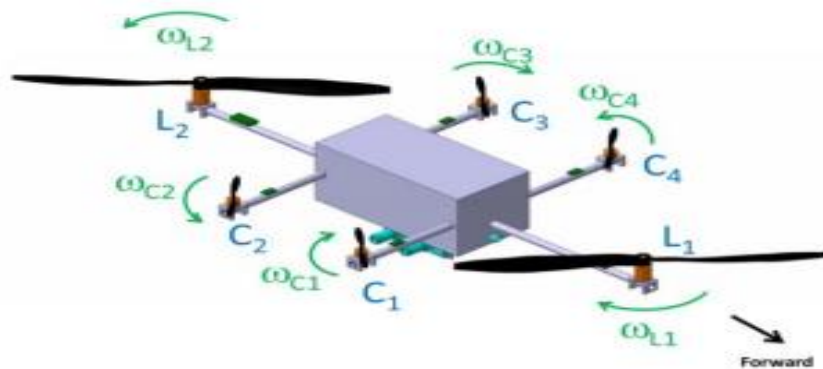


Рис.3.3 Розрахункова модель КСС з комбінованими роторами

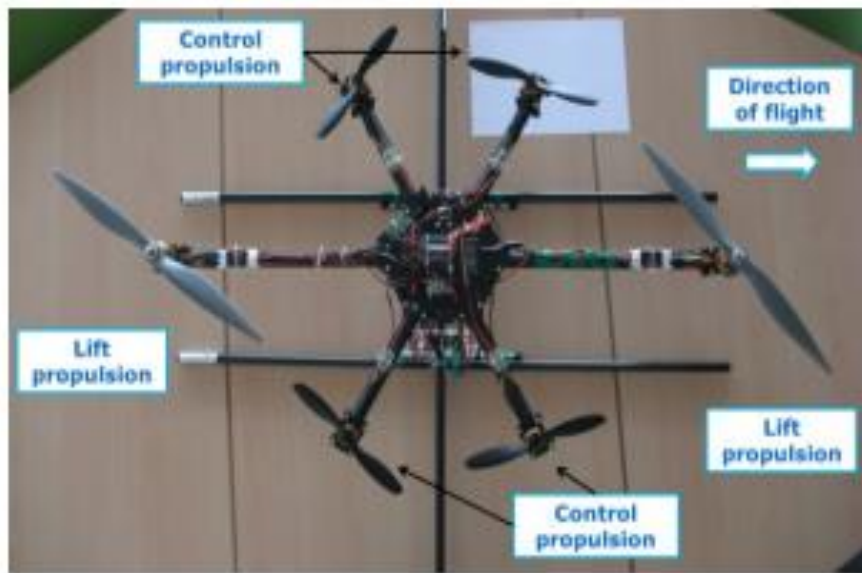


Рис. 3.4 Експериментальна модель КСС з комбінованими роторами

В таблиці 2.1. наведена порівняльна характеристика стандартного квадрокоптера та гексакоптера з комбінованими роторами.

Таблиця 2.1.

Parameter	Quad	Compound	Units
# propellers x propeller diameter	4x30.5 (4x12inch)	2x76.2 (2x30inch)	cm
		4x20.3 (4x8inch)	cm
Disk loading	224	64	N/m ²
Figure of Merit	70	Lift 75	%
		Control 70	
Motor + ESC efficiency	80	80	%
Power required per motor (hover)	279	216	Watt
		38	Watt
Payload energy required	66	66	Watt
Total power required (hover)	1182	650	Watt
Mass payload	0.70	0.70	kg
Mass computer hardware	0.49	0.49	kg
Mass propulsion	4.47	4.38	kg
Mass structure	1.00	1.20	kg
Total mass UAV	6.66	6.77	kg
Endurance	23	36	Min
Endurance improvement		58	%

На рис. 3.5 наведені інші можливі КСС мультикоптерів

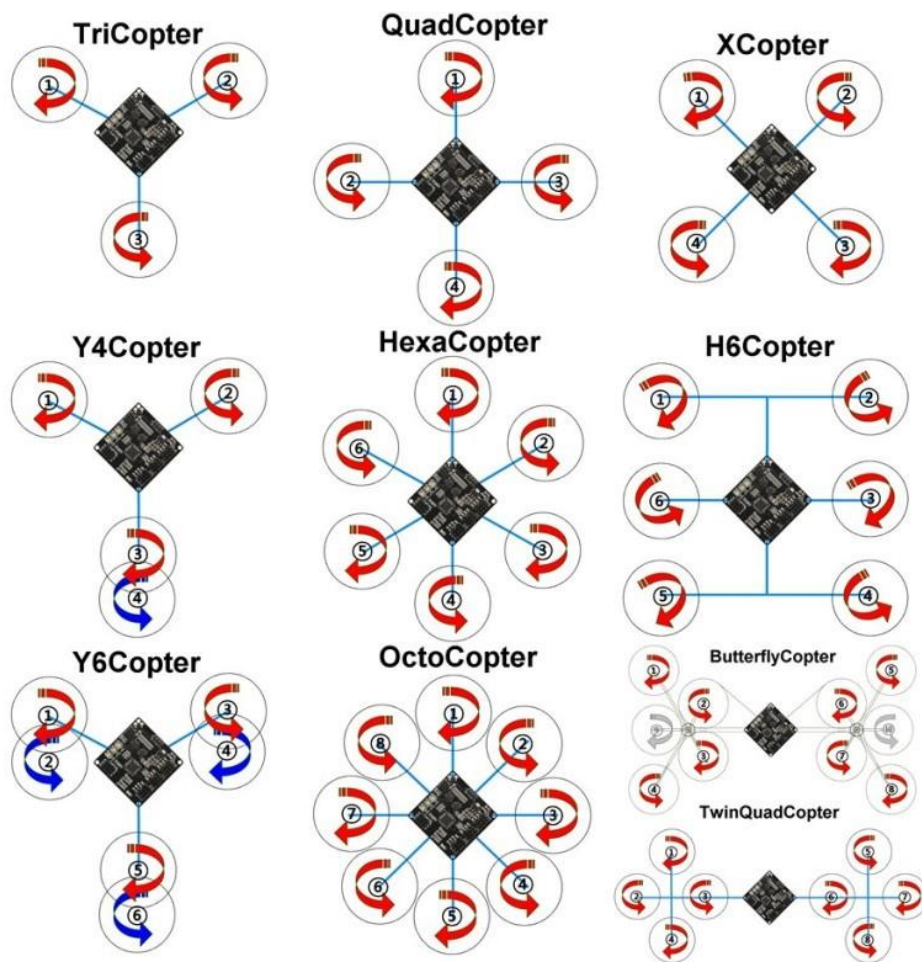


Рис.3.5. КСС мультикоптерів

3.2. Вибір оптимальної конструктивної схеми

Для проектування транспортного мультикоптеру обрано конструктивну схему октокоптера з коаксіальними роторами. Дана схема забезпечить використання ряду таких переваг як, висока безпека польоту, за рахунок кількох роторів, підвищення ресурсу силової установки, підвищення якості керування та маневреності внаслідок роздільного керування обертами несучих гвинтів, підвищена вантажопідйомність при зниженні сумарної ваги роторів та їх агрегатів та переваги КСС з коаксіальними роторами, що наведені вище.

Окрім того коаксіальний октокоптер має ряд таких переваг в порівнянні з «класичним» октокоптером:

1. Використання співвісного розташування гвинтів мультикоптера дозволяє помітно зменшити його розмір.

2. 4 короткі промені краще 8 довгих. При однакових розмірах пропелерів у співвісного октокоптера променів удвічі менше, і вони коротші. Крім зменшення габаритів апарату, це полегшує його. Згинальний момент від сили тяги моторів пропорційний довжині променя, тому навантаження, що виникають в основі променя, які визначають його міцність, виявляються меншими, за рахунок чого промінь може бути полегшений.

3. 4 навантажені промені краще 8 малонавантажених. При заданій довжині вага променя визначається площею поперечного перерізу. Зі збільшенням розмірів поперечного перерізу його площа зростає пропорційно квадрату розміру, а міцність на вигин пропорційно кубу. Тобто при збільшенні перерізу променя у зв'язку зі зростанням навантаження на нього, вага зростає менше, ніж міцність. Це означає, що при однаковому запасі міцності один промінь з удвічі більшим навантаженням на нього буде легшим, ніж два промені навіть тієї ж довжини з удвічі меншим навантаженням.

4. Два двигуни на промені розвантажують його краще, ніж один. Промінь навантажений силою тяги пропелерів, яка спрямована нагору. Але вага моторів, розташованих на кінцях променя, спрямована вниз і розвантажує його. Вага двох моторів (і пропелерів) сприяє розвантаженню променя співвісного апарату.

5. Реактивний момент двигунів співвісного коптеру не навантажує промінь. Співвісні гвинти обертаються у протилежні сторони. І якщо момент, створюваний співвісними двигунами, однаковий, то реактивний момент на промінь не передається. Як показують розрахунки, реактивний момент, що навантажує промінь несоосного апарату, становить близько 15% згинального

моменту, зумовленого силою тяги. Це означає, що переріз і вага променя за умовою міцності у разі співвісного апарату може бути трохи менше [9].

Перераховані обставини, що йдуть з аналізу навантаження на промінь і міцності променя, дозволяють зменшити вагу рами співвісного мультикоптера.

Обрана КСС показана на рис.3.6.

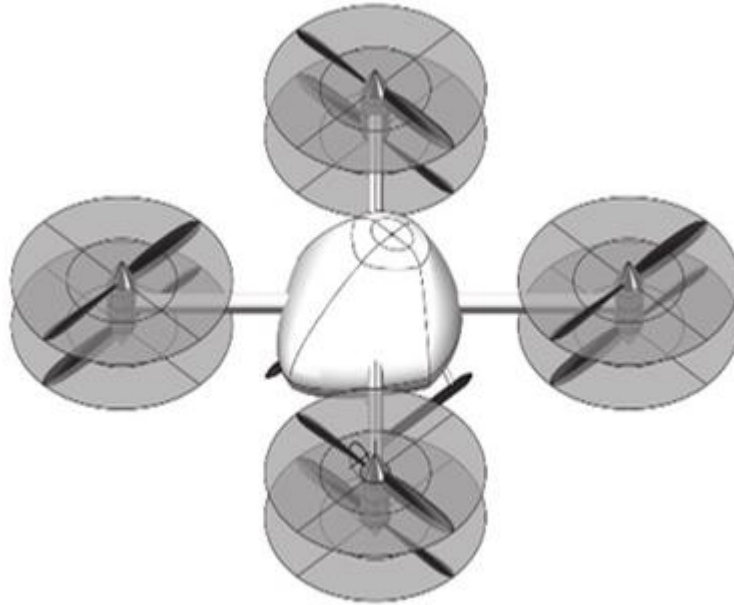


Рис.3.6 Коаксіальний октокоптер

3.3 Висновки по розділу

В даному розділі було проаналізовано різні конструктивно-силові схеми мультикоптерів, визначено їх основні переваги та недоліки та обрано оптимальну КСС, що буде використана в магістерській дисертації.

Обрана конструктивно-силова схема – це коаксіальний октокоптер, що забезпечить краще відношення тяги до створюваного шуму, високу безпеку польоту, підвищення якості керування та маневреності внаслідок роздільного керування обертами несучих гвинтів, підвищену вантажопідйомність при зниженні сумарної ваги роторів та їх агрегатів, менші габаритні розміри, кращу масову ефективність та краще розвантаження променів.

4. РОЗРОБКА РОЗРАХУНКОВОЇ МОДЕЛІ ТРАНСПОРТНОГО МУЛЬТИКОПТЕРУ

4.1 Розрахункова модель

Маневреність мультикоптера висока, тому необхідна система, яка має бути точною для керування. Мультикоптер має N -ну кількість двигунів та роторів, що відносно корпусу розташовані на рівних плечах, тобто відстанях

до його центру. Будемо розглядати центр мультикоптера, як центр мас. При обертанні роторів створюється сила необхідна дроні для польоту, який є результатом сил тяги.

У цьому розділі розглянуто математичну модель мультикоптера та систему управління.

Опис квадрокоптера

Як ми бачимо на малюнку 4.1 для переміщення мультикоптера з точки A в точку B , зміни швидкості до певної комбінації дозволять мультикоптеру дозволяють змінювати його положення в повітрі та керувати ним. Зміни швидкості гвинта безпосередньо змінюють прискорення[10].



Рис. 4.1 Переміщення мультикоптера

Це прискорення також залежить від маси, розміру та форми мультикоптера.

Відповідно до попереднього малюнка 4.1, наприклад, для переміщення з точки B до I_3 квадрокоптер має сповільнитися, і для цього необхідно використати матрицю моменту інерції.

Як відомо, момент інерції - це величина, що визначає який момент необхідний для заданого кутового прискорення відносно деяких швидкісних осей і залежить від розподілу маси та осей обертання.

Для балансування крутних моментів роторів, в оксіальному октокоптері двигуни з роторами розташовані попарно-співвісно та обертаються в протилежних напрямках для взаємної компенсації крутного моменту

У динаміці польоту квадрокоптера є дві системи координат, які показано на рис. 4.2

Це такі системи як:

- Інерційна нерухома система координат
- зв'язана система координат

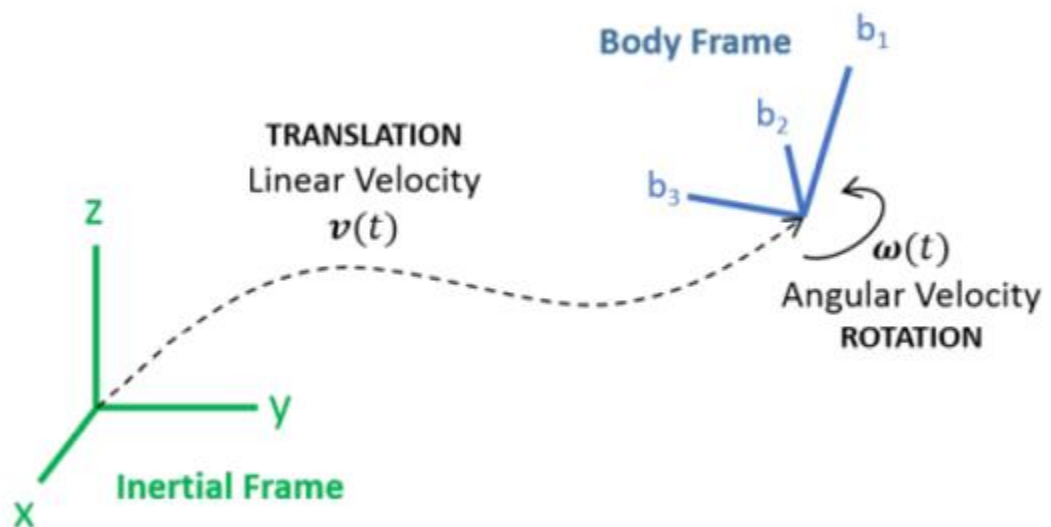


Рис.4.2 Системи координат квадрокоптера

З класичної динаміки польоту ми знаємо, що сила, яка діє на ротор та називається підйомною силою, прямо пропорційна квадрату його кутової швидкості. Кутові швидкості та моменти що діють на мультикоптер показані на рис. 4.3.

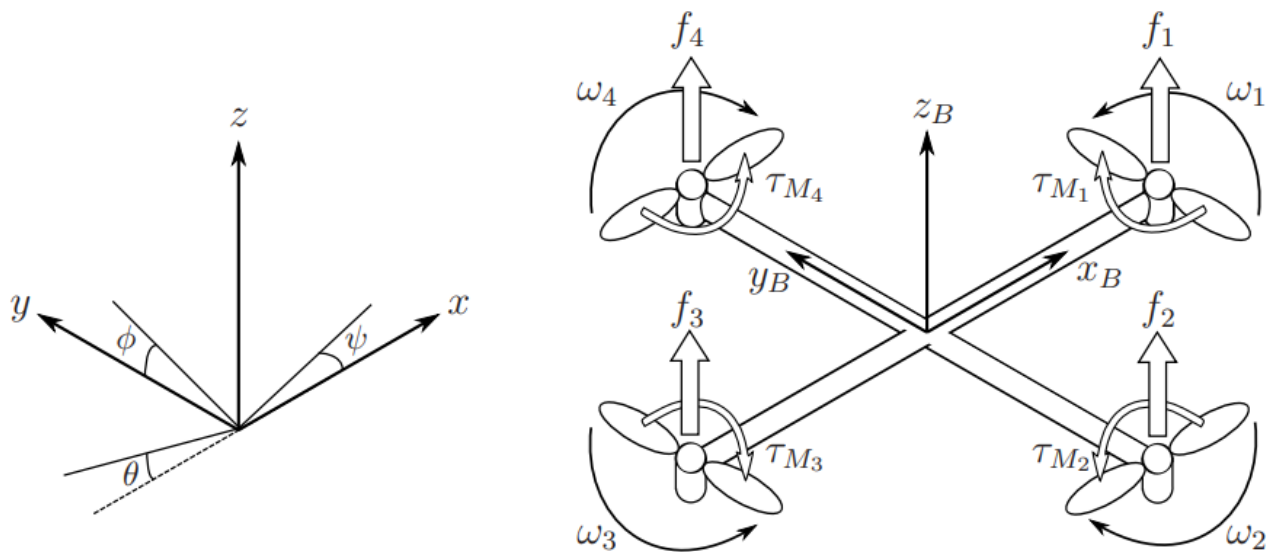


Рис. 4.3 Кутові швидкості та моменти

Момент ристання — це момент, що обертає дрон навколо вертикальної вісі, яка є позитивною для повороту вправо і є негативною при повороті вліво,

ми обчислюємо момент ристання з протидіючим крутним моментом між кожним гвинтом. Кутова швидкість для кожного ротора однакова, але для кожної пари кутові швидкості різні, тому це дозволяє коптеру повертатися в одну чи іншу сторони.

Рухи вперед або назад пов'язані з кутом тангажу, θ . Політ вперед та назад здійснюються завдяки різним способам регулювання потужності. Наприклад, для руху вперед більше потужності подається на задні мотори та збільшується тяга цих роторів або менше на передні.

Також маємо бічні рухи, які мають відношення до крену та його куту ϕ , цей рух можна збільшити, збільшуючи тягу лівого ротора або зменшується за рахунок зменшення тяги, створеної правим ротором[10].

На рисунку 4.4 показано переміщення мультикоптера при зміні швидкостей ротора.

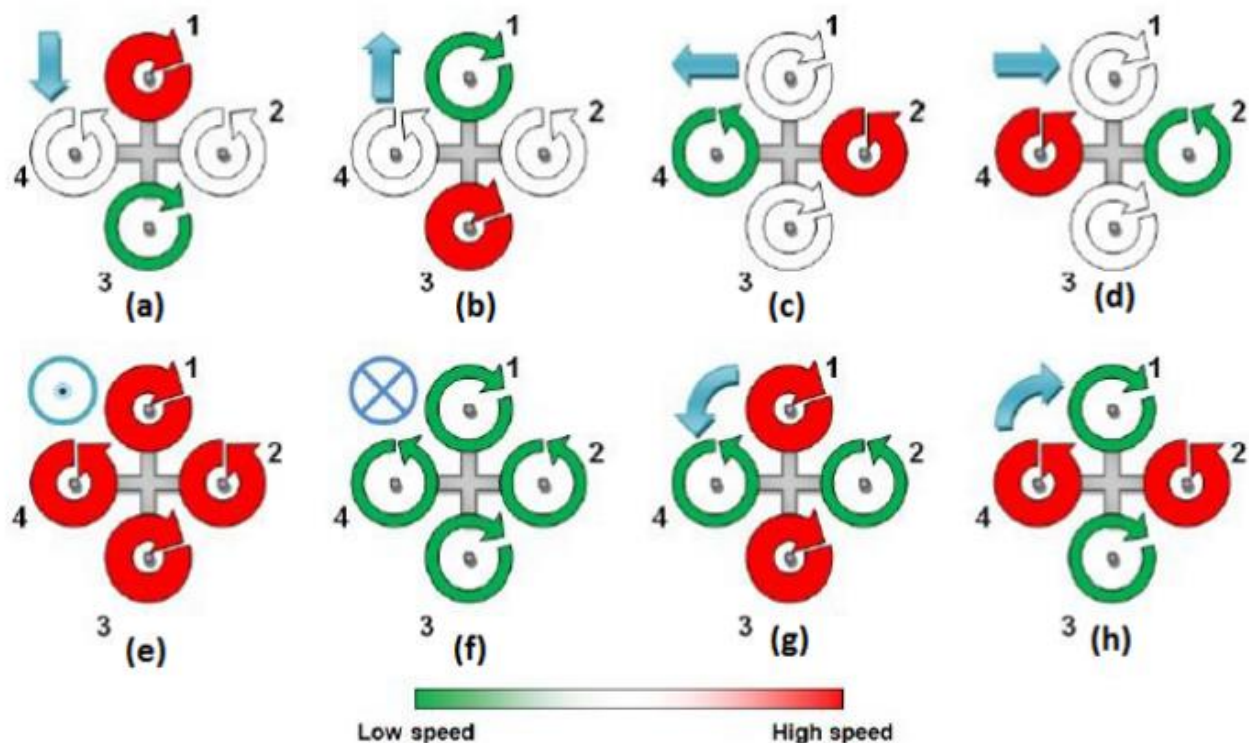


Рис. 4.4 Можливі переміщення мультикоптеру при зміні швидкостей

4.2 Кінематична модель мультикоптера

У динаміці польоту мультикоптера є дві системи координат, які показані на рис. 4.2

Властивості, такі як кути крену, тангажу та рискання або кутові швидкості, є фізичними характеристиками, які були визначені відповідно до інерційної системи координат, і такі властивості, як прискорення, були визначені у зв'язаній системі координат.

Зважаючи на кути Ейлера до осей x , y і z , які, з іншого боку, є обертаннями, такими як крен, тангаж і поворот, ми запишемо матрицю обертання R , отриману між інерційною системою координат та зв'язаною системою координат [10].

Визначена матриця R має такий вигляд:

$$R = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \psi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi & \sin \theta \cos \phi \sin \psi - \sin \phi \cos \psi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix}$$

T — матриця для кутових перетворень:

$$T = \begin{bmatrix} 1 & \sin(\phi) \tan(\theta) & \cos(\phi) \tan(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \frac{\sin(\phi)}{\cos(\theta)} & \frac{\cos(\phi)}{\cos(\theta)} \end{bmatrix}$$

Підхід Ньютона-Ейлера, що використовується для отримання динамічної моделі мультикоптера, передбачає наступне:

- структура є жорсткою та симетричною,
- пропелери є жорсткими,
- тяга та опір пропорційні квадрату швидкості,
- нехтуємо екранним ефектом

Вважаємо, що швидкості гвинтів виражені через f_i , загальна тяга, створювана чотирма гвинтами, визначається f_i наступним чином:

$$T = \sum_{i=1}^4 f_i$$

де f_i :

$$f_i = 4,392399 * 10^{-8} \cdot RPM \cdot \frac{d^{3,5}}{\sqrt{pitch}} (4,23333 * 10^{-4} \cdot RPM - V_0)$$

RPM, що є аббревіатурою обертів гвинта за хвилину (rotations per minute); pitch — крок гвинта, у метрах; d - діаметр гвинта, м; V_0 — швидкість набігаючого потоку або швидкість потоку, м/с.

Застосовуючи деякі вхідні дані, ми можемо контролювати рухами мультикоптера.

Наприклад, прикладений крутний момент - це різниця між крутним моментом від кожного гвинта окремо. Значення вхідних сил і крутних моментів пропорційні квадратам швидкостей роторів:

$$\left\{ \begin{array}{l} f_t = U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \tau_x = U_2 = bl(-\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \tau_y = U_3 = bl(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \tau_z = U_4 = bl(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \end{array} \right\}$$

Тут l — плече системи або відстань між кожним ротором і центром маси,

b — коефіцієнт тяги,

d — коефіцієнт опору.

Тут коефіцієнти підйомної сили та сили опору лопаті гвинта (b і d відповідно) розраховуються на основі теорії лопастей гвинта.

Теорія лопастей гвинта описує поведінку лопаті шляхом розрізання її на менші секції та частини вздовж її довжини та вивчає прикладені сили та їх баланс у кожній секції. Цей метод вимірює тягу та крутний момент кожної секції окремо.

Повна нелінійна динамічна модель мультикоптера з переміщеннями по x , y , z відповідно для нахилу, крену та обертання виглядає наступним чином:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x} = w[s(\phi)c(\psi) + c(\phi)c(\psi)s(\theta)] - v[c(\phi)s(\psi) - c(\psi)s(\phi)s(\theta) + u[c(\psi)c(\theta)]] \\ \dot{y} = v[c(\phi)c(\psi) + s(\phi)s(\psi)s(\theta)] - w[c(\psi)s(\phi) - c(\phi)s(\psi)s(\theta) + u[c(\theta)s(\psi)]] \\ \dot{z} = w[c(\phi)c(\theta)] - u[s(\theta)] + v[c(\theta)s(\phi)] \\ \dot{\phi} = p + r[c(\phi)t(\theta)] + q[s(\phi)t(\theta)] \\ \dot{\theta} = q[c(\phi)] - r[s(\phi)] \\ \dot{\psi} = r \frac{s(\phi)}{c(\theta)} + q \frac{s(\phi)}{c(\theta)} \\ \dot{u} = (vr - wq) + gs(\theta) \quad \dot{v} = (wp - ur) - gc(\theta)s(\phi) \\ \dot{w} = (uq - vp) - gc(\theta)s(\phi) \frac{u_1}{m} \\ \dot{p} = \frac{I_y - I_z}{I_x} qr + \frac{U_2}{I_x} \\ \dot{q} = \frac{I_z - I_x}{I_y} pr + \frac{U_3}{I_y} \\ \dot{r} = \frac{I_x - I_y}{I_z} pq + \frac{U_4}{I_z} \end{array} \right\}$$

4.3 Висновки до розділу

В цьому розділі розглянуто розрахункову та кінематичні моделі мультикоптера та було розроблено систему рівнянь, що описує кінематичну модель проектного мультикоптера.

5. РОЗРАХУНОК АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРАНСПОРТНОГО МУЛЬТИКОПТЕРУ

В цьому розділі виконаємо аеродинамічний розрахунок повітряного гвинта мультикоптеру.

5.1 Математичне моделювання роботи повітряного гвинта мультикоптера

Геометрія повітряного гвинта описується рядом параметрів. Найбільш значущими для моделювання роботи гвинтів БЛА є:

- діаметр повітряного гвинта D_v – діаметр описуваного кола кінцями лопатей, та відповідно, радіус повітряного гвинта $r_v = D_v/2$;
- переріз лопаті утворюється перетином лопаті з циліндром, співвісним гвинту. Радіус перерізу – відстань від осі гвинта до перерізу лопаті. Для розрахунків вводиться поняття характерного перерізу - переріз на середньому відносному радіусі, який ділить площу, що ометається, на дві рівні частини, $r_{0.75} = 0.75 r_v$ -параметри, розраховані для даного перерізу, характеризують роботу гвинта в цілому;
- ометана гвинтом площа – F_v , площа, що дорівнює площі повітряного гвинта;
- кут установки лопаті φ_l – кут між площиною обертання гвинта та хордою перерізу лопаті;
- кут $\varphi_{0.75}$ установки профілю на характерному перерізі;
- хорда перерізу лопаті – відрізок прямої, що з'єднує передню задню кромки лопаті і лежить у розрізі. Довжина хорди b називається шириною перерізу;
- профіль сечення лопасти, характеризующий форму сечення лопасти;

- крок гвинта H_0 , рівний відстані, на яку перемістився б за один оберт повітряний гвинт, якби вгвинчувався в повітря, як у тверде тіло (рис 5.1).

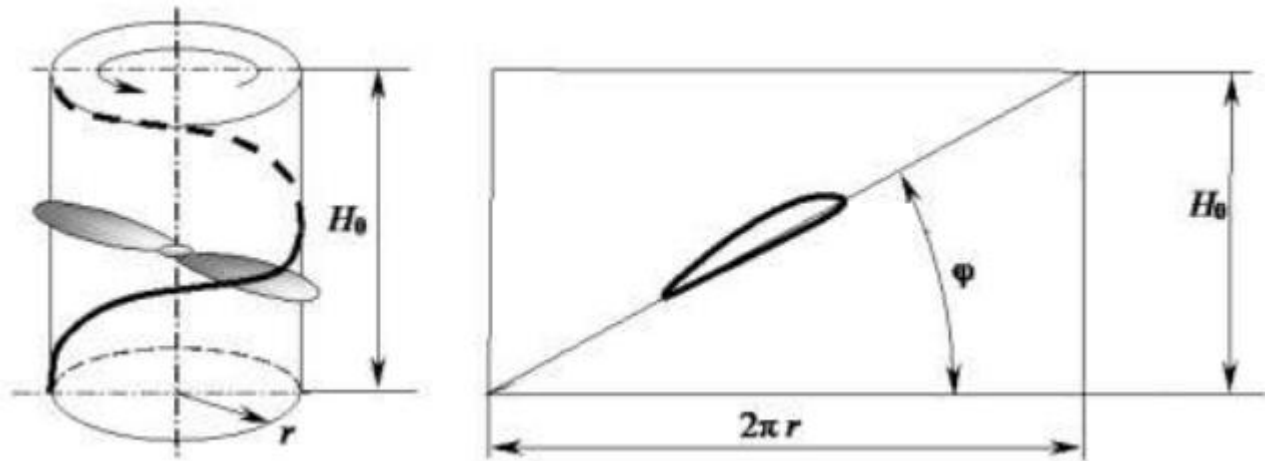


Рис. 5.1 Крок повітряного гвинта

Для опису сил, що діють елемент лопаті, використовують пов'язану і швидкісну системи координат (рисунок 5.2). Осі пов'язаної системи координат x_1, y_1, z_1 , нерухомі щодо елемента лопаті і обертаються разом з ним, поздовжня вісь – x_1 , спрямована по хорді до носка профілю, вісь y_1 – спрямована перпендикулярно осі x_1 у бік верхньої дуги профілю, вісь z_1 доповнює систему координат до правої.

Осі швидкісної системи координат x, y, z відповідають вектору швидкості повітряного потоку V , що обтікає елемент лопаті. Вісь x спрямована по вектору V , вісь y перпендикулярна x і спрямована у бік верхньої дуги профілю, вісь z доповнює систему координат до правої. Швидкісна система координат обертається разом з повітряним потоком відносно елемента лопаті. Початки зазначених систем координат вибираються загальними на хорді профілю[11].

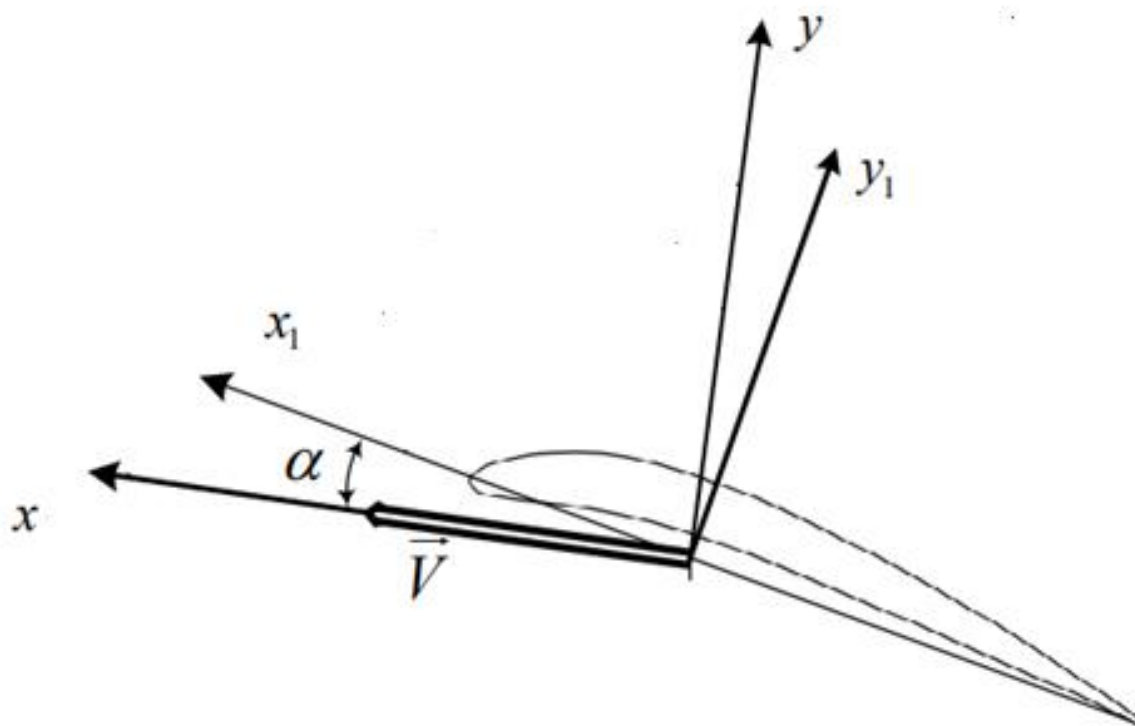


Рис. 5.2 Системи координат елемента лопаті

При моделюванні роботи повітряного гвинта розглядатимемо лише плоскопаралельне обтікання, коли вектор повітряної швидкості лежить у площині, що утворюється осями x_1 , y_1 , зв'язаної системи координат. Кут атаки α визначає положення зв'язаної системи координат щодо повітряного потоку, при цьому осі z , z_1 , збігаються.

Аеродинамічні сили – сили, що виникають внаслідок механічної взаємодії твердих тіл, що рухаються з повітрям, визначаються результуючою аеродинамічних сил. Результуюча R є рівнодією нормальних сил тиску та тангенціальних сил тертя, що діють на поверхню тіла (рис. 5.3).

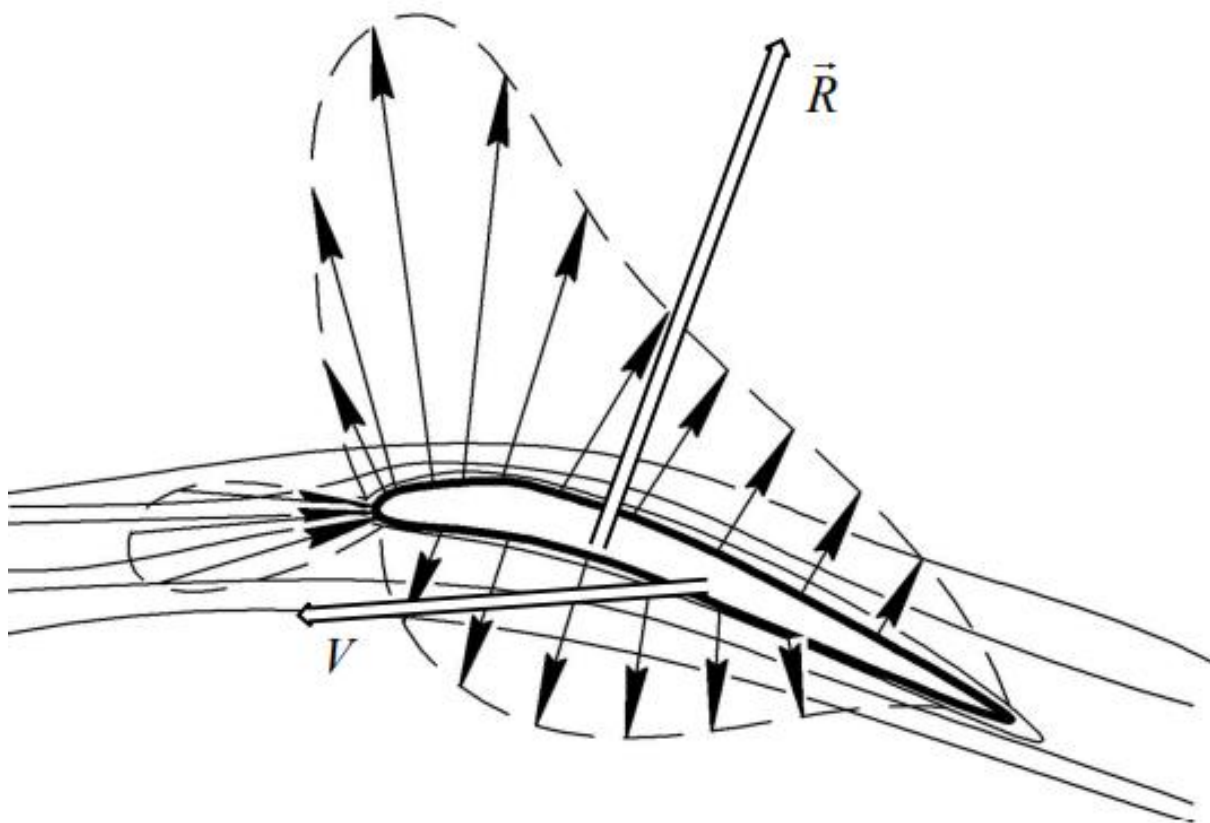


Рис. 5.3 Утворення результуючої аеродинамічної сили R

Для моделювання роботи повітряного гвинта стосовно мультироторного БЛА найбільший інтерес становлять складові проекції результуючої аеродинамічної сили на осі зв'язаної та швидкісної систем координат (рис.5.4).

Проекціями R на осі швидкісної системи координат є: сила лобового опору X , підйомна сила Y та бічна сила Z . Проекції сили R на осі зв'язаної системи координат - поздовжня X_1 , нормальна Y_1 і поперечна Z_1 сили. При плоскопаралельному обтіканні елемента лопаті сили Z та Z_1 відсутні [11].

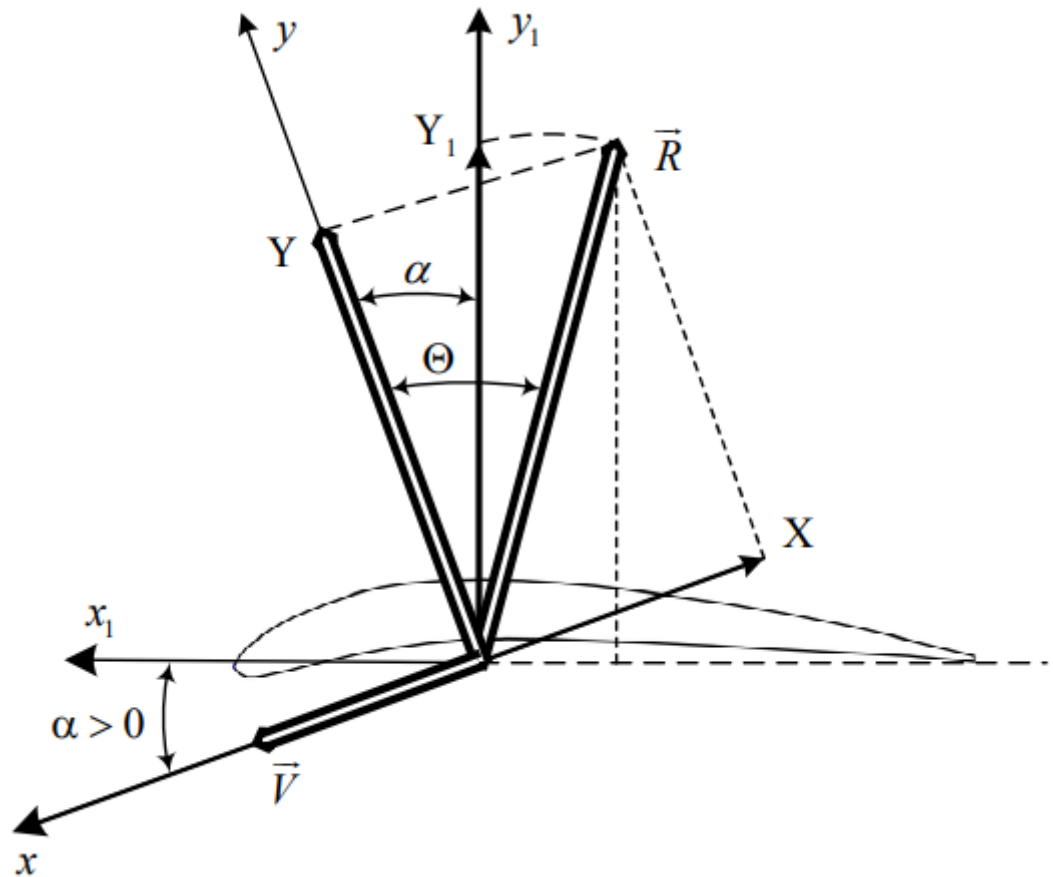


Рис. 5.4 Проекції результуючої аеродинамічної сили на осі швидкісної та зв'язаної систем координат

Зв'язок між проекціями результуючої аеродинамічної сили в швидкісних та зв'язаних осях, у разі плоскопаралельного обтікання, описується виразами:

$$X = X_1 \cos \alpha + Y_1 \sin \alpha$$

$$Y = Y_1 \cos \alpha - X_1 \sin \alpha$$

При малих кутах атаки $\alpha \leq 0.15 \text{ рад}$ можна прийняти $\sin \alpha \approx \alpha$, $\cos \alpha \approx 1$. Через мале значення сили X_1 порівняно з Y_1 можна знехтувати $X_1 \sin \alpha$ і формули набувають вигляду:

$$X \approx X_1 + Y_1 \alpha;$$

$$Y \approx Y_1.$$

Аеродинамічні сили залежать від розмірів тіла, швидкісного напору, форми тіла, кута під яким повітряна маса обтікає тіло, числа Маха – M , числа Рейнольдса – Re , стану поверхні та інших. Швидкісний напір визначається виразом

$$q = \rho V^2 / 2$$

Система рівнянь, що забезпечують розрахунок аеродинамічних сил, представлена нижче

$$\begin{cases} R = C_R Sq; \\ X = C_x Sq; \\ Y = C_y Sq. \end{cases}$$

де - S - характерна площа,

C_R – коефіцієнт повної аеродинамічної сили профілю,

C_x - коефіцієнт лобового опору профілю,

C_y – коефіцієнт підйомної сили профілю.

Для елемента лопаті повітряного гвинта, як характерна площа приймається добуток хорди b_e на розмах елемента dr .

Коефіцієнти C_x , C_y даються у швидкісній системі координат, виходять у результаті продувок профілю в аеродинамічній трубі або методом обчислень.

При виготовленні повітряних гвинтів мультироторних БЛА застосовують несиметричні опукло-увігнуті профілі.

Оберемо для профілю гвинта профіль Eppler – E63 (рис. 5.5)

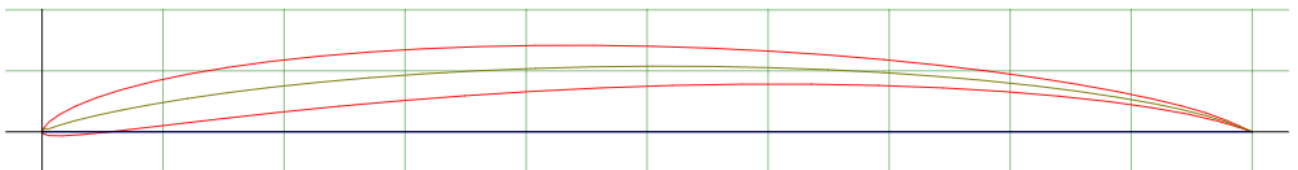


Рис. 5.5 - Форма профіля E63

Залежності коефіцієнтів C_x і C_y від кута атаки α для $Re=1.0 \cdot 10^5$ наведені у довідковій літературі.

Сили, що діють на елемент лопаті з хордою b_e і шириною dr , під час роботи повітряного гвинта як осьового обдува (рис. 5.6.).

Кут притікання повітряного потоку до елемента лопаті визначається виразом

$$\operatorname{tg} \beta_{\varepsilon} = \frac{V_{y_{HB}} + v_1}{\omega_{\varepsilon} r}$$

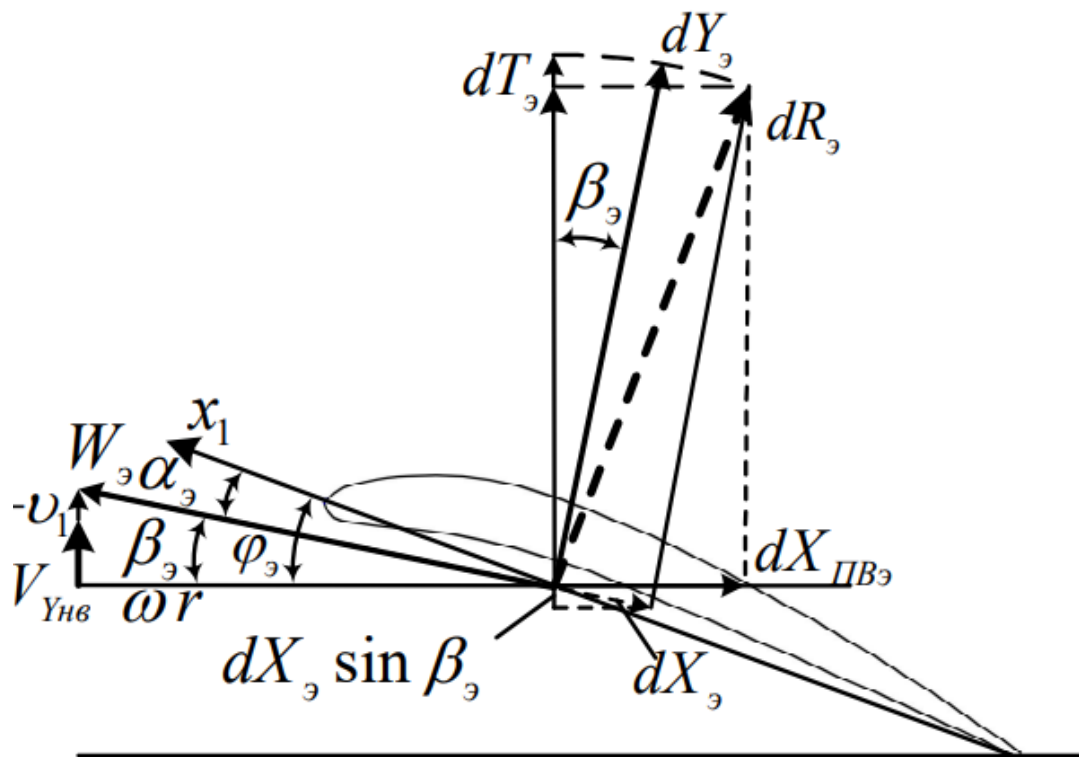


Рис. 5.6. Аеродинамічні сили та трикутник швидкостей на елементі лопаті при осьовому русі

Швидкість W_{ε} повітряного потоку, що обтікає елемент лопаті, можна визначити як:

$$W_{\varepsilon} = \sqrt{(V_{y_{HB}} + v_1)^2 + (\omega_{\varepsilon} r_{\varepsilon})^2}$$

Аеродинамічні сили, що діють елемент лопаті – підйомна сила і сила лобового опору, створювана елементом лопаті, визначаються:

$$dY_{\vartheta} = C_y \frac{\rho W_{\vartheta}^2}{2} b_{\vartheta} dr$$

$$dX_{\vartheta} = C_x \frac{\rho W_{\vartheta}^2}{2} b_{\vartheta} dr$$

Виконавши проекцію цих сил на вісь і площину обертання повітряного гвинта, отримуємо силу тяги dT_{ϑ} і силу опору обертання $dX_{ПВ\vartheta}$, що створюється елементом лопаті:

$$dT_{\vartheta} = dY_{\vartheta} \cos \beta_{\vartheta} - dX_{\vartheta} \sin \beta_{\vartheta}$$

$$dX_{ПВ\vartheta} = dX_{\vartheta} \cos \beta_{\vartheta} + dY_{\vartheta} \sin \beta_{\vartheta}$$

Ці вирази з урахуванням попередніх можна записати у вигляді:

$$dT_{\vartheta} = C_y \frac{\rho W_{\vartheta}^2}{2} b_{\vartheta} dr \cos \beta_{\vartheta} - C_x \frac{\rho W_{\vartheta}^2}{2} b_{\vartheta} dr \sin \beta_{\vartheta},$$

$$dX_{ПВ\vartheta} = C_x \frac{\rho W_{\vartheta}^2}{2} b_{\vartheta} dr \cos \beta_{\vartheta} + C_y \frac{\rho W_{\vartheta}^2}{2} b_{\vartheta} dr \sin \beta_{\vartheta}.$$

де b_{ϑ} - хорда елемента лопаті на радіусі шириною dr .

Перший доданок являє собою профільний опір елемента лопаті, другий – індуктивний опір, викликаний скосом потоку, що виникає внаслідок наявності індуктивної швидкості [6].

Тяга, створювана елементами k_L лопатей повітряного гвинта, розташованими на радіусі r визначається:

$$dT_{\text{г}} = C_y \frac{\rho W_{\text{г}}^2}{2} k_{\text{л}} r b_{\text{г}} dr \cos \beta_{\text{г}} - C_x \frac{\rho W_{\text{г}}^2}{2} k_{\text{л}} r b_{\text{г}} dr \sin \beta_{\text{г}},$$

Момент опору, створюваний елементами k лопатей повітряного гвинта, розташованими на радіусі r :

$$dM_{\text{conp}} = C_x \frac{\rho W_{\text{г}}^2}{2} k_{\text{л}} r b_{\text{г}} dr \cos \beta_{\text{г}} + C_y \frac{\rho W_{\text{г}}^2}{2} k_{\text{л}} r b_{\text{г}} dr \sin \beta_{\text{г}}.$$

Підсумкові вирази визначення тяги і моменту опору, створювані лопатою гвинта мають вид:

$$T_{\text{г}} = \int_0^{r_{\text{г}}} \left(C_y \frac{\rho W_{\text{г}}^2}{2} k_{\text{л}} r b_{\text{г}}(r) \cos \beta_{\text{г}} - C_x \frac{\rho W_{\text{г}}^2}{2} k_{\text{л}} r b_{\text{г}}(r) \sin \beta_{\text{г}} \right) dr,$$

$$M_{\text{conp}} = \int_0^{r_{\text{г}}} \left(C_x \frac{\rho W_{\text{г}}^2}{2} k_{\text{л}} r b_{\text{г}}(r) \cos \beta_{\text{г}} + C_y \frac{\rho W_{\text{г}}^2}{2} k_{\text{л}} r b_{\text{г}}(r) \sin \beta_{\text{г}} \right) dr.$$

Дані вирази вирішуються чисельним методом.

На основі отриманих в результаті розрахунків даних побудуємо графік залежності тяги повітряного винта від обертів на хвилину та графік залежності моменту опору обертання від обертів на хвилину рис.2.13 та рис. 2.14

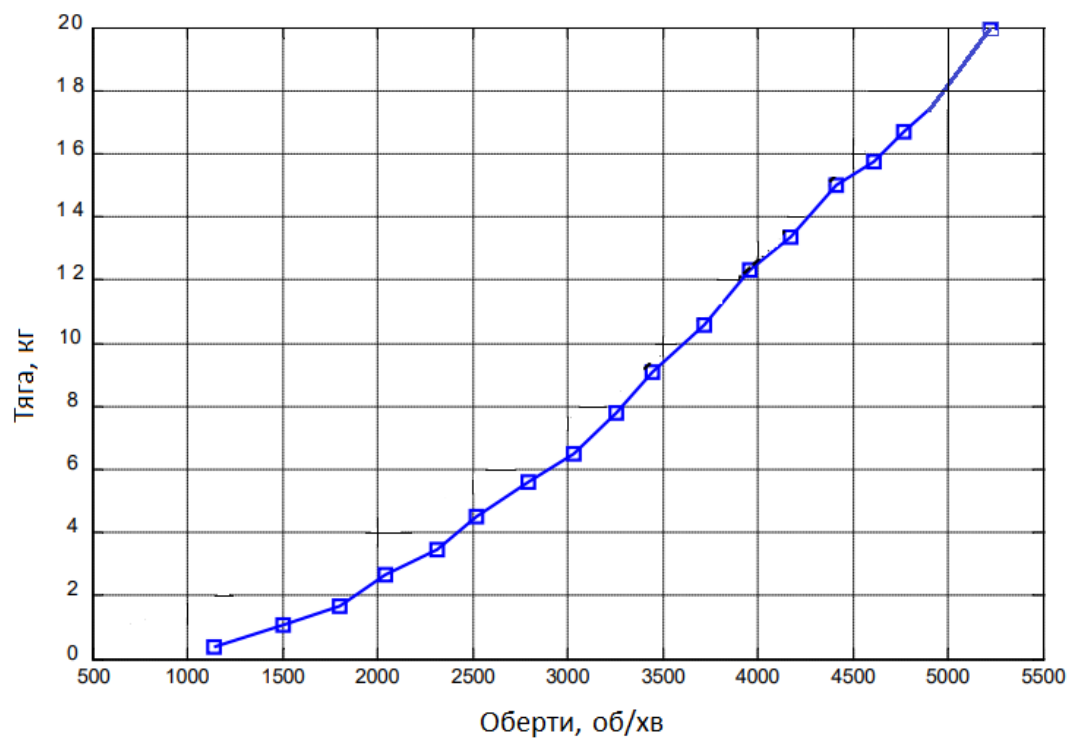


Рис. 5.7 Залежність тяги повітряного гвинта від обертів на хвилину

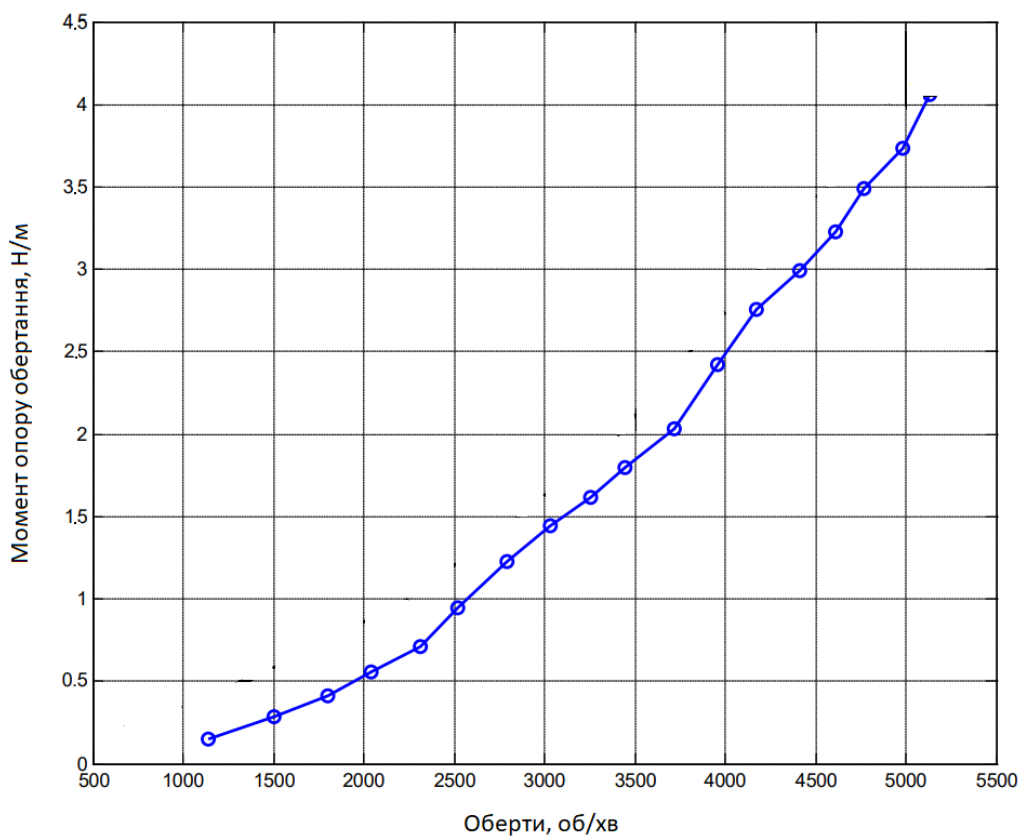


Рис. 5.8 Залежність моменту опору обертання від обертів на хвилину

5.2 Висновки по розділу

В даному розділі було розглянуто математичну моделювання роботи повітряного гвинта мультикоптера для розрахунку його характеристик. Результатом розділу є побудова графіків залежності тяги повітряного гвинта від обертів на хвилину та залежності моменту опору обертання від обертів на хвилину, було обрано аеродинамічний профіль для лопатей гвинтів мультикоптера, а саме несиметрично опукло-увігнутий профіль Eppler – E63.

6. ВИЗНАЧЕННЯ ОПТИМАЛЬНОГО РОЗТАШУВАННЯ ГВИНТІВ

6.1 Визначення оптимального розташування гвинтів

Для проектування мультикоптера є необхідним обрати оптимальне розташування гвинтів відносно корпусу.

Для забезпечення виконання поставлених завдань та для забезпечення безпеки польотів виходячи з обраної конструктивної схеми було визначено, що промінь до якого кріпляться два мотори с гвинтами повинен кріпитися до корпусу до точки перетину бічної та верхньої граней корпусу. Розташування гвинтиів має бути Х-подібним та таким щоб не заважати транспортуванню вантажів.

На рис.6.1 та 6.2 показано обране розташування гвинтів

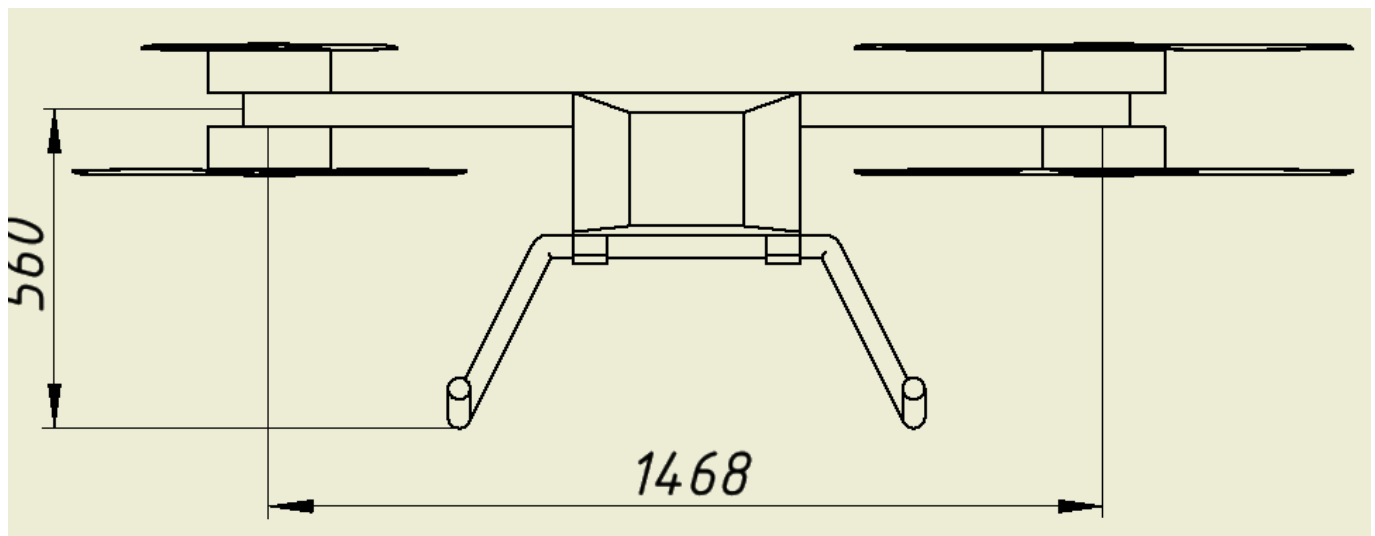


Рис. 6.1. Розташування гвинтів в проектованому мультикоптері

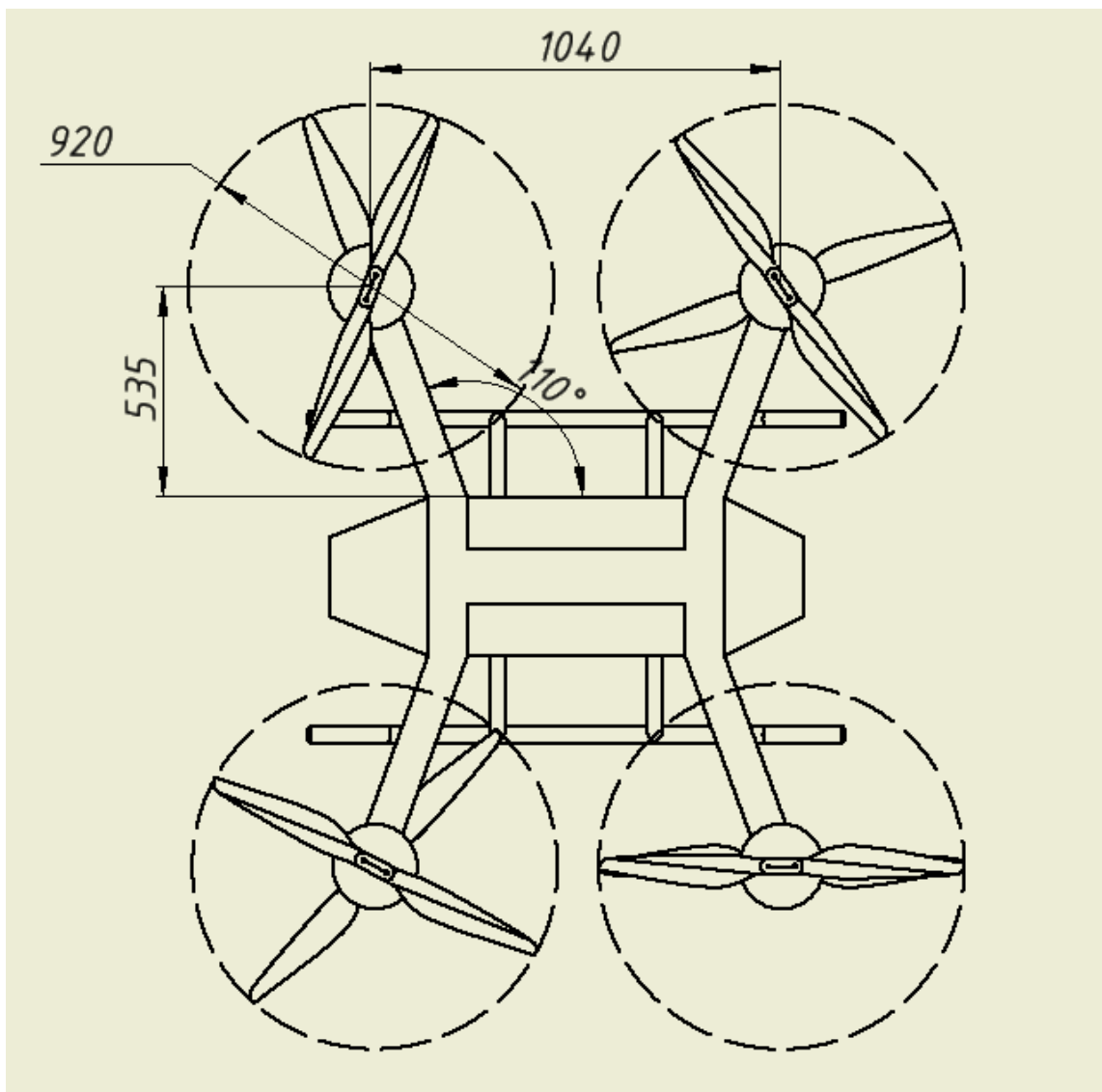


Рис. 6.2. Розташування гвинтів в проектованому мультикоптері

6.2. Висновки по розділу

В даному розділі було обрано оптимальне розташування гвинтів та представлено їх схему.

7. РОЗРАХУНОК ПАРАМЕТРІВ СТІЙКОСТІ МУЛЬТИКОПТЕРУ.

7.1 Стабілізація мультикоптера

Для стабілізації мультикоптера використовується PID -контролер. Перевагами PID - контролера є проста структура та легка реалізація контролера.

Загальна форма PID-контролера така:

$$\begin{aligned} e(t) &= x_d(t) - x(t), \\ u(t) &= K_P e(t) + K_I \int_0^t e(\tau) d\tau + K_D \frac{de(t)}{dt}, \end{aligned}$$

де $u(t)$ є керуючим входом, $e(t)$ є різницею між бажаним станом $x_d(t)$ і поточним станом $x(t)$, а K_P , K_I і K_D є параметрами для пропорційного, інтегрального та похідні елементи PID-контролера. У мультикоптеру є шість станів, положень ξ і кутів η , але лише чотири керуючі входи, кутові швидкості роторів ω_i .

Загальна тяга T впливає на прискорення в напрямку осі z і утримує мультикоптер у повітрі. Крутний момент τ_ϕ впливає на прискорення кута ϕ , крутний момент τ_θ впливає на прискорення кута θ , а крутний момент τ_ψ сприяє прискоренню кута ψ [10].

Обрано такий PID-контролер:

$$\begin{aligned} T &= (g + K_{z,D} (\dot{z}_d - \dot{z}) + K_{z,P} (z_d - z)) \frac{m}{C_\phi C_\theta}, \\ \tau_\phi &= \left(K_{\phi,D} (\dot{\phi}_d - \dot{\phi}) + K_{\phi,P} (\phi_d - \phi) \right) I_{xx}, \\ \tau_\theta &= \left(K_{\theta,D} (\dot{\theta}_d - \dot{\theta}) + K_{\theta,P} (\theta_d - \theta) \right) I_{yy}, \\ \tau_\psi &= \left(K_{\psi,D} (\dot{\psi}_d - \dot{\psi}) + K_{\psi,P} (\psi_d - \psi) \right) I_{zz}, \end{aligned}$$

в якому також враховуються сила тяжіння g , маса m і моменти інерції I квадрокоптера.

$$\omega_1^2 = \frac{T}{4k} - \frac{\tau_\theta}{2kl} - \frac{\tau_\psi}{4b}$$

$$\omega_2^2 = \frac{T}{4k} - \frac{\tau_\phi}{2kl} + \frac{\tau_\psi}{4b}$$

$$\omega_3^2 = \frac{T}{4k} + \frac{\tau_\theta}{2kl} - \frac{\tau_\psi}{4b}$$

$$\omega_4^2 = \frac{T}{4k} + \frac{\tau_\phi}{2kl} + \frac{\tau_\psi}{4b}$$

Характеристики PID-контролера перевіряється шляхом імітації стабілізації мультикоптера. Параметри PID-контролера представлені в таблиці 2. Початковий стан мультикоптера – для положення $\xi = [0 \ 0 \ 1]^T$ у метрах та для кутів $\eta = [10 \ 10 \ 10]^T$ у градусах. Бажане положення для висоти $z_d = 0$. Метою стабілізації є стабільне зависання, таким чином $\eta_d = [0 \ 0 \ 0]^T$.

У таблиці 7.1 представлено параметри PID-контролера

Таблиця 7.1

Параметри PID-контролера

Параметр	Значення
K_z, D	2,5
K_ϕ, D	1,75
K_θ, D	1,75
K_ψ, D	1,75
K_z, P	1,5
K_ϕ, P	6
K_θ, P	6
K_ψ, P	6

Вхідні дані керування ω_i , положення ξ та кути η під час моделювання представлені на рис. 5, 6 та 7. Висота та кути стабілізуються до нульового значення через 5 секунд. Однак положення x і y відхилилися від нульових значень через ненульові значення кутів. Перед тим, як квадрокоптер стабілізується для зависання, він уже перемістився більше ніж на 1 метр у напрямку позитивної осі x і на 0,5 метра в напрямку негативної осі y . Це пояснюється тим, що метод керування контролером PID не враховує прискорення в напрямках x і y . На рис. 7.1, 7.2, 7.3 показані результати імітації стабілізації мультикоптера

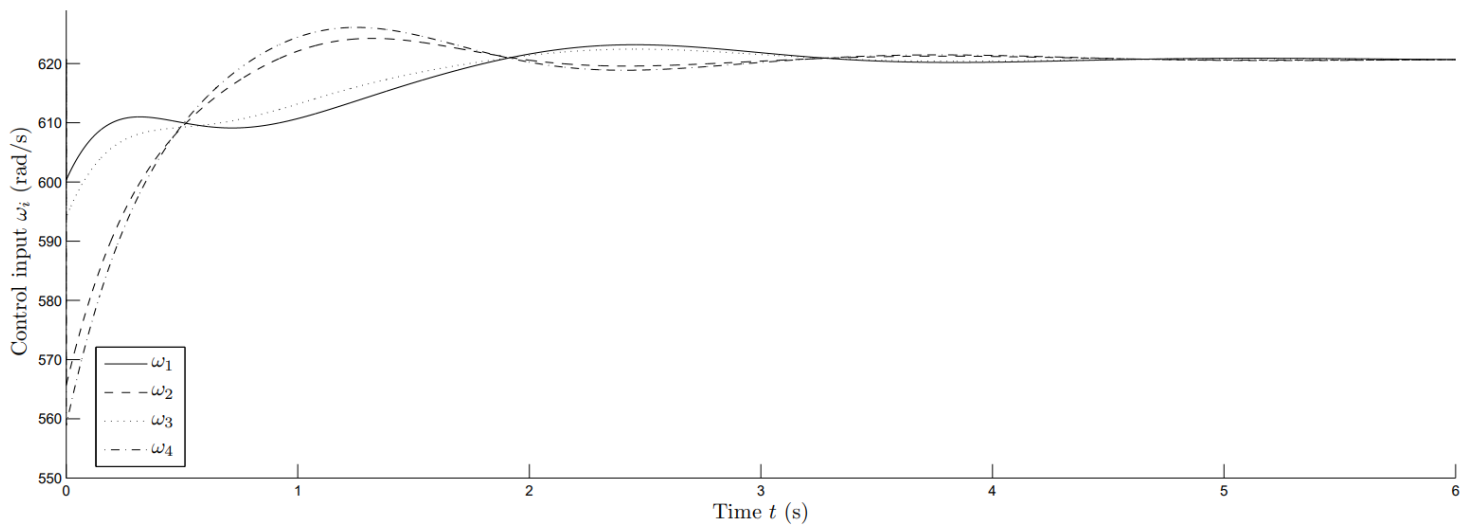


Рис. 7.1 Графік залежності керуючих вхідних від часу

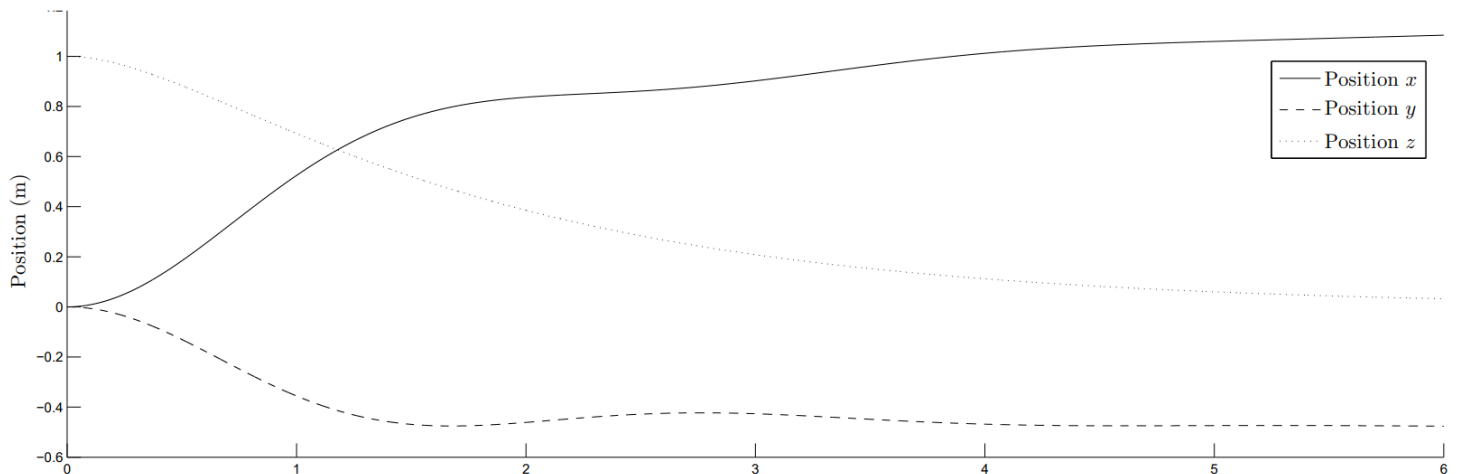


Рис. 7.2 Графік залежності стабілізації положення від часу

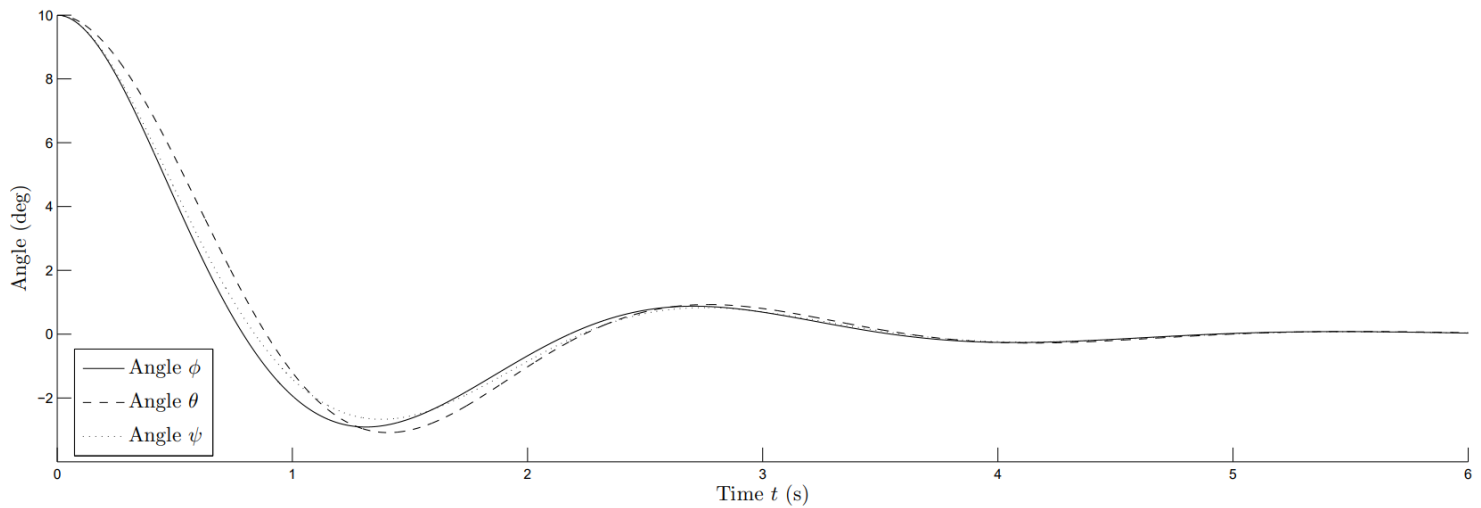


Рис. 7.3 Графік залежності стабілізації кутів від часу

7.2 Висновки по розділу

В даному розділі було розглянуто систему стабілізації мультикоптера, а саме PID-контролер, було визначено його параметри та побудовано графіки імітації стабілізації мультикоптера при використанні підбраного PID-контролера, результатом стали графіки залежності керуючих вхідних від часу, графік залежності стабілізації положення від часу та графік залежності стабілізації кутів від часу. В результаті: висота та кути стабілізуються до нульового значення через 5 секунд, перед тим, як квадрокоптер стабілізується для зависання, він уже перемістився більше ніж на 1 метр у напрямку позитивної осі x і на 0,5 метра в напрямку негативної осі y .

8. ВИБІР ТА КОМПЛЕКТАЦІЯ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ТА СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ МУЛЬТИКОПТЕРУ.

8.1 Вибір типу силової установки

Розглянемо 4 основних типи силових установок. На основі існуючих досліджень ми оцінюємо параметри чотирьох типів силових установок відповідно та порівнюємо різницю їх масу в різних випадках [12]. Вимоги до характеристик та параметри польоту наведено в таблицях 8.1 і 8.2 відповідно

Таблиця 8.1

Льотно-технічні характеристики

Характеристики	Значення
Крейсерська швидкість	30 м/с
ROC	3 м/с
Практична стеля	1000 м
Швидкість звалювання	12,5 м/с
Корисне навантаження	10 кг

Таблиця 8.2

Параметри польоту

Тести	Висота польоту, м	Дальність польоту, км
Тест 1	500	30
Тест 2	1500	100
Тест 3	3000	500

За результатами дослідження МТОМ і маса кожної частини БЛА у випадку 1 показані на рисунку 8.1. МТОМ від більшого до меншого – це електричний БЛА, турбоелектричний БЛА, паралельний гібридно-електричний БЛА та

послідовний гібридно-електричний БЛА, а значення 41,35 кг, 24,26 кг, 23,98 кг і 20,89 кг відповідно.

Витрата палива від більшого до меншого — турбоелектричний БЛА, послідовного гібридно-електричний БЛА, паралельний гібридно-електричний БЛА та повністю електричний БЛА. Значення 0,156 кг, 0,135 кг, 0,11 кг і 0 кг відповідно. МТОМ електричного БЛА є найбільшим і набагато більшим, ніж інші БПЛА з трьома силовими установками, перевагою електричних силових установок є нульовий рівень викидів. Паралельний гібридно-електричний БПЛА має найменшу витрату палива, оскільки ДВЗ працюватиме лише на крейсерській фазі. Витрата палива турбоелектричного БЛА найбільше, а МТОМ турбоелектричного БЛА також більше, ніж у послідовної та паралельної гібридно-електричної системи. Для першого випадку серійний гібридно-електричний БЛА має найменшу МТОМ.

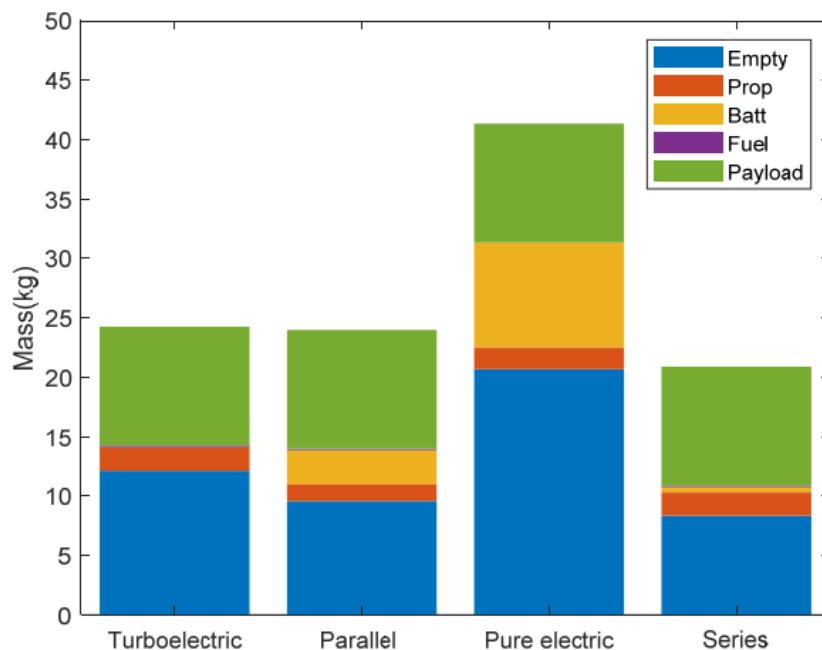


Рис.8.1 МТОМ та маса інших частин БЛА для першого тесту

Для VTOL БЛА з електрично силовою установкою у другому випадку система рухової установки не може задовольнити вимоги, оскільки ітераційний процес не буде сходитися. Таким чином, на рис. 8.2 показано лише МТОМ інших БЛА з трьома силовими установками та масу кожної частини. У цей час МТОМ від більшого до меншого — це паралельний гібридно-електричний БЛА, турбоелектричний БПЛА та послідовний гібридно-електричний БЛА, значення становлять 28,32 кг, 25,16 кг і 21,57 кг відповідно. Витрата палива у паралельного гібридно-електричного БЛА і послідовного гібридно-електричного БЛА однакова і становить 0,45 кг, а у турбоелектричного БЛА — 0,52 кг. Витрата палива послідовної гібридно-електричної системи та паралельної гібридно-електричної системи мінімальна. Таким чином, серійна гібридно-електрична силова установка є кращою системою руху у випадку 2. У випадку 3 лише турбоелектричний і серійний гібридно-електричний БЛА можуть відповідати вимогам. Як показано на рис. 8.3, у порівнянні з турбоелектричними БЛА, серійний гібридно-електричний БЛА має найкращі показники МТОМ і витрати палива. МТОМ склав 26,34 кг і 30,54 кг відповідно, а витрата палива — 2,34 кг і 2,73 кг відповідно. Після обчислення трьох випадків ми інтегруємо результати в таблицю 8.3. «/» вказує на те, що ітераційний процес не сходиться.

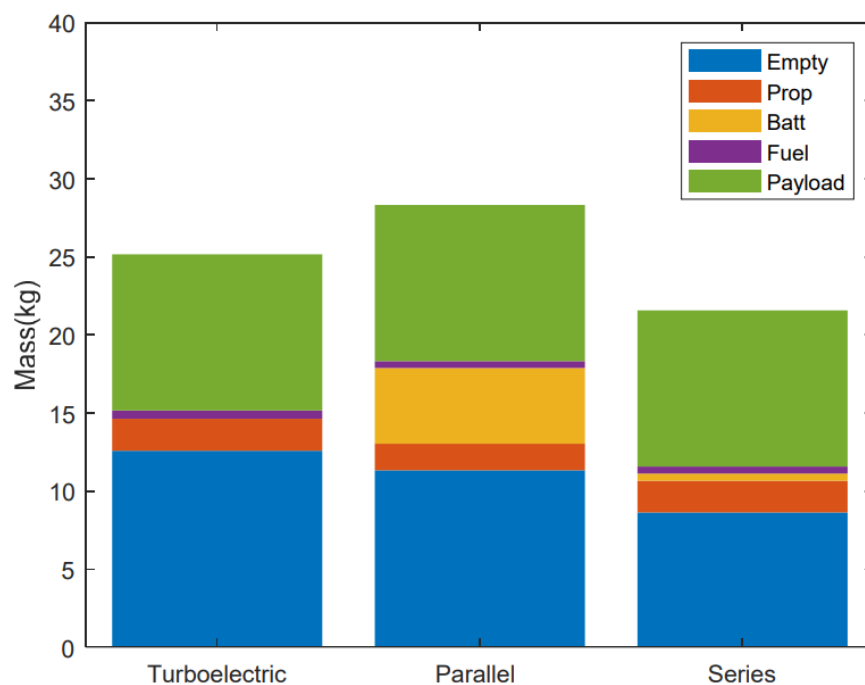


Рис. 8.2 МТОМ та маса інших частин БЛА для другого тесту

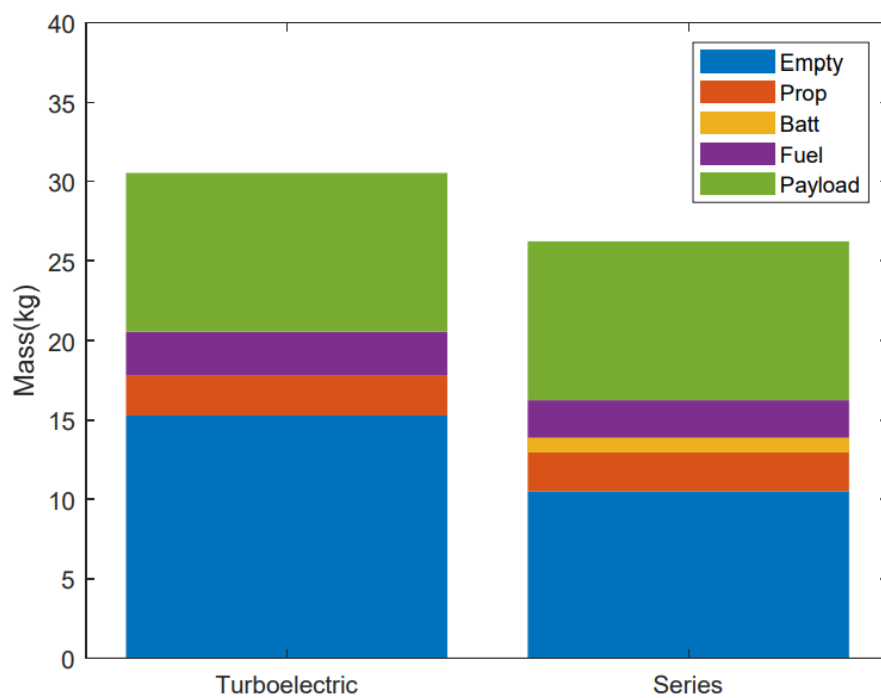


Рис. 8.3 МТОМ та маса інших частин БЛА для третього тесту

Таблиця 8.3

Результати

	Тест 1	Тест 2	Тест 3
--	--------	--------	--------

Типи СУ	МТОМ, кг	Паливо, кг	МТОМ, кг	Паливо, кг	МТОМ, кг	Паливо, кг
Електрична	41,35	0	/	/	/	/
Послідовно-гібридна	20,89	0,135	21,57	0,45	26,34	2,34
Паралельно-гібридна	23,98	0,11	28,32	0,45	/	/
Турбоелектрична	24,26	0,156	25,16	0,52	30,54	2,73

Завдяки аналізу трьох випадків можна зробити висновок, що максимальний профіль польоту електричних VTOL БЛА є найгіршим, а МТОМ є найбільшим, з перевагою нульового витрата палива; Послідовні гібридно-електричні VTOL БЛА завжди мають найменшу МТОМ. За винятком випадку 1, витрата палива послідовного гібридно-електричного БПЛА VTOL є мінімальним. Максимальний профіль польоту паралельного гібридно-електричного VTOL БЛА поступається турбоелектричному та послідовному гібридно-електричному VTOL БЛА, але в певному профілі польоту він все ще має відносно низькі витрати палива та МТОМ. Однак із розширенням профілю польоту турбоелектрична тяга має більше переваг, ніж паралельна система.

Вплив максимальної висоти польоту

Вплив максимальної висоти польоту на МТОМ і витрату палива показано на рис. 8.4. та 8.5. Для МТОМ висота зльоту має найбільший вплив на електричні БЛА та паралельні гібридні електричні БЛА, але має відносно незначний вплив на турбоелектричні БЛА та послідовні гібридно-електричні БЛА. Крім того, максимальна висота зльоту електричних БЛА є мінімальною, лише 1100 м, за нею йде паралельний гібридно-електричний БЛА, максимальна висота польоту якого становить 2500 м. Як турбоелектричний, так і послідовний гібридно-електричний

БПЛА перевищують 5000 м, з яких послідовний гібридно-електричний БЛА має мінімальну МТОМ.

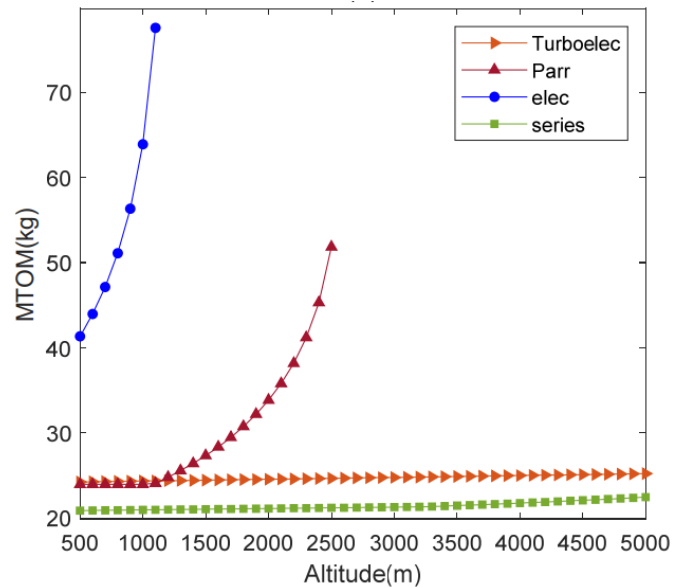


Рис. 8.4 Вплив максимальної висоти польоту на МТОМ

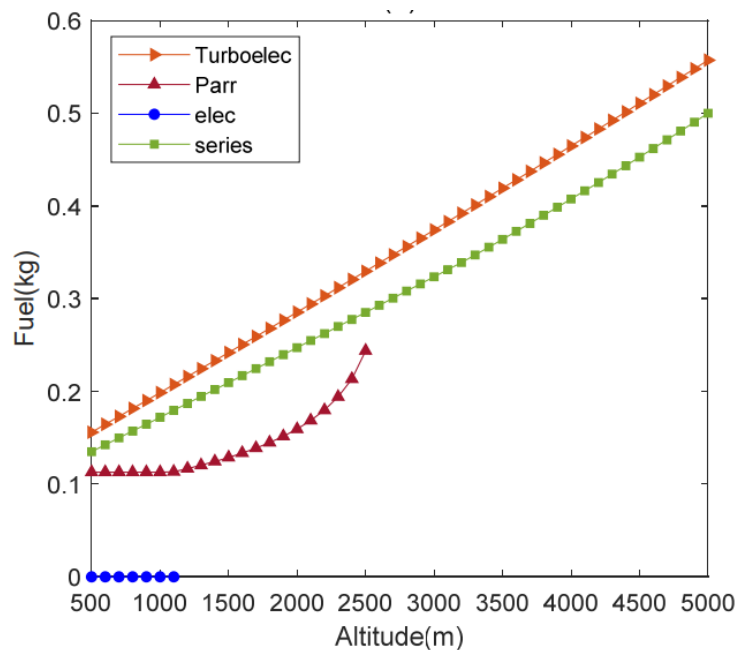


Рис. 8.5. Вплив максимальної висоти польоту на витрати палива

Вплив дальності польоту

Вплив дальності польоту на МТОМ і витрату палива показано на рисунках 8.6 та 8.7. Зміна МТОМ електричних силових установок БЛА є набагато вищою, а максимальна дальність польоту набагато меншою, ніж у БЛА інших трьох типів

силових установок. Співвідношення між МТОМ і витратою палива паралельного гібридно-електричного БПЛА та турбоелектричного БПЛА майже таке ж, як і від відстані крейсерського польоту. Крім переваги нульового викиду всіх електричних БПЛА на дальності 50 км, серійний гібридно-електричний БПЛА має найнижче витрата палива [12].

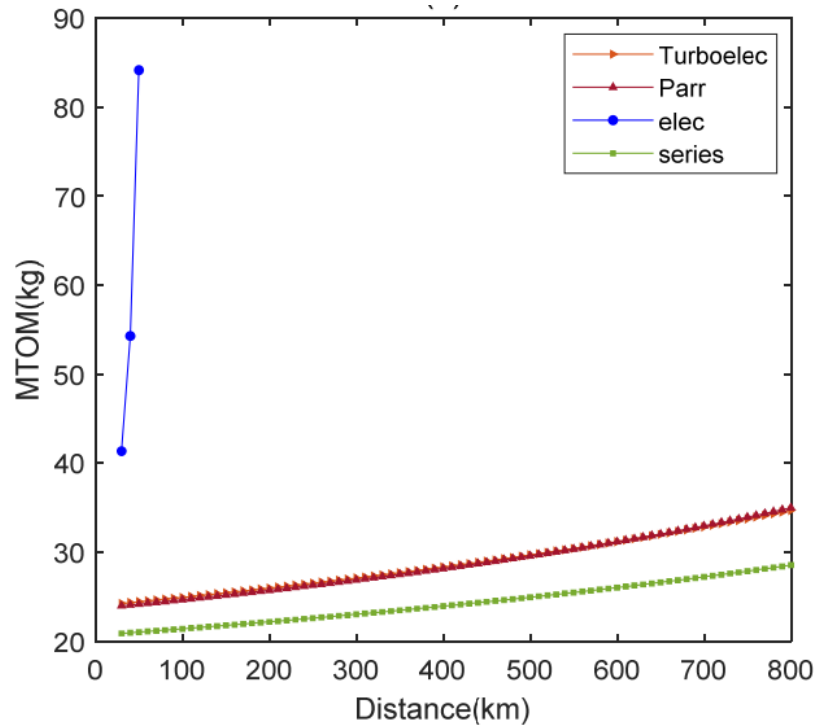


Рис. 8.6. Вплив дальності польоту на МТОМ

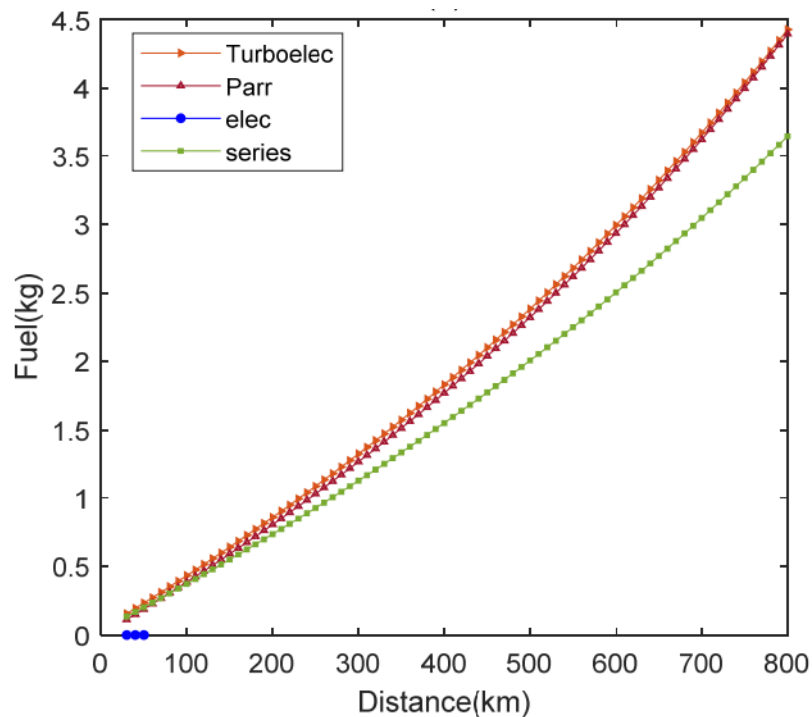


Рис. 8.7. Вплив дальності польоту на витрати палива

Вплив маси корисного навантаження

Вплив маси корисного навантаження на МТОМ і витрату палива показано на рисунках 8.8 та 8.9. Корисне навантаження має найбільший вплив на МТОМ електричних БЛА, який набагато вищий, ніж у інших трьох силових БЛА. Коли корисне навантаження невелике, різниця МТОМ між серійним гібридно-електричним БЛА, паралельним гібридно-електричним БЛА та турбоелектричним БЛА невелика, а витрата палива паралельним гібридно-електричним БЛА є найменшим. Однак зі збільшенням корисного навантаження паралельний гібридно-електричний БЛА більше не має переваг у МТОМ. Послідовний гібридно-електричний БЛА перевершує турбоелектричний БЛА за МТОМ і витратою палива [12].

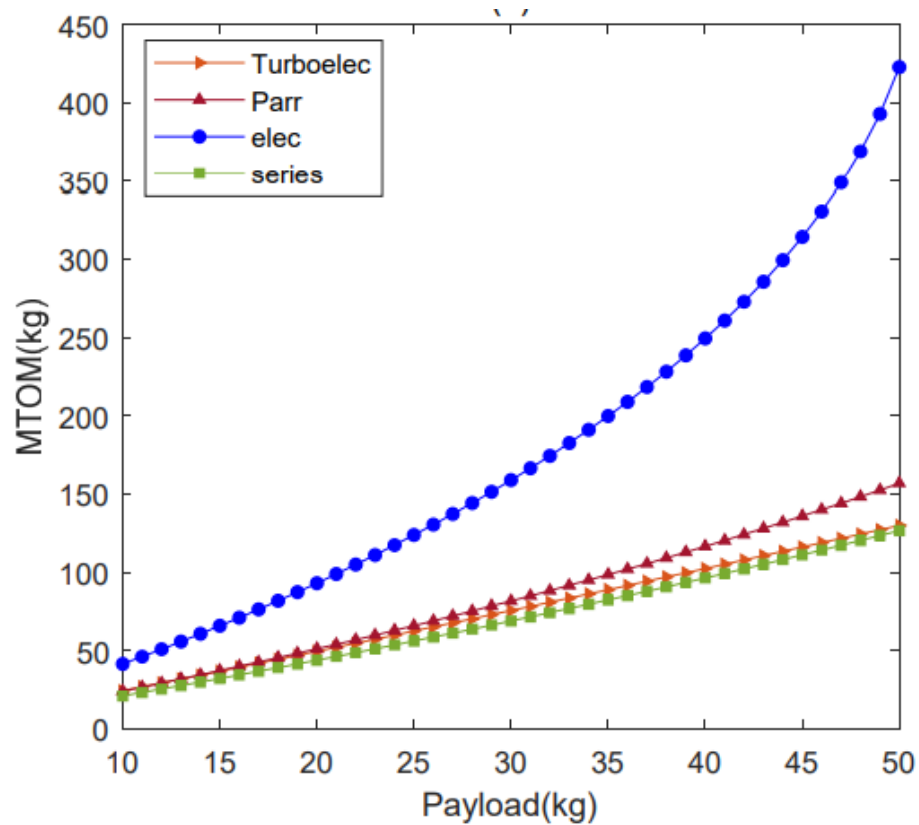


Рис. 8.8. Вплив маси корисного навантаження на МТОМ

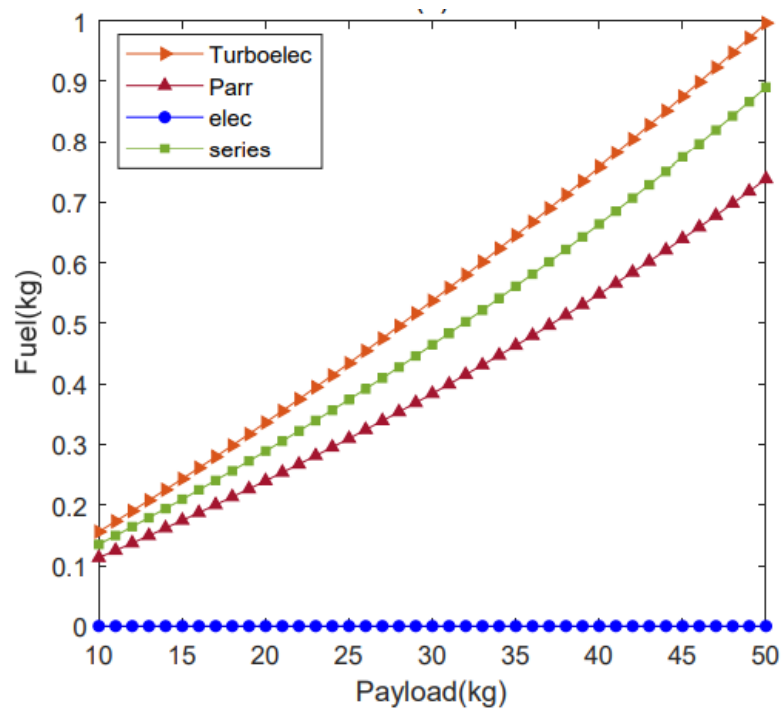


Рис. 8.9. Вплив маси корисного навантаження на витрати палива

На основі проаналізованих даних та специфіки застосування проектного мультикоптеру, доцільним буде обрати саме електричний двигун.

8.2 Вибір та комплектація елементів СУ та системи керування мультикоптеру

Акумулятор

Літій-полімерні (LiPo) батареї є найпоширенішим типом, який використовується для БЛА, завдяки їх високій питомій щільності енергії, яка становить прибіл. 250 Вт·год/кг. Вибір батарей при проектуванні БЛА вимагає врахування ємності батареї Q_b , C-рейтингу C_{rate} та кількості елементів S . Ємність батареї, Q_b , виміряна в ампер-годинах (Ah) або часто також у міліампер-годинах (mAh), вказує на те, скільки струму потрібно споживати, щоб розрядити батарею за годину. Отже, ємність акумулятора є прямим показником очікуваного часу польоту [7]. Ринкова тенденція на рис. 8.10 та 8.11 для 33 акумуляторів LiPo, досліджених на онлайн-ринках, демонструє лінійну кореляцію між Q_b та масою батареї W_b , яку можна оцінити за допомогою

$$Q_b = 0.008W_b$$

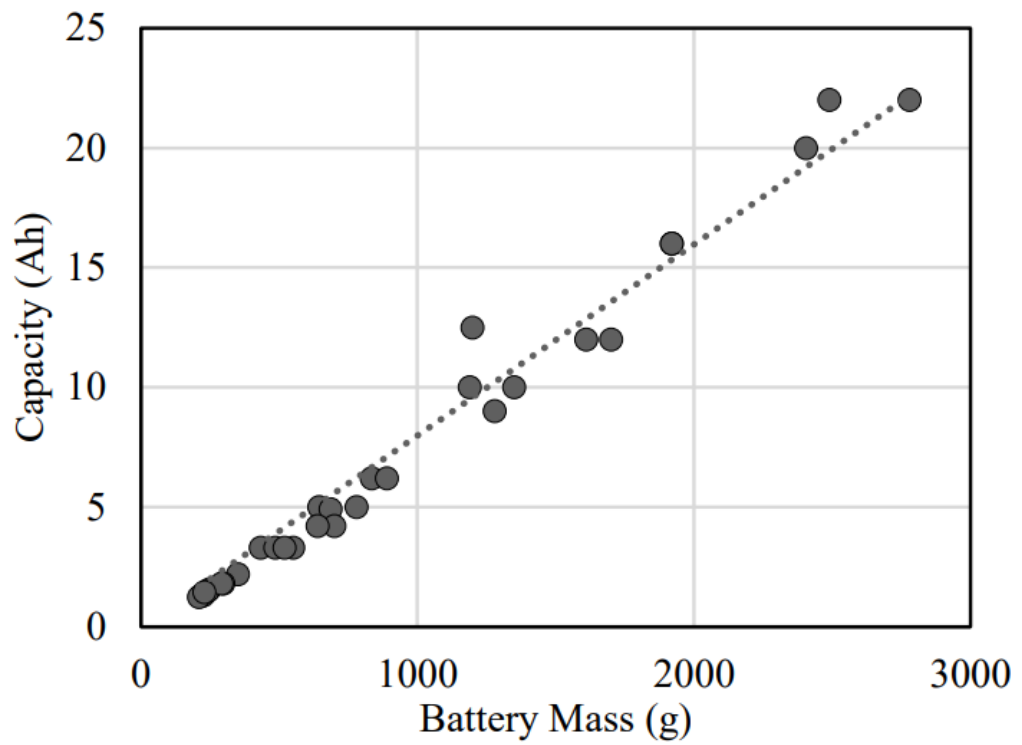


Рис. 8.10 Ємність батареї до її маси

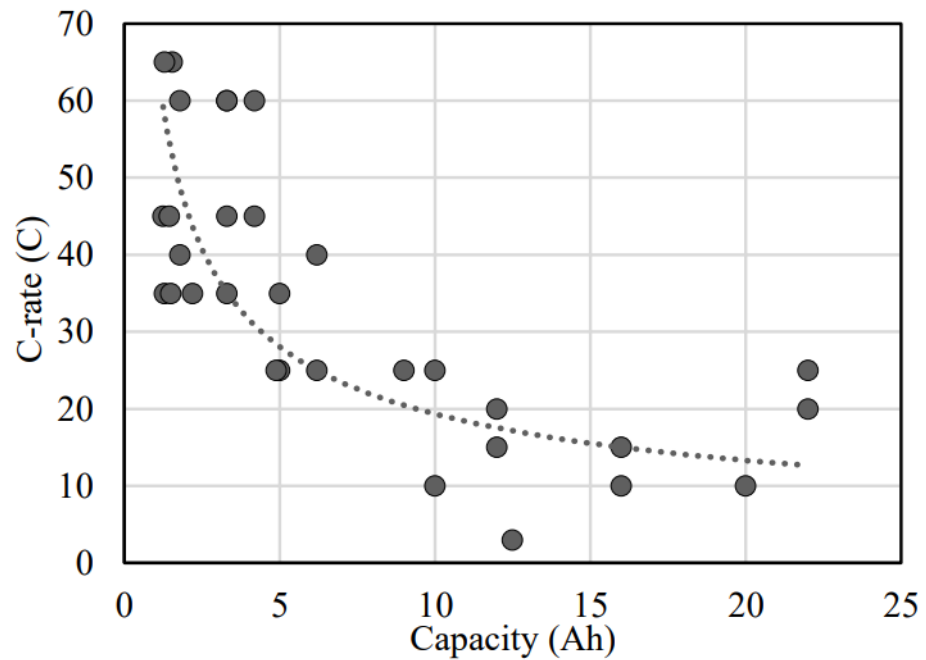


Рис. 8.11 Значення розрядження (C-значення *Crate*) до ємності батареї

Значення розрядження або C-значення *Crate* вимірюється в С, що є числом ємності акумулятора, і вказує на найшвидшу швидкість, з якою акумулятор

можна розрядити без його пошкодження. Цей рейтинг використовується для визначення максимального постійного струму розряду, A_{max} , як

$$A_{max} = Q_b \cdot C_{rate}$$

На рис. 8.11 показано, що для акумуляторів великої ємності показник розряду C_{rate} зазвичай низький, і навпаки. Зв'язок між обома параметрами можна співвіднести як

$$C_{rate} = 66.77 Q_b^{-0.538}$$

Щодо кількості елементів, S , яка представляє кількість окремих елементів LiPo, з'єднаних послідовно, щоб скласти загальну батарею LiPo. Для важких БЛА, розглянутих у цій роботі, висока вхідна напруга, необхідна для двигунів, вимагає використання в конструкції акумуляторів 6S LiPo. Оскільки кожна LiPo-елемент має номінальну напругу 3,7 В, загальна номінальна напруга для системи 6S LiPo становить $V_{nom} = 22,2$ В.

Обрано акумулятор Murata VTC6 18650, 14S22P Li-Ion Battery, 50.4V

- Ємність акумулятора 6 Kwh
- Час повної зарядки 60 хвилин

Вибір двигуна

Важливим моментом, при проектуванні мультикоптера є доцільний вибір двигуна. На основі отриманих даних та проаналізованих світових аналогів, оберемо двигун Rotex Electric 25kW REX 30 (показано на рис.8.12, 8.13), в таблиці 8.4 показано характеристики обраного двигуна:

Таблиця 8.4

Характеристики обраного двигуна

Виробник	Rotex Electric
Модель	25kW REX 30
Максимальна потужність, кВт	25

Максимальна безперервна потужність, кВт	15-17
Напруга	63-200
Оберти на хвилину	6000
Діаметр, мм	216
Маса, кг	5,2

REX 30 відноситься до числа найбільш універсальних і варіабельних двигунів — його широкий діапазон обертів забезпечує широке застосування в різних сферах застосування. Цей електродвигун потужністю 25 кВт може успішно працювати в авіаційних проектах, таких як дрони, невеликі планери, парамотори, електричні мотodelьтаплани, а також у морських проектах, наземних електромобілях та інших[13].



Рис. 8.12 Загальний вид двигуна 25kW REX 30



Рис.8.14 MOTOR CONTROLLER HBCi 30063

Вибір системи автопілота:

Автопілот забезпечує повне інтегроване рішення авіоніки, яке включає в себе процесор управління польотом, інерційні датчики, GPS-приймач, вторинний обчислювальний модуль і радіостанцію передачі даних.

Для проекту було обрано MicroPilot. MP2128HELI-LRC2 Enclosed helicopter UAV autopilot (2.4GHz) (рис.8.15).

Закриті автопілоти MicroPilot LRC, оснащені всіма компонентами системи безпілотних літальних апаратів як наземної, так і повітряної зони, легкі, але захищені прочним алюмінієвим корпусом. Цей автопілот призначений для вертолетів і поставляється з радіомодемом з частотою 2,4 ГГц, щоб відповідати вимогам вашого району польоту [15].



Рис.8.15 MicroPilot. MP2128HELI-LRC2 Enclosed helicopter UAV autopilot (2.4GHz)

Характеристики:

Сервоприводи

- елевони, флаперони, 4 сервозакрилки/елерони, окремі закрилки, v-оперення, х-оперення, керма
- 12 серво виходів
- Частота оновлення сервоприводу 50 Гц
- Окреме джерело живлення сервоприводу та основної батареї
- Окремий монітор напруги для основних і серво джерел живлення акумулятора
- Інтегроване керування RC
- Роздільна здатність сервоприводу 11 біт

Система контролю

- Частота оновлення контуру PID 30 Гц
- Підвищення планування для оптимальної продуктивності
- Рульовий елерон подається вперед для кращого повороту
- Елерон/руль висоти подається вперед для покращеного утримання висоти під час поворотів
- Автономний зліт і посадка
- Визначені користувачем цикли зворотного зв'язку PID

Навігація

- Частота оновлення GPS 4 Гц
- Переміщення сервоприводу в точці маршруту
- Зміна висоти в точці маршруту
- Зміна швидкості повітря в точці маршруту
- •Визначені користувачем моделі утримання
- •Визначені користувачем обробники помилок
- •Підтримує точність GFPS
- Буфер команд на 1000 шляхових точок, телеметрія, журнал даних і відео
- Телеметрія (100 визначених користувачем полів передаються щосекунди)
- Частота оновлення телеметрії від 5 до 30 Гц
- Вбудований журнал даних: 52 стандартних поля, 24 настроюваних, 69 МБ
- Частота оновлення журналу даних 5 або 30 Гц
- Може записувати приблизно 58 годин на 5 Гц

Датчики

- Максимальна швидкість повітря: 500 км/год
- Максимальна висота висотоміра 12 000 м
- 5 g, 3-осьові акселерометри
- 300°/с, 3-осьовий гіроскоп

Фізичні характеристики

- Вбудована лінія передачі даних великої дальності, стрибкоподібна зміна частоти,
- Розширений спектр 2,4 ГГц, 900 МГц, інша частота на вибір
- 8 високострумівих драйверів,

- 8 аналогових входів датчиків для відображення на GCS
- 2 режими управління
- Режим автопілота (UAV/RVP)
- Ручний пілотний режим для екстреного реагування
- Широкий діапазон вхідної напруги (6,5-30 В)
- Вага 413 г
- 146 мм x 81,7 мм x 46 мм
- Безвідмовний сторожовий таймер

Передавач

Обрано такий багатомодовий передавач як DC-16 (рис. 8.16). Основні характеристики наведені в таблиці 8.5 [16].



Рис. 8.16 DC-16 Багатомодовий передавач

Таблиця 8.5

Основні характеристики передавача

Вага, г	1500
Розміри, мм	230x270x40
Вихідна потужність - 2,4 ГГц, мВт	100
Кількість каналів	16

кількість елементів керування	20
Телеметрія	Наявна
Робоча температура [°C]	-10...60
Час роботи [год]	11
Сумісні протоколи X 2.4GHz EX, EX Bus	DUPLE

8.3 Висновки по розділу

В цьому розділі було проаналізовано різні типи силових установок, що можуть бути використані в транспортних мультикоптерах, визначено їх переваги та недоліки та обрано тип СУ для проєктованого об'єкта – електрична. Також було обрано:

Двигун - 25kW REX 30,
 контролер двигунів - MOTOR CONTROLLER HBCi 30063,
 автопілот - MicroPilot. MP2128HELI-LRC2 Enclosed helicopter UAV autopilot (2.4GHz),
 багатомодовий передавач - DC-16,
 акумулятор - Murata VTC6 18650, 14S22P Li-Ion Battery, 50.4V.

9. РОЗРОБКА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЇ МОДЕЛІ ТРАНСПОРТНОГО МУЛЬТИКОПТЕРУ

9.1 3D-модель та загальний вид транспортного мультікоптеру

На основі проведеної роботи було побудовано експериментальну 3D-модель проєктованого транспортного мультікоптера за допомогою програмного пакету Autodesk Inventor.

Особливістю даної моделі попарне коаксіальне розміщення гвинтомоторних груп, можливість складання лопатей задля запобіганню їх пошкодження при транспортуванні та для зменшення габаритних розмірів мультікоптера, зручне розміщення вантажів під корпусом мультікоптера, знімна пара батарейних блоків задля швидкої заміни та безперервності роботи мультікоптеру.

На рис. 9.1, 9.2, 9.3, 9.4 представлено результати виконаної роботи.

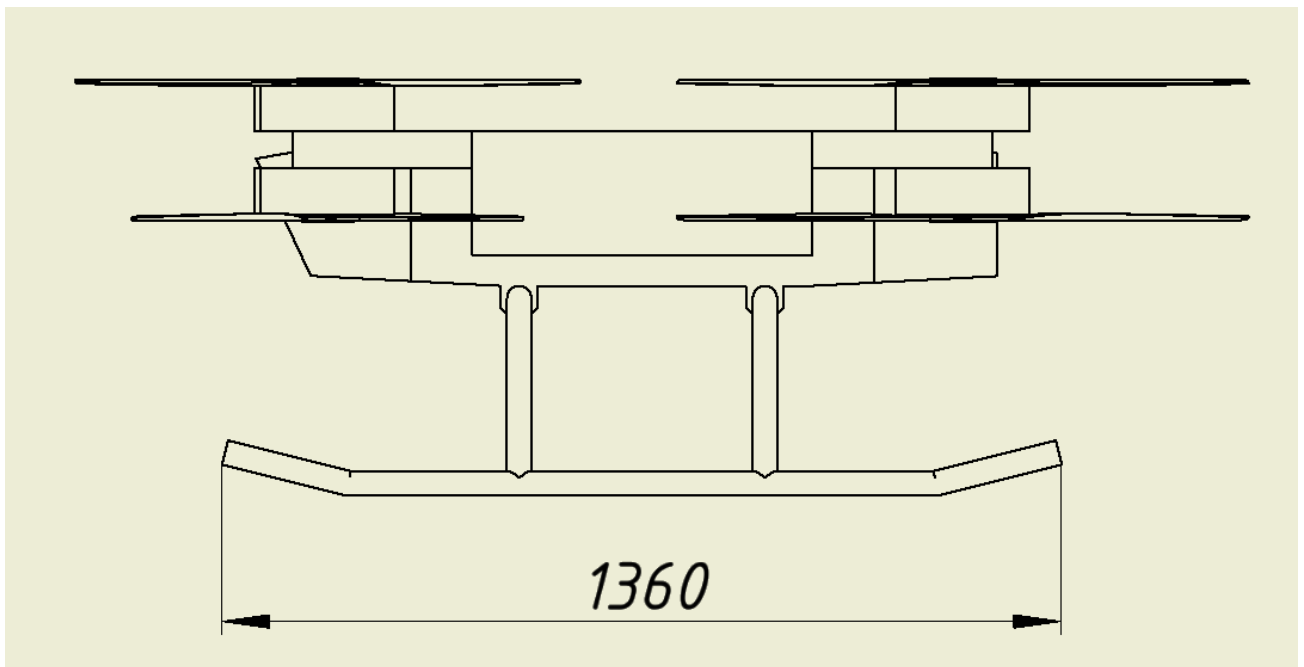


Рис. 9.1 Загальний вигляд транспортного мультікоптеру

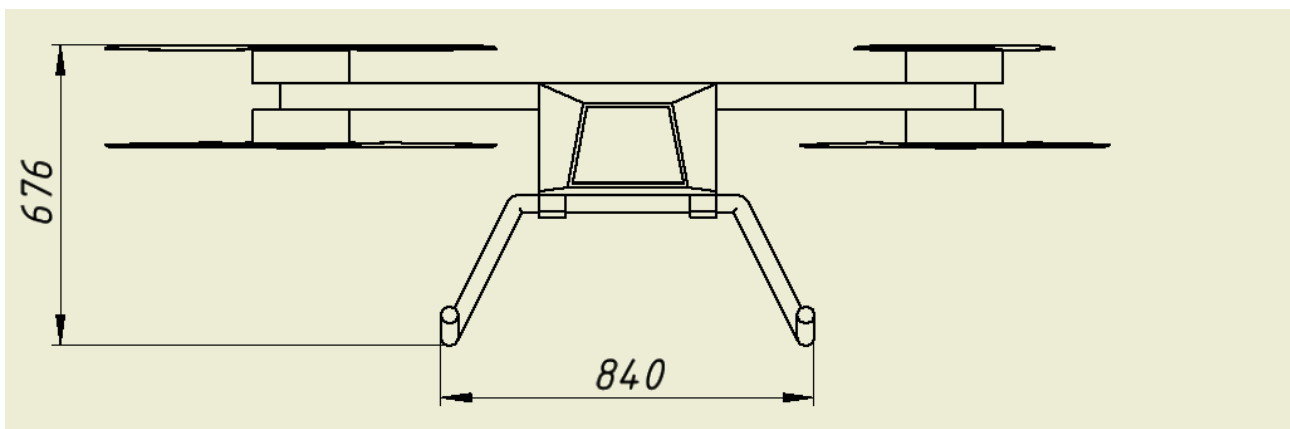


Рис. 9.2 Загальний вигляд транспортного мультикоптеру

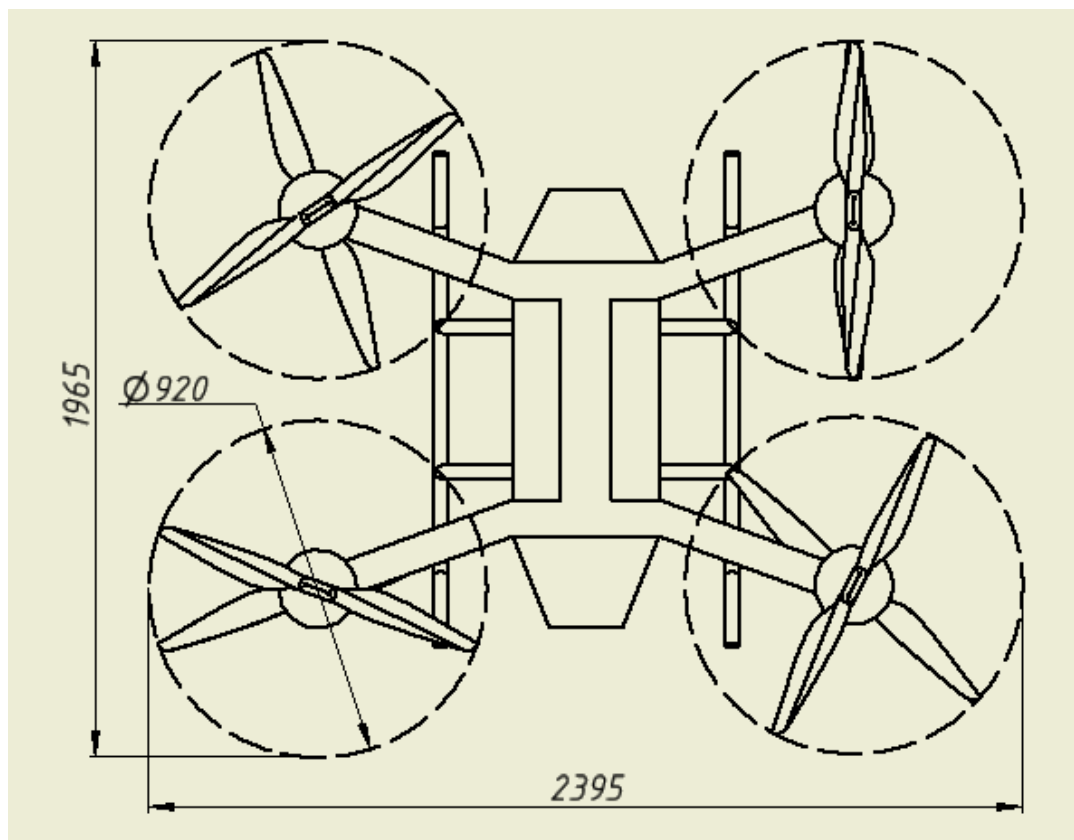


Рис. 9.3 Загальний вигляд транспортного мультикоптеру

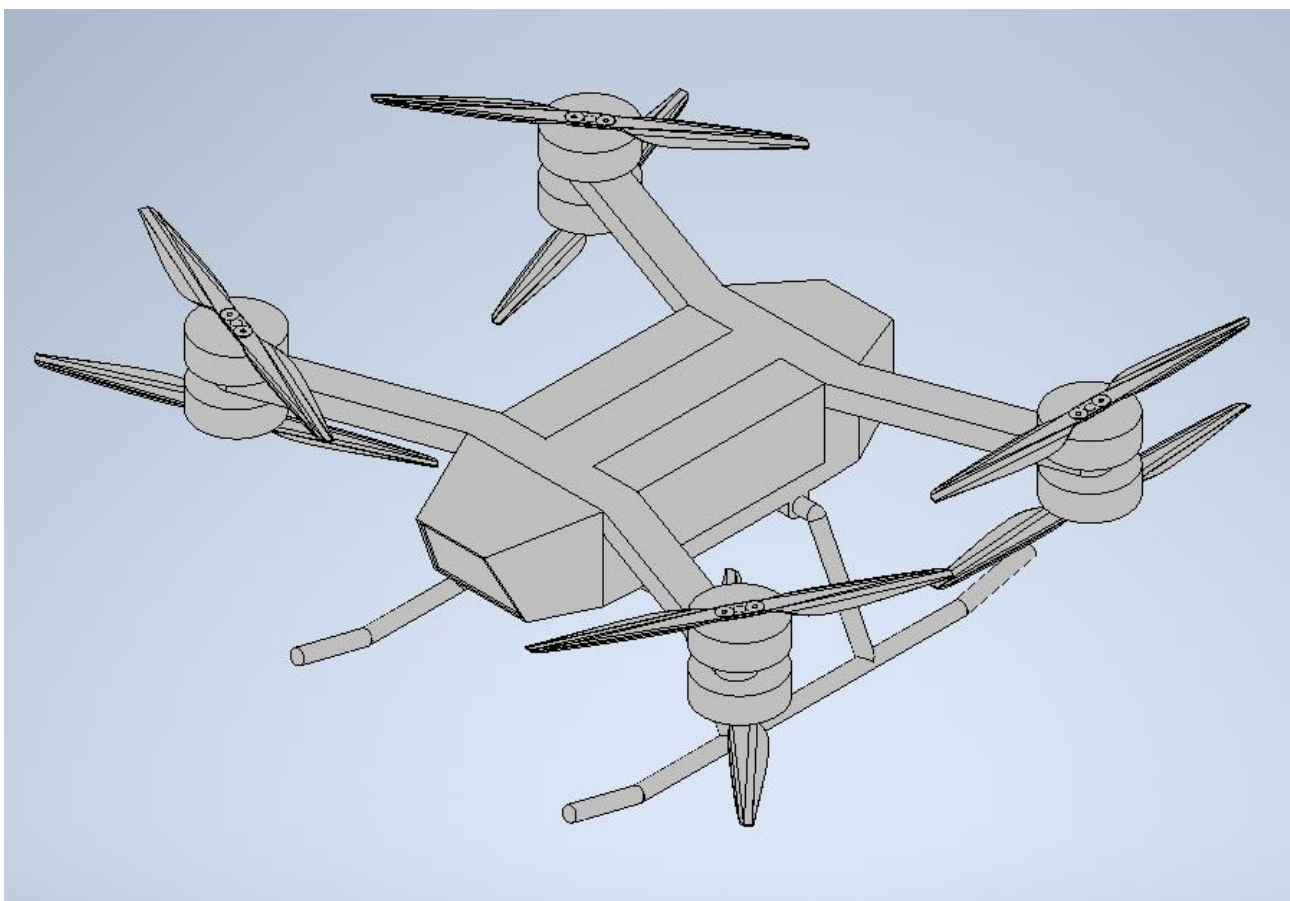


Рис. 9.4 3D-модель транспортного мультикоптеру виконана за допомогою Autodesk Inventor

9.2 Висновки по розділу

В цьому розділі представлено виконану 3D-модель мультикоптеру та його основні види з габаритними розмірами, описано особливості конструкції.

10. РОЗРОБКА СТАРТАП ПРОЄКТУ

10.1 Опис ідеї проєкту

Ґрунтуючись на потребах сучасного ринку логістики була обрана тема стартап проєкту, яка стосується проєктування та виробництва транспортного мультикоптера. Опис ідеї представлено в таблиці 10.1.

Таблиця 10.1

Опис ідеї стартап-проєкту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для замовника
Серійне виробництво нових транспортних мультикоптерів та розвиток системи доставки вантажів	Доставка вантажів до 30 кг у важкодоступні зони, можливе виконання функцій звичайного мультикоптера, можливе застосування ДСНС та військовими	Поява можливості розробки площадок обслуговування акумуляторів; Вища економічність доставки, порівняно з класичними засобами; Висока безпека доставки вантажів

На 2022 рік в Україні на даний момент відсутні подібні розробки, проте наявна велика кількість конструкторських бюро та приватних фірм, що можуть використати даний проєкт для виробництва. Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик проєкту представлено у таблиці 10.2 та таблиці 10.3.

Таблиця 10.2

SWOT-аналіз проєкту з проєктування транспортного мультикоптеру

Мета проєкту		
+	S Високо кваліфікована проєктна команда. Нішовість виробу в Україні	O Можливість зайняти нішу транспортних мультикоптерів на ринку. Забезпечення замовленнями підприємства Вихід на міжнародний ринок
	W	T

	Складність отримання авторитетності на ринку через насичення ринку БЛА різних класів Складність виробу	Можливий дефіцит необхідного обладнання та компонентів у зв'язку з геополітичною ситуацією в світі Нестабільна економічна ситуація Нові регулятивні правила у сфері БПЛА Висока конкуренція на ринку БПЛА
--	---	--

Таблиця 10.3

Пошук конструктивного рішення

Мета проєкту		
	О	Т
S	Постійне підтримання зв'язку з замовниками та потенційними клієнтами, постійне підвищення кваліфікації персоналу	Пошук можливостей для безперебійного постачання комплектуючих
W	Підвищення якості продукції задля отримання брендовості своєї марки. Планування виробничих процесів з урахуванням можливих складнощів. Співпраця з іншими відомими фірмами	

10.2 Технологічний аудит проєкту

Для визначення базових потреб перед запуском проєктування та виробництва ЛА необхідно провести аналіз технологічного забезпечення, яке може бути наявними на початку існування проєкту. Цей аналіз представлено в таблиці 10.4.

Таблиця 10.4

Технологічний аудит проєкту

Ідея проєкту	Технології реалізації	Наявність технології	Доступність технології
--------------	-----------------------	----------------------	------------------------

Запровадження транспортного мультикоптера у систему перевезень малогабаритних вантажів	Спеціальне ПЗ	Створено	Наявність на ринку необхідного ПЗ
Виготовлення корпусу мультикоптера та прокладання електричної складової	Спеціальні стапелі, матриці, готові рішення акумуляторів, двигунів та елементів керування мультикоптером, матеріали та обладнання	Створено	Необхідно безперебійне постачання комплектуючих та матеріалів, оренда та обслуговування обладнання та приміщень
Створення технологічної документації	Спеціальне ПЗ та Бази даних	Створено	Наявність на ринку необхідного ПЗ, можливе розробка альтернативного ПЗ спеціалістами фірми
Льотні випробування	Тестування коптеру в аеродинамічній трубі. Виготовлення тестових моделей для проведення випробувань Спеціальне ПЗ.	Створено	Необхідність оренди приміщень для проведення випробувань, використання спеціального ПЗ

Висновком: в результаті аналізу технологічного аудиту, можна стверджувати про необхідність постійного фінансування проекту, та наявність стартового капіталу щоб запустити виробництво. Необхідно проводити постійний поглиблений пошук потенційних замовників та інвесторів задля створення матеріально-технічної бази виробництва. На даний момент в такому проєкті можуть бути зацікавлені як приватні так і державні установи.

10.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проєкту

Необхідність цього етапу перед реалізацією ідеї обумовлена тим, що вона дає уявлення про можливість входу на ринок та потенційної можливості для займання певної ніші на ньому[17].

В таблиці 10.5 приведено інформацію щодо аналізу потенційного ринку. Ринок БЛА розвивається стрімкими темпами та займає все більше місце в різних сферах діяльності, тому він є перспективним.

Таблиця 10.5

Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проєкту

№ п/п	Показники стану ринку	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	3
2	Загальний обсяг продаж, ум. од	Залежить від замовника
3	Динаміка ринку	Зростає
4	Наявність обмежень для входу	Високе технічне забезпечення Дороговартісне програмне забезпечення
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Наявне
6	Середня норма рентабельності в галузі, %	65

З врахуванням нішовості проєкту ринок є привабливим для входження за попереднім оцінюванням

Таблиця 10.6

Характеристика потенційних клієнтів проекту

Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Вимоги замовника до послуги
Необхідність доставки вантажів у важкодоступні місця та небезпечні райони	ДСНС, військові, медзаклади	Повне сервісно-гарантійне обслуговування та супроводження виробу впродовж всього життєвого циклу, забезпечення технічною експлуатаційною документацією

Для визначення потенційних загроз можливостей проекту на ринку, необхідно провести поглиблений аналіз цих факторів та можливі реакції компаній на них

Даний аналіз проведено і результати наведено в таблицях 10.7, 10.8

Цей аналіз сформульований у наступних двох таблицях 10.7 та 10.8, у яких перераховано негативні та позитивні фактори впливу відповідно. Основні загрози включають відсутність надійних постачальників, а також труднощі з налагодженням оптимального робочого процесу на перших етапах впровадження.

Таблиця 10.7

Фактори загроз

Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
Нестабільне постачання необхідних комплектуючих для виробництва Відсутність надійних постачальників високоточних	Затримка процесу виробництва	Налагодження міжнародних контактів зі світовими постачальниками, відкриття офісу для закупівель в Європі. Співпраця напряму с виробниками комплектуючих без посередників

компонентів на території країни		
Відставання від графіку виробництва	Затримка процесу виробництва, виникнення технологічних проблем, штрафні санкції від замовників	Оптимізація виробничих процесів, підвищення кваліфікації персоналу, залучення інших підприємств для співпраці
Перевитрати коштів	Кількість необхідних ресурсів для роботи вище запланованої	Оптимізація виробничих та невиробничих процесів. Зміна структури проведення роботи

Таблиця 10.8

Фактори можливостей

Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
Вихід на міжнародний ринок	Більша кількість потенціальних замовників та замовлень, підвищення престижу фірми, нові контакти з великими компаніями	Розширення виробництва та підвищення кількості персоналу, підвищення матеріального рівня виробництва, забезпечення високого рівня зарплат робітникам
Співпраця з іншими компаніями як закордоном так і всередині країни	Налагодження партнерських стосунків зі світовими лідерами авіабудування, можливий обмін досвідом для підвищення технологічності виробництва	Сприяння до співпраці, відправлення своїх робітників на інші підприємства для підвищення кваліфікації

Далі виконується аналіз конкуренції в галузі за М. Портером (таблиця 10.8) для отримання об'єктивної оцінки потенційних конкурентів.

Таблиця 10.8

Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Склад аналізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти в галузі	Поставники	Клієнти
---------------	---------------------------	--------------------------------	------------	---------

	Інші відносно невеликі фірми-виробники БЛА	Літакобудівні компанії, Світові великі компанії-виробники БЛА	Фірми, що постачають мотори, авіоніку, електрообладнання та матеріали	Державні установи, приватні перевізники
Висновки	Мала конкуренція через нішовість даного класу БЛА	Наявність потенційних конкурентів на даний момент	Формують Ціни на комплектуючі, відносно незначний вплив через наявність на ринку конкуренції між постачальниками	Встановлюють терміни виробництва та кількість замовлень

10.4 Розроблення ринкової стратегії проекту

Розроблення ринкової стратегії першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів. В таблиці 10.9 наведено вибір цільових груп потенційних споживачів

Таблиця 10.9

Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів прийняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи	Інтенсивність конкуренції	Простота входу в сегмент
1	ДСНС, військові,	Висока	Високий	Середня	Середня

2	Медзаклади, приватні фірми	Середня	Середній	Низький	Середня
---	-------------------------------	---------	----------	---------	---------

Базовою стратегією розвитку підприємства буде обрано стратегію спеціалізації, що передбачає концентрацію на потребах одного цільового сегменту, без прагнення охопити увесь ринок.

Вибір базової стратегії конкурентної поведінки представлено в таблиці 10.10.

Таблиця 10.10

Вибір базової стратегії конкурентної поведінки Чи є проєкт першопроходецьом на ринку	Пошук нових споживачів, або забирати існуючих у конкурента	Чи буде компанія копіювати основні характеристики та послуги конкурента	Стратегія конкурентної поведінки
Ні	Пошук нових споживачів	Частково, схожі ЛТХ	Стратегія заняття Конкурентної ніші

10.5 Розробка маркетингової програми стартап-проєкту

Для визначення маркетингової програми необхідно визначити ряд ключових переваг виробу (таблиця 10.11).

Таблиця 10.11

Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№ п/п	Потреба	Вигода яку пропонує послуга	Ключові переваги перед конкурентом
-------	---------	-----------------------------	------------------------------------

1	Проектування компонування мультикоптеру	Готові характеристики та 3D модель	Час реалізації, технологічність виробу
2	Виробництво мультикоптеру	Готовий виріб	Якість виготовлення та терміни виготовлення,
3	Сервісна підтримка клієнтів	Забезпечення ремонтних та експлуатаційних послуг	наявність постійного гарантійно-сервісного обслуговування, забезпечення експлуатаційною документацією

10.6 Висновки до розділу

В ході виконання стартам проекту було проведено аналіз потенціальної компанії, що буде займатись розробкою та виробництвом транспортних мультикоптерів.

Визначено сильні та слабкі сторони проекту. Описано можливі загрози та можливості та реакцію компанії на них. Проведено аналіз відповідно до потреб реалізації та технічного огляду проекту. Технологічний аудит показав необхідність залучення капіталу для старту виробництва та нарощення матеріально-технічної бази виробництва. Визначено потенційних конкурентів та замовників та розроблено стратегію розвитку підприємства та стратегію конкурентної поведінки. Проведено аналіз ринку та маркетинговий аналіз ключових переваг концепції проекту.

ВИСНОВКИ

В даній роботі розглянуто розглянуто сучасні методи проектування транспортних мультикоптерів та мультикоптерів загалом. Проектування транспортного мультикоптера є актуальною та перспективною нішею.

Суттю роботи було спроектувати транспортний мультикоптер з огляду на сучасні аналоги та новітні методи проєтування та створити старт-ап проект магістерської дисертації.

В ході виконання роботи було проведено аналітичний огляд сучасної літератури з проектування транспортних мультикоптерів та розглянуто аналоги такі як: Malloyaeronautics TRV80, bell apt 70 та Griff-135.

Було розглянуто методику розрахунку аеродинамічних характеристик мультикоптера та проведено розрахунок повітряного гвинта, результатом якого є графіки залежностей тяги повітряного гвинта від обертів на хвилину та моменту опору обертання від обертів на хвилину.

Також було проаналізовано різні конструктивно-силові схеми мультикоптерів, визначено їх переваги та недоліки та обрано оптимальну КСС – оксіальний октокоптер, та визначено його переваги.

Окрім цього було виконано розрахунок параметрів стійкості, обрано PID-контролер та виконано перевірку на стабілізацію.

Виконано аналіз різних типів силових установок, що використовуються на БЛА, визначено їх переваги та недоліки та обрано оптимальну для поставлених задач та специфіки проєктованого мультикоптера – електричну силову установку. Були підібрані елементи СУ та системи керування мультикоптером, а саме: двигун, батарея, автопілот, контролер двигуна та багатомодовий передавач.

Результатом всієї роботи є експериментальна 3D-модель транспортного мультикоптера, з такими конструктивними особливостями як: коаксіальне розміщення гвинтомоторних груп, знімна пара блоків батарей для швидкої заміни, лопатями що складаються для зменшення габаритних розмірів.

В завершенні роботи було виконано старт-ап проект, проаналізовано низку факторів та досліджено потенціал проекту щодо успішної ринкової комерціалізації.

РЕЗУЛЬТАТИ РОБОТИ ДОКЛАДЕНІ НА НАУКОВО-ПРАКТИЧНІЙ КОНФЕРЕНЦІЇ СТУДЕНТІВ ТА МОЛОДИХ ВЧЕНИХ «АВІА-РАКЕТОБУДУВАННЯ: ПЕРСПЕКТИВИ ТА НАПРЯМКИ РОЗВИТКУ» І ОПУБЛІКОВАНІ У ВИГЛЯДІ ТЕЗ.

РЕЗУЛЬТАТИ РОБОТИ МОЖУТЬ БУТИ ВИКОРИСТАНІ ПІД ЧАС ТРАНСПОРТНОГО МУЛЬТИКОПТЕРА

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Griff-135 (product) [Електронний ресурс]. – 2022. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.griffaviation.com>.
2. GRIFF AVIATION SYSTEMS [Електронний ресурс]. – 2022. – Режим доступу до ресурсу: <https://adusea.com/griff-aviation>
3. Malloyaeronautics TRV80 [Електронний ресурс]. – 2022. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.malloyaeronautics.com/>.
4. Bell-autonomous-pod-transport [Електронний ресурс]. – 2022. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.futureflight.aero/aircraft-program/>.
5. bell-apt-70 [Електронний ресурс]. – 2022. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.army-technology.com/projects>.
6. Øyvind M. Modeling, Design and Experimental Study for a Quadcopter System Construction / M. Øyvind, S. Kjell Eivind., 2011. – 109 с. – (University of Agder).
7. Ong W. Design Methodology for Heavy-Lift Unmanned Aerial Vehicles with Coaxial Rotors / W. Ong, S. Srigrarom. – Glasgow, 2019. – 14 с. – (University of Glasgow).
8. Verbeke J. The Design and Construction of a High Endurance Hexacopter suited for Narrow Corridors / J. Verbeke, D. Hulens,.. – 9 с.
9. Red'kin A. V. Perspective of use multi rotor unmanned aerial vehicles in transport operations / A. V. Red'kin, A. S. Mityaev. – Тула, 2016. – (Тульский государственный университет).
10. Luukkonen T. Modelling and control of quadcopter / Teppo Luukkonen. – Espoo. – 26 с. – (Aalto University).
11. Исаев А. М. Математические модели, численный комплекс и комплекс программ повышения дальности полета мультироторного БЛА : дис. канд. / Исаев А. М. – Ставрополь, 2020. – 196 с.

- 12.Zong J. Evaluation and Comparison of Hybrid Wing VTOL UAV with Four Different Electric Propulsion Systems / J. Zong, Z. Hou. – Changsha, 2021. – 14 с. – (College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology).
- 13.25-kw-electric-motor [Електронний ресурс]. – 2020. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.mgm-compro.com/electric-motor>.
- 14.MOTOR CONTROLLER HBCi 30063 [Електронний ресурс]. – 2020. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.mgm-compro.com/brushless-motor-controllers>.
- 15.MicroPilot. MP2128HELI-LRC2 Enclosed helicopter UAV autopilot (2.4GHz) [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://store.micropilot.com/product-p>.
- 16.GRIFF Aviation AS – Bakkedamsvegen Norway, 2021. – 5 с.
- 17.Розроблення стартап-проекту [Електронний ресурс] : Методичні рекомендації до виконання розділу магістерських дисертацій для студентів інженерних спеціальностей / За заг. ред. О.А. Гавриша. – Київ : НТУУ «КПІ», 2016. – 28 с.