

Хмельницький національний університет  
Факультет інформаційних технологій  
Кафедра комп'ютерної інженерії та інформаційних систем

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

бакалавр  
Освітній рівень


Програмно-технічна система керування аеростатичного літального апарату  
Назва теми


КВРКІ 2304277.21.04.43 ПЗ  
Шифр

Галузь знань 12 «Інформаційні технології»  
Шифр, назва

Спеціальність 123 «Комп'ютерна інженерія»  
Шифр, назва

Освітня програма «Комп'ютерна інженерія та програмування»  
Назва

Виконав: студент IV курсу, група КІ2-21-4  Даниїл ПАСАТЮК  
Підпис Ініціали, прізвище

Керівник  Андрій НІЧЕПОРУК  
Підпис, дата Ініціали, прізвище

Нормоконтролер  Тетяна КИСІЛЬ  
Підпис, дата Ініціали, прізвище

До захисту допускаю:  
зав. кафедри комп'ютерної  
інженерії та інформаційних  
систем  Ольга ПАВЛОВА  
Підпис Ініціали, прізвище

«12» червня 2025 р.

Хмельницький 2025

# ХМЕЛЬНИЦЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет ІНФОРМАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЙ

Кафедра КОМП'ЮТЕРНОЇ ІНЖЕНЕРІЇ ТА ІНФОРМАЦІЙНИХ СИСТЕМ

Освітній рівень БАКАЛАВР

Галузь знань 12 ІНФОРМАЦІЙНІ ТЕХНОЛОГІЇ

Спеціальність 123 КОМП'ЮТЕРНА ІНЖЕНЕРІЯ

Освітня програма «КОМП'ЮТЕРНА ІНЖЕНЕРІЯ ТА ПРОГРАМУВАННЯ»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Зав. кафедри Ольга ПАВЛОВА

“ 10 ” 01 2025 р.



## ЗАВДАННЯ НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ БАКАЛАВРА

Даниїлу ПАСАТІОКУ

Прізвище, ім'я, по батькові студента

1. Тема проекту (роботи) Програмно-технічна система керування аеростатичного літального апарату

Керівник проекту (роботи) Андрій НІЧЕПОРУК, к.т.н., доцент.

Прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання

Затверджена наказом ректора університету від 07.02.2025 р. № 23

2. Строк подання студентом проекту (роботи) на кафедру 01.06.2025 р.

3. Вихідні дані до проекту (роботи) Завдання на кваліфікаційну роботу

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити) \_\_\_\_\_

Аеростатичні літальні апарати та постановка задачі щодо розробки системи керування ними

Проектування архітектури програмно-технічного пристрою керування аеростатичним літальним апаратом

Розробка програмного забезпечення для системи керування аеростатичним літальним апаратом

5. Перелік графічного матеріалу (із зазначенням обов'язкових креслень) \_\_\_\_\_

Апаратне забезпечення системи

Електрично-принципова схема

Програмне забезпечення проекту

\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_

6. Консультанти розділів дипломного проекту (роботи)

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
Нормоконтроль	Тетяна КИСІЛЬ, доцент кафедри КІПС		
Антиплагіат	Андрій НІЧЕПОРУК, доцент кафедри КІПС		

7. Дата видачі завдання « 10 » 01 2025 р.

**КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН**

№з/п	Назва етапів (розділів) дипломного проекту (роботи)	Термін виконання етапів проекту (роботи)	Примітка
1	Вибір напряму дослідження та узгодження тематики кваліфікаційної роботи з керівником	10.01.2025	виконано
2	Ознайомлення з предметною областю; формулювання мети та задач дослідження; визначення об'єкта та предмета дослідження	01.02.2025	виконано
3	Робота над розділом 1 – дослідження предметної області та постановка задачі	01.03.2025	виконано
4	Робота над розділом 2 – вибір компонентів системи керування аеростатичним літальним апаратом	01.04.2025	виконано
5	Робота над розділом 3 – розробка програмного забезпечення системи керування аеростатичним літальним апаратом	29.04.2025	виконано
6	Оформлення пояснювальної записки згідно вимог	25.05.2025	виконано
7	Попередній захист ВКР	26.05.2025	виконано
8	Захист ВКР на засіданні ЕК	Червень 2025 року	

Студент

Підпис

Даниїл ПАСАТЮК  
Ініціали, прізвище

Керівник роботи

Підпис

Андрій НІЧЕПОРУК  
Ініціали, прізвище



## АНОТАЦІЯ

Тема кваліфікаційної роботи: «Програмно-технічна система керування аеростатичного літального апарату».

Автор роботи: Даниїл ПАСАТЮК.

Керівник роботи: Нічепорук Андрій Олександрович.

Пояснювальна записка: 70 с., 53 рис., 31 табл., 3 дод., 50 джерел.

Графічна частина: 3 креслення.

Аеростат, БПЛА, ESP32, BNO055, СИСТЕМА КЕРУВАННЯ, ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ.

Метою дипломної роботи є розробка та дослідження програмно-технічної системи керування аеростатичним літальним апаратом, яка забезпечує його стабілізацію, маневрування та дистанційне пілотування.

Об'єктом дослідження є аеростатичний літальний апарат як керований технічний засіб.

Предметом дослідження є програмно-апаратні засоби, алгоритми та методи керування, що забезпечують стабільність і керованість аеростатичного літального апарата під час польоту.

Під час проведення даного дослідження був використаний метод систематичного огляду літератури для вивчення і аналізу предметної області даного дослідження з різних джерел інформації.



Підпис студента

30.05.2025

Дата

## ЗМІСТ

<b>ВСТУП</b> .....	4
<b>1 АЕРОСТАТИЧНІ ЛІТАЛЬНІ АПАРАТИ ТА ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ ЩОДО РОЗРОБКИ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ НИМИ</b> .....	5
1.1 Аналіз предметної області і виявлення наявних проблем і завдань..	5
1.2 Порівняльний аналіз переваг та недоліків існуючих рішень .....	12
1.3 Визначення вимог програмно-технічної системи керування аеростатичного літального засобу .....	18
1.4 Висновки до першого розділу.....	19
<b>2 ПРОЕКТУВАННЯ АРХІТЕКТУРИ ПРОГРАМНО-ТЕХНІЧНОГО ПРИСТРОЮ КЕРУВАННЯ АЕРОСТАТИЧНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ</b> .....	21
2.1 Початкове планування та визначення вимог до програмно-технічного пристрою .....	21
2.2 Проектування архітектури програмно-технічного пристрою .....	22
2.3 Розробка структурної схеми програмно-технічного пристрою керування аеростатичним літальним апаратом.....	23
2.4 Аналіз, обґрунтування та вибір апаратних засобів для системи керування .....	25
2.5 Вибір джерела живлення .....	38
2.6 Оцінка параметрів системи керування, що проектується.....	45
2.7 Висновки до другого розділу .....	46
<b>3 РОЗРОБКА ПРОГРАМИ І АЛГОРИТМУ КЕРУВАННЯ ДИРИЖАБЛІВ НА ОСНОВІ МІКРОМОДУЛЯ ESP-WROOM-32</b> .....	48
3.1 Розробка електричної схеми підключення .....	48
3.2 Реалізація дистанційного керування .....	51
3.3 Реалізація збору даних з модуля абсолютної орієнтації .....	59
3.4 Розробка режимів автопілотування.....	62

КвРКІ 2304277.21.04.43 ПЗ				
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата
Виконав		Даниїл ПАСАТЮК		4.06.23
Перевід.		Андрій Нічепорук		12.06.23
Н.контр.		Тетяна КИСЛІЬ		21.06.23
Затвер.		Ольга ПАВЛОВА		11.06.23
Програмно-технічна система керування аеростатичного літального апарату. Пояснювальна записка				
		Літера	Аркуш	Аркушів
		у	2	72
ХНУ КІ2-21-4				

3.5. Тестування і попереднє налаштування режимів стабілізації за допомогою Unity .....	68
3.6. Висновки до третього розділу.....	71
<b>ВИСНОВКИ .....</b>	<b>72</b>
<b>ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАНЬ .....</b>	<b>74</b>
<b>ДОДАТОК А.....</b>	<b>79</b>
<b>ДОДАТОК Б .....</b>	<b>80</b>
<b>ДОДАТОК В .....</b>	<b>81</b>

## ВСТУП

У сучасних умовах розвитку безпілотних літальних апаратів аеростати не рідко розглядаються як альтернатива традиційним мультикоптерам та літакам. Завдяки своїй здатності до тривалого польоту, низьким енергетичним витратам на утримання висоти та простоті конструкції, аеростати ефективні у сферах спостереження, комунікацій та екологічного моніторингу.

Актуальність розробки програмно-технічного засобу керування аеростатичними літальними засобами зумовлена потребою забезпечити гарантовану стійкість та безпеку експлуатації. На відміну від фіксованих аеростатів, дирижаблі під час польоту потрапляють під вплив вітрових завад, змінного тиску та інших зовнішніх факторів. При відносно невисокій швидкості апарата вони здатні суттєво порушити траєкторію його польоту. Програмні алгоритми стабілізації, реалізовані на базі вбудованих мікроконтролерів у поєднанні з датчиками нахилу, GPS-модулями та різними органами керування, дозволяють миттєво реагувати на різні відхилення, забезпечуючи його практично автономну роботу навіть за мінливих погодних умов.

З точки зору технологічних трендів, зростає інтеграція Інтернету речей (IoT), машинного навчання та елементів штучного інтелекту. Вбудовані комп'ютери з підтримкою бездротового зв'язку дозволяють віддалено оновлювати алгоритми управління, корегувати параметри у реальному часі та аналізувати дані з бортових сенсорів. Це сильно спрощує і підвищує надійність експлуатації засобу.

У перспективі подальший розвиток безпілотних аеростатичних літальних апаратів відкриває можливості для створення мережі взаємопов'язаних аеростатів, здатних виконувати спільні завдання з розподіленим спостереженням та передачі даних. Використання передових сенсорів, енергоефективних приводів і самонавчальних алгоритмів може зробити їх недорогим й доволі гнучким інструментом в комерційних, громадських та оборонних системах.

					КвРКІ 2304277.21.04.43 ПЗ	Арк.
						4
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

# 1 АЕРОСТАТИЧНІ ЛІТАЛЬНІ АПАРТИ ТА ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ ЩОДО РОЗРОБКИ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ НИМИ

## 1.1 Аналіз предметної області і виявлення наявних проблем і завдань

Аеростат – це літальний апарат, політ якого повністю або частково (в залежності від системи), зумовлений дією закону Архімеда. Згідно з яким на будь-яке тіло, занурене в рідину або газ, діє виштовхувальна сила, яка дорівнює вазі витісненої даним тілом речовини [1].

$$F_A = \rho g V \quad (1.1)$$

де  $\rho$  – це густина витісненої речовини;

$g$  – це прискорення вільного падіння;

$V$  – це об'єм зануреної частини тіла (і, відповідно, витісненої рудини).

У повітрі, як і в рідинах, на занурені тіла діє виштовхувальна сила, відома як сила Архімеда. Проте її вплив зазвичай незначний через високу густина більшості об'єктів. Якщо ж середня густина тіла менша за густина навколишнього середовища, виштовхувальна сила може перевищити вагу тіла, що дозволяє йому підніматися вгору. Отже саме цей принцип і лежить в основі польоту аеростатів [2].

Для ілюстрації розглянемо приклад: суцільний шматок заліза потоне, якщо його розмістити на воді, оскільки його густина перевищує її густина. Однак, якщо з того ж заліза виготовити порожнисту оболонку, наповнену повітрям, вона може і не потонути, оскільки середня густина конструкції зменшується. Якщо ж цю оболонку наповнити водою, її середня густина зрівняється з густиною середовища, і вона потоне.

Аеростати зазвичай наповнюють газами, які мають меншу густина, ніж повітря: нагрітим повітрям, гелієм або воднем. Існує також концепція вакуумного аеростата, запропонована Франческо Лана де Терці: оболонка, з якої повністю

					КвРКІ 2304277.21.04.43 ПЗ	Арк. 5
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

відкачано повітря [3]. Така конструкція мала б витримувати атмосферний тиск зовні без внутрішнього протидіючого тиску, що досі технічно не реалізовано.

Перший аеростат був сконструйований братами Жозеф і Жак-Етьєн Монгольф'є. Його оболонка була кулеобразна, виготовлена з паперу та шовку, мала діаметр 15 метрів і висоту приблизно 22,7 метрів. Її було наповнено нагрітим повітрям, яке отримували шляхом спалювання соломи та вовни в спеціальному вогнищі, прикріпленім під отвором кулі. Апарат був в повітрі десь біля 25 хв. За цей час він пролетів близько 9 км. Але варто уточнити що пілоти могли керувати лише регулюванням висоти, змінюючи інтенсивність нагрівання повітря [4, 5].

У той же ж час французький фізик Жак Шарль разом із своїм соратником здійснив перший політ у аеростаті наповненим воднем. Цей апарат зміг протриматись в повітрі понад дві години. Він досягнув висоти 550 м і пролетів 36 км. І знову таки, управління обмежувалось лише впливом на висоту польоту. Тут це здійснювалося за допомогою клапана для випуску газу та баласту [4, 5].

Але ці апарати не були керованими. Напрямок, відстань і швидкість польоту цих апаратів залежали в основному від вітру.



Рисунок 1.1 – Повітряна куля Жана-П'єра Бланшара [6]

					КвРКІ 2304277.21.04.43 ПЗ	Арк. 6
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Першу спробу зробити аеростатичний літальний апарат керованим зробив Французький винахідник Жан-П'єр Бланшар. За основу він взяв апарат концепції Жака Шарля – кулю наповнену воднем. Для керування він встановив на нього крилясті весла. Апарат сконструйований Жан-П'єром Бланшаром зображено на рисунку 1.1. Хоча ці пристрої були малоефективними, вони дозволили йому здійснити перший переліт через Ла-Манш. Цей політ тривав близько двох з половиною годин і продемонстрував потенціал аеростатів [4-6].

Французький математик Жан-Батист Мен'є став одним із перших, хто відійшов від традиційної сферичної форми аеростатів, запропонувавши подовжену конструкцію з внутрішніми балонетами – камерами для стабілізації тиску всередині оболонки. Також ним була запропонована система водного баласту, яка пізніше нерідко використовувалась на аеростатах. Рух апарата мав забезпечуватись гвинтом, який обертався б м'язовою силою пілотів через педальний механізм, подібний до велосипедного. Але проєкт так і залишився лише на папері [4,5,7].

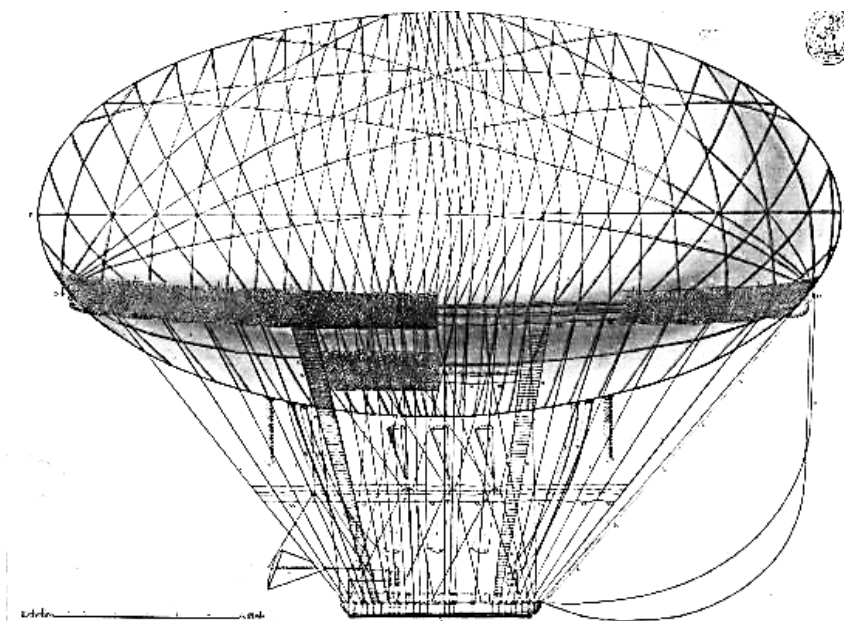


Рисунок 1.2 – Концепція літального апарату Жана-Батиста Мен'є [7]

Ідеї Мен'є були втілені в життя та суттєво вдосконалені Анрі Жіффаром, який створив перший справді керований аеростат. Для обертання гвинта на цьому апараті використовувався паровий двигун. Хоча потужності від нього ще не

вистачало для ефективного польоту проти сильного вітру, аеростат уже мав усі ключові риси сучасного дирижабля (від фр. dirigeable – керований): витягнуту обтічну оболонку, двигун, рульове управління та систему стабілізації. На рисунку 1.3 зображено дирижабль Анрі Жіффара [4,8].



Рисунок 1.3 – Дирижабль Анрі Жіффара [8]

Граф Фердинанд фон Цеппелін, основувшись на ідеї Девіда Шварца, розвинув ідею жорстких дирижаблів. На відміну від попередніх м'яких аеростатів, ці апарати мали жорсткий каркас із легких металів, всередині якого розміщувалися окремі газові балони. Це дозволяло зберігати форму оболонки незалежно від тиску газу та забезпечувало більшу міцність конструкції. На честь графа дирижаблі з такою конструкцією отримали назву цепеліни.

Застосування дизельних двигунів надало цепелінам можливість рухатися проти вітру. Крім того, вони були оснащені розвиненими системами керування: рулем напрямку (кермом) для поворотів, рулем висоти (елеватором) для зміни висоти польоту, а також балонетами – внутрішніми камерами, що дозволяли регулювати тиск і стабільність оболонки. Для балансування ваги використовувалася система переміщення баластної води. На рисунку 1.4 можна побачити структуру цепелінів [5, 9-11].

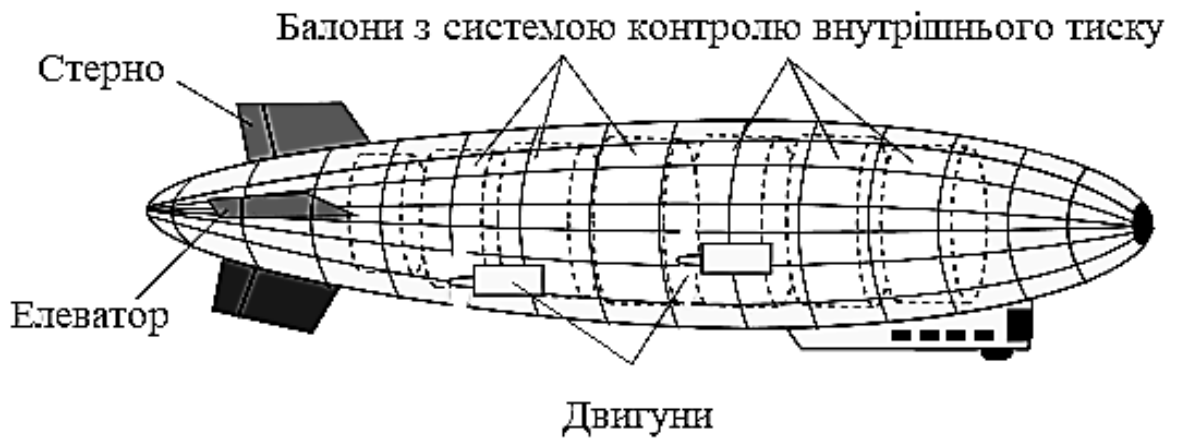


Рисунок 1.4 – Структура цепелінів

Однією з головних небезпек, пов'язаних із цепелінами, була висока займистість водню, яким заповнювали газові балони. Ідеальним варіантом з погляду безпеки міг би стати гелій – інертний і незаймистий газ. Однак навіть сьогодні його використання ускладнюється високою вартістю. До того ж, гелій має дещо більшу густину порівняно з воднем, що зменшує ефективність його застосування як підйомного газу в аеростатах.

На рисунку 1.5 зображено найбільший в світі дирижабль LZ 129 «Гінденбург», розробленого і сконструйованого на фабриці Цепеліна. Саме на цьому апараті сталася аварія: під час посадки, водень, яким були наповнені балони, спалахнув. Після цього інциденту від використання дирижаблів для перевезення пасажирів відмовились. Тож сьогодні їх використання є обмеженим [4, 5,12,13].

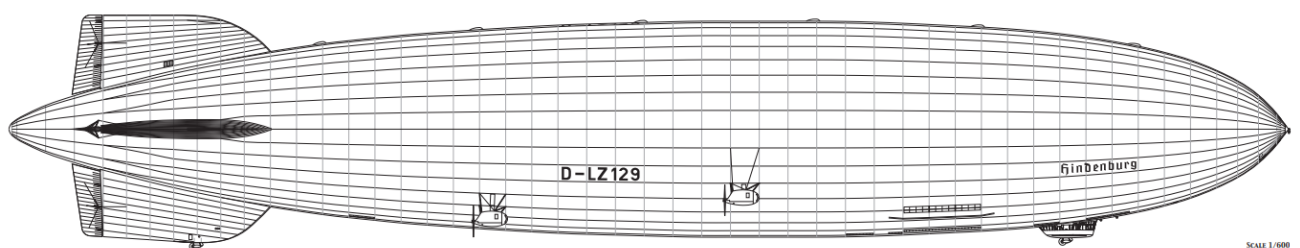


Рисунок 1.5 – LZ 129 “Гінденбург” [11]

Окрім проблем з наповненням аеростати не набули широкого поширення в сучасній авіації ще і через інші обмеження. Через низьку масу та велику парусність вони сильно залежать від погодних умов, особливо від вітру, що створює труднощі не лише під час польоту, а й у процесі стоянки чи обслуговування. Аеродинамічні сили, що змінюються зі швидкістю, істотно ускладнюють зліт і посадку, вимагаючи ретельного контролю.

До технічних викликів додається й економічний чинник: використання дорогого гелію значно підвищує вартість польоту, особливо при короткочасній експлуатації. Це робить аеростати менш конкурентоспроможними порівняно з літаками, вертольотами чи іншими літальними апаратами. Масове впровадження також ускладнюється браком спеціалізованої інфраструктури, необхідної для обслуговування таких апаратів.

На рисунку 1.6 зображено ці і інші недоліки аеростатичних літальних апаратів, що роблять їх дуже незручними при масовому використанні [12-14].



Рисунок 1.6 – Основні недоліки аеростатичних літальних апаратів

Однак, не дивлячись на це, аеростатичні літальні апарати володіють рядом переваг, які вигідно відрізняють їх від традиційних засобів авіації. Завдяки дії

виштовхувальної сили, їм не потрібно постійно витрачати енергію для утримання в повітрі, що істотно знижує енергоспоживання під час польоту та дозволяє перебувати в небі багато годин або, навіть, дів безперервно.

Крім того, у разі технічної несправності чи втрати керування, аеростат не падає стрімко, а зберігає плавучість, що значно підвищує рівень безпеки. Завдяки цим властивостям такі апарати є незамінними для завдань, що потребують тривалої присутності в повітрі без потреби у високій швидкості – зокрема, в спостереженні, моніторингу, зв'язку чи дослідницьких місіях. На рисунку 1.7 зображено частину таких завдань [12-16].



Рисунок 1.7 – Типи завдань які можуть виконувати АЛА

До цього, сучасний розвиток комп'ютерних й сенсорних систем створюють можливість реалізувати безпілотні АЛА. А допомогти пілоту справитись з великою кількістю мінливих характеристик може реалізація програмних рішень по автоматизації польоту. Це робить АЛА доволі перспективними для виконання довготривалих місій у галузях спостереження й комунікацій.

## 1.2 Порівняльний аналіз переваг та недоліків існуючих рішень

Програмно-технічні пристрої керування АЛА, зазвичай використовуються для реалізації дистанційного керування. Також з їхньою допомогою можна полегшити керування. Можна покласти на комп'ютер виявляти вплив зовнішніх завад, а також зміни параметрів самого тіла.

Далі у цьому розділі буде перелічено та стисло охарактеризовано сучасні аеростатичні керовані системи [17-26].



Рисунок 1.8 – Гібридний аеростат Airlander 10 [17]

Airlander 10 (рис.1.8) має довжину 91 м і є гібридним аеростатом – гелієвим корпусом зі сплющеним овальним перерізом, що слугує лебідкою для аеродинамічного підйому, і додатковими аеродинамічними поверхнями (крила, керма). Існує лише в одному екземплярі.

Польотна система Airlander 10 успадкувала архітектуру LEMV: цифровий бортовий комп'ютер польотного контролю дає змогу переходити між режимами ручного, дистанційного й безпілотного керування. Сигнали передаються на виконавчі механізми й двигуни оптичними волокнами через спеціальні мережі.

Система керування має стандартний набір сенсорів для визначення положення і орієнтації: 3-осьовий акселерометр, 3-осьовий гіроскоп, 3-осьовий магнітометр,

барометр і GPS, об'єднаних в єдину систему AHRS (Attitude and Heading Reference System) / INS (Inertial Navigation System). Для розвідувальних і комунікаційних місій можуть додаватися додаткові пристрої: електро-оптичні/інфрачервоні камери, багатоспектральні сенсори, радіолокаційні станції й SIGINT-антени.

Airlander 10 підтримує стандартні автопілот-режими: утримання висоти, курсу, швидкості, вертикальної швидкості та навігацію за маршрутом. Утримання висоти основане на барометричному датчику й PID-регуляторі, що коригує вектор тяги та кут атаки для стабілізації встановленої висоти.

Утримання курсу використовує дані магнітометра й гіроскопа, передаючи команди на рульові поверхні й поворотні двигуни, щоб тримати заданий напрямок. Навігаційний режим об'єднує GPS-позицію з бортовим FMS: обчислює вектор курсу до точки і автоматично коригує курс та швидкість для послідовного проходження шляхових точок. Режими зльоту та посадки поєднують утримання позиції, висоти й вектор тяги за даними датчиків наближення до ґрунту та швидкості; вони активуються за певними порогами швидкості й відстані до поверхні.



Рисунок 1.9 – Гібридний аеростат Lockheed Martin P-791 [18]

Lockheed Martin P 791 (рис.1.9) – це напівжорсткий гібридний аеростат, що поєднує аеростатичний (гелієвий) та аеродинамічний підйоми. Він має довжину близько 36,6 м та максимальну ширину майже 19,8 м. Нижня частина оснащена

чотирма дископодібними подушками для короткого зльоту і посадки на різних поверхнях. Може пілотуватися як з борту так і дистанційно (опціонально). Наразі це лише прототип, але перебуває в розробці з розрахунку на масове виробництво.

Система польотного керування LMH-1 побудована за принципом fly-by-wire із резервованими цифровими бортовими комп'ютерами. Тобто команди від пілота (або наземного оператора) передаються до розподілених модулів управління двигунами й кермовими поверхнями через швидкісні мережі CAN.

Набір AHRS/INS сенсорів дуже подібний до того який є у вже розглянутого Airlander 10. Деталі щодо алгоритмів автопілотування не було розкрито розробниками, але відомо що P-791 підтримує стандартні режими, які були перелічені при розгляді Airlander 10.



Рисунок 1.10 – Аеростат жорсткої конструкції Aeroscraft ML866 [20]

Aeroscraft ML866 (рис.1.10) – це жорсткий зміннобаластний аеростат із внутрішньою жорсткою рамою, що зберігає форму обтічного корпусу навіть при зміні об'єму гелію. Має довжину близько 170 м. Оснащений запатентованою системою керування плавучістю COSH (Compression Of Static Helium), суть якої полягає у стисненні гелію в резервуарах або його розширення для зміни об'єму. Ця технологія дозволяє відмовитись від використання баласту. Так само як і попередньо розглянуті апарати, може керуватись безпосередньо пілотом, дистанційно через радіозв'язок або ж автопілотом.

Система керування цього апарату принципово нічим не відрізняється від попередньо розглянутих. Єдине що вона ще здійснює контроль системи COSH.



Рисунок 1.11 – Стратосферний аеростат Thales Stratobus [22]

Stratobus (рис.1.11) – стратосферний аеростат довжиною близько 140 м, м'якого типу конструкції, тобто форма його оболонки підтримується внутрішнім тиском гелію. Його сконструйовано як повністю автономну безпілотну систему з електричним приводом чотирьох двигунів, живлення яких забезпечують сонячні панелі. Керування може здійснюватися як з наземної станції в прямій лінії зв'язку (Line Of Sight), так і через супутниковий канал (Beyond Line Of Sight). Наразі перебуває в розробці і немає повнорозмірного льотного прототипу.

Система керування побудована за принципом fly-by-wire із резервованими бортовими комп'ютерами. Оснащений AHRS/INS системою, як і у всі попередньо розглянуті апарати.

Автоматизовані режими включають здійснення зльоту посадки (VTOL), регулювання тиску гелію та векторів тяги. Має режим утримання позиції який реалізується за допомогою PID контролера за висотою та позицією. Основним режимом є крейсерський політ із утриманням заданої швидкості і курсу. Таж має

реалізований режим слідування маршрутними точками. Перехід між режимами здійснюється за допомогою скінченної машини станів.



Рисунок 1.12 – Радіокерований легкий аеростат Solar RC Blimp [25]

Solar RC Blimp (рис.1.12) – це радіокерований легкий аеростат із поліуретановим обтічним корпусом довжиною від 5 м до 10 м, оснащений гелієм для підйомної сили та фотоелектричними модулями для продовження польоту без підзарядки. Він має два тягові електродвигуни, керовані за допомогою звичайного RC-передача, і стабілізатори з елеваторами та стернами. Має серійне виробництво і використовується для аерофотозйомки та наукових досліджень.

Система керування Solar RC Blimp у стандартній комплектації в основному складається з RC-приймача, ESC (Electronic Speed Controller) і підсистеми розподілення електроенергії.

Базовими компонентами підсистеми розподілення електроенергії є сонячні панелі, акумулятор і ряд датчиків і контролерів. При достатній інтенсивності сонячного освітлення двигун і система напряму живиться з сонячних панелей, а надлишок використовувати для заряджання акумуляторів. При слабкому сонячному освітленні система живиться з акумуляторів. Завдяки цьому апарат може максимально довго зберігати здатність до руху.

Але апарат також може бути оснащений ArduPilot Pixhawk модулем і AHRS/INS сенсорами, що дозволить автоматизувати керування апаратом. При

цьому стають доступні такі режими: стабілізація із PID-контролем крену і тангажу, утримання висоти, утримання позиції, навігація за точками та повернення до точки запуску, які перемикаються через скінченний автомат командного рівня автопілота.



Рисунок 1.13 – Безпілотний аеростат м'якої конструкції Silent Runner [26]

Silent Runner (рис.1.13) – це безпілотний аеростат м'якої конструкції (RC-blimp) довжиною близько 2,2 м. Проект реалізовано як відкрита апаратно-програмна платформа. Тобто він існує не лише у вигляді концепту: ентузіасти по всьому світу регулярно збирають діючі прототипи.

Система керування основана на мікроконтролера Arduino Pro Mini, на якому можна розгорнути основну прошивку Silent Runner. До базового набору електроніки входять електродвигуни та ESC (Electronic Speed Controllers) до них, сервоприводи та датчики моніторингу живлення.

За бажанням систему можна модифікувати додавши до неї навігаційні модулі: тривісний акселерометр, гіроскоп і магнітометр, барометр для вимірювання висоти та супутниковий модуль GPS.

Призначення штатної прошивки Silent Runner – забезпечення дистанційного пілотування. Однак вона не має режимів автоматизації. Хоча систему можна модифікувати, як і встановленням окремого модуля автопілота, так і модифікацією самої прошивки. Сама вона є в GitHub і має відкритий доступ. Варто ще додати, що

для миттєвого реагування на сигнали з датчиків штатна прошивка використовує бібліотеку PinChangeInt.

Розглянуті аеростатичні апарати демонструють широкий спектр підходів до систем керування – від простих RC-рішень до складних автоматизованих комплексів з резервуванням і багаторежимним автопілотом. Деякі з них впроваджують унікальні рішення, що хоч і дає значні переваги, але водночас ускладнює систему керування. Такі рішення можуть бути надлишковими для безпілотних АЛА малих розмірів.

Серед переваг високотехнологічних систем – гнучкість режимів роботи, стабільність і можливість автономної навігації. Недоліками є складність реалізації, висока вартість компонентів та більші вимоги до технічного обслуговування. У той час як простіші системи (як у Silent Runner) значно легші у реалізації, дешевші й ідеальні для аматорських чи науково-дослідних проєктів. І що показово такі системи набагато легше вводяться у експлуатацію, тоді як складніші системи потребують довготривалих тестувань і за пару десятків років розробки так можуть і не дійти до серійного виробництва. Втім дуже прості радіокеровані системи майже повністю залежать від оператора або потребують додаткового програмування для впровадження автономії. Що дуже обмежує їх можливості. Таким чином, вибір системи керування завжди є компромісом між складністю, ціною та функціональністю відповідно до цілей місії.

### 1.3 Визначення вимог програмно-технічної системи керування аеростатичного літального засобу

У цьому дослідженні в якості літального апарату, для якого буде розроблено систему керування, розглядається пристрій, призначення якого це повітряна зйомка. В основі системи має бути закладено плату розробника ESP32 з вбудованим Wi-Fi-модулем.

Керування має бути двохосьове, і здійснюватись за допомогою стерн хвостового оперення. Воно складається з чотирьох крих, кожне з яких має по

					КвРКІ 2304277.21.04.43 ПЗ	Арк. 18
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

одному стерну. Але вони будуть попарно синхронізовані між собою: два вертикальні і два горизонтальні.

Очікується, що система матиме два двигуни. Через аеродинамічні характеристики апарата, для якого розробляється система керування, вимоги до керуючих елементів наступні: тяга мінімум 2.6 Н, та крутний момент по 1.6 кг\*см на вісь керування. Система не повинна важити більше 200 г інакше апарат не буде здатен здійснювати стабільний політ.

Також необхідно реалізувати горизонтальну стабілізацію при прямолінійному польоті. Для виконання завдання буде розроблено структурну і електричну принципову схеми, підібрано елементи, що відповідають поставленим задачам, розроблено програмний засіб за допомогою середовища ArduinoIDE та мови програмування C++.

Для подальшого тестування апарату необхідно зробити попереднє налаштування. Бажано використовувати симуляцію. Її можна провести використовувати на базі ігрового рушія Unity, оскільки в ньому реалізовані інструменти для фізичної симуляції, по роботі з графічною складовою та для виведення інформації на екран.

#### 1.4 Висновки до першого розділу

В цьому розділі було розглянуто принцип роботи аеростатів, а також було досліджено історію його розвитку. Це дозволило побачити як і переваги літальних засобів цього типу, так і основні недоліки.

Окрім цього ще було оглянуто сучасні реалізації аеростатичних літальних апаратів та їх системи керування. У більшості випадків нан их використовуються спеціалізовані бортові комп'ютери. Хоча є і реалізація на основі Arduino Pro Mini.

Для стібілізації використовуються різні режими автопілотування. При цьому корегування параметрів часто відбувається за допомогою PID-регуляторів. Більшість апаратів оснащена (або можливо оснастити) навігаційними датчиками, що майже завжди поєднуються в систему AHRS/INS.

					КвРКІ 2304277.21.04.43 ПЗ	Арк. 19
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Також в цьому розділі було викладено вимоги до системи керування, що розробляється в поточній роботі:

- Основою для системи керування має бути мікроконтролер ESP32
- Система має забезпечити тягу в 2.6 Н.
- Сервоприводи на хвостовому оперенні мають мати крутний момент не менше 1.6 кг\*см.
- Система має важити не більше 200 г.
- Має бути реалізовано програмний алгоритм по дистанційному керуванню
- В програмі мають бути реалізовані різні режими стабілізації польоту.
- Мати надійне живлення усіх компонентів.
- Має бути здійснено попереднє налаштування за допомогою симуляції в Unity.

					КвРКІ 2304277.21.04.43 ПЗ	Арк. 20
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

## 2 ПРОЕКТУВАННЯ АРХІТЕКТУРИ ПРОГРАМНО-ТЕХНІЧНОГО ПРИСТРОЮ КЕРУВАННЯ АЕРОСТАТИЧНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ

2.1 Початкове планування та визначення вимог до програмно-технічного пристрою

У цьому розділі описується процес розробки програмно-технічної системи керування дирижаблем.

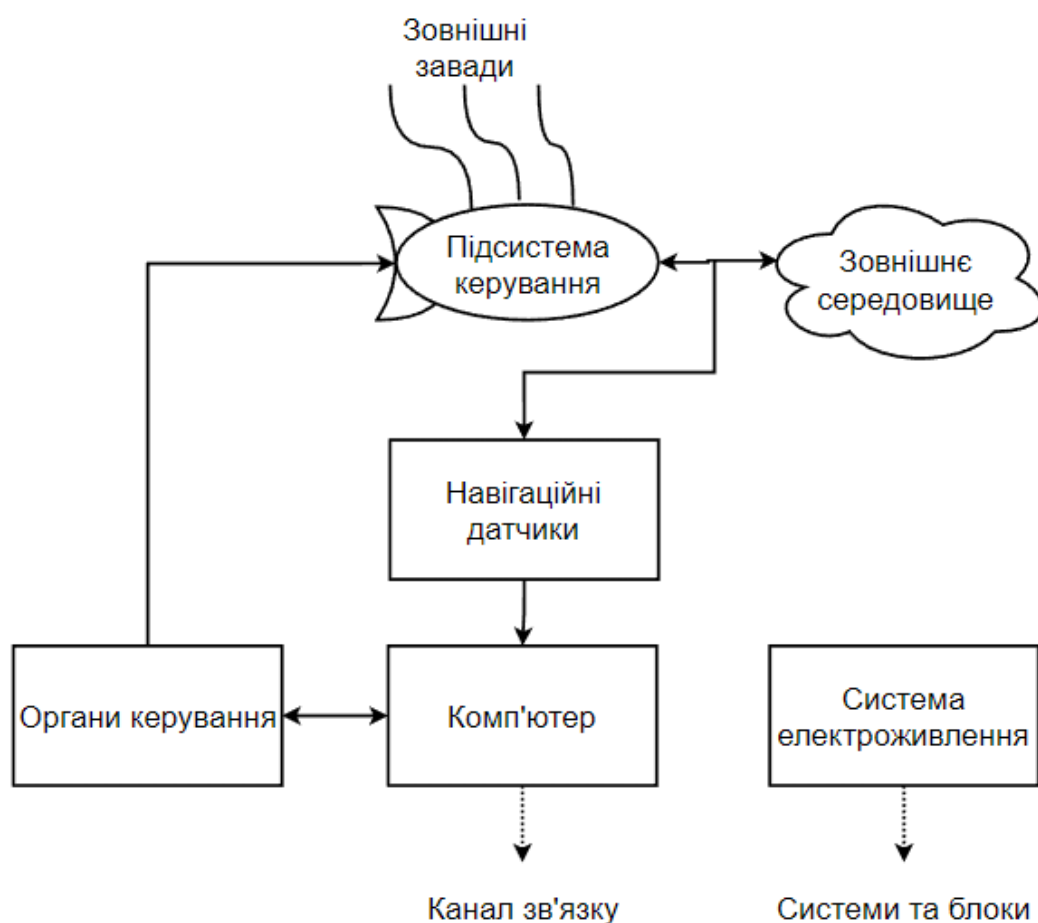


Рисунок 2.1 – Інтеграція модулів ПТП у підсистему керування дирижаблем

В пршому розділі було проведено аналіз завдань, що стоять перед системою керування аеростатом:

- Основою для системи керування має бути мікроконтролер ESP32.

- Система має забезпечити тягу в 2.6 Н.
- Сервоприводи на хвостовому оперенні мають мати крутний момент не менше 1.6 кг\*см.
- Система має важити не більше 200 г.
- Має бути реалізовано програмний алгоритм по дистанційному керуванню.
- В програмі мають бути реалізовані різні режими стабілізації польоту.
- Мати надійне живлення усіх компонентів.
- Має бути здійснено попереднє налаштування за допомогою симуляції в Unity.

В схемі на рисунку 2.1 зображено інтеграцію складових програмно-технічного пристрою керування аеростатичним літальним апаратом.

Мінімізація сумарної ваги буде відбуватися різними шляхами. По можливості варто буде уникати великої кількості елементів в системі. Особливо якщо є змога замінити декілька елементів з різними функціями одним модулем який би поєднував в собі ці функції. Також, зменшити вагу системи можна підбравши більш легкі аналоги компонентам. Але в рамках цього розділу буде розглянуто лише перший аспект зазначеного завдання.

## 2.2 Проектування архітектури програмно-технічного пристрою

Як вже було сказано в першому розділі, спеціальні польотні модулі в системі використовуватись не будуть. Натомість будуть розглядатись більш універсальні програмні модулі, що сумісні з Arduino IDE. Але такі модулі не будуть містити спеціальних навігаційних сенсорів, які є необхідні для того щоб система керування літального апарата могла здійснювати хоча б мінімальну стабілізацію.

Тому системі необхідне додаткове апаратне забезпечення. За вимоги до дотримання мінімізації сумарної ваги всіх елементів системи, зменшити кількість цих самих елементів було б дуже доцільним. Отже, замість додавати в систему різні

навігаційні модулі було вирішено взяти один єдиний модуль абсолютної орієнтації (MAO) їх ще називають інерційними вимірювальними пристроями (IMU). Зазвичай такі датчики поєднують в собі акселерометр, гіроскоп та магнітометр. Останнє, правда, рідше. Один такий модуль може вимірювати лінійні прискорення по осях  $x$ ,  $y$  та  $z$ , кутові швидкості по осях  $x$ ,  $y$  та  $z$ , та, при наявності магнітометра, визначати орієнтацію апарату відносно північного магнітного полюсу. Деякі MAO можуть містити ще і додаткові блоки обробки сигналів, виправлення помилок та температурної компенсації.

Найпоширенішим і найзручнішим, на сьогоднішній день, рішенням по наданні роботизованому апаратові рушійної сили є електродвигун. Для зручного і стабільного керування ним через мікроконтролер слід додати до системи ще й драйвер двигуна. Для здійснення горизонтального та вертикального керування будуть використовуватись сервоприводи.

В якості джерела живлення використовується акумулятор. Щоб кожному вузлу надати стабільне напругопостачання та вберегти його від перенапруги або просідання живлення, у схемі передбачено DC-DC конвертери: понижувачі та підвищувачі напруги відповідно до вимог кожного елемента. Для спрощення на структурній схемі відображено лише сам акумулятор.

### 2.3 Розробка структурної схеми програмно-технічного пристрою керування аеростатичним літальним апаратом

Основним елементом системи буде програмний модуль, тому майже всі керуючі з'єднання будуть сам з ним. Але двигун не буде підключено до контролера на пряму. Для того щоб забезпечити його стабільну роботу з'єднання з керуючою платою слід реалізувати через спеціальний драйвер.

Програмний модуль, сервоприводи та, особливо, двигун будуть підключені до джерела живлення паралельно. Таке підключення було обрано для забезпечення стабільного живлення.

МАО можна буде спробувати підключити до контролера напряму, оскільки зазвичай навігаційні модулі не потребують багато напруги. І для їх прямого підключення до джерела живлення доведеться ставити додатковий понижувач. Якщо ж модулю підходитиме живлення з програмного модуля, то це дозволить уникнути використання додаткового елемента. До того ж мікроконтролер зможе додатково убезпечити МАО від шумів.

На рисунку 2.2 зображено структурну схему систему керування аеростатичним літальним апаратом:

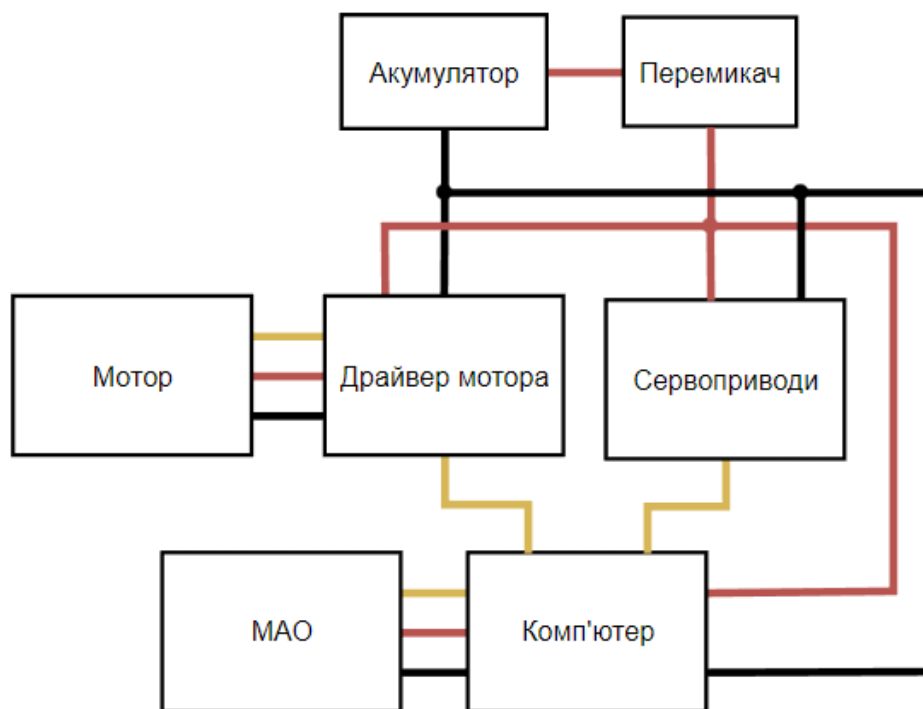


Рисунок 2.2 – Структурна схема системи керування аеростатичним літальним апаратом

На схемі видно що драйвер мотора, обидва сервоприводи і мікроконтролер паралельно підключено до живлення. Двигун керується і живиться через драйвер. МАО живиться через мікроконтролер, а також має з ним з'єднання для передачі даних про зміщення, обертання і іншої навігаційної інформації апарату. А керування драйвером, сервоприводом горизонтальної навігації та сервоприводом горизонтальної навігації підключено до керуючого модуля.

## 2.4 Аналіз, обґрунтування та вибір апаратних засобів для системи керування

При виборі всіх елементів системи, окрім їх власних характеристик, буде братись до уваги ще і такий критичний, для аеростатичного літального апарату параметр як вага. З цієї вимоги впливає ще один критерій, а саме: споживаний струм. Чим більше система буде споживати енергії тим більше треба буде ставити акумуляторів для забезпечення достатнього часу польоту. Що в свою чергу спричинить збільшення ваги системи керування.

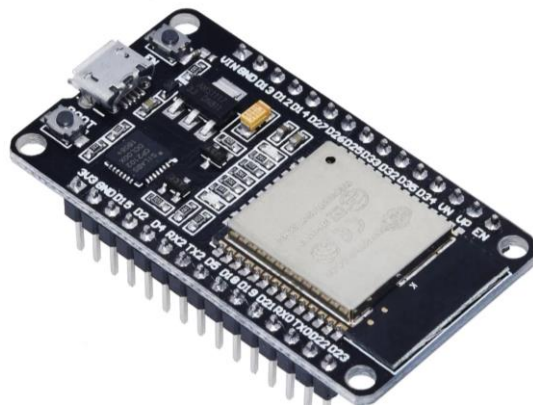


Рисунок 2.3 – Мікроконтролерний модуль ESP-WROOM-32 [27]

Розглянемо характеристики контролера ESP-WROOM-32 (рис.2.3), що зазначені в таблиці 2.1 [27].

Таблиця 2.1 – Характеристики ESP-WROOM-32

Вхідна напруга	5 В
Піковий струм	300 мА
Номінальний струм	200 мА
Розміри плати	18 x 25,5 мм
Вага	~3 г
Процесор	ESP32
Ціна (грн)	120–300

Хоч ESP32 не є оптимізований для задач з жорсткими вимогами до реального часу, він пропонує значні переваги в плані простоти програмування через ArduinoIDE, вбудованого Wi-Fi/Bluetooth та доступної вартості. Для аеростатичного апарату, де швидкість обробки даних не є настільки критичною, універсальність та можливості бездротової комунікації роблять ESP32 задовільним варіантом для виконання поставлених задач.

Втім ESP32 не має вбудованих датчиків які б дозволяли йому слідкувати за своїм положенням в реальному просторі. З цих причин треба додати до системи модуль абсолютної орієнтації. При його виборі увага в першу чергу звертатиметься на його вагу і споживання енергії, так як точність вимірювання, хоч і важлива, але на настільки критична при переважно ручному керуванні.

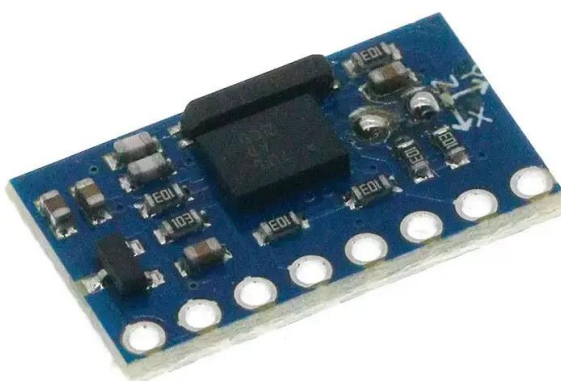


Рисунок 2.4 – Модуль абсолютної орієнтації BNO055 [28]

Таблиця 2.2 – Характеристики модуля абсолютної орієнтації BNO055

Вага (г)	3
Розміри (мм)	5.2 x 3.8 x 1.1
Споживання (мА)	12.3
Напруга (В)	1.7–3.6
Частота (Гц)	100
Похибки вимірювання	10°/год; 0.01 м/с <sup>2</sup> ; ±2 μТ
Ціна (грн)	300–600



Рисунок 2.5 – Модуль абсолютної орієнтації VN-100 OEM [30]

Таблиця 2.3 – Характеристики модуля абсолютної орієнтації VN-100 OEM

Вага (г)	5
Розміри (мм)	22 x 24 x 3
Споживання (мА)	32
Напруга (В)	3.2–5.5
Частота (Гц)	800
Похибки вимірювання	5°/год; 0.05 м/с <sup>2</sup> ; ±0.5 μТ
Ціна (грн)	15 000

В результаті пошуку було обрано на розгляд такі модулі абсолютної орієнтації: BNO055 (рис.2.4), VN-100 OEM (рис.2.5), XSens MTi-1 (рис.2.6) та STEMMA QT (LSM6DSOX + LIS3MDL) (рис.2.7). Їхні характеристики наведено в таблицях 2.2 – 2.5 [28-32].

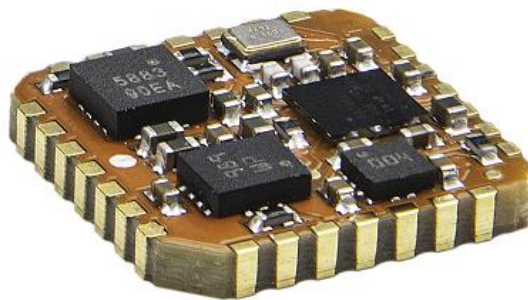


Рисунок 2.6 – Модуль абсолютної орієнтації XSens MTi-1 [31]

Таблиця 2.4 – Характеристики модуля абсолютної орієнтації XSens MTi-1

Вага (г)	0.6
Розміри (мм)	12.1 x 12.1 x 2.55
Споживання (мА)	~9
Напруга (В)	2.8–3.6
Частота (Гц)	1000
Похибки вимірювання	6°/год; 0.1 м/с <sup>2</sup>
Ціна (грн)	2 700–5 800

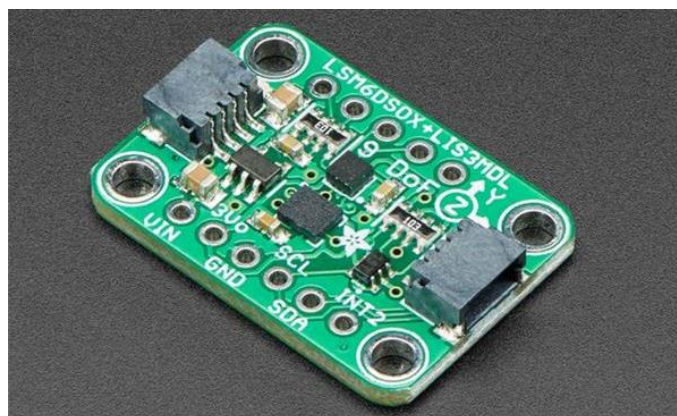


Рисунок 2.7 – Модуль абсолютної орієнтації STEMMA QT (LSM6DSOX + LIS3MDL) [32]

Таблиця 2.5 – Характеристики модуля абсолютної орієнтації STEMMA QT (LSM6DSOX + LIS3MDL)

Вага (г)	2
Розміри (мм)	23 x 10
Споживання (мА)	3
Напруга (В)	2.5–5.5
Частота (Гц)	1600-6700
Похибки вимірювання	10°/год; 0.3 м/с <sup>2</sup> ; 1–2 μТ
Ціна (грн)	850–1830

На основі зібраних даних було зроблено таблицю порівняння (табл.2.6).  
Проведемо аналіз цих даних:

- VN-100 OEM має найбільшу масу і споживаний струм, що робить його не дуже бажаним, хоч він має найнижчий дрейф;
- XSens MTi-1 є найлегшим, але через обмежену локальну наявність і ціну його складно придбати;
- STEMMA QT другий за вагою, з найменшим споживанням та майже доступною ціною ; висока частота дає швидку реакцію, але й більший рівень шуму;
- BNO055/ BNO085 – посередні по вазі і по споживанні. Але вони є найдешевші. Частоту вони мають найнижчу, але і вимоги до реакції в польоті у аеростата не високі.

Таблиця 2.6 – Порівняння характеристик модулів абсолютної орієнтації, що розглядаються

Параметр	BNO055	VN-100 OEM	XSens MTi-1	STEMMA QT
Вага	3	5	0.6	2
Споживання	12.3	32	9	3
Частота	100	800	1000	1600-6700
Похибки вимірювання	10°/год; 0.01 м/с <sup>2</sup> ; ±2 μТ	5°/год; 0.05 м/с <sup>2</sup> ; ±0.5 μТ	6°/год; 0.1 м/с <sup>2</sup>	10°/год; 0.3 м/с <sup>2</sup> ; 1–2 μТ
Ціна (грн)	300–600	15 000	2700 – 5800	850 – 1830

З міркувань вартості і доступності було обрано BNO055. Але за потреби зекономити вагу чи збільшити час польоту можна буде замінити його на XSens MTi-1 чи STEMMA QT (LSM6DSOX), оскільки вони мають співставну напругу.

Перейдемо до вибору виконавчих компонентів керуючої системи. Структурною схемою передбачаються сервоприводи та електродвигун до якого ще потрібно буде підібрати драйвер.

Двигун є ключовим елементом, що визначатиме можливість реалізації керуваності літального апарата. Навіть сервоприводи втратять свої керуючі функції, якщо апарат не буде рухатись. Або стануть дуже обмеженими якщо швидкість руху буде недостатньою. Тому, вибираючи двигун треба забезпечити апарат достатньою тягою. Але, окрім цього, треба підібрати дуже легкі і невибагливі до живлення елементи, адже це є дуже важливо для аеростатичних апаратів.



Рисунок 2.8 – Мотор BetaFPV 1102 LAVA Series (14000 KV) [33]

Таблиця 2.7 – Характеристики мотору BetaFPV 1102 LAVA Series (14000 KV)

Вага (г)	3.4
Тяга (Н)	1.27
Напруга (S)	2
Максимальний струм (А)	10.51
Ціна (грн)	1999



Рисунок 2.9 – Мотор iFlight XING NANO X1103 (10000 KV) [34]

Таблиця 2.8 – Характеристики мотору iFlight XING NANO X1103 (10000 KV)

Вага (г)	3.5
Тяга (Н)	1.36
Напруга (S)	2
Максимальний струм (А)	7.46
Ціна (грн)	500



Рисунок 2.10 – Мотор GEPRC SPEEDX GR1105 (6000 KV) [35]

Таблиця 2.9 – Характеристики мотору GEPRC SPEEDX GR1105 (6000 KV)

Вага (г)	6
Тяга (Н)	1.47
Напруга (S)	2-3
Максимальний струм (А)	6-10
Ціна (грн)	935



Рисунок 2.11 – Мотор LDARC XT1105 (4250 KV) [36]

Таблиця 2.10 – Характеристики мотору LDARC XT1105 (4250 KV)

Вага (г)	6.1
Тяга (Н)	2.22
Напруга (S)	3
Максимальний струм (А)	~5-7
Ціна (грн)	667

Таблиця 2.11 – Порівняння характеристик моторів, що розглядаються

Параметр	BetaFPV 1102 LAVA Series (14000 KV)	iFlight XING NANO X1103 (10000 KV)	GEPRC SPEEDX GR1105 (6000 KV)	LDARC XT1105 (4250 KV)
Вага (г)	3.4	3.5	6	6.1
Тяга (Н)	1.27	1.36	1.47	2.22
Напруга (S)	2	2	2-3	3
Максимальний струм (А)	10.51	7.46	~6-10	~5-7
Ціна (грн)	1 999	500	935	667

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата
-----	------	----------	--------	------

З першого розділу відомо, що сумарна тяга двигунів має бути не меншою за 2.6 Н. Оскільки двигунів в системі два, мінімальною тяга для одного буде 1.3 Н. В результаті пошуку було обрано на огляд такі двигуни: BetaFPV 1102 LAVA Series (14000 KV) (рис.2.8), iFlight XING NANO X1103 (10000 KV) (рис.2.9), GEPRC SPEEDX GR1105 (6000 KV) (рис.2.10), LDARC XT1105 (4250 KV) (рис.2.11). Їх характеристики наведено в таблицях 2.7 – 2.10 [33-36].

На основі зібраних даних було зроблено таблицю порівняння (табл.2.11). З неї видно, що:

- BetaFPV 1102 – найлегший, але і його максимальне споживання струму є одним з найбільших. Хоч його тяга дуже близька до 1.3 Н, але вона таки не задовольняє вимоги. Але найбільшим недоліком цього мотору є його ціна: 1999 грн, що робить його найдорожчим варіантом;

- LDARC XT1105 – має найбільшу потужність, проте й найбільшу вагу та рекомендовану напругу живлення, що робить його не дуже бажаним варіантом. Ціна і струм помірні;

- iFlight XING NANO X1103 – має вагу дуже близьку до BetaFPV 1102 і при цьому виграє і по тязі, і по струму, і по ціні. Це робить поки що найкращим варіантом. Вимоги до тяги задовільні;

- GEPRC SPEEDX GR1105 – маючи вагу дуже близьку до LDARC XT1105 програє йому у всіх інших показниках. Тому, мабуть, це є найгірший варіант для керування аеростатом зі всіх що розглядались.

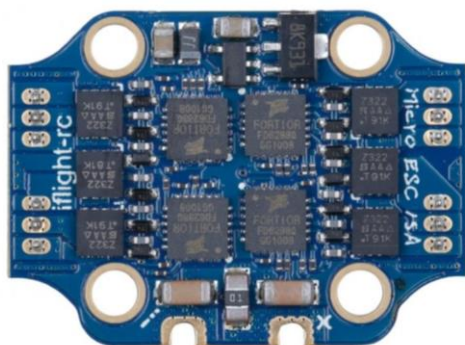


Рисунок 2.12 – iFlight SuccEx Micro ESC [37]

Таблиця 2.12 – Характеристики iFlight SucceX Micro ESC

Вага (г)	3.6
Пропускна здатність (А)	15
Вхідна напруга (S)	2-4
Ціна (грн)	2000

Після огляду всіх двигунів, було обрано iFlight XING NANO X1103 через найкращий баланс між вагою, потужністю і ціною. Тепер треба підібрати до нього драйвер, що забезпечить від 8А струму і 2S напруги.

На розгляд було обрано наступні ESC: iFlight SucceX Micro ESC (рис.2.12), Makerfire BLHeli 12 A ESC (рис.2.13), Racerstar TATTO 8A BLHeli\_32 (рис.2.14) [37-39]. Їхні характеристики наведено в таблицях 2.12-2.14 [37-39].



Рисунок 2.13 – Makerfire BLHeli 12A ESC [38]

Таблиця 2.13 – Характеристики Makerfire BLHeli 12A ESC

Вага (г)	6
Пропускна здатність (А)	12-20
Вхідна напруга (S)	2-4
Ціна (грн)	140



Рисунок 2.14 – Racerstar TATTO 8A BLHeli\_32 [39]

Таблиця 2.14 – Характеристики Racerstar TATTO 8A BLHeli\_32

Вага (г)	3
Пропускна здатність (А)	8-10
Вхідна напруга (S)	1-2
Ціна (грн)	200

В результаті порівняльного аналізу було обрано ESC Racerstar TATTO 8A BLHeli\_32 через його легкість та доступність. Але як варіант для підвищення надійності можна обрати iFlight SuccеX Micro ESC, хоч він значно дорожчий. Втрати по вазі будуть, але вони будуть не дуже значні.

Перейдемо до вибору одного з ключових елементів системи керування – сервопривода. При його підборі, окрім вже зазначених критеріїв, увагу ще слід звернути, і на крутний момент, швидкодію та ширину мертвої зони. Вони безпосередньо впливають на точність і швидкість реакції системи.



Рисунок 2.15 – Сервопривід TowerPro MG90S [40]

Таблиця 2.15 – Характеристики сервопривода TowerPro MG90S

Вага (г)	13.4
Розміри (мм)	22.8 x 12.2 x 28.5
Крутний момент (кг*см)	1.8-2.2 (при 4.8-6.0 В)
Швидкість (сек/60°)	0.12-0.10 (при 4.8–6.0 В)
Ширина мертвої зони (мкс)	~1
Робоча напруга (В)	4.8-6.0
Робочий струм (мА)	150-200
Піковий струм (мА)	700-800
Кут повороту (°)	180 (±10)
Ціна (грн)	80-200

Виходячи з вимог до системи керування, маса сервопривода є критичним фактором. Тому основним критерієм попереднього відбору була мінімальна вага при наближеного дотримання прийнятних експлуатаційних характеристик. Для аналізу обрано три компактні моделі: MG90S (рис. 2.15), GH-S37D (рис. 2.16) та ES08A II (рис. 2.17). У таблицях 2.15–2.17 наведено технічні характеристики обраних сервоприводів [40-42].



Рисунок 2.16 – Сервопривід GH S37D [41]

Таблиця 2.16 – Характеристики сервопривода GH S37D

Вага (г)	3.7
Розміри (мм)	9.2 x 17.6 x 20.1
Крутний момент (кг*см)	0.9-0.8 (при 4.8–6.0 В)
Швидкість (сек/60°)	0.11-0.09 (при 4.8–6.0 В)
Ширина мертвої зони (мкс)	~1
Робоча напруга (В)	4.8-6.0
Робочий струм (мА)	250-300
Піковий струм (мА)	900-1000
Кут повороту (°)	180 (±10)
Ціна (грн)	60-240



Рисунок 2.17 – Сервопривід ES08A II [42]

Таблиця 2.17 – Характеристики сервопривода ES08A II

Вага (г)	8.5
Розміри (мм)	23.1 x 12.0 x 29.5
Крутний момент (кг*см)	1.6-2.0 (при 4.8-6.0 В)
Швидкість (сек/60°)	0.12-0.10 (при 4.8-6.0 В)
Ширина мертвої зони (мкс)	~1
Робоча напруга (В)	4.8-6.0

### Кінець таблиці 2.18

Робочий струм (мА)	150-200
Максимальний струм (мА)	600-700
Кут повороту (°)	180 (±10)
Ціна (грн)	90-700

На основі зібраних даних було зроблено таблицю порівняння (табл.2.18).

Таблиця 2.18 – Порівняння характеристик сервоприводів, що розглядаються

Параметр	TowerPro MG90S	GH-S37D	ES08A II
Вага (г)	13.4	3.7	8.5
Крутний момент (кг*см)	1.8–2.2	1.0–1.2	1.6–2.0
Максимальний струм (мА)	800	200	700
Ціна (грн)	80–200	60–240	90–700

Виходячи з цього, було обрано сервопривід GH-S37D. Він має крутний момент 1.6 кг\*см при живленні в 4.8В і 2 кг\*см при живленні в 6В, що задовільняє поставлені вимоги, при цьому маючи оптимальну вагу.

### 2.5 Вибір джерела живлення

Підбираючи джерело живлення слід забезпечити систему достатньою напругою і струмом, щоб вона змогла нормально функціонувати протягом якогось часу. Для орієнтованого вибору буде обрано 5хв, що дорівнює 0.08 год. В таблиці 2.20 наведено напруги і струми елементів системи керування.

Напруга акумулятора обирається за максимальною необхідною напругою компонентів. Тобто найбільшою з напруг усіх елементів системи. Згідно таблиці найбільшу напругу має iFlight XING NANO X1103 (10000 KV) – 7.4 В. Отже напруга акумулятор має бути не менше цього значення. 7.4В за S-рейтингом – це 2S.

Розрахуємо також і пікове споживання:  $250 + 13 + 2 * 7460 + 2 * 700 = 16583$  мА. Отже необхідний акумулятор з С-рейтингом не менше:  $16583 / 800 = 21$  С.

Для розрахунку струму акумулятора слід додати середні струми усіх паралельно підключених споживачів:  $140 + 12 + 2 * 3000 + 2 * 250 = 6652$  мА. Оскільки акумулятор має забезпечувати такий струм протягом 0.08 годин, то необхідна ємність що найменше:  $6652 * 0.08 = 532,16$  мА\*год.

Проте ємність варто взяти про запас, тому будуть розглядатися акумулятори ємністю не менше 800 мА\*год, щоб забезпечити більше ніж:  $800 / 6652 * 60 = 7.2$ хв польоту.

Таблиця 2.19 – Напруги і струми ключових елементів системи керування

Компонент	Напруга (В)	Середній струм (мА)	Піковий струм (мА)
ESP-WROOM-32	5	140	250
BNO055	3.6	12	13
iFlight XING NANO X1103	7.4	3000	7460
ES08A II	6	250	700



Рисунок 2.18 – Акумулятор Turnigy Nano-Tech 2S 850мАг [43]

Виходячи з розрахованих критеріїв було відібрано п'ять моделей акумуляторів для подальшого розгляду: Turnigy Nano-Tech 2S 850мАг (рис.2.18), SUNPADOW 2S 900мАг (рим.2.19), Giant Power Li-Pol 2S 1300мАг (рис.2.20),

Dinogy Li-Pol 2S 1500мАг (рис.2.21), GNB 2S 2600мАг (рис.2.22). Їх характеристики наведено в таблицях 2.20–2.24 [43-47].

Таблиця 2.20 – Характеристики акумулятора Turnigy Nano-Tech 2S 850мАг

Вага(г)	47
Напруга (В)	7,4 (2S)
Ємність (мА*год)	850
С-рейтинг	25-40
Орієнтований час живлення (хв)	$850 / 6652 * 60 = 7.7$
Ціна(грн)	375-480



Рисунок 2.19 – Акумулятор SUNPADOW 2S 900мАг [44]

Таблиця 2.21 – Характеристики акумулятора SUNPADOW 2S 900мАг

Вага(г)	46
Напруга (В)	7,4 (2S)
Ємність (мА*год)	900
С-рейтинг	25
Орієнтований час живлення (хв)	$900 / 6652 * 60 = 8.12$
Ціна(грн)	500-600



Рисунок 2.20 – Акумулятор Giant Power Li-Pol 2S 1300мАг [45]

Таблиця 2.22 – Характеристики акумулятора Giant Power Li-Pol 2S 1300мАг

Вага(г)	61-65
Напруга (В)	7,4 (2S)
Ємність (мА*год)	1300
С-рейтинг	25
Орієнтований час живлення (хв)	$1300 / 6652 * 60 = 11.73$
Ціна(грн)	400-1100



Рисунок 2.21 – Акумулятор Dinogy Li-Pol 2S 1500мАг [46]

Таблиця 2.23 – Характеристики акумулятора Dinogy Li-Pol 2S 1500мАг

Вага(г)	71
Напруга (В)	7,4 (2S)
Ємність (мА*год)	1500
С-рейтинг	30
Орієнтований час живлення (хв)	$1500 / 6652 * 60 = 13.53$
Ціна(грн)	750



Рисунок 2.22 – Акумулятор GNB 2S 2600мАг [47]

Таблиця 2.24 – Характеристики акумулятора GNB 2S 2600мАг

Вага(г)	101
Напруга (В)	7,4 (2S)
Ємність (мА*год)	2600
С-рейтинг	10
Орієнтований час живлення (хв)	$2600 / 6652 * 60 = 23.45$
Ціна(грн)	712

Виходячи з зібраних характеристик було складено таблицю порівняння (табл.2.25).

Таблиця 2.25 – Порівняння характеристик акумуляторів, що розглядаються

Акумулятор	Вага(г)	Час польоту (хв)
Turnigy Nano-Tech 2S 850мАг	47	7.7
SUNPADOW 2S 900мАг	46	8.12
Giant Power Li-Pol 2S 1300мАг	61	11.73
Dinogy Li-Pol 2S 1500мАг	71	13.53
GNB 2S 2600мАг	101	23.45

Як видно з таблиці 2.25 – залежність ваги і часу польоту лінійна. Тобто чим більший час забезпечує акумулятор тим більшу він має вагу. З цих міркувань варто вибрати такий акумулятор який б забезпечив найбільший час польоту і не перевищив ліміт ваги. Опираючись на зазначений ліміт ваги і попередніх розрахунків було обрано акумулятор це Dinogy Li-Pol 2S 1500мАг. Але при цьому якщо треба буде ще більше заощадити вагу доведеться перейти на Giant Power Li-Pol 2S 1300мАг або навіть на SUNPADOW 2S 900мАг.

Вимоги до напруги у елементів системи відрізняються, що демонструє таблиця 2.19. Усі акумулятори, що розглядаються, мають 2S. Це забезпечить системі 7.4В напруги при будь-якому виборі. Для двигунів цього достатньо, але для інших елементів вона надлишкова. Тому треба буде ще обирати понижувачі напруги:

- для BNO055 – 3.6 В;
- для ESP-WROOM-32 – 5 В;
- для ES08A II – 6 В.

BNO055 можна підключити через пін 3.3В ESP-WROOM-32. Отже потрібно буде лише два понижувача на 5В і на 6В. Пропускна здатність першого має бути не менше 250 мА, а пропускна здатність другого – 600 мА.



Рисунок 2.23 – Понижуючий перетворювач напруги D24V10F5 та D24V10F6 (вони майже ідентичні на вигляд) [48]

В результаті пошуку і аналізу було вибрано такі плати: D24V10F5 (рис.2.23), D24V10F6 (рис.2.23) та MP1584 DC-DC (рис.2.24). Характеристики цих плат наведено в таблицях 2.26 та 2.27 [48, 49].

Таблиця 2.26 – Характеристики понижуючих перетворювачів D24V10F5 та D24V10F6

Вага (г)	1
Вхідна напруга (В)	5.1 – 36 (у D24V10F5); 6.1-36 (у D24V10F6)
Вихідна напруга (В)	5 (у D24V10F5); 6 (у D24V10F6)
Пропускна здатність (А)	1
Ціна (грн)	850

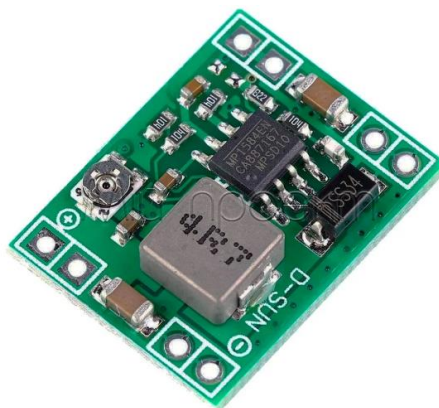


Рисунок 2.24 – Понижуючий перетворювач напруги MP1584 DC-DC [49]

Таблиця 2.27 – Характеристики понижуючого перетворювача напруги MP1584 DC-DC

Вага (г)	2
Вхідна напруга (В)	4.5 - 28
Вихідна напруга (В)	налаштовується
Пропускна здатність (А)	1.5 (пікова 3)
Ціна (грн)	30

Виходячи з даних в таблицях було обрано MP1584 DC-DC для живлення сервоприводів, як дешевший і стабільніший варіант. Також ця плата, на відміну від D24V10F6, може забезпечити достатнім струмом два ES08A II одночасно, що також дещо сприяє заощадженню ваги.

Для ESP-WROOM-32 також можна взяти цю плату, якщо буде потреба зекономити. Цим можна буде виграти у MP1584 DC-DC надійністю і вагою (втім лише 1г).

## 2.6 Оцінка параметрів системи керування, що проектується

Виходячи з вимог до системи керування щодо її ваги необхідно порахувати скільки сумарно ця система приблизно важитиме:  $2 * 4$  (MP1584) + 71 (Dinogly Li-Pol) +  $2 * 8.5$  (ES08A II) +  $2 * 3$  (Racerstar TATTO) +  $2 * 3.5$  (iFlight X1103) + 3 (BNO055) + 3 (ESP) =  $8 + 71 + 17 + 6 + 7 + 3 + 3 = 30 + 85 = 125$  г.

При цьому вагу проводки можна приблизно оцінити в 60 г що в сумі з 125 дасть 185 г. Що відповідає ліміту в 200 г, але дуже близько до нього.

В якості елемента тяги було обрано безколекторний двигун iFlight XING NANO X1103 (10000 KV), який має 1.36 Н потужності. Оскільки система матиме два таких двигуни, то додавши їх тягу можна отримати: 2,72 Н. Що задвоїть вимоги (2.6 Н) з невеликим запасом.



Таблиця 2.28 – Технічні характеристики системи керування аеростатичним літальним апаратом

Програмний модуль	ESP32
Навігаційні сенсори	модуль абсолютної орієнтації BNO055
Крутний момент кермових актуаторів	2 кг*см.
Тягові актуатори	два двигнуни з сумарною тягою в 2.72 Н
Живлення	2 S, 1500 мАг, 30 С
Час активного польоту	~14 хв
Вага системи	~185 г
Ціна системи	~ 4 000 грн.

					КвРКІ 2304277.21.04.43 ПЗ	Арк. 47
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

## 3 РОЗРОБКА ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ДЛЯ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ АЕРОСТАТИЧНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ

### 3.1 Розробка електричної схеми підключення

В цьому розділі буде розроблено електрично-принципову схему системи керування, елементи якої було вибрано в попередньому розділі. А також буде розроблено програмне забезпечення керування пристроєм. Воно, також, буде мати автоматизовані режими, щоб полегшити пілотування засобом.

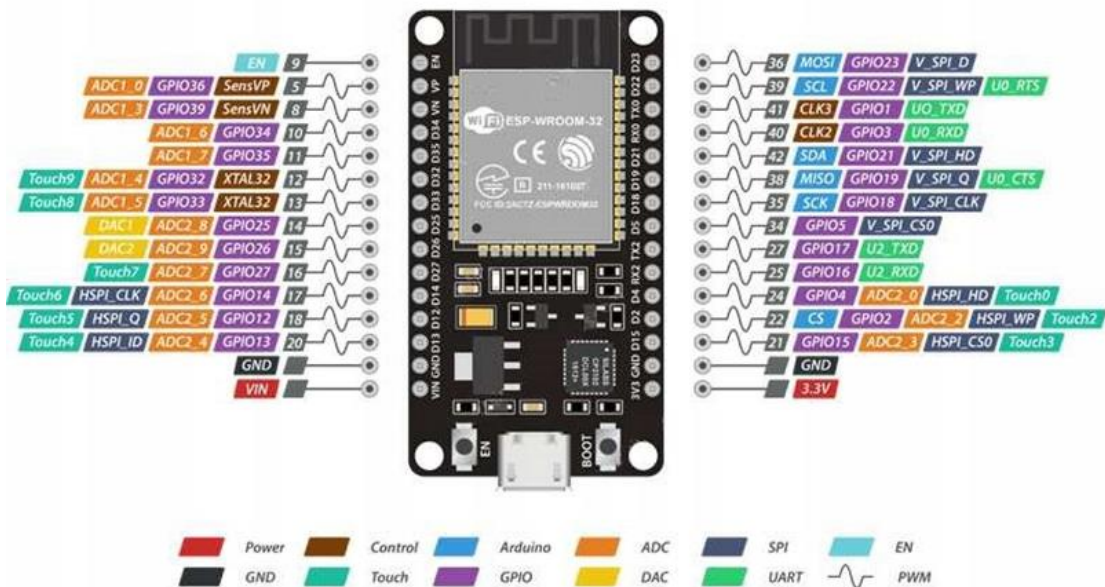


Рисунок 3.1 – Функціональна схема пінів плати розробника ESP32 [50]

Для керування сервоприводами і ESC необхідні ШІМ-сигнали. На рисунку 3.1 видно що майже всі піни їх підтримують [50]. Але VP, VN, D34 та D35 не можливо буде використовувати для керування, оскільки вони призначенні лише для виводу. Також не дуже бажано використовувати D2, D5, D12 та D15 так як вони можуть впливати на запуск ESP32.

На основі реальної плати і схеми з рисунку 3.1, в редакторі EasyEDA було спроектовано схему ESP32 (рис.3.2).

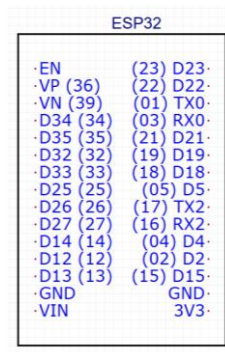


Рисунок 3.2 – Схема ESP32 зроблена в середовищі EasyEDA

В цьому розділі, в якості MAO, буде розглядатись плата GY-BNO055 оскільки вона проста в своїй структурі і не потребує додаткових налаштувань для підключення. Для того щоб ESP32 міг брати з неї дані достатньо підключити лише I2C порти MAO до I2C портів контролера. Виходячи з рисунку 3.1 піни SDA та SCL на BNO055 буде підключено в піни D21 та D22 на ESP32, так як це показано на рисунку 3.3.

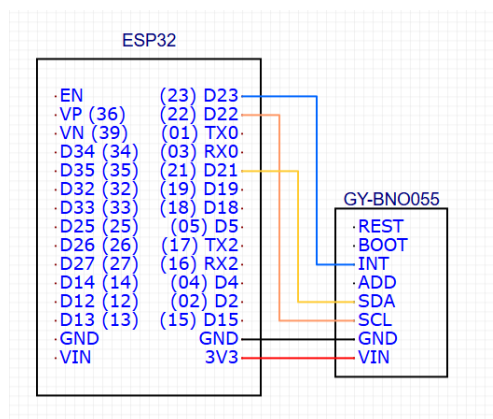


Рисунок 3.3 – Схема підключення BNO055 до ESP32 зроблена в середовищі EasyEDA

Як було сказано в попередньому розділі, житись BNO055 буде через ESP32, тому піни VIN та GND будуть підключені у піни 3V3 та GND, як це зображено на рисунку 3.3.

Це базове підключення BNO055 до ESP32, при якому програма зможе отримувати доступ до даних з сенсорів. Але для того щоб контроллер не витрачав ресурси, роблячи весь час запити до MAO можна використати пін INT. За допомогою цього піна модуль може повідомляти ESP32, що дані оновились і їх можна зчитати. Його буде підключено до піна D23, за схемою на рисунку 3.3.

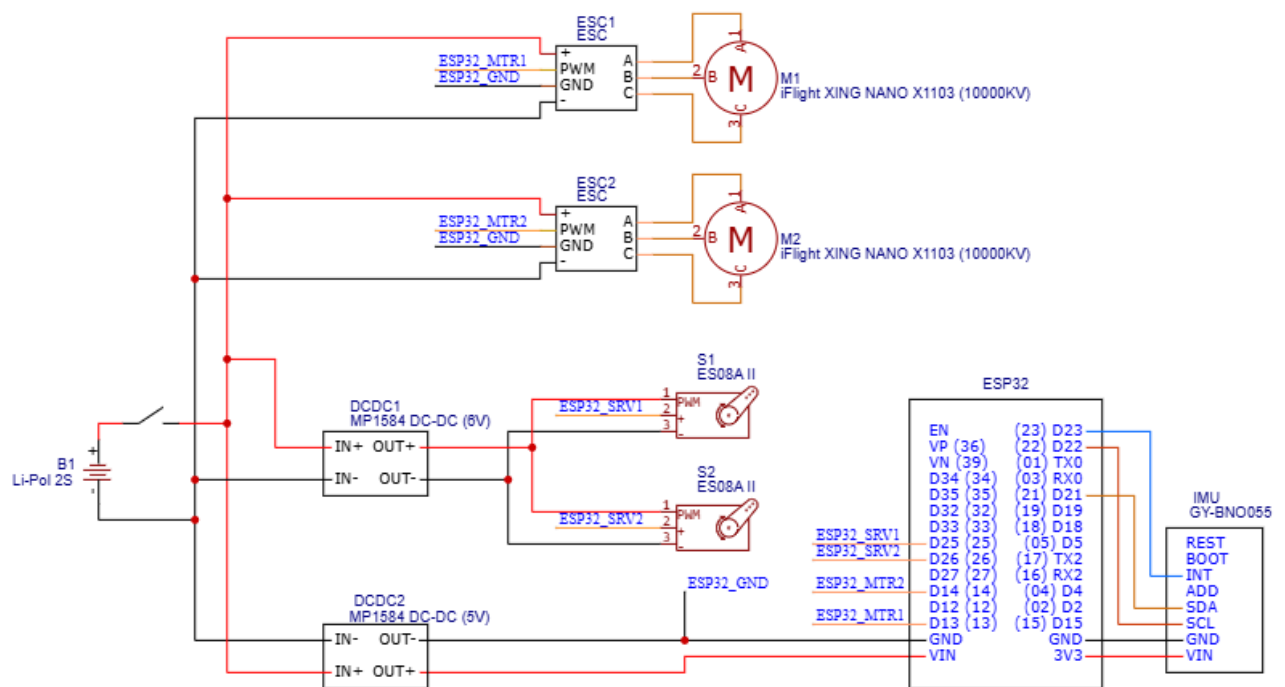


Рисунок 3.4 – Електрично-принципова схема програмно-технічного пристрою керування аеростатом

Щоб мотор керувався через ESP32 треба щоб його ESC був підключений до контроллера. Базово контакти драйверів можна розділити на три групи: контакти двигуна, контакти живлення та контакти керування. Контактів живлення всього 2 – це напруга і земля. Контакти двигуна були розглянуті вище. Для керування кількість з'єднань у різних ESC відрізняється. Основний контакт керування – це

PWM. Другий контакт – це, зазвичай, заземлення. Існують ESC і з 3 контактами керування, де 3-ій контакт дозволяє жити контроллер струмом напругою в 5В. На рисунку 3.4 можна побачити підключення першого і другого двигуна до ESP32.

### 3.2 Реалізація дистанційного керування

Щоб реалізувати дистанційне керування треба забезпечити бездротовий зв'язок з пілотом. Для цього можна скористатися вбудованим в ESP32 Wi-Fi модулем. Є два способи його використання: реалізувати автоматичне підключення до мережі керування у якості клієнта (рис.3.5) або налаштувати власну точку доступу, підключившись до якої можна буде здійснювати керування (рис.3.6). Також ці способи можна поєднувати, але такий спосіб не буде розглядатись через його невисоку продуктивність і високе енергоспоживання.

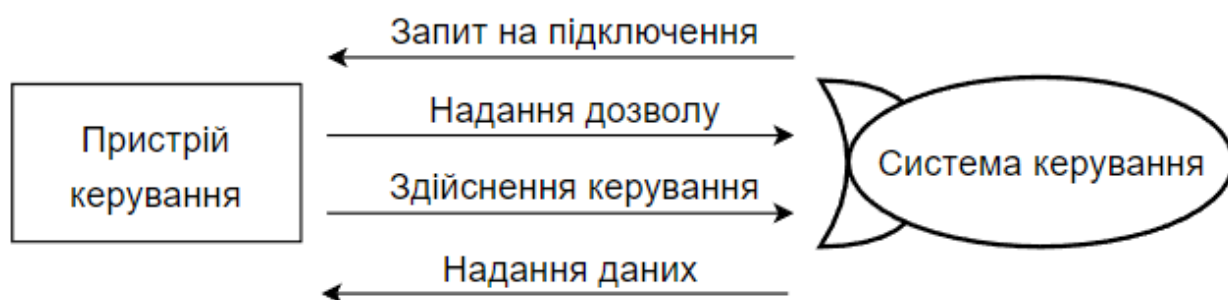


Рисунок 3.5– Схема підключення за способом «Пристрій керування як клієнт»

При першому способі треба відкривати точку доступу на сторонньому пристрої, правильно налаштувавши її SSID, щоб апарат міг підключитись. Також при такому підключенні важко здійснювати відлагодження. Але цей спосіб має ряд суттєвих переваг:

- легше реалізувати доступ до інтернету;
- споживає менше енергії, порівняно з іншими способами;
- забезпечує стабільніший і швидший зв'язок.

При другому способі ESP сам виступає як точка доступу. Це спричиняє більше енергоспоживання та забезпечує менш стабільний зв'язок. Не кажучи вже про те, що це негативно впливає і на продуктивність роботи самого пристрою. Також при такому способі важко реалізувати доступ до інтернету, що дає значно менше можливостей. Разом з тим, використання ESP32 в якості точки доступу спрощує підключення і налагодження системи.

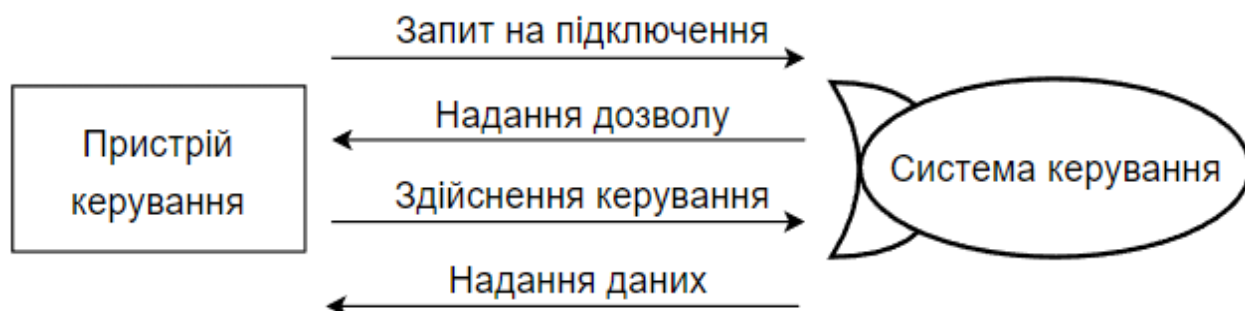


Рисунок 3.6 – Схема підключення за способом «Пристрій керування як точка доступу»

Виходячи з цього, надалі буде розглядатись саме другий спосіб підключення. Але для майбутнього розвитку проекту слід буде або здійснити оптимізацію режиму точки доступу і реалізувати маршрутизацію для доступу до Інтернету, або повністю перейти до режиму автоматичного підключення, реалізувавши резервування IP та механізм введення облікових даних.

Для того щоб відкрити точку доступу на ESP треба наступні бібліотеки WiFi.h. Також буде використано ESPmDNS.h, щоб можна було здійснювати підключення через локальний домен, а не через IP.

Щоб здійснювати обробки запитів можна як синхронно так і асинхронно. Другий спосіб є складніший, але необхідний, оскільки здійснення синхронної обробки запитів може призвести до значного ускладнення керування пристроями через ШІМ канали. Тому також будуть використовуватись AsyncTCP.h та ESPAsyncWebServer.h.

Коли клієнт підключатиметься до ESP, йому як відповідь має прийти HTML-документ, який виступатиме в якості інтерфейса керування. Його можна зберігати в прошивці у вигляді стрики за допомогою змінної:

```
const char *ssid = "<html>...</html>";
```

Такий підхід легкий в реалізації і більш оптимальний, але незручний з точки зору розробки і сильно ускладнює читабельність коду. Вирішити ці проблеми можна зберігши HTML документ у флеш пам'яті ESP. Щоб це реалізувати можна скористатись бібліотекою SPIFFS.h.

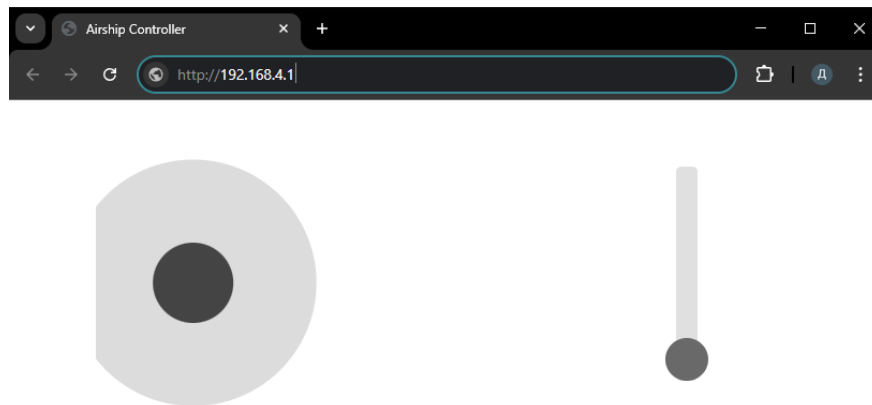


Рисунок 3.7 – Веб-інтерфейс керування

Далі буде розглянуто процес написання прошивки для відкриття точки доступу і надання користувачу інтерфейсу керування.

У першу чергу в глобальному просторі імен буде створено `AsyncWebServer server(port)` та `AsyncWebSocket ws(ws)`, де `port` – це номер порта, наприклад 80, а `ws` – це ім'я сокета, яке буде використовуватися для надсилання запитів, наприклад даних з інтерфейсу керування.

Далі в функції `setup` будуть здійснені наступні налаштування:

- 1) ініціалізація файлової системи: `SPIFFS.begin();`
- 2) створення точки доступу: `WiFi.softAP(APSSID, APPSK);`
- 3) отримання IP: `IPAddress myIP = WiFi.softAPIP();`

- 4) налаштування DNS: MDNS.begin(APDNS);
- 5) реєстрація функції зворотнього виклику onEvent на веб-сокет, для обробки запитів: ws.onEvent(onEvent);
- 6) реєстрація функції handleRoot для обробки GET-запиту: server.on("/", HTTP\_GET, handleRoot);
- 7) налаштування обробки веб-сокету на сервері: server.addHandler(&ws);
- 8) запуск веб-сервера: server.begin().

Розглянемо обробники подій handleRoot та onEvent.

В результаті попередніх налаштувань, handleRoot оброблятиме GET запити. Такий зпит відбуватиметься в основному саме під час підключення. Для цього достатньо в браузері написати відповідну адресу. Тому задачею handleRoot буде зчитати HTML-сторінку (рис.3.7) з файлової системи (File file = SPIFFS.open(path, "r")), та надіслати її клієнту (request->send(200, "text/html", file.readString())). Або ж, у разі виникнення помилки, повідомити про неї ( request->send(404, "text/plain", "FileNotFound!")).

Функція onEvent викликатиметься кожен раз при надходженні даних по веб-сокету. Оскільки очікується, що через нього будуть приходити керуючі дані, то onEvent буде обробляти ці данні і зберігати їх у відповідних глобальних змінних: float yaw, float pitch та float thrust.

Перейдемо до розробки контролю керуючими пристроями системи. Що двигуни, що сервоприводи потребують ШІМ-сигнали для керування ними. За допою них можна передавати на двигун керуючі частотні сигнали. Але кожному пристрою потрібні різні частоти: для сервопривода достатньо і 50Гц, а для двигунів треба буде від одного кГц.

З електрично-принципової схеми (рис.3.1) видно що для двох сервоприводів і для двох двигунів виокрестовується по одному окремому піну що можуть видавати ШІМ-сигнали. Щоб керувати двигунами і сервоприводами через них, можна скористатись спеціальними бібліотеками, яких є декілька. Але проблема використання цих бібліотек в тому що вони не дають можливості керувати

частотами у повній мірі, або просто не підходять до ESP. Тому було прийнято рішення використовувати вбудовані в бібліотеку esp32-hal-ledc.h функції ledcWrite, ledcSetup та ledcAttachPin.

Щоб надіслати через пін ШІМ-сигнал треба спочатку відкрити канал з потрібною частотою і пропускною здатністю за допомогою ledcSetup(channel, frequency, resolution), де channel – це номер каналу, може бути в межах 0-15, frequency – це частота в герцах, а resolution – це пропускна здатність в бітах, може бути в межах 1-20. Після цього слід назначити пін на відповідний канал за допомогою функції ledcAttachPin(pin, channel).

Але мікроконтролерний модуль ESP для генерації ШІМ-сигналів використовує таймери, яких у нього лише 4. Це означає що одночасно можна генерувати лише 4 різні частоти з 4 різними роздільностями. Втім для виконання завдання достатньо лише двох різних частот.

Тому в функцію setup додано такі налаштування:

- 1) ініціалізація каналу 1 на частоту 50Гц з роздільною здатністю 12біт:  
ledcSetup(1, 50, 12);
- 2) прив'язка піна 22 до 1 каналу: ledcAttachPin(25, 1);
- 3) ініціалізація каналу 2 на частоту 50Гц з роздільністю здатністю 12біт:  
ledcSetup(2, 50, 12);
- 4) прив'язка піна 23 до 2 каналу: ledcAttachPin(26, 2);
- 5) ініціалізація каналу 3 на частоту 48кГц з роздільністю 8біт: ledcSetup(3, 48000, 8);
- 6) прив'язка піна 13 до 3 каналу: ledcAttachPin(13, 3);
- 7) ініціалізація каналу 4 на частоту 48кГц з роздільністю 8біт: ledcSetup(4, 48000, 8);
- 8) прив'язка піна 14 до 3 каналу: ledcAttachPin(14, 4).

Вище було згадано про змінні yaw, pitch та thrust. Вони створені в глобальному просторі імен і їх значення встановлюється функцією onEvent після кожного запиту з інтерфейсу керування. Тепер треба щоб вони впливали на органи

керування. Для цього в функції loop, на основі цих змінних будуть розраховуватись сигнали для сервоприводів і двигунів.

Інтерфейс керування було спроектовано таким чином, щоб значення кожної змінної знаходилось на проміжку від -1 до 1. Але, для того щоб уникнути помилкового введення, слід додати валідацію в onEvent. Наприклад їх можна обрізати (clamp) таким чином щоб вони лишались на цьому проміжку.

Варто зазначити, що використовувати ці значення для керування апаратним забезпеченням напряду – не можливо. Команда ledcWrite, що ініціює керуючий сигнал на пін, приймає цілочисельні значення в якості заповнення сигналу. При цьому 0 відповідає нульовій частоті. Значення ж для максимальної частоти залежить від роздільності каналу. Розрахувати його можна за формулою:

$$D_{max} = 2^r - 1 \quad (3.1)$$

де  $D_{max}$  – це максимальне значення заповнення (duty), а  $r$  – це значення роздільності що було вказане в ledcSetup при налаштуванні каналу.

Отже, для 12 біт щоб досягнути максимальної частоти треба вказати 4095, а для 8 біт – 255.

Тому, перед використанням збереженого значення, його перше слід перевести з проміжку -1 – 1 на проміжок, наприклад, 0 – 4095. Для цього можна скористатись функцією map(yaw, -1, 1, 0, 4095). Але для сервопривода мінімальне і максимальне значення треба буде додатково розрахувати, врахувавши особливості їх роботи.

Кути повороту сервопривода залежать від тривалості керуючого імпульсу, а не від частоти. Для ES08A II сигнал тривалістю 1мс дає поворот в 0°, а сигнал тривалістю 2мс дає 180°.

Виходячи з цього, розрахуємо максимальне і мінімальне значення для цього сервопривода. При максимальній частоті 50Гц (яку було вказано при відкритті каналу) довжина сигналу буде:  $1 / 50 = 0.02с$ , тобто 20мс. Отже, час

одного кроку при 50Гц та 4096 кроків:  $20 / 4096 = 0.00488\text{мс}$ . Маючи розмір кроку можна розрахувати мінімальне і максимальне заповнення для ledcWrite для кутів повороту  $0^\circ$  та  $180^\circ$ :

- мінімальне:  $1 / 0.00488 = 205$
- максимальне  $2 / 0.00488 = 410$

Для апарата, для якого робиться система керування, максимальний кут повороту керуючих поверхонь має бути  $20^\circ$ . Але важливо врахувати що поврот може бути як в одну сторону так і в іншу, тобто стерно може бути повернене як і на  $20^\circ$  ліворуч, так і праворуч. Звідси випливає, що максимальний діапазон поворотів для сервопривіда має бути  $40^\circ$ , а його основе положення має бути не менше  $20^\circ$ , щоб він міг вільно повертатись в обидві сторони.

Тому, для зручності і пропорційності, при апаратній зборці керуючі поверхні будуть прикріплені до сервоприводів таким чином щоб нульовий пворот стерна відповідав куту поворота сервопривода  $90^\circ$ , а отже значенню:  $(205 + 410) / 2 = 308$  в ledcWrite.

Тепер можна розрахувати остаточний діапазон значень. Кут повороту в  $1^\circ$  відповідає  $(410 - 205) / 180 = 1.14$  ledcWrite заповненню. Для поворота в  $20^\circ$  треба додати або відняти від 309 значення:  $20 * 1.14 = 23$ . Отже мінімальне значення повороту буде:  $308 - 23 = 285$ , а максимальне:  $308 + 23 = 331$ . Тож сервопривод буде керуватися наступним чином:

```
angle = map(value, -1, 1, 285, 331);  
ledcWrite(pin, angle);
```

Де value – це збережене в глобальну змінну керуюче значення, а pin – це номер піна, до якого приєднано сервопривід.

Також варто уточнити що функція map також приймає виключно цілочислені значення. З цієї причини, для того щоб зберегти плавності керування, надалі усі вихідні значення будуть множитися на 100: `map(value * 100, -100, 100, 285, 331);`

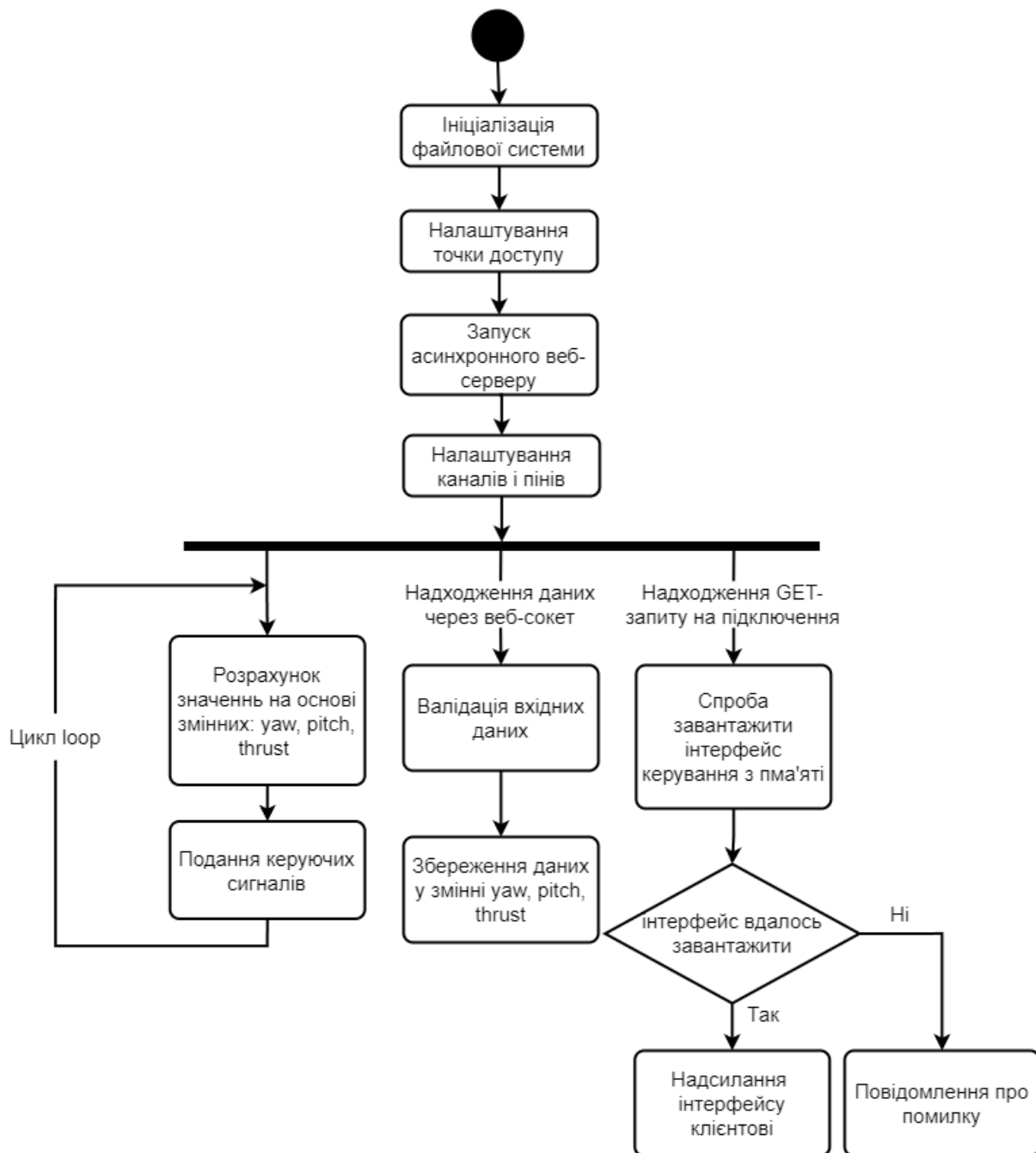


Рисунок 3.8 – Діаграма активності базової програми дистанційного керування

Отже в функції loop маємо наступну логіку:

- 1) розрахунок кута поворота сервоприводу горизонтального керування: `float angleHorizontal = map(yaw * 100, -100, 100, 285, 331);`
- 2) подача ШІМ-сигналу на пін сервопривода горизонтального керування: `ledcWrite(25, angleHorizontal);`

3) розрахунок кута поворота сервопривода вертикального керування: `float angleVertical = map(pitch * 100, -100, 100, 285, 331);`

4) подача ШІМ-сигналу на пін сервопривода вертикального керування: `ledcWrite(26, angleVertical);`

5) розрахунок значення тяги: `float thrustDuty = map(thrust * 100, -100, 100, 0, 255);`

6) подача ШІМ-сигналу на пін першого дигуна: `ledcWrite(13, thrustDuty);`

7) подача ШІМ-сигналу на пін другого дигуна: `ledcWrite(14, thrustDuty);`

Побачити структуру розробленої програми можна на діаграмі активності (рис.3.8).

### 3.3 Реалізація збору даних з модуля абсолютної орієнтації

Для реалізації режимів автопілотування необхідно отримувати і обробляти дані з навігаційних давачів. У системі, що розробляється, наразі наявний модуль абсолютної орієнтації BNO055. Він містить в собі три сенсори: акселерометр, гіроскоп та магнітометр. Зібрані дані обробляються, фільтруються для підвищення точності і поєднуються. В результаті чого з BNO055 можна отримувати орієнтацію, лінійне прискорення, напрямок і силу магнітного поля тощо. Всю цю інформацію можна використовувати для того щоб здійснювати стабілізацію польота.

Зчитування даних з BNO055 можна реалізувати за допомогою бібліотек `Wire.h`, `Adafruit_Sensor.h` та `Adafruit_BNO055.h`. Остання використовує перші дві і призначена для роботи, власне, з модулем BNO055. `Wire.h` призначена для обміну даними між мікроконтролером і зовнішнім пристроєм через I2C-шину. `Adafruit_Sensor.h` – це уніфікований інтерфейс сенсорів від Adafruit. В ній реалізовано стандартні типи даних і методи, які повинні підтримувати всі сенсори.

Алгоритм налаштування пзчитування даних з BNO055 в функції `setup`:

1) налаштування I2C на пінах 21 та 22: `Wire.begin(21, 22);`

2) створення інструменту для роботи з сенсором BNO055: `bno = Adafruit_BNO055(55, 0x28);`

3) ініціалізація сенсора: `bno.begin()`;

4) ввімкнення використання зовнішнього кристала для підвищення точності: `bno.setExtCrystalUse(true)`.

Після цих налаштувань зчитувати дані з сенсора можна буде за допомогою команд `bno.getVector(type)` та `bno.getQuat()`. `getQuat` повертає поточну орієнтацію у вигляді кватерніону. Для цього використовується тип `imu::Quaternion`. Функція `getVector` приймає налаштування у вигляді константи і в залежності від цього повертає дані у вигляді трьох-вимірної вектора. При цьому використовується тип `imu::Vector<3>`. Відповідність між константою і результатом повернення цієї функції наведено в таблиці 3.1.

Таблиця 3.1 – варіанти векторів для функції `getVector`

Константа	Тип вектора
<code>VECTOR_ACCELEROMETER</code>	Напрямок лінійного прискорення, включаючи гравітацію
<code>VECTOR_LINEARACCEL</code>	Напрямок лінійного прискорення, без гравітації
<code>VECTOR_GYROSCOPE</code>	Кутова швидкість
<code>VECTOR_MAGNETOMETER</code>	Напрямок і сила магнітного поля
<code>VECTOR_EULER</code>	Орієнтація у вигляді кутів ейлера
<code>VECTOR_GRAVITY</code>	Гравітація

Нижче наведено приклади зчитування даних з BNO055:

- отримання лінійного прискорення: `imu::Vector<3> accel = bno.getVector ( Adafruit_BNO055::VECTOR_LINEARACCEL);`

- отримання напрямку магнітного поля: `imu::Vector<3> mag = bno.getVector ( Adafruit_BNO055::VECTOR_MAGNETOMETER);`

- отримання орієнтації у вигляді кватерніону: `imu::Quaternion quat = bno.getQuat()`.

Хоча робити запит до BNO055 можна кожен ітерацію циклу loop, є можливість зробити оптимізацію за допомогою переривання. Для цього до ESP32 було підключено пін INT через 23 пін. При оновленні даних на INT буде зміна сигналу (зазвичай з LOW на HIGH). Тому можна зареєструвати на цей пін переривання. Але зчитування даних по I2C-шині буде є занадто повільним для функції переривання і це може призвести до зависання пристрою.

Вирішити це можна шляхом зміни глобальної змінної при перериванні. А в циклі loop робити перевірку цієї змінної. Якщо вона змінилася, то робимо запит на отримання даних, якщо ж ні то використовуємо старі дані.

Для реалізації переривання було створено глобальну булеву змінну `bnoDataUpdated`: `volatile bool bnoDataUpdated = false`. Також було написано функцію `onBnoDataUpdated`:

```
void IRAM_ATTR onBnoDataUpdated () {  
    bnoDataUpdated = true; }
```

Далі в функції `setup` відбуватимуться такі налаштування:

- 1) налаштування 23-ого пина на отримання даних: `pinMode(23, INPUT)`;
- 2) призначення виклику функції `onBnoDataUpdated` на зміну сигналу з LOW на HIGH на 23 каналі: `attachInterrupt(digitalPinToInterrupt(23), onBnoDataUpdated, RISING)`.

Після цього в функції `loop` реалізовано перевірку і скидання змінної `bnoDataUpdated`:

```
if (bnoDataUpdated) {  
    bnoDataUpdated = false; }
```

В тілі цього розагулення буде відбуватися збір і обробка навігаційних даних:

- 1) розрахування дельти часу (змінна `deltaTime`);
- 2) отримання орієнтації у вигляді кватерніону: `rotation = bno.getQuat()`;
- 3) отримання лінійного прискорення: `acceleration = bno.getVector(VECTOR_LINEARACCEL)`;

					КвРКІ 2304277.21.04.43 ПЗ	Арк. 61
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

4) отримання локальної орієнтації: `localRotation = originalRotation.conjugate() * rotation;`

5) розрахунок вектора швидкості: `velocity += acceleration * deltaTime;`

6) розрахунок вектора глобальної швидкості: `globalVelocity = rotate(localRotation, velocity);`

7) розрахунок локальної позиції: `position += globalVelocity * deltaTime;`

8) розрахунок напрямку в перед: `forward = rotate(localRotation, imu::Vector<3>(1, 0, 0)).`

Для мінімізації впливу накопичених помилок на роботу автопілоту і для зручності реалізації було реалізовано функцію скидання позиції і орієнтації апарата:

```
void clearNavigation() {
    position.x = 0;
    position.y = 0;
    originRotation = rotation; }

```

Вона буде викликатись один раз, щойно користувач перестане здійснювати горизонтальне та вертикальне керування. Таким чином позиція і напрямок апарата почнуть враховуватись наново, починаючи з поточного його розташування. Винятком буде лише висота, оскільки її скидання призведе до неправильної роботи вертикальної стабілізації.

### 3.4 Розробка режимів автопілотування

У першому розділі було розглянуто різні режими автопілотування. В більшості з них використовуються PID-регулятори. Це дуже зручний і простий в реалізації засіб для виконання стабілізації і регулювання. Його можна використовувати навіть не маючи точної аеродинамічної моделі апарату. При правильному підборі параметрів, PID-регулятор дозволяє забезпечити плавну і стабільну реакцію на різні завади, при цьому запобігши перерегулювання або

маятникових коливань. Що дуже зручно, враховуючи нестійкі аеродинамічні характеристики аеростатів.

Проте найбільшою трудністю їх використання є підбір параметрів. Це доведеться робити спершу використовуючи симуляцію, а потім вже і за допомогою прототипу.

Варто зазначити що можливості керування, і, як наслідок, стабілізації сильно обмежена органами керування самого апарату, що і стане вагомим обмеженням при його використанні. Проблему допомогло б вирішити вдосконалення системи, шляхом збільшення керуючих апаратів. Але через ліміт на вагу системи цього не було реалізовано в поточній роботі.

Нижче наведено формулу PID-регулятора.

$$R(e, t) = K_p * e(t) + K_i * \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d * \frac{de(t)}{dt} \quad (3.2)$$

де  $R(e, t)$  – це корегуючий сигнал регулятора в момент часу  $t$ ;

$e(t)$  – це помилка регулювання у момент часу  $t$ ;

$K_p$  – це коефіцієнт пропорційної складової (P-частини);

$K_i$  – це коефіцієнт інтегральної складової (I-частини);

$K_d$  – це коефіцієнт диференційної складової (D-частини).

Власне саме  $K_p$ ,  $K_i$  та  $K_d$  доведеться підбирати для коректної роботи регуляторів.

Всього передбачається 5 режимів роботи системи керування:

1. Ручне керування.
2. Утримання курсу.
3. Утримання напрямку.
4. Повернення на лінію курсу.
5. Аварійна посадка.

Ручное керування, розроблене в розділі 3.2 відбуватиметься лише коли на контроллер поступатимуть команди по горизонтальній чи вертикальній корекції. Тобто при цьому режимі кути відхилння як горизонтального так і вертикального стерна контролюватимуться користувачем. Регулюватиметься лише потужність двигуна, таким чином щоб забезпечувати вказану швидкість. Щойно швидкість буде досягнуто обороти двигуна будуть поступово скидуватись для заощадження заряду і зменшення навантаження на конструкцію. Ця стабілізація незмінно буде працювати і при інших режимах.

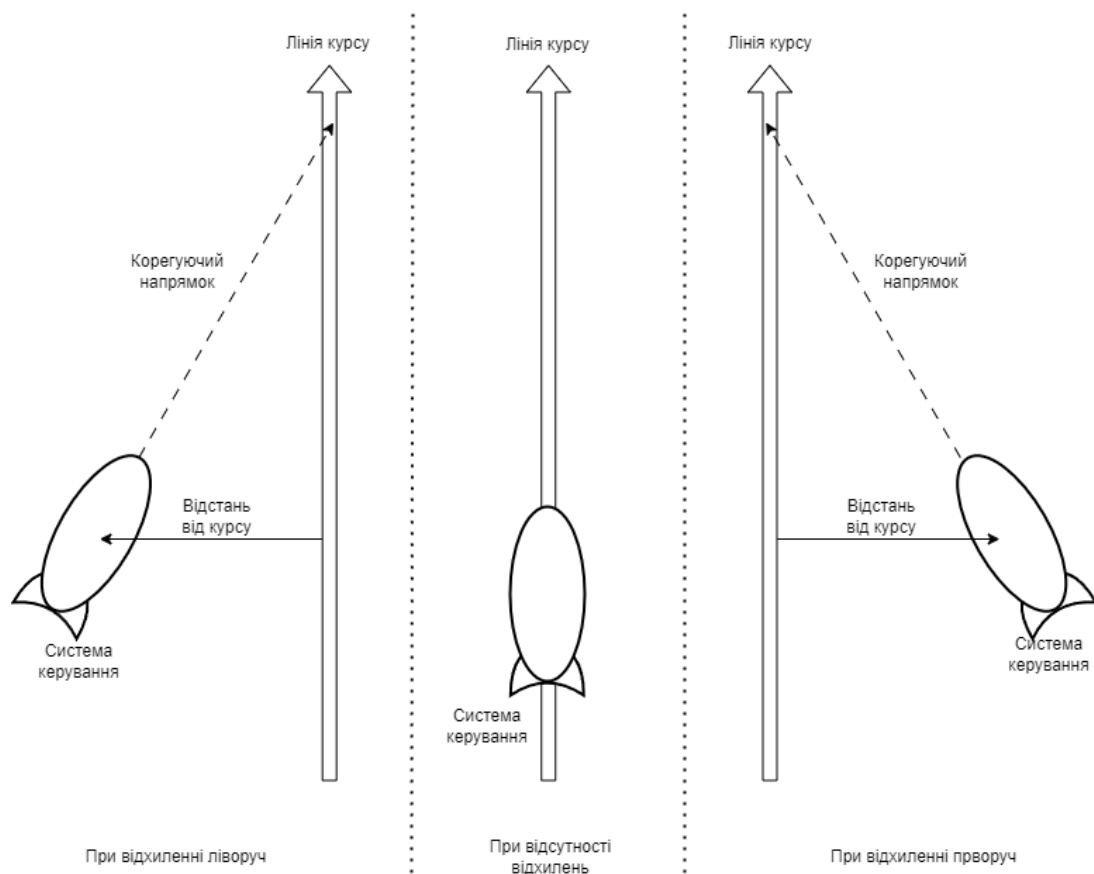


Рисунок 3.9 – Принцип роботи режиму утримання курсу

Режим утримання курсу (рис.3.9) вмикатиметься при відсутності горизонтальних чи вертикальних введень від користувача і при близькій відстані до лінії курсу. Під час цього режиму стабілізатор так скеровуватиме апарат щоб той знаходився на нульових координатах відліку по горизонталі (вісь x). Це працюватиме оскільки орієнтація і горизонтальна позиція скидуватиметься при

переході на цей режим. Також під час роботи всіх автоматичних режимів буде відбуватись регулювання висоти для утримання досягнутої при ручному керуванні, або для зайняті максимально низької (для посадки).

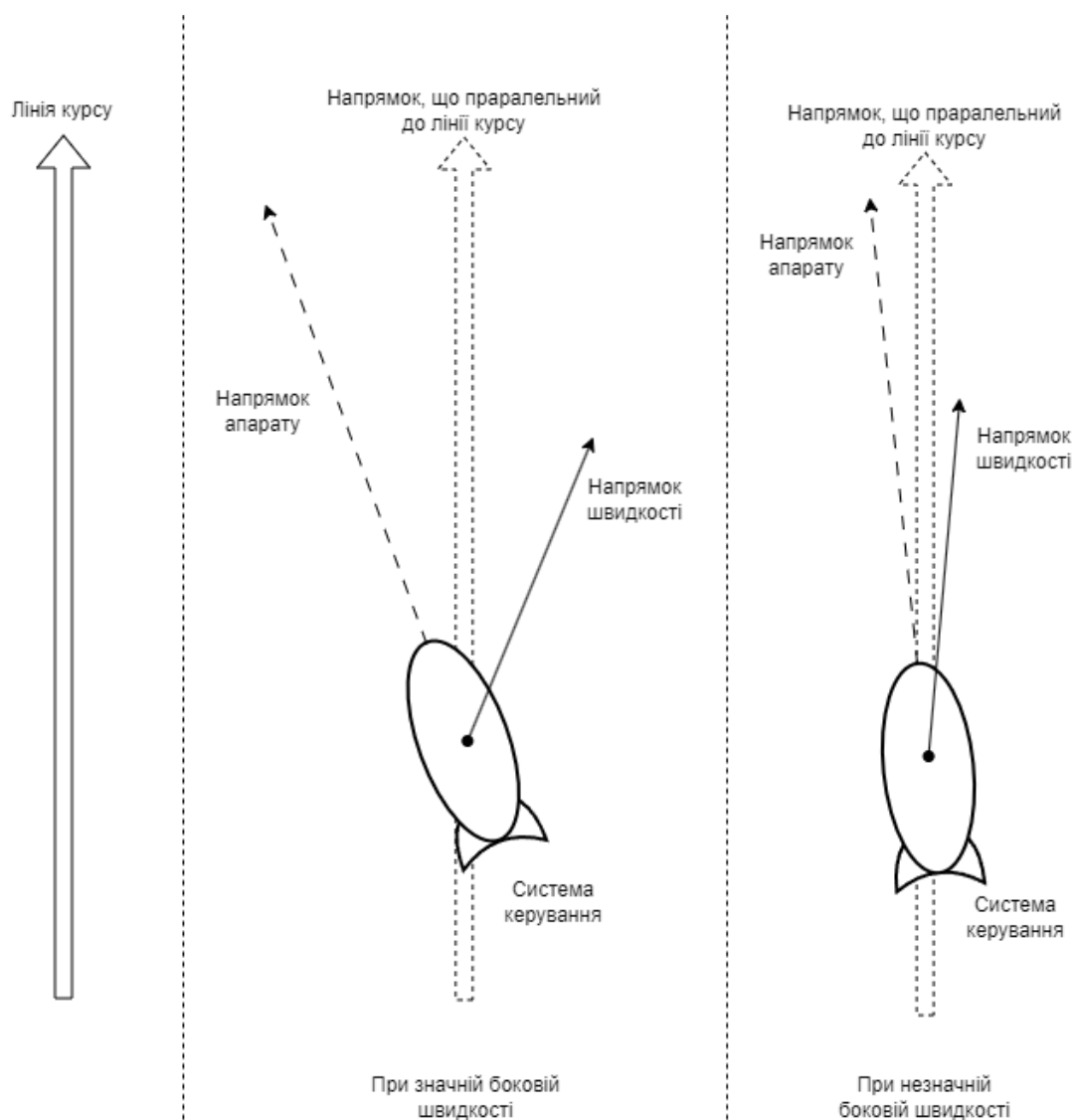


Рисунок 3.10 – Принцип роботи режиму утримання напрямку

Утримання напрямку (рис.3.10) відбуватиметься при сильному віддалені від курсу для того щоб потім перейти до режиму повернення на лінію курсу. Цей режим знову вмикатиметься при наближені апарата до лінії курсу щоб потім повернутись у режим утримання курсу. Тобто цей режим є перехідним від другого до четвертого режиму і навпаки. Під час стабілізації напрямку буде коригуватись горизонтальний поворот таким чином щоб напрямок швидкості польоту співпадав

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

з напрямком курсу. Під час цього апарат лишається вразливим до бокового зносу вітру, тому не годиться для постійної роботи. Але він найкраще вирівнює апарат по лінії курсу що дозволяє більш менш плавно переходити до більш агресивної стабілізації.

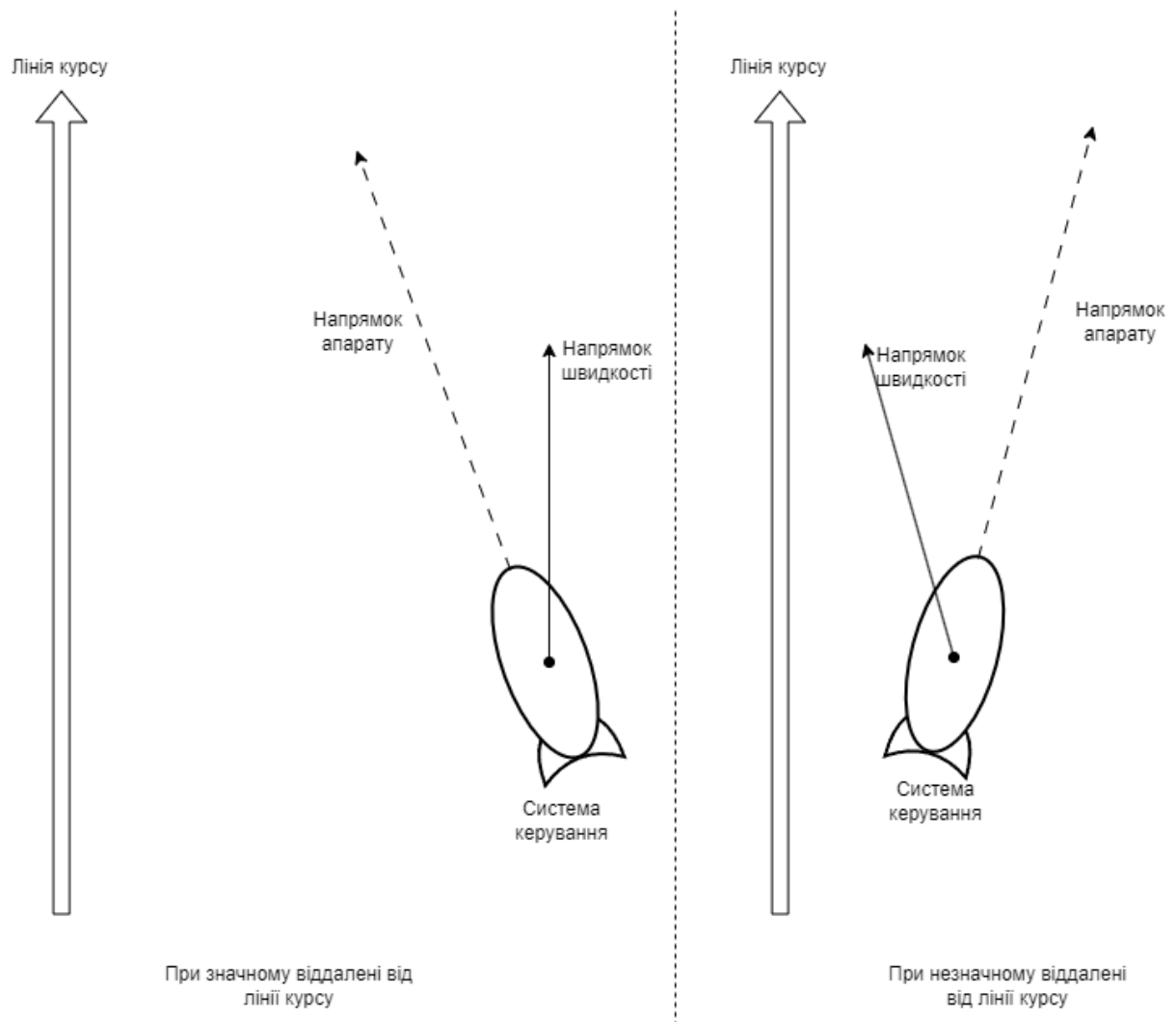


Рисунок 3.11 – Принцип роботи режиму наближення до лінії курсу

Якщо апарат рухається паралельно до лінії заданого курсу, але перебуває на значній відстані від неї, виникає необхідність здійснити маневр для повернення до цієї лінії. При цьому якщо він відбуватиметься занадто різко, аеростат ризикує перелетіти через цю лінію. Це призведе до потреби ще раз виконати цей маневр, але у зворотньому напрямку. Така поведінка може призвести до мятникового руху відносно лінії курсу, що є неприпустимо.

Якщо ж стабілізація відбуватиметься занадто повільно, це може викликати похибки у навігації і ускладнити майбутнє використання апарату. Тому різкість роботи режиму повернення на курс (рис.3.11) має залежити від відстані до лінії курсу. А щоб PID-регулятор враховував бічну інерцію він має давати сигнал корегуючи не відстань напрямку, а саме бічну швидкість.

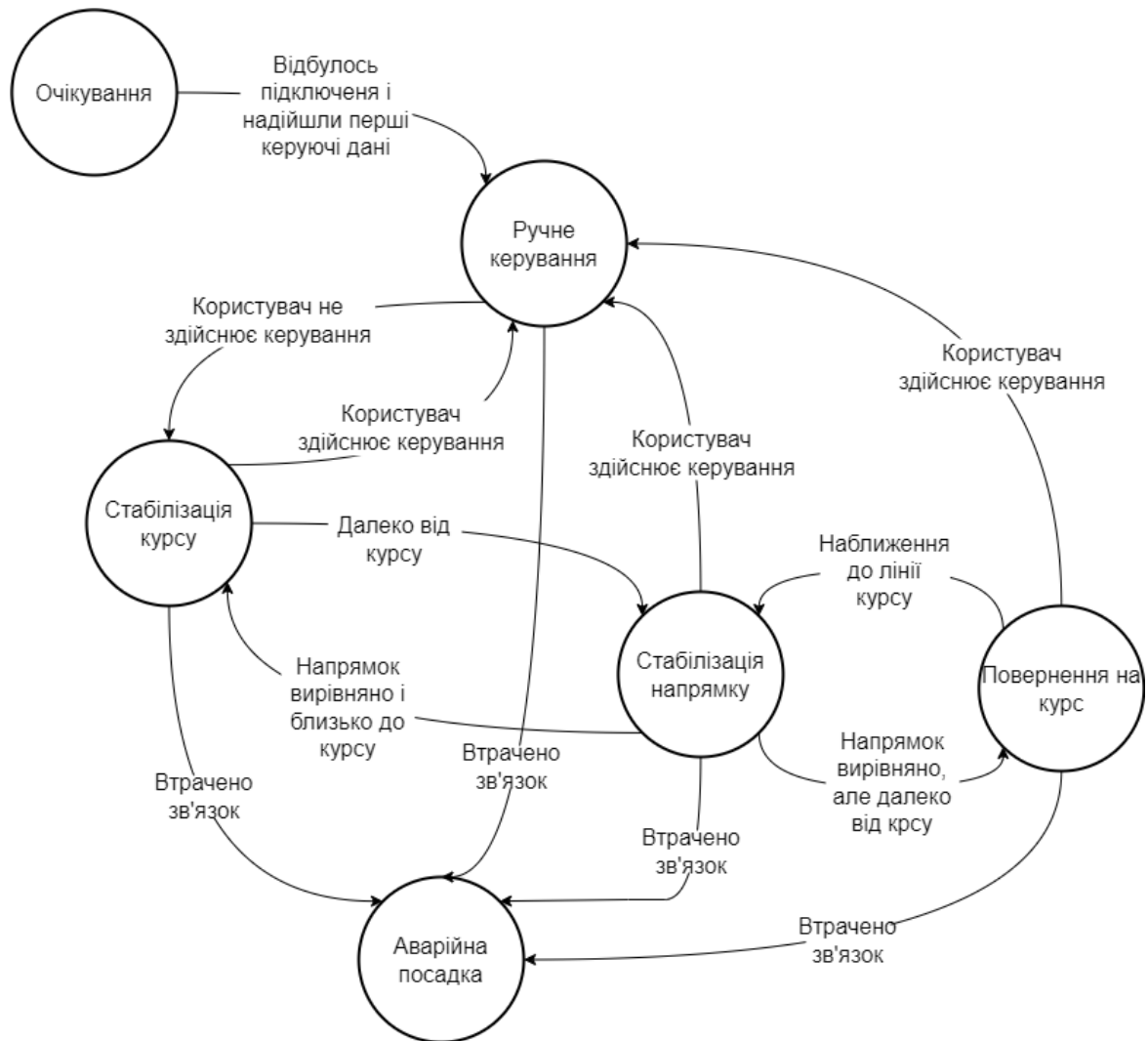


Рисунок 3.12 – Автомат станів роботи програмно-технічного пристрою керування аеростатичним літальним апаратом

У разі втрати зв'язку з клієнтом апарат переходить у стан аварійної посадки. У цьому стані апарат розвертається у напрямку, що притилежний до напрямку вітру і коригує потужність двигуна та кут вертикального стерна таким чином щоб забезпечити помірне зниження.

### 3.5 Тестування і попереднє налаштування режимів стабілізації за допомогою Unity

Для попереднього підбору параметрів PID-регуляторів, що використовуються в усіх режимах автопілотування буде використано графічний рушій Unity. Для цього було розроблено і налаштовано об'єкт для симуляції поведінки аеростата. Також було розроблено скрипти для відтворення поведінки елементів системи керування: сервопривід, двигун, керуюча поверхня, акселерометр та інші.

Щоб симулювати роботу ESP32 було розроблено скрипт AirshipControll. Він здійснює симуляцію збору і обробки даних та керування елементами системи. В скрипті IMUParser здійснюється обробка даних як це описано в розділі 3.3. На основі цих даних скрипт AirshipStateMachine перемикається між різними режимами автоматизації (режимом ручного керування займається AirshipControll).



Рисунок 3.13 – Скріншот Unity-симуляції в момент роботи режиму утримання курсу

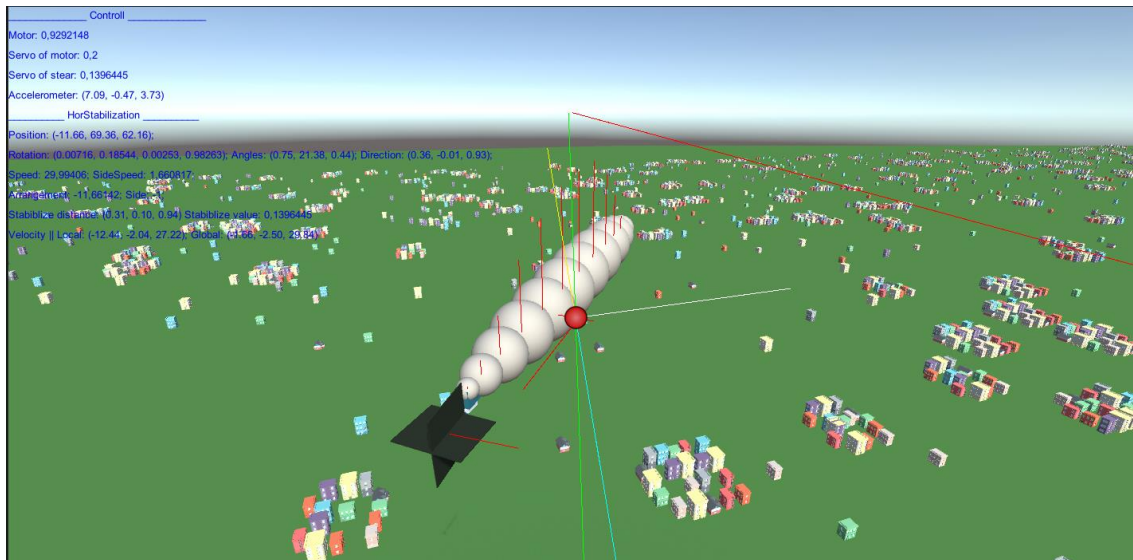


Рисунок 3.14 – Скріншот симуляції Unity-симуляції в момент роботи режими утримання напрямку

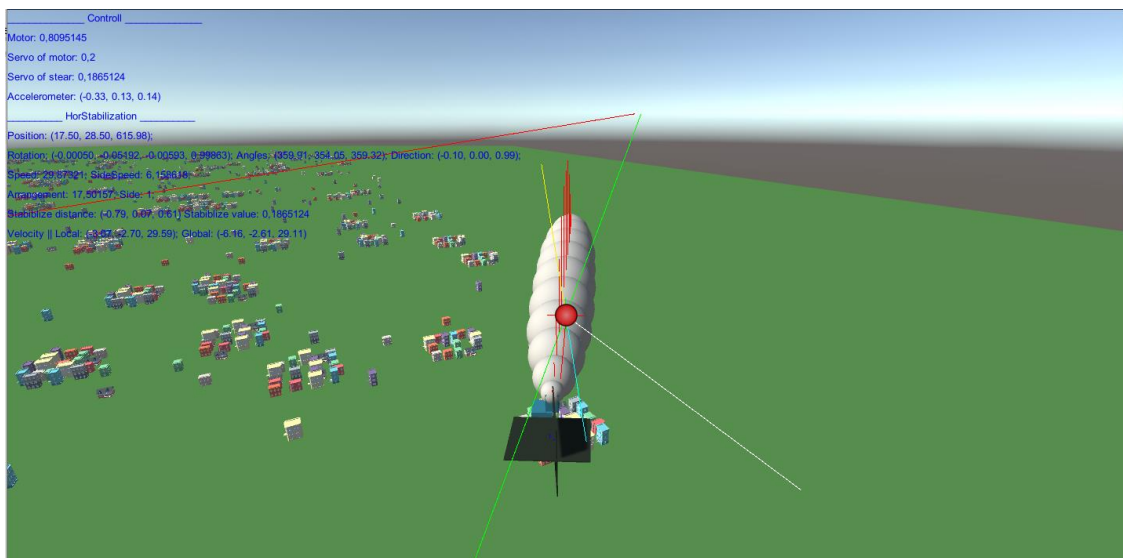


Рисунок 3.15 – Скріншот симуляції Unity-симуляції в момент повернення на лінію курсу

На скриншотах червона лінія обабіч моделі аеростата позначає лінію курсу. Зелена лінія – це напрямок курсу. Вона завжди паралельна червоній але малюється від позиції об'єкта симуляції. Окрім цієї лінії, від токи розташування об'єкта виходять ще три лінії: напрямок руху (жовта), напрямок опору (світло-блакитна) та

вітру (біла). У верхньому лівому куті виведено дані польоту апарата. Серед них дані стабілізації, характеристики польоту, параметри керування тощо.

В результаті тестувань було попередньо підібрано коефіцієнти для PID-регуляторів. Їх зазначено в таблиці 3.2.

Таблиця 3.2 – Коефіцієнти PID-регуляторів

PID-регулятор	$K_P$	$K_I$	$K_D$
1-ий PID-регулятор утримання курсу	0.05	0.00001	0.007
2-ий PID-регулятор утримання курсу	0.2	0.00001	0.0001
PID-регулятор утримання напрямку	0.087	0.00001	0.0026
PID-регулятор повернення на лінію курсу	0.07	0.00005	0.0005
PID-регулятор стабілізації висоти	0.065	0.00001	0.007
PID-регулятор тяги двигунів	0.0001	0.00001	0.00002

Окрім коефіцієнтів в PID-регуляторах також було виставлено ліміти значень, що повертаються. В таблиці 3.3 зазначено верхню і нижню межі, що були підібрані в процесі симуляції.

Таблиця 3.3. – Ліміти PID-регуляторів

PID-регулятор	Мінімальне значення	Максимальне значення
1-ий PID-регулятор утримання курсу	-0.2	0.2
2-ий PID-регулятор утримання курсу	-1	1
PID-регулятор утримання напрямку	-1	1
PID-регулятор повернення на лінію курсу	-0.5	0.5
PID-регулятор стабілізації висоти	-0.2	0.2
PID-регулятор тяги двигунів	-1	1

Для режиму повернення на лінію курсу було підібрано ще один коефіцієнт. Помилка для PID-регулятора цього режиму розраховується наступним чином:

$$E = A * k - S \quad (3.3)$$

де  $A$  – це розташування апарата відносно лінії курсу;

$S$  – це бічна швидкість апарата;

$k$  – це коефіцієнт співвідношення між поточним розташуванням відносно курсу та цільовою бічною швидкістю.

В результаті підбору коефіцієнт  $k$  було прирівняно до 0.2, що дало непогану реакцію системи на віддалення від лінії курсу при цьому запобігаючи перерегулювання.

Також було попередньо підібрано значення перемикачів між режимами:

- максимальне віддалення від курсу – 5 м;

- цільова бічна швидкість для режиму утримання напрямку – 0.42 м/с.

### 3.6 Висновки до третього розділу

В цьому розділі було розроблено електричну-принципову схему. До ESP32 було підключено BNO055 по I2C-шині (піни D21 та D22). Через піни 3V3 та GND було забезпечено живлення MAO. Сервоприводи були підключені до пінів D25 (горизонтальне стерно) та D26 (вертикальне стерно). ESC електродвигунів було підключено до пінів D13 та D14 і до GND для стабільності їх роботи.

Також в цьому розділі було розроблено і налаштовано програмне забезпечення для розробленої системи. В ньому було налаштовано точку доступу, розроблено веб-інтерфейс та базову прошивку для ручного дистанційного керування. На додачу до ручного режиму було реалізовано режими автопілотування що вмикатимуться за певних умов.

За допомогою симуляції було попередньо налаштовано систему керування.

## ВИСНОВКИ

У роботі за результатами виконаних теоретичних та практичних досліджень було розроблено програмно-технічну систему керування аеростатичним літальним апаратом та здійснено тестування з цілю попереднього налаштування за допомогою симуляції за використання рушія Unity.

У першому розділі проведено аналіз проблематики розробки системи пілотування аеростатичними літальними апаратами. Було досліджено і проаналізовано існуючі рішення по розробці програмно-технічної системи керування аеростатичного літального засобу. В результаті проведеного дослідження було визначено вимоги і завдання по розробці системи:

- Основою для системи керування має бути мікроконтролер ESP32
- Система має забезпечити тягу в 2.6 Н.
- Сервоприводи на хвостовому оперенні мають мати крутний момент не менше 1.6 кг\*см.
- Система має важити не більше 200 г.
- Має бути реалізовано програмний алгоритм по дистанційному керуванню
- В програмі мають бути реалізовані різні режими стабілізації польоту.
- Мати надійне живлення усіх компонентів.
- Має бути здійснено попереднє налаштування за допомогою симуляції в Unity.

У другому розділі проведено аналіз та підбір апаратного забезпечення системи керування на основі розробленої структурної схеми та з врахуванням завдань і вимог вказаних в першому розділі. В результаті проведеної роботи вийшла ситсема з наступними характеристиками:

- Програмний модуль: ESP32.
- Навігаційні сенсори: модуль абсолютної орієнтації BNO055.
- Кермові актуатори: сервоприводи з крутним моментом в 2 кг\*см.
- Тягові актуатори: два дивгнуи з сумарною тягою в 2.72 Н.

					КвРКІ 2304277.21.04.43 ПЗ	Арк. 72
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

- Система живлення: li-pol акумулятори з 2S та 1500 мАг, що можуть забезпечити до 14 хв активного польоту.
- Сумарна вага системи: 185 г.
- Приблизна ціна системи: 4000 грн.

У третьому розділі було розроблено електрично-принципову схему з'єднання елементів системи керування аеростатичного літального апарату. Було розроблено програмне забезпечення для системи керування в якому реалізовано як і ручне дистанційне керування, так і різні режими автопілотування.

Окрім цього було проведено симуляцію польоту в результаті якого було здійснено попереднє налаштування програмної частини системи керування.

					КвРКІ 2304277.21.04.43 ПЗ	Арк. 73
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

## ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАНЬ

1. Віктор Бар'яхтар, Станіслав Довгий, Фаїна Божинова, Юрій Горобець, Ігор Ненашев, Олена Кірюхіна. Фізика 7 клас. *ТОВ Видаництво «Ранок»*. Харків, 2020. С. 176-177.
2. Khoury G. A., Gillett J. D. *Airship Technology*. 2nd ed. *Cambridge: Cambridge University Press*, 2012. p. 5-6.
3. Botham C. J. Francesco Lana de Terzi's Aerial Ship. *On Verticality*. 2020. URL: <https://www.onverticality.com/blog/francesco-lana-de-terzi-aerial-ship> (дата звернення: 03.06.2025).
4. Скринченко. В. Дещо про історію повітроплавання: від Анноне до Києва. *Київський політехнік*. 2024. № 1-2.
5. Історія повітроплавання. Центр повітроплавання «Сапсан». URL: <https://nebo.dp.ua/uk/istoriya-povitroplavannya> (дата звернення: 03.06.2025).
6. Jean-Pierre Blanchard. *Scientist of the Day*. 2024. URL: <https://www.lindahall.org/about/news/scientist-of-the-day/jean-pierre-blanchard/> (дата звернення: 03.06.2025).
7. Fernández T., Tamaro E. Biografía de Jean Baptiste Meusnier. *Editorial Biografías y Vidas*. 2004. URL: <https://www.biografiasyvidas.com/biografia/m/meusnier.htm> (дата звернення: 03.06.2025).
8. Marking the 170th anniversary of Giffard's inaugural dirigible flight. *Fédération Aéronautique Internationale*. 2022. URL: <https://www.fai.org/news/170-years-giffard-dirigible> (дата звернення: 03.06.2025).
9. Graf Zeppelin Design and Technology. *Airships.net*. URL: <https://www.airships.net/lz127-graf-zeppelin/graf-zeppelin-design-technology/> (дата звернення: 03.06.2025).
10. Hindenburg Design and Technology. *Airships.net*. URL: <https://www.airships.net/hindenburg/hindenburg-design-technology/> (дата звернення: 03.06.2025).

					КВРКІ 2304277.21.04.43 ПЗ	Арк. 74
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

11. Fowler D. Airship drawings. LZ-129 Hindenburg. *Highriskadventures*. URL: <http://www.highriskadventures.com/airships/lz129/> (дата звернення: 04.06.2025).

12. Мізоками К., Шевченко О. Літальні авіаносці: зліт і падіння американських дирижаблів Akron. *Фокус*. 2024. URL: <https://surl.li/ejxjzj> (дата звернення: 04.06.2025).

13. Собецька Я., Спирін Є. 120 років тому дирижаблі були дуже популярними, але після великої аварії від них відмовились. А зараз зацікавилися знов і ось чому. *Бабель*. 2020. URL: <https://surl.li/rgiqvu> (дата звернення: 04.06.2025).

14. The Advantages and Limitations of Aerostat Technology. *FasterCapital*. 2025. URL: <https://surl.lu/icsvxm> (дата звернення: 03.06.2025).

15. Sergii Zyk. Аеростати і їх використання у війнах. *Deep State UA*. 2023. URL: <https://deepstateua.com/povitriani-kuli-i-iak-yikh-vikoristovuvali-u-viinakh/> (дата звернення: 03.06.2025).

16. Airship Resurgence. *Royal Aeronautical Society*. URL: <https://www.aerosociety.com/news/airship-resurgence> (дата звернення: 04.06.2025).

17. Airlander 10. *Hybrid Air Vehicles*. URL: <https://www.hybridairvehicles.com/airlander/technology/> (дата звернення: 04.06.2025).

18. Lockheed Martin – P-791 non-rigid hybrid airship and variants. URL: [https://lynceans.org/wp-content/uploads/2021/08/Lockheed-Martin\\_P791.pdf](https://lynceans.org/wp-content/uploads/2021/08/Lockheed-Martin_P791.pdf) (дата звернення: 04.06.2025).

19. Aeroscraft ML866. *Aeros*. URL: <https://aeroscraft.com/aeroscraft> (дата звернення: 04.06.2025).

20. Lobner P. Aeros - Aeroscraft airships. 2023. URL: [https://lynceans.org/wp-content/uploads/2021/08/Aeros\\_Aeroscraft.pdf](https://lynceans.org/wp-content/uploads/2021/08/Aeros_Aeroscraft.pdf) (дата звернення: 04.06.2025).

21. Aeroscraft ML866 – Rigid Variable Buoyancy Air Vehicle. *Airport Technology*. URL: <https://www.airport-technology.com/projects/aeroscraft-ml866-rigid-variable-buoyancy-air-vehicle-us/> (дата звернення: 04.06.2025).

					КВРКІ 2304277.21.04.43 ПЗ	Арк. 75
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

22. Stratobus Autonomous Stratospheric Airship. *Airforce Technology*. 2020. URL: <https://www.airforce-technology.com/projects/stratobus/?cf-view> (дата звернення: 04.06.2025).

23. Lobner P. Thales Alenia Space – Stratobus. 2021. URL: [https://lynceans.org/wp-content/uploads/2021/04/Thales-Alenia-Space\\_Stratobus-converted.pdf](https://lynceans.org/wp-content/uploads/2021/04/Thales-Alenia-Space_Stratobus-converted.pdf). (дата звернення: 05.06.2025).

24. Trans-Atlantic Solar Blimp. *RC-Zeppelin*. URL: <https://www.rc-zeppelin.com/airship-trans-atlantic-solar-blimp.html> (дата звернення: 04.06.2025).

25. Solar RC Blimps designed and made by Aero Drum Ltd. *RC-Zeppelin*. URL: <https://www.rc-zeppelin.com/solar-blimp.html> (дата звернення: 04.06.2025).

26. The Silent Runner. *Silent-Runner*. URL: [http://www.silent-runner.net/index.php?title=Main\\_Page](http://www.silent-runner.net/index.php?title=Main_Page) (дата звернення: 04.06.2025).

27. Відладочна плата ESP-32 DevKit V1. *RoboStore*. URL: <https://robostore.com.ua/ua/otladochnye-platy/esp-moduli/esp-32/> (дата звернення: 04.06.2025).

28. Дев'ятиосьовий датчик висоти AHRS, гіроскоп, модуль прискорення, магнітного поля GY-BNO055 9dof. *Мегашара.BIZ*. URL: <https://megashara.biz/ua/p2559029246-devyatiiosevoj-datchik-vysoty.html> (дата звернення: 04.06.2025).

29. Smart sensor: BNO055. *Bosch Sensortec*. URL: <https://www.bosch-sensortec.com/products/smart-sensor-systems/bno055/#documents> (дата звернення: 04.06.2025).

30. VN-100. *Vectornav*. URL: <https://www.vectornav.com/products/detail/vn-100> (дата звернення: 04.06.2025).

31. MTi-1 IMU. *Movella*. URL: <https://www.movella.com/products/sensor-modules/xsens-mti-1-imu> (дата звернення: 04.06.2025).

32. Adafruit Lsm6dsox + Lis3mdl - Precision 9 Dof Imu - Stemma Qt / Qwiic. *Electromaker*. URL: <https://www.electromaker.io/shop/product/adafruit-lsm6dsox-lis3mdl-precision-9-dof-imu-stemma-qt-qwiic> (дата звернення: 04.06.2025).

					КвРКІ 2304277.21.04.43 ПЗ	Арк. 76
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

33. Мотор BETA FPV LAVA Series 1102 14000KV 44мм. *FPVUA*. URL: <https://fpvua.com/motor-betafpv-lava-series-1102-14000kv-44mm/> (дата звернення: 04.06.2025).

34. Електродвигун iFlight XING-E 1103 10000KV Race Motor. *Planeta Hobby*. URL: <https://modelistam.com.ua/ua/elektrodivigateli-iflight-xing-1103-10000k-p-44801/> (дата звернення: 04.06.2025).

35. GEPRC GEP GR1105 5000kv 6000kv двигун - безщітковий двигун з для FPV RC Racing Drone Multicopter. *RCDrone*. URL: <https://rcdrone.top/uk/products/geprc-gep-gr1105-5000kv-6000kv-motor-uk> (дата звернення: 04.06.2025).

36. LDARC XT 1105 Motor (4250kV). *Unmanned Tech Shop*. URL: <https://www.unmannedtechshop.co.uk/product/ldarc-xt-1105-motor-4250kv/> (дата звернення: 04.06.2025).

37. Регулятор ходу iFlight SucceX Micro 15A 2-4S BLheli\_S Dshot600 4-in-1 ESC (M3). *Planeta Hobby*. URL: <https://modelistam.com.ua/ua/regulyator-hoda-iflight-sucsex-micro-15a-p-44816/> (дата звернення: 04.06.2025).

38. ESC 4 en 1 12A 2-3S. *EYE4i*. URL: <https://www.eye4i.ch/en/flight-controller-esc-drones/332-electronic-speed-controller-esc-4-en-1-12a-2-3s-blheli-dshot-drone.html> (дата звернення: 04.06.2025).

39. Racerstar Tattoo 8A BLheli\_32 32bits 1-2S Dshot1200 RaceSpec Brushless ESC (30% Off Coupon: MSQW). *Banggood*. URL: [https://nz.banggood.com/Racerstar-Tattoo-8A-ST-BLheli\\_32-1-2S-Brushless-ESC-Dshot1200-Ready-RaceSpec-for-FPV-Racer-p-1282804.html](https://nz.banggood.com/Racerstar-Tattoo-8A-ST-BLheli_32-1-2S-Brushless-ESC-Dshot1200-Ready-RaceSpec-for-FPV-Racer-p-1282804.html) (дата звернення: 04.06.2025).

40. Аналоговий сервопривід Tower Pro MG90S 13G з металевим редуктором (клон). *Flymod*. URL: [https://flymod.net/item/tower\\_pro\\_mg90s](https://flymod.net/item/tower_pro_mg90s) (дата звернення: 04.06.2025).

41. GH-S37D - 5g/0.1s/0.8kg. *Rotorama*. URL: <https://www.rotorama.com/product/s37d> (дата звернення: 04.06.2025).

					КвРКІ 2304277.21.04.43 ПЗ	Арк. 77
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

42. Аналоговий сервопривід EMAX ES08A II 8.5G з нейлоновим редуктором. *Rotorama*. URL: [https://flymod.net/item/servo\\_servo\\_emax\\_es08a\\_9g](https://flymod.net/item/servo_servo_emax_es08a_9g) (дата звернення: 04.06.2025).

43. Turnigy Nano-Tech 850mah 2S 25C. *leti.com.ua*. URL: <https://leti.com.ua/electronics/batteries/turnigy-nano-tech-850mah-2s-40c/> (дата звернення: 04.06.2025).

44. Батарея SUNPADOW 900 мАг 25С. Роз'єм JST для радіокерованого гелікоптера. 2 шт. *BIGL*. URL: <https://surlі.cc/psuvkh> (дата звернення: 04.06.2025).

45. Акумулятор для страйкбола Giant Power (Dinogy) Li-Pol 1300 мАг 7.4 В 130x21x12,5 мм T-Plug 25С. *Radiomodel*. URL: <https://surl.li/pmeizx> (дата звернення: 04.06.2025).

46. Акумулятор для радіокерованої моделі Dinogy Li-Pol 1500 мАг 7.4 В 90x30x14 мм Mini Tamiya 30С. *Radiomodel*. URL: <https://surl.lu/memhfn> (дата звернення: 04.06.2025).

47. Акумулятор GNB 2600mAh 2S 7.4V 10C LiPo для радіо апаратури. *Flymod*. URL: [https://flymod.net/item/gnb\\_2600mah\\_2s\\_10c](https://flymod.net/item/gnb_2600mah_2s_10c) (дата звернення: 04.06.2025).

48. Pololu 5V, 1A Step-Down Voltage Regulator D24V10F5. *Pololu*. URL: <https://www.pololu.com/product/2831> (дата звернення: 04.06.2025).

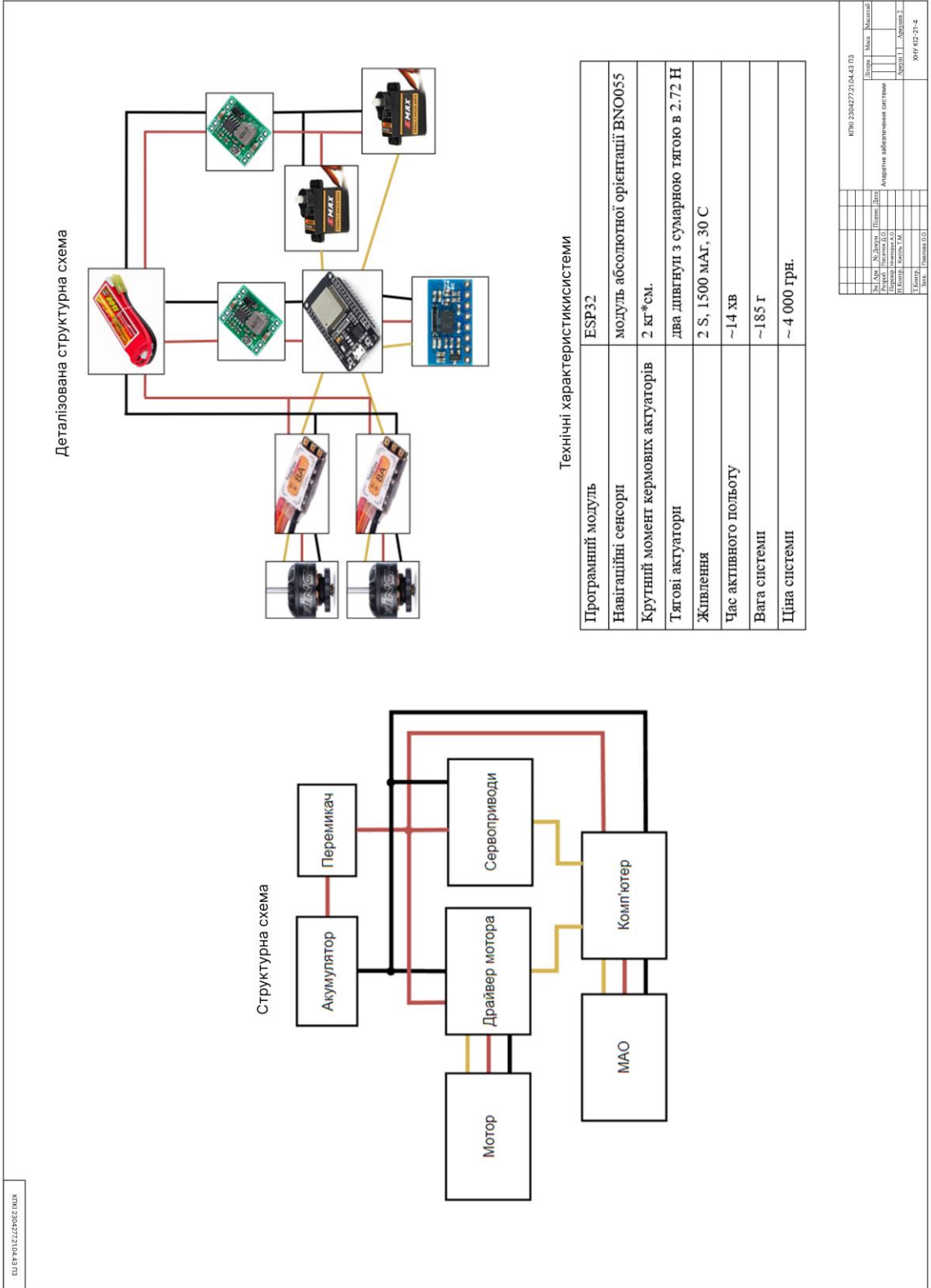
49. DC-DC понижуючий перетворювач MP1584 3A. *Arduino.ua*. URL: <https://arduino.ua/prod605-dc-dc-ponijaushhii-preobrazovatel-3a> (дата звернення: 04.06.2025).

50. Pinout ESP32-WROOM-32 DevKitV1. URL: <https://surl.li/tsipsf>

					КВРКІ 2304277.21.04.43 ПЗ	Арк. 78
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

# Додаток А (обов'язковий)

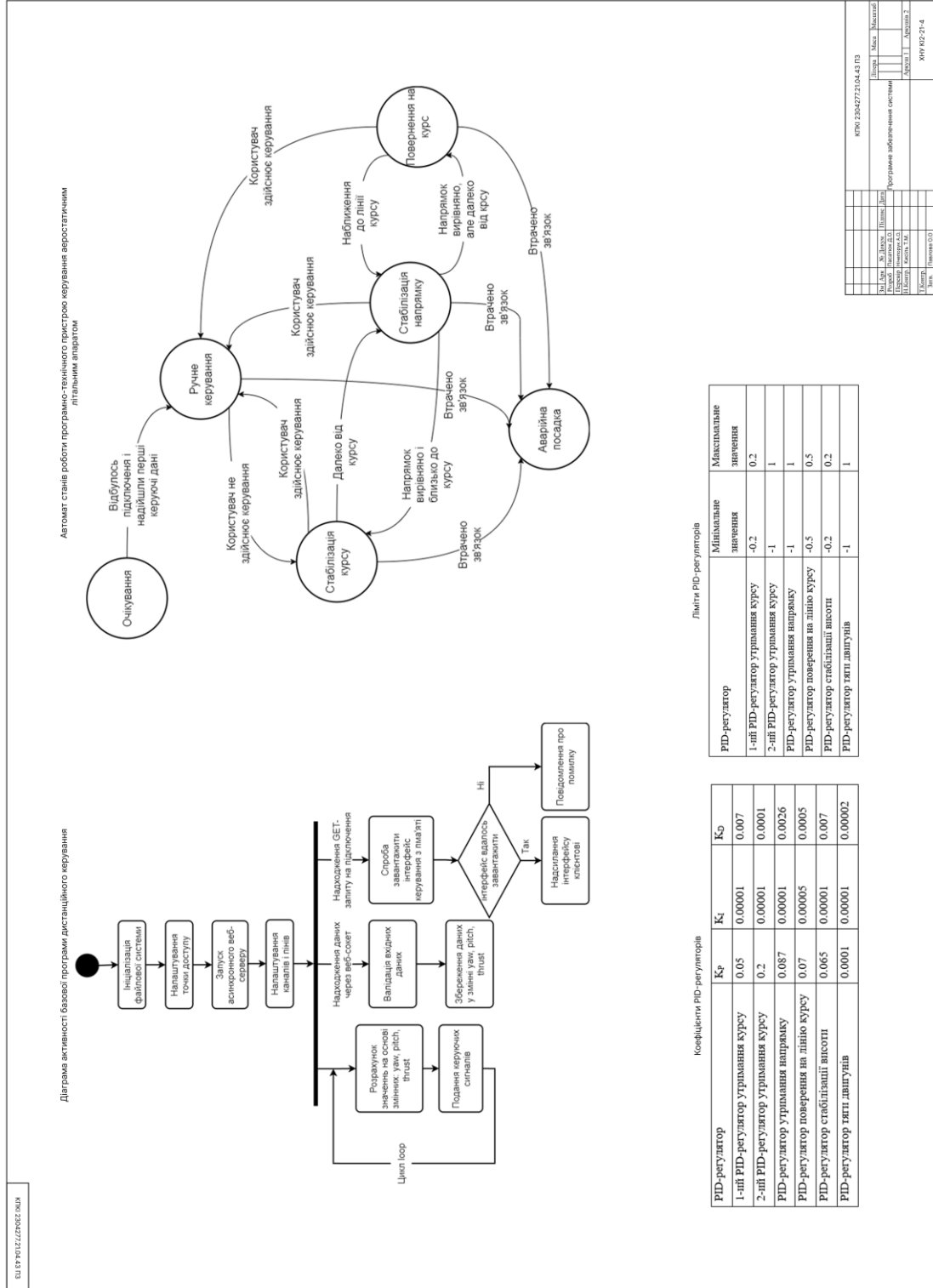
## КОПІЯ КРЕСЛЕННЯ «АПАРАТНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СИСТЕМИ»





## Додаток В (обов'язковий)

# КОПІЯ КРЕСЛЕННЯ «ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СИСТЕМИ»



РІШЕННЯ ЕКСПЕРТНОЇ КОМІСІЇ КАФЕДРИ КОМП'ЮТЕРНОЇ ІНЖЕНЕРІЇ ТА  
ІНФОРМАЦІЙНИХ СИСТЕМ

ПРО ДОПУСК КВАЛІФІКАЦІЙНОЇ РОБОТИ ДО ЗАХИСТУ

Назва кваліфікаційної роботи Програмно-технічна система керування аеростатичного літального апарату

Автор Даниїл ПАСАТЮК

Освітня програма Комп'ютерна інженерія та програмування

Рівень вищої освіти перший (бакалаврський) рівень

Спеціальність 123– Комп'ютерна інженерія

Науковий керівник: к.т.н., доцент Андрій Нічепорук

На основі аналізу кваліфікаційної роботи на дотримання вимог академічної доброчесності (у т.ч. відсутності ознак академічного плагіату) з урахуванням результатів перевірки роботи спеціалізованим програмним засобом(ами) комісія зробила такий висновок:

№	Висновок	Позначка про відповідність
1	Ознаки академічного плагіату	
1.1	Запозичення, виявлені в роботі, є законними і не є академічним плагіатом (далі – зазначаються підстави віднесення запозичень до правомірних, якщо потрібно). Робота приймається до захисту.	Відповідає
1.2	Виявлені запозичення не є академічним плагіатом, розміщені в розділах, які не описують безпосередньо авторське дослідження, але кількість цитат перевищує обсяг, виправданий поставленою метою роботи (далі – зазначаються детальні та аргументовані підстави віднесення запозичень до правомірних). Робота приймається до захисту, але має бути відкоригована.	
1.3	Виявлені запозичення не є академічним плагіатом, але частково розміщені в розділах, які описують безпосередньо авторське дослідження, а кількість цитат перевищує обсяг, виправданий поставленою метою роботи. Робота може бути допущена до захисту після того як буде відкоригована та доопрацьована і успішно пройде повторну перевірку на академічний плагіат.	
1.4	Робота містить навмисні текстові спотворення, передбачувані спроби укриття текстових запозичень або інші прояви академічного плагіату. Робота містить фабрикацію або фальсифікацію даних. Робота не допускається до захисту.	
2	Інші види порушень академічної доброчесності	Не виявлено

Підтвердження:

Запозичення, виявлені в роботі, є законними і не є плагіатом, оскільки:

- 1) запозичення розміщені в розділах аналізу існуючих аналогів та прототипів, які не описують безпосередньо авторське дослідження і не стосуються результатів роботи;
  - 2) усі запозичення фрагментарні, або мають належним чином оформленні посилання;
- Сумарний обсяг всіх запозичень, визначений системою виявлення збігів/ ідентичності/схожості StrikePlagiarism, складає 1.64% і адресується до 12 першоджерел; та системою Anti-Plagiarism складає 1%, що, з урахуванням наведених обґрунтувань, відповідає характеру наукового дослідження і свідчить на користь кваліфікаційної роботи.

Керівник роботи

\_\_\_\_\_

Андрій Нічепорук

Гарант ОП

\_\_\_\_\_

Андрій Нічепорук

Завідувач кафедри КІС

\_\_\_\_\_

Ольга Павлова

## Anti-Plagiarism (UA) v-15.281 Educational

**The maximum coincidence with one document 1.0%**

Dictionaries check: en\_US, ru\_RU, ua\_UA. **Errors in the documents: 15%**

ID: 245103 Title: БКР Програмно-технічна система керування аеростатичного літального апарату Added in a DB: 2025-06-11 Authors: Даниїл ПАСАТЮК Heads: Андрій НІЧЕПОРУК Consultants: Opponents:	Document		Sum coincidence on the DB	
	Symbols	Lexemes	Symbols	Lexemes
	72250	740	1573 (2%)	17 (2%)

### Plagiarism sources

ID	Description	Plagiarism presence in the document	
		Symbols	Lexemes

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
ХМЕЛЬНИЦЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

РЕЦЕНЗІЯ НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

Дипломник: Пасатюк Даниїл Олександрович

Тема: Програмно-технічна система керування аеростатичного літального апарату

Спеціальність: 123 «Комп'ютерна інженерія»

Обсяг кваліфікаційної роботи:

Кількість листів креслень  3  Кількість сторінок записки  70

1. Короткий зміст роботи та прийнятих рішень: Метою дипломної роботи є розробка та дослідження програмно-технічної системи керування аеростатичним літальним апаратом.

2. Висновок про відповідність роботи дипломному завданню: Робота відповідає поставленому завданню.

3. Характеристика виконання кожного розділу, ступінь використання останніх досягнень науки і техніки і передових методів роботи: В першому розділі кваліфікаційної роботи проведено дослідження предметної області (проаналізовано переваги та недоліки аеростатичних літальних апаратів, оглянуто існуючі програмно-технічні системи керування ними ) та виконано постановку задачі дослідження. В другому розділі кваліфікаційної роботи проведено проектування програмно-технічного засобу керування аеростатом; розроблено структурну схему системи; підібрано складові елементи системи; було здійснено оцінювання технічних характеристик розробленої системи. В третьому розділі кваліфікаційної роботи було розроблено електрично-принципову схему програмно-технічного засобу керування аеростатом; було розроблено і налаштовано програмну складову системи; було проведено симуляцію роботи системи за допомогою Unity.

4. Позитивні сторони роботи: було розроблено програмно-технічну систему керування аеростатичним літальним засобом.

5. Негативні сторони роботи: недостатня увага симуляції на Unity.



Завідувачу кафедри КІС  
д-р. філософії, доц. Ользі ПАВЛОВІЙ

Даниїла ПАСАТЮКА

ПІБ здобувача вищої освіти

ФІТ, 4 курсу, групи КІ2-21-4

### ЗАЯВА

З правилами чинного Положення «Про систему забезпечення академічної доброчесності у Хмельницькому національному університеті» від 01.07.2022, згідно з яким виявлення плагіату є підставою для відмови в допуску кваліфікаційної роботи до захисту та застосування заходів дисциплінарної та академічної відповідальності, ознайомлений(а). Про використання програмно-технічних засобів для перевірки кваліфікаційних робіт здобувачів вищої освіти на плагіат оповіщений(а) та надаю свою згоду на обробку та збереження університетом моєї роботи в інституційному репозитарії університету.

Також надаю університету право на передачу моєї роботи для обробки та збереження в базах даних програмно-технічних засобів (Strike-Plagiarism та Anti-Plagiarism) та використання роботи для виявлення плагіату в інших роботах, які перевіряються програмно-технічними засобами та користувачами, що мають доступ до цих програмно-технічних засобів, виключно в обмежених цілях для виявлення плагіату в текстах робіт.

Робота для перевірки університетом надається в друкованому та електронному варіанті. Електронна версія моєї роботи збігається (ідентична) з друкованою.

10.06 2025 року



РІШЕННЯ ЕКСПЕРТНОЇ КОМІСІЇ КАФЕДРИ КОМП'ЮТЕРНОЇ ІНЖЕНЕРІЇ ТА  
ІНФОРМАЦІЙНИХ СИСТЕМ

ПРО ДОПУСК КВАЛІФІКАЦІЙНОЇ РОБОТИ ДО ЗАХИСТУ

Назва кваліфікаційної роботи Програмно-технічна система керування аеростатичного літального апарату

Автор Даниїл ПАСАТЮК

Освітня програма Комп'ютерна інженерія та програмування

Рівень вищої освіти перший (бакалаврський) рівень

Спеціальність 123– Комп'ютерна інженерія

Науковий керівник: к.т.н., доцент Андрій Нічепорук

На основі аналізу кваліфікаційної роботи на дотримання вимог академічної доброчесності (у т.ч. відсутності ознак академічного плагіату) з урахуванням результатів перевірки роботи спеціалізованим програмним засобом(ами) комісія зробила такий висновок:

№	Висновок	Позначка про відповідність
1	Ознаки академічного плагіату	
1.1	Запозичення, виявлені в роботі, є законними і не є академічним плагіатом (далі – зазначаються підстави віднесення запозичень до правомірних, якщо потрібно). Робота приймається до захисту.	Відповідає
1.2	Виявлені запозичення не є академічним плагіатом, розміщені в розділах, які не описують безпосередньо авторське дослідження, але кількість цитат перевищує обсяг, виправданий поставленою метою роботи (далі – зазначаються детальні та аргументовані підстави віднесення запозичень до правомірних). Робота приймається до захисту, але має бути відкоригована.	
1.3	Виявлені запозичення не є академічним плагіатом, але частково розміщені в розділах, які описують безпосередньо авторське дослідження, а кількість цитат перевищує обсяг, виправданий поставленою метою роботи. Робота може бути допущена до захисту після того як буде відкоригована та доопрацьована і успішно пройде повторну перевірку на академічний плагіат.	
1.4	Робота містить навмисні текстові спотворення, передбачувані спроби укриття текстових запозичень або інші прояви академічного плагіату. Робота містить фабрикацію або фальсифікацію даних. Робота не допускається до захисту.	
2	Інші види порушень академічної доброчесності	Не виявлено

Підтвердження:

Запозичення, виявлені в роботі, є законними і не є плагіатом, оскільки:

- 1) запозичення розміщені в розділах аналізу існуючих аналогів та прототипів, які не описують безпосередньо авторське дослідження і не стосуються результатів роботи;
  - 2) усі запозичення фрагментарні, або мають належним чином оформленні посилання;
- Сумарний обсяг всіх запозичень, визначений системою виявлення збігів/ ідентичності/схожості StrikePlagiarism, складає 1.64% і адресується до 12 першоджерел; та системою Anti-Plagiarism складає 1%, що, з урахуванням наведених обґрунтувань, відповідає характеру наукового дослідження і свідчить на користь кваліфікаційної роботи.

Керівник роботи \_\_\_\_\_ Андрій Нічепорук  
 Гарант ОП \_\_\_\_\_ Андрій Нічепорук  
 Завідувач кафедри КІС \_\_\_\_\_ Ольга Павлова