

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

Факультет робототехніки та приладобудування

Кафедра комп'ютерно-інтегрованих оптичних та навігаційних систем

До захисту допущено:
Завідувач кафедри
_____ Бурау Н.І.
«__» _____ 2026 р.

Дипломний проєкт

на здобуття ступеня бакалавра

**за освітньою програмою «Комп'ютерно-інтегровані системи та технології в
приладобудуванні»**

**спеціальності 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»
на тему «Двовісна система керування вектором тяги літального апарата»**

Виконала:

студентка IV курсу, групи ПГ-21

Ткачук Софія Олександрівна _____

Керівник:

к.т.н., доц. каф. КІОНС

Сапегін Олександр Миколайович _____

Рецензент:

проф., д.т.н., проф. каф. ІВТ

Туз Юліан Михайлович _____

Засвідчую, що у цьому дипломному проєкті
немає запозичень з праць інших
авторів без відповідних посилань.
Студент (-ка) _____

Київ – 2026 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Факультет робототехніки та приладобудування
Комп'ютерно-інтегрованих оптичних та навігаційних систем

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Спеціальність – 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»

Освітньо-професійна програма «Комп'ютерно-інтегровані системи та технології в приладобудуванні»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

(підпис) Надія БУРАУ
(ініціали, прізвище)

«__» _____ 2026 р.

ЗАВДАННЯ

на дипломний проєкт студентці

Ткачук Софії Олександрівні

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема дипломного проєкту Двовісна система керування вектором тяги літального апарата.

Науковий керівник роботи Сапегін Олександр Миколайович, доцент

(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету від «__» _____ 2026 р. № _____

2. Термін подання студентом проєкту «__» _____ 2026 р.

3. Вихідні дані до проєкту:

Маса до 250 г; забезпечити кути відхилення вектору тяги $\pm 20^\circ$, швидкість нахилу виконавчого модуля до $600^\circ/\text{с}$; габарити мінімальні; конструктивну схему вибрати самостійно; керування дистанційне.

4. Зміст роботи 1. Огляд сучасних підходів до керування вектором тяги. 2. Розробка конструкції двовісної системи керування вектором тяги. Підбір компонентів. 3. Висновки

5. Перелік ілюстративного матеріалу (із зазначенням плакатів, презентацій тощо) Презентація, тривимірна модель приладу 1 А1, кресленики, схеми та плакати приладу 4 А1.

6. Дата видачі завдання 13.05.2026

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проєкту	Термін виконання етапів проєктування	Примітка
1.			
2.			
3.			
4.			
5.			

Студентка

(підпис)

Софія ТКАЧУК
(ініціали, прізвище)

Керівник дипломного проєкту

(підпис)

Олександр САПЕГІН
(ініціали, прізвище)

Відомість дипломного проєкту

№ з/п	Формат	Позначення	Найменування	Кількість листів	Примітка
1	A4		Завдання на дипломний проєкт	2	
2	A4	ДПБ.ПГ-21. 11.1730.01.000.ПЗ	Пояснювальна записка	65	
3	A1	ДПБ.ПГ-21. 11.1730.01.001.СхС	Структурна схема	1	
4	A1	ДПБ.ПГ-21. 11.1730.01.002.СхЕ	Електрична принципова схема	1	
5	A1	ДПБ.ПГ-21. 11.1730.01.003	Тривимірна модель	1	
6	A1	ДПБ.ПГ-21. 11.1730.01.004.СК	Складальний кресленик	1	
67	A1	ДПБ.ПГ-21. 11.1730.01.005.СК	Складальний кресленик	1	

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ			
Змн.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата	Відомості дипломного проєкту	Літ.	Маса	Масштаб
Розроб.		Ткачук						
Перевір.		Сапегін						
Т. Контр.								
Реценз.						Арк.	Аркушів	
Н. Контр.					КПІ ім. Ігоря Сікорського, ФРП			
Затверд.								

АНОТАЦІЯ

Дипломний проєкт на тему «Двовісна система керування вектором тяги літального апарата» обсягом на 77 сторінку, що включають в себе 40 ілюстрацій та 1 таблицю.

Метою роботи є розробка експериментальної конструкції двовісної системи керування вектором тяги, у якій напрямок тяги змінюється шляхом повороту електродвигуна з пропелером у двох площинах за допомогою серводвигунів. Така модель дає змогу дослідити принцип роботи системи без використання реактивних двигунів або поворотних сопел.

Для досягнення мети роботи розглянуто теоретичні основи та історію розвитку керування вектором тяги, проаналізовано основні способи його реалізації, а також розроблено структуру експериментальної моделі, обрано її елементну базу та відповідні 3D-моделі.

Ключові слова: керування вектором тяги, двовісна система, літальний апарат, гвинтовий рушій, виконавчий модуль, рухома платформа, пульт дистанційного керування, мікроконтролер, безколекторний двигун.

ABSTRACT

The diploma project on the topic “Two-Axis Thrust Vector Control System for an Aircraft” consists of 77 pages, including 40 illustrations and 1 table.

The aim of the work is to develop an experimental design of a two-axis thrust vector control system, in which the thrust direction is changed by rotating an electric motor with a propeller in two planes using servomotors. This model makes it possible to study the operating principle of the system without using jet engines or movable nozzles.

To achieve the aim of the work, the theoretical foundations and history of thrust vector control were considered, the main methods of its implementation were analyzed, and the structure of an experimental model was developed. The component base of the model and the corresponding 3D models were also selected.

‘Keywords: thrust vector control, two-axis system, aircraft, propeller propulsion system, actuator module, movable platform, remote control unit, microcontroller, brushless motor.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	9
РОЗДІЛ 1	11
ОГЛЯД ІСНУЮЧИХ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ	11
1.1 Поняття вектора тяги та принцип його керування	11
1.2 Історія розвитку та сфери застосування керування вектором тяги	12
1.2.1. Розвиток керування вектором тяги в ракетній техніці	12
1.2.2. Застосування керування вектором тяги в авіації.....	14
1.2.3. Керування вектором тяги в космічних апаратах	19
1.2.4. Розвиток керування вектором тяги у безпілотних літальних апаратів	20
1.3. Основні способи реалізації керування вектором тяги	23
1.3.1. Поворот рушійної установки або сопла	24
1.3.2. Відхилення тяги за допомогою рухомого сопла в авіації.....	25
1.3.3. Газові рулі або лопатки в реактивному струмені	26
1.3.4. Додаткові керуючі двигуни	27
1.4. Класифікація систем керування вектором тяги за кількістю осей відхилення.....	28
1.4.1. Одновісне керування вектором тяги.....	28
1.4.2. Двовісне керування вектором тяги	29
ВИСНОВОК ДО РОЗДІЛУ 1	30
РОЗДІЛ 2.	32
РОЗРОБКА ДВОВІСНОЮ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ.....	32
2.1. Розробка структури двовісної системи керування вектором тяги.....	32
2.2. Вибір елементної бази системи	33
2.2.1. Вибір мікроконтролерної плати	33
2.2.2. Вибір електродвигуна та пропелера	35
2.2.3. Вибір електронного регулятора швидкості.....	38
2.2.4. Вибір серводвигунів	40
2.2.5. Вибір Bluetooth-модуля	41
2.2.6. Вибір джерела живлення.....	41
2.3. Вибір елементної бази для дистанційного керування.....	42
2.3.1. Вибір мікроконтролерної плати для керування.....	43

2.3.2. Вибір джойстика	43
2.3.3. Вибір потенціометра для регулювання швидкості обертання двигуна..	44
2.3.4. Вибір елементів живлення пульта.....	45
2.4. Розробка структурних схем пристрою.....	46
2.5. Розробка схем електричних принципів	48
2.6. Розрахунок кінематики системи відхилення вектора тяги	51
2.7. Перевірка маси виконавчого модуля	54
2.8. Розробка тривимірних моделей елементів системи	55
2.8.1. Опис розробленої конструкції виконавчого модуля.....	56
2.8.2. Опис розробленої конструкції пульта дистанційного керування.....	63
2.9. Виготовлення та складання розроблених пристроїв	65
2.10. Розробка програмного забезпечення системи.....	67
2.10.1. Алгоритм роботи пульта керування.....	67
2.10.2. Алгоритм роботи виконавчого модуля.....	68
ВИСНОВОК ДО РОЗДІЛУ 2	70
ВИСНОВКИ.....	72
ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ	74
Додаток А.....	78
Додаток Б.....	80
Додаток В	86
Додаток Г	87
Додаток Д.....	88
Додаток Е	89
Додаток Є	90

ВСТУП

В умовах стрімкого розвитку космічно-авіаційної техніки та високоточної авіації особливої актуальності набувають питання забезпечення стабільності та керованості літальних апаратів на різних етапах польоту. Сучасні вимоги до маневреності, точності стабілізації та надійності керування спонукають до пошуку нових технічних рішень, які виходять за межі традиційних аеродинамічних підходів.

Одним із таких рішень є система керування вектором тяги – технологія, що передбачає зміну напрямку дії сили тяги відносно корпусу або центра мас літального апарата. Такий спосіб керування дає змогу впливати не лише на поступальний рух апарата, а й на його орієнтацію у просторі та кутову швидкість. Такий підхід є особливо корисним у розрідженій атмосфері, за межами атмосфери або на режимах польоту, де аеродинамічні рулі вже не забезпечують достатнього керуючого моменту. Сучасні системи керування вектором тяги широко застосовуються в ракетах-носіях, тактичних ракетах, космічних апаратах, надманеврових реактивних літаках та в безпілотних літальних апаратах [1].

Попри широке застосування таких систем у промисловості та збройних силах, їхня реалізація зазвичай пов'язана зі значною конструктивною складністю, а саме використанням поворотних сопел, відхиленням реактивного струменя або складних гідравлічних приводів. Це суттєво ускладнює вивчення принципу їхньої роботи в навчальних і дослідницьких умовах. Готових демонстраційних стендів майже немає, а ті, що існують, або дорогі, або вузькоспеціалізовані.

Саме тому метою цієї роботи стала розробка простої, але функціональної експериментальної моделі двовісної системи керування вектором тяги. Замість реактивного двигуна тут використовується звичайний електродвигун із пропелером, а зміна напрямку тяги у двох перпендикулярних площинах забезпечується серводвигунами через рухома платформи. Керування

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
						9
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

здійснюється дистанційно. Така конструкція дозволяє наочно відтворити принцип роботи системи без складного обладнання та з мінімальними витратами.

Об'єктом роботи є система керування вектором тяги літального апарата, предметом – конструкція та принцип роботи двовісної системи на основі гвинтового рушія. Для досягнення мети розглянуто теоретичні основи та історію розвитку таких систем, проаналізовано існуючі способи їхньої реалізації, розроблено структуру моделі та обрано елементну базу.

Практичне значення роботи в тому, що зібрана модель може використовуватись як наочний навчальний стенд, щоб пояснити принцип двовісного керування вектором тяги без жодного реактивного двигуна чи поворотного сопла.

Робота складається з двох розділів. У першому розглянуто теоретичні основи керування вектором тяги: фізичний принцип дії, історію розвитку від перших ракетних дослідів до сучасних бойових літаків, сфери застосування та класифікацію існуючих схем, а також порівняння одновісних і двовісних систем. У другому описано саму розробку: структуру моделі, вибір компонентів, принцип роботи виконавчого модуля, систему дистанційного керування та організацію живлення.

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
						10
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

РОЗДІЛ 1

ОГЛЯД ІСНУЮЧИХ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ

1.1 Поняття вектора тяги та принцип його керування

Тяга літального апарата – це сила, яка переміщує літальний апарат у повітрі. Вона використовується для подолання сили опору літака, а також для подолання ваги ракети. Рушійна система прискорює частину цього середовища в одному напрямку, а у відповідь на конструкцію діє сила у протилежному напрямку. Саме ця сила називається тягою [2].

Тяга є механічною силою, що виникає внаслідок прискорення маси газу або повітря робочим органом рушійної установки. Її утворення пояснюється третім законом Ньютона: під час прискорення потоку повітря в одному напрямку на рушійну установку діє реактивна сила у протилежному напрямку. Оскільки тяга є силою, вона характеризується не лише числовим значенням, а й напрямком дії, тобто є векторною величиною. Величина тяги залежить від маси робочого середовища, що прискорюється за одиницю часу, а також від зміни швидкості цього потоку [3].

Керування вектором тяги – це спосіб керування літальним апаратом, ракетою або іншим технічним об'єктом шляхом зміни напрямку дії сили тяги. Така зміна дозволяє впливати на просторове положення, орієнтацію або кутову швидкість об'єкта [1].

Не завжди достатньо просто збільшити або зменшити тягу двигуна. Якщо напрямок цієї тяги залишається незмінним, можливості керування апаратом обмежуються переважно його розгоном або гальмуванням. Відхилення вектора тяги дає змогу створювати додаткові моменти відносно осей тангажа, ристання або крену [1].

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
						11
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

1.2 Історія розвитку та сфери застосування керування вектором тяги

Історичний розвиток систем керування вектором тяги розпочався у ракетній техніці, оскільки саме ракети потребували ефективного способу керування польотом незалежно від аеродинамічних поверхонь. Це пояснюється тим, що ракета не завжди мала достатню ефективність керування, особливо це стосується початкових ділянок польоту, великих висот або умов розрідженої атмосфери. Тому вже на ранніх етапах розвитку ракетної техніки виникла потреба змінювати не тільки величину тяги, а й її напрямок.

Надалі цей принцип почали застосовувати не тільки в ракетах, а й в авіації, космічних апаратах та безпілотних літальних апаратах. У кожній із цих сфер така система має свої особливості у конструкції, однак призначення залишається у всіх спільне – стабілізувати та маневрувати апаратом в польоті.

Нині такі системи продовжують удосконалювати. Основну увагу приділяється підвищенні точності, швидкодії та надійності.

1.2.1. Розвиток керування вектором тяги в ракетній техніці

Одним із перших дослідників, який практично реалізував ідеї керування напрямком реактивного потоку, був американський інженер і піонер ракетобудування Роберт Годдард. У його ранніх ракетних розробках використовувалися різні методи стабілізації та керування польотом, зокрема гіроскопічне керування, лопаті в реактивному струмені та карданне відхилення двигуна. Конструктивні рішення Годдарда, серед яких були керування за допомогою лопатей у струмені ракетного двигуна та карданне керування, мали значну подібність до рішень, які пізніше застосовувалися німецькими інженерами під час розроблення ракет V-2 у 1930-х роках і в період Другої світової війни [4].

Балістична ракета А-4 або більш відома за назвою V-2, керувалась завдяки графітовим або вуглецевим лопатям, встановленими у вихлопному струмені двигуна. Музей, де представлено ракету V-2 підтверджує, двигун не був

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
						12
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

гімбальним, а керування здійснювалось чотирма вуглецевими лопатями, розміщеними в потоці вихлопу. Реактивні лопаті розташовувались на відстані 90 градусів один від одного і рухалися невеликими електродвигунами, які працюють від системи наведення. Отже, на ранньому етапі розвитку ракетної техніки керування вектором тяги реалізувалось через механічне втручання в реактивний струмінь. Незважаючи на конструктивну простоту, така схема дозволяла отримати необхідний керуючий момент без повороту всього двигуна [5].

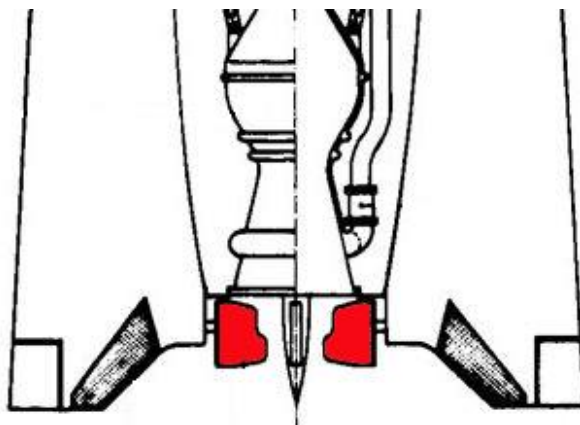


Рис. 1.1. Реактивні лопаті системи керування ракети V-2 [5]

Подібний принцип застосовувався і в ранніх американських ракетах Redstone, де для відхилення реактивного струменя також використовувалися керуючі лопаті у вихлопному потоці двигуна [5].

Одним із прикладів сучасної ракети-носія з керуванням вектором тяги є український проєкт «Циклон-4М». У двигунній установці першого ступеня цієї ракети використовується чотири двигуни: два з них встановлені нерухомо, а два можуть відхилятися у двох взаємно перпендикулярних площинах. Саме за рахунок відхилення поворотних двигунів змінюється напрямок результуючої тяги, що дає змогу стабілізувати ракету та коригувати її траєкторію польоту [6].

Для ракети-носія таке рішення має практичне значення насамперед на початковій ділянці польоту. У цей момент ракета має велику масу, швидко змінює швидкість і проходить через ділянку з високими навантаженнями. Тому двигуни повинні не тільки створювати тягу, а й допомагати утримувати заданий напрямок

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		13

польоту. Відхилення поворотних двигунів дає змогу змінювати напрямок результуючої тяги і таким чином стабілізувати ракету та коригувати її траєкторію без застосування окремих аеродинамічних рулів [6].



Рис. 1.2. Ракета-носій «Циклон-4М» [6]

1.2.2. Застосування керування вектором тяги в авіації

В авіації керування вектором тяги застосовують насамперед тоді, коли потрібно розширити можливості літака за межами звичайного аеродинамічного керування. У літаках класичної аеродинамічної схеми керування польотом здійснюється за допомогою основних і допоміжних органів керування. До основних органів належать елерони, кермо висоти або поворотний стабілізатор, а також кермо напрямку. До допоміжних належать закрилки, пристрої передньої

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		14

крайки крила, інтерцептори та системи тримування. Ці елементи забезпечують безпечне керування літаком у польоті, покращують його льотні характеристики та зменшують навантаження на пілота [7]. Однак ефективність аеродинамічних органів керування залежить від швидкості набігаючого потоку, кута атаки та характеру обтікання літака. Тому на малих швидкостях, великих кутах атаки або в режимах, близьких до зриву потоку, їхня ефективність може знижуватися. У таких умовах виникає потреба у додатковому способі створення керуючих моментів, зокрема за рахунок зміни напрямку тяги двигуна.

Одним із перших практичних напрямів застосування керування вектором тяги в авіації стали літаки вертикального або короткого зльоту і посадки (англ. Vertical/Short Take-Off and Landing, V/STOL). Найраніший екземпляр прототипу двигуна Pegasus 3, що зберігся для реактивних літаків, а саме Harrier Королівських ВПС і AV-8B Корпусу морської піхоти США. Pegasus 3 є збереженим зразком прототипу двигуна для реактивних літаків вертикального або короткого зльоту й посадки. У 1960 році цей двигун став першим, який у польоті мав достатню тягу для підтвердження концепції векторизованої тяги для V/STOL-літаків [8].

Наступний етап розвитку авіаційного керування вектором тяги був пов'язаний із дослідженням польоту на великих кутах атаки та в режимах, де класичні аеродинамічні органи керування втрачають ефективність. Одним із таких проєктів стала програма NASA F-18 High Alpha Research Vehicle [9].

У цій програмі літак F-18 використовувався як експериментальна платформа для дослідження польоту на великих кутах атаки. На другому етапі програми літак отримав багатовісну систему керування вектором тяги з лопатями біля вихлопу двигунів. Лопаті створювали сили за каналами тангажа та ролання і підвищували маневреність у режимах, коли аеродинамічні органи були неефективними або недостатньо ефективними. Дослідницькі польоти з використанням цієї системи почалися в липні 1991 року, а літак продемонстрував стабілізований політ на кутах атаки приблизно до 70 градусів [9].

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
						15
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		



Рис. 1.3. Експериментальний літак NASA F-18 HARV із лопатями системи керування вектором тяги [9]

Схожий напрям досліджень був реалізований у програмі X-31 Enhanced Fighter Maneuverability Demonstrator. Два літаки X-31 випробовувалися на початку 1990-х років у NASA Dryden Flight Research Center для отримання даних про керування в післязривному режимі. Програма X-31 показала ефективність поєднання керування вектором тяги з удосконаленими цифровими системами керування польотом для забезпечення контрольованого польоту на дуже великих кутах атаки. У конструкції X-31 використовувалися три лопаті біля сопла двигуна, які спрямовували вихлопний потік і забезпечували керування за тангажем та рисканням. Літак досягав керованого польоту на куті атаки 70° і виконував післязривні маневри, зокрема розворот на 180° з мінімальним радіусом, відомий як маневр Гербста [10].

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		16



Рис. 1.4. Експериментальний літак Х-31, призначений для дослідження керування вектором тяги та післязривної маневреності [10]

Ще одним важливим етапом стала програма F-15 ACTIVE, у якій досліджувалося багатовісне керування тягою на ширшому діапазоні режимів польоту, зокрема на надзвукових швидкостях. У межах цієї програми літак F-15B був оснащений соплами Pratt & Whitney, здатними відхилятися до 20° у будь-якому напрямку, що забезпечувало керування тягою за каналами тангажа і рискання. Льотні випробування нової концепції керування вектором тяги на F-15B почалися 27 березня 1996 року, а 24 квітня 1996 року літак виконав перший надзвуковий політ із векторизацією тяги за каналом рискання [11].



Рис. 1.5. Літак F-15B ACTIVE під час випробувань системи керування вектором тяги [11]

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		17

Прикладом у розвитку авіаційних систем керування вектором тяги є китайський експериментальний літак Chengdu J-10B. Цей літак використовувався як льотно-дослідна платформа для перевірки двигуна з відхиленням вектора тяги. На авіашоу в Чжухаї у 2018 році J-10B TVC продемонстрував маневри на великих кутах атаки та в післязривному режимі, зокрема маневри типу “кобра Пугачова”, J-подібний розворот (J-turn) та “падаючий лист” (falling leaf). Це показало, що керування вектором тяги залишається актуальним напрямом розвитку бойової авіації, оскільки дозволяє підвищити маневреність літака в режимах, де звичайні аеродинамічні органи керування мають обмежену ефективність [12].



Рис. 1.6. Китайський експериментальний винищувач Chengdu J-10B із системою керування вектором тяги [12]

J-10B TVC не був першим літаком, який міг виконувати подібні маневри на публічних авіашоу. Однак його демонстрація стала одним із помітних прикладів того, як літак із системою керування вектором тяги може відкрито показати такі можливості [12].

Отже, історія застосування керування вектором тяги в авіації розвивалася у двох основних напрямках. Перший напрям пов’язаний із V/STOL-літаками, де зміна напрямку тяги забезпечила вертикальний або короткий зліт, зависання і

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		18

посадку. Другий напрям пов'язаний із підвищенням маневреності та керованості літаків на складних режимах польоту, зокрема на великих кутах атаки, у післязривному режимі та на надзвукових швидкостях. Таким чином, в авіації керування вектором тяги поступово перейшло від засобу забезпечення вертикального польоту до інструмента розширення льотних можливостей і підвищення маневреності літальних апаратів.

1.2.3. Керування вектором тяги в космічних апаратах

У космічних апаратах потреба у реактивних способах керування є особливо очевидною, оскільки у космосі відсутнє щільне повітряне середовище. Через це класичні аеродинамічні поверхні не можуть створювати підйомну силу або керуючі моменти. Для зміни орієнтації, стабілізації положення, наведення антен, орієнтації сонячних панелей або виконання орбітальних корекцій космічні апарати використовують реактивні двигуни малої тяги, системи реактивного керування та механізми повороту основного двигуна. Такі системи дозволяють створювати моменти відносно центра мас апарата і точно змінювати його положення у просторі. У міжпланетних апаратах і супутниках керування напрямком тяги також потрібне для того, щоб під час імпульсних маневрів сила тяги проходила через потрібну точку та не створювала небажаних обертальних рухів.

Одним із класичних ранніх прикладів такого підходу став місячний модуль програми Apollo, посадковий двигун якого був встановлений на карданному підвісі. Це дозволяло відхиляти напрямок тяги відносно корпусу апарата під час посадки на Місяць і точно узгоджувати вектор гальмівної тяги з положенням центра мас. Таким чином, у космічній техніці керування вектором тяги та інші реактивні способи орієнтації є не допоміжними, а базовими засобами керування рухом [13].

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
						19
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

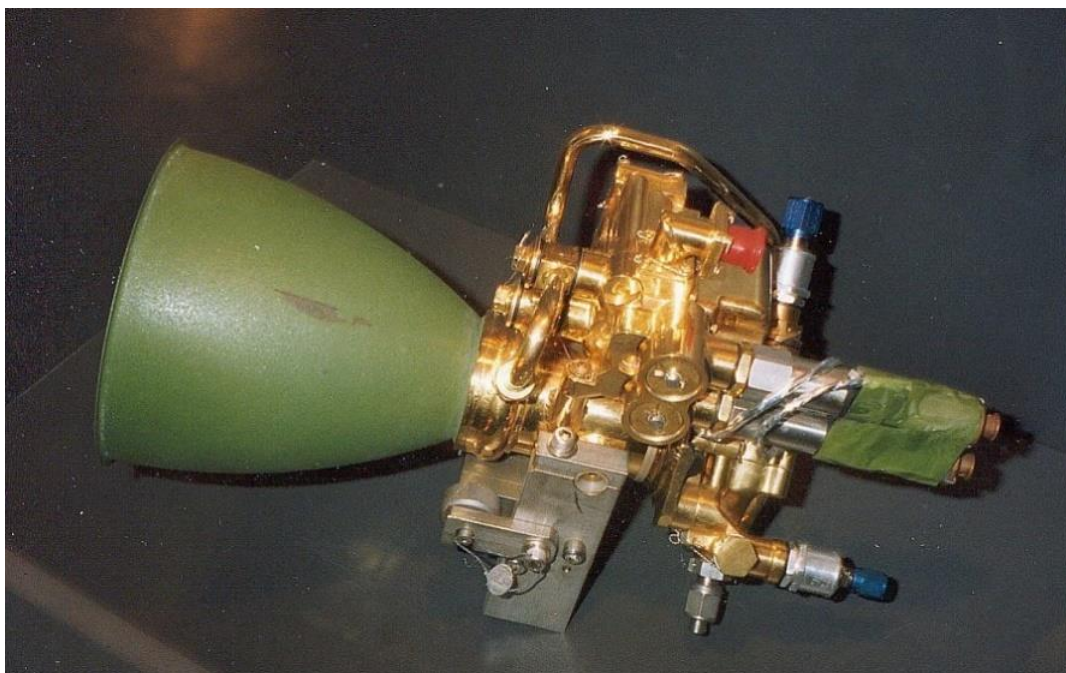


Рис. 1.7. Верньєрний ракетний двигун космічного апарата Surveyor, що використовувався під час м'якої посадки на Місяць [13]

Сучасний приклад використання керування вектором тяги в космічних апаратах є космічний корабель Orion з європейським сервісним модулем. У цьому модулі основний двигун використовується для виконання важливих маневрів під час польоту. Під час випробувань європейського сервісного модуля компанія Airbus перевіряла роботу системи керування вектором тяги: сопло двигуна орбітальної маневрової системи повертали у різних напрямках та з різною швидкістю. Це дозволяло перевірити, чи правильно інтерпретуються сигнали від електронної системи та чи працюють механічні компоненти відповідно до заданого алгоритму [14].

1.2.4. Розвиток керування вектором тяги у безпілотних літальних апаратів

Розвиток керування вектором тяги у безпілотних літальних апаратах можна розглядати як продовження ідей, які раніше використовувалися в ракетній техніці та експериментальній авіації. Суть такого способу керування полягає в тому, що змінюється напрям дії тяги, завдяки чому можна створювати керуючі моменти

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		20

відносно основних осей літального апарата. За допомогою цього можна впливати на тангаж, крен і ристання не тільки через звичайні аеродинамічні поверхні, такі як рулі або елерони, а й безпосередньо через зміну напрямку потоку тяги. Це особливо важливо для безпілотних апаратів вертикального зльоту та посадки, оскільки під час зависання або польоту на малій швидкості класичні аеродинамічні рулі працюють не так ефективно.



Рис. 1.8. Безпілотний літальний апарат Canadair CL-227 Sentinel під час польоту

Одним із ранніх прикладів такого підходу був Canadair CL-227 Sentinel. Цей безпілотний розвідувальний апарат був спроектований компанією Canadair у 1977 році, а перший політ прототипу відбувся 25 серпня 1978 року. CL-227 мав незвичну конструкцію з коаксіальними роторами, які забезпечували вертикальний зліт, посадку та можливість зависання. Хоча в цьому апараті не застосовувалося класичне поворотне реактивне сопло, характерне для деяких літаків або ракет, принцип керування був пов'язаний зі зміною дії вертикальної тяги та роботою несучої системи. Саме тому CL-227 можна розглядати як один із ранніх прикладів БПЛА, у яких керування польотом значною мірою залежало від керування тягою, а не лише від аеродинамічних поверхонь [15].

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		21



Рис. 1.9. Безпілотний літальний апарат Cypher під час польоту [16]

Подальшим етапом розвитку подібних систем став Sikorsky Cypher. Це експериментальний безпілотний апарат вертикального зльоту та посадки, виконаний за схемою з кільцевим корпусом і закритими співвісними роторами. Перший політ демонстраційного апарата Cypher відбувся 13 липня 1988 року. Його конструкція передбачала розміщення роторів усередині захисного кільцевого кожуха, що наближало апарат до схеми безпілотної з канальним вентилятором. Така компоновка давала змогу керувати польотом за рахунок зміни параметрів потоку, створеного роторами, і була важливим кроком у розвитку малих безпілотних платформ з керуванням на основі тяги [16].

У безпілотних літальних апаратах керування вектором тяги має свої особливості. Якщо в ракетах і реактивних літаках для цього зазвичай використовують сопло, то в дронах напрямок тяги частіше змінюється за рахунок гвинтових рушіїв. Це особливо важливо для апаратів вертикального зльоту і посадки, мультикоптерів та важких безпілотної, де стійкість і маневреність напряму залежать від роботи двигунів і пропелерів.

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		22

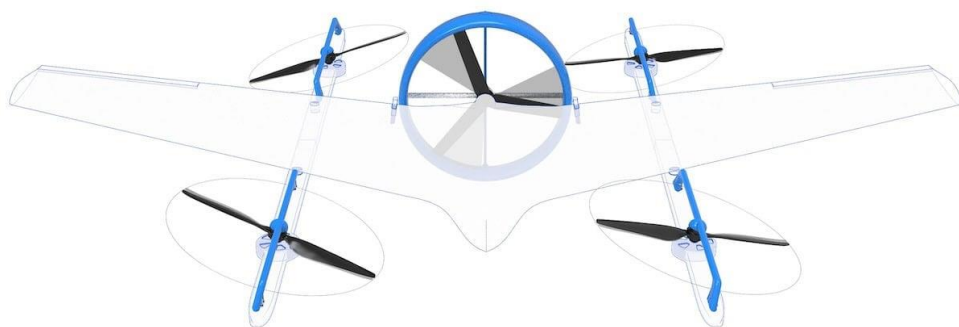


Рис. 1.10. Схема безпілотного літального апарата з керуванням вектором тяги гвинтових рушіїв [17]

Одним із сучасних прикладів такого напрямку є технологія Thrust Vectoring Propulsor компанії Aerofox. У 2025 році Бюро патентів і торговельних марок Сполучених Штатів надало компанії Aerofox патент на технологію керування вектором тяги для гвинтових літальних апаратів і безпілотних літальних апаратів. У цьому рішенні змінюється не лише величина тяги, а й її напрямок у кількох осях у реальному часі. Завдяки цьому апарат може точніше реагувати на умови польоту та команди системи керування [17].

1.3. Основні способи реалізації керування вектором тяги

Основними способами реалізації керування вектором тяги є поворот двигуна або сопла, використання газових рулів, впорскування робочої речовини в сопло, застосування додаткових керуючих двигунів та диференційне керування тягою окремих рушіїв. Якщо напрямок тяги змінюється відносно центра мас апарата, виникає керуючий момент, який може змінювати положення апарата у просторі. Саме цей принцип лежить в основі більшості систем керування вектором тяги.

Загалом можна виділити кілька основних способів реалізації керування вектором тяги: поворот двигуна або сопла, використання газових рулів у реактивному струмені, застосування додаткових керуючих двигунів, а також зміна тяги окремих рушіїв у багатодвигунних системах [18].

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		23

1.3.1. Поворот рушійної установки або сопла

Одним із найбільш поширених способів керування вектором тяги є карданна, або гімбальна, система. Її суть полягає в тому, що двигун або тільки сопло можуть відхилятися відносно корпусу ракети, зазвичай у площинах тангажа та ристання. Унаслідок такого відхилення змінюється напрямок сили тяги відносно центра мас апарата [19].

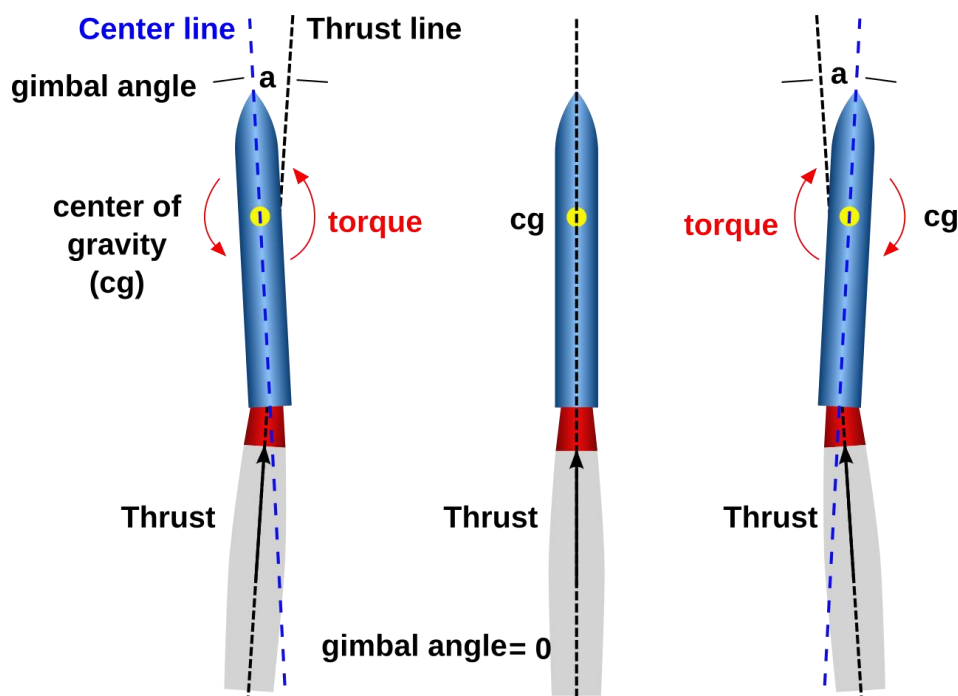


Рис. 1.11. Тяга карданного підвісу для різних кутів карданного підвісу [19]

У разі, коли лінія дії тяги проходить через центр мас, двигун переважно забезпечує поступальний рух ракети. Якщо ж сопло або двигун відхилити, лінія дії тяги зміщується, і виникає керуючий момент, який змінює орієнтацію ракети у просторі. Саме на цьому принципі базується гімбальне керування, яке широко застосовується в сучасній ракетній техніці [19].

На практиці така система може реалізовуватися двома основними способами. У рідинних ракетних двигунах часто повертається весь двигун разом із камерою згоряння і соплом. Такий принцип, зокрема, використовувався в ракеті Saturn V та космічному шатлі Space Shuttle. У твердопаливних двигунах частіше застосовується відхилення лише сопла, яке здійснюється за допомогою електромеханічних приводів або гідравлічних циліндрів. Конструктивно рухоме

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		24

сопло може кріпитися через шаровий шарнір або гнучкий термостійкий вузол. Перевагою такого способу є висока ефективність керування, однак він ускладнює конструкцію двигуна і висуває підвищені вимоги до міцності та надійності приводної системи [19].

1.3.2. Відхилення тяги за допомогою рухомого сопла в авіації

У реактивній авіації керування вектором тяги може здійснюватися за допомогою рухомого сопла, яке змінює напрямок реактивного струменя на виході з двигуна. У такому випадку тяга використовується не тільки для розгону літака, а й для створення додаткових сил і моментів за каналами тангажа, курсання, а в окремих випадках і крену. Такий підхід називають керуванням вектором тяги, або векторизацією тяги [18].

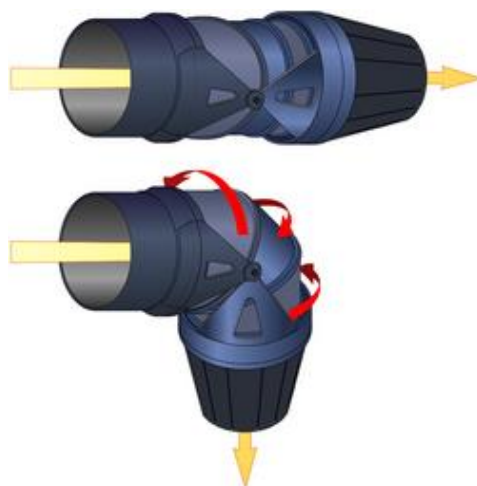


Рис. 1.12. Сопло реактивного двигуна з керуванням вектором тяги [18]

Особливо корисною така система є на малих швидкостях, великих кутах атаки, а також у режимах короткого або вертикального зльоту і посадки, коли звичайні аеродинамічні поверхні працюють менш ефективно. Залежно від конструкції можуть застосовуватися різні типи рухомих сопел: двовимірні, осесиметричні або багатовісні. Їх положення змінюється за допомогою виконавчих механізмів, які керують відхиленням потоку. Водночас така система є технічно складною, оскільки сопло працює в умовах високих температур,

великих швидкостей газового потоку та значних механічних навантажень, тому потребує міцних матеріалів, точних приводів і надійної системи керування [18].

1.3.3. Газові рулі або лопатки в реактивному струмені

Одним зі способів керування вектором тяги є використання газових рулів, або реактивних лопаток, розміщених у реактивному струмені двигуна. Такий спосіб застосовується тоді, коли звичайні аеродинамічні органи керування стають недостатньо ефективними, наприклад на великих висотах або під час польоту ракети за межами щільних шарів атмосфери. У цьому випадку керування здійснюється не за рахунок повітряного потоку навколо корпусу апарата, а шляхом відхилення вихлопного струменя двигуна.

Реактивні лопатки є керуючими поверхнями спеціальної форми, які виготовляються з матеріалів, здатних витримувати високі температури. Вони розташовуються біля сопла або безпосередньо в реактивному струмені ракетного двигуна. Під час відхилення лопатки змінюється напрямок частини вихлопних газів, унаслідок чого виникає бокова сила. Ця сила створює керуючий момент відносно центра мас ракети і дозволяє змінювати її положення або траєкторію польоту [20].

Ефективність газових рулів залежить не тільки від кута їх відхилення, а й від самої форми лопатки та характеру взаємодії з реактивним струменем. На практиці можуть використовуватися різні профілі таких лопаток, наприклад двоклиновий, модифікований двоклиновий або двоопуклий. Через різну форму потік обтікає ці лопатки по-різному, тому змінюються величина бокової сили та керуючий момент, який діє на ракету [20].

Основна перевага газових рулів полягає в тому, що для створення керуючого моменту не потрібно повертати весь двигун або сопло. Достатньо відхилити лопатку, яка знаходиться у вихлопному струмені. Але така схема має і свої недоліки. Лопатки працюють безпосередньо в гарячому реактивному потоці, тому матеріал має витримувати високу температуру і значні навантаження. Крім

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
						26
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

того, наявність лопаток у струмені може впливати на роботу двигуна, оскільки вони частково змінюють умови виходу газів [20].

1.3.4. Додаткові керуючі двигуни



Рис. 1.13. Старт Atlas V в 2005 році [21]

Окремим способом є використання додаткових малих двигунів. У такій схемі основний двигун створює головну тягу, а малі допоміжні двигуни використовуються для створення керуючих сил і моментів. Вони можуть короткочасно вмикатися у потрібному напрямку, змінюючи положення ракети або космічного апарата. В деяких старіших ракетах, наприклад Atlas, для створення керуючого моменту використовувалися невеликі додаткові ракетні двигуни, які називалися малі допоміжні керуючі двигуни [22].

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		27

1.4. Класифікація систем керування вектором тяги за кількістю осей відхилення

Системи керування вектором тяги можна розрізняти за тим, у скількох напрямках вони можуть змінювати положення тяги. Іншими словами, важливо не тільки те, яким способом відхиляється тяга, а й те, у якій кількості площин це відхилення можливе.

Вісь керування можна розуміти як напрямок, у якому змінюється положення вектора тяги. Коли вектор тяги відхиляється, з'являється керуючий момент, який впливає на положення апарата у просторі. У ракетних і реактивних системах для цього найчастіше використовують сопло або двигун на гімбальному підвісі. У гвинтових системах подібну роль може виконувати мотор із пропелером. Тобто незалежно від типу рушія головна ідея однакова – це змінити напрямок сили тяги так, щоб вона могла впливати не тільки на поступальний рух, а й на орієнтацію апарата.

1.4.1. Одновісне керування вектором тяги

Одновісне керування означає, що вектор тяги може відхилятися тільки в одній площині. Одновісні сопла, які також називають двовимірними, рухаються лише вгору-вниз або лише вліво-вправо. У такому випадку система створює керуючий момент переважно за одним каналом, наприклад за тангажем. Такі системи часто пов'язують із поняттями одноосьові або 2D-сопел, де відхилення тяги відбувається в одному основному напрямку [23].

Перевагою одновісної системи є її простіша конструкція. Для неї потрібен один основний напрямок руху, менша кількість приводів і простіша схема керування. Але така простота має і недолік: система не може повноцінно змінювати напрямок тяги у просторі. Якщо вона працює тільки за тангажем, то для керування за ристанням або креном потрібні інші засоби. Тому одновісне керування може бути достатнім для простих задач, але воно менш гнучке порівняно з двовісним [23].

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
						28
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Як приклад, винищувач F-22 Raptor має поворотні сопла в хвостовій частині, завдяки цьому присутня перевага направляти реактивний струмінь вгору та вниз. При регулюванні вихлопних сопел "Раптора" вгору і вниз вони штовхають хвостову частину літака в протилежному напрямку. При їх використанні вони доповнюють кермо висоти літака в керуванні тангажем. Ці сопла використовуються на додаток до елеронів, кермів напрямку та кермів висоти для керування літаком [24].



Рис. 1.14. Відхилення реактивного струменя двигуна F-22 Raptor у вертикальній площині [24]

1.4.2. Двовісне керування вектором тяги

Багатовісні сопла, які також називають тривимірними або такими, що працюють по тангажу і рискання. Відхилення газового потоку може здійснюватися в будь-якому напрямку. Вони замінюють або доповнюють горизонтальні та вертикальні органи керування. Цей тип придатний для всіх типів авіаційних сопел зі змінною геометрією [25].

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		29



Рис. 1.15. F-15B ACTIVE із соплами, керованими вектором тяги, на випробувальному стенді [26]

Прикладом практичного застосування двовісного керування вектором тяги є експериментальний літак F-15B ACTIVE з поворотними соплами Pratt & Whitney. Ці сопла могли відхилятися до 20 градусів у будь-якому напрямку, що забезпечувало керування тягою за каналами тангажа та ролування. Завдяки цьому тяга двигунів використовувалася як додатковий орган керування літаком, особливо на режимах, де ефективність традиційних аеродинамічних поверхонь зменшується [11].

ВИСНОВОК ДО РОЗДІЛУ 1

Розглянуто основні принципи керування вектором тяги, було ознайомлено в яких сферах застосовуються такі системи це у ракетній, авіаційній і космічній техніці, а також у безпілотних апаратах. Керування вектором тяги є ефективним способом впливу на орієнтацію літального апарата, оскільки дає змогу створювати керуючі моменти без обов'язкового використання аеродинамічних поверхонь.

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		30

Проведений огляд показав, що перші практичні способи керування напрямком тяги почали застосовувати саме в ракетній техніці. На початкових етапах для цього використовували газові рулі або лопатки, які розміщували безпосередньо в реактивному струмені. Згодом з'явилися більш досконалі технічні рішення: карданне відхилення двигуна або сопла, рухомі сопла, додаткові керуючі двигуни, а також системи впорскування рідини чи газу в реактивний потік.

Також розглянуто використання керування вектором тяги в авіації. Такі системи можуть застосовуватися не лише для забезпечення вертикального або короткого зльоту і посадки, а й для покращення маневреності літака в складних режимах польоту. Особливо помітною їхня роль стає на малих швидкостях, за великих кутів атаки та в ситуаціях, коли звичайні аеродинамічні органи керування вже не забезпечують достатньої ефективності.

Окремо було проаналізовано класифікацію систем керування вектором тяги за кількістю осей відхилення. Одновісні системи мають простішу конструкцію, однак здебільшого дають змогу керувати тягою лише в одній площині. Натомість двовісні системи є складнішими за будовою, але забезпечують формування керуючих моментів одразу за двома каналами, зокрема за тангажем і ристанням. Саме тому двовісна схема є більш доцільною для тих задач, де потрібне гнучке керування просторовим положенням літального апарата.

Розглянуто сили та моменти, які виникають у разі відхилення вектора тяги. Показано, що зміна напрямку тяги спричиняє появу додаткових складових сили та керуючого моменту відносно центра мас апарата.

Окремо було розглянуто сучасні системи керування вектором тяги, на прикладах сучасних технічних рішень показано, що керування вектором тяги залишається актуальним напрямом розвитку.

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
						31
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

РОЗДІЛ 2.

РОЗРОБКА ДВОВІСНОЮ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ

2.1. Розробка структури двовісної системи керування вектором тяги

Розроблювана двовісна система керування вектором тяги є експериментальною моделлю, призначеною для демонстрації принципу зміни напрямку тяги у двох взаємно перпендикулярних площинах. Тяга створюватиметься електродвигуном із пропелером, і напрямок тяги змінюється за рахунок повороту.

Конструкція складається з двох основних частин: виконавчого модуля та пульта дистанційного керування. Виконавчий модуль містить електродвигун, пропелер, електронний регулятор швидкості, два серводвигуни, рухома двовісна платформа, рама кріплення, контролер виконавчого модуля та джерело живлення. Електродвигун із пропелером створює повітряний потік, тобто формує тягу, показано на рис. 2.1.



Рис. 2.1. Напрямок повітряного потоку через пропелер електродвигуна

Швидкість обертання двигуна задається через електронний регулятор швидкості. Сам двигун закріплюється на рухомій платформі, яка може повертатись у двох площинах. За рахунок цього змінюється не величина тяги, а напрямок її дії.

2.2. Вибір елементної бази системи

Для практичної реалізації двовісної системи керування вектором тяги необхідно обрати елементи. Передбачено зробити розроблювану систему з виконавчого модуля і пульта дистанційного керування, тому доцільно елементу базу розглядати окремо для кожної частини. Для побудови виконавчого модуля належать мікроконтролерна плата, електродвигун із пропелером, електронний регулятор швидкості, серводвигуни, Bluetooth-модуль та джерела живлення.

2.2.1. Вибір мікроконтролерної плати

Перш за все, під час вибору мікроконтролерної плати для двовісної системи керування вектором тяги необхідно врахувати вимоги, пов'язані з кількістю підключених елементів, типами керуючих сигналів і зручністю програмування. Однією з основних вимог є достатня кількість входів і виходів, оскільки плата повинна мати запас цифрових і аналогових контактів для підключення елементів системи.

Також, важливою вимогою є можливість формування PWM-сигналів, оскільки саме такі сигнали використовуються для керування серводвигунами та електронним регулятором швидкості.

Розроблювана система є експериментальною моделлю, важливими також є простота програмування і налагодження. Плата повинна підтримувати зручне середовище розробки, мати доступні бібліотеки для роботи та бути сумісною з елементами системи.

Для вибору керуючого пристрою було розглянуто кілька поширених мікроконтролерних плат: Arduino Uno, Arduino Nano та Arduino Mega 2560.

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
						33
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Arduino Uno і Arduino Nano є компактними та зручними для простих проєктів, однак мають обмежену кількість входів і виходів. Для розроблюваної системи цього може бути недостатньо.

Arduino Mega 2560 має більшу кількість цифрових і аналогових контактів, що дає змогу підключити всі необхідні елементи системи без використання додаткових модулів розширення. Також плата підтримує формування PWM-сигналів, необхідних для керування серводвигунами та ESC-регулятором. Завдяки цьому Arduino Mega 2560 є більш зручною для реалізації двовісної системи керування вектором тяги.

Arduino Mega 2560 – це плата мікроконтролера на базі ATmega2560. Плата має 54 цифрових входи/виходи, 15 з них з широко-імпульсною модуляцією, 16 аналогових входів, 4 апаратні послідовні інтерфейси UART, також має кварцовий генератор із тактовою частотою 16 МГц, USB-роз'єм, роз'єм живлення, роз'єм ICSP та кнопку скидання. Для зберігання програми використовується 256 КБ Flash-пам'яті. Під час виконання програми мікроконтролер використовує 8 КБ оперативної пам'яті SRAM, у якій тимчасово зберігаються змінні та проміжні результати обчислень. Крім того, плата має 4 КБ EEPROM-пам'яті, яка може використовуватися для збереження даних після вимкнення живлення [27].

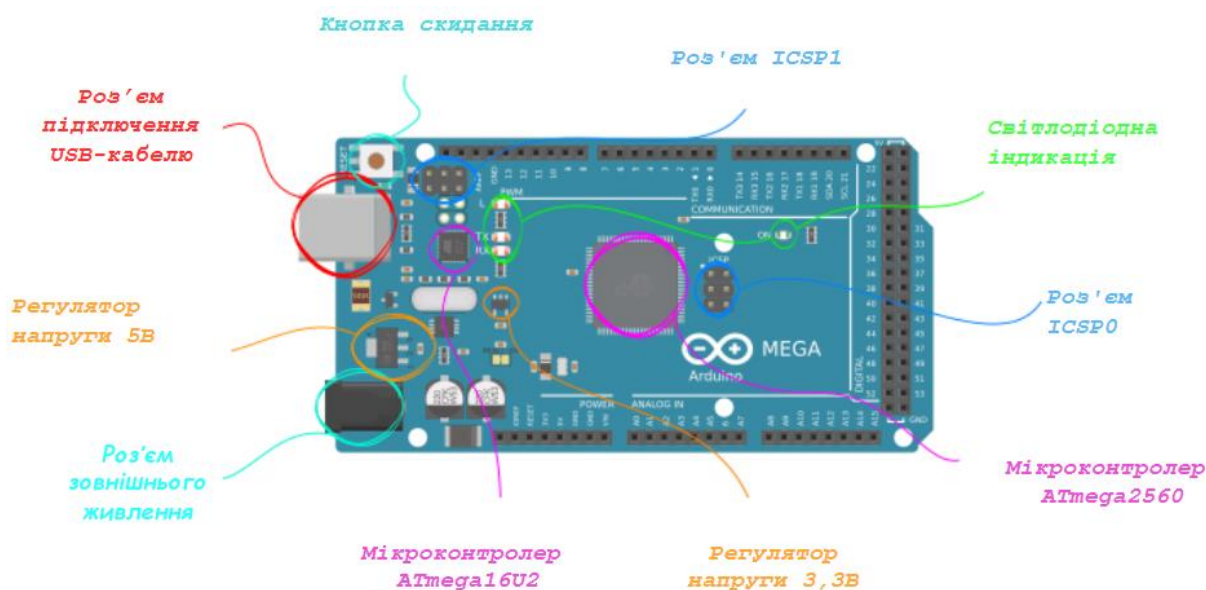


Рис. 2.2. Основні елементи мікроконтролерної плати Arduino Mega 2560

2.2.2. Вибір електродвигуна та пропелера

Електродвигун – це електромеханічний пристрій, який перетворює електричну енергію на механічну та приводить в рух механізми [28]. У розроблюваній системі двигун обертає пропелер, який і створює повітряний потік та формує тягу.

Загалом електродвигуни, які можуть застосовуватися в подібних системах, поділяють на колекторні та безколекторні.

Колекторні двигуни постійного струму мають просту конструкцію та складаються з чотирьох основних частин: статора, ротора, колектора і щіток. Статор є нерухомим та містить постійні магніти або електромагніти. Ротор, який інколи називають якорем, є рухомою частиною двигуна і обертається під дією електромагнітних сил. Колектор разом зі щітками забезпечує перемикання напрямку струму в обмотках ротора, завдяки чому підтримується його обертання [29]. Будову колекторного електродвигуна постійного струму показано на рис. 2.3.

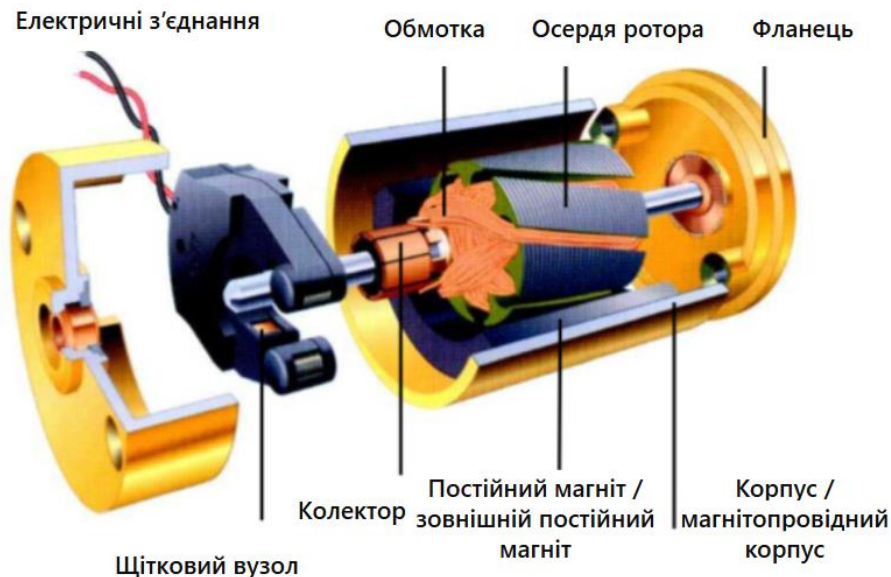


Рис. 2.3. Будова колекторного електродвигуна постійного струму

Під час роботи на щітки подається напруга від джерела постійного струму. Через щітки та колектор струм надходить до обмоток ротора. У результаті в роторі виникає магнітне поле, яке взаємодіє з магнітним полем статора. Така

взаємодія створює крутний момент і ротор починає обертатися. Колектор під час обертання змінює напрям струму в обмотках, тому обертальний рух підтримується безперервно [29].

Порівняно з традиційним колекторними двигунами, головна відмінність безколекторних двигунів полягає у відсутності щіток і механічного колектора. Перемикання струму в обмотках у таких двигунах виконується не механічно, а електронно за допомогою електронного регулятора швидкості ESC. Завдяки цьому зменшується механічне зношування, підвищується надійність і збільшується строк служби двигуна [30].

Основними частинами безколекторного двигуна є статор, ротор з постійними магнітами, підшипники, корпус і виводи фаз. Статор є нерухомою частиною двигуна та містить обмотки. Коли на ці обмотки подається напруга, у них виникає електромагнітне поле. Ротор містить постійні магніти та обертається під дією магнітного поля, яке створюється обмотками статора. Підшипники забезпечують плавне обертання ротора, а корпус утримує основні елементи двигуна [30].

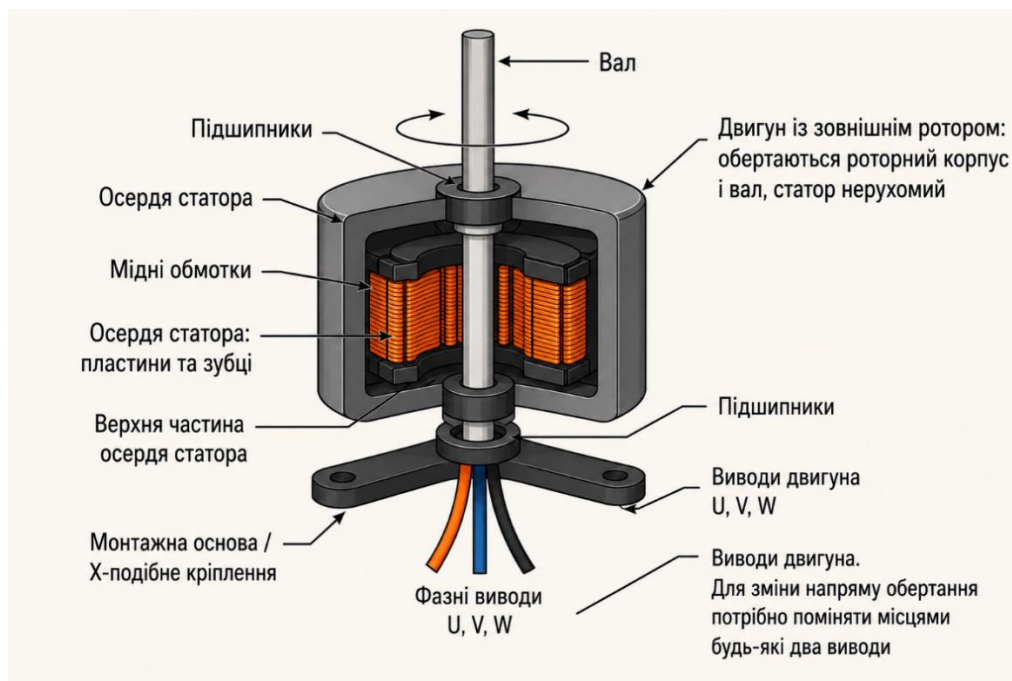


Рис. 2.4. Будова безколекторного електродвигуна із зовнішнім ротором [30]

Також варто зазначити, що у двигунах із зовнішнім ротором обертається зовнішня частина корпусу разом із валом, а статор з обмотками залишається нерухомим. У двигунах із внутрішнім ротором, навпаки, ротор обертається всередині статора [31].

Під час роботи електронний регулятор швидкості послідовно подає струм на різні фази обмоток статора. У результаті всередині двигуна створюється обертове магнітне поле. Постійні магніти ротора взаємодіють із цим полем, через що виникає крутний момент і ротор починає обертатися. Якщо на вал двигуна встановлений пропелер, то обертання ротора передається на пропелер. Під час обертання пропелер прискорює повітряний потік і створює тягу [30].

Для розроблюваної системи більш доцільним є використання безколекторного двигуна. На відміну від колекторного, він не має щіток і механічного колектора, тому менше зношується та має більший строк служби. Крім того, керування таким двигуном здійснюється через ESC-регулятор, що дозволить змінювати швидкість обертання ротора і, відповідно, пропелера.

Під час вибору конкретного двигуна враховувалися його габаритні розміри, маса, робоча напруга, максимальна потужність, піковий струм, сумісність із пропелером, а також доступність і співвідношення ціни та якості. Оскільки двигун встановлюється на рухомій платформі, його маса і розміри мають важливе значення. Надто великий або важкий двигун створював би додаткове навантаження на серводвигуни та ускладнював би відхилення платформи у двох площинах.

З урахуванням цих параметрів для системи було обрано безколекторний двигун Angel X2807 1300KV від компанії UANGEL. Він має масу 48,6 г, а розміри двигуна 33,5 мм * 17,5 мм, підтримує роботу з акумуляторами 2S–6S, а максимальна потужність 1400 Вт, і сумісний з пропелерами розміром 6–7 дюймів [32]. Також цей двигун може працювати з електронним регулятором швидкості, що дає змогу керувати обертаннями пропелера.

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		37



Рис. 2.5. Безколекторний електродвигун UANGEL Angel X2807 1300KV [32]

2.2.3. Вибір електронного регулятора швидкості

Електронний регулятор швидкості (ESC) – це міст, який поєднує контролер і двигун. ESC контролює послідовність включення/виключення трифазних струмів, забезпечуючи обертання ротора в заданому напрямку [30].

У проєкті електронний регулятор швидкості потрібен для регулювання обертів електродвигуна з пропелером. Зміна обертів дасть змогу змінювати інтенсивність повітряного потоку, який створює пропелер.

Під час вибору електронного регулятора швидкості враховувалися такі параметри: допустимий робочий струм, підтримувана напруга живлення, сумісність із безколекторним двигуном, спосіб керування, маса та наявність запасу за струмом. Оскільки обраний двигун має піковий струм до 55 А, регулятор швидкості повинен витримувати такий струм або мати відповідний запас.

Обрано було регулятор швидкості ESC з модулем BEC для дрона RC FPV безколекторний виробника Vautech показаний на рис. 2.6.:

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		38



Рис. 2.6. Електронний регулятор швидкості ESC для безколекторного двигуна

ESC-регулятор має вихідний струм 40 А та миттєвий струм 55 А [33]. Оскільки піковий струм обраного двигуна становить 55 А, цей регулятор може використовуватися в експериментальній системі за умови, що двигун не працюватиме тривалий час на максимальному навантаженні. Для підвищення надійності в реальній системі було б доцільно використовувати регулятор із більшим запасом за струмом, наприклад на 60 А. Однак у розроблюваній двовісній системі керуванням вектором тяги двигун не буде використовуватись на максимальній потужності протягом тривалого часу. Його робота передбачається на середніх режимах, достатніх для створення повітряного потоку та демонстрації принципу керування вектором тяги. Тому використання такого ESC-регулятора є допустимим.

Додатковою перевагою обраного регулятора є наявність ВЕС-модуля [33]. **ВЕС** (*Battery Eliminator Circuit*), **регулятор напруги** – це вбудований стабілізатор напруги, який дозволяє жити бортову електроніку від основного акумулятора без використання окремого джерела живлення. Основне завдання ВЕС-модуля полягає в перетворенні вищої напруги акумулятора у стабільну напругу, безпечну для контролера, приймача або інших електронних елементів системи [34]. Завдяки цьому можна спростити схему живлення та зменшити кількість окремих джерел живлення.

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		39

2.2.4. Вибір серводвигунів

Серводвигун – це електромеханічний пристрій, який дозволяє точно керувати положенням, швидкістю або обертальним моментом [35]. Один з сервоприводів в системі буде відповідати за поворот платформи у вертикальній площині, тобто за канал тангажа. Другий серводвигун забезпечить поворот у горизонтальній площині, за канал рискання. Таким чином, завдяки двом серводвигунам реалізується двовісне керування вектора тяги.

Під час вибору серводвигунів враховувалися їхні розміри, маса, крутний момент, кут повороту, швидкість спрацювання, робоча напруга та можливість керування від мікроконтролерної плати. Для розроблюваної системи особливо важливою була маса сервопривода, оскільки він встановлюється у виконавчому модулі й не повинен додатково навантажувати рухому платформу. Водночас сервопривід має забезпечувати достатній крутний момент для її повороту.



Рис. 2.7. Сервопривід MG90S Micro 90 градусів

З урахуванням цих вимог було обрано мікросервопривід MG90S. Він має невеликі габаритні розміри, масу 14 г та працює від напруги 4,8–6 В. Його крутний момент становить 1,8 кг / см при 4,8 В та 2,2 кг / см при 6 В, що є достатнім для повороту невеликої рухомої платформи. Також сервопривід має кут повороту приблизно 90° і швидкість повороту 0,15 с/60° при 4,8 В та 0,12 с/60° при 6 В [36].

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		40

2.2.5. Вибір Bluetooth-модуля

Для передавання команд між елементами дистанційного керування та виконавчим модулем використовується Bluetooth-зв'язок. Оскільки плата ESP32 вже має вбудовану підтримку Bluetooth окремий Bluetooth-модуль не потрібен [39]. У виконавчого модуля використовується мікроконтролерна плата Arduino Mega 2560, яка не має вбудованого Bluetooth. Тому для приймання команд підключається окремий Bluetooth-модуль. Він виконує роль приймального пристрою: отримує дані від ESP32 і передає їх на Arduino Mega через послідовний інтерфейс. Таким чином реалізується бездротове з'єднання.

Модуль HC-05 підтримує Bluetooth v2.0 + EDR, де EDR означає покращену швидкість передавання даних, працює у профілі послідовного порту. Це означає, що обмін даними з Arduino може виконуватися через UART-інтерфейс. Для підключення використовуються виводи VCC, GND, TXD та RXD. Вивід TXD передає дані з модуля на Arduino, а RXD приймає дані від Arduino [37].

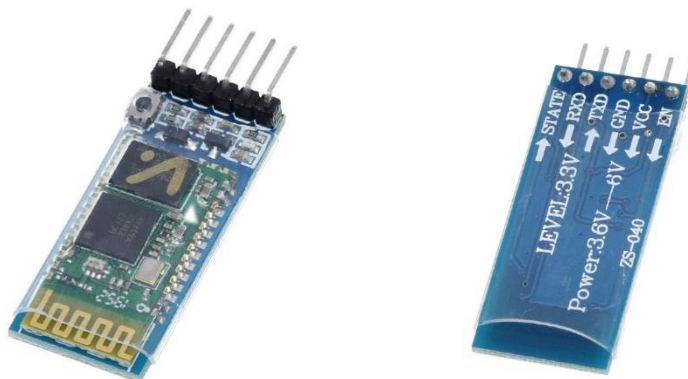


Рис. 2.8. Bluetooth модуль HC-05 [37]

2.2.6. Вибір джерела живлення

Для живлення системи використовується акумуляторна збірка конфігурації 3S2P, вибір такої збірки був виконаний з урахуванням вимог електронного регулятора швидкості, безколекторного двигуна та інших елементів. Згідно технічними характеристиками ESC-регулятора, його живлення може здійснюватися від 2-4 літієвих акумуляторів, з'єднаних послідовно. Збірка 3S2P

складається трьох послідовно з'єднаних груп елементів, і тому її напруга відповідає допустимому діапазону живлення регулятора швидкості.

Номінальна напруга акумуляторної збірки становить 10,8 В, а напруга повного заряду до 12,6 В [38]. Це значення не перевищує допустиму напругу живлення регулятора, тому така збірка безпечна для живлення силової частини пристрою. Ємність акумуляторної збірки становить 10000 мА·год, забезпечуючи більший час автономної роботи пристрою порівняно з акумуляторами меншої ємності [38].



Рис. 2.9. Акумуляторна збірка 3S2P ємністю 10000 мА·год [38]

2.3. Вибір елементної бази для дистанційного керування

Було обрано дистанційне керування, оскільки виконавчий модуль має рухому платформу з електродвигуном і пропелером. У разі дротового з'єднання проводи могли б заважати повороту платформи у двох площинах або створювати додаткове навантаження на конструкцію. Також під час роботи пропелера потрібно уникати розміщення зайвих проводів поблизу зони його обертання.

Дистанційне керування дозволяє розмістити пульт окремо від виконавчого модуля та передавати команди без дротового з'єднання. Це спрощує проведення випробувань, робить конструкцію зручнішою і підвищує безпеку під час роботи з пропелером. Тому для подачі команд на виконавчий модуль було обрано пульт із бездротовим каналом зв'язку.

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		42

2.3.1. Вибір мікроконтролерної плати для керування

Одним з основних елементів є модуль розробника ESP32 DEVKITV1 30-ріп використовується для обробки сигналів пульта, й передачі команд бездротовим способом. Він побудований на мікромодулі ESP-WROOM-32 - новому мініатюрному високопродуктивному поєднанні Wi-Fi, Bluetooth та BLE [39].

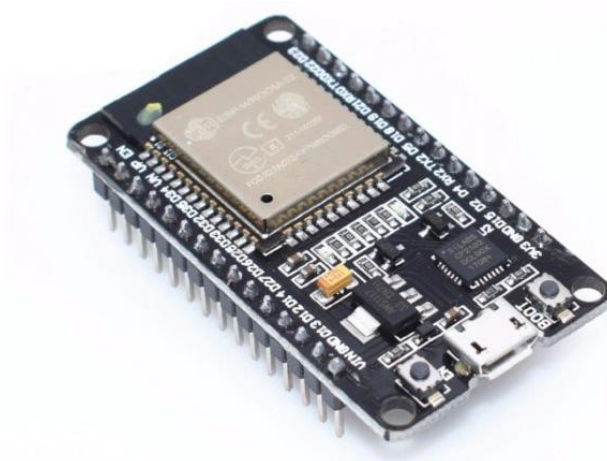


Рис. 2.10. Wi-Fi модуль DevKit V1 з ESP-32 [39]

2.3.2. Вибір джойстика

Джойстик використовується для задання напрямку відхилення рухомої платформи. Він має два канали керування, які можуть відповідати за відхилення у вертикальній та горизонтальній площинах.



Рис. 2.11. Модуль джойстика для пульта дистанційного керування [40]

Модуль джойстика має п'ять виводів: VCC, GND, X, Y та Button. Виводи X і Y використовуються для визначення положення ручки джойстика за двома осями, а вивід Button – для зчитування натискання кнопки [40]. При відхиленні ручки змінюється сигнал на виходах X і Y, який надалі зчитується мікроконтролером.

2.3.3. Вибір потенціометра для регулювання швидкості обертання двигуна

Для регулювання швидкості обертання безколекторного двигуна в пульті керування використовується потенціометр. Він призначений для плавної зміни керуючого сигналу, який надходить на мікроконтролер ESP32. Потенціометр працює як регульований подільник напруги, тобто залежно від положення ручки змінюється напруга на його сигнальному виводі, після цього це значення зчитується аналоговим входом мікроконтролера за допомогою аналого-цифрового перетворювача [41].

Було обрано потенціометр номіналом 10 кОм. Такий номінал є зручним для роботи з мікроконтролером, оскільки дозволяє отримувати стабільний аналоговий сигнал без значного навантаження на джерело живлення. Крайні виводи потенціометра підключаються до живлення та землі, а середній вивід використовується як сигнальний і підключається до аналогового входу ESP32 [42].



Рис. 2.12. Потенціометр для регулювання швидкості обертання двигуна [42]

2.3.4. Вибір елементів живлення пульта

Живлення пульта дистанційного керування здійснюється від літій-іонного акумулятора типорозміру 18650. Для пульта обрано акумулятор INR18650-32E ємністю 3200 мА·год з номінальною напругою 3,7 В. Габаритні розміри акумулятора становлять 18×18×65 мм. Такий елемент живлення підходить для переносних електронних пристроїв і забезпечує автономну роботу пульта під час випробувань [43].



Рис. 2.13. Літій-іонний акумулятор 18650 для живлення пульта керування [43]

Для заряджання акумулятора використовується зарядний модуль TP4056. Він призначений для заряджання одного літій-іонного акумулятора та дозволяє заряджати батарею без її виймання з корпусу пульта. Роз'єм зарядного модуля виводиться до отвору в корпусі, що спрощує підключення кабелю заряджання [44].

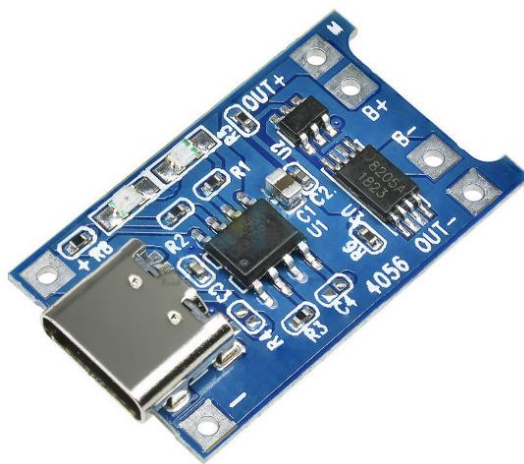


Рис. 2.14. Зарядний модуль акумулятора

Для живлення електронних елементів пульта використовується підвищувальний перетворювач напруги HW-105. Він перетворює напругу акумулятора у стабілізовану напругу 5 В, необхідну для живлення

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		45

мікроконтролера та інших елементів схеми. Завдяки цьому забезпечується стабільна робота ESP32, джойстика, потенціометра та індикатора живлення [45].



Рис. 2.15. Підвищувальний перетворювач напруги HW-105 [45]

Також у схемі пульта передбачено тумблер живлення, використовується для вмикання і вимикання пульта.

2.4. Розробка структурних схем пристрою

Виконавчий модуль призначений для приймання команд від пульта дистанційного керування та керування елементами, які змінюють напрямок вектора тяги. Отримує команди модуль від пульта завдяки Bluetooth зв'язок. Після приймання команди, вона передається на мікроконтролер, який обробляє отримані дані та формує сигнали для виконавчих елементів.

Серводвигуни використовуються для зміни положення кута нахилу вектора тяги. Залежно від отриманої команди вони повертають рухому частину конструкції у потрібному напрямку. У результаті змінюється положення осі пропелера, а отже і напрямок тяги.

Електронний регулятор швидкості відповідає за керування безколекторним двигуном. Мікроконтролер подає на нього керуючий сигнал, відповідно до якого змінюється швидкість обертання двигуна. Безколекторний двигун обертає пропелер і створює тягу, необхідну для роботи системи.

Живлення виконавчого модуля здійснюється від акумуляторної батареї. Регулятор швидкості підключений до батареї напряму, оскільки двигун під час роботи споживає найбільший струм. Мікроконтролер, Bluetooth-модуль і

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		46

сервоприводи отримують живлення через відповідні лінії живлення або перетворювач напруги. На рис. 2.16 наведено структурну електричну схему виконавчого модуля.

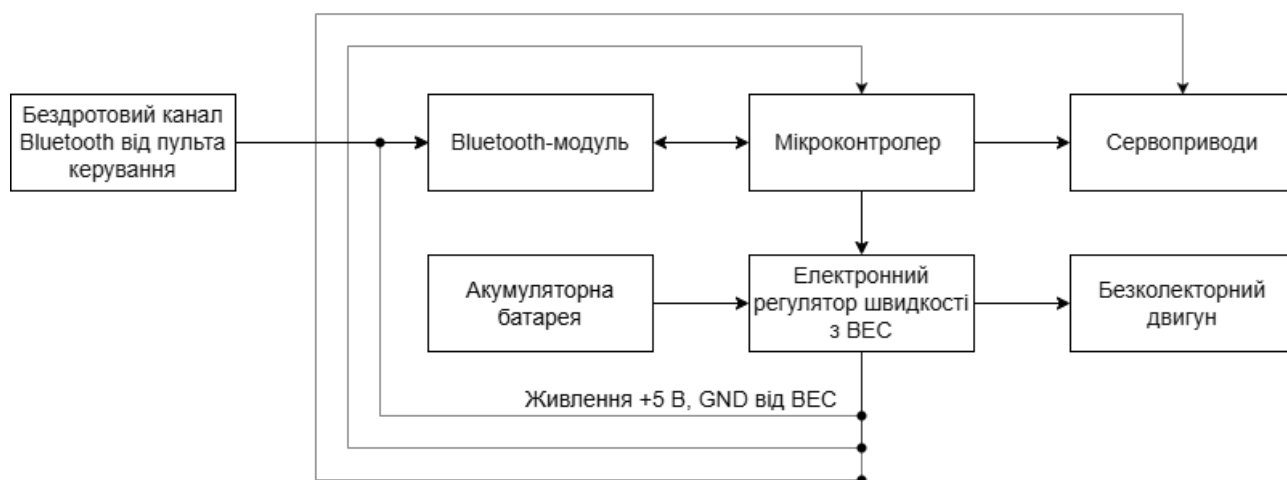


Рис. 2.16. Структурна електрична схема виконавчого модулю

На рис. 2.17 наведено структурну електричну схему пульта керування.

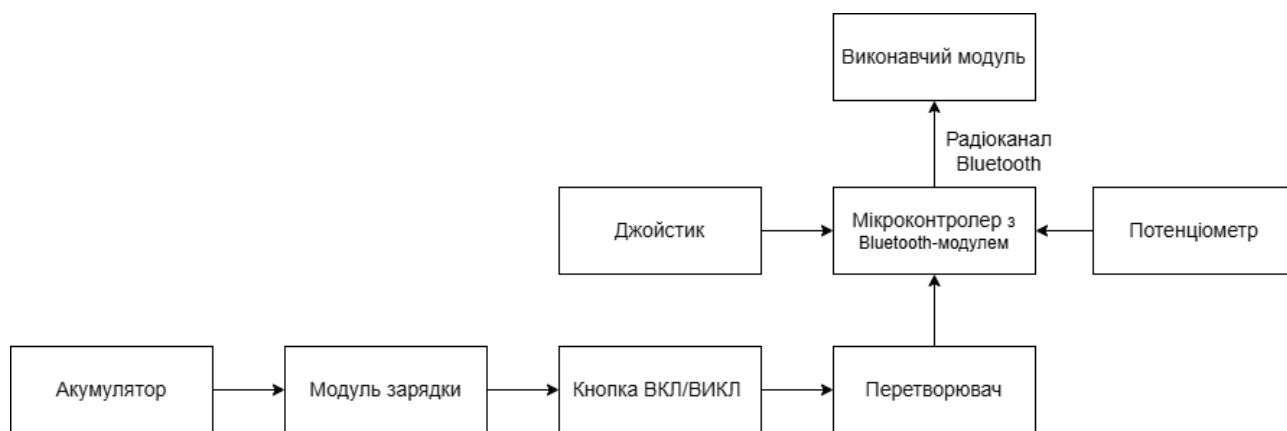


Рис. 2.17. Схема електрична структурна пульта керування

Пульт керування призначений для формування команд, які передаються на виконавчий модуль пристрою. Основними елементами керування є джойстик, потенціометр, кнопка вмикання/вимикання та мікроконтролер з Bluetooth-модулем.

Джойстик використовується для керування положенням сервоприводів. Під час зміни його положення формуються сигнали по двох осях, які надходять на

мікроконтролер. За цими сигналами мікроконтролер визначає, у якому напрямку потрібно відхилити рухому частину виконавчого модуля.

Потенціометр призначений для плавного регулювання тяги безколекторного двигуна. При зміні положення потенціометра змінюється значення сигналу, яке зчитує мікроконтролер. Далі це значення використовується для формування команди керування швидкістю обертання двигуна.

Мікроконтролер з Bluetooth-модулем обробляє сигнали з джойстика та потенціометра і передає сформовані команди на виконавчий модуль через бездротовий Bluetooth-зв'язок. Таким чином пульт не керує двигуном і сервоприводами напряму, а передає відповідні команди на виконавчу частину системи.

Живлення пульта забезпечується акумулятором. Для заряджання акумулятора використовується модуль зарядки. Кнопка ВКЛ/ВИКЛ призначена для подавання або відключення живлення пульта. Перетворювач напруги формує необхідний рівень живлення для мікроконтролера, Bluetooth-модуля та інших елементів схеми.

2.5. Розробка схем електричних принципових

Перед розробкою двовісної системи керування вектором тяги необхідно розробити електричну принципову схему виконавчого модуля. Схема електрична принципова виконавчого модуля наведена на рис. 2.18.

Система живиться від акумуляторної батареї BT1 типу 3S2P. Номінальна напруга батареї становить 10,8 В, а максимальна напруга повністю зарядженої батареї 12,6 В. Акумуляторна батарея підключена до електронного регулятора швидкості А2.

Електронний регулятор швидкості А2 призначений для керування безколекторним двигуном М1. На його виході формуються три фазні сигнали U, V, W, які подаються на двигун. Керування регулятором здійснюється PWM-сигналом від мікроконтролера.

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
						48
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Вбудований ВЕС-перетворювач регулятора швидкості формує напругу +5 В, яка використовується для живлення мікроконтролера, Bluetooth-модуля та сервоприводів. Спільна лінія GND забезпечує правильну передачу керуючих сигналів між усіма елементами схеми.

Мікроконтролер A1 Arduino Mega 2560 приймає команди від Bluetooth-модуля, обробляє їх і формує PWM-сигнали для регулятора швидкості та сервоприводів. Bluetooth-модуль U3 HC-05 приймає команди від пульта керування та передає їх до мікроконтролера через інтерфейс UART.

Сервоприводи MG90S отримують PWM-сигнали від мікроконтролера та змінюють кут нахилу корпусу, на якому закріплений безколекторний двигун. Безколекторний двигун M1 є основним виконавчим елементом пристрою та створює тягу.

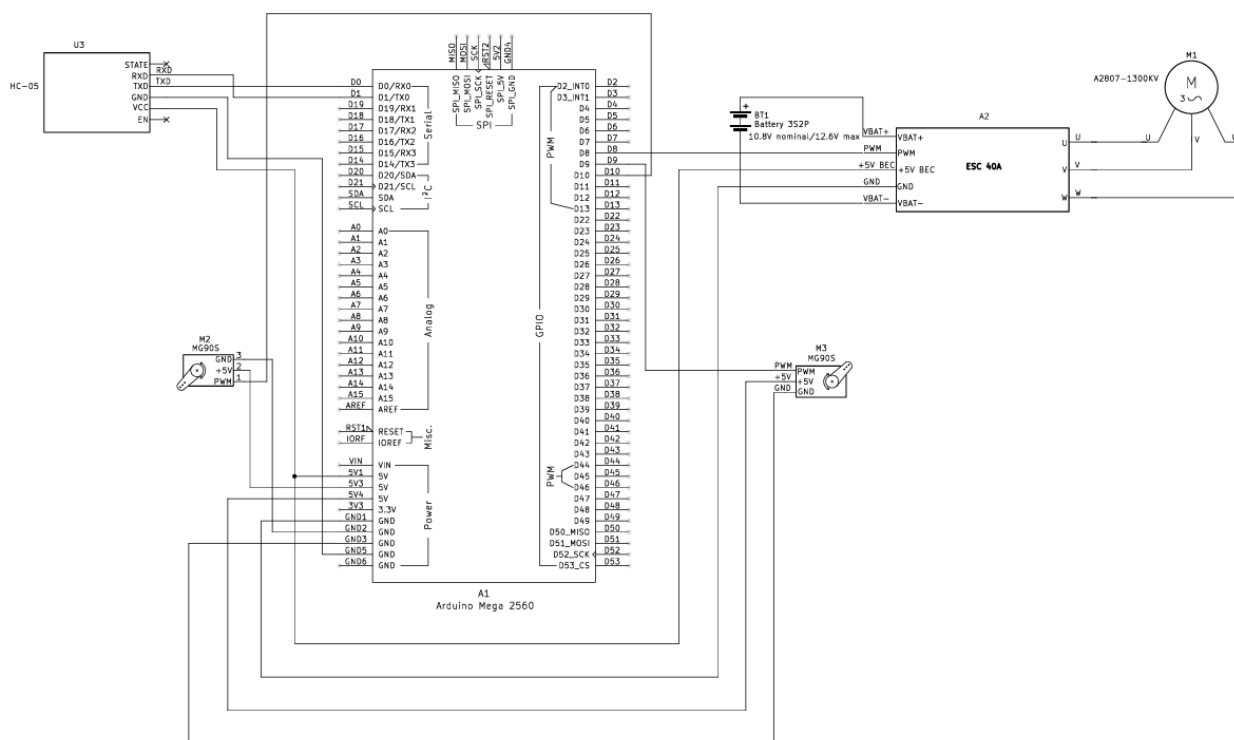


Рис. 2.18. Електрична принципова схема виконавчого модуля

На рисунку 2.19 наведено схему електричну принципову пульта керування. Пульт керування живиться від літій-іонного акумулятора BT1 з номінальною напругою 3,7 В. Для заряджання акумулятора використовується

модуль зарядки U2 TP4056. Вимикач SW1 призначений для вмикання та вимикання живлення пульта.

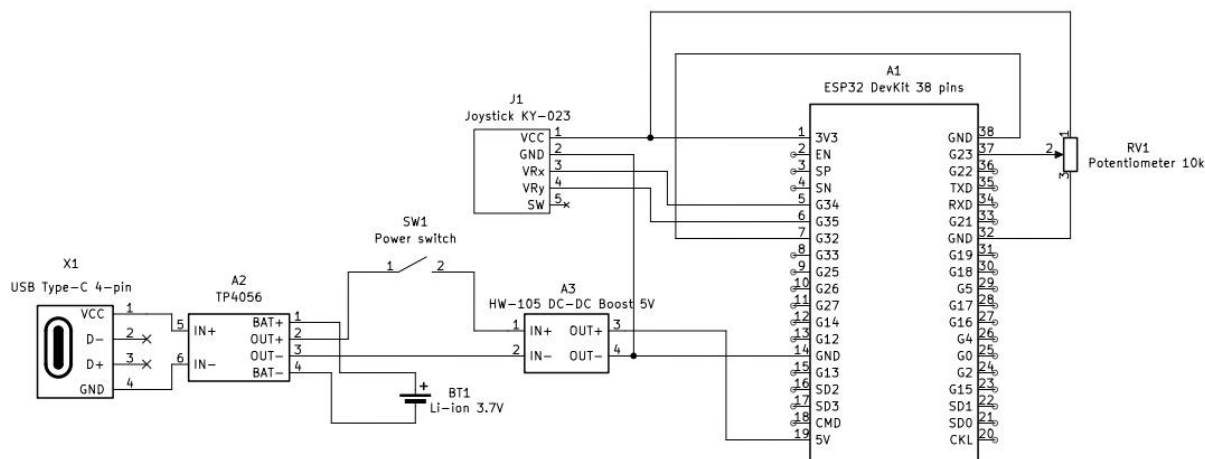


Рис. 2.19. Електрична принципова схема пульта керування

Після вимикача напруга з акумулятора подається на підвищувальний DC-DC перетворювач U3 HW-105, який формує стабілізовану напругу 5 В. Ця напруга подається на вхід живлення 5V мікроконтролера U1 ESP32 DevKit.

Мікроконтролер U1 ESP32 DevKit є основним елементом пульта керування. Він зчитує сигнали з джойстика J1 та потенціометра RV1, обробляє їх і передає команди на виконавчий модуль через Bluetooth-зв'язок.

Джойстик J1 KY-023 використовується для керування положенням сервоприводів. Його виходи VRx та VRy підключені до аналогових входів мікроконтролера. Вивід SW у даній схемі не використовується.

Потенціометр RV1 номіналом 20k використовується для плавного регулювання керуючого параметра, наприклад тяги безколекторного двигуна. Сигнал із середнього виводу потенціометра надходить на вхід мікроконтролера.

Світлодіод D1 використовується для індикації роботи пульта керування. Резистор R1 номіналом 220R обмежує струм через світлодіод.

Після обробки сигналів від джойстика та потенціометра мікроконтролер ESP32 формує команди керування і передає їх на виконавчий модуль пристрою за допомогою Bluetooth.

2.6. Розрахунок кінематики системи відхилення вектора тяги

Для перевірки габаритів конструкції необхідно визначити положення гвинта відносно нерухомої частини конструкції при максимальному куті відхилення виконавчого модуля. Згідно з технічним завданням, виконавчий модуль повинен забезпечувати відхилення осі тяги на кут:

$$\alpha = 20^\circ$$

На рисунку 2.20 позначено вихідну геометрію системи у вертикальному положенні.

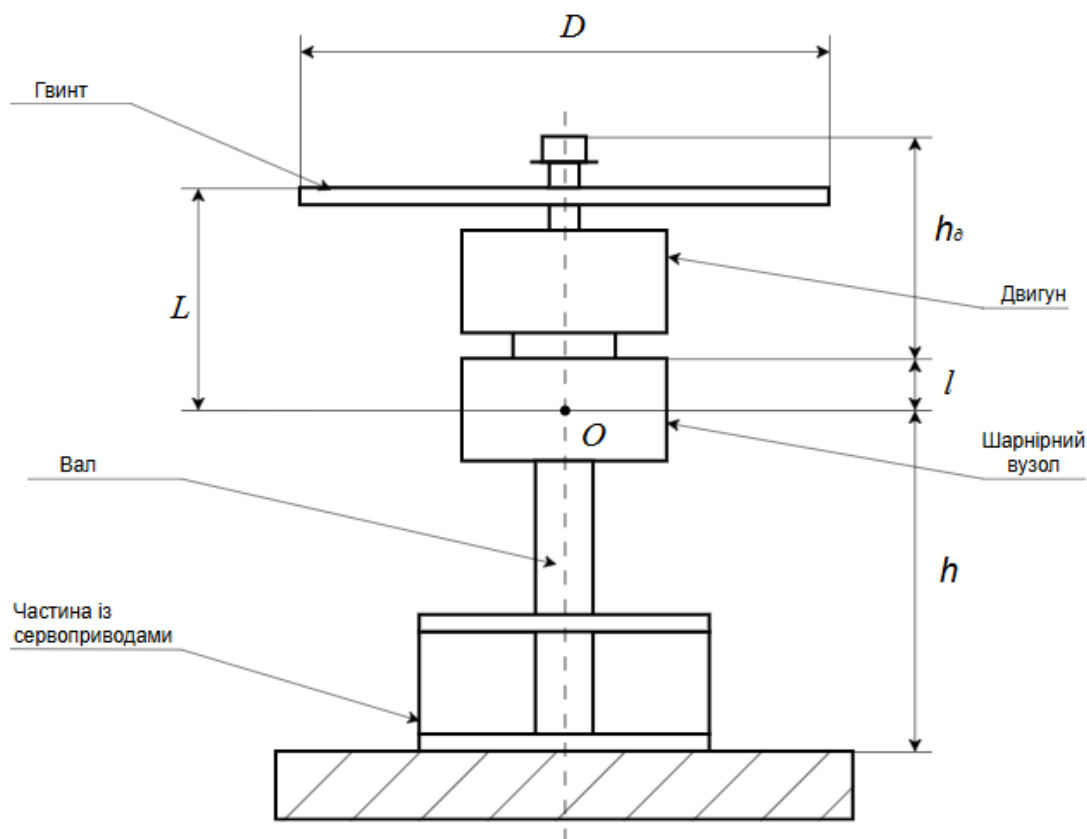


Рис. 2.20. Розрахункова схема виконавчого модуля у початковому положенні

Для даної конструкції відстань від центра шарнірного вузла до верхньої частини двигуна становить:

$$L = h_d + l$$

де h_d мм – висота двигуна;

l – відстань від центра шарнірного вузла до початку двигуна.

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		51

Тоді:

$$L = 12 + 32 = 44 \text{ мм}$$

Діаметр гвинта становить 6 дюймів:

$$D = 6 \cdot 25,4 = 152,4 \text{ мм}$$

Радіус гвинта:

$$R = \frac{D}{2} = 76,2 \text{ мм}$$

Для визначення мінімальної висоти валу h скористаємось рис. 2.21. На рисунку показано положення виконавчого модуля при нахилі на максимальний кут α .

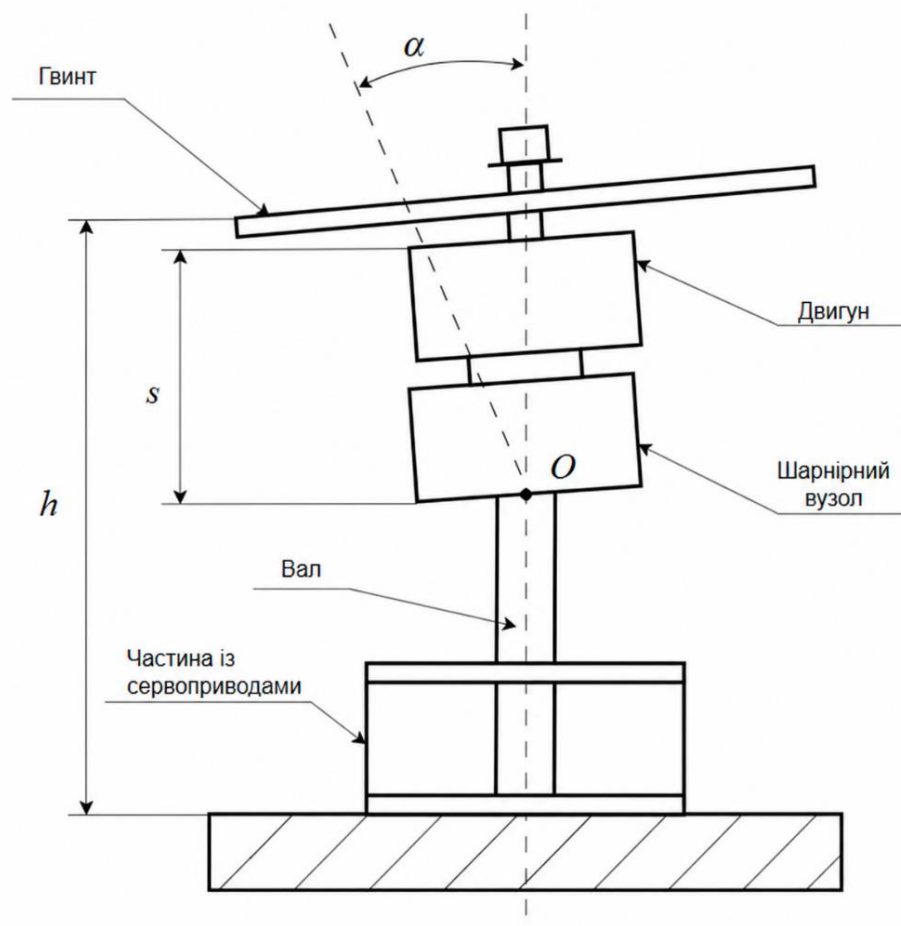


Рис. 2.21. Схема визначення мінімальної висоти валу

При нахилі виконавчого модуля разом із двигуном нахиляється і гвинт. Унаслідок цього край гвинта опускається відносно центра його обертання. Для

того щоб гвинт не зачіпав нерухому частину конструкції, необхідно визначити мінімальну висоту встановлення валу.

Згідно з схемою, для визначення мінімальної висоти валу використовується тригонометричне співвідношення між кутом нахилу, радіусом гвинта та сумарною вертикальною відстанню від нерухомої частини конструкції до центра гвинта:

$$\tan(90^\circ - \alpha) = \frac{h + h_{\partial} + l}{R}$$

$$\operatorname{ctg} \alpha = \frac{h + h_{\partial} + l}{R}$$

$$h = R \cdot \operatorname{ctg} \alpha - h_{\partial} - l$$

Підставимо значення:

$$h = 76,2 \cdot 2,748 - 12 - 32 = 165,398 \text{ мм}$$

Отримане значення є мінімальною розрахунковою висотою вала, за якої край гвинта при максимальному нахилі виконавчого модуля не буде зачіпати нерухомі елементи конструкції. Мінімальна висота вала становить 166 мм.

Також визначимо величину опускання краю гвинта відносно центра його обертання при нахилі виконавчого модуля на кут 20° . Опускання краю гвинта визначається за формулою:

$$\Delta h = R \cdot \sin 20^\circ$$

Підставимо значення:

$$\Delta h = 76,2 \cdot 0,342 = 26,1 \text{ мм}$$

Край гвинта при нахилі опуститься приблизно на 26 мм відносно центра гвинта.

Таким чином, за результатами розрахунку мінімальна висота вала повинна становити не менше 166 мм. Це значення забезпечує необхідне положення гвинта при максимальному куті відхилення виконавчого модуля та запобігає його зачіпанню за нерухомі елементи конструкції.

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
						53
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

2.7. Перевірка маси виконавчого модуля

Однією з вимог технічного завдання є обмеження маси виконавчого модуля до 200 г. Для перевірки виконання цієї вимоги було виконано орієнтовний розрахунок маси системи на основі паспортних характеристик вибраних компонентів та даних, отриманих під час підготовки 3D-моделей до друку.

Маса електронних і механічних компонентів визначалася за технічними характеристиками виробників або описами відповідних модулів. Маса 3D-друкованих елементів конструкції була визначена у програмному середовищі Bambu Studio після слайсингу моделей. У цьому середовищі автоматично розраховується кількість використаного пластику та орієнтовна маса надрукованих деталей з урахуванням заданого матеріалу, параметрів заповнення, товщини стінок і шарів друку. Результат визначення орієнтовної маси 3D-друкованих елементів у середовищі Bambu Studio наведено на рис. 2.22.

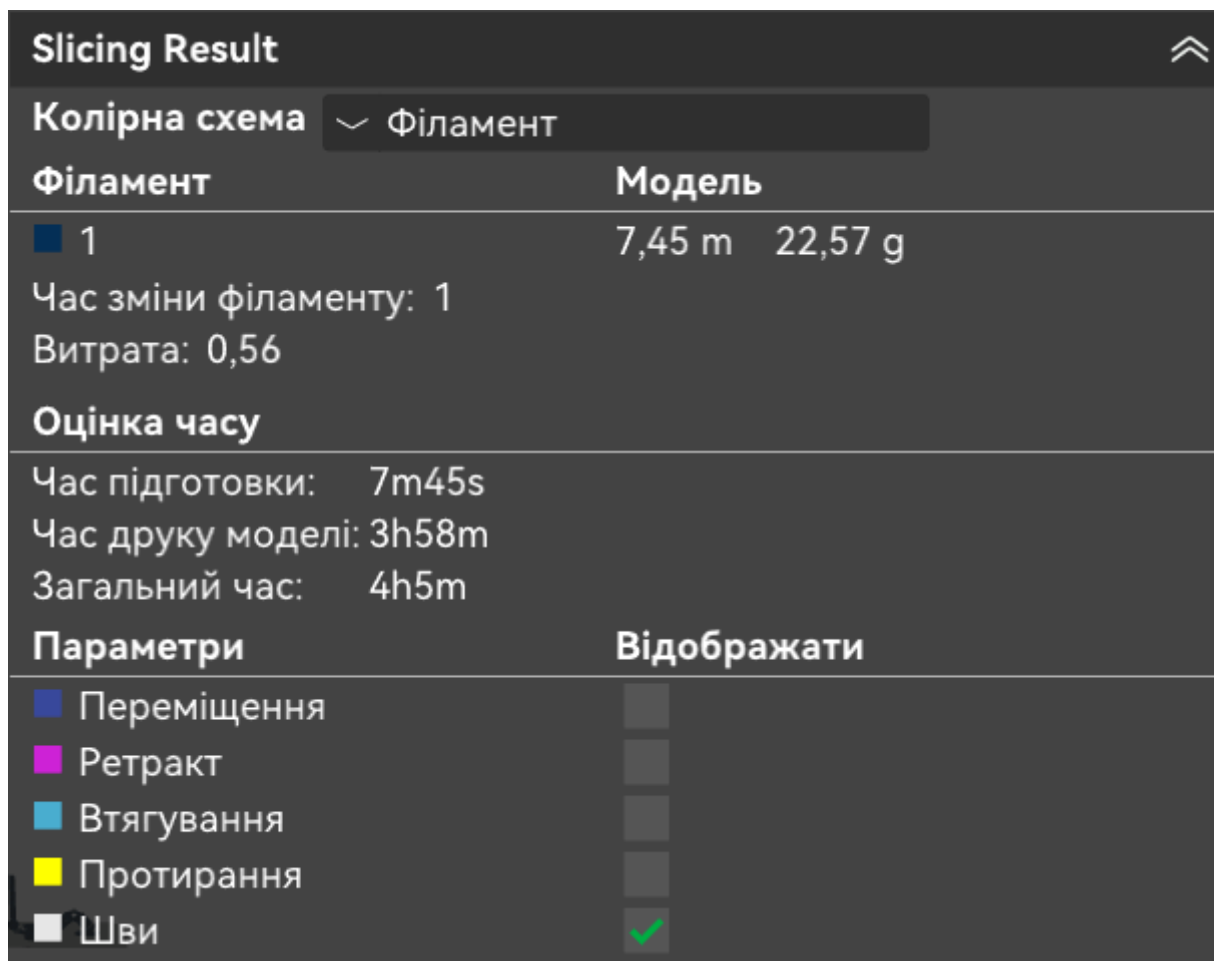


Рис. 2.22. Визначення орієнтовної маси 3D-друкованих деталей

Результати орієнтовного розрахунку маси виконавчого модуля наведено в таблиці.

Таблиця 2.1 – Результати розрахунку маси виконавчого модуля

Елемент	Кількість	Маса одного елемента, г	Загальна маса, г
Безколекторний двигун Angel X2807 1300KV	1	48,6	48,6
Пропелер	1	4,6	4,6
Сервопривід MG90S	2	13,4	26,8
ESC-регулятор	1	76	76
Arduino Mega	1	33,7	33,7
Bluetooth-модуль HC-05	1	2	2
Проводи, кріплення	-	≈ 5	5
3D-друковані деталі	-	22,57	22,57

За результатами розрахунку загальна орієнтовна маса виконавчого модуля становить 219,27 г. Відповідно до технічного завдання, допустима маса конструкції становить до 250 г. Отримане значення не перевищує встановлене обмеження, оскільки $219,27 \text{ г} < 250 \text{ г}$.

2.8. Розробка тривимірних моделей елементів системи

Для наочного представлення конструкції розроблюваної системи було створено тривимірні моделі її основних елементів. 3D-моделювання дозволяє попередньо оцінювати розміщення складових частин, перевірити габарити корпусів, передбачити місця кріплень та виявити потенційні конструктивні недоліки ще до виготовлення фізичних прототипів. Усі тривимірні моделі розроблено у програмному середовищі SolidWorks із дотриманням реальних розмірів компонентів.

Розробка 3D-моделей здійснювалась поетапно: спочатку моделювались окремі деталі та вузли, після чого виконувалось їх складання в єдину збірку. Такий підхід дозволяє забезпечити точне взаємне розміщення компонентів та спростити подальше виготовлення деталей.

2.8.1. Опис розробленої конструкції виконавчого модуля

Виконавчий модуль є основною частиною системи, яка безпосередньо змінює напрямок вектора тяги. У розробленій конструкції тяга створюється безколекторним електродвигуном із пропелером, а її напрямок змінюється за рахунок повороту рухомого вузла за допомогою серводвигунів.

Основою виконавчого модуля є шарнірна конструкція, яка забезпечує поворот електродвигуна з пропелером відносно нерухомої основи. Завдяки шарнірному з'єднанню рухома частина може відхилятися під дією серводвигуна, при цьому сам електродвигун жорстко закріплений на рухомому вузлі.

Шарнірна схема була обрана тому, що вона є простою у виготовленні, зрозумілою за принципом роботи. Крім того, передавання руху через тягу дає змогу зручно розмістити серводвигун на нерухомій частині конструкції та не встановлювати його безпосередньо на рухомий вузол.

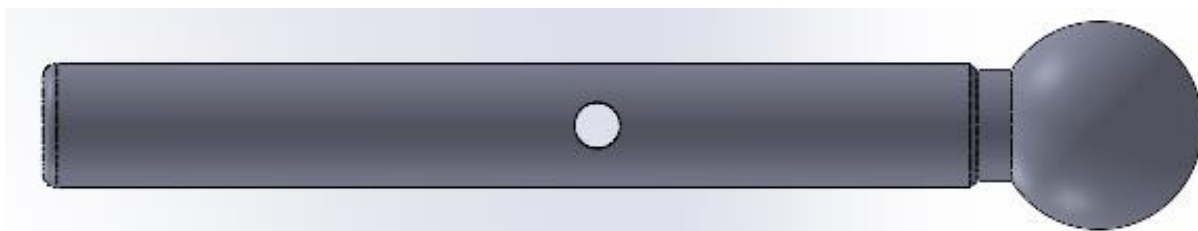


Рис. 2.23. Кульовий шарнір виконавчого модуля

Шарнірна частина виконавчого модуля складається з кульового шарніра та двох фіксуючих кришок, які встановлюються з обох боків шарніра. Така конструкція дозволяє утримувати саме шарнір у заданому положенні і водночас забезпечувати можливість його повороту під час відхилення електродвигуна з пропелером.

На рис. 2.24 зображено кришку, яка встановлюється в зоні шарніра і потрібна для утримання деталей у правильному положенні. У центрі кришки зроблено фігурний отвір. Через нього проходить вал шарніра, який забезпечує поворот рухомої частини конструкції. Також у кришці є отвори для болтів. Біля цих отворів зроблені заглиблення під головки болтів, щоб вони не виступали над

поверхнею кришки і не заважали іншим деталям під час роботи. Болти проходять через кришку і проходять шарнірну частину.

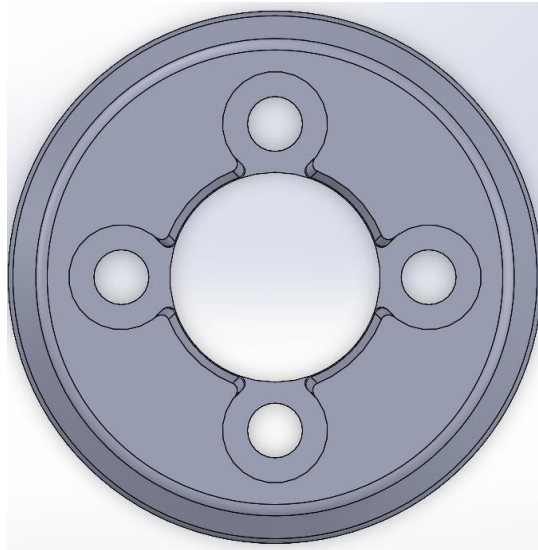


Рис. 2.24. Вид зверху фіксуючої кришки шарнірного вузла з посадочними місцями під головки болтів

Для цих болтів у шарнірі зроблені спеціальні проточки. Вони потрібні для того, щоб під час повороту шарніра болти не впиралися в деталь і не блокували її рух. Завдяки проточкам шарнір може рухатися в потрібних межах, а болти при цьому залишаються на своєму місці.

На рис. 2.25 показано фіксуючу кришку з нижнього боку, ця сторона кришки є робочою, оскільки вона прилягає до шарнірного вузла. Великий отвір забезпечує правильне розміщення шарніра, а додаткові вирізи дають можливість болтам входити в проточки та не заважати руху механізму.

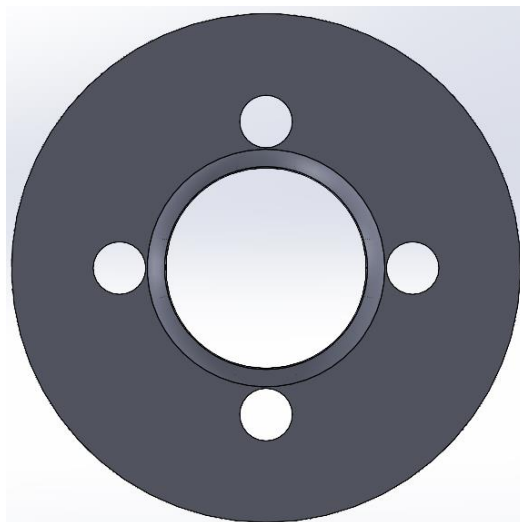


Рис. 2.25. Вид знизу фіксуючої кришки

На рис. 2.26 та рис. 2.27 показано іншу фіксуючу кришку конструкції. Вона має круглу форму та центральний отвір та отвір під кріпильні болти. За допомогою цих болтів кришка кріпиться до мотора та утримується в потрібному положенні.

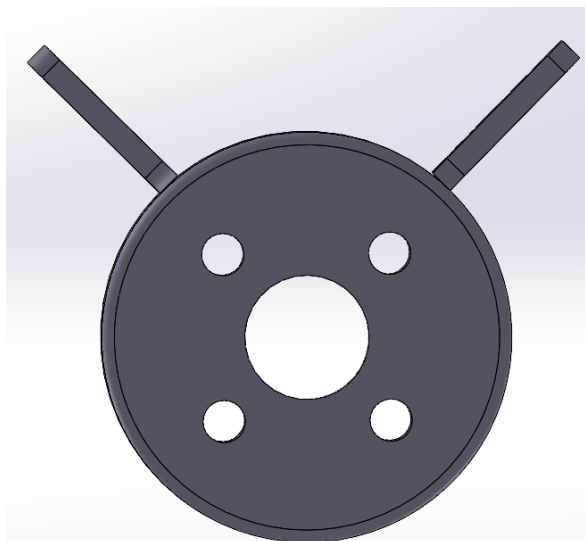


Рис. 2.26. Вид знизу фіксуючої кришки

На рис. 2.28 показано загальний ізометричний вигляд цієї кришки. По боках кришки розміщені два виступи з отворами. Вони призначені для фіксації або направлення дротів, щоб під час роботи механізму дроти залишалися в заданому положенні та не потрапляли в рухомі частини конструкції.

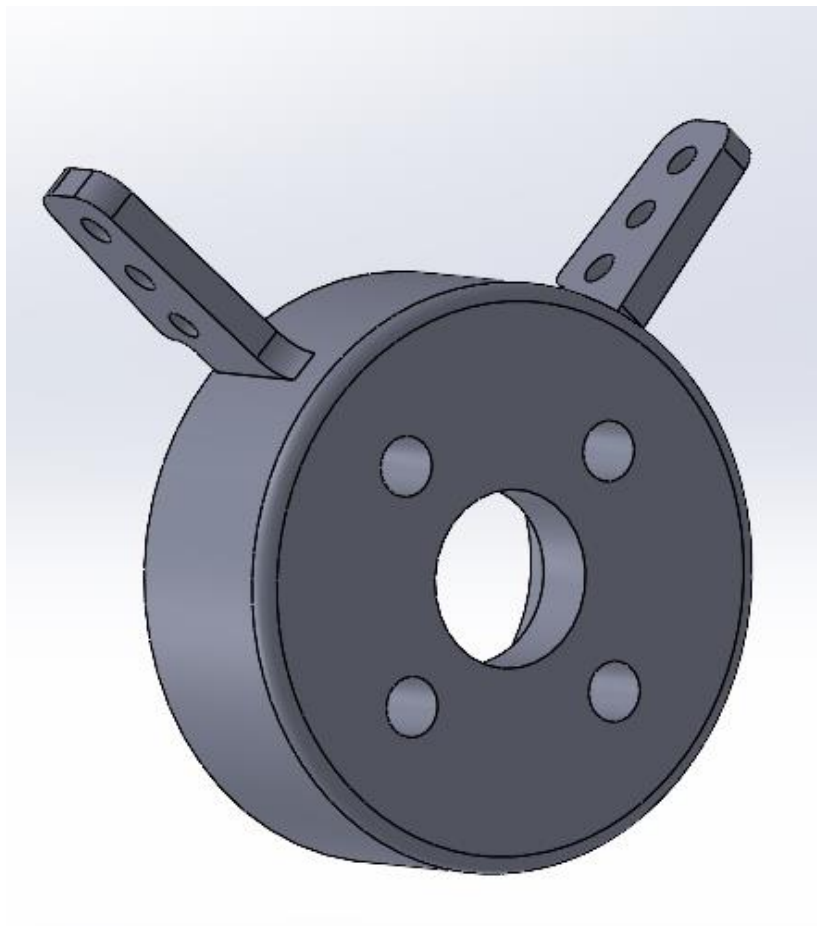


Рис. 2.28. Ізометричний вигляд кришки

Таким чином, ця кришка виконує одразу кілька функцій: кріпиться до мотора, забезпечує прохід вала, утримує мотор у правильному положенні та має додаткові елементи для фіксації дротів.

На рис. 2.29 та рис. 2.30 показано посадочний тримач серводвигунів виконавчого модуля. Тримач призначений для встановлення двох сервоприводів у заданому положенні відносно шарнірного вузла. Його форма відповідає основним габаритам серводвигунів і забезпечує їх правильне розміщення в конструкції. Таке компонування дозволяє передавати рух від сервоприводів до шарнірної частини через дротові тяги.

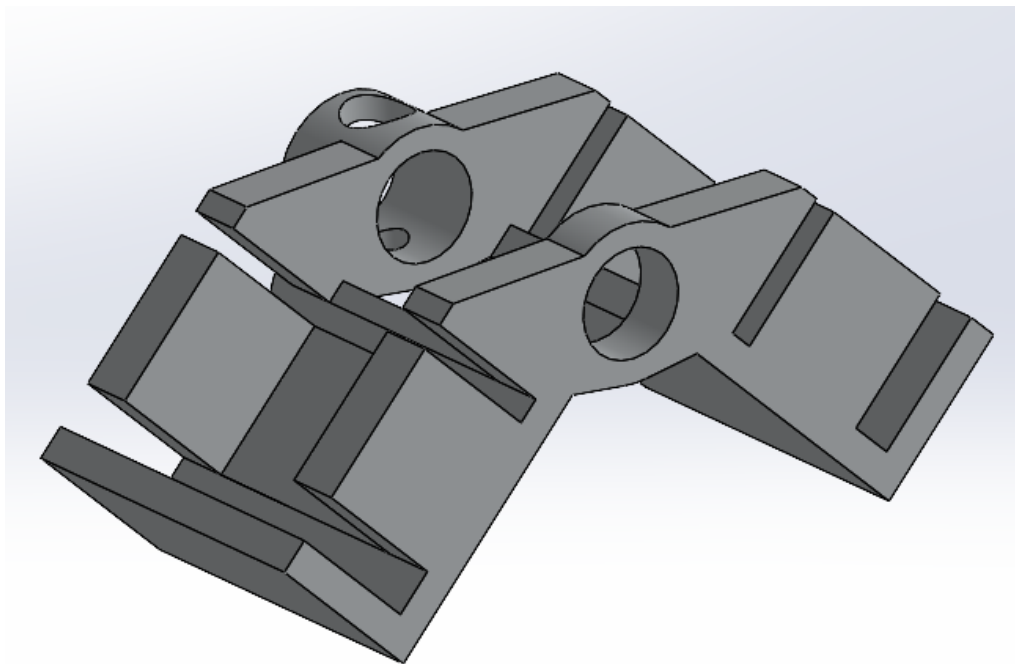


Рис. 2.29. Ізометричний вигляд посадочного тримача серводвигунів

У центральній частині тримача виконано отвір під гвинт М4×12. За допомогою цього гвинта тримач з'єднується з шарнірною частиною конструкції. Це забезпечує правильне положення сервоприводів відносно рухомого вузла. Під час роботи сервоприводи через дротові тяги передають рух на шарнірну частину виконавчого модуля, унаслідок чого відбувається відхилення рухомої частини конструкції разом з електродвигуном і пропелером.

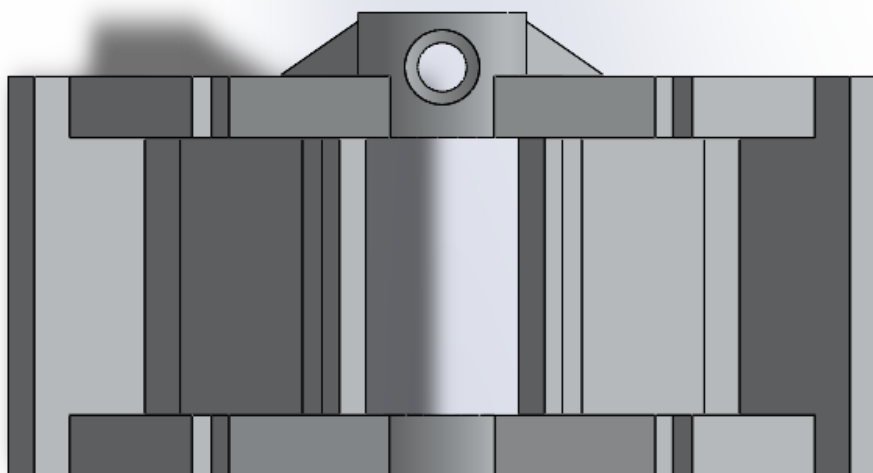


Рис. 2.30. Вид зверху тримача для серводвигунів

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ

Арк.

60

Під час роботи сервоприводи через дротові тяги передають рух на шарнірну частину виконавчого модуля. Завдяки цьому відбувається відхилення рухомої частини конструкції разом з електродвигуном і пропелером.

Розроблена конструкція виконавчого модуля дозволяє змінювати напрямок тяги за рахунок повороту електродвигуна з пропелером. Шарнірний вузол забезпечує рухомість конструкції, а серводвигуни через дротові тяги змінюють положення рухомої частини. Така схема є простою для виготовлення, зрозумілою за принципом роботи та підходить для експериментальної перевірки двовісного керування вектором тяги.

У конструкції передбачено центральний вал, відносно якого здійснюється поворот рухомого вузла з безколекторним двигуном. Передавання руху від серводвигуна до рухомої частини здійснюється за допомогою дротової тяги. Один кінець тяги з'єднується з важелем серводвигуна, а другий – з рухомим вузлом кріплення електродвигуна. Під час повороту вала серводвигуна тяга змінює положення рухомої частини, унаслідок чого відхиляється вісь пропелера та змінюється напрямок тяги.

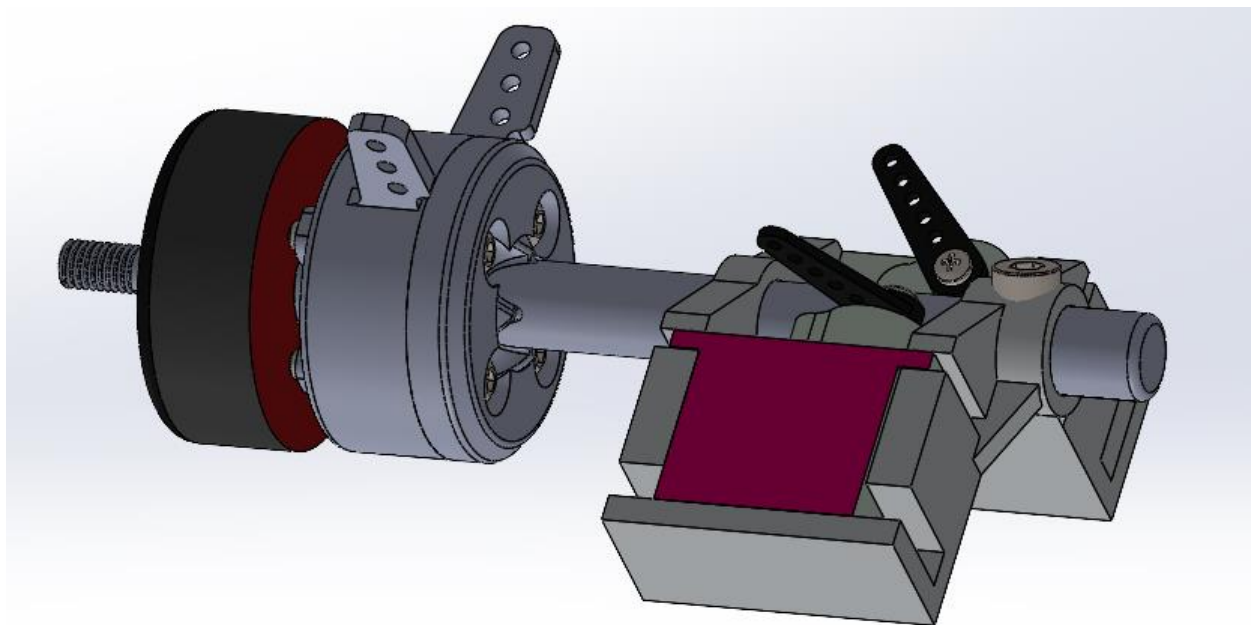


Рис. 2.31. Ізометричний вигляд виконавчого модуля системи керування вектором тяги

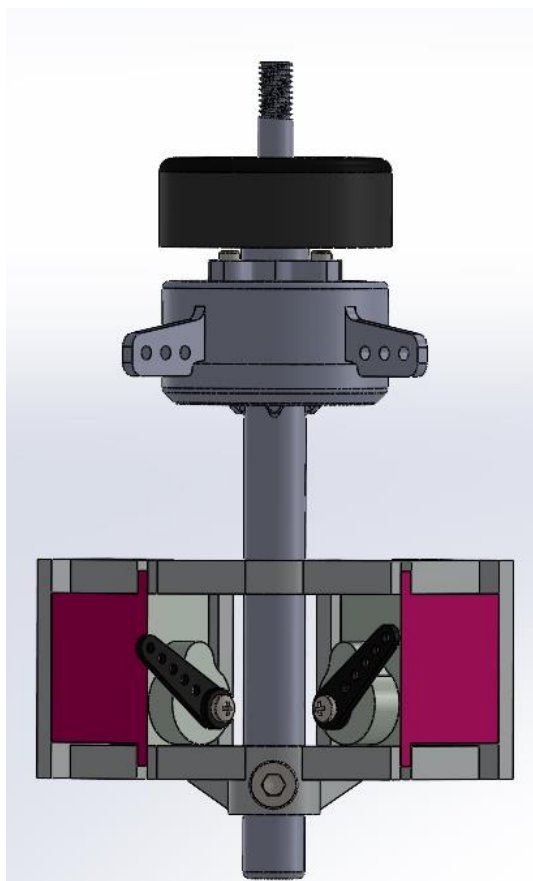


Рис. 2.32. Фронтальний вигляд конструкції в середовищі SolidWorks

На рис. 2.33 показано поздовжній розріз шарнірного вузла виконавчого модуля. Розріз виконано через центральну частину шарніра та вал, що дозволяє показати внутрішнє розміщення основних елементів вузла.

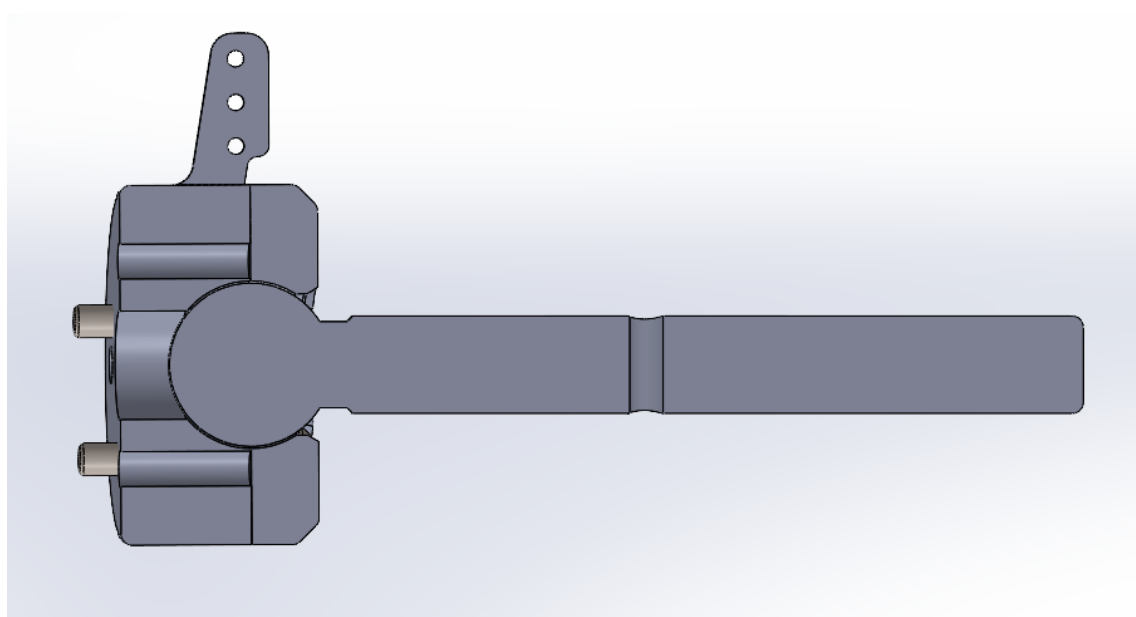


Рис. 2.33. Розріз шарнірного вузла виконавчого модуля

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		62

На рисунку видно, що кульовий шарнір розташований між фіксуючими кришками. Кришки утримують шарнір у потрібному положенні, але залишають можливість його повороту. Через шарнір проходить вал, який з'єднує рухому частину конструкції з вузлом кріплення електродвигуна.

У результаті змінюється положення електродвигуна та відхиляється вісь пропелера. Це дозволяє змінювати напрямок створюваної тяги без зміни положення всієї конструкції. Таким чином, ця частина модуля забезпечує механічне відхилення вектора тяги.

2.8.2. Опис розробленої конструкції пульта дистанційного керування

Пульт дистанційного керування розроблено у вигляді окремого корпуса зі знімною верхньою кришкою. На кришці розміщено основні елементи керування: джойстик, потенціометр та тумблер живлення. Загальний вигляд пульта показано на рис. 2.34.



Рис. 2.34. Загальний вигляд пульта дистанційного керування

Джойстик використовується для керування відхиленням рухомої платформи у двох площинах. Потенціометр призначений для зміни швидкості

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		63

обертання електродвигуна з пропелером, а тумблер для вмикання та вимикання живлення пульта.

Корпус складається з нижньої частини та верхньої кришки. Верхня кришка є знімною та кріпиться до нижньої частини корпусу чотирма гвинтами М4. Для цього всередині корпусу передбачені монтажні стійки, у які вкручуються гвинти. Збоку корпусу виконано прямокутний виріз, який полегшує піддівання та зняття кришки під час обслуговування електронних елементів.

На рис. 2.35 показано верхню кришку пульта дистанційного керування. У ній виконано отвори під джойстик, потенціометр, тумблер живлення та кріпильні гвинти М4.

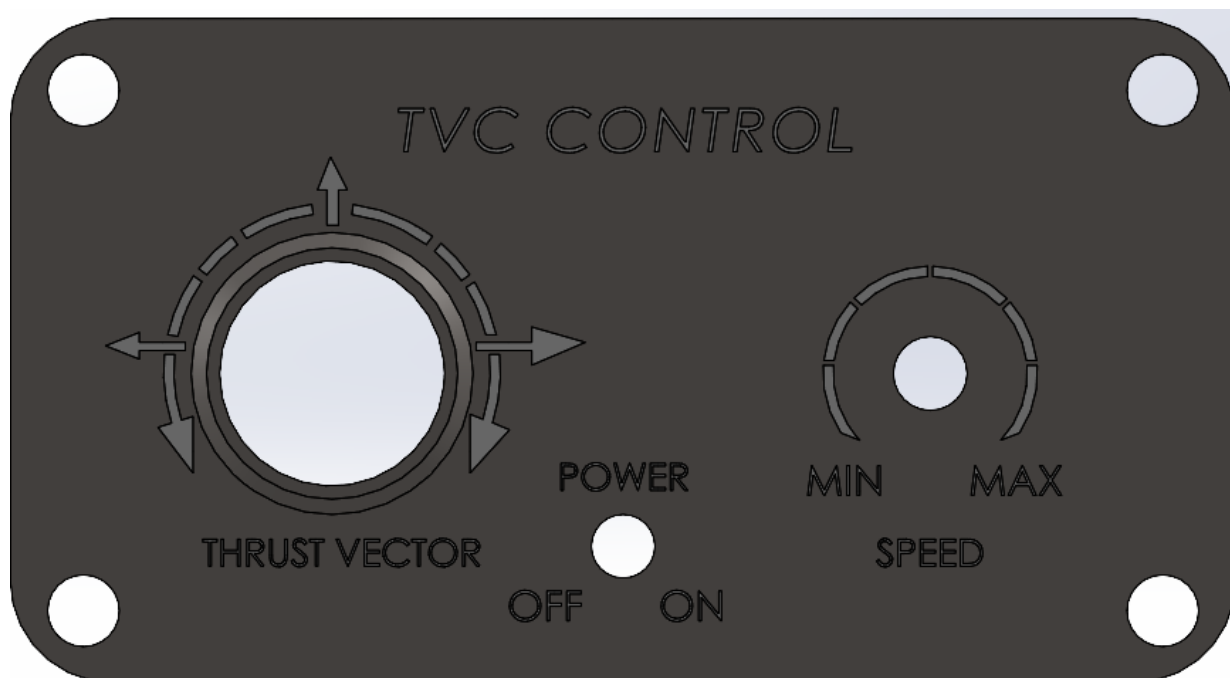


Рис. 2.35. Верхня кришка пульта дистанційного керування

Нижня частина корпусу показана на рис. 2.36. У ній змодельовано монтажні стійки для кріплення верхньої кришки, місця для розміщення електронних компонентів, а також бічний отвір під роз'єм USB Type-C для заряджання пульта. Для кріплення модуля джойстика та плати ESP32 передбачено окремі монтажні стійки: джойстик кріпиться гвинтами М3, а плата ESP32 гвинтами М2.

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		64

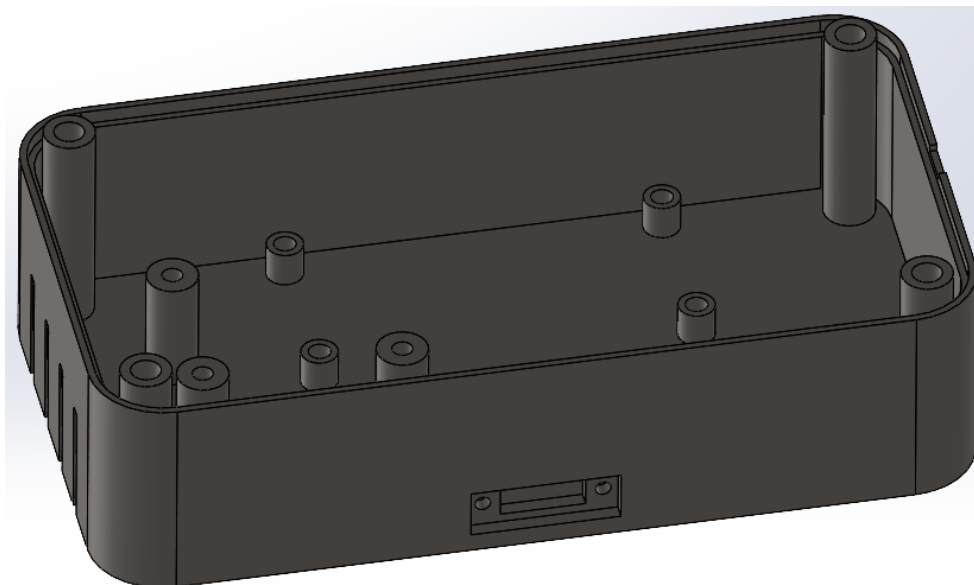


Рис. 2.36. Нижня частина корпусу пульта дистанційного керування

Під час розробки пульта увагу приділено не лише технічній частині, а й зовнішньому вигляду. Корпус має просту прямокутну форму, що спрощує його виготовлення. Елементи керування розміщені на верхній кришці так, щоб ними було зручно користуватися під час випробувань. На кришку додано написи біля джойстика, потенціометра та тумблера, щоб одразу було зрозуміло призначення кожного елемента. Завдяки цьому пульт має акуратний вигляд і є зручним для роботи з системою.

2.9. Виготовлення та складання розроблених пристроїв

Для пульта керування корпус був виготовлений методом 3D-друку на принтері Flying Bear 6 із сірого пластику PETG. Обраний матеріал забезпечить достатню міцність та стійкість до механічних навантажень, також зручний для обробки. Конструкція, як розглядалось вище складається з кришки та самого корпусу, де встановлюються елементи. На передній частині розміщено роз'єм USB Type-C для заряджання. Верхня кришка кріпиться до основи за допомогою чотирьох болтів М4, це забезпечить надійне з'єднання та подальшу можливість розбирання корпусу для обслуговування електронних компонентів. Зовнішній вигляд зібраного пульта керування показано на рис. 2.37.

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		65



Рис. 2.37. Вигляд зібраного пульта керування

Було виконано складання виконавчого модуля пристрою, який показано на рисунку 2.38. Вал було встановлено в корпус, у якому кріпляться серводвигуни, та зафіксовано болтом М4. Сервоприводи були встановлені в корпус. Вал було закріплено двома кришками, а двигун прикріплено до однієї з кришок болтами М3.



Рис. 2.38. Вигляд зібраного виконавчого модуля

2.10. Розробка програмного забезпечення системи

Для роботи двовісної системи керування вектором тяги було розроблено програмне забезпечення для двох частин: виконавчого модуля та пульта дистанційного керування. Програма пульта відповідає за зчитування сигналів з елементів та передавання команд через Bluetooth зв'язок. Програма виконавчого модуля приймає ці команди, обробляє їх і формує сигнали для серводвигунів та електронного регулятора швидкості. Побудоване програмне забезпечення за циклічним принципом. Це означає, що після запуску система постійно повторює однакову послідовність дій, зчитувати вхідні сигнали, обробляти дані, передавати або приймати команди та керувати виконавчими елементами. Такий підхід дозволяє системі реагувати на зміну положення джойстика та потенціометра під час роботи.

2.10.1. Алгоритм роботи пульта керування

Пульт керування в цій системі використовується для передавання команд на виконавчий модуль. Після вмикання живлення спочатку запускається мікроконтролер. Далі налаштовується Bluetooth з'єднання і входи, до яких підключені джойстик та потенціометр. Після цього програма працює в циклі. Мікроконтролер зчитує положення джойстика по двох осях X та Y. За цими значеннями визначається, у який бік потрібно відхилити рухому частину конструкції. Якщо джойстик зміщується в один бік, змінюється положення одного сервоприводу, якщо в інший то у другого.

Окремо зчитується значення з потенціометра. Воно використовується для задання швидкості обертання безколекторного двигуна. Тобто джойстик відповідає за напрямок відхилення, а потенціометр за величину тяги.

Алгоритм роботи пульта керування:

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
						67
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

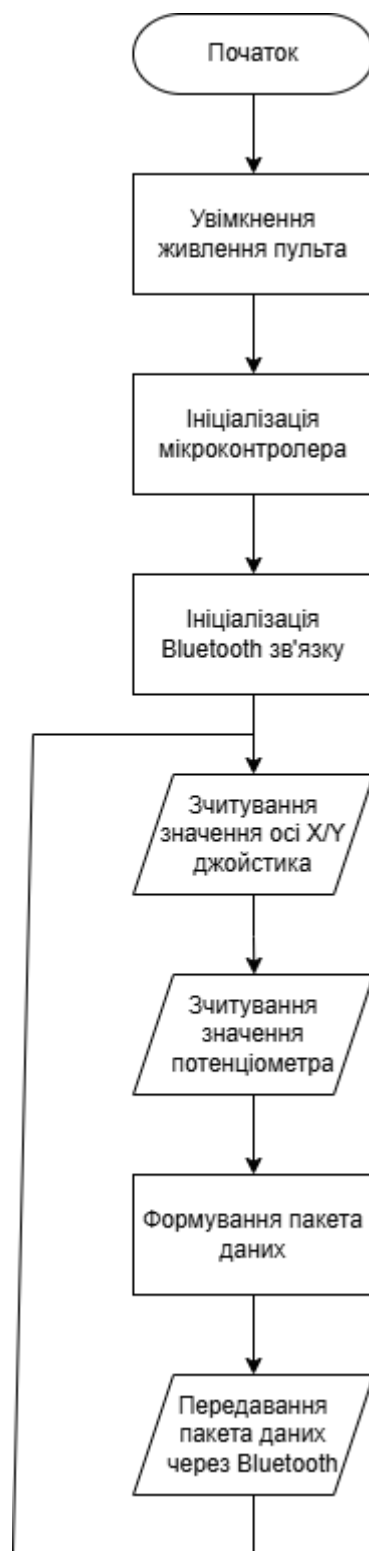


Рис. 2.39. Блок-схема алгоритму роботи пульта керування

2.10.2. Алгоритм роботи виконавчого модуля

Алгоритм роботи виконавчого модуля показано на рис. 2.40.

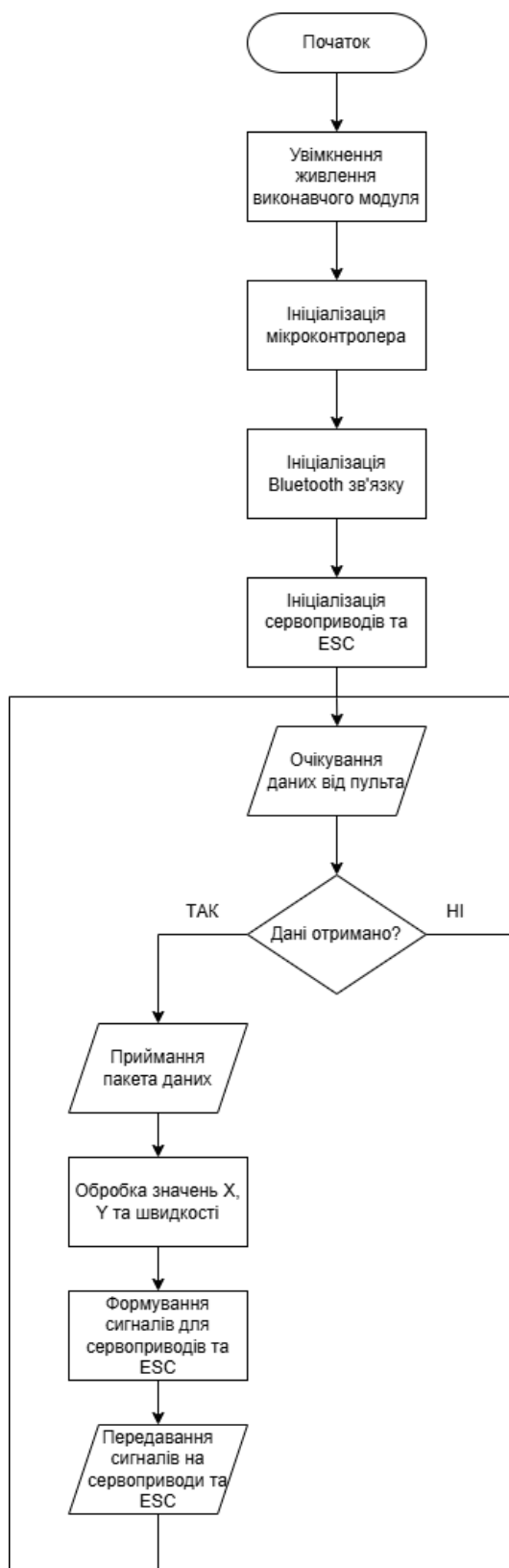


Рис. 2.40. Блок-схема алгоритму виконавчого модулю

Виконавчий модуль у системі працює як приймальна частина. Після вмикання живлення спочатку запускається мікроконтролер. Далі налаштовується

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

Bluetooth-зв'язок, серводвигуни та вихід, через який подається сигнал на електронний регулятор швидкості.

Після цього програма переходить у режим очікування команд від пульта. Якщо дані ще не надійшли, модуль просто продовжує очікування. Коли пакет даних отримано, мікроконтролер розділяє його на окремі значення: положення джойстика по осі X, положення по осі Y та значення швидкості двигуна.

Значення X та Y використовуються для керування сервоприводами. Один сервопривід відповідає за відхилення рухомої частини в одній площині, другий в іншій. Значення швидкості використовується для формування сигналу на ESC, який керує обертанням безколекторного двигуна.

Алгоритм роботи виконавчого модуля можна показати за допомогою блок-схеми. У ній послідовно відображаються запуск системи, налаштування основних елементів, очікування даних від пульта, обробка отриманих значень та формування сигналів для сервоприводів і ESC.

Отже, програмна частина системи побудована так, що пульт керування постійно зчитує положення джойстика та потенціометра і передає ці дані на виконавчий модуль. Виконавчий модуль, у свою чергу, приймає отримані значення та перетворює їх у керуючі сигнали для сервоприводів і електронного регулятора швидкості.

ВИСНОВОК ДО РОЗДІЛУ 2

У другому розділі було розроблено структуру керування вектором тяги. Система складається з двох основних частин: виконавчого модуля та пульта дистанційного керування. Виконавчий модуль відповідає за зміну напрямку тяги, а пульт використовується для передавання команд на відстані.

Було обрано елементарну базу елементів, а саме підібрано мікроконтролери, безколекторний двигун з пропелером, електронний регулятор швидкості, серводвигуни, Bluetooth модуль, джойстик, потенціометр та елементи живлення. Під час вибору компонентів враховувалися їхні характеристики,

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
						70
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

сумісність між собою, габарити та можливість використання в експериментальній конструкції.

Також були розроблені структурні та електричні принципові схеми виконавчого модуля і пульта керування. У схемах показано підключення основних елементів, організацію живлення та передавання керуючих сигналів між мікроконтролерами, сервоприводами, регулятором швидкості та іншими компонентами.

Для перевірки конструкції було створено тривимірні моделі основних деталей у середовищі SolidWorks. Було змодельовано виконавчий модуль, шарнірний вузол, фіксуючі кришки, тримачі серводвигунів та корпус пульта дистанційного керування. Це дозволило оцінити розміщення деталей, передбачити місця кріплення та краще показати будову системи.

Окремо було описано програмне забезпечення системи. Для пульта керування розроблено алгоритм зчитування сигналів з джойстика та потенціометра і передавання даних через Bluetooth. Для виконавчого модуля описано алгоритм приймання команд, обробки отриманих значень та формування сигналів для серводвигунів і електронного регулятора швидкості.

Отже, у результаті виконання розділу було розроблено основні технічні рішення для створення експериментальної двовісної системи керування вектором тяги. Запропонована конструкція є простою за принципом роботи, придатною для виготовлення та може використовуватися для демонстрації зміни напрямку тяги за допомогою повороту двигуна з пропелером.

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
						71
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

ВИСНОВКИ

У результаті виконання дипломного проєкту було розроблено експериментальну двовісну систему керування вектором тяги літального апарата. Основна ідея роботи полягала в тому, щоб створити просту модель, яка дозволяє змінювати напрямок тяги у двох площинах без використання складного реактивного двигуна або поворотного сопла. Для цього в конструкції використовується електродвигун з пропелером, який встановлюється на рухому платформу. Відхилення платформи забезпечується двома сервоприводами.

У першому розділі було розглянуто загальні принципи керування вектором тяги. Було показано, що зміна напрямку тяги дає змогу впливати на положення літального апарата. А також було переглянуто приклади застосування таких систем у ракетній техніці, авіації, космічних апаратах та безпілотних літальних апаратах. Окремо було розглянуто, які основні способи реалізації керування вектором тяги, зокрема поворот двигуна або сопла, використання газових рулів, додаткових керуючих двигунів та інших рішень. Після було зроблено висновок, що двовісна система є більш функціональною, оскільки дозволяє змінювати напрямок тяги у двох взаємно перпендикулярних площинах.

У другому розділі було розроблено структуру експериментальної системи. Система складається з виконавчого модуля та пульта дистанційного керування. До складу виконавчого модуля входять електродвигун з пропелером, електронний регулятор швидкості, два сервоприводи, мікроконтролерна плата, Bluetooth-модуль, джерело живлення та елементи конструкції. Пульт дистанційного керування призначений для передавання команд на виконавчий модуль і дає змогу змінювати положення мотора та швидкості обертання двигуна.

У роботі було виконано вибір основних компонентів системи. Для створення тяги було обрано безколекторний електродвигун з пропелером, а для керування його обертами електронний регулятор швидкості. Для відхилення платформи у двох площинах було обрано сервоприводи MG90S, які мають

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
						72
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

невелику масу, достатній крутний момент і швидкість роботи що дасть на змогу забезпечити відхилення платформи на 20° . Для керування системою використовується мікроконтролерна плата, а для дистанційного передавання команд Bluetooth-зв'язок. Були розроблені структурні та електричні схеми системи, а також тривимірні моделі основних елементів конструкції. 3D-моделювання допомогло попередньо оцінити розміщення компонентів, габарити системи та можливість подальшого виготовлення деталей методом 3D-друку. Було також виконано розрахунок кінематики відхилення вектора тяги, який показав можливість роботи системи при куті відхилення до 20° . Крім того, було виконано орієнтовний розрахунок маси конструкції. Загальна маса виконавчого модуля становить 219,27 г, що не перевищує допустиме значення за технічним завданням.

Отже, у дипломному проєкті було досягнуто поставленої мети. Було розроблено конструкцію експериментальної двовісної системи керування вектором тяги, підібрано необхідні компоненти, створено схеми та 3D-моделі.

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
						73
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ

1. Керування вектором тяги. URL: https://uk.wikipedia.org/wiki/Керування_вектором_тяги
2. What is Thrust?. URL: <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/what-is-thrust/>
3. Thrust Equation. URL: <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/thrust-force/> (дата звернення: 12.04.2026).
4. Robert H. Goddard (1882 – 1945). URL: <https://science.nasa.gov/earth/earth-observatory/robert-goddard/> (дата звернення: 13.04.2026).
5. V-2 JET VANE MOTOR. Cape Canaveral Space Force Museum. URL: <https://ccspacemuseum.org/artifacts/v-2-jet-vane-motor/>
6. Maritime Launch Services. Cyclone-4M SLS Abbreviated User’s Guide. Version 2. 15 May 2019. URL: https://www.maritimelaunch.com/sites/default/files/UG_C4M%20abbreviated.pdf
7. Federal Aviation Administration. Pilot’s Handbook of Aeronautical Knowledge. Chapter 6: Flight Controls. Washington : U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2016. URL: https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/08_phak_ch6.pdf
8. 168 Pegasus 3 Engine BS 916. American Society Of Mechanical Engineers. URL: <https://www.asme.org/about-asme/engineering-history/landmarks/168-pegasus-3-engine-bs-916>
9. F-18 High Alpha Research Vehicle (HARV). NASA. URL: <https://www.nasa.gov/reference/f-18-harv/>
10. X-31 Enhanced Fighter Maneuverability Demonstrator. NASA. URL: <https://www.nasa.gov/aeronautics/nasa-aircraft/x-31-demonstrator/>
11. F-15B: Improving Performance and Aircraft Control. NASA. URL: <https://www.nasa.gov/image-article/f-15b-improving-performance-aircraft-control/>

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
						74
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

12. Joe R. China's Air Force on the Rise: Zhuhai Airshow 2018. The Diplomat. 13 November 2018. URL: <https://thediplomat.com/2018/11/chinas-air-force-on-the-rise-zhuhai-airshow-2018/>
13. Rocket Engine, Vernier, Surveyor Spacecraft. National Air and Space Museum. URL: https://airandspace.si.edu/collection-objects/rocket-engine-vernier-surveyor-spacecraft/nasm_A19790173000
14. Airbus. Orion European Service Module engine dancing the hula!. 16 July 2018. URL: <https://www.airbus.com/en/newsroom/news/2018-07-orion-esm-engine-dancing-the-hula>
15. Canadair CL-227 Sentinel. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Canadair_CL-227_Sentinel
16. Sikorsky Cypher. Igor I Sikorsky Historical Archives. URL: <https://sikorskyarchives.com/home/sikorsky-product-history/helicopter-innovation-era/sikorsky-cypher/>
17. Macey J. New Patent Advances Thrust Vector Control for Propeller Aircraft. Unmanned Systems Technology. 30 July 2025. URL: <https://www.unmannedsystemstechnology.com/2025/07/new-patent-advances-thrust-vector-control-for-propeller-aircraft/>
18. Thrust vectoring. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Thrust_vectoring
19. Gimbaled thrust URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Gimbaled_thrust
20. Balaji S., Madhavan P., Maria Arun Tony S., Dinesh Kumar G., Venkatramanan S. Numerical and experimental study on thrust vector control (TVC) system using jet vanes. AIP Conference Proceedings. 2025. Vol. 3259, № 1. Article 030009. DOI: <https://doi.org/10.1063/5.0264548>. URL: <https://pubs.aip.org/aip/acp/article/3259/1/030009/3345068/Numerical-and-experimental-study-on-thrust-vector>
21. Atlas (сімейство ракет-носіїв). URL: [https://uk.wikipedia.org/wiki/Atlas_\(сімейство_ракет-носіїв\)](https://uk.wikipedia.org/wiki/Atlas_(сімейство_ракет-носіїв))

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
						75
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

22. NASA Glenn Research Center. Rocket Control. NASA Glenn Research Center : офіц. сайт. Page last updated: November 20, 2023. URL: <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/rocket-control/>
23. Afridi S., Khan T. A., Shah S. I. A., Shams T. A., Mohiuddin K., Kukulka D. J. Techniques of Fluidic Thrust Vectoring in Jet Engine Nozzles: A Review. Energies. 2023. Vol. 16, № 15. Article 5721. DOI: <https://doi.org/10.3390/en16155721>. URL: <https://www.mdpi.com/1996-1073/16/15/5721>
24. Wollenhaupt G. How F/A-22 Raptors Work. HowStuffWorks. 15 March 2005. URL: <https://science.howstuffworks.com/f-22-raptor5.htm>
25. Defense Technical Information Center. ADP011109. DTIC. URL: <https://apps.dtic.mil/sti/tr/pdf/ADP011109.pdf>
26. DVIDS. F-15B ACTIVE with thrust vectoring nozzles on test stand view from rear. Courtesy Photo by NASA. Defense Visual Information Distribution Service. URL: <https://www.dvidshub.net/image/729059/f-15b-active-with-thrust-vectoring-nozzles-test-stand-view-rear>
27. Arduino Mega 2560 Rev3. Arduino Store USA. URL: <https://store-usa.arduino.cc/products/arduino-mega-2560-rev3?queryID=d9ec342ece81d8fd5a7a9977953729d7> (дата звернення: 04.06.2026).
28. Що таке електропривод? НТУ «Дніпровська політехніка». URL: https://elprivod.nmu.org.ua/ua/entrant/what_is_ED.pdf (дата звернення: 04.06.2026).
29. Basics of Brushed DC Motors. DigiKey. URL: <https://www.digikey.com/en/blog/basics-of-brushed-dc-motors>
30. Complete Drone Motor Guide. LIGPOWER. URL: <https://www.ligpower.com/blog/complete-drone-motor-guide.html>
31. Drone Motor Components and Structure. LIGPOWER. URL: <https://www.ligpower.com/blog/drone-motor-components-and-structure.html>
32. Мотор для FPV дрона Angel A2807 1300KV. Prom.ua. URL: <https://prom.ua/ua/>
33. Регулятор швидкості ESC для безколекторного двигуна. Prom.ua. URL: <https://prom.ua/ua/p1703495757-regulyator-skorosti-esc.html>

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
						76
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

34. BEC. Distributions. URL: https://distributions.com.ua/ua/categories/onboard_electronics/misc_onboard/bec
35. Як працює сервопривід? Siemens Technology. URL: <https://www.siemens-technology.com.ua/yak-pracue-servoprivid/>
36. Сервопривід MG90S Micro. Arduino.ua. URL: <https://arduino.ua/prod229-servoprivod-mg-90s-micro>
37. Bluetooth модуль HC-05. Arduino.ua. URL: <https://arduino.ua/ru/prod999-bluetooth-modyl-hc-05>
38. Акумуляторна збірка 3S2P. BankCell. URL: https://bankcell.com.ua/products/PACK_50XG_3S2P (дата звернення: 04.06.2026).
39. Wi-Fi модуль DevKit V1 з ESP-32. Arduino.ua. URL: <https://arduino.ua/prod3990-wi-fi-modyl-devkit-v1-s-esp-32>
40. Джойстик для Arduino. Arduino.ua. URL: <https://arduino.ua/ru/prod194-djoistik-dlya-arduino>
41. Potentiometer Basics. Arduino Documentation. URL: <https://docs.arduino.cc/learn/electronics/potentiometer-basics/>
42. Резистор змінний WH148. ERG. URL: <https://erg.com.ua/p210914322-rezistor-zminnij-wh148.html>
43. Акумулятор літій-іонний INR18650-32E. AlphaPower. URL: <https://alphapower.com.ua/p1478690037-akkumulyator-litij-ionnyj.html>
44. Зарядний пристрій для Li-Ion акумулятора. Amiro. URL: <https://amiro.com.ua/p3051346820-zaryadnoe-ustrojstvo-dlya.html>
45. HW-105 модуль підвищувальний перетворювач до 5 В 600 мА з USB-виходом. MyProject. URL: <https://myproject.com.ua/hw-105-modul-pidvischuvalnij-peretvorjuvach-do-5v-600ma-z-usb-vihodom-ua.html>

					ДПБ.ПГ-21.11.1730.01.000.ПЗ	Арк.
						77
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Додаток А



МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

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

**ФАКУЛЬТЕТ РОБОТОТЕХНІКИ ТА
ПРИБАДОБУДУВАННЯ**

"ПОГЛЯД У МАЙБУТНЄ ПРИБАДОБУДУВАННЯ"

12-13 травня 2026 р.
м. Київ, Україна

ПРОГРАМА

**XIX Всеукраїнської науково-практичної конференції студентів, аспірантів та
молодих вчених**



КИЇВ 2026

**СЕКЦІЯ 1. КОМП'ЮТЕРНО-ІНТЕГРОВАНІ ТЕХНОЛОГІЇ ТА СИСТЕМИ
НАВІГАЦІЇ І КЕРУВАННЯ**

СЕКЦІЯ 2. ОПТИЧНІ ТА ОПТИКО-ЕЛЕКТРОННІ ПРИЛАДИ І СИСТЕМИ

Торіс: Конференція, Секція 1

Join Zoom Meeting

<https://us02web.zoom.us/j/89292716253?pwd=KzY5RGYyU1FUeEt4UIBvNU5MdUNqZz09>

Meeting ID: : 892 9271 6253

Passcode: 721790

Відповідальний за секцію - Лакоза Сергій Леонідович

Telegram: @Serhii_Lakoza

**СЕРЕДА, 13 травня 2026
14:30**

Я.В. Примаченко, студент гр. ПГ-31, к.т.н., доц. Павловський О.М.

**ТЕНДЕНЦІЇ РОЗВИТКУ АЛГОРИТМІВ НАВІГАЦІЇ АВТОНОМНИХ ТЕХНІЧНИХ
СИСТЕМ В УМОВАХ НЕВИЗНАЧЕНИХ ЗОВНІШНІХ ЗБУРЕНЬ**

С. О. Ткачук, студентка гр. ПГ-21, О.М. Сапегін, к.т.н., доц. каф. КІОНС

ДВОВІСНА СИСТЕМА КЕРУВАННЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

Д.Д. Анісімов¹, студент гр. ПБ-41мн, д.ф.-м.н., доц. І. І. Синявський^{1,2}

**АВТОМАТИЗОВАНА СИСТЕМА КЕРУВАННЯ ЗМІНОЮ ПАРАМЕТРІВ
ПОЛЯРИЗАЦІЇ ШТУЧНОГО ДЖЕРЕЛА ВИПРОМІНЮВАННЯ**

Д.В. Макогон, студент гр. ПО-21, д.т.н., проф. Колобродов В.Г

**ОПТИЧНІ СИСТЕМИ ПОЛЯРИМЕТРИЧНИХ ТЕПЛОВІЗОРІВ: ПОРІВНЯЛЬНИЙ
АНАЛІЗ РОЗРОБОК США, КИТАЮ ТА ІЗРАЇЛЮ**

М. В. Мельник, студент гр. ПГ-51мн, к.т.н., доц. Сокурєнко В. М.

**МІНІАТЮРНІ ОБ'ЄКТИВИ ДЛЯ ЦИФРОВИХ ЕНДОСКОПІВ МЕДИЧНОГО
ПРИЗНАЧЕННЯ**

К.В. Мочалова, студентка гр. ПО-31, д.т.н., професор Колобродов В.Г.

ПЕРЕВАГИ ПОЛЯРИМЕТРИЧНИХ ТЕПЛОВІЗОРІВ ПРИ ВИЯВЛЕННІ ЦІЛЕЙ

Додаток Б

Код програми для виконавчого модуля:

```
#include <Servo.h>

Servo servoX;
Servo servoY;
Servo esc;

const int SERVOX_PIN = 9;
const int SERVOY_PIN = 10;
const int ESC_PIN = 8;
const int BT_BAUD = 9600;
const int CENTER_ANGLE = 90;
const int MAX_ANGLE = 20;
const int MIN_SERVO_ANGLE = CENTER_ANGLE - MAX_ANGLE;
const int MAX_SERVO_ANGLE = CENTER_ANGLE + MAX_ANGLE;

// Межі керуючого сигналу ESC
const int ESC_MIN = 1000; // мінімальний газ
const int ESC_MAX = 2000; // максимальний газ

// Час спрацювання захисту при втраті сигналу
const unsigned long FAILSAFE_TIME = 700;

char buffer[50];
byte bufferIndex = 0;

int currentX = CENTER_ANGLE;
int currentY = CENTER_ANGLE;

int targetX = CENTER_ANGLE;
int targetY = CENTER_ANGLE;

int currentThrottle = 0;
int targetThrottle = 0;

unsigned long lastPacketTime = 0;
unsigned long lastServoUpdate = 0;

void setSafePosition() {
    targetX = CENTER_ANGLE;
    targetY = CENTER_ANGLE;
```

```

    targetThrottle = 0;
}

void parsePacket(char *line) {
    int armed = 0;
    int angleX = 0;
    int angleY = 0;
    int throttle = 0;

    // Формат від ESP32:
    // armed,angleX,angleY,throttle
    int count = sscanf(line, "%d,%d,%d,%d", &armed, &angleX, &angleY, &throttle);

    if (count != 4) {
        return;
    }

    lastPacketTime = millis();

    angleX = constrain(angleX, -MAX_ANGLE, MAX_ANGLE);
    angleY = constrain(angleY, -MAX_ANGLE, MAX_ANGLE);
    throttle = constrain(throttle, 0, 100);

    if (armed == 1) {
        targetX = CENTER_ANGLE + angleX;
        targetY = CENTER_ANGLE + angleY;
        targetThrottle = throttle;

        targetX = constrain(targetX, MIN_SERVO_ANGLE, MAX_SERVO_ANGLE);
        targetY = constrain(targetY, MIN_SERVO_ANGLE, MAX_SERVO_ANGLE);
    } else {
        setSafePosition();
    }
}

void readBluetooth() {
    while (Serial1.available()) {
        char c = Serial1.read();

        if (c == '\n') {
            buffer[bufferIndex] = '\0';
            parsePacket(buffer);
            bufferIndex = 0;
        } else if (c != '\r') {
            if (bufferIndex < sizeof(buffer) - 1) {

```

```

        buffer[bufferIndex++] = c;
    } else {
        bufferIndex = 0;
    }
}
}
}
}

```

```

void updateOutputs() {
    if (millis() - lastServoUpdate < 15) return;
    lastServoUpdate = millis();

    if (currentX < targetX) currentX++;
    if (currentX > targetX) currentX--;

    if (currentY < targetY) currentY++;
    if (currentY > targetY) currentY--;

    if (currentThrottle < targetThrottle) currentThrottle++;
    if (currentThrottle > targetThrottle) currentThrottle--;

    servoX.write(currentX);
    servoY.write(currentY);

    int escSignal = map(currentThrottle, 0, 100, ESC_MIN, ESC_MAX);
    esc.writeMicroseconds(escSignal);
}

```

```

void setup() {
    // HC-05 підключений до Serial1
    Serial1.begin(BT_BAUD);

    servoX.attach(SERVOX_PIN);
    servoY.attach(SERVOY_PIN);
    esc.attach(ESC_PIN);

    servoX.write(CENTER_ANGLE);
    servoY.write(CENTER_ANGLE);

    // Мінімальний газ для ініціалізації ESC
    esc.writeMicroseconds(ESC_MIN);

    lastPacketTime = millis();

    // Час для ініціалізації ESC

```

```

    delay(3000);
}

void loop() {
    readBluetooth();

    if (millis() - lastPacketTime > FAILSAFE_TIME) {
        setSafePosition();
    }

    updateOutputs();
}

```

Код для пульта дистанційного керування:

```

#include <BluetoothSerial.h>

BluetoothSerial SerialBT;

// MAC-адреса HC-05
uint8_t hc05Address[6] = {0x00, 0x25, 0x02, 0x00, 0x2F, 0xC8};

// Піни ESP32
const int POT_PIN = 32;
const int JOY_X_PIN = 34;
const int JOY_Y_PIN = 35;

const int MAX_ANGLE = 20;
const int ADC_MAX = 4095;
const int ADC_CENTER = 2048;
const int DEADZONE = 180;

unsigned long lastSend = 0;
const unsigned long SEND_PERIOD = 50; // 20 разів на секунду

unsigned long lastReconnectAttempt = 0;
const unsigned long RECONNECT_PERIOD = 3000; // проба підключення кожні 3 секунди

int readAverageAnalog(int pin) {
    long sum = 0;
    const int samples = 8;

    for (int i = 0; i < samples; i++) {

```

```

    sum += analogRead(pin);
    delayMicroseconds(300);
}

return sum / samples;
}

int joystickToAngle(int value) {
    int diff = value - ADC_CENTER;

    if (abs(diff) < DEADZONE) {
        return 0;
    }

    if (diff > 0) {
        diff = constrain(diff, DEADZONE, ADC_CENTER);
        return map(diff, DEADZONE, ADC_CENTER, 0, MAX_ANGLE);
    } else {
        diff = constrain(-diff, DEADZONE, ADC_CENTER);
        return -map(diff, DEADZONE, ADC_CENTER, 0, MAX_ANGLE);
    }
}

void connectBluetooth() {
    if (SerialBT.connected()) return;

    unsigned long now = millis();

    if (lastReconnectAttempt != 0 && now - lastReconnectAttempt <
RECONNECT_PERIOD) {
        return;
    }

    lastReconnectAttempt = now;

    SerialBT.connect(hc05Address);
}

void setup() {
    analogReadResolution(12);

    analogSetPinAttenuation(POT_PIN, ADC_11db);
    analogSetPinAttenuation(JOY_X_PIN, ADC_11db);
    analogSetPinAttenuation(JOY_Y_PIN, ADC_11db);
}

```

```

if (!SerialBT.begin("ESP32_REMOTE", true)) {
  while (true) {
    delay(1000);
  }
}

SerialBT.setPin("1234", 4);

connectBluetooth();
}

void loop() {
  connectBluetooth();

  unsigned long now = millis();

  if (now - lastSend < SEND_PERIOD) {
    return;
  }

  lastSend = now;

  int armed = 1;

  int potRaw = readAverageAnalog(POT_PIN);
  int joyXRaw = readAverageAnalog(JOY_X_PIN);
  int joyYRaw = readAverageAnalog(JOY_Y_PIN);

  int throttle = map(potRaw, 0, ADC_MAX, 0, 100);
  throttle = constrain(throttle, 0, 100);

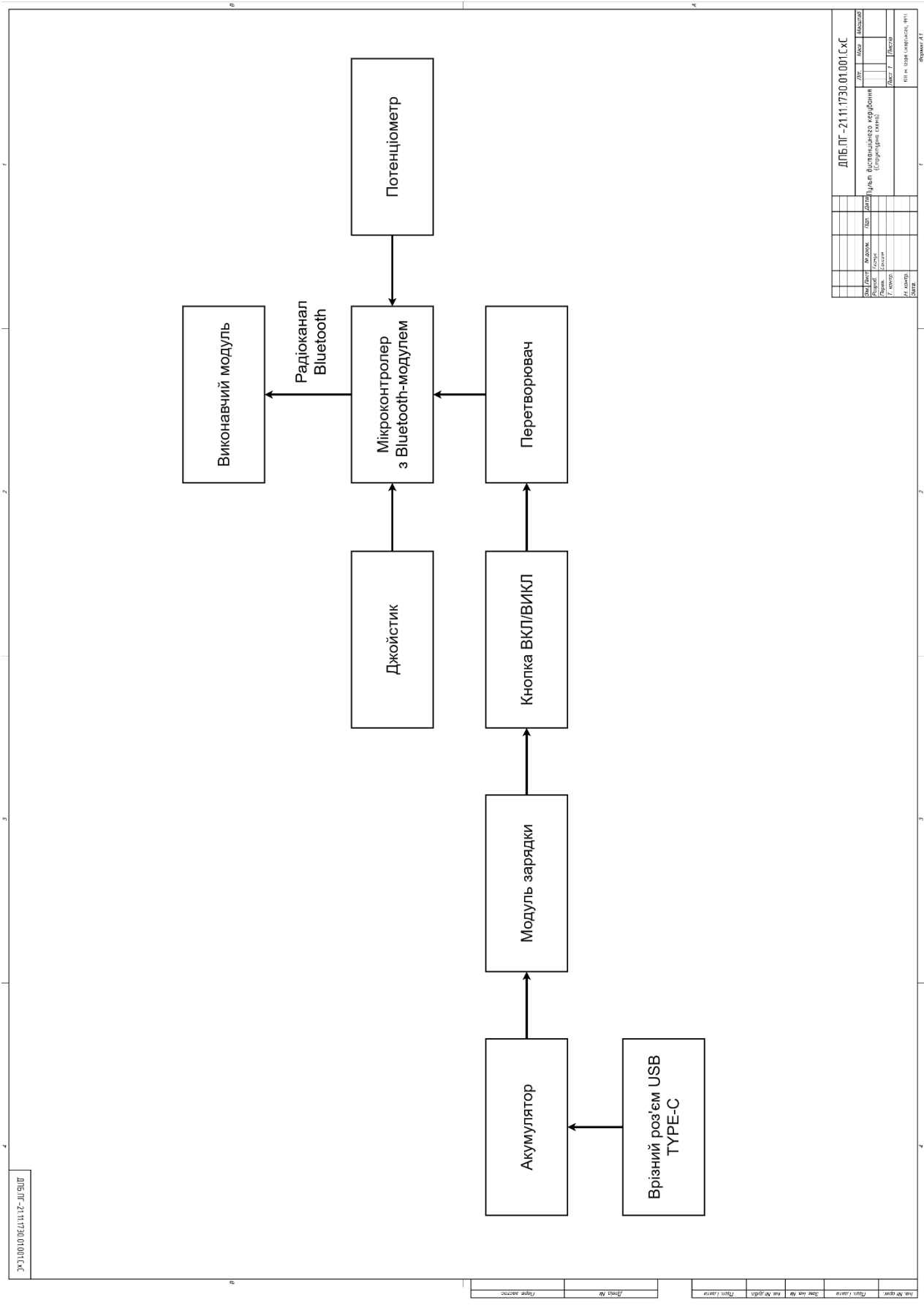
  int angleX = joystickToAngle(joyXRaw);
  int angleY = joystickToAngle(joyYRaw);

  String packet = String(armed) + "," +
    String(angleX) + "," +
    String(angleY) + "," +
    String(throttle) + "\n";

  if (SerialBT.connected()) {
    SerialBT.print(packet);
  }
}

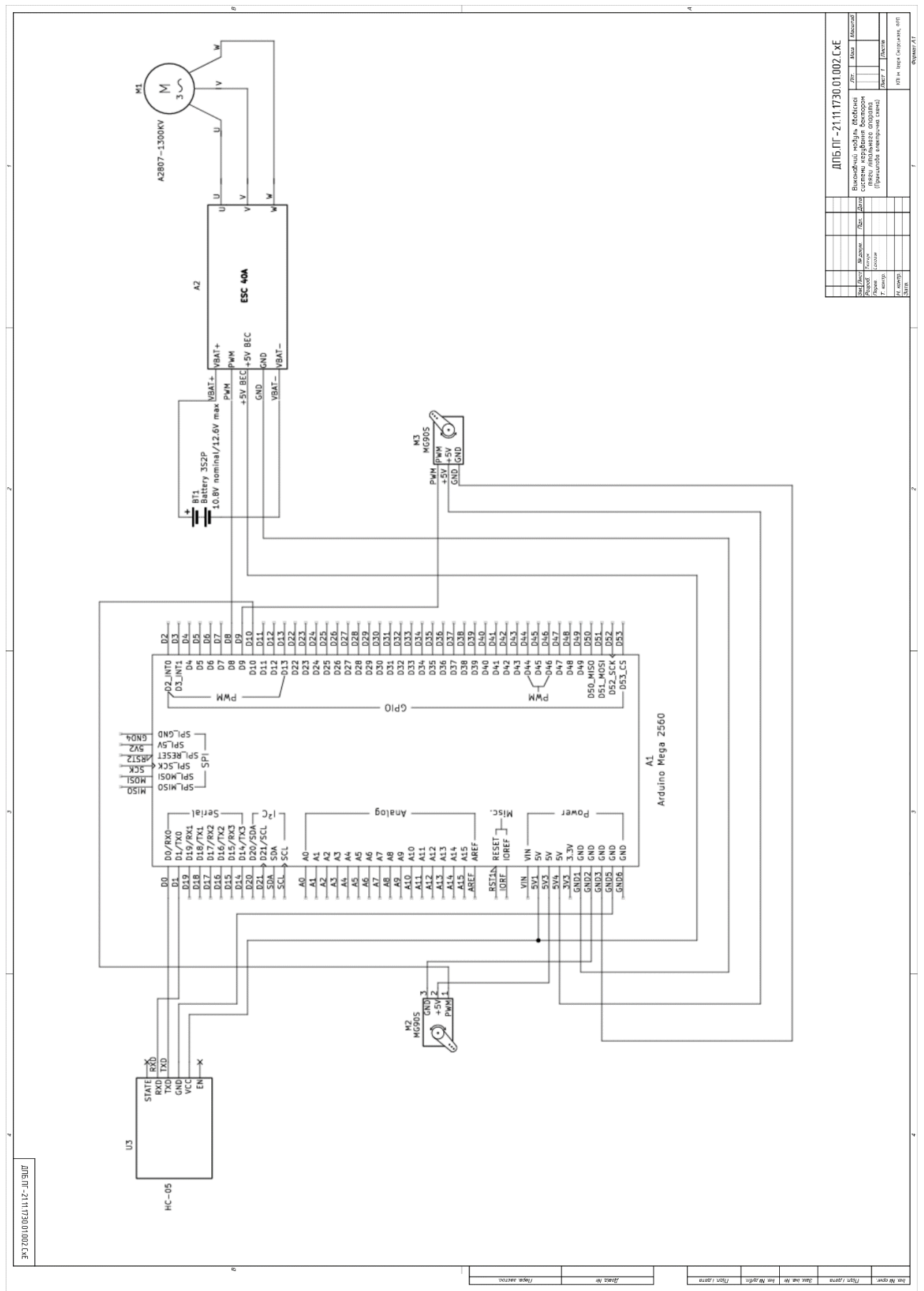
```

Додаток В

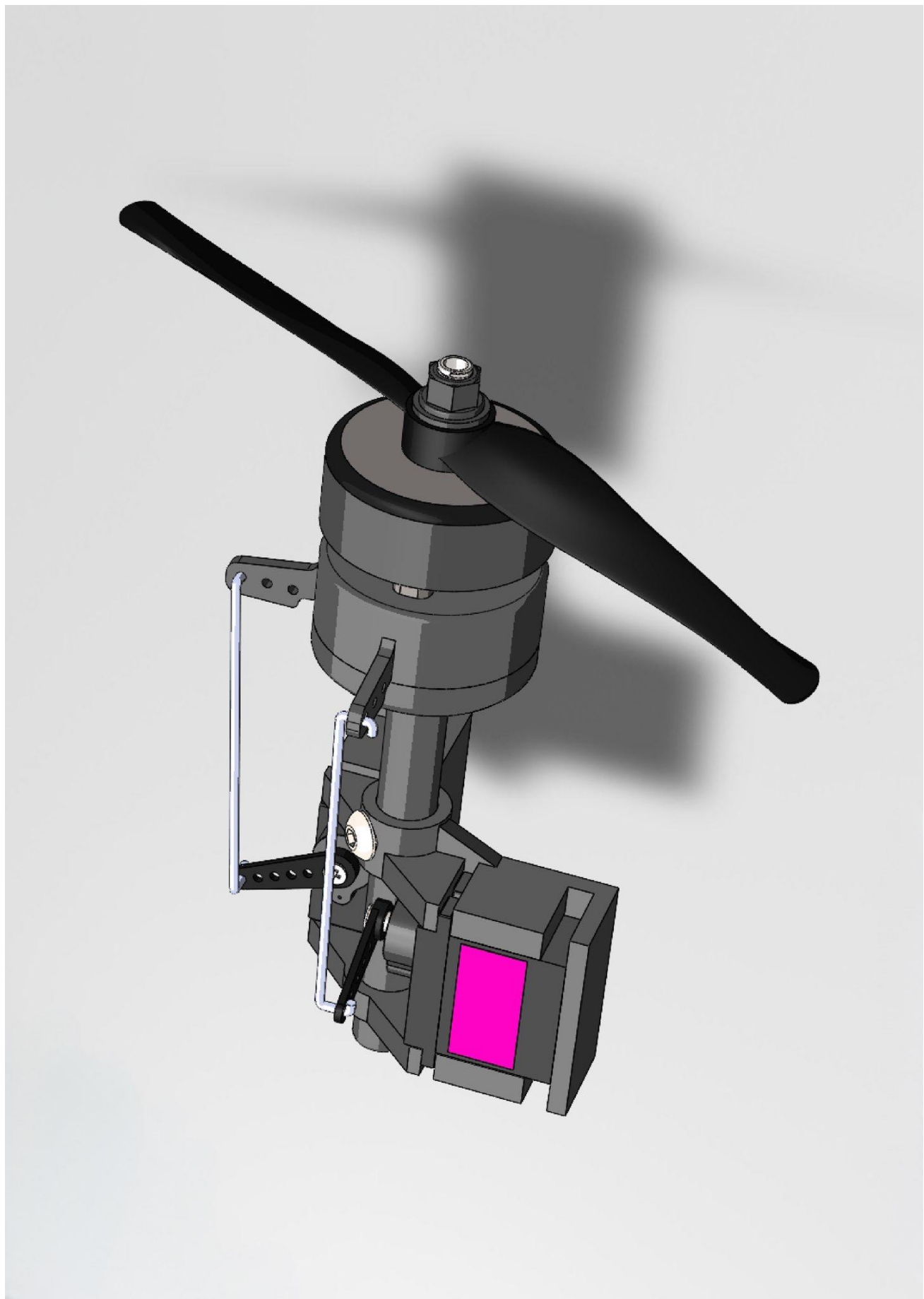


ДПБ.ПГ-2111.1730.01.001.СхС									
Вісний роз'єм USB TYPE-C	Акумулятор	Модуль зарядки	Кнопка ВКЛ/ВИКЛ	Перетворювач	Мікроконтролер з Bluetooth-модулем	Джойстик	Потенціометр	Виконавчий модуль	Радіоканал Bluetooth
Вісний роз'єм USB TYPE-C	Акумулятор	Модуль зарядки	Кнопка ВКЛ/ВИКЛ	Перетворювач	Мікроконтролер з Bluetooth-модулем	Джойстик	Потенціометр	Виконавчий модуль	Радіоканал Bluetooth
Вісний роз'єм USB TYPE-C	Акумулятор	Модуль зарядки	Кнопка ВКЛ/ВИКЛ	Перетворювач	Мікроконтролер з Bluetooth-модулем	Джойстик	Потенціометр	Виконавчий модуль	Радіоканал Bluetooth
Вісний роз'єм USB TYPE-C	Акумулятор	Модуль зарядки	Кнопка ВКЛ/ВИКЛ	Перетворювач	Мікроконтролер з Bluetooth-модулем	Джойстик	Потенціометр	Виконавчий модуль	Радіоканал Bluetooth
Вісний роз'єм USB TYPE-C	Акумулятор	Модуль зарядки	Кнопка ВКЛ/ВИКЛ	Перетворювач	Мікроконтролер з Bluetooth-модулем	Джойстик	Потенціометр	Виконавчий модуль	Радіоканал Bluetooth
Вісний роз'єм USB TYPE-C	Акумулятор	Модуль зарядки	Кнопка ВКЛ/ВИКЛ	Перетворювач	Мікроконтролер з Bluetooth-модулем	Джойстик	Потенціометр	Виконавчий модуль	Радіоканал Bluetooth
Вісний роз'єм USB TYPE-C	Акумулятор	Модуль зарядки	Кнопка ВКЛ/ВИКЛ	Перетворювач	Мікроконтролер з Bluetooth-модулем	Джойстик	Потенціометр	Виконавчий модуль	Радіоканал Bluetooth
Вісний роз'єм USB TYPE-C	Акумулятор	Модуль зарядки	Кнопка ВКЛ/ВИКЛ	Перетворювач	Мікроконтролер з Bluetooth-модулем	Джойстик	Потенціометр	Виконавчий модуль	Радіоканал Bluetooth
Вісний роз'єм USB TYPE-C	Акумулятор	Модуль зарядки	Кнопка ВКЛ/ВИКЛ	Перетворювач	Мікроконтролер з Bluetooth-модулем	Джойстик	Потенціометр	Виконавчий модуль	Радіоканал Bluetooth

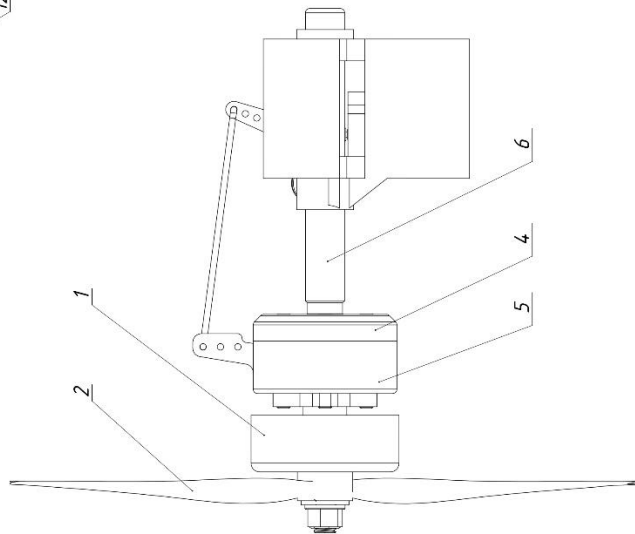
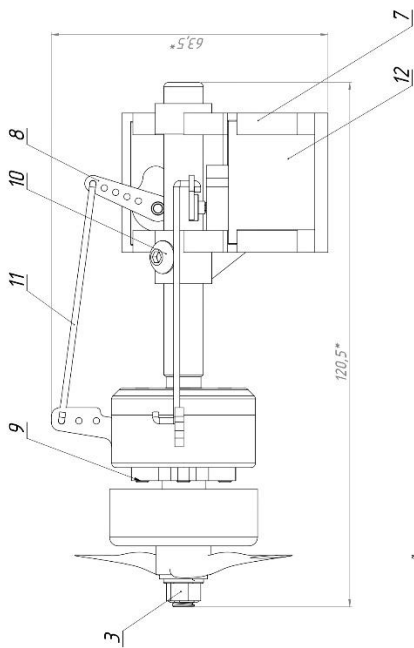
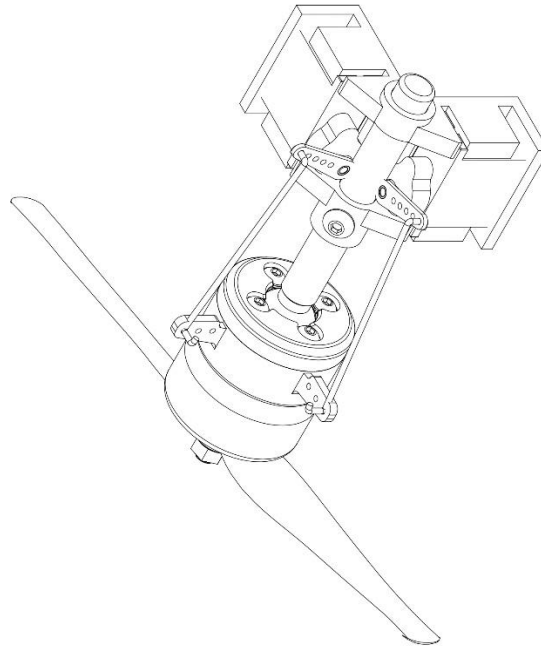
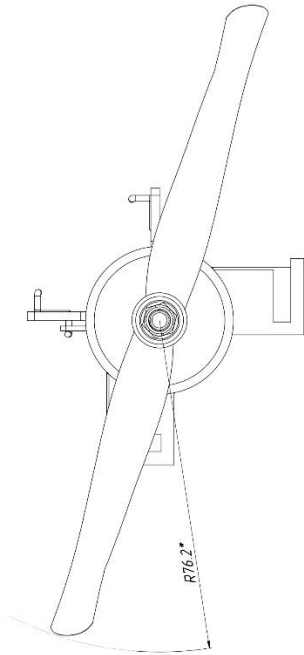
Додаток Г



Додаток Д



Додаток Е

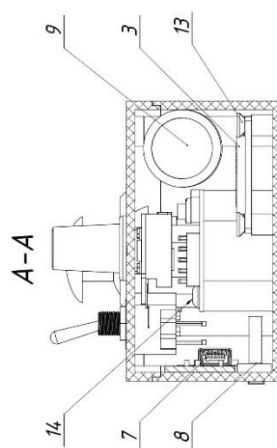
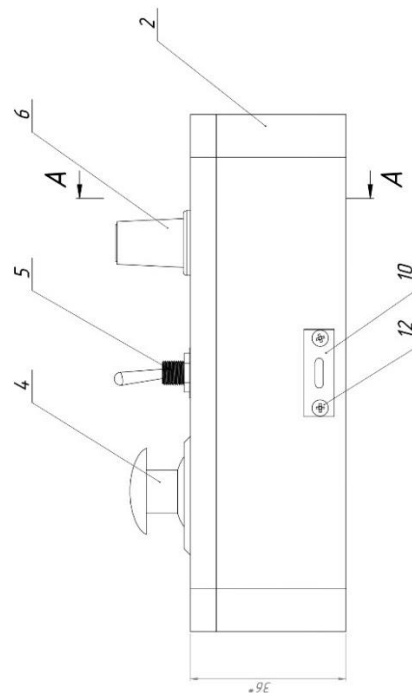
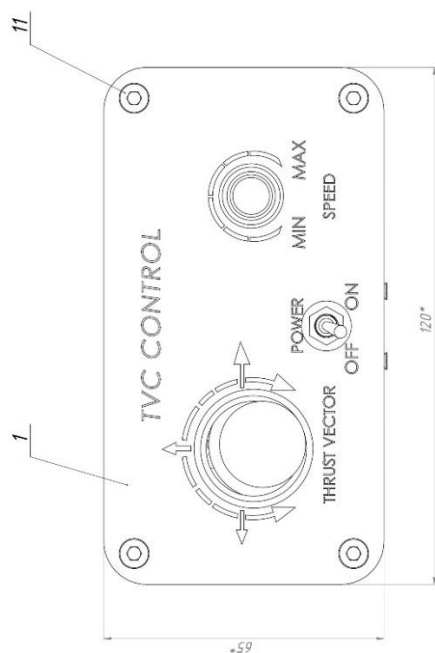


1. * Розміри для довідок.
2. Деталь поз. 6 виготовляти зі сталі 45 за ДСТУ 7809:2015.

[illegible]

Додаток Є

Поз.	Найменування	Кількість
1	Кришка	1
2	Нижня частина корпусу	1
3	Плата ESP32	1
4	Джойстик	1
5	Тумблер MTS-102	1
6	Потенціометр WH148 B10K	1
7	Зарядний модуль TP4056	1
8	Модуль перетворювача HW-105	1
9	Акумулятор 18650, 3,7 В	1
10	Модуль USB Type-C	1
11	Гвинт ISO 4762 M4 x 20	4
12	Гвинт ISO 7046-1 – M2 x 5	2
13	Гвинт ISO 10642 – M3 x 8	4
14	Гвинт ISO 7380 – M3 x 8	3



1. * Розміри для довідок.
2. Невказані граничні відхилення розмірів – за ДСТУ ISO 2768-m.
4. Складові частини поз. 7, 8 та 9 скріплені до внутрішньої поверхні корпусу клеєм БФ-2 за ГОСТ 12172-74.

[illegible]