МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний університет «Запорізька політехніка»

_____ Інформаційної безпеки та електронних комунікацій_____
(повне найменування інституту, факультету)

_____Інформаційних технологій та телекомунікацій_____
(повне найменування кафедри)

Пояснювальна записка

до дипломного проекту (роботи)
_____Магістр_____
(ступінь вищої освіти)

на тему_МЕТОДИКА ПЕРЕДПРОЕКТНОГО ВИБОРУ КОМПОНЕНТІВ FPV КВАДРОКОПТЕРНОГО ТИПУ ПО ЗАДАНИМ ЗНАЧЕННЯМ ТЯГИ, ШВИДКОСТІ ТА ЧАСУ ПОЛЬОТУ

Виконав: студент(ка) _6__курсу, групи РТ-512м_

Спеціальності 172 Телекомунікації та радіотехніка
(код і найменування спеціальності)

Освітня програма (спеціалізація)
Інтелектуальні технології мікросистемної радіоелектронної техніки

Керівник _____Онищенко В.Ф._____
(прізвище та ініціали)
Рецензент_____
(прізвище та ініціали)

2023

Форма № 25

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний університет «Запорізька політехніка»
(повне найменування закладу вищої освіти)

Факультет інформаційної безпеки та електронних комунікацій
Кафедра__ Інформаційних технологій електронних засобів_____
Ступінь вищої освіти _Магістр_____
Спеціальність _172 Телекомунікації та радіотехніка _____
(код і найменування)
Освітня програма (спеціалізація): Інтелектуальні технології мікросистемної радіоелектронної техніки_____
(назва освітньої програми (спеціалізації)

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри ІТЕЗ_____
_____
«_____» _____20___року

З А В Д А Н Н Я
НА ДИПЛОМНИЙ ПРОЄКТ (РОБОТУ) СТУДЕНТА(КИ)

_____Іванов Владислав Вячеславович_____
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проєкту (роботи)_Методика передпроектного вибору компонентів FPV квадрокоптерного типу по заданим значенням тяги, швидкості та часу польоту _____
_____

керівник проєкту (роботи)_Онищенко Вадим Федорович, к.ф.-м.н, доцент каф.ІТЕЗ_____,
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом закладу вищої освіти від «11»_листопада_2023_року №_448_

2. Строк подання студентом проєкту (роботи)_20 грудня_____

3. Вихідні дані до проєкту (роботи)_технічні характеристики пропелерів, двигунів, електронних контролерів швидкості, акумуляторів, прийомо-передавачів керування та передачі відео, польотних контролерів
_____

4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити) Модульна структура сучасних БПЛА квадрокоптерного типу, архітектура системи квадрокоптеру, оцінка часу польоту, перевірка оцінки часу польоту, оптимізація часу польоту, розробка програмного забезпечення, моделювання системи контролю

5. Перелік графічного матеріалу (з точним зазначенням обов'язкових креслень)
__23 слайди_____

6. Консультанти розділів проєкту (роботи)

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	прийняв виконане завдання
1	**Вадим ОНИЩЕНКО**	**03.10.23**	
2	**Вадим ОНИЩЕНКО**	**17.10.23**	
3	**Вадим ОНИЩЕНКО**	**07.11.23**	
4	**Вадим ОНИЩЕНКО**	**21.11.23**	
нормоконтроль	**Ірина ПОСПЕЄВА**	**01.12.23**	

7. Дата видачі завдання «04» __вересня_____2023_року.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів дипломного проєкту (роботи)	Строк виконання етапів проєкту (роботи)	Примітка
1	**Модульна структура сучасних БПЛА квадрокоптерного типу**	**9.10.23**	
2	**Архітектура системи квадрокоптеру**	**11.10.23**	
3	**Оцінка часу польоту**	**12.10.23**	
4	**Перевірка оцінки часу польоту**	**20.10.23**	
5	**Оптимізація часу польоту**	**15.11.23**	
6	**Розробка програмного забезпечення**	**25.11.23**	
7	**Моделювання системи контролю**	**02.12.23**	
8	**Оформлення ПЗ та захист дипломного проекту**	**16.12.23**	

Студент(ка) _____ __**Іванов В.В.**_____
(підпис) (прізвище та ініціали)

Керівник проєкту (роботи) _____ __**Онищенко В.Ф.**_____
(підпис) (прізвище та ініціали)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до магістерської роботи: 61 сторінок, 39 рисунків, 4 таблиці, 22 джерела, 1 додаток.

БЕЗПІЛОТНИЙ ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ, АВТОМАТИЗОВАНЕ ПРОЕКТУВАННЯ, ПОЛЬОТНИЙ КОНТРОЛЕР, ПРОПЕЛЕР, ДВИГУН, ЕЛЕКТРОННИЙ КОНТРОЛЕР ШВИДКОСТІ

Мета роботи: розробка методики передпроектного вибору компонентів БПЛА квадрокоптерного типу для складання дронів на основі заданих критеріїв, що веде до підвищення якості продукції, зниження матеріальних витрат на проектування, скорочення термінів проектування і, як наслідок, зменшення числа інженерно-технічних працівників, що займаються проектуванням, а також підвищення продуктивності праці.

Об'єкт дослідження. Автоматизація процесу вибору складових компонентів квадрокоптера на основі параметрів тяги, швидкості та часу польоту.

Предмет дослідження. Методи забезпечення оптимального вибору компонентів квадрокоптеру на основі потрібної тяги, швидкості та часу польоту.

У першому розділі розглядаються огляд області розробки та постановка завдань магістерської роботи.

У другому розділі проводиться розробка методики оптимізації часу польоту шляхом зміни складових компонентів БПЛА.

У третьому розділі розробляється програмна модель для перевірки запропонованої методики.

ЗМІСТ

Реферат 4

Вступ 6

1 Огляд області розробки та постановка задач 8

1.1 Модульна структура сучасних БПЛА квадрокоптерного типу 8

1.2 Архітектура системи квадрокоптеру 11

2 Оцінка часу польоту та оптимізація ефективності 16

2.1 Параметри силового агрегату 16

2.1.1 Обладнання для тестування силової частини 16

2.1.2 Процедури збору даних про тяговий стенд 18

2.2 Оцінка часу польоту 19

2.3 Перевірка оцінки часу польоту 21

2.4 Оптимізація часу польоту 24

2.5 Програмне забезпечення Multi-rotor Designer 28

3 Моделювання системи керування 34

3.1 Моделювання системи контролю 34

3.2 Функція передачі двигуна BLDC 36

3.3 Пропорційний регулятор 42

Висновки 54

Перелік джерел посилання 56

Додаток А – Скрипт керування силовим стендом 59

Додаток Б – Презентація 61

ВСТУП

Безпілотні літальні апарати (БПЛА) — це технологія, що швидко розвивається, і має великий потенціал у різних сферах застосування, таких як геодезія, точне землеробство або пошук і порятунок. Автономність дронів і вбудовані в них датчики дозволяють збирати дані та виконувати механічні завдання в місцях, доступних лише з повітря. Безпілотники дозволяють виконувати швидкі та недорогі операції порівняно з традиційними методами, які використовуються для згаданих вище застосувань.

БПЛА досі мають найширше застосування у військовій сфері. Діапазон їх можливостей розвивається досить швидко. Вони можуть не тільки робити знімки з території супротивника, але й перехоплювати сигнали стільникового зв'язку, вражати цілі з великих відстаней з високою точністю, самознищуватись не залишаючи слідів. Найменші дрони можуть вбудовуватися в щілини та проводити зйомку звідти.

Однак і в цивільній галузі вони виконують велику кількість завдань: фото- та відеозйомка свят, транспортування вантажів, створення карток місцевості, обстеження важкодоступних та віддалених ділянок, моніторинг та охорона об'єктів, усунення надзвичайних ситуацій, пошук людей та багато інших операцій [1].

З розвитком систем дистанційного керування почали активно розвиватися конструкції мультикоптерів. З'явилися цивільні моделі та безліч різновидів мультикоптерів за розмірами, призначенням та конфігурацією розташування двигунів.

Проектування нових моделей мультикоптерів потребує певних трудовитрат і часу. Виробничі компанії, які можуть своєчасно підлаштовуватися під потреби ринку, завжди будуть лідерами цієї галузі. Скорочення часу проектування нових моделей мультикоптерів сприяє автоматизація процесів проектування.

Незважаючи на чіткий зв’язок між цілями різних компонентів БПЛА, їх вибір на основі критеріїв дизайну, кінцевого призначення та індивідуальних потреб може

бути складним для оптимізації. Розробка системи вимагає розрахунків для визначення відповідних двигунів, пропелерів, ESC, батарей та ін.

Незважаючи на те, що дрон простий у механічній частині, дуже важливо використовувати правильне обладнання. Любитель купує деталі та сподівається, що вони працюватимуть, замінюючи деталі, щоб побачити, які нові результати він може отримати. Інженер вивчає механізми, які визначають результати, і проектує відповідно до бажаних результатів.

МР-БПЛА експлуатуються в широкому діапазоні задач, і багато з цих застосувань мають дуже різні вимоги. Наприклад, один МР-БПЛА можна використовувати для тривалого польоту з малою вагою (тобто спостереження), тоді як інший призначений для перевезення більшого корисного вантажу протягом короткого часу (тобто доставки). Цей попит на різні моделі створює труднощі для користувачів, наприклад навчання операторів пілотуванню різних МР-БПЛА, а також збільшення витрат. Крім того, комерційний готовий МР-БПЛА може не повністю відповідати вимогам конкретного застосування, оскільки він не обов’язково був реалізований для цих вимог. Такі обмеження спонукали в поточній роботі досліджувати концепцію модульної структури МР-БПЛА, яка дозволила б одній системі відповідати вимогам усіх МР-БПЛА.

1 ОГЛЯД ОБЛАСТІ РОЗРОБКИ ТА ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ

1.1 Модульна структура сучасних БПЛА квадрокоптерного типу

Безпілотні літальні апарати (БПЛА) є вигідним інструментом у військових операціях [1][2][3]. Вони використовуються для спостереження, розгортання обладнання, забезпечення обізнаності про ситуацію на полі бою та загальної підтримки наземних військ. Військово-повітряні сили Сполучених Штатів визначають БПЛА як «літальний апарат, який не має людини-оператора та здатний літати з дистанційним керуванням або без нього» [4]. Двома найпоширенішими типами БПЛА є гвинтокрилі та багатороторні [5], інші класифікації — гвинтокрили та машущі крила [6]. Крім того, військові БПЛА також поділяються на класи відповідно до їх ваги: клас 1 (менше 150 кг), клас 2 (від 150 кг до 600 кг) і клас 3 (більше 600 кг) [7]. Робота, представлена в цій дисертації, зосереджена виключно на багатороторних БПЛА класу 1 (MR-UAV). МР-БПЛА надають переваги перед іншими категоріями завдяки своїй здатності зависати в 3D-просторі, а також своїй високій маневреності. Однак поточні MR-UAV обмежені відносно легким корисним навантаженням і коротким часом польоту. Таким чином, MR-UAV обмежений кількістю обладнання, яке він може нести одночасно, що робить неможливим його використання в програмах із дуже різними вимогами. Наприклад, MR-UAV, призначений для перевезення більшого корисного вантажу, не дуже підходить для застосувань, які вимагають маневреності та швидкості.

Тому військові організації повинні придбати численні моделі МР-БПЛА, кожна з яких буде корисною для певного типу застосування. Однак наявність кількох моделей може призвести до складних програм навчання, оскільки користувачі повинні навчитися працювати з різними системами, згадати складну логістику через різні моделі та виробників, а також понести загальні додаткові витрати. Таким чином, у цій дисертації пропонується модульна структура, яка дозволяє військовим операторам швидко зібрати MR-UAV, який відповідає вимогам їх застосування, шляхом вибору та підключення набору модулів. Іншими словами,

користувач може адаптувати МР-БПЛА для різних застосувань, легко змінюючи модульні частини системи.

У сфері робототехніки модульні системи визначаються як «системи, які складаються з модулів, які можна від'єднувати та повторно з'єднувати в різних схемах, щоб сформувати нову конфігурацію, що забезпечує нові функції» [8]. На основі цього визначення модульний МР-БПЛА це система, яка дозволяє користувачеві вибирати компоненти відповідно до часу польоту, можливостей корисного навантаження, датчиків і приводів.

Результати свідчать про різні переваги використання модульної конструкції у різних операціях:

- можливість адаптувати характеристики польоту БПЛА (час польоту, здатність перевозити корисний вантаж);

- можливість адаптувати канали зв'язку (канал передачі даних і відео);

- здатність додавати певні функції, необхідні для виконання різних місій, шляхом додавання датчиків і приводів;

- покращення логістики;

- скорочення часу навчання;

- покращення ремонтопридатності;

- зниження загальної вартості.

Таким чином, модульний МР-БПЛА може забезпечити прямі переваги для військових операцій з точки зору зручності використання, а також для військових організацій з точки зору логістики та вартості.

Дві важливі концепції, визначені в роботі, це модуль БПЛА та профіль БПЛА. Перший складається з модульного компонента, який можна підключити до МР-БПЛА для додавання або зміни певної функції чи характеристики. Наприклад, можна підключити сенсорний модуль, щоб додати певну здатність чутливості, або додати модуль трансмісії, щоб досягти інших характеристик польоту.

Профіль — це ширше поняття, яке складається з набору модулів, ретельно підібраних для виконання вимог конкретної місії. Наприклад, профіль, призначений для пошуково-рятувальних місій, забезпечить тривалий час польоту з передовими

датчиками для визначення місцезнаходження людей, тоді як профіль для доставки натомість може перевозити більш важкі корисні вантажі. У роботі представлено та підтверджено систематичний процес вибору апаратних компонентів (двигуни, гвинти, електронні регулятори швидкості та батареї) для створення оптимальних модулів, які найкраще відповідають вимогам кожного профілю. Крім того, представлено алгоритм для розрахунку часу польоту з використанням даних, зібраних з динамометра, а потім розроблено програмний інструмент, який оптимізує запропонований процес вибору обладнання та розрахунку часу польоту.

Далі в роботі представлені технічні характеристики прототипу, заснованого на модульній структурі та побудованого відповідно до вищезгаданого процесу.

Модульні наземні роботи, здатні змінювати свою форму, вважаються цінними системами, оскільки вони можуть адаптуватися до різних завдань і середовищ. Це багатообіцяючі системи, які забезпечують універсальність, надійність і низьку вартість. Така модульність була досліджена на наземних роботах різної форми і навіть на розподілених роботах. Однак модульні БПЛА не мають такої ж кількості досліджень, оскільки лише деякі дослідження досліджували таку концепцію. Оскільки БПЛА є роботизованими системами, цілком природно, що вони також можуть виграти від модульності.

Через їхню зростаючу популярність МР-БПЛА вважаються актуальною темою для досліджень, починаючи від взаємодії людини та дрона до теорії управління. Однак модульні БПЛА не мають такої ж кількості досліджень, оскільки лише деякі дослідження досліджували таку концепцію.

Одне дослідження представляє Polidrone, модульну структуру БПЛА з конструкцією «підключай і працюй». Polidrone дозволяє користувачеві налаштувати систему з точки зору кількості рук (від трьох до восьми) і дизайну рукоятки (один двигун, два двигуни або один двигун і один надувний елемент на руку). Конфігурації з надувним елементом у нижній частині зброї дозволяють Polidrone сідати на воду та нерівну місцевість, дозволяючи амфібійні операції. Крім того, Polidrone друкується з використанням процесу моделювання плавленого осадження (FDM) і забезпечує максимальну злітну вагу в два кілограми.

Патент Amazon описує процес використання модульних БПЛА для доставки. Залежно від вимог транспортування БПЛА збирається з різних частин на основі різних міркувань (вага, маршрут, безпека, погода тощо). Однак цей патент зосереджений на процесі використання модульних БПЛА для доставки і не надає подробиць про саму модульну систему.

Крім того, модульність також була раніше досліджена в БПЛА з нерухомим крилом. Ця система складається з модульного БПЛА з нерухомим крилом, призначеного для розвідки, збору даних і загальних досліджень. Він складається з основного корпусу та модулів крил, які можна з'єднати в короткій конфігурації (два модулі крил) для швидкого та дальнього застосування, або в довгій конфігурації (4 модулі крил) для витривалості та коротких операцій зльоту та посадки. . Систему легко транспортувати, оскільки її можна розібрати та легко відремонтувати, оскільки модулі крил стандартні та взаємозамінні.

У поточній магістерській роботі підхід буде відрізнятися від вищезазначених досліджень, оскільки в ній описується конструкція, яка дозволяє адаптувати МР-БПЛА на більш високому рівні, ніж попередні системи. Інфраструктура дозволяє користувачеві налаштовувати характеристики польоту (час польоту, швидкість, максимальне корисне навантаження), датчики та канали зв'язку (відео та канал передачі даних) відповідно до вимог конкретної операції.

1.2 Архітектура системи квадрокоптеру

Модульний каркас МР-БПЛА складається з п'яти модулів. Основні компоненти МР-БПЛА були класифіковані, а компоненти зі схожими цілями (тобто відеокамера та відеопередавач) були розміщені в одному модулі для підвищення модульності та зручності використання системи. Оператор вирішує, які модулі підключити, виходячи з характеристик польоту та функцій, необхідних для

конкретної місії. Архітектурну діаграму системи можна побачити на рис.1.1 із зазначенням модулів та їх з'єднань.

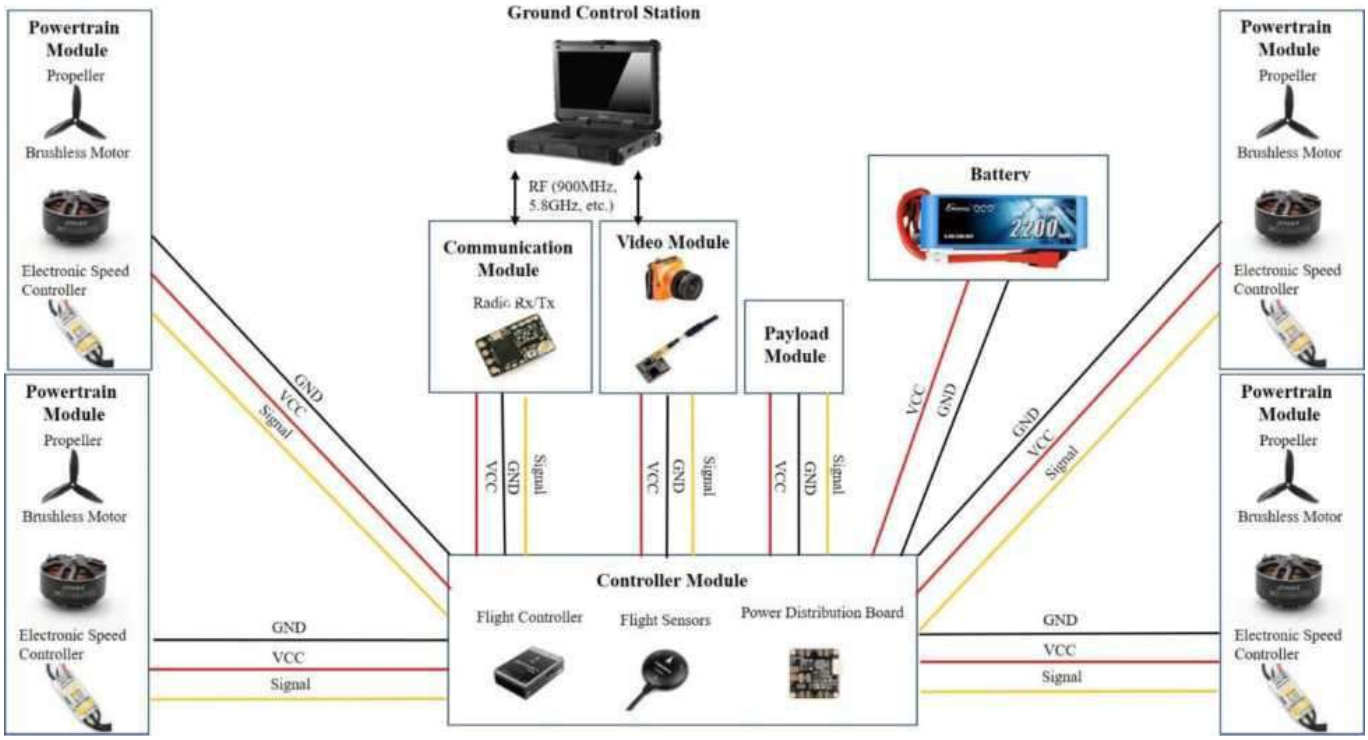

Рисунок 1.1 – Модульна архітектура MR-UAV, модулі та підключення.

Модуль контролера містить необхідну електроніку для досягнення стабільного польоту в МР-БПЛА: контролер польоту, який виконує програмне забезпечення системи та керування, датчики польоту (наприклад, акселерометр, гіроскоп, барометр, компас, GPS) і плату розподілу електроенергії.

Модуль трансмісії містить обладнання, пов'язане зі створенням тяги: безщіточні двигуни, гвинти та електронні регулятори швидкості. Ці компоненти розміщені на модульній рамі. Відповідно до вимог до профілю, довжина плеча повинна бути налаштована відповідно до розміру гвинта, що дозволяє йому вільно обертатися.

Відеомодуль виконує задачу передавання відеопотоку з камери для отримання зображень оператором. Він містить камеру, яка вибирається відповідно до вимог кожної місії щодо роздільної здатності, ваги та типу (наприклад, RGB, інфрачервона, теплова тощо). Крім того, можна використовувати відеопередавач на

різних частотах (наприклад, стандартні 5,8 ГГц, 1,3 ГГц тощо) залежно від області, у якій він буде використовуватися, його радіочастотних перешкод і вимог місії. Відеомодуль має два з'єднання з модулем контролера: живлення та канал передачі даних, що дозволяє відображати інформацію про політ на екрані у відео. За бажанням цей модуль також може містити підвіс для стабілізації відео.

Модуль зв'язку створює канал передачі даних між БПЛА та наземною станцією управління. Він містить радіопередавач і його антену. Подібно до відеомодуля, частоту (наприклад, 900 МГц, 2,4 ГГц тощо) можна вибрати відповідно до робочого середовища. Наприклад, під час роботи в середовищі з перешкодами 2,4 ГГц оператор може використовувати модуль 900 МГц. Для цього модуля потрібне живлення та послідовне підключення до модуля контролера.

Модуль корисного навантаження містить датчик або виконавчий механізм для певних операцій. Приклади корисного навантаження включають доставку пакетів, спеціалізовані камери, інтегровані з комп'ютером-супутником для виконання алгоритмів штучного інтелекту, і модулі ретрансляції зв'язку серед іншого.

Через можливу кількість апаратних комбінацій у профілі МР-БПЛА стає необхідним крок за кроком процес вибору апаратних компонентів. Процес, який використовується для створення модульних профілів МР-БПЛА, представлений на рис.1.2 та додатково обговорюється нижче.

Першим кроком у створенні нового профілю МР-БПЛА є визначення програми, у якій він буде використовуватися. На цьому кроці необхідно вибрати виконавчий механізм і датчики, які будуть потрібні для застосування.

Наступним кроком є визначення вимог до часу польоту - вказують бажаний час польоту (у хвилинах), необхідний для виконання програми.

Далі визначення вимог до розміру. Програма (зазначена на кроці 1) визначить, чи є розмір МР-БПЛА обмеженням. Наприклад, система, яку перевозитимуть у рюкзаку, може бути обмежена певним розміром і вагою гвинта, тоді як система, яку перевозитимуть у транспортному засобі, може не мати таких обмежень.

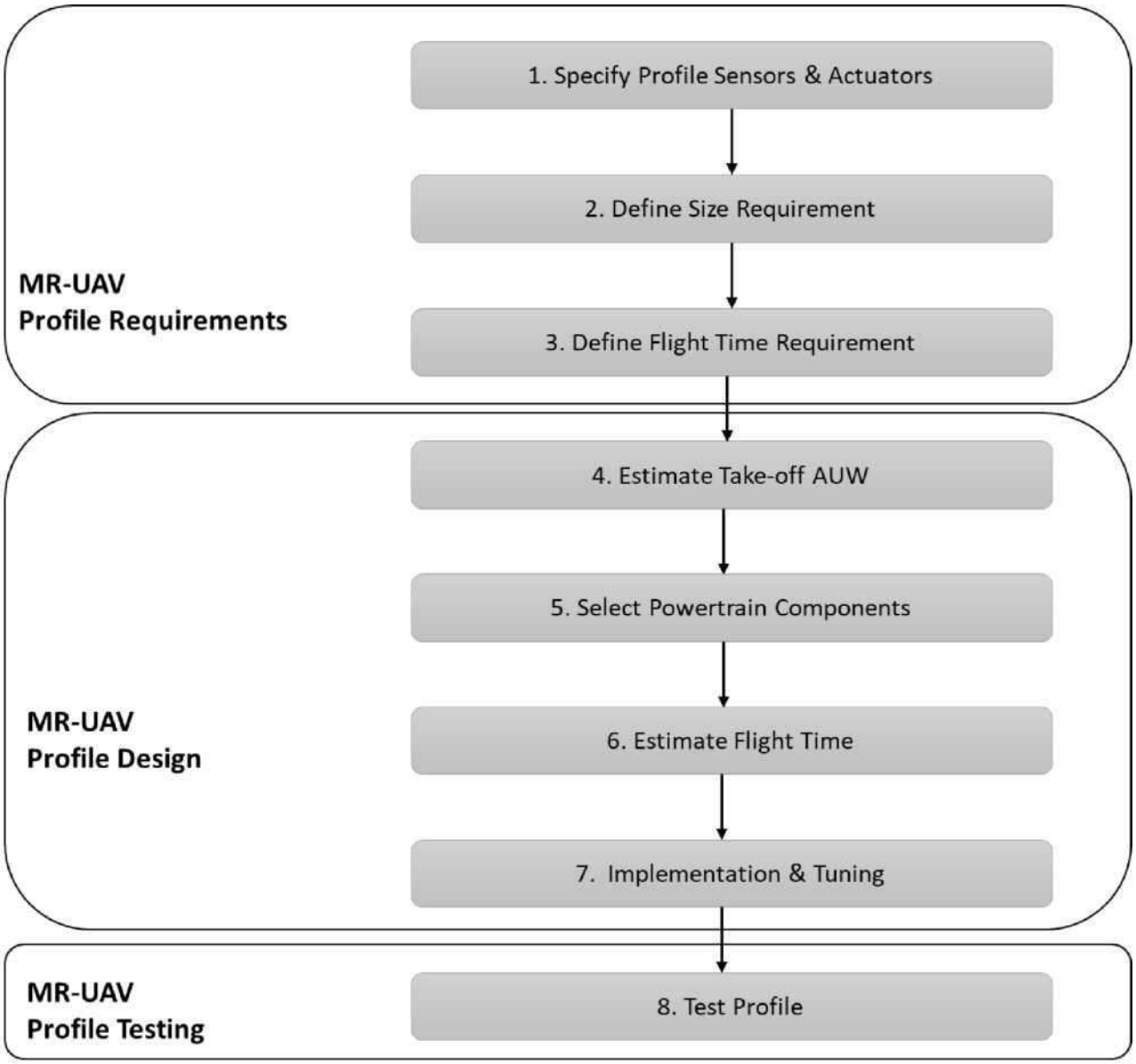

Рисунок 1.2 – Покроковий процес створення модульного профілю МР-БПЛА.

Наступним кроком є оцінка загальної ваги при зльоті. Додають вагу для всіх компонентів корисного навантаження, включаючи: датчики, приводи, додаткові батареї (корисного навантаження), упаковку (доставку).

Далі обираються компоненти трансмісії. База даних трансмісії містить інформацію про комбінації безщіткових двигунів і пропелерів. На цьому кроці його слід відфільтрувати відповідно до вимог корисного навантаження та часу польоту для застосування цього профілю. Можна використовувати для оптимізації цього процесу програмне забезпечення. На цьому кроці розробник вибирає комбінації двигунів і гвинтів, щоб знайти найефективнішу комбінацію, яка відповідає вимогам,

зазначеним у кроках 1, 2 і 4. Якщо розмір було визначено як обмеження на кроці 3, правильним вибором буде той, який відповідає вищевказаним вимогам з мінімальним розміром пропелера. Якщо розмір не є обмеженням конструкції, розробник повинен прагнути до комбінації, яка відповідає вимогам щодо ваги (крок 4) за максимального часу польоту (принаймні того, що зазначено в кроці 2).

Далі треба провести розрахунок часу польоту. Для оцінки часу польоту Інструмент проектування з кількома роторами потребує вимог до корисного навантаження та параметрів акумулятора (вага, напруга, ємність). Кроки 5 і 6 можуть вимагати кількох ітерацій, щоб переконатися, що вага батареї потребує нового коригування для двигунів і пропелерів.

Передостаннім кроком є впровадження та налаштування. Коли всі компоненти вибрано та прототип зібрано, його потрібно налаштувати.

Нарешті, прототип готовий до льотних випробувань.

2 ОЦІНКА ЧАСУ ПОЛЬОТУ ТА ОПТИМІЗАЦІЯ ЕФЕКТИВНОСТІ

У цьому розділі представлено методологію для оцінки часу польоту в зависанні та те, як оптимізувати ефективність польоту шляхом вибору апаратних компонентів для модульного багатороторного безпілотного літального апарату (MR-UAV). Крім того, представлений програмний інструмент, призначений для оптимізації процесу розробки профілів для модульної структури.

2.1 Параметри силового агрегату

Розглянемо, як збирати дані, пов’язані з компонентами, що генерують тягу: безщітковим двигуном і гвинтом. Процедура, представлена для оцінки часу польоту, залежить від тяги БПЛА, ефективності гвинта, ефективності двигуна, ємності акумулятора, ваги БПЛА та маси корисного вантажу. Такі дані необхідні для оцінки часу польоту та підвищення ефективності польоту, як описано в розділах нижче.

2.1.1 Обладнання для тестування силової частини

Для збору даних використовувався упорний стенд і динамометр серії 1585 виробництва RCBenchMark. Це пристрій наукового класу, який дозволяє оптимізувати електричну рухову систему. Упорний стенд і налаштування, що використовуються для збору даних, можна побачити на рис.2.1. Крім того, на рис.2.2 можна побачити інтерфейс програмного забезпечення для цього стенду. Цей інтерфейс дозволяє користувачам вручну контролювати збір даних або автономно за допомогою сценаріїв. Серія 1585 може вимірювати комбінації двигуна та гвинта з

тягою до 5 кгс, крутним моментом 1,5 Нм, потужністю 2750 Вт і гвинтом до 22 дюймів.

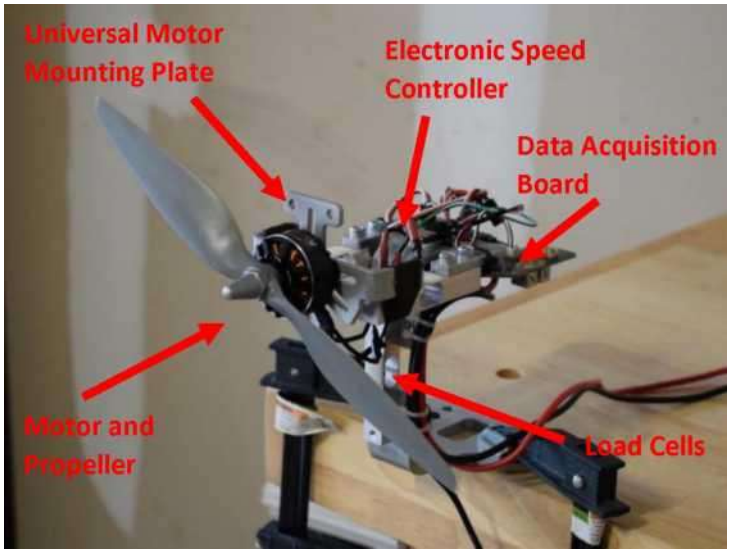

Рисунок 2.1 – Стенд RCBenchmark 1585

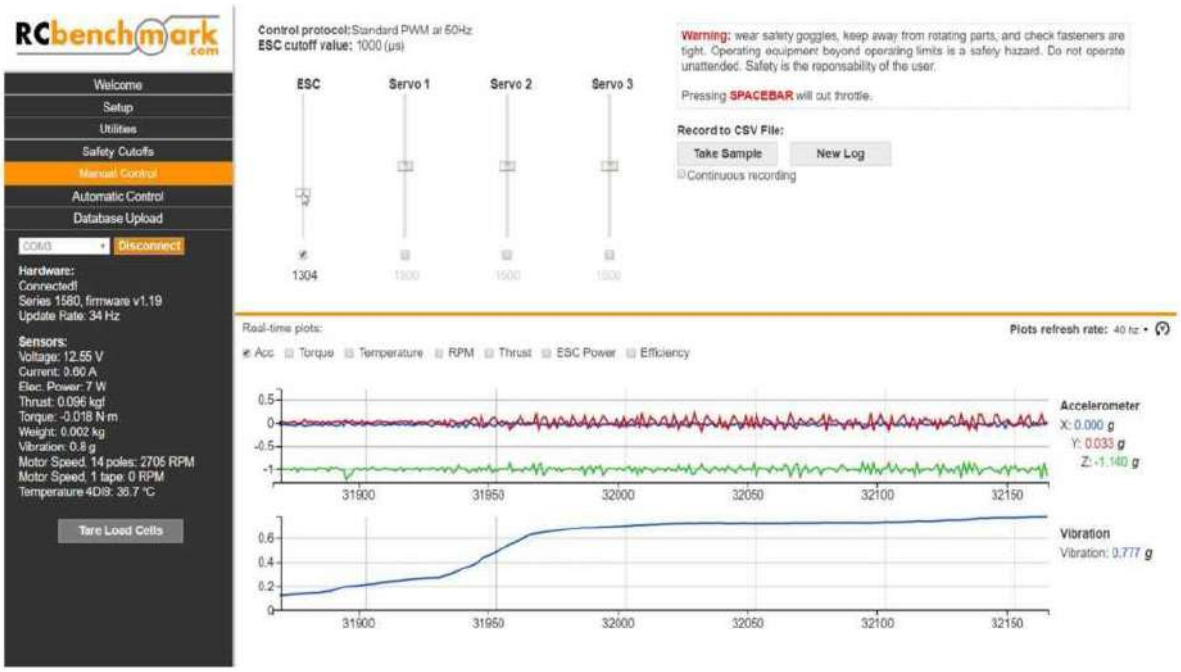

Рисунок 2.2 – Програмне забезпечення для збору даних зі стенду RCBenchmark 1585.

Стенд RCBenchMark 1585 дозволяє виконувати вимірювання таких параметрів:

- крутний момент (Нм);
- тяга (кгс);

- напруга (В);

- струм (А);

- оберти за хвилину (RPM);

- опір обмотки двигуна (Ом);

- прискорення та вібрація (g).

Крім того, використовуючи наведені вище вимірювання, стенд тяги обчислює такі непрямі вимірювання:

- ККД двигуна (%);

- ККД гвинта (г/Вт);

- загальна ефективність (г/Вт).

2.1.2 Процедури збору даних про тяговий стенд

Для кожної комбінації трансмісії двигуна та гвинта було створено журнал даних в який відбувалися записи відповідно до таких етапів:

- встановлення безщіткового двигуну у опорну стійку стенду;

- встановлення пропелеру на вал двигуна (важливо встановити пропелер у конфігурації штовхача, щоб мінімізувати вплив грунту завдяки механічній структурі підставки);

- забезпечення живлення тягового стенду за допомогою літій-полімерної батареї, яка відповідає кількості елементів, бажаній для цієї комбінації трансмісії;

- перевірка, що напрямок обертання відповідає конфігурації штовхача (якщо ні, зміна обертання, помінявши два кабелі між двигуном і електронним контролером швидкості від тяги);

- збір даних, запустивши код Javascript, представлений у Додатку А (цей сценарій контролює потужність двигуна від 0 до 100%, збільшуючи потужність на 10% за раз);

- на кожному кроці:

- очікуємо 3 секунди для встановлення швидкості обертання;
- робимо 100 вимірювань;
- розраховуємо середні виміри;
- зберігаємо результати у файлі журналу.

2.2 Оцінка часу польоту

Час польоту можна інтерпретувати як функцію корисної ємності акумулятора та необхідної потужності для польоту. Наведений нижче алгоритм базується на алгоритмі, представленому в [16]. Ідеальний двигун перетворював би всю споживану електроенергію в механічну; однак безщіточні двигуни демонструють меншу ефективність, ніж ідеальні, через втрати тепла. Тому в алгоритм було додано ефективність двигуна. Крім того, були включені параметри щодо електронних компонентів і споживання енергії корисного навантаження. Нарешті, також було додано обмеження на розряд акумулятора, оскільки літій-полімерні акумулятори не слід повністю розряджати, оскільки це спричиняє фізичне пошкодження елементів.

Ємність батареї представлена у Ватах/год і може бути розрахована таким чином:

$$BattCapacity(Watts/Hour) = ElectricCharge(Amperes/Hour) * NumberofCells * 3.7(Volts)$$

Як зазначалося вище, літій-полімерні батареї не слід повністю розряджати, щоб запобігти фізичному пошкодженню елементів. Таким чином, корисна ємність батареї стає:

$$AvailableBatteryCapacity(W/h) = BatteryCapacity(W/h) * Dischargelimit$$

Повна маса БПЛА (AUW) розраховується наступним чином:

$$AUW(kg) = UAVweight(kg) + Batteryweight(kg) + Payloadweight(kg)$$

Необхідна тяга на пропелер для зависання під час польоту становить:

$$ThrustperPropeller(kg) = \frac{AUW}{NumberofPropellers}$$

Коефіцієнт корисної дії гвинта — це співвідношення створюваної тяги до механічної потужності, необхідної для його обертання:

$$PropellerEfficiency(N/W) = \frac{Thrust(N)}{MechanicalPower(W)}$$

який також можна переписати так:

$$PropellerEfficiency(N/W) = \frac{Thrust\ (N)}{Torque(Nm) * RotationSpeed(\frac{rad}{s})}$$

Загальну ефективність можна розрахувати наступним чином:

$$OverallEfficiency(N/W) = MotorEfficiency\ (\%) * PropellerEfficiency(N/W)$$

Механічна потужність для зависання БПЛА становить:

$$MechanicalPower(Watts) = \frac{AUW(kg)}{OverallEfficiencyAtThrustperPropeller(N/W)}$$

Загальна потужність, необхідна БПЛА, становить:

$$Power(W) = MechanicalPower(W) + AvionicsElectricalPower(W) + PayloadElectricalPower(W)$$

Нарешті, час польоту можна оцінити:

$$Flighttime(min) = \frac{AvailableBatteryCapacity(W/h)}{Power(W) * 60}$$

2.3 Перевірка оцінки часу польоту

Час польоту безпосередньо залежить від споживаної потужності МР-БПЛА. Хоча електронні схеми на борту МР-БПЛА можуть надавати значення споживаної потужності, такі значення залежать від бортового датчика струму. Ці вимірювання залежать від калібрування датчика, яке в разі неправильного виконання може надати неточні значення. Тому для надійного та послідовного розрахунку часу польоту незалежно від бортової електроніки необхідно дотримувалися наступної послідовності етапів:

- підключити повністю заряджену батарею до МР-БПЛА;
- надати команду МР-БПЛА на зліт до 3 м;
- автономне зависання БПЛА протягом 10 хвилин;
- приземлити БПЛА та вийняти акумулятор;
- повністю зарядити батарею, записуючи енергоємність, що передається від зарядного пристрою до батареї;
- обчислити споживання електроенергії за хвилину наступним чином:

$$PowerPerMinute = \frac{RechargedPower}{Flighttime(10min)}$$

Загальна потужність, необхідна БПЛА, становить:

$$Power(W) = MechanicalPower(W) + AvionicsElectricalPower(W) + PayloadElectricalPower(W)$$

Нарешті, час польоту можна оцінити:

$$Flighttime = \frac{Batterycapacity * Batterylimit}{PowerPerMinute}$$

Для виключення випадкової похибки вимірювань наведені етапи треба повтори мінімум протягом трьох польотів і обчислити середній час польоту.

Вищевказані процедури також повторювалися під час польоту з використанням трьох різних прототипів МР-БПЛА для перевірки алгоритму з різними багатороторними конфігураціями. Прототипи включали різну кількість елементів батареї, вагу, швидкість двигуна (KV) і гвинти різного розміру. Для перших двох прототипів експеримент проводився, по-перше, без будь-якого корисного навантаження, а по-друге, коли квадрокоптер перевозив 500 грамів корисного навантаження. Третій прототип використовувався лише без корисного навантаження, оскільки 500 грамів додаткової ваги знизили б співвідношення тяги до ваги МР-БПЛА до рівня з 2 до 1. Технічні характеристики кожного прототипу, використаного для перевірки алгоритму оцінки часу, можна побачити в табл. 2.1.

Таблиця 2.1 – Прототипи МР-БПЛА, що використовуються для перевірки алгоритму оцінки часу польоту.

№ прототипу	Двигун	Гвинт	Вага (г)	Батарея	Вага батареї (г)
1	EMAX 2213 935Kv	APC 10x45MR	920	4 cell 4500mah	447
2	EMAX 3510 600Kv	APC 15x55MR	1370	4 cell 4500mah	447
3	EMAX 2213 935Kv	APC 10x45MR	920	3 cell 500mah	460

Виміряний час польоту для кожного прототипу можна побачити в табл. 2.2. У цій таблиці показано енергоспоживання для кожного з трьох польотів, розрахований час польоту та середній час польоту.

$$PowerPerMinute = \frac{RechargedPower}{Flighttime(10min)}$$

Розрахувати час польоту наступним чином:

$$Flighttime = \frac{Batterycapacity * Batterylimit}{PowerPerMinute}$$

Таблиця 2.2 – Виміряний час польоту для 3 прототипів. PC = споживання електроенергії (mAh), FT = час польоту (хв).

Прототип	Вимірювання 1		Вимірювання 2		Вимірювання 3		Середнє
	PC	FT	PC	FT	PC	FT	FT
P1 – Без навантаження	1950	18.46	1920	18.75	1870	19.25	18.82
P1 - 0.5 кг навантаження	2930	12.28	3070	11.72	2930	12.28	12.09
P2 - Без навантаження	1611	22.34	1720	20.93	1680	21.42	21.56
P2 - 0.5 кг навантаження	2531	14.22	2630	13.68	2620	13.74	13.88
P3 - Без навантаження	2530	17.39	2630	16.73	2600	16.92	17.01

Крім того, у табл.2.3 представлено порівняння між виміряним часом польоту та розрахунковим часом польоту з використанням алгоритму, представленого в п.2.2. Як видно, найвища точність оцінки польоту була досягнута з прототипом 2 (99,72% без корисного вантажу, 98,96% з 500-грамовим корисним вантажем). Найнижча точність оцінки (97,97%) була досягнута з прототипом 3. Загалом, середня точність усіх 5 перевірених сценаріїв склала 98,94%, що підтверджує, що цей алгоритм можна використовувати для оцінки часу польоту безщіткового двигуна МР-БПЛА.

Таблиця 2.3 – Порівняння між виміряним і розрахунковим часом польоту.

Прототип	Середній виміряний польотний час (хв)	Розрахунковий час польоту (хв)	Точність
P1 - Без навантаження	18.82	19.05	98.78%
P1 - 0.5 кг навантаження	12.09	12.01	99.25%
P2 - Без навантаження	21.56	21.51	99.72%
P2 - 0.5 кг навантаження	13.88	13.74	98.96%
P3 - Без навантаження	17.01	16.67	97.97%
Середня точність оцінки			98.94%

2.4 Оптимізація часу польоту

Оптимізація часу польоту вимагає пошуку балансу між ефективністю пропелера та безщіткового двигуна. Збільшення розміру гвинта збільшує його ефективність, однак це також збільшує крутний момент, необхідний для його обертання. З іншого боку, безщіточні двигуни демонструють високу ефективність при обертанні на високих швидкостях з низьким крутним моментом. Іншими словами, незважаючи на те, що збільшення розміру гвинта збільшить ефективність гвинта, це зменшить ефективність двигуна через більший попит на крутний момент. Тому для підвищення загальної ефективності польоту та часу польоту необхідний баланс між ефективністю гвинта та двигуна. Алгоритм, показаний на рис.2.3, був вперше представлений і реалізований програмний інструмент Multi-Rotor Designer.

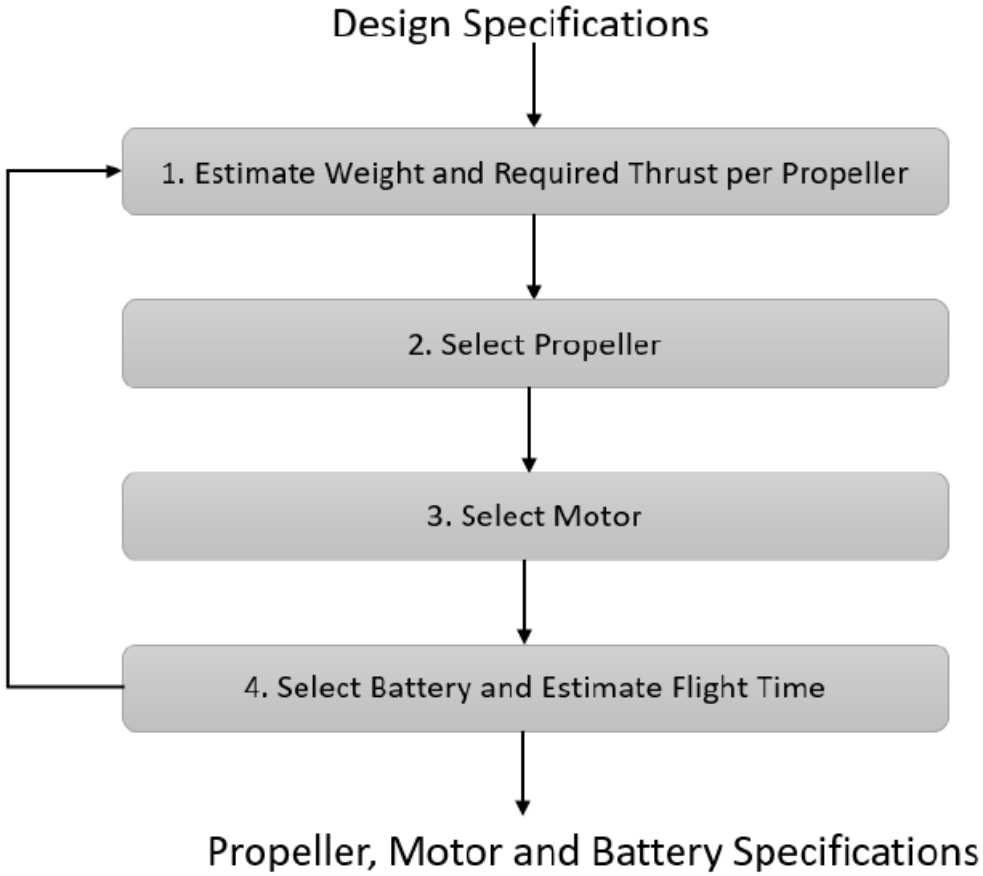

Рисунок 2.3 – Покроковий процес вибору двигуна та пропелера для ефективного МР-БПЛА

Порядок роботи алгоритму.

Крок 1. Проектувальник оцінює вагу кінцевого продукту для розрахунку необхідної тяги на гвинт. Цей крок складається з оцінки, оскільки обраний пропелер, двигун і батарея впливатимуть на кінцеву вагу МР-БПЛА.

Крок 2. Тяга, необхідна для гвинта, відома з попереднього кроку. Стенд тяги, такий як RCBenchMark 1585, можна використовувати для збору тяги, крутного моменту та швидкості обертання від різних гвинтів, що використовують той самий двигун. Дані гвинта можна аналізувати незалежно від двигуна, оскільки генерована тяга є функцією швидкості обертання. Побудова графіків залежності тяги від обертів на хвилину, крутного моменту від обертів на хвилину та ефективності гвинта від тяги надає розробнику цінну інформацію під час процесу вибору гвинта. Приклади цих графіків можна побачити на рис. 2.4-2.6.

Крок 3. Після вибору пропелера. Упорний стенд можна використовувати для перевірки гвинта з різними двигунами. Побудова графіка залежності ККД двигуна від тяги (рис. 2.7) дозволяє вибрати найбільш ефективний двигун для досягнення бажаної тяги за допомогою попередньо вибраного гвинта.

Крок 4. На останньому кроці акумулятор вибирається за допомогою ітераційного процесу з використанням алгоритму оцінки часу польоту, представленого в п.2.2.

Ітерація – вибраний двигун, пропелер і батарея можуть змінити розрахункову масу МР-БПЛА. У цьому випадку кроки 1-4 можна повторити, щоб переконатися, що вибрані компоненти залишаються найефективнішими з оновленою вагою.

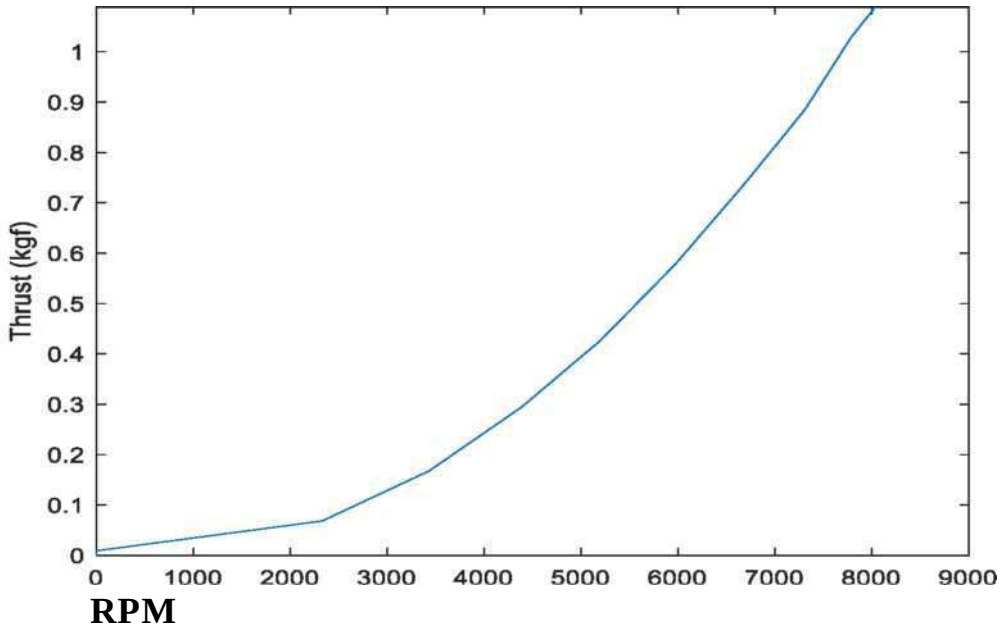

Рисунок 2.4 – Приклад графіка залежності тяги (кгс) від обертів на хвилину, який використовується під час процесу вибору гвинта

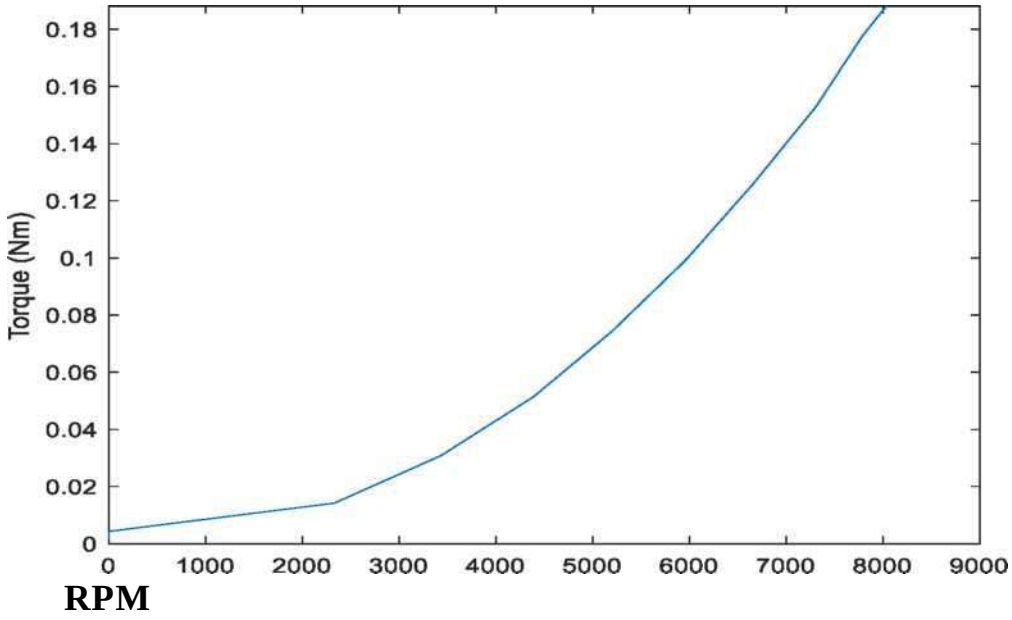

Рисунок 2.5 – Приклад графіка залежності крутного моменту (кгс) від обертів на хвилину, який використовується під час процесу вибору гвинта

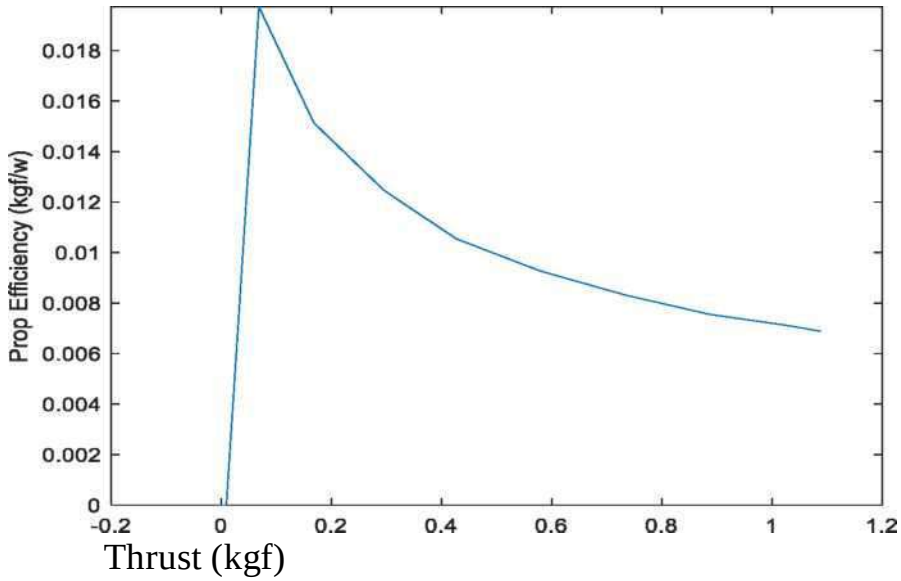

Рисунок 2.6 – Приклад графіка ефективності гвинта (кгс/Вт) і тяги (кгс), який використовується під час процесу вибору гвинта

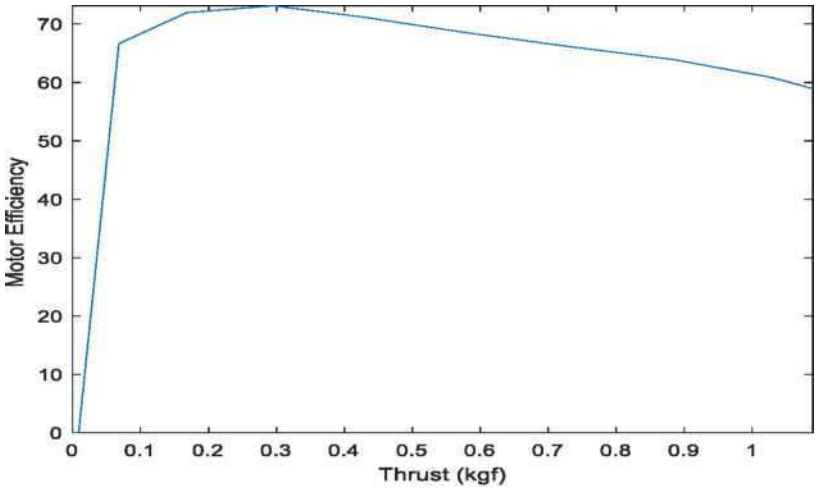

Рисунок 2.7 – Приклад графіка ККД двигуна (співвідношення) проти тяги (кгс), який використовується під час процесу вибору двигуна.

2.5 Програмне забезпечення Multi-rotor Designer

Для реалізації автоматизованого розрахунку параметрів було розроблено програмний засіб під назвою Multi-Rotor Designer (MRD). Це програмне забезпечення було розроблено для оптимізації процесу для вибору апаратних компонентів для модулів трансмісії модульної рамки МР-БПЛА. Цей інструмент дозволяє користувачам швидко будувати графіки та порівнювати дані про двигуни та гвинти. Крім того, він також реалізує алгоритм оцінки часу польоту, представлений у п.2.2.

Програмне забезпечення MRD представляє три основні вікна:

- вікно «Пропелер» дозволяє користувачам вибрати до 4 пропелерів для порівняння даних;

- вікно «Мотор» дозволяє користувачам вибрати до 4 двигунів для порівняння даних;

- вікно «Дизайнер» дозволяє користувачеві вводити системні параметри (ємність і вага батареї, вага корисного навантаження, вага МР-БПЛА) і оцінює час польоту для вибраного силового агрегату (конфігурація двигуна/пропелера).

Екран вибору гвинта можна побачити на рис.2.8. Екран розділений на три області. Вибір меню (позначений як 1 на рис.2.8) дозволяє користувачеві перемикатися між доступними екранами. Вибір гвинта (позначений цифрою 2 на рис.2.8) дозволяє користувачеві додати новий гвинт до графіків (кнопка «Вибрати гвинт») або видалити гвинт (кнопка «Очистити»), крім того, він відображає інформацію про вибраний гвинт (назва). , розмір, крок, вага). Нарешті, у графічній області (позначеній як 3) генеруються графіки тяги та обертів на хвилину, крутного моменту та обертів на хвилину та ефективності гвинта проти тяги.

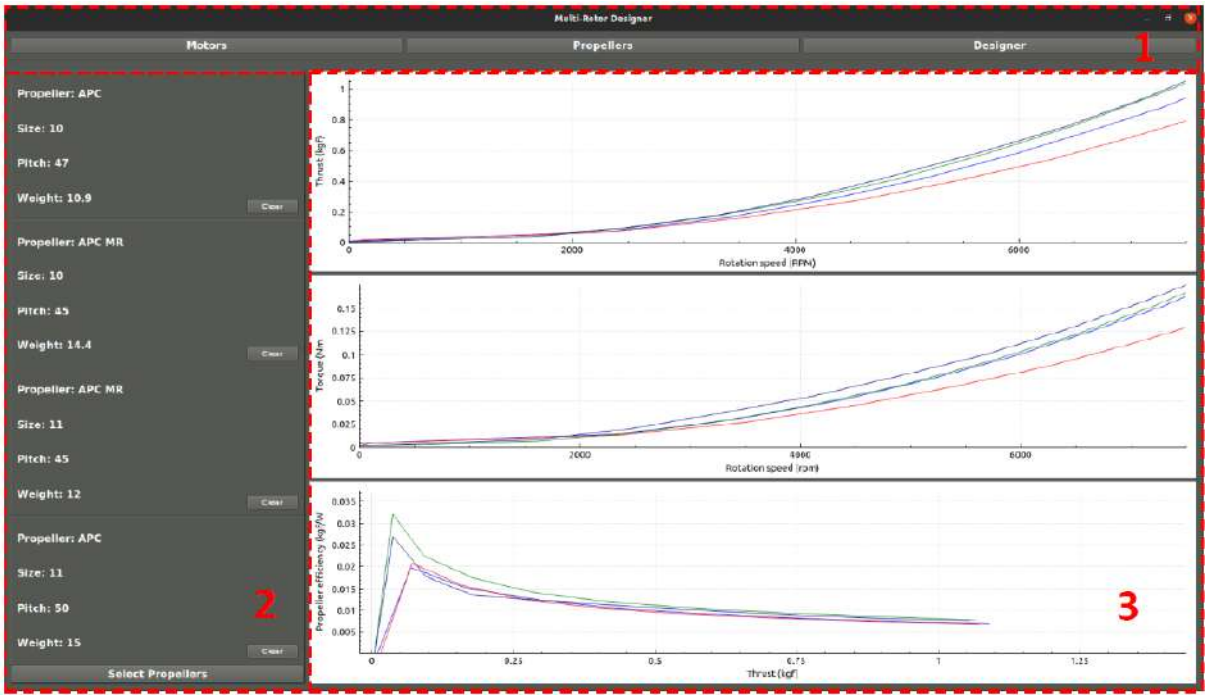

Рисунок 4.8 – Вікно вибору гвинта та графіки програмного забезпечення Multi-Rotor Designer

Якщо користувач вибирає додати новий пропелер (натиснувши кнопку Select Propellers), відображається екран, показаний на рис.2.9. Цей екран дозволяє користувачеві відфільтрувати потрібні гвинти з локальної бази даних MRD, яка складається з журналів зі стенду тяги 1585 RCBenchMark. Пропелери можна відфільтрувати за розміром і максимальною тягою. Після того, як пропелер вибрано, його можна додати до будь-якого з чотирьох слотів (область 2 на рис.2.9), двічі клацнувши його та вибравши слот на екрані (рис.2.10).

Екран вибору двигуна можна побачити на рис. 2.11. Екран розділений на три області. Подібно до екрану вибору гвинта, представленого вище, цей екран також представляє вибір меню (позначений як 1 на рис.2.11). Крім того, це дозволяє користувачеві додавати новий двигун до графіків (див. область 2) (кнопка «Список двигунів»), видаляти двигун (кнопка «Очистити») і відображає інформацію про вибраний двигун (назва, розмір, рекламований KV , виміряний КВ, вага). У тій самій області (2) користувач може натиснути кнопку «Вибрати двигун», щоб використати певні дані двигуна в проектних розрахунках на екрані конструктора (про це йдеться в наступному розділі). У графічній області (позначеній як 3) користувач може вибрати потрібні дані для побудови для кожної осі, яка відображається на великому графіку в центрі екрана. Наприклад, на рис.2.11 показано співвідношення ККД двигуна та сигнал електронного регулятора швидкості (ESC) для чотирьох вибраних двигунів.

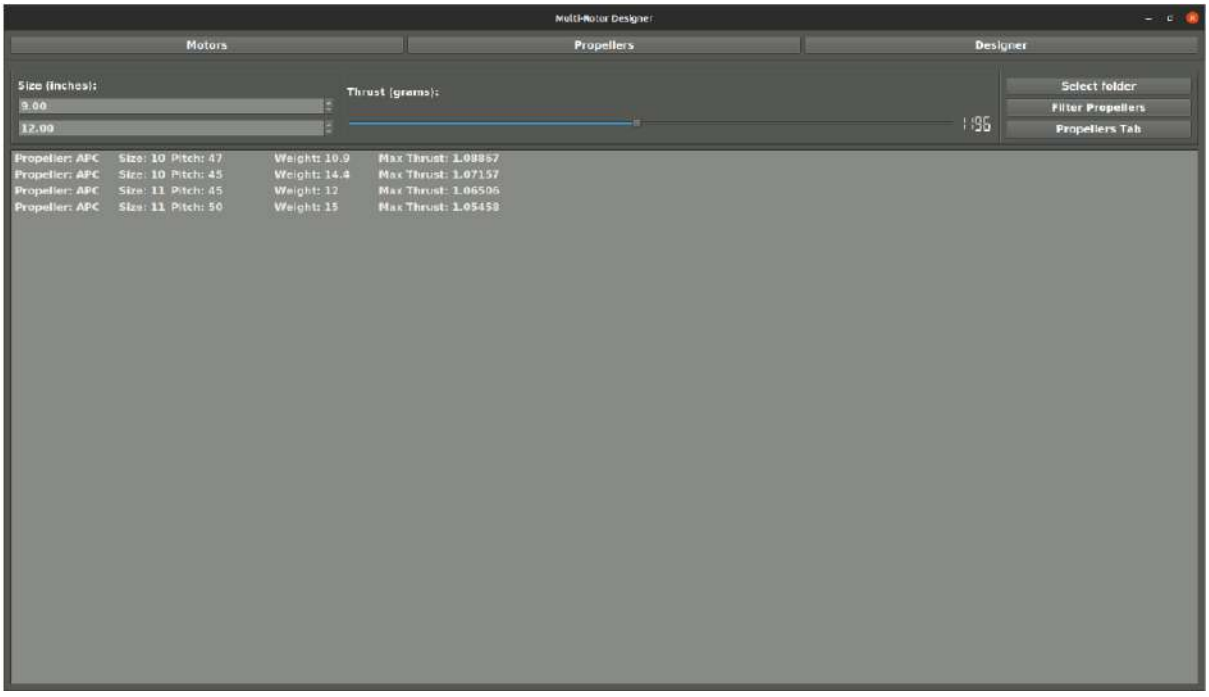

Рисунок 2.9 – Вікно фільтрації та вибору гвинта

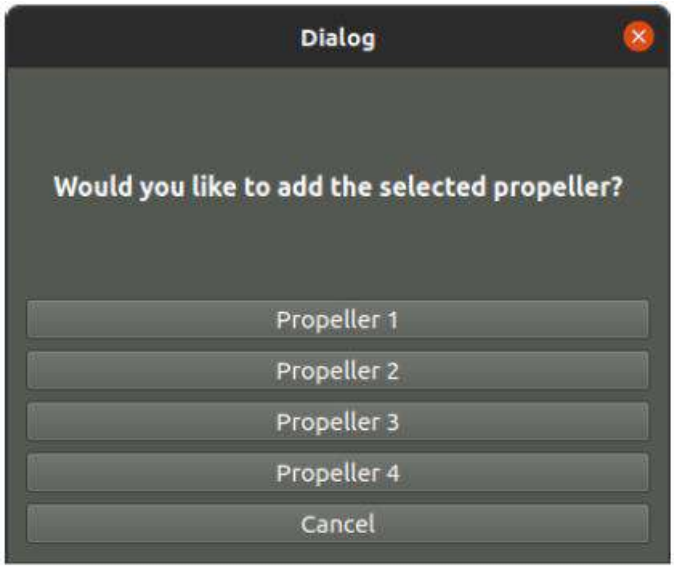

Рисунок 2.10 – Вікно для вибору потрібного гнізда гвинта

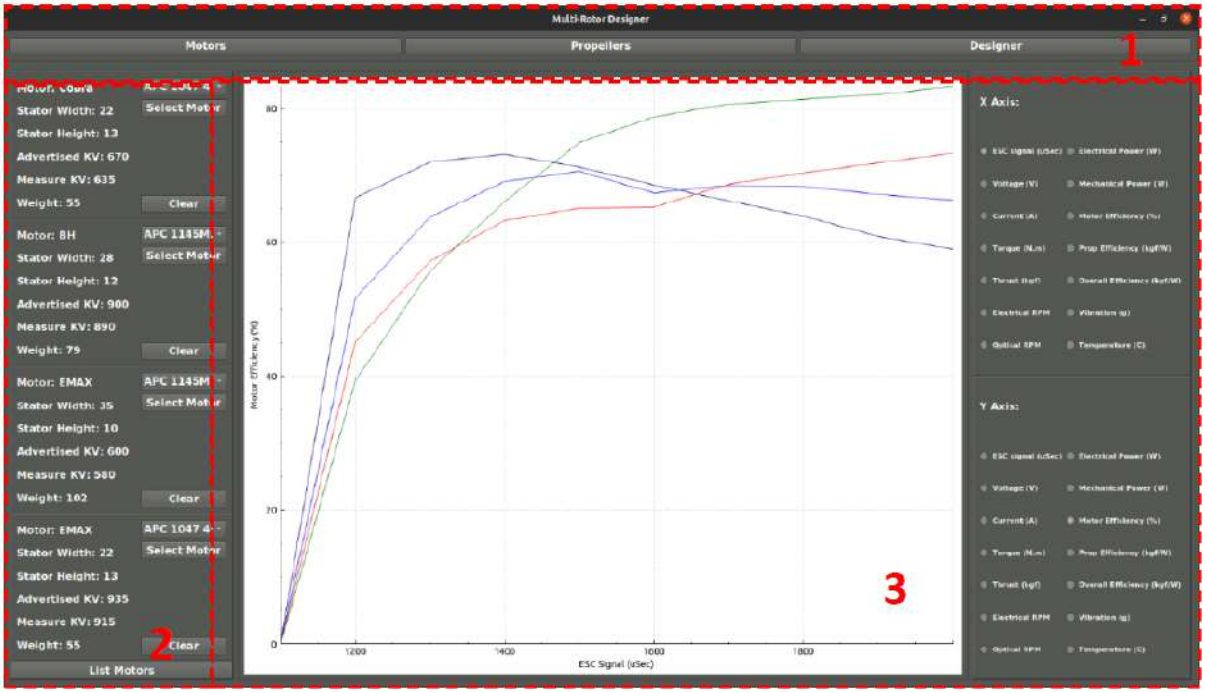

Рисунок 2.11 – Вікно вибору двигуна програмного забезпечення Multi-Rotor Designer

Якщо користувач вибирає додати новий двигун (натиснувши кнопку «Список двигунів»), відображається екран, показаний на рис.2.12. Цей екран дозволяє користувачеві відфільтрувати потрібний двигун із локальної бази даних MRD, яка складається з журналів із тягового стенду RCBenchMark 1585. Двигуни можна фільтрувати на основі висоти статора, ширини та KV двигуна. Після вибору двигуна

його можна додати до будь-якого з чотирьох слотів (область 2 на рис.2.11), двічі клацнувши його та вибравши слот на екрані, що відображається (рис.2.13).

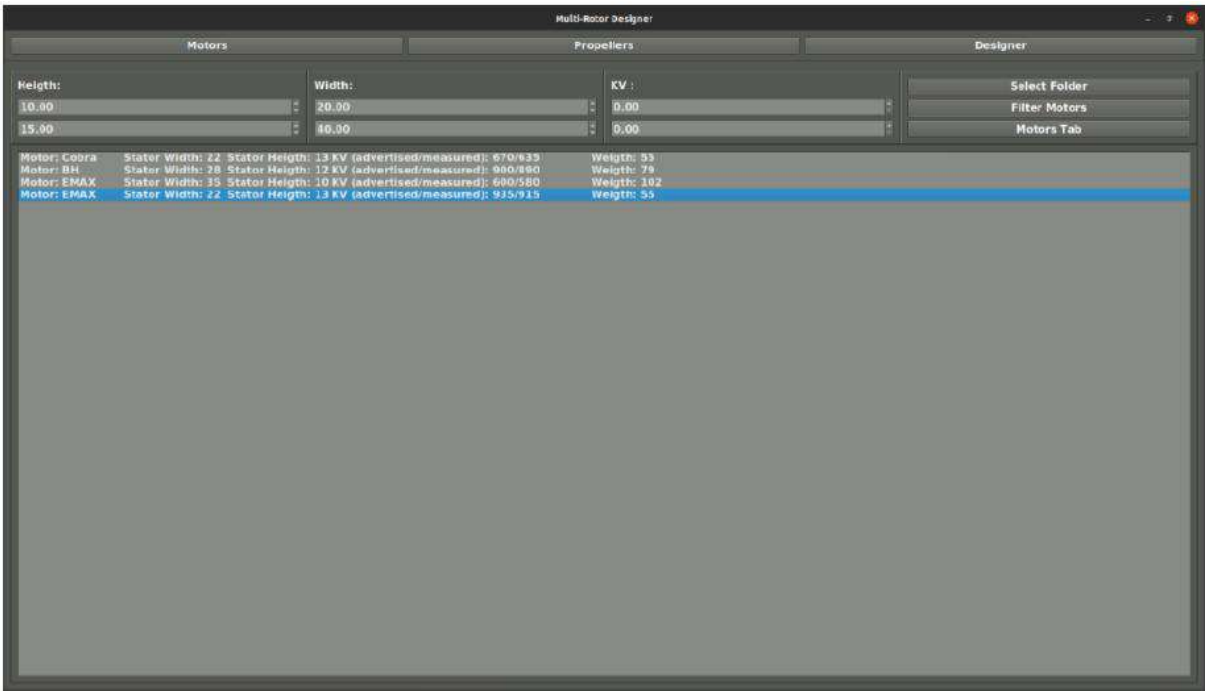

Рисунок 2.12 – Вікно фільтрації двигуна та вибору програмного забезпечення Multi-Rotor Designer

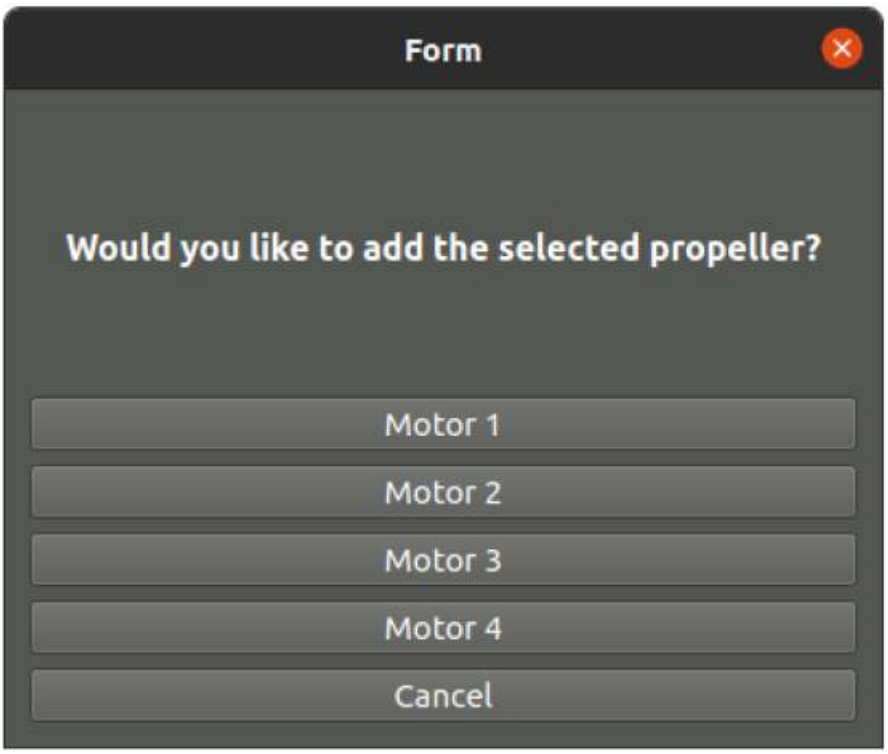

Рисунок 2.13 – Вікно Multi-Rotor Designer Software для вибору потрібного слота двигуна

Останнім екраном інструменту є екран конструктора, який можна побачити на рис.2.14. На цьому екрані користувач може ввести деталі бажаного МР-БПЛА, включаючи його приблизну вагу, ємність батареї, вагу батареї, кількість елементів батареї та кількість пропелерів. На цьому екрані відображається інформація про поточний вибраний двигун. Крім того, він використовує дані користувача, вибрані дані двигуна та гвинта, щоб обчислити загальну вагу літака, максимальну тягу, відношення максимальної тяги до ваги та час польоту в зависанні. Час польоту в зависанні обчислюється за допомогою алгоритму, представленого в п.2.4. На цьому екрані також відображаються два додаткові графіки, які допомагають користувачеві в процесі проектування МР-БПЛА. Графік зліва показує залежність часу польоту на основі корисного навантаження, яке несе БПЛА. На графіку праворуч показана залежність часу польоту від сигналу ESC (вхід дросельної заслінки), що дає розробникам уявлення про те, як на час польоту МР-БПЛА вплине стиль польоту (наприклад, повільний і рівномірний політ проти агресивного).

Вікно дизайнера дозволяє користувачам змінювати такі параметри, як вага та вибір батареї, і бачити, як це вплине на характеристики МР-БПЛА (час польоту, корисне навантаження, максимальна тяга). Цей екран може бути цінним інструментом для впровадження модульного процесу проектування профілю МР-БПЛА.

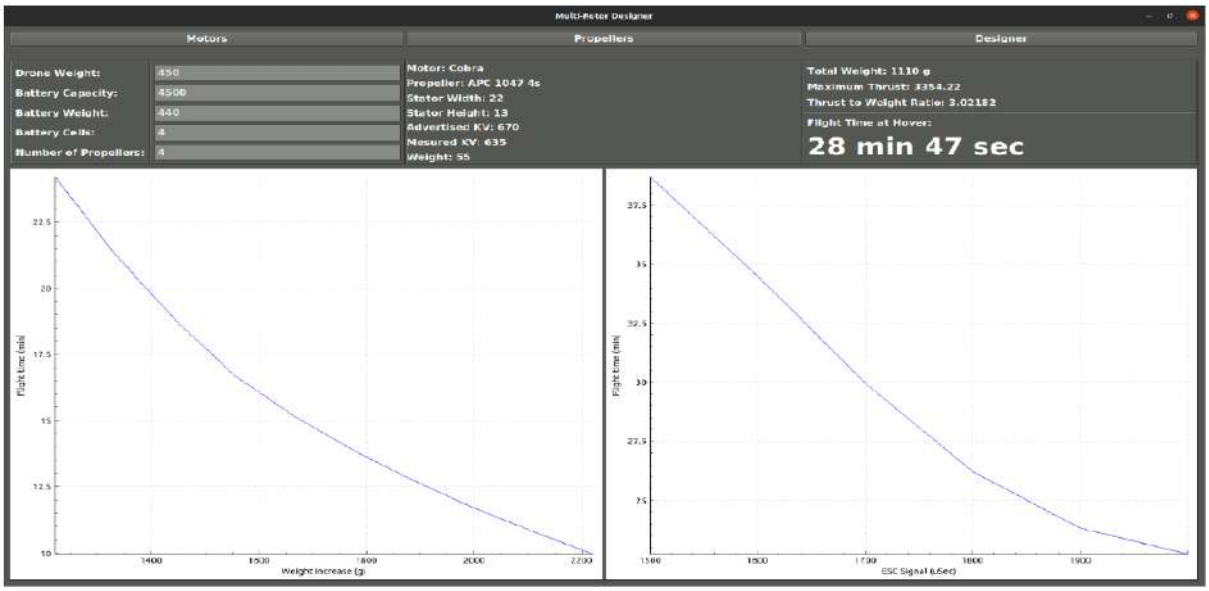

Рисунок 2.14 – Дизайнер програмного забезпечення Multi-Rotor Designer і вікно оцінки часу польоту

3 МОДЕЛЮВАННЯ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ

Для реалізації системи керування, програмного забезпечення, електричної та бездротової комунікаційної частини використовувалися різні електричні компоненти, такі як безщітковий двигун постійного струму, електронний регулятор швидкості (ESC), мультикомп'ютерна плата KK2 і серводвигун з високим крутним моментом. Ми створили програму GPS-відстеження для Android, щоб відстежувати, куди він подорожує, і використали програмне забезпечення для IP-камери, щоб отримати потокове відео в реальному часі з дрона, що також детально описано в цьому розділі.

3.1 Моделювання системи контролю

Враховуючи всі екологічні порушення, ми розробили систему керування нашим БПЛА. У цьому розділі крок за кроком все описано. На рис. 3.1-3.3 показано систему керування креном, тангажем і рисканням, де:

- G1 – функція передачі лівого переднього BLDC двигуна;
- G2 – Функція передачі двигуна правого переднього BLDC = G1
- G3 – функція передачі лівого заднього BLDC;
- G4 – функція передачі правого заднього BLDC = G3;
- PI – функція передачі ПІ-регулятора;
- D = гаусівський шум (перешкоди);
- F – зворотний зв'язок.

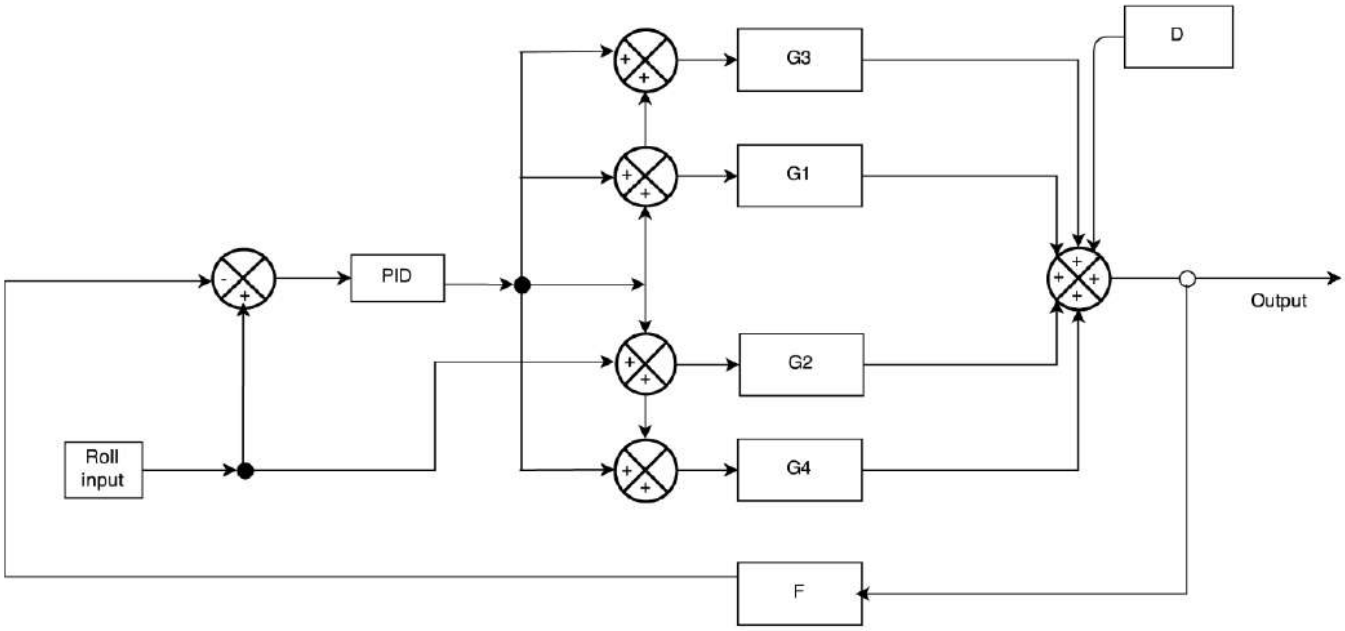

Рисунок 3.1 – Система керування креном (Roll)

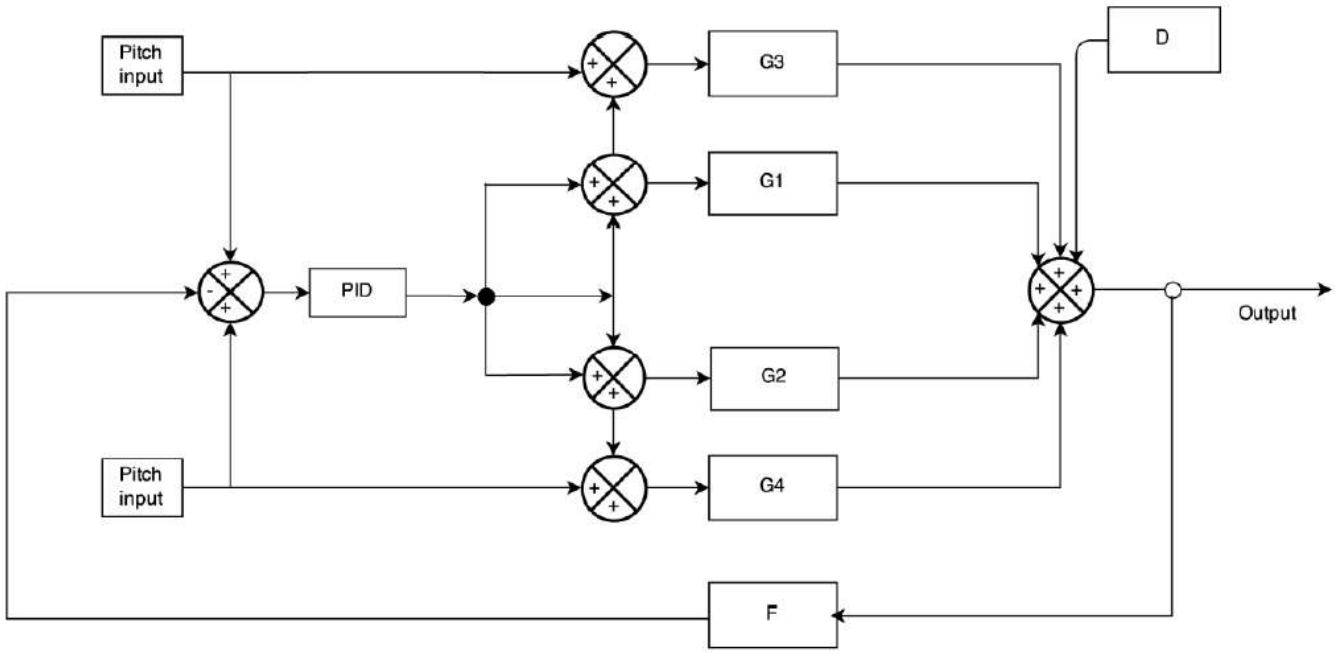

Рисунок 3.2 – Система керування тангажем (Pitch)

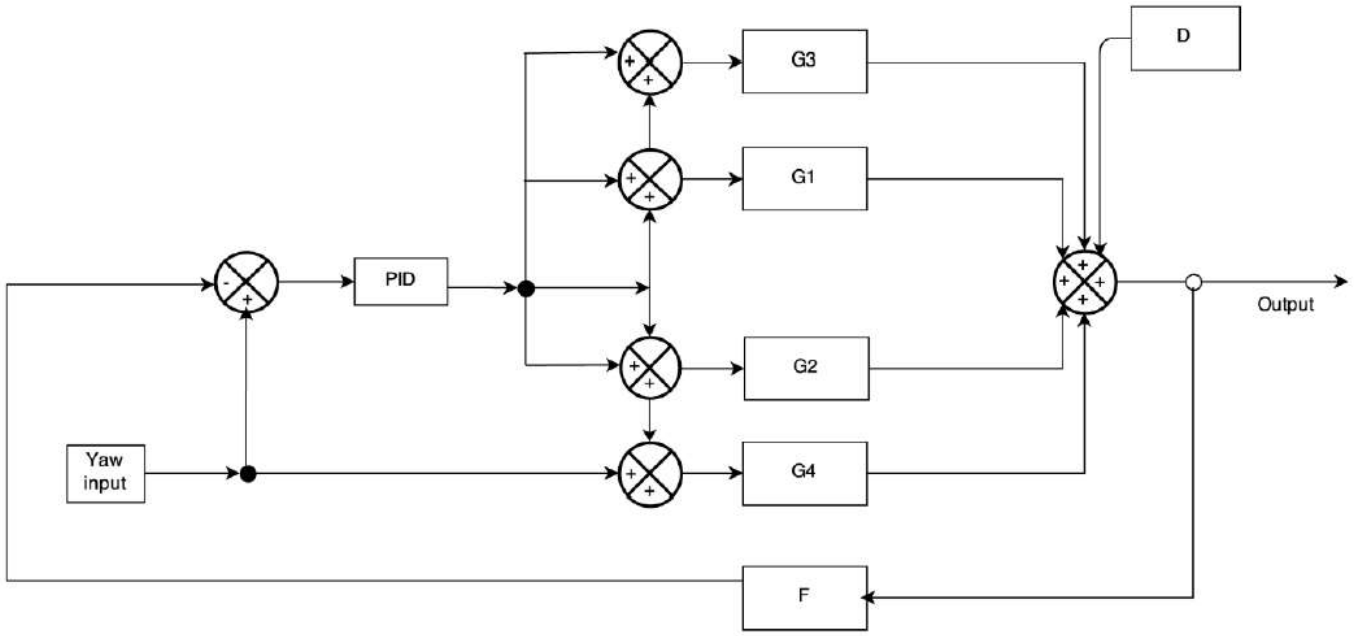

Рисунок 3.3 – Система керування рисканням (Yaw)

3.2 Функція передачі двигуна BLDC

Двигун BLDC, який ми використали для цього проекту, – це Emax Bl4030. Це безщітковий роторний двигун потужністю 385 кв, 11,5 унцій (326 г) і потужністю 1300 Вт. Залежно від гвинта та батареї, що використовуються, його можна порівняти з 2-тактними нітродвигунами .60–.90.

Параметри, які ми використовували в моделюванні, взяті з таблиці даних цього двигуна з використанням відповідних відповідних параметрів. Таблиця 3.1 містить основні витягнуті параметри, які використовуються для завдання моделювання.

Фізичні параметри для нашого прикладу:

Таблиця 3.1 – Параметри тестового двигуна BLDC

Параметр	Значення
PRM(n)	6100
Потужність (P_w)	1300 Вт
Електричний опір (R)	0,22 Ом
Електрична індукція (L)	8,5 мГн
Максимальний струм	55 А
Момент інерції роботу (j)	0,089 кг*м^2

Механічна константа,

$$\tau_m = \frac{j \times 0.004 \times R}{k_e \times k_t} \tag{3.1}$$

Електрична константа,

$$\tau_e = \frac{l}{0.004R} \tag{3.2}$$

Фазове значення постійної EPC,

$$k_e = K_t \times 0.0605 \tag{3.3}$$

де kt – константа крутного моменту [11].

Крутний момент,

$$\text{Torque} = \frac{P_w \times 9.554}{n} \tag{3.4}$$

$$= \frac{1300 \times 9.554}{6100} = 2.03\ Nm$$

Постійний крутний момент,

$$K_t = \frac{Torque}{Current} \tag{3.5}$$

$$= \frac{2.03}{55} = 0.04\ Nm/A$$

Електричний момент,

Ke=0.04 ×0.0605=0.0024

Механічна постійна,

$$\tau_m = \frac{0.089 \times 0.004 \times 0.22}{0.04 \times 0.0024} = 0.8158$$

Функція передачі двигуна BLDC [11],

$$\mathrm{G1}(s) = \frac{\frac{1}{K_e}}{\tau_m\, \tau_e\, s^2 + \tau_m\, s + 1} \tag{3.6}$$

Тому функція передачі двигуна BLDC стає,

$$\mathrm{G1}(s) = \frac{416.67}{0.38\, s^2 + 0.82\, s + 1} \tag{3.7}$$

Аналіз розімкненого контуру двигуна BLDC

Відповідь на крок відкритого контуру показано за допомогою інструментів Simulink, як показано на малюнку нижче.

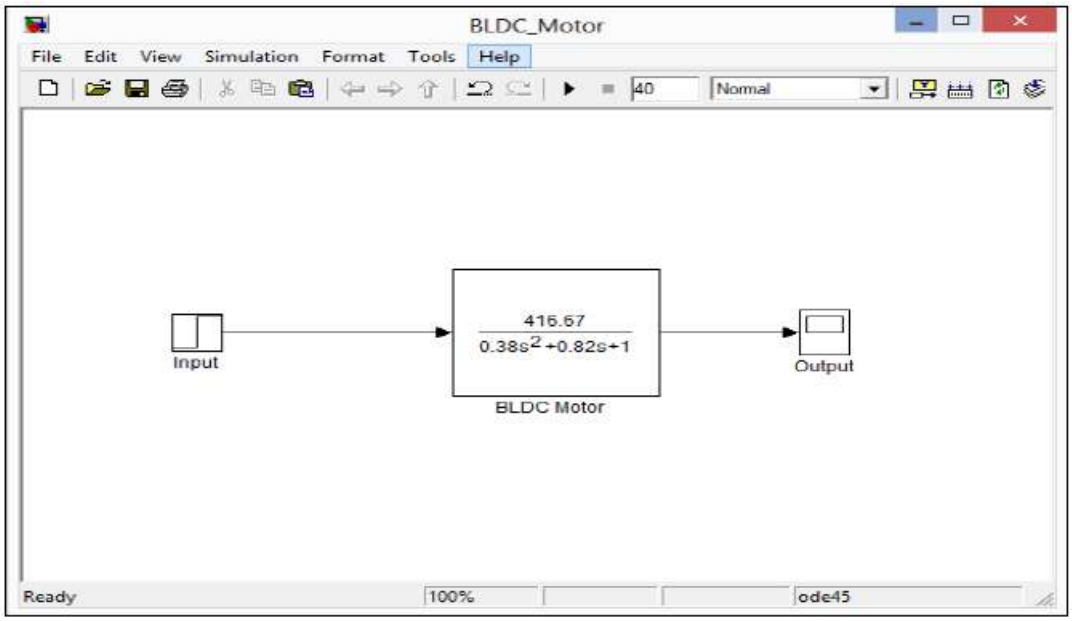

Рисунок 3.4 – Діаграма Simulink двигуна BLDC

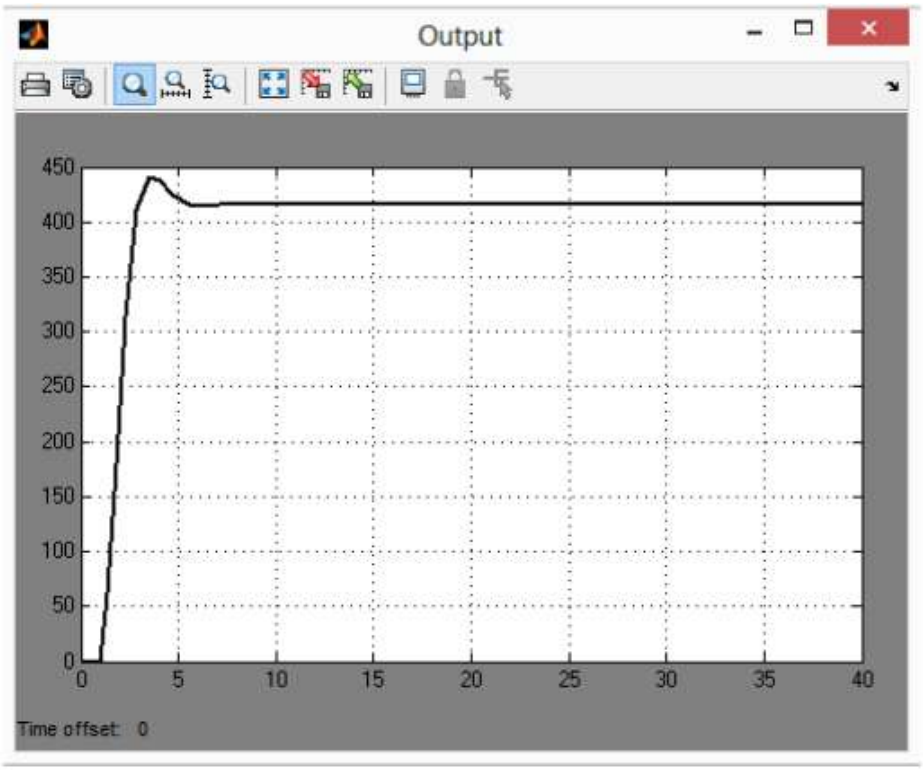

Рисунок 3.5 – Відповідь на ступінчасту реакцію розімкненого контуру двигуна BLDC

Серводвигун, який ми використовували в цьому проекті, — Futaba S148. Параметри, які ми використовували в моделюванні, взяті з таблиці даних цього двигуна з використанням відповідних відповідних параметрів. Знайдіть нижче в таблиці 3.2 основні витягнуті параметри, які використовуються для завдання моделювання.

Фізичні параметри для нашого прикладу:

Таблиця 3.2 – Параметри серводвигуна постійного струму

Modulation:	Analog
Torque:	4.8V: 33.3 oz-in (2.40 kg-cm) 6.0V: 41.7 oz-in (3.00 kg-cm)
Speed:	4.8V: 0.28 sec/60° 6.0V: 0.22 sec/60°
Weight:	1.57 oz (44.4 g)
Motor Type:	3-pole
Rotational angle	180^0

Функція передачі серводвигуна постійного струму

Для цього експерименту ми використали серводвигун постійного струму Futaba S-140. Лінійна математична модель (передаточна функція) для Futaba S-140 Servo [12] така:

$$G3(s) = \frac{950}{s^2 + 44s + 950} \tag{3.8}$$

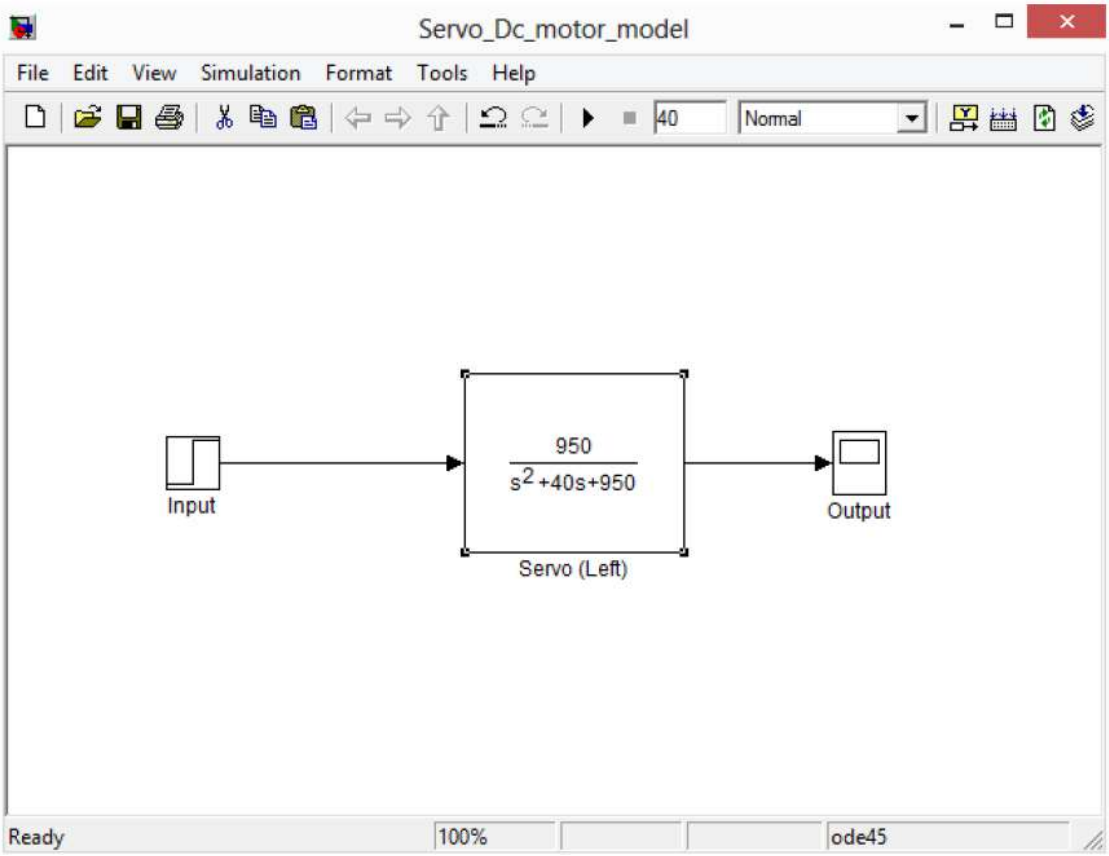

Рисунок 3.6 – Модель Simulink серводвигуна постійного струму

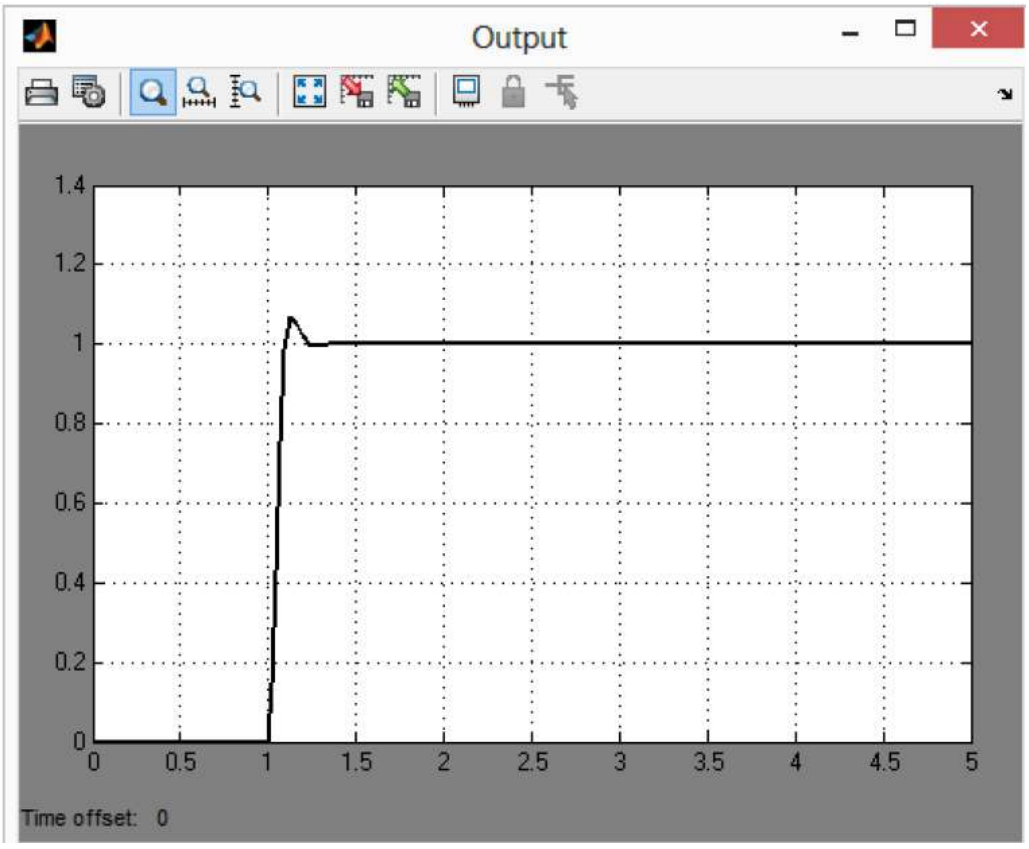

Рисунок 3.7 – Крок реагування розімкненого контуру серводвигуна постійного струму

3.3 Пропорційний регулятор

Суміш пропорційних членів життєво важлива для підвищення швидкості відгуку, а також для усунення похибки стаціонарного стану [13]. Блок пропорційного регулятора зменшується лише до P, як показано на рис.3.8. За допомогою MATLAB ми визначили відповідне значення для нашого пропорційного регулятора. Де P = пропорційне посилення, а ми встановлюємо P = 0,5, щоб отримати стабільний вихід. На практиці багатороторна плата контролера KK2 є ПІД-регулятором для розробленої нами системи.

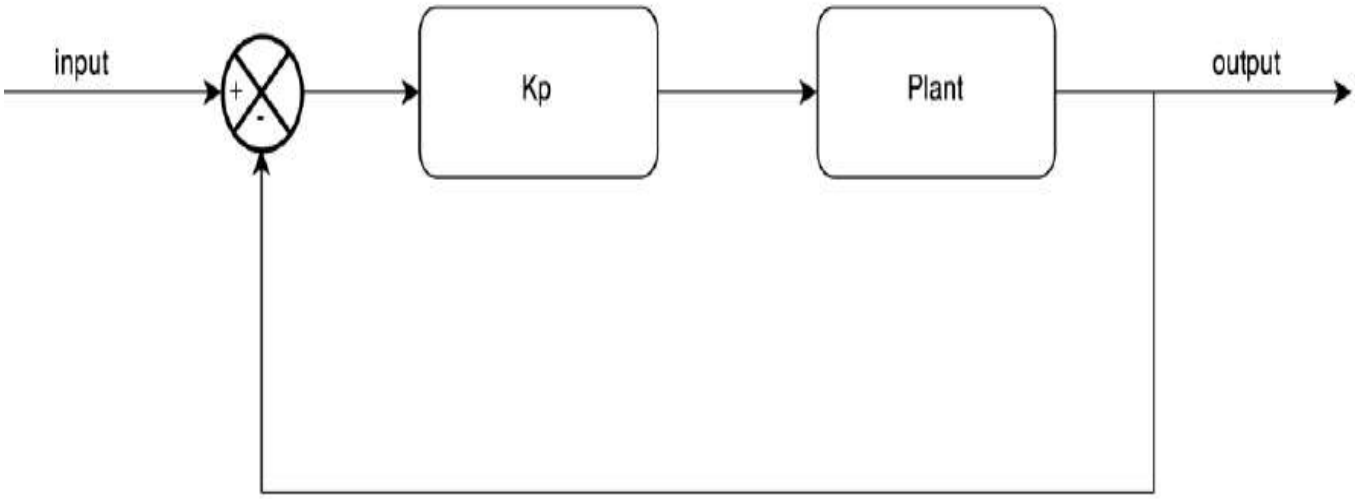

Рисунок 3.8 – Регулятор пропорційного посилення

З різних планів, необхідних для цього випробування, потрібна коротка перевірка стійкості, щоб провести експеримент у першому випадку. Слід спостерігати, що основний план, близький до ідеального (рис.3.9).

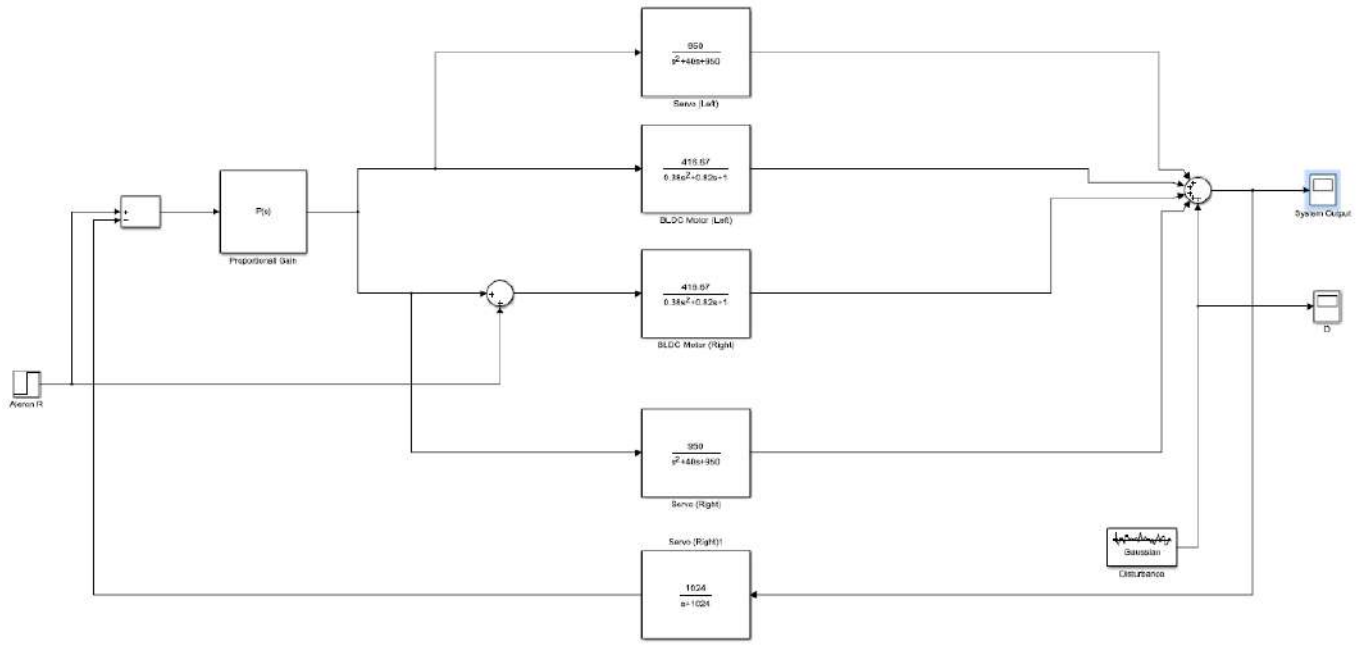

Рисунок 3.9 – Модель системи керування креном Simulink

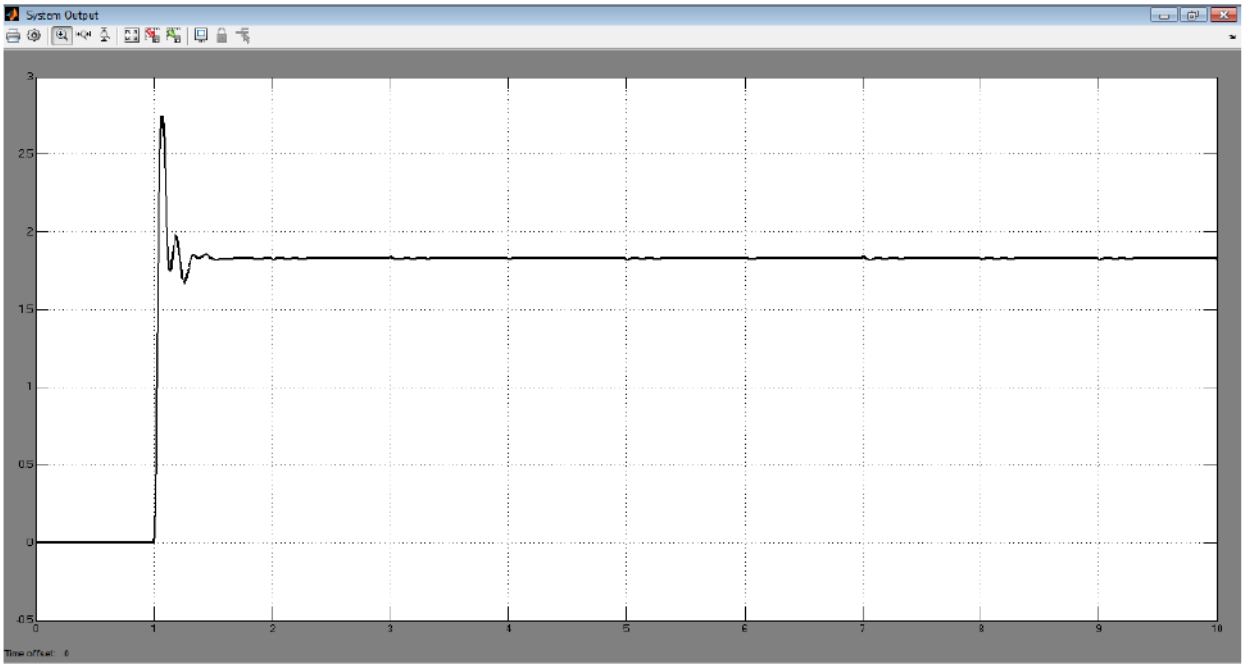

Рисунок 3.10 – Вихід моделі Simulink системи керування креном

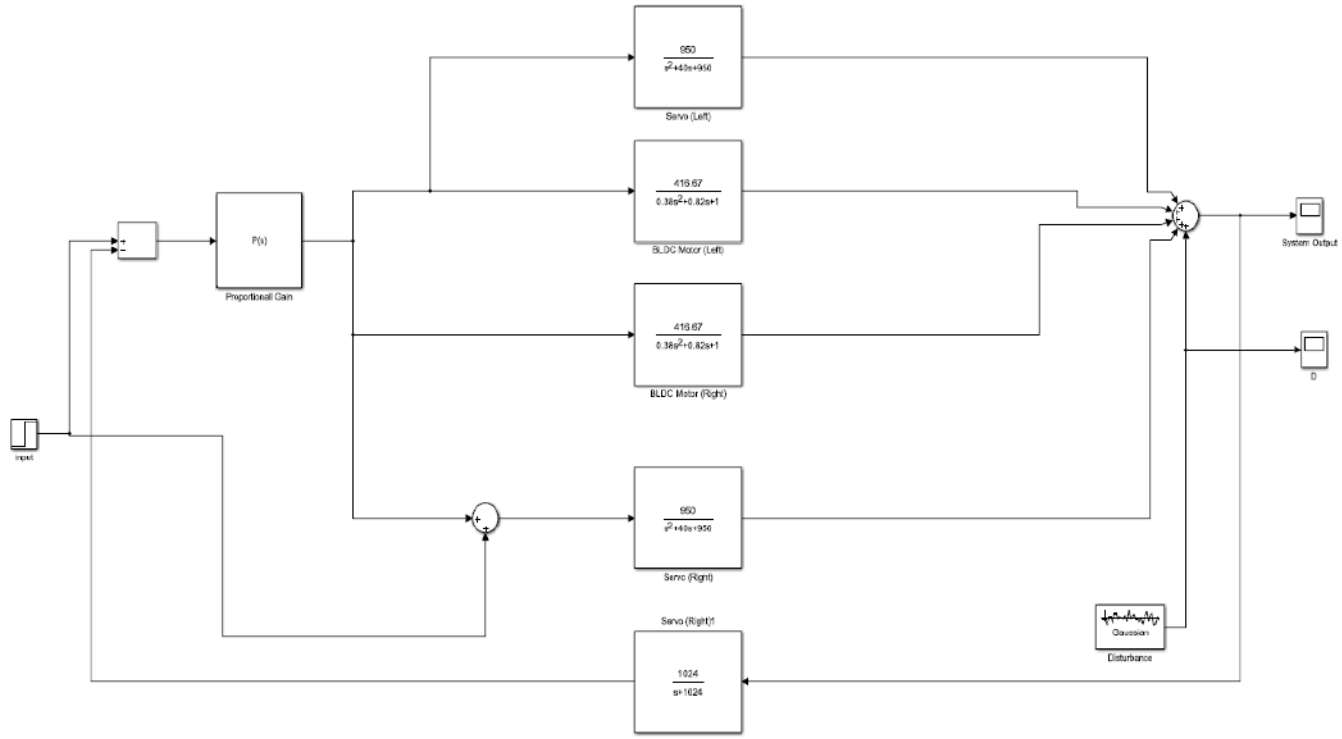

Рисунок 3.11 – Модель системи керування рисканням Simulink

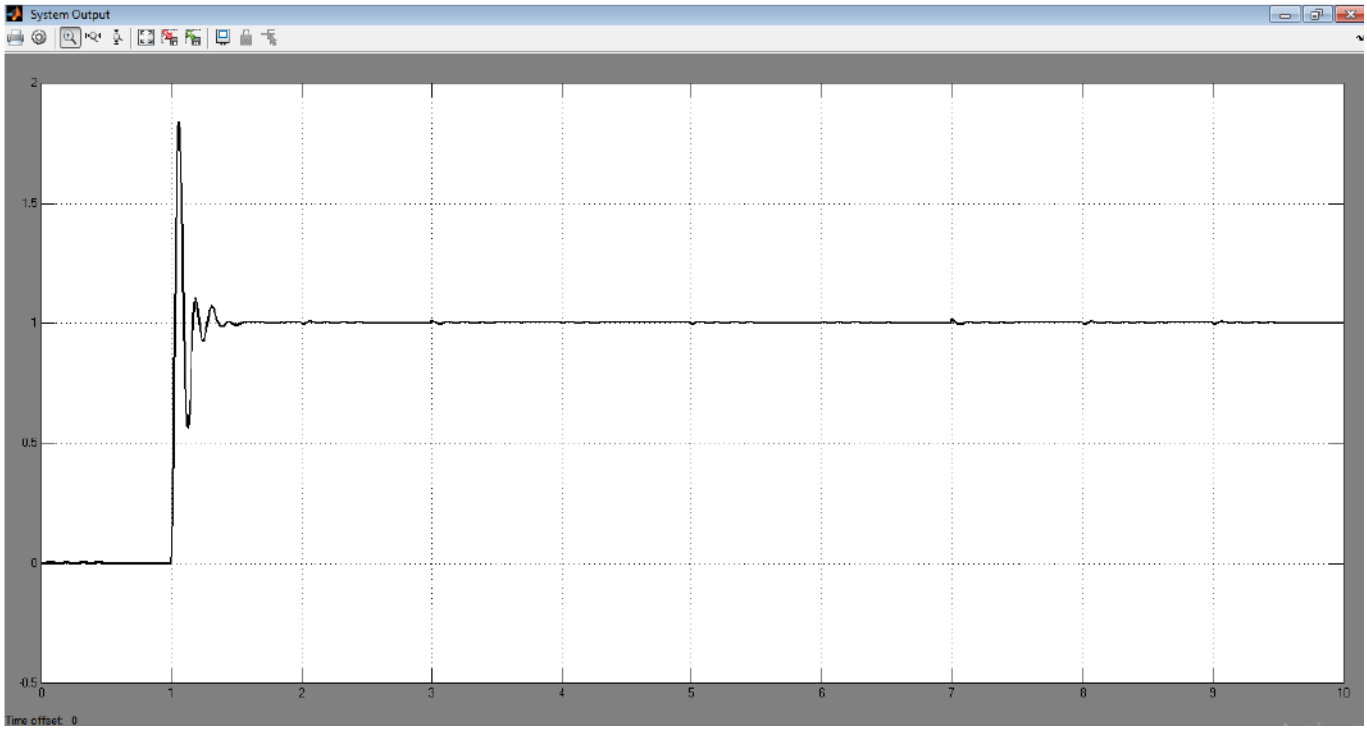

Рисунок 3.12 – Вихід моделі системи керування рисканням Simulink

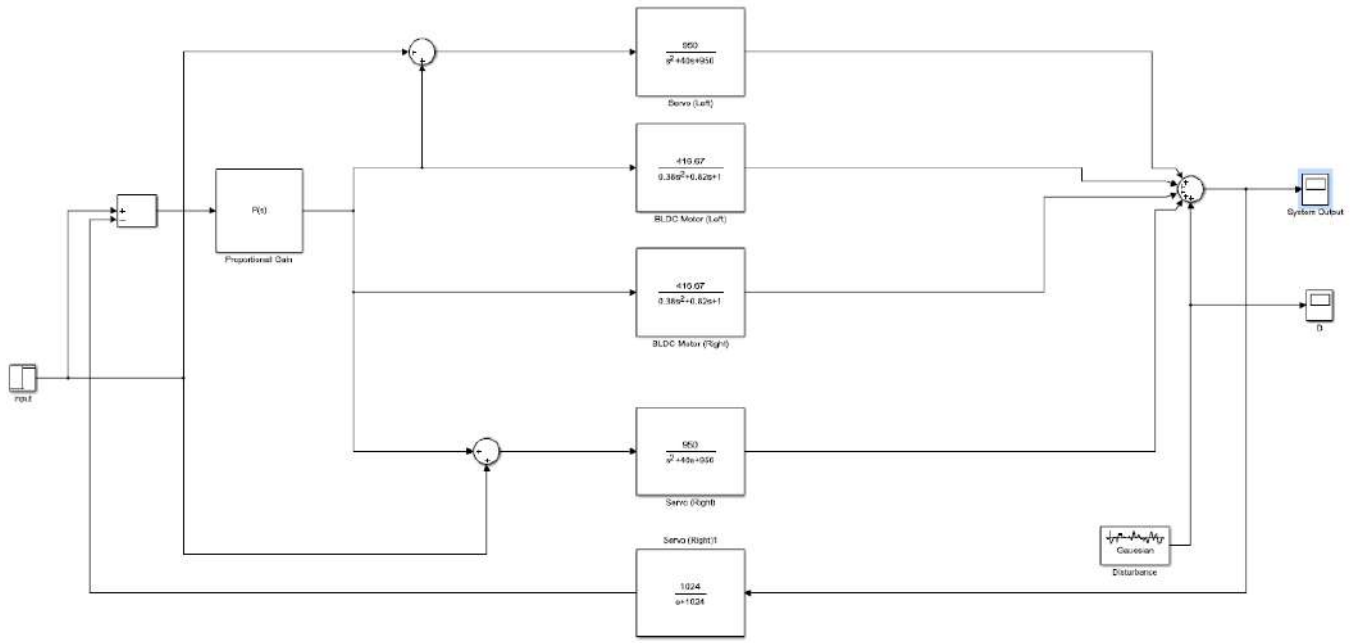

Рисунок 3.13 – Модель Simulink системи керування тангажем

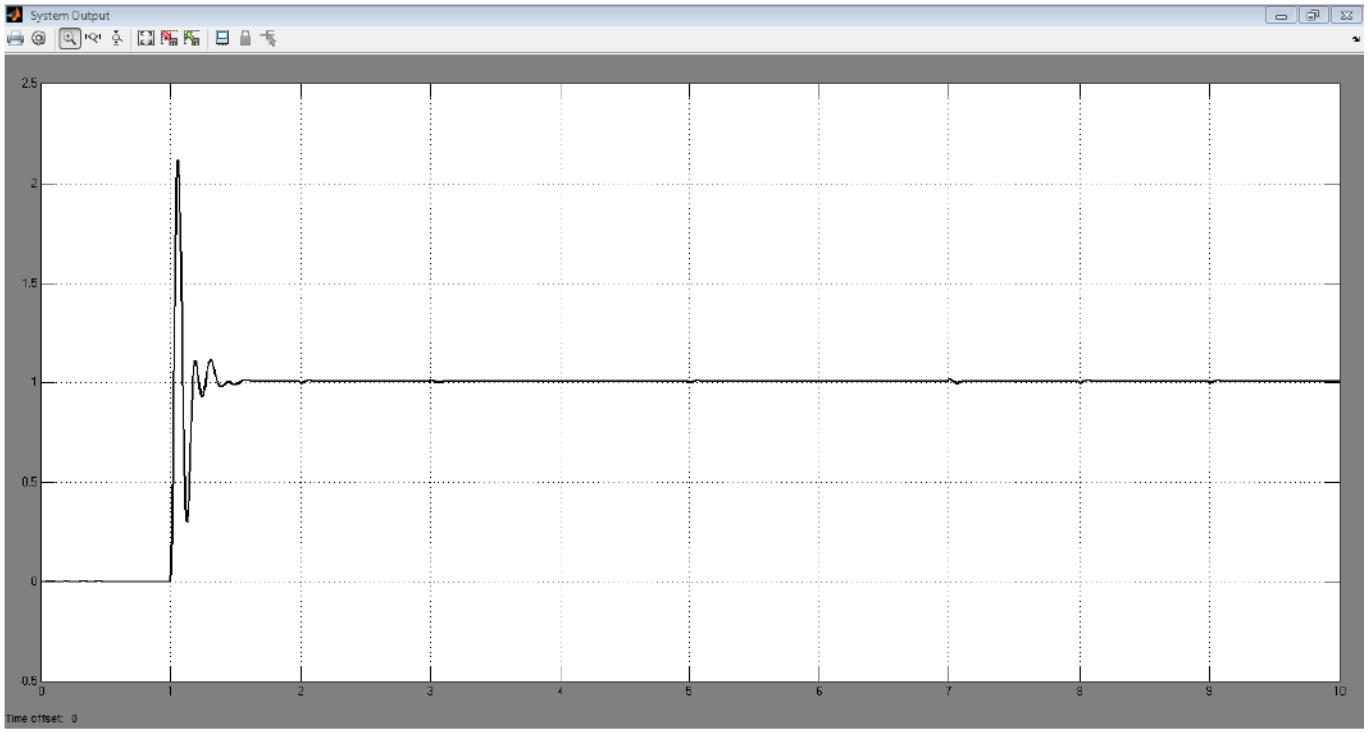

Рисунок 3.14 – Вихід Simulink системи контролю тангажем

Функція передачі системи керування креном

За допомогою рис. 3.9 і рівнянь 3.7 і 3.8 ми обчислили передатну функцію системи керування рухом крену. Тут графіки включають ступінчасту реакцію, діаграму Найквіста та графік Боде.

Для цього були створені різні m-файли.

Вміст файлу roll.m

```
clc
s = tf('s');
P = 0.5;
G1 = 416.67/(0.38*s^2+0.82*s+1);
G2 = 416.67/(0.38*s^2+0.82*s+1);
G3 = 950/(s^2+40*s+950);
G4 = 950/(s^2+40*s+950);
D = rand;
systemTransferFunction = ((P*(G1+s*G2+G3+G4))+(P*(G1+s*G2+G3+G4))*D)/(1+(P*(G1+s*G2+G3+G4))*(1024/(s+1024)));
Drone = zpk(systemTransferFunction); %transfer function
figure;
step(Drone);
figure;
nyquist(Drone), grid;
figure;
bode(Drone), grid;
```

Отже, передаточна функція системи керування креном буде:

$$T_{roll}(s) = \frac{P \times (G1 + sG2 + G3 + G4) + P \times (G1 + sG2 + G3 + G4) \times D}{1 + P \times (G1 + sG2 + G3 + G4) \times \frac{1024}{s + 1024}} \quad (3.9)$$

T(s), отримане вище в рівнянні 3.9, є передатною функцією системи керування креном дрона з використанням усіх обов'язково достатніх доступних параметрів.

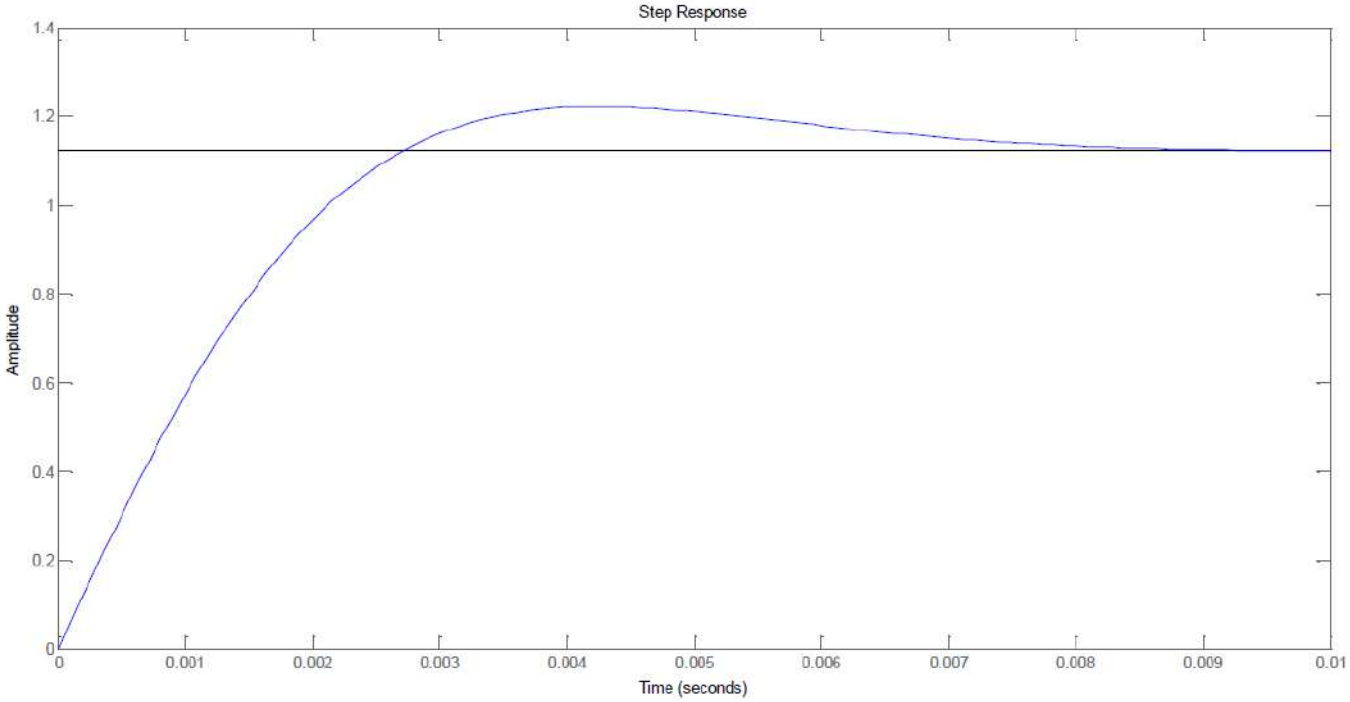

Рисунок 3.15 – Східчаста реакція системи керування креном

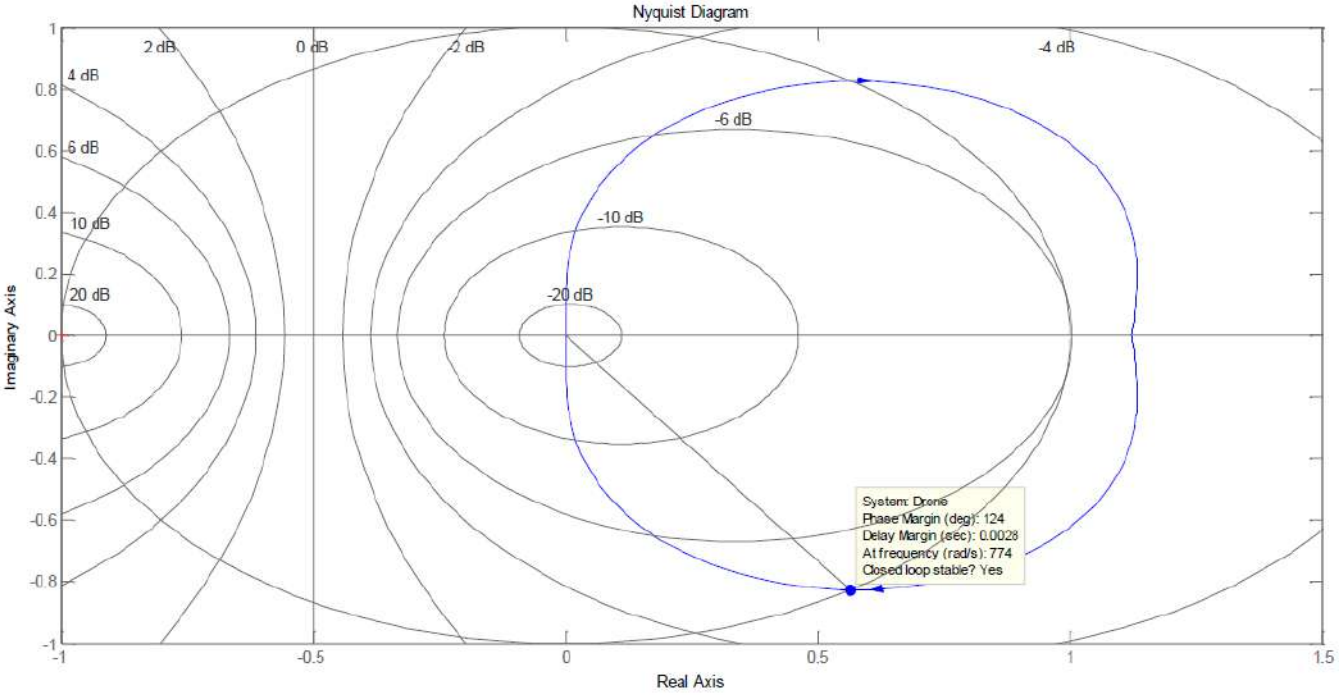

Рисунок 3.16 – Схема Найквіста системи керування креном

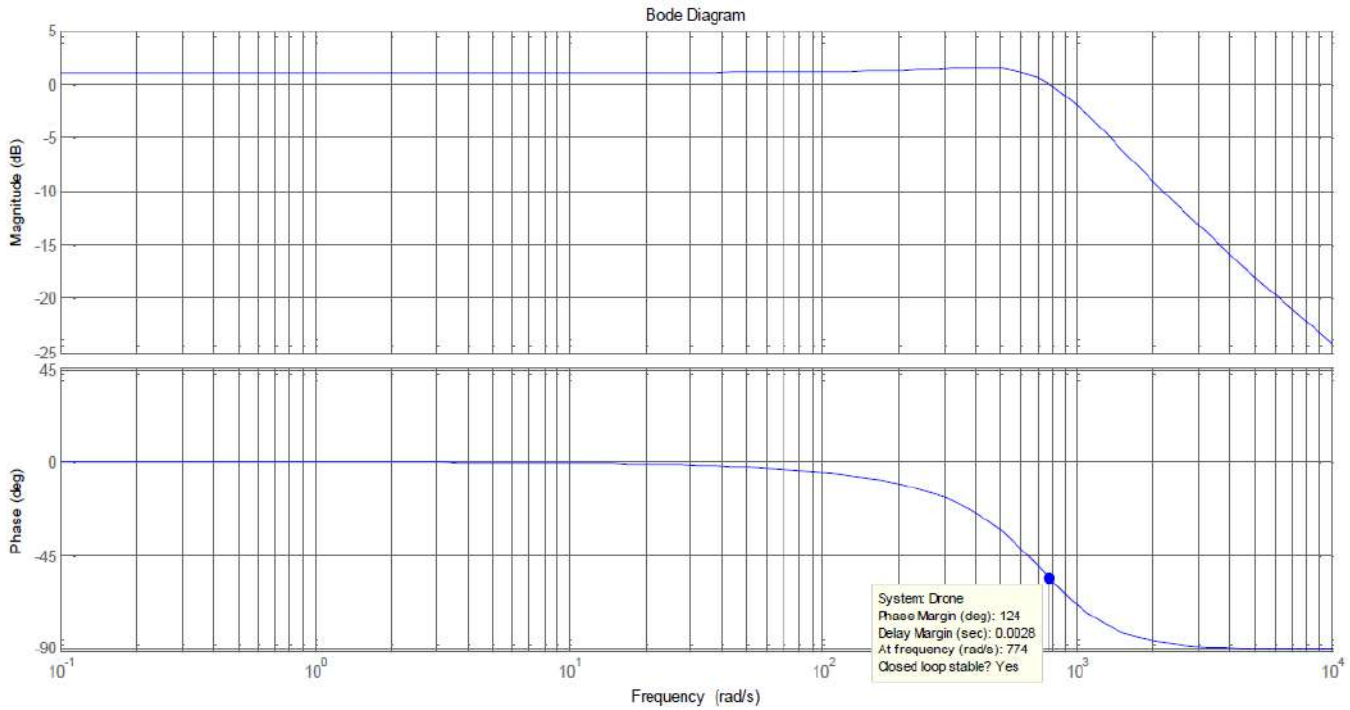

Рисунок 3.17 – Система керування креном Bode Plot

Функція передачі системи керування рисканням

За допомогою рис. 3.11 і рівнянь 3.7 і 3.8 ми виміряли передатну функцію системи керування рухом крену. Тут графіки включають ступінчасту реакцію, діаграму Найквіста та графік Боде.

Для цього були створені різні m-файли.

Вміст файлу yaw.m

```
clc
s = tf('s');
P = 0.5;
G1 = 416.67/(0.38*s^2+0.82*s+1);
G2 = 416.67/(0.38*s^2+0.82*s+1);
G3 = 950/(s^2+40*s+950);
G4 = 950/(s^2+40*s+950);
D = rand;
systemTransferFunction = ((P*(G1+s*G2+G3+s*G4))+(P*(G1+s*G2+G3+s*G4))*D)/(1+(P*(G1+s*G2+G3+s*G4))*(1024/(s+1024)));
```

```
Drone = zpk(systemTransferFunction); %transfer function
figure;
step(Drone);
figure;
nyquist(Drone), grid;
figure;
bode(Drone), grid;
```

Отже, передаточна функція системи керування рисканням буде:

$$T_{yaw}(\mathrm{s}) = \frac{P \times (G1 + sG2 + G3 + sG4) + P \times (G1 + sG2 + G3 + sG4) \times D}{1 + P \times (G1 + sG2 + G3 + sG4) \times \frac{1024}{s + 1024}} \quad (3.10)$$

T(s), отримане вище в рівнянні 3.10, є функцією передачі системи керування поворотом дрона з використанням усіх обов'язково достатніх доступних параметрів.

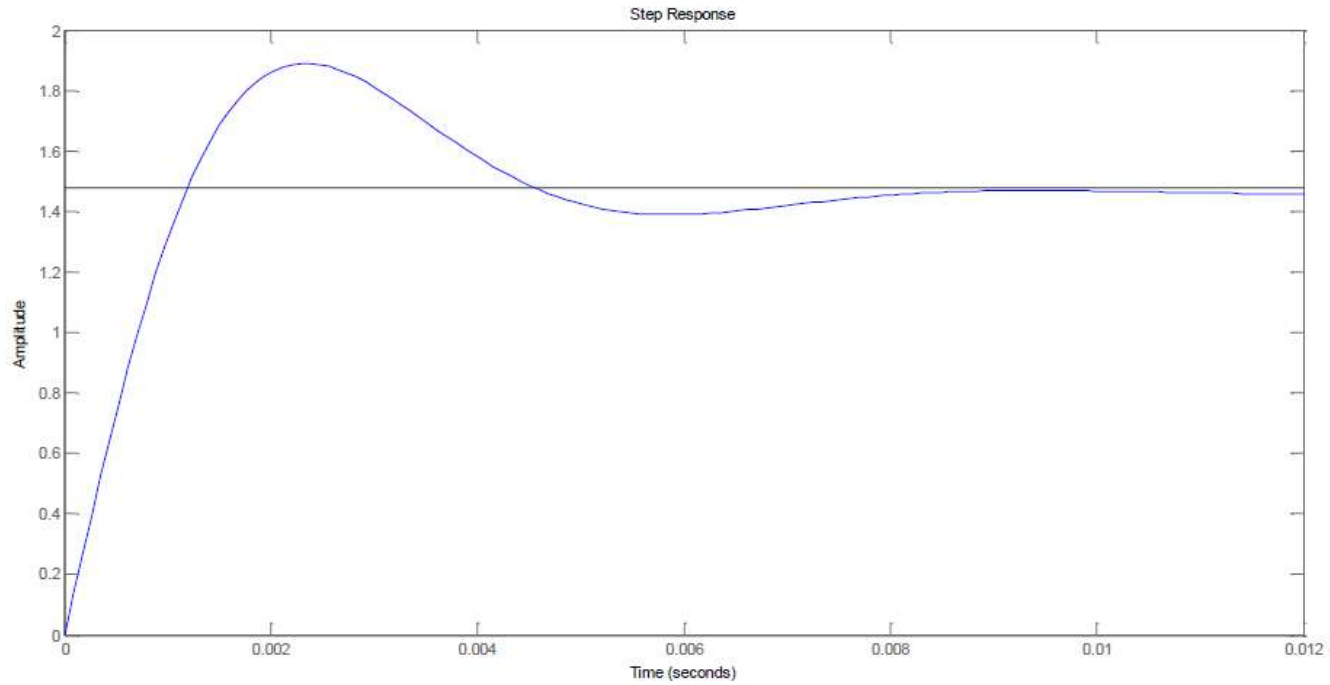

Рисунок 3.18 – Відповідь на крок системи керування рисканням

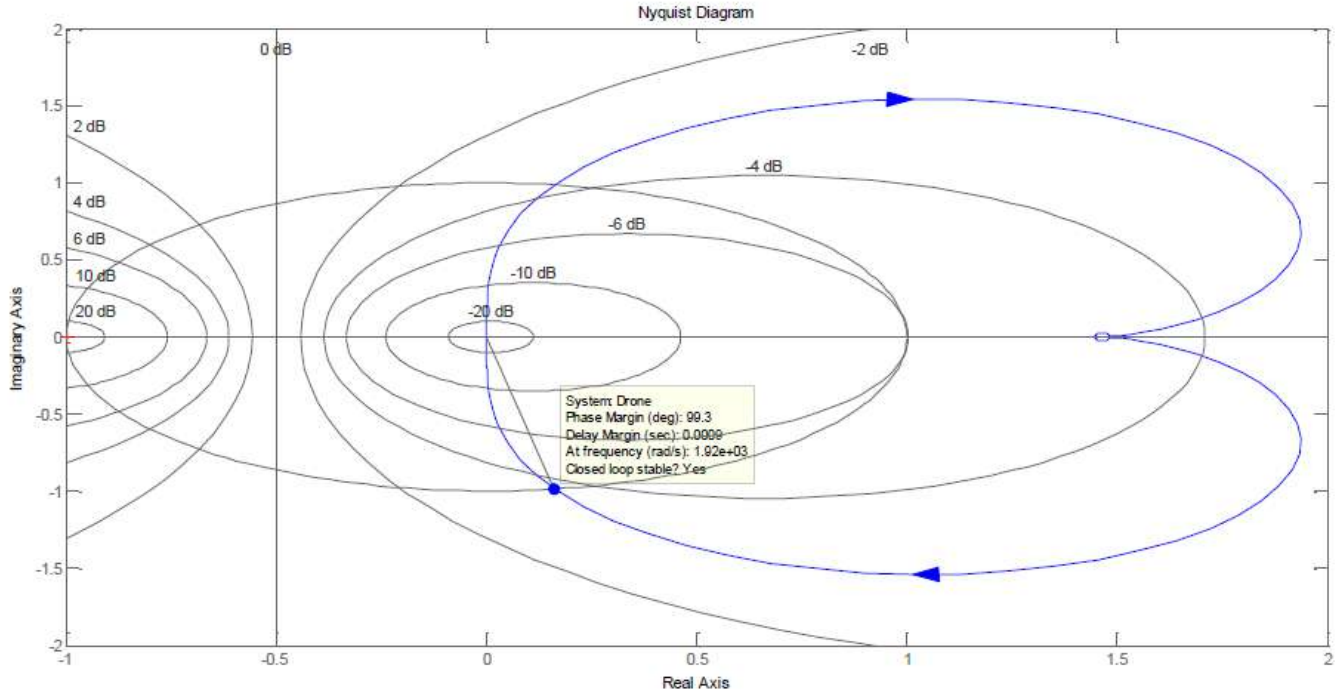

Рисунок 3.19 – Схема Найквіста системи керування рисканням

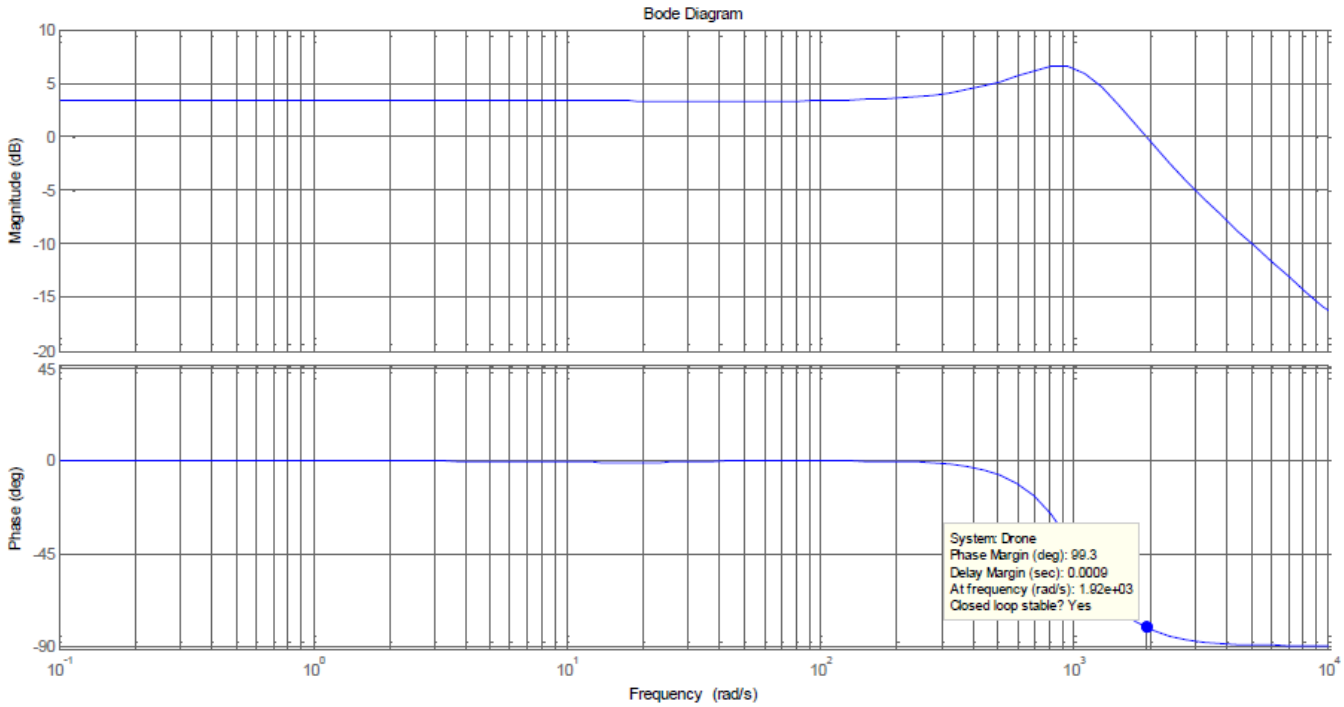

Рисунок 3.20 – Система керування рисканням Bode Plot

Функція передачі системи керування тангажем

За допомогою рис. 3.13 і рівнянь 3.7 і 3.8 ми розрахували передатну функцію системи керування рухом крену. Тут графіки поєднують ступінчасту реакцію, діаграму Найквіста та графік Боде.

Для цього були створені різні m-файли.

Вміст файлу pitch.m

```
clc
s = tf('s');
P = 0.5;
G1 = 416.67/(0.38*s^2+0.82*s+1);
G2 = 416.67/(0.38*s^2+0.82*s+1);
G3 = 950/(s^2+40*s+950);
G4 = 950/(s^2+40*s+950);
D = rand;
systemTransferFunction = ((P*(G1+G2+s*G3+s*G4))+(P*(G1+G2+s*G3+s*G4))*D)/(1+(P*(G1+G2+s*G3+s*G4))*(1024/(s+1024)));
Drone = zpk(systemTransferFunction); %transfer function
figure;
step(Drone);
figure;
nyquist(Drone), grid;
figure;
bode(Drone), grid;
```

Таким чином, функція передачі системи керування тангажем буде:

$$T_{pitch}(s) = \frac{P \times (G1 + G2 + sG3 + sG4) + P \times (G1 + G2 + sG3 + sG4) \times D}{1 + P \times (G1 + G2 + sG3 + sG4) \times \frac{1024}{s + 1024}} \quad (3.11)$$

T(s), отримане вище в рівнянні 3.10, є функцією передачі системи керування тангажем безпілотника з використанням усіх обов'язково достатніх доступних параметрів.

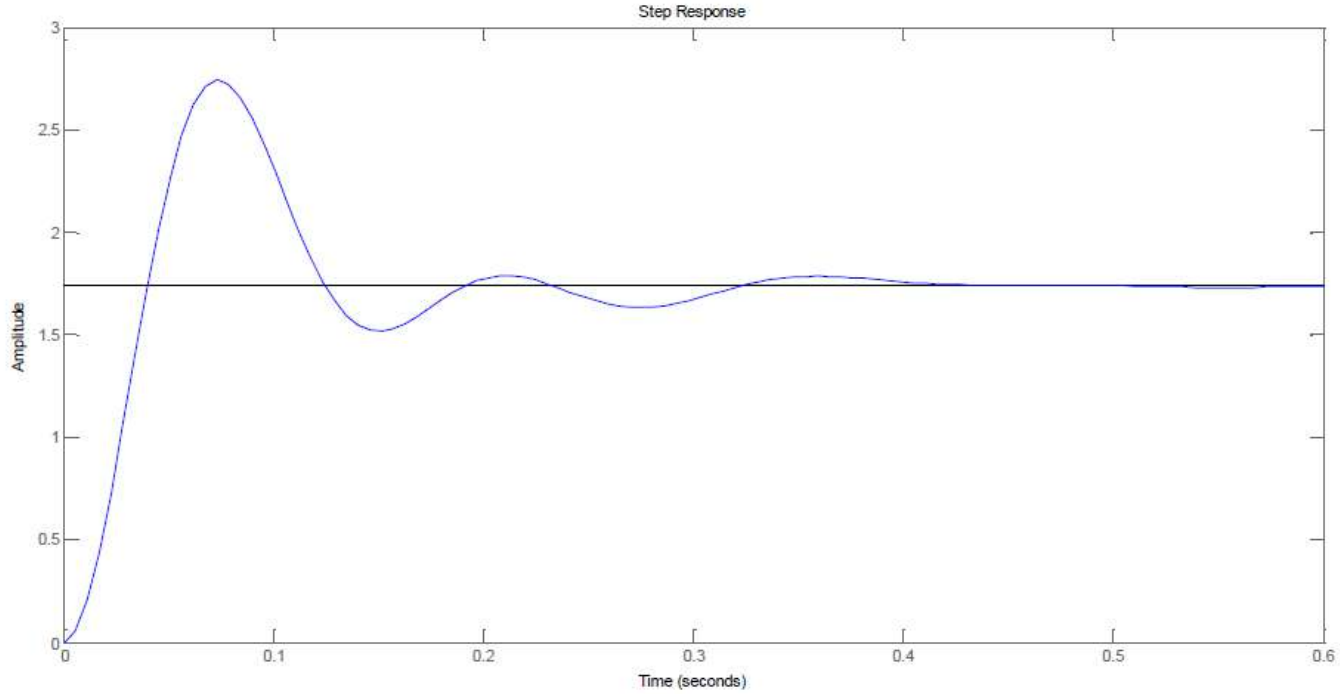

Рисунок 3.21 – Східчаста характеристика системи керування тангажем

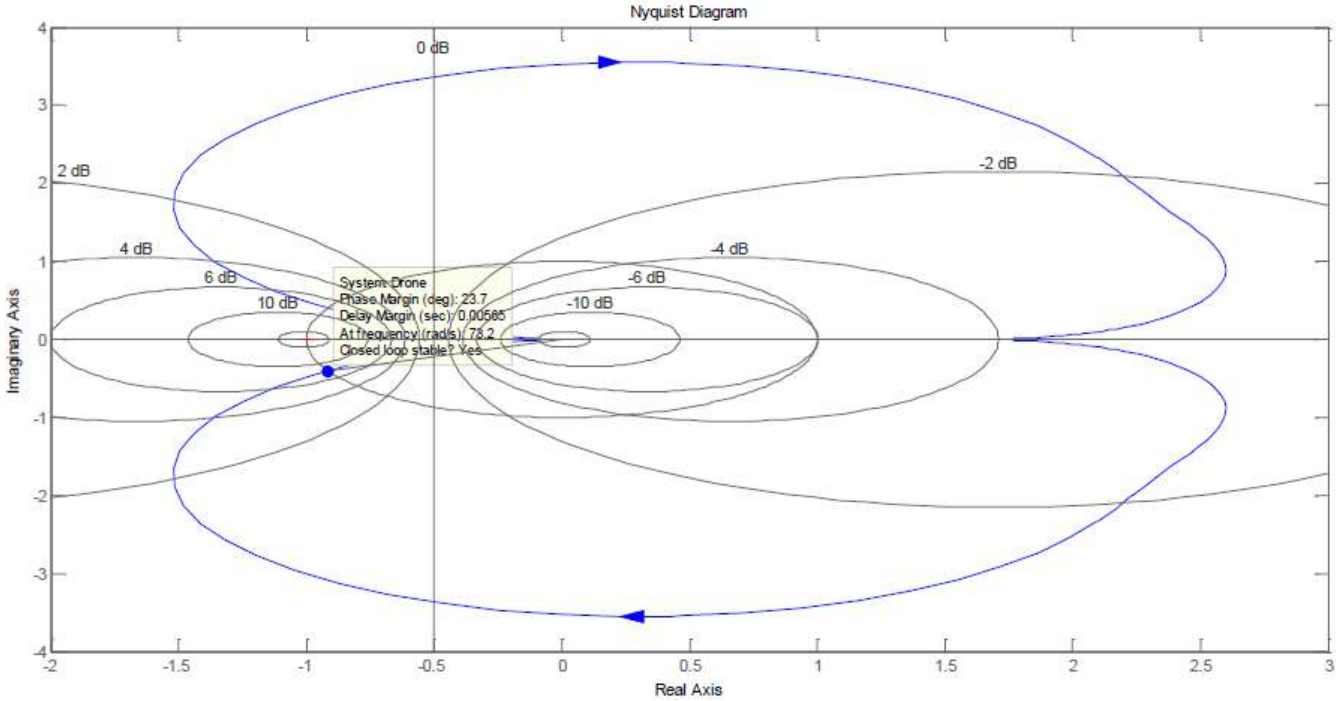

Рисунок 3.22 – Діаграма Найквіста системи керування кроком

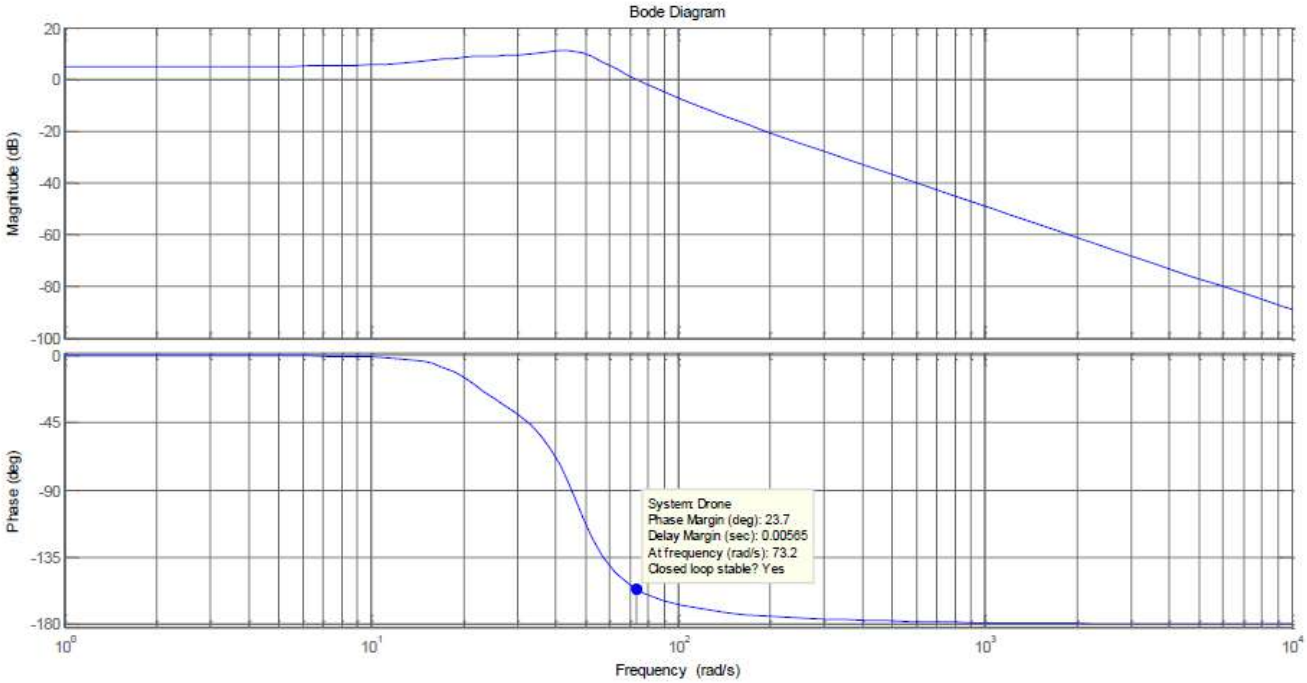

Рисунок 3.23 – Система контролю тангажу Bode Plot

ВИСНОВКИ

В магістерській роботі:

- розроблено, реалізовано та оцінено модульну структуру, яка дозволяє операторам швидко зібрати без інструментів квадрокоптерний безпілотний літальний апарат (МР-БПЛА) із індивідуальними характеристиками польоту для виконання вимоги місії;

- зрблено поетапний процес вибору апаратних компонентів (датчиків, приводів, гвинта, двигунів, акумуляторів, електронних регуляторів швидкості) для модулів рамки для досягнення бажаних характеристик;

-розроблено програмного засобу, який оптимізує процес вибору компонентів обладнання та розрахунок часу польоту.

- перевірено алгоритм розрахунку часу польоту на основі даних безщіткового двигуна та гвинта, зібраних за допомогою тягового стенду/динамометра.

В роботі представлено проектування модульної конструкції. Фреймворк складається з п’яти модулів (контролер, трансмісія, відео, зв’язок і корисне навантаження), що дозволяє користувачеві комбінувати модулі, щоб швидко зібрати MR-UAV, який найкраще відповідає вимогам бажаного застосування.

Для перевірки дизайну фреймворку було реалізовано та протестовано прототип. Фреймворк був використаний для створення 3 модульних профілів МР-БПЛА, один для спостереження (тривалий час польоту), один для доставки (більший корисний вантаж), а третій профіль МР-БПЛА дозволяє форму перемикання, прив’язану до джерела живлення від батареї під час польоту.

Щоб полегшити процес вибору апаратних компонентів для модулів каркасу, у цій роботі представлено алгоритм для оцінки часу польоту, який включено в процес побудови модульних профілів. Алгоритм перевірено, і середня точність 98,94% була досягнута для оцінки часу польоту зависання. Крім того, також представлено дизайн програмного засобу. Цей інструмент дозволяє розробникам аналізувати дані про безщіточні двигуни та гвинти (отримані зі стенду тяги), оцінювати, як повна вага та вибір батареї впливають на МР-БПЛА (щодо часу польоту, співвідношення тяги до

ваги та максимального корисного навантаження), а також оптимізує процес розробки МР-БПЛА.

ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ

1. Allenspach M, Bodie K, Brunner M, Rinsoz L, Taylor Z, Kamel M, Siegwart R and Nieto J (2020) Design and optimal control of a tiltrotor micro-aerial vehicle for efficient omnidirectional flight. The International Journal of Robotics Research 39(10-11): 1305–1325.

2. Anzai T, Zhao M, Chen X, Shi F, Kawasaki K, Okada K and Inaba M (2017) Multilinked multirotor with internal communication system for multiple objects transportation based on form optimization method. In: 2017 IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems. Vancouver, Canada, pp. 5977– 5984.

3. Badr S, Mehrez O and Kabeel A (2016) A novel modification for a quadrotor design. In: 2016 Int. Conf. on Unmanned Aircraft Systems. Arlington, VA, USA, pp. 702–710.

4. Barber C, Dobkin D and Huhdanpaa H (1996) The quickhull algorithm for convex hulls. ACM Transactions on Mathematical Software (TOMS) 22(4): 469–483.

5. Bicego D (2019) Design and Control of Multi-Directional Thrust Multi-Rotor Aerial Vehicles with applications to Aerial Physical Interaction Tasks. Ph.D. thesis, Université de Toulouse. Blouin C and Lanteigne E (2014) Pitch control of an oblique active tilting bi-rotor. In: 2014 Int. Conf. on Unmanned Aircraft Systems. Oralndo, FL, USA, pp. 791–799.

6. Bouabdallah S, Noth A and Siegwart R (2004) Pid vs lq control techniques applied to an indoor micro quadrotor. In: 2004 IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems. Sendai, Japan, pp. 2451–2456.

7. Brescianini D and D'Andrea R (2016) Design, modeling and control of an omni-directional aerial vehicle. In: 2016 IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation. Stockholm, Sweden, pp. 3261–3266.

8. Bronz M, Smeur E, Garcia de Marina H and Hattenberger G (2017) Development of a fixed-wing mini UAV with transitioning flight capability. In: 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference.

9. De Martini D, Gramazio G, Bertini A, Rottenbacher C and Facchinetti T (2017) Design and modeling of a quadcopter with double axis tilting rotors. Unmanned Systems 5(03): 169–180.

10. Devlin T, Dickerhoff R, Durney K, Forrest A, Pansodtee P, Adabi A and Teodorescu M (2018) Elbowquad: Thrust vectoring quadcopter. In: 2018 AIAA Information Systems-AIAA Infotech@ Aerospace. p. 0893.

11. Donadel R, Raffo G and Becker L (2014) Modeling and control of a tiltrotor uav for path tracking. IFAC Proceedings Volumes 47(3): 3839–3844.

12. Franchi A, Carli R, Bicego D and Ryll M (2018) Full-pose tracking control for aerial robotic systems with laterally-bounded input force. IEEE Trans. on Robotics 34(2): 534–541.

13. Fu Z, Yang BXJ, Wu C and Wei Y (2017) Modeling and control of a new multicopter. In: 2017 36th Chinese Control Conference (CCC). Liaoning, China, pp. 6495–6500.

14. Hamandi M, Sawant K, Tognon M and Franchi A (2020) Omniplus-seven (o7+): An omnidirectional aerial prototype with a minimal number of unidirectional thrusters. In: 2020 Int. Conf. on Unmanned Aircraft Systems. pp. 754–761.

15. Haus T, Orsag M and Bogdan S (2016) Design considerations for a large quadrotor with moving mass control. In: 2016 Int. Conf. on Unmanned Aircraft Systems. Arlington, VA, USA, pp. 1327–1334.

16. Haus T, Orsag M and Bogdan S (2017) A concept of a non-tilting multirotor-uav based on moving mass control. In: 2017 Int. Conf. on Unmanned Aircraft Systems. Miami, FL, USA, pp. 1618–1624.

17. Jiang G, Voyles R, Sebesta K and Greiner H (2017) Estimation and optimization of fully-actuated multirotor platform with nonparallel actuation mechanism. In: 2017 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). IEEE, pp. 6843–6848.

18. Kamel M, Verling S, Elkhatib O, Sprecher C, Wulkop P, Taylor Z, Siegwart R and Gilitschenski I (2018) The voliro omniorientational hexacopter: An agile and

maneuverable tiltable-rotor aerial vehicle. IEEE Robotics & Automation Magazine 25(4): 34–44.

19. Michieletto G, Ryll M and Franchi A (2017) Control of statically hoverable multi-rotor aerial vehicles and application to rotorfailure robustness for hexarotors. In: 2017 IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation. Singapore, pp. 2747–2752.

20. Michieletto G, Ryll M and Franchi A (2018) Fundamental actuation properties of multi-rotors: Force-moment decoupling and failsafe robustness. IEEE Trans. on Robotics 34(3): 702–715

21. Rashad R, Engelen J and Stramigioli S (2019) Energy tank-based wrench/impedance control of a fully-actuated hexarotor: A geometric port-hamiltonian approach. In: 2019 IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation. Montreal, Canada, pp. 6418– 6424.

22. Tognon M and Franchi A (2018) Omnidirectional aerial vehicles with unidirectional thrusters: Theory, optimal design, and control. IEEE Robotics and Automation Letters 3(3): 2277– 2282

ДОДАТОК А – СКРИПТ КЕРУВАННЯ СИЛОВИМ СТЕНДОМ

```
var escStart = 1000; // ESC idle value [700us, 2300us]
var minVal = 1100; // Min. input value [700us, 2300us]
var maxVal = 2000; // Max. input value [700us, 2300us]
// step parameters
var params = {
steps_qty: 10, // Number of steps
settlingTime_s: 3, // Settling time before measurement
cooldownTime_s: 0, // If the motor needs to cool down between steps. Zero disables cooldown.
cooldownThrottle_us: 1175, // Cool down faster when slowly spinning
cooldownMinThrottle: 1500, // Only activates the cooldown time for high throttle
max_slew_rate_us_per_s: 50 // Limits torque from throttle changes
        };

var samplesAvg = 100; // Number of samples to average
var repeat = 0; // How many times to repeat the same sequence
var filePrefix = "StepsTestV2";
////////////////// Beginning of the script //////////////////
//Start new file
rcb.files.newLogFile({prefix: filePrefix});
//Tare the load cells
        rcb.sensors.tareLoadCells(initESC);

//Arms the ESC
function initESC(){
//ESC initialization
rcb.console.print("Initializing ESC...");
rcb.output.set("esc", escStart);
rcb.wait(startSteps, 4);
}
//Start steps
function startSteps(){
takeSample(ramp);
        }

// Records a sample to CSV file
function takeSample(callback){
rcb.sensors.read(function (result){
// Write the results and proceed to next step
rcb.files.newLogEntry(result, callback);
}, samplesAvg);
}
// Start the ramp up function
function ramp(){
        rcb.output.steps2("esc", minVal, maxVal, stepFct, finish, params);

}
// The following function will be executed at each step.
function stepFct(nextStepFct){
takeSample(nextStepFct);
}
// Ramp back down then finish script
function finish(){
// Calculate the ramp down time
var rate = params.max_slew_rate_us_per_s;
var time = 0;
if(rate>0){
```

```
time = (maxVal-escStart)  / rate;
        }
rcb.output.ramp("esc",  maxVal,  escStart, time, endScript);
}
//Ends or loops  the script
function  endScript() {
if(--repeat  > 0){
if(repeat  === 0){
rcb.console.print("Repeating  one last time...");
}else{
        rcb.console.print("Repeating  " + repeat + " more times...");
}
startSteps();
}else{
rcb.endScript();
}
        }
```

ДОДАТОК Б – ПРЕЗЕНТАЦІЯ