

# МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

## ДЕРЖАВНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

### «КИЇВСЬКИЙ АВІАЦІЙНИЙ ІНСТИТУТ»

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки та систем управління

ДОПУСТИТИ ДОЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Тачиніна О. М.

“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2025 р.

## КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ

“МАГІСТР”

Спеціальність 174 «Автоматизація, комп’ютерно-інтегровані технології та робототехніка»

Тема: **Система керування квадрокоптера в режимі паралельног  
наближення**

Виконавець: Біленький Максим Вікторович

Керівник: к.т.н., доцент Безкоровайний Юрій Миколайович

Нормоконтролер: к.т.н., доцент Дивнич Микола Полікарпович

Консультант з «Охорони праці»: Вальченко Олександр Іванович

Консультант з «Охорони навколишнього середовища»: Дмитруха Тетяна

Іллівна

Київ 2025

ДЕРЖАВНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
«КИЇВСЬКИЙ АВІАЦІЙНИЙ ІНСТИТУТ»

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки та систем управління

Спеціальність 174 «Автоматизація, комп'ютерно-інтегровані  
технології та робототехніка»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

Тачиніна О. М.

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2025 р.

**ЗАВДАННЯ**

на виконання кваліфікаційної роботи

Біленького Максима Вікторовича

1. Тема кваліфікаційної роботи: Система керування квадрокоптера в режимі паралельного наближення

затверджена наказом ректора від 01.09.2025 р. № 1648/ст

2. Термін виконання роботи: з 29.09.2025 р. до 22.12.2025 р.

3. Вихідні дані до роботи: квадрокоптер як рухомий літальний апарат, його математична та динамічна модель, початкові умови положення і орієнтації в просторі, а також параметри системи керування, силової установки та зовнішніх збурень.

4. Зміст пояснювальної записки: аналіз існуючих рішень та обґрунтування теми кваліфікаційної роботи, вибір програмних та апаратних засобів системи, реалізація та опис розробленої системи, тестування розробленої системи БПЛА.

5. Перелік ілюстративного матеріалу презентації: структурна схема системи керування квадрокоптером; система відліку та кути Ейлера; блок-схема контролера PD-SMC/NN; модель квадрокоптера в MATLAB/Simulink; результати моделювання та порівняльні графіки.

## 6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1.	Ознайомлення з постановкою задачі та вивчення літератури. Складання графіку роботи	29.09.25 01.10.25	Виконано
2.	Вступ, визначення актуальності теми, мети, предмету та об'єкту дослідження	02.10.25 – 22.10.25	Виконано
3.	Аналіз завдання, пошук та аналіз літературних джерел за темою роботи	23.10.25 – 02.11.25	виконано
4.	Оформлення роботи, доповнення теоретичної частини	03.11.25 – 07.12.25	виконано
5.	Написання висновків та рекомендацій	08.12.25 – 19.12.25	виконано
6.	Підготовка доповіді та презентації	20.12.25 – 22.12.25	виконано

## 7. Консультанти з окремих розділів кваліфікаційної роботи

Назва розділу роботи		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Консультант Вальченко Олександр Іванович		
Охорона навколишнього середовища	Консультант Дмитруха Тетяна Іллівна		

8. Дата видачі завдання: 01.09.2025 р.

Керівник кваліфікаційної роботи \_\_\_\_\_ Абрамович О. О.

Завдання прийняв до виконання \_\_\_\_\_ Біленький М.В.,

# РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи «Система керування квадрокоптера в режимі паралельного наближення»: 144 стор., 22 рис., 8табл., 40 використаних джерел.

**Об'єкт дослідження** – Процеси керування рухом квадрокоптера як нелінійного динамічного об'єкта..

**Предмет дослідження** – Методи та алгоритми керування квадрокоптером на основі паралельного регулятора PD–SMC/NN.

**Мета роботи** – Розробка та дослідження системи керування квадрокоптером на основі методу паралельного наближення з використанням регулятора PD–SMC/NN для підвищення точності та робастності керування.

**Методи дослідження:** аналіз інформації з літературних джерел, дослідження наукових публікацій, математичне моделювання.

У роботі розглянуто систему керування квадрокоптером, побудовану на основі методу паралельного наближення з використанням комбінованого регулятора PD–SMC/NN. Запропонований підхід поєднує пропорційно-диференціальний регулятор, регулятор ковзного режиму та нейронну мережу для компенсації нелінійностей і зовнішніх збурень.

**Ключові слова:** КВАДРОКОПТЕР, СИСТЕМА КЕРУВАННЯ, ПАРАЛЕЛЬНЕ НАБЛИЖЕННЯ, PD-РЕГУЛЯТОР, КОВЗНИЙ РЕЖИМ, НЕЙРОННА МЕРЕЖА, РОБАСТНЕ КЕРУВАННЯ, АДАПТИВНЕ КЕРУВАННЯ, МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ.

## ЗМІСТ

Вступ.....	8
Розділ 1. Конструктивні особливості та принцип польоту квадрокоптера.....	9
1.1. Класифікація мультироторних БПЛА.....	9
1.2. Конструктивні елементи та принцип дії.....	14
1.3. Сфери використання та реалізація в інженерній практиці.....	21
Розділ 2. Аналіз об'єкта керування та його динаміки.....	26
2.1. Фізична модель квадрокоптера як об'єкта керування.....	26
2.2. Математичне моделювання динаміки квадрокоптера.....	33
Розділ 3. Огляд класичних та сучасних підходів до керування квадрокоптером.....	41
3.1. Класичні методи керування.....	41
3.2. Робастні та адаптивні методи.....	47
3.3. Концепція паралельного (гібридного) керування.....	53
Розділ 4. Розробка та теоретичне обґрунтування паралельної системи керування (PD-SMC/NN).....	59
4.2. Деталізація робастного компонента.....	64
4.3. Введення адаптивного елемента (Neural Network, NN).....	69
Розділ 5. Аналіз продуктивності та порівняння.....	76
5.1. Критерії оцінки системи керування.....	76
5.2 Переваги паралельної (PD-SMC/NN) системи над класичним PID-контролером.....	81
Розділ 6. Охорона праці.....	87
6.1. Організація робочого місця суб'єкта кваліфікаційної роботи.....	87
6.2. Електробезпека та заходи захисту в лабораторії.....	93

6.3. Пожежна безпека та заходи запобігання займанню.....	95
6.4. Розрахунок штучного освітлення.....	97
6.5. Висновки до розділу.....	98
Розділ 7. Охорона навколишнього середовища.....	101
7.1. Вступ та актуальність екологічного аналізу безпілотних систем.....	101
7.2. Аналіз впливу життєвого циклу БпЛА на навколишнє середовище.....	102
7.3. Екологічна характеристика матеріалів та компонентів системи.....	103
7.4. Фізичне забруднення середовища під час експлуатації.....	104
7.5. Проблема утилізації та рециклінгу електронних відходів (E-waste).....	106
7.6. Енергоефективність алгоритмів керування як фактор екологічності.....	107
7.7. Розрахунок вуглецевого сліду (CO <sub>2</sub> ) від споживання електроенергії.....	108
7.8. Заходи щодо мінімізації негативного впливу на довкілля.....	109
7.9. Висновки до розділу.....	110
Розділ 8 Паралельна система керування PD-SMCNN для робастного автономного міні-квадрокоптера.....	111
8.1 Актуальність та постановка проблеми.....	112
8.2 Динамічна модель міні-квадрокоптера.....	113
8.3 Моделювання та результати.....	117
8.4 Висновки по дослідженню.....	128
Розділ 9 метод наведення паралельним наближенням.....	129
9.1 Загальні положення та постановка задачі наведення.....	131
9.2 Метод паралельного зближення (деталізований аналіз).....	134
9.3 наведення методом паралельного зближення.....	136
Висновки.....	140
Джерела.....	141



## **ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ ТА СКОРОЧЕНЬ**

LOS — лінія візування

PD — пропорційно-диференціальний регулятор

SMC — керування ковзним режимом (Sliding Mode Control)

NN — нейронна мережа (Neural Network)

PD-SMC/NN — паралельна гібридна система керування

БПЛА — безпілотний літальний апарат

IMU — інерційний вимірювальний блок

## ВСТУП

Сучасний розвиток безпілотних літальних апаратів зумовлює зростання вимог до точності, стійкості та робастності систем керування, особливо в умовах зовнішніх збурень і невизначеності параметрів. Квадрокоптери як нелінійні та недокермовані динамічні об'єкти потребують застосування ефективних алгоритмів керування, здатних забезпечити стабільне позиціонування та надійне наведення на рухомі цілі.

Одним із перспективних підходів до розв'язання цієї задачі є використання методів наведення, зокрема методу паралельного зближення, у поєднанні з сучасними гібридними системами керування. Поєднання класичних регуляторів із робастними та адаптивними методами дозволяє підвищити якість керування та зменшити вплив зовнішніх збурень.

Метою даної роботи є розробка та дослідження системи керування квадрокоптером із використанням методу паралельного зближення та паралельної структури PD-SMC/NN. У роботі виконано математичне моделювання руху, розроблено алгоритм керування та проведено імітаційне дослідження ефективності запропонованого підходу.

# РОЗДІЛ 1. КОНСТРУКТИВНІ ОСОБЛИВОСТІ ТА ПРИНЦИП ПОЛЬОТУ КВАДРОКОПТЕРА

## 1.1. Класифікація мультироторних БПЛА

Класифікація безпілотних авіаційних систем (БПЛА) необхідна для точного визначення місця квадрокоптера серед інших літальних апаратів. Системи мультироторного типу (MR-UAS) класифікуються насамперед залежно від конфігурації несучих роторів, що безпосередньо впливає на їхню маневреність, енергоефективність та резервування.

### 1.1.1. Класифікація за кількістю та розташуванням роторів (Конфігурація)

Конфігурація мультироторного апарата визначається кількістю роторів та їхнім розташуванням відносно центру мас. Усі ротори завжди розташовані у горизонтальній площині та обертаються парами у протилежних напрямках для компенсації реактивного моменту.

#### 1. Трикоптери (3 ротори):

- Особливість: Непарна кількість роторів вимагає додаткового механізму для керування по рисканню ( $\psi$ ). Зазвичай це реалізується за рахунок сервоприводу, який може нахилити задній ротор.
- Переваги: Вища енергоефективність порівняно з квадрокоптерами аналогічної ваги, відносно проста конструкція (три променя).

Недоліки: Механічна складність (наявність сервоприводу), нижча надійність через залежність від одного додаткового рухомого вузла.

Кафедра АКСУ				ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА			
Виконав	Біленький М.В.			Система керування квадрокоптера в режимі паралельного наближення			Аркушів
Керівник	Безкорвайний Ю.М.						144
Н-контр.	Дивнич М.П.						
Зав.каф.	Тачиніна О. М.						M-174-24-1-CU



○ Рис. 1.1 Трикоптер

## 2. Квадрокоптери (4 ротори):

- Особливість: Чотири ротори, розташовані симетрично у конфігурації X або +. Два ротори обертаються за годинниковою стрілкою (CW), два — проти (CCW).
- Переваги: Максимальна простота механічної та аеродинамічної симетрії, що полегшує математичне моделювання. Це найпоширеніший та найбільш досліджений тип MR-UAS.
- Недоліки: Нульове резервування — вихід з ладу одного ротора призводить до втрати керування.



Рис 1.2 Квадрокоптер

### 3. Гексакоптери (6 роторів):

- Особливість: Шість роторів, розташованих рівномірно (з кроком  $60^\circ$ ) відносно центру мас.
- Переваги: Резервування. Здатні продовжувати політ при відмові одного ротора. Вища тяга та можливість нести більше корисне навантаження порівняно з квадрокоптером.
- Недоліки: Вища вартість, складніша проводка та менша енергоефективність на одиницю ваги порівняно з 4-роторними системами.



Рис 1.3 Гексакоптер

### 4. Октокоптери (8 роторів):

- Особливість: Вісім роторів. Можуть мати два пропелери на одній осі, що обертаються у протилежних напрямках (коаксіальна конфігурація), або розташовані поодинокі.
- Переваги: Найвище корисне навантаження та максимальний рівень резервування (можуть літати при відмові двох роторів).

- Сфера використання: Професійна кінематографія (важкі камери), промислова інспекція з важкими датчиками (LIDAR, гіперспектральна оптика).



Рис 1.4 октокоптер

### 1.1.2. Класифікація за розміром, вагою та призначенням

Ця класифікація є найбільш практичною, оскільки вона безпосередньо корелює з фізичними параметрами апарата (маса, інерція) та вимогами до системи керування (швидкість реакції, точність утримання позиції).

Табл. 1.1 Класифікація за розміром вагою та призначенням

Клас	Максимальна злітна вага (MTOW)	Типове корисне навантаження	Основні сфери використання
Мікро-клас (Micro/Nano)	До 250 г	Легкі камери (FPV), мікро-датчики	Освіта, FPV-гонки, інспекція усередині приміщень, ігрові цілі.
Легкий клас (Light-Lift)	250 г – 4 кг	Камери для фотограмметрії,	Аерофотозйомка, аматорська кінематографія, інспекція ЛЕП,

Клас	Максимальна злітна вага (MTOW)	Типове корисне навантаження	Основні сфери використання
		інспекційні камери	сільське господарство.
Середній клас (Medium-Lift)	4 кг – 15 кг	LIDAR-системи, мульти- та гіперспектральні камери, тепловізори	Професійна геодезія, 3D-моделювання великих об'єктів, логістика малих вантажів.
Важкий клас (Heavy-Lift)	Понад 15 кг	Важкі кінокамери, промислові датчики (газоаналізатори, радари)	Спеціалізовані рятувальні місії (SAR), точна доставка у промислових умовах.

Особливості керування в різних класах:

1. Мікро-клас: Ці апарати мають малу інерцію, що вимагає дуже швидких (високочастотних) та агресивних контролерів. Тут часто застосовується управління на основі кутової швидкості для максимальної маневреності.
2. Важкий клас: Апарати з великою інерцією. Вони вимагають плавніших контролерів, орієнтованих на робастність та енергоефективність (довгий час польоту), оскільки їхній рух повільніше реагує на керуючий вхід. Точність утримання позиції є критично важливою, що вимагає застосування складних фільтрів для даних GPS та IMU.

## 1.2. Конструктивні елементи та принцип дії

### 1.2.1. Детальний розбір будови

Ефективність та точність польоту квадрокоптера залежать від якості та інтеграції трьох основних підсистем: механічної, силової та авіоніки (обчислювальної).

#### 1. Механічна підсистема (Рама та Інерційні параметри)

Квадрокоптер у моделюванні розглядається як жорстке симетричне тіло.

- Рама: Визначає геометрію та жорсткість. Найчастіше використовуються матеріали з високим співвідношенням міцності до ваги, такі як вуглецеве волокно (карбон). Рама повинна мінімізувати деформацію під час польоту, оскільки будь-яка гнучкість рами (особливо на довгих променях) призводить до фазових затримок у контурі керування та некоректних даних IMU.
- Моменти інерції: Фізичні розміри рами та розподіл мас безпосередньо впливають на тензор інерції  $I = \text{diag}(I_x, I_y, I_z)$ . Чим менші ці моменти, тим вища кутова маневреність апарата (швидкість зміни  $\dot{p}$ ,  $\dot{q}$ ,  $\dot{r}$ ). Для симетричних конструкцій  $I_x \approx I_y$ .



Рис.1.5 рама фпв-коптера

#### 2. Силова підсистема (Рушій та Акумулятори)

Силова підсистема є джерелом керуючого впливу та енергії.

- Безколекторні двигуни: Їхня ключова перевага — відсутність механічного тертя та висока динаміка. Швидкість двигуна характеризується коефіцієнтом KV (обертів за хвилину на вольт). Для швидкого маневрування потрібні двигуни з високим KV, але це збільшує енергоспоживання. Час відгуку двигуна має бути значно меншим, ніж період керуючої петлі, щоб забезпечити точну компенсацію збурень.
- Електронні регулятори швидкості (ESC): Є спеціалізованими драйверами, що перетворюють команди контролера (зазвичай у цифрових протоколах, таких як DShot) у трифазний струм для BLDC-двигунів. Високоякісні ESC забезпечують мінімальну затримку, що є критичним для стабілізації.
- Пропелери: Ключові параметри: діаметр та крок. Крок визначає аеродинамічну ефективність та швидкість, яку може розвинути апарат. Пропелери також є основним джерелом аеродинамічного шуму та вібрацій.
- Акумулятори (Li-Po): Використовуються літій-полімерні батареї. Їхня характеристика C-рейтинг визначає максимальний струм розряду, який повинен покривати пікові потреби всіх чотирьох двигунів, особливо під час агресивного маневрування.

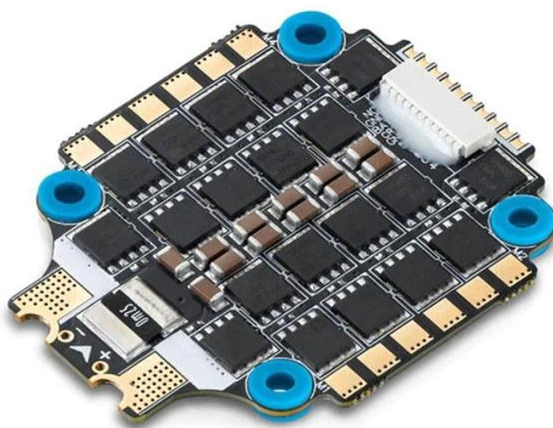


Рис 1.6 Електронний регулятор швидкості

### 3. Обчислювальна підсистема (Авіоніка)

Авіоніка відповідає за збір даних, оцінку стану та виконання алгоритмів керування.

- Контролер польоту (Flight Controller, FC): Сучасні FC базуються на потужних мікроконтролерах (наприклад, STM32), здатних виконувати контур керування з частотою до 8 кГц.
- Інерційний вимірювальний блок (IMU): Це єдиний компонент, який забезпечує дані для внутрішнього контуру керування (стабілізації).
  - Гіроскоп: Вимірює кутові швидкості ( $p, q, r$ ). Схильний до дрейфу (накопичення помилки) з часом.
  - Акселерометр: Вимірює лінійні прискорення та вектор гравітації. Не схильний до дрейфу, але чутливий до високочастотних вібрацій та зовнішніх сил (крім гравітації).
- Оцінка стану: Для отримання надійної оцінки орієнтації, дані гіроскопа та акселерометра обов'язково зливаються за допомогою алгоритмів, таких як Комплементарний фільтр або Фільтр Кальмана. Це поєднання використовує переваги кожного датчика, забезпечуючи точну та стійку оцінку кутів.



Рис 1.7 Польотний контролер

#### 4. Спеціалізовані військові компоненти (Плата Ініціації/Система Детонації)

У військових FPV-дронах, що використовуються як дрони-камікадзе (FPV Loitering Munitions), критично важливою підсистемою є система, що забезпечує безпечну доставку та гарантовану ініціацію (детонацію) бойового заряду.

- Плата Ініціації: Це спеціалізований електронний модуль, який функціонально відокремлений від основного Контролера Польоту (FC). Його основна роль — забезпечення надійного та безпечного алгоритму активації бойового заряду.
  - Принцип роботи: Плата ініціації є системою безпеки. Вона використовує багаторівневу перевірку умов перед подачею напруги на детонатор (електричний капсуль). Ця система гарантує, що ініціація відбудеться лише за виконання логіки безпеки:
    - Логіка безпеки 1 (Arming): Активація системи ініціації пілотом на віддалі.
    - Логіка безпеки 2 (Safety Distance): Перевірка пройденої відстані або висоти (щоб запобігти передчасній детонації біля оператора).
    - Логіка безпеки 3 (Impact/Proximity): Безпосередня команда детонації, яка може бути викликана пілотом вручну (натисканням кнопки), або автоматично при спрацюванні датчика зіткнення або контактного сенсора при досягненні цілі.
- Джерела живлення: Плата ініціації може мати незалежне джерело живлення (наприклад, маленький окремий акумулятор або конденсатори), щоб гарантувати спрацювання навіть у випадку втрати основного живлення FPV-дрона при ударі чи ураженні.
- Електромагнітна сумісність (EMC): Проектування такої плати вимагає підвищеної уваги до електромагнітної сумісності та захисту від радіоперешкод, щоб унеможливити несанкціоноване спрацювання від зовнішнього впливу (EW) або під час польоту.

Таким чином, плата ініціації є критичним інтерфейсом між системою керування (команда пілота) та корисним навантаженням, забезпечуючи контрольоване та безпечне виконання місії.

### 1.2.3. Системи зв'язку та керування пілота (Апаратура та Зв'язок)

Ефективність військового FPV-дрона безпосередньо залежить від якості каналів зв'язку, які передають команди пілота та візуальний зворотний зв'язок (відео). Ці системи повинні мати мінімальну затримку та високу робастність до радіоперешкод.

#### 1. Канал Радіокерування

Канал керування передає команди пілота на контролер польоту (FC). Ключові вимоги: мінімальна затримка та максимальна дальність/проникність.

- ExpressLRS (ELRS): Це сучасний протокол радіокерування з відкритим кодом, який набув широкого поширення у військових FPV-системах.
  - Принцип: Працює на високих частотах (зазвичай 868/915 МГц або 2.4 ГГц) і використовує технологію LoRa (Long Range). LoRa дозволяє досягати надзвичайної чутливості та дальності за рахунок зниження швидкості передачі даних.
  - Переваги: Висока частота оновлення (до 1000 Гц), що робить реакцію дрона на команди пілота майже миттєвою. Робастність зв'язку при роботі на великих відстанях або в умовах міської забудови.



Рис 1.8 сучасна система радіокерування з відкритим кодом для FPV-дронів (ELRS 2.2)

- Апаратура керування (Transmitter, TX): Пульти пілота, який формує керуючі сигнали. У військових цілях використовуються моделі, які підтримують протоколи з низькою затримкою (наприклад, ELRS) та мають можливість роботи з зовнішніми, більш потужними радіомодулями.



Рис 1.9 Апаратура керування

## 2. Канал Відеотрансляції

Канал відеотрансляції (VTx) є основою FPV та забезпечує пілота необхідним візуальним зворотним зв'язком для навігації.

- Відеопередавач (VTx): Пристрій на борту дрона, який перетворює відеосигнал з FPV-камери на радіочастотний сигнал. У військових цілях використовуються системи:
  - Аналогове відео (Analog VTx): Характеризується дуже низькою затримкою (практично нульовою), що критично для Асго-режиму, але якість зображення є низькою.
  - Цифрове відео (Digital VTx, наприклад, DJI, HDZero): Забезпечує високу якість зображення (HD), але може мати змінну затримку, що є ризиком для високошвидкісного маневрування. Однак, якість зображення важлива для точної ідентифікації цілі.



Рис 1.10 Відеопередавач

- Відеоприймач та Окуляри (VRx та Goggles): Пілот використовує окуляри з вбудованим відеоприймачем (VRx) для перегляду трансляції. Якість антени та чутливість приймача є вирішальними для стабільності відео на дальніх дистанціях.

### 3. Засоби Підсилення та Ретрансляція

Для підвищення дальності та надійності зв'язку в польових умовах застосовуються додаткові засоби:

- Підсилювачі потужності: Використовуються для збільшення вихідної потужності радіокерування (TX) або відеопередачі (VTx), що прямо пропорційно підвищує дальність зв'язку. Однак, це збільшує енергоспоживання та може призвести до підвищеної помітності радіосигналу (що є недоліком).
- Ретранслятори: У ситуаціях, коли необхідна дуже велика дальність польоту або коли пряма видимість заблокована (наприклад, горбистою місцевістю), може використовуватися другий дрон або наземна станція як ретранслятор. Це пристрій, який приймає сигнал від пілота, підсилює його та передає до дрона, що виконує місію. Це розширює зону покриття, але додає складність та додаткову затримку в контур керування.

Військове використання FPV-дронів вимагає балансу між максимальною потужністю передачі (для дальності) та мінімальною затримкою (для маневреності), а також здатністю працювати в умовах радіоелектронної

боротьби (РЕБ), що вимагає використання технологій Frequency Hopping та Wide Spectrum.

### **1.3. Сфери використання та реалізація в інженерній практиці**

#### **1.3.1. Використання в цивільному та комерційному секторах**

Комерційне застосування квадрокоптерів є критично важливим для економіки, і воно висуває високі вимоги до точності, робастності та автономності систем керування.

##### **1. Геодезія та картографування**

Ця сфера вимагає найвищої точності позиціонування, що виходить за межі можливостей стандартного GPS.

- Технологія RTK/PPK: Для досягнення геодезичної точності (сантиметри) використовуються системи Real-Time Kinematic (RTK) або Post-Processing Kinematic (PPK). Ці системи корегують помилки GPS за допомогою базової станції на землі. Вимога до контролера: FC повинен з високою точністю підтримувати позицію для фотограмметричного польоту, де знімки мають бути зроблені з фіксованим перекриттям, що вимагає надзвичайно точного утримання траєкторії.
- Створення 3D-моделей: Збір даних для LIDAR або фотограмметрії. У випадку LIDAR, дрон повинен літати з постійною швидкістю та висотою над поверхнею, що вимагає ефективного Position Controller для компенсації змін вітру та рельєфу.
- Результат: Отримання високоточних ортофотопланів, хмар точок та цифрових моделей рельєфу (ЦМР).

##### **2. Точне землеробство**

Використання квадрокоптерів у сільському господарстві спрямоване на оптимізацію ресурсів через збір даних про здоров'я рослин.

- Мультиспектральна зйомка: Дрони несуть спеціалізовані камери, які фіксують відбиття світла у різних спектрах (видимий, інфрачервоний). Це дозволяє розрахувати вегетаційні індекси, такі як NDVI (Normalized Difference Vegetation Index).
- Вимоги до польоту: Польоти здійснюються на низьких висотах (50–150 м) над полем. Критичним є утримання постійної висоти над поверхнею, оскільки будь-яка зміна висоти спотворює дані NDVI. Це вимагає від барометра, а іноді й від ультразвукових чи лазерних далекомірів, працювати в тісній інтеграції з висотним контролером.
- Застосування: Виявлення зон підтоплення, дефіциту азоту, локалізація хвороб.

### 3. Інспекція критичної інфраструктури та пошуково-рятувальні роботи (SAR)

Ці місії вимагають робастності та здатності працювати в умовах обмеженого доступу або вночі.

- Інспекція ЛЕП та Турбін: Дрони, оснащені тепловізійними (IR) та зум-камерами, можуть виявляти дефекти (наприклад, перегрів ізоляторів, тріщини у лопатях турбін).
  - Вимога до керування: Висока прецизійність (Precision Hover) утримування позиції поруч із вертикальною або похилою поверхнею. Це вимагає використання не лише GPS, а й візуальної одометрії (Visual Odometry) або SLAM-технологій для фіксації позиції щодо об'єкта.
- Пошуково-рятувальні операції (SAR): Швидке розгортання в зоні лиха. Дрони часто працюють у складних метеоумовах або вночі.
  - Вимога до керування: Висока енергоефективність (для максимального часу польоту) та надійність у разі часткової відмови датчиків.

Узагальнюючи, комерційний сектор вимагає, щоб система керування була не просто стабільною, а й адаптивною та точною у різних робочих режимах, що підкреслює необхідність використання складних алгоритмів

### **1.3.2. Роль квадрокоптерів у військово-інженерній практиці (Розширений аналіз)**

Військове застосування висуває до БПЛА екстремальні вимоги щодо швидкості, маневреності, робастності та прихованості. Це стимулює інженерну розробку систем керування, які здатні працювати далеко за межами лінеаризованої моделі.

#### **1. Розвідка, Спостереження та Корегування Вогню (ISR)**

Квадрокоптери є критично важливими засобами для отримання тактичної інформації в режимі реального часу.

- Вимоги до керування: Висока стабілізація та утримання позиції в умовах сильного, поривчастого вітру та роботи на середніх висотах. Для корегування артилерійського вогню необхідна виняткова точність відображення координат цілі, що вимагає використання високоточних навігаційних систем (якщо доступні) та надійного злиття даних.
- Стійкість до РЕБ (Радіоелектронна боротьба): У військовому середовищі критично важливо, щоб канали керування (TX/RX) та відеозв'язку (VTx/VRx) мали стійкість до активного придушення (глушіння). Інженерне рішення включає використання протоколів, які застосовують псевдовипадкову перебудову робочої частоти (Frequency Hopping Spread Spectrum, FHSS) та ширший спектр (наприклад, LoRa-протоколи, як-от ELRS), що підвищує їхню живучість в умовах інтенсивних радіоперешкод.

#### **2. Ударні системи (FPV Loitering Munitions)**

Військові FPV-дрони, які використовуються як баражуючі боєприпаси, є найвищим викликом для динаміки та керування.

- Динаміка польоту: Використання виключно Асро-режиму (Rate Mode). Це вимагає, щоб контролер польоту (FC) працював з мінімальною затримкою, а пілот мав прямий контроль над кутовими швидкостями  $\dot{\varphi}$ ,  $\dot{\psi}$ ,  $\dot{\gamma}$ . Висока частота оновлення контролера (до 8 кГц) необхідна для виконання різких маневрів та пікірування на швидкостях, що перевищують 100 км/год, зберігаючи при цьому внутрішню стабілізацію (тобто, мінімізуючи вібрації).
- Інженерні рішення для ураження: Інтеграція плати ініціації для безпечної та гарантованої детонації. Це вимагає створення надійних електричних та логічних схем, стійких до кінетичного удару.

### 3. Спеціалізовані логістичні та інженерні місії

Використання квадрокоптерів для підтримки бойових підрозділів.

- Доставка та Евакуація: Важкі мультироторні системи (гекса- та октокоптери) використовуються для доставки критичних вантажів (медичні засоби, акумулятори, боєприпаси) або евакуації невеликих об'єктів. Це вимагає від системи керування робастної компенсації змін маси та центру ваги, оскільки навантаження може бути скинуто або підібрано під час польоту, що різко змінює інерційні параметри апарата.
- Протидія та Захист: Квадрокоптери можуть бути використані для розгортання приладів РЕБ (радіоелектронної боротьби) або для боротьби з іншими БПЛА. Це вимагає від них здатності нести додаткове обладнання та виконувати спеціалізовані маневри.

Військова інженерна практика є провідником у розробці адаптивних та робастних систем керування, які можуть самостійно компенсувати значні зміни динамічних параметрів, що безпосередньо виправдовує необхідність дослідження передових методів керування, як-от паралельні контролери, в даній роботі.

## РОЗДІЛ 2. АНАЛІЗ ОБ'ЄКТА КЕРУВАННЯ ТА ЙОГО ДИНАМІКИ

### 2.1. Фізична модель квадрокоптера як об'єкта керування

#### 2.1.1. Схема будови та системи координат

Квадрокоптер є літальним апаратом із чотирма несучими роторами, які розташовані попарно на кінцях двох перпендикулярних балок, що проходять через центр мас корпусу. Це класична хрестоподібна конфігурація (+ або x).

Керування рухом квадрокоптера досягається виключно за рахунок зміни швидкості обертання цих чотирьох незалежних роторів:

1. Рух по вертикалі (Тяга): Збільшення або зменшення швидкості обертання усіх чотирьох роторів одночасно призводить до зміни загальної тяги та, відповідно, до підйому або спуску.
2. Обертання по тангажу (Pitch,  $\theta$ ): Зміна швидкості переднього і заднього роторів у протилежних напрямках.
3. Обертання по крену (Roll,  $\phi$ ): Зміна швидкості лівого та правого роторів у протилежних напрямках.
4. Обертання по рисканню (Yaw,  $\psi$ ): Усі ротори обертаються парами у протилежних напрямках, компенсуючи реактивний момент (момент опору повітря). Різниця у швидкостях обертання пар роторів створює некомпенсований реактивний момент, який призводить до обертання навколо вертикальної осі.

Для математичного опису руху квадрокоптера необхідно визначити дві системи координат: інерційну (земну) та зв'язану (рамну).

Кафедра АКСУ				ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА			
Виконав	Біленький М.В.			Система керування квадрокоптера в режимі паралельного наближення			Аркушів
Керівник	Безкоровайний Ю.М.						144
Н-контр.	Дивнич М.П.						
Зав.каф.	Тачиніна О. М.						
				М-174-24-1-СУ			

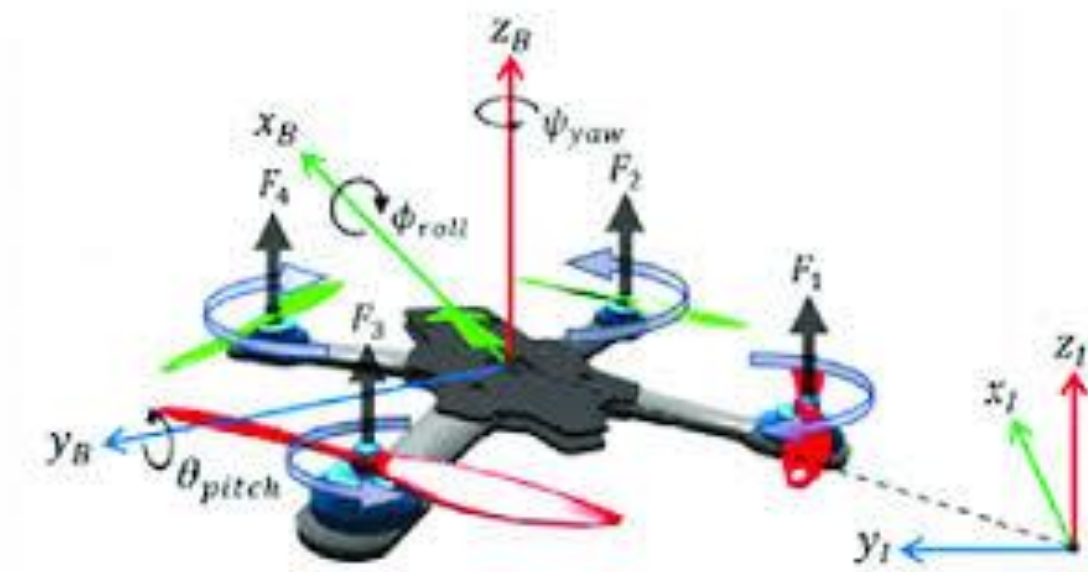


Рис.2.1. Системи координат квадрокоптера

#### А. Інерційна система координат (E – Earth-fixed Frame)

Ця система координат  $\mathcal{F}_B = \{O_B, i_B, j_B, k_B\}$  є неінерційною, жорстко прив'язана до корпусу квадрокоптера і використовується для опису сил, моментів та кутових швидкостей.

- Початок координат ( $O_B$ ): Зазвичай розташований у центрі мас (ЦМ) квадрокоптера.
- Осі:  $i_B$  (Поздовжня, вперед),  $j_B$  (Поперечна, вправо),  $k_B$  (Вертикально вниз відносно корпусу).
- Кутові швидкості: Обертання корпусу навколо осей  $X_B, Y_B, Z_B$  описується вектором кутових швидкостей  $\Omega_B = [p, q, r]^T$ .

#### Б. Зв'язана (Рамна) система координат (B – Body – fixed Frame)

Ця система координат  $\mathcal{F}_B = \{O_B, i_B, j_B, k_B\}$  є неінерційною, жорстко прив'язана до корпусу квадрокоптера і використовується для опису сил, моментів та кутових швидкостей.

- Початок координат ( $O_B$ ): Зазвичай розташований у центрі мас (ЦМ) квадрокоптера.
- Осі:  $i_B$  (Поздовжня, вперед),  $j_B$  (Поперечна, вправо),  $k_B$  (Вертикально вниз відносно корпусу).
- Кутові швидкості: Обертання корпусу навколо осей  $X_B, Y_B, Z_B$  описується вектором кутових швидкостей  $\Omega_B = [p, q, r]^T$ .

## В. Орієнтація та кути Ейлера

Орієнтація (нахил) квадрокоптера в інерційній системі координат задається кутами Ейлера, які є результатом трьох послідовних обертань:

1. Рискання (Yaw,  $\psi$ ): Обертання навколо осі  $Z_E$ .
2. Тангаж (Pitch,  $\theta$ ): Обертання навколо осі  $Y_B$ .
3. Крен (Roll,  $\phi$ ): Обертання навколо осі  $X_B$ .

## Г. Матриці обертання

Для перетворення векторів із зв'язаної системи координат (B) в інерційну систему координат (E) використовується матриця обертання  $R_E^B$ . Ця матриця є ключовою для формулювання рівнянь динаміки, оскільки сили (наприклад, тяга) повинні бути перетворені в інерційну систему (E) для обчислення поступального руху.

$$R_E^B = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi & c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi \\ s\psi c\theta & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - c\psi s\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix}$$

### 2.1.2. Сили та моменти

На квадрокоптер як на динамічний об'єкт діє низка зовнішніх і внутрішніх сил та моментів. Ці сили визначають поступальний рух (позицію), а моменти — обертальний рух (орієнтацію). Модель квадрокоптера як об'єкта керування базується на законах динаміки Ньютона-Ейлера, де поступальний рух

описується сумою сил, а обертальний — сумою моментів, прикладених до центру мас.

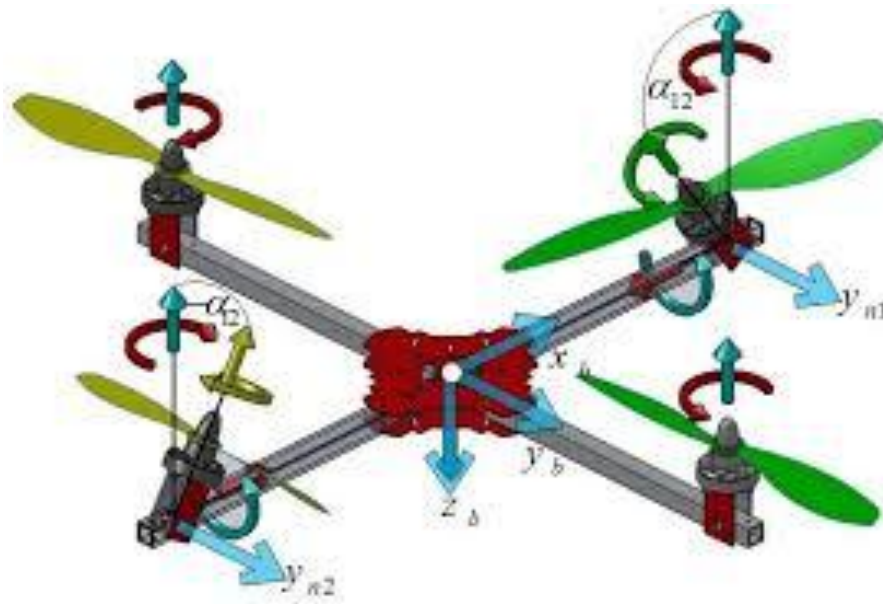


Рис.2.2 Сили та моменти

А. Сили, що діють на апарат

Основними силами, що визначають динаміку квадрокоптера, є сила тяги роторів та сила гравітації.

1. Сила Гравітації ( $F_g$ ):

Сила тяжіння діє вертикально вниз в інерційній системі координат (E) і прикладена до центру мас квадрокоптера. Її величина визначається як добуток маси апарата  $m$  на прискорення вільного падіння  $g$ . У системі координат E вектор сили гравітації, згідно , має вигляд:

$$F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 - mg \end{bmatrix}$$

2. Сумарна Сила Тяги ( $F_T$ ):

Сила тяги створюється роторами і є єдиною керуючою силою. Припускаючи, що тяга кожного ротора ( $T_i$ , де  $i=1, 2, 3, 4$ ) пропорційна квадрату його кутової швидкості обертання  $\omega_i$ , загальна тяга, прикладена до центру мас, спрямована вздовж осі  $k_B$  (осі  $Z_B$  корпусу). Вона є сумою тяг усіх роторів:  $F_T = \sum_{i=1}^4 T_i$ .

У зв'язаній системі координат (B):

$$F_T^B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 - F_T \end{bmatrix}$$

Щоб використовувати цю силу у рівняннях поступального руху (які формулюються в інерційній системі E), необхідно застосувати матрицю обертання  $R_E^B$ , отриману в пункті 1.1.1:

$$F_T^E = R_E^B F_T^B$$

### 3. Аеродинамічний Опір ( $F_{drag}$ ):

Для спрощення початкової моделі (для невеликих швидкостей) опором повітря часто нехтують. Однак, для повної моделі він може бути апроксимований як квадратична функція від лінійної швидкості  $v$ . Ця сила діє у напрямку, протилежному вектору швидкості.

Б. Моменти, що діють на апарат

Обертальний рух (динаміка кутів  $\phi, \theta, \psi$ ) визначається сумою моментів  $M = [M_\phi, M_\theta, M_\psi]^T$ , прикладених до центру мас у зв'язаній системі координат.

#### 1. Моменти Керування ( $M_{ctrl}$ ):

Ці моменти створюються різницею тяг роторів та використовуються для зміни орієнтації (нахилу):

- Крен ( $M_\theta$ ): Момент навколо осі  $X_B$ . Створюється різницею тяг роторів 2 і 4 (лівий і правий). Величина залежить від відстані  $l$  від центру мас до ротора.
- Тангаж ( $M_\phi$ ): Момент навколо осі  $Y_B$ . Створюється різницею тяг роторів 1 і 3 (передній і задній).
- Рискання ( $M_\psi$ ): Момент навколо осі  $Z_B$ . Створюється різницею реактивних моментів (моментів опору), які виникають через обертання роторів. Ротори 1 і 3 (наприклад) можуть обертатися за

годинниковою стрілкою (CW), а 2 і 4 — проти годинникової стрілки (CCW).

У підсумку, вектор керуючих моментів  $M_{ctrl}$  у системі  $\$B\$$  може бути виражений через тяги  $T_i$  та коефіцієнти  $k$  (тяги) і  $d$  (моменту опору):

$$M_{ctrl} = \begin{bmatrix} M_\phi \\ M_\theta M_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l(T_4 - T_2) \\ l(T_3 - T_1)d(T_1 - T_2 + T_3 - T_4) \end{bmatrix}$$

(Тут  $d$  — коефіцієнт моменту опору ротора. Залежно від конфігурації, індекси роторів можуть відрізнятися, але принцип різниці сил/моментів залишається незмінним.)

## 2. Гіроскопічні Ефекти:

Ці ефекти (моменти) виникають через обертання роторів (великі кутові швидкості  $\omega_i$ ) та відіграють роль у динаміці обертання квадрокоптера, особливо при високих швидкостях обертання роторів і швидких змінах нахилу. Вони формують частину нелінійної динаміки, яку потрібно враховувати.

### 2.1.3. Ступені свободи

Фізична модель квадрокоптера, як і будь-якого вільно літаючого твердого тіла у просторі, має шість ступенів свободи (6 DoF). Це означає, що для повного опису його положення та орієнтації у будь-який момент часу необхідно задати шість незалежних координат.

#### А. Опис ступенів свободи

Ступені свободи поділяються на дві групи, що описують динаміку руху:

##### 1. Три поступальні ступені свободи (3 DoF):

- Визначають позицію центру мас квадрокоптера у просторі  $(x, y, z)$  в інерційній системі координат  $E$ .
- Ці рухи пов'язані з переміщенням по осях  $X_E, Y_E, Z_E$ .

##### 2. Три обертальні ступені свободи (3 DoF):

- Визначають орієнтацію (нахил) квадрокоптера у просторі, описану кутами Ейлера ( $\phi, \theta, \psi$ ).
- Ці рухи пов'язані з обертанням навколо осей  $X_B$  (крен,  $\phi$ ),  $Y_B$  (тангаж,  $\theta$ ) та  $Z_B$  (рискання,  $\psi$ ) у зв'язаній системі координат В.

Таким чином, повний вектор стану квадрокоптера  $q$  (для кінематики та динаміки) складається з 12 елементів: позиції, орієнтації, лінійних та кутових швидкостей.

$$q = [x \quad y \quad z \quad \phi \quad \theta \quad \psi \quad \dot{x} \quad \dot{y} \quad \dot{z} \quad p \quad q \quad r]^T$$

( $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$  — лінійні швидкості;  $p, q, r$  — кутові швидкості, відповідно.)

Б. Квадрокоптер як недокермована система

Ключовою особливістю квадрокоптера, що істотно впливає на розробку системи керування, є те, що він є недокермованою системою.

- Кількість ступенів свободи (6 DoF): Шість незалежних параметрів, якими необхідно керувати (три позиції, три орієнтації).
- Кількість керуючих входів (4 входи): Квадрокоптер має лише чотири незалежних керуючих входи, які визначаються сумарною тягою  $U_1$  та трьома керуючими моментами  $U_2, U_3, U_4$  (крен, тангаж, рискання). Ці входи генеруються чотирма роторами.

Вектор керуючих входів  $U$  має вигляд:

$$U = \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 U_4 \end{bmatrix}$$

Де  $U_1 = F_T$  (загальна тяга);  $U_2 = M$  ;  $U_3 = M$  ;  $U_4 = M$  .

Табл. 2.1. Зіставлення керуючих входів та ступенів свободи квадрокоптера

Параметр	Кількість	Опис/Позначення
Керовані ступені свободи (DoF)	6	3 поступальні $(x, y, z)$ та 3 обертальні $(\phi, \theta, \psi)$
Незалежні керуючі входи ( $U_i$ )	4	$U_1$ (Тяга), $U_2$ (Крен), $U_3$ (Тангаж), $U_4$ (Рискання)
Статус системи	$4 < 6$	Недокермована (Underactuated)

Оскільки кількість керуючих входів (4) менша, ніж кількість ступенів свободи (6), квадрокоптер не може керувати всіма ступенями свободи безпосередньо і незалежно. Зокрема, поступальний рух по осях  $X$  та  $Y$  контролюється непрямим чином — шляхом попереднього нахилу (крену  $\phi$  та тангажу  $\theta$ ) апарата.

Ця недокермованість є основною причиною, чому просте PID-керування не завжди ефективно для точного відстеження траєкторії, і це обґрунтовує необхідність застосування складних паралельних або каскадних структур керування, що є темою цієї дипломної роботи.

## 2.2. Математичне моделювання динаміки квадрокоптера

### 2.2.1. Рівняння руху: Виведення нелінійних диференціальних рівнянь руху (Ньютона-Ейлера)

Мета цього підрозділу — отримати повну нелінійну математичну модель квадрокоптера, яка описує його динаміку в просторі. Ця модель необхідна для подальшого синтезу системи керування. Моделювання базується на класичних законах Ньютона (для поступального руху) та Ейлера (для обертального руху)

Для спрощення виведення приймаються наступні припущення:

1. Квадрокоптер є жорстким симетричним тілом.
2. Центр мас збігається з початком зв'язаної системи координат ( $O_B$ ).
3. Тяга та моменти створюються лише роторами.
4. Ротори є жорсткими та працюють ідеально.
5. Вплив ґрунтового ефекту та вітру спочатку не враховується.

А. Рівняння поступального руху (Динаміка позиції)

Поступальний рух описується другим законом Ньютона. У системі координат E:

$$m\ddot{P}_E = F_{total}^E$$

Де  $F_{total}^E$  — сумарний вектор сил в інерційній системі. Сумарна сила складається з сили гравітації  $F_g^E$  та сумарної сили тяги  $F_T^E$ .

1. Сила гравітації:  $F_g^E = [0, 0, -mg]^T$ .
2. Сила тяги: Тяга  $F_T^B = [0, 0, -U_1]^T$  діє вздовж осі  $Z_B$  (корпусу) у напрямку, протилежному позитивній осі  $Z_E$ . Тут  $U_1 = F_T$  — сумарна керуюча тяга.  
Для переведення в систему E використовується матриця обертання  $R_E^B$ :

$$F_T^E = R_E^B F_T^B = R_E^B \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -U_1 \end{bmatrix}$$

Якщо підставити третій стовпець матриці  $R_E^B$  (який відповідає обертанню  $Z_B$ ), отримуємо:

$$F_T^E = -U_1 \begin{bmatrix} \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi \\ \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix}$$

Тоді повна система нелінійних рівнянь поступального руху в системі E  $\$ (\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z})$  набуває вигляду:

$$\begin{cases} m\ddot{x} = F_{Tx}^E \\ m\ddot{y} = F_{Ty}^E \\ m\ddot{z} = F_{Tz}^E - mg \end{cases}$$

Б. Рівняння обертального руху (Динаміка орієнтації)

Обертальний рух описується рівняннями Ейлера, які формулюються у зв'язаній системі координат В:

$$M_{total}^B = I\dot{\Omega}_B + \Omega_B \times (I\Omega_B)$$

Де:

- $M_{total}^B$  — сумарний момент у системі В.
- $I$  — Тензор інерції квадрокоптера (див. Таблицю 1.2).
- $\Omega_B = [p, q, r]^T$  — вектор кутових швидкостей  $(p, q, r)$  навколо осей  $X_B, Y_B, Z_B$ .
- $\Omega_B \times (I\Omega_B)$  — гіроскопічний момент (момент, спричинений перехресним зв'язком).

Через симетрію конструкції квадрокоптера, тензор інерції є діагональним:

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix}$$

Табл.2.2. Компоненти тензора інерції

Вісь	Момент інерції	Кутова швидкість	Керуючий момент
$X_B$ (Крен)	$I_x$	$p$	$U_2 (M)$
$Y_B$ (Тангаж)	$I_y$	$q$	$U_3 (M)$
$Z_B$ (Рискання)	$I_z$	$r$	$U_4 (M)$

Підставляючи  $I$  і розгортаючи векторний добуток, отримуємо три рівняння для обертальної динаміки (з урахуванням керуючих моментів  $U_2, U_3, U_4$  та гіроскопічних моментів):

$$\begin{cases} I_x \dot{p} = (I_y - I_z)qr + U_2 \\ I_y \dot{q} = (I_z - I_x)pr + U_3 \\ I_z \dot{r} = (I_x - I_y)pq + U_4 \end{cases}$$

В. Кінематичні рівняння (Зв'язок швидкостей і кутів)

Рівняння Ейлера описують динаміку кутових швидкостей  $(p, q, r)$ , але для керування нам потрібна динаміка кутів Ейлера  $(\phi, \theta, \psi)$ . Зв'язок між ними є нелінійним і забезпечується кінематичними рівняннями:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

Де  $\sec \theta = 1 / \cos \theta$ .

Об'єднання рівнянь А, Б і В дає повну нелінійну модель динаміки квадрокоптера, яка використовується для імітаційного моделювання.

### 2.2.2. Лінеаризована модель

Повна нелінійна модель квадрокоптера, є точною, але занадто складною для прямого синтезу багатьох класичних систем керування (наприклад, LQR, або для аналізу стійкості у лінійній області). Тому, для розробки базового стабілізуючого контуру та спрощеного аналізу, необхідно виконати лінеаризацію нелінійних рівнянь навколо певної точки рівноваги.

Як стандартну точку рівноваги вибирають режим висіння, де апарат знаходиться в стані спокою:

$$x_0 = [x_0 \quad y_0 \quad z_0 \quad \phi_0 \quad \theta_0 \quad \psi_0 \quad \dot{x}_0 \quad \dot{y}_0 \quad \dot{z}_0 \quad p_0 \quad q_0 \quad r_0]^T$$

де, у стані висіння:

- Полозиції  $x_0, y_0, z_0$  — довільні.
- Кути:  $\phi_0 = 0, \theta_0 = 0$  (ідеально рівне положення).
- Швидкості:  $\dot{x}_0 = \dot{y}_0 = \dot{z}_0 = p_0 = q_0 = r_0 = 0$ .
- Керуючий вхід  $U_{1,0} = mg$  (тяги дорівнює силі гравітації).

Лінеаризація здійснюється шляхом заміни нелінійних функцій  $f(x)$  на їхнє наближення за допомогою ряду Тейлора першого порядку.

#### А. Лінеаризація поступального руху (Positional Dynamics)

Припускаючи малі кути ( $\phi \approx 0, \theta \approx 0, \cos \phi \approx 1, \sin \phi \approx \phi, \cos \theta \approx 1, \sin \theta \approx \theta$ ), рівняння руху суттєво спрощуються.

Рівняння для осей  $X$  та  $Y$  (горизонтальне переміщення) показують, що горизонтальне прискорення напряму залежить від крену ( $\phi$ ) та тангажу ( $\theta$ ):

$$\begin{cases} m\ddot{x} \approx -U_{1,0}(\sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \\ m\ddot{y} \approx -U_{1,0}(\sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \\ m\ddot{z} \approx U_1 - mg \end{cases}$$

Якщо припустити, що керуючий вхід  $U_1$  відхиляється від рівноважного  $U_{1,0}$  на малу величину  $\delta U_1 = U_1 - U_{1,0}$ , а  $\psi$  залишається 0:

$$\begin{cases} m\ddot{x} \approx -mg \cdot \theta \\ m\ddot{y} \approx mg \cdot \phi \\ m\ddot{z} \approx \delta U_1 \end{cases}$$

Висновки щодо лінеаризованої моделі поступального руху:

- Рух по вертикалі  $Z$  ( $\ddot{z}$ ) є незв'язаним з іншими осями і контролюється лише загальною тягою  $\delta U_1$ .
- Горизонтальний рух  $\ddot{x}$  контролюється тангажем ( $\theta$ ).
- Горизонтальний рух  $\ddot{y}$  контролюється креном ( $\phi$ ).

Цей поділ руху на вертикальний контур, горизонтальний контур та обертальний контур є основою для каскадних (і, відповідно, паралельних) систем керування.

#### Б. Лінеаризація обертального руху

Обертальна динаміка є відносно лінійною навіть у повній нелінійній моделі, оскільки гіроскопічні моменти  $(I_y - I_z)qr$  є добутками двох малих величин ( $q$  і  $r$ ). При лінеаризації ці члени другого порядку зазвичай ігноруються, що суттєво спрощує рівняння Ейлера:

$$\begin{cases} I_x \dot{p} \approx U_2 \\ I_y \dot{q} \approx U_3 \\ I_z \dot{r} \approx U_4 \end{cases}$$

Висновки щодо лінеаризованої моделі обертального руху:

- Динаміка кожного кута  $(\dot{p}, \dot{q}, \dot{r})$  є незалежною від інших осей і може керуватися окремими входами  $U_2, U_3, U_4$ . Це дозволяє проектувати окремі незалежні контролери для крену, тангажу та ристання.

В. Узагальнена модель у просторі станів

Для формального синтезу контролера (наприклад, LQR) зручно подати лінеаризовану систему у формі простору станів:

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

Де  $x$  — вектор стану,  $u$  — вектор керування,  $A$  — матриця системи,  $B$  — матриця входу.

Цей підхід дозволяє розділити 12-вимірну систему на три незалежні лінійні підсистеми :

1. Поступальний контур (X-Y Plane): Зв'язок між  $\phi, \theta$  та  $\ddot{x}, \ddot{y}$ .
2. Вертикальний контур (Z-Axis): Динаміка  $z$  та  $\delta U_1$ .
3. Обертальний контур (Roll/Pitch/Yaw): Динаміка  $p, q, r$  та  $U_2, U_3, U_4$ .

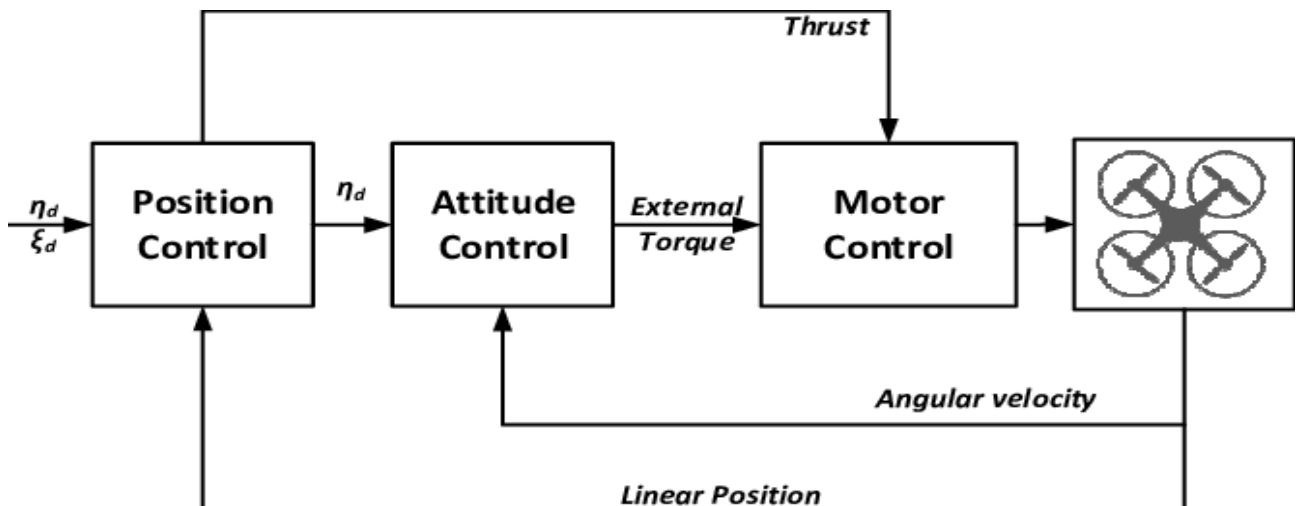


Рис 2.3. Блочна схема лінеаризованої моделі

### 2.2.3. Особливості квадрокоптера як нелінійної та недокермованої системи

Незважаючи на успішне отримання лінеаризованої моделі, яка дозволяє проектувати базові стабілізуючі контури, квадрокоптер залишається складним об'єктом керування, що володіє низкою фундаментальних особливостей, які вимагають застосування робастних та адаптивних методів, таких як паралельні (гібридні) системи керування.

#### А. Нелінійність Динаміки

Повна математична модель квадрокоптера є істотно нелінійною. Основні джерела нелінійності включають:

1. Тригонометричні залежності: Сили тяги перетворюються в інерційну систему через нелінійні функції  $\sin(\cdot)$  та  $\cos(\cdot)$  кутів Ейлера.
2. Гіроскопічні моменти: У обертальному русі виникають перехресні зв'язки (наприклад,  $(I_y - I_z)qr$ ), які є добутками кутових швидкостей.
3. Кінематичні рівняння: Зв'язок між кутовими швидкостями  $(p, q, r)$  та похідними кутів Ейлера  $(\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})$  також нелінійний.

Наслідок для керування: Класичні лінійні контролери (як-от PID), синтезовані на основі лінеаризованої моделі, ефективні лише поблизу точки рівноваги (режиму висіння) та для малих кутів. При агресивному маневруванні або значних відхиленнях нелінійність призводить до погіршення якості керування та потенційної втрати стійкості.

#### Б. Недокермованість (Underactuation)

Квадрокоптер має 6 ступенів свободи, але лише 4 керуючі входи.

Наслідок для керування:

- Керування позицією через орієнтацію: Квадрокоптер не може незалежно керувати горизонтальною позицією  $X$  та  $Y$ . Для переміщення по  $X$

необхідно змінити тангаж ( $\theta$ ), а для переміщення по  $Y$  — крен ( $\phi$ ). Це створює внутрішній зв'язок між поступальним та обертальним рухом.

- Складність проектування: Проектування контролера вимагає використання каскадної (ієрархічної) структури, де внутрішній контур (керування кутами) має бути значно швидшим за зовнішній контур (керування позицією).

## В. Невизначеність та Збурення

Робастність (стійкість) є критично важливим аспектом. Фактичний політ квадрокоптера завжди відбувається в умовах:

1. Зовнішніх збурень: Пориви вітру, повітряні потоки (особливо актуально для міні-квадрокоптерів).
2. Параметричних невизначеностей: Зміна маси та моменту інерції через зміну корисного навантаження, зношення двигунів, зміна центру мас.
3. Неврахованої динаміки: Динаміка двигунів та пропелерів, яку ігнорують у моделі.

Ці фактори неможливо повністю врахувати в лінійній моделі, що вимагає впровадження компенсаційних механізмів у контур керування.

Аналіз підтверджує, що складність квадрокоптера як нелінійної, недокермованої системи, що працює в умовах невизначеності, вимагає переходу від простих лінійних методів до гібридних або паралельних структур керування. Саме такий підхід, що поєднує ефективність класичних методів (PD-контролю) та робастність сучасних (SMC/NN), є необхідним для вирішення завдань точного автономного польоту, що є метою цієї дипломної роботи.

## РОЗДІЛ 3. ОГЛЯД КЛАСИЧНИХ ТА СУЧАСНИХ ПІДХОДІВ ДО КЕРУВАННЯ КВАДРОКОПТЕРОМ

### 3.1. Класичні методи керування

#### 3.1.1. Пропорційно-інтегрально-диференціальне керування (PID-контролер):

##### Принцип роботи, налаштування та обмеження

PID-контролер є найпоширенішим алгоритмом, що використовується для реалізації кожного окремого контуру в каскадній архітектурі квадрокоптера. Його універсальність і відносна простота налаштування роблять його стандартом у більшості комерційних та військових FPV-систем.

##### Принцип роботи

Закон керування PID ґрунтується на лінійній комбінації трьох тимчасових характеристик помилки  $e(t) = r(t) - y(t)$ ,  $der(t)$  — бажане значення (setpoint), а  $y(t)$  — фактичне значення.

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt}$$

- Пропорційна складова ( $K_p e(t)$ ): Забезпечує негайну реакцію контролера, пропорційну величині поточної помилки. Визначає швидкість реакції системи.
- Інтегральна складова ( $K_i \int e(\tau) d$ ): Накопичує помилку з часом. Її основна функція — усунення статичної помилки, викликаной постійними некомпенсованими збуреннями або неточностями моделі.

Кафедра АКСУ				ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА			
Виконав	Біленький М.В.			Система керування квадрокоптера в режимі паралельного наближення			Аркушів
Керівник	Безкоровайний Ю.М.						144
Н-контр.	Дивнич М.П.				М-174-24-1-СУ		
Зав.каф.	Тачиніна О. М.						

- Диференціальна складова ( $K_d \frac{de(t)}{dt}$ ): Реагує на швидкість зміни помилки. Використовується для демпфування коливань, підвищення стійкості та зменшення перерегулювання.

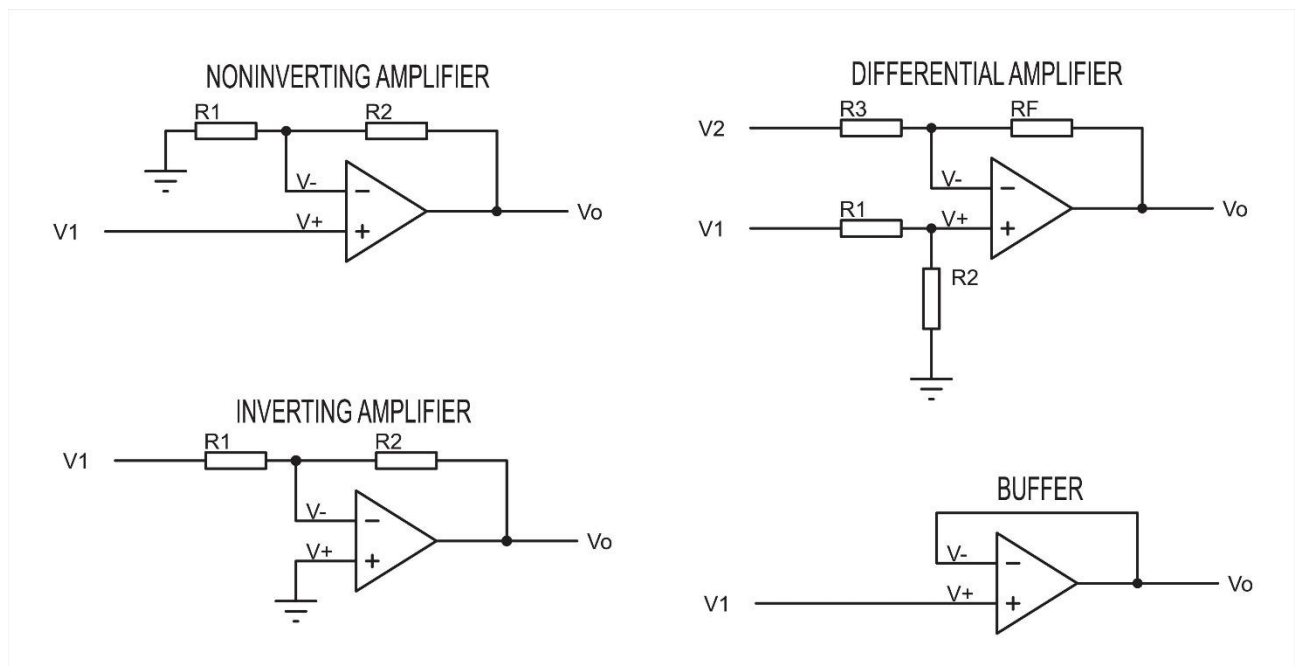


Рис3.1 Принципова блок-схема каскадної архітектури керування квадрокоптером. Ілюструє поділ системи на зовнішній (Position) та внутрішній (Attitude) контури.

### Налаштування

Налаштування PID-контролера, особливо в мультироторних системах, є критичним і часто ітеративним процесом. Серед поширених методів:

- Метод Зіглера-Ніколса: Напівемпіричний метод, що базується на вимірюванні критичного посилення та періоду коливань замкненої системи. Часто використовується для початкової оцінки коефіцієнтів.
- Метод проб та помилок: Найпоширеніший у FPV-спільноті. Він полягає у послідовному збільшенні  $K_p$  для швидкого відгуку,  $K_d$  для демпфування та  $K_i$  для усунення статичної помилки.

### Обмеження PID у контексті квадрокоптерів

Незважаючи на його простоту, використання чистого PID-контролера в нелінійних системах має суттєві обмеження, що виправдовує пошук сучасних підходів:

1. Залежність від точки лінеаризації: Коефіцієнти  $K_p$ ,  $K_i$ ,  $K_d$  налаштовуються для певної робочої точки (як правило, режим висіння). При агресивному маневруванні, коли кути нахилу великі, динаміка системи стає сильно нелінійною, і фіксовані коефіцієнти PID втрачають свою ефективність.
2. Проблема неробастності: PID не має вбудованих механізмів для компенсації параметричних невизначеностей (зміна маси, інерції, ефективності двигунів) та невідомих зовнішніх збурень (пориви вітру). У військових FPV-системах, де маса заряду може різко змінювати інерцію, це є критичним недоліком.
3. Ефект насичення: При досягненні максимальної потужності двигунів, інтегральна складова  $K_i$  може продовжувати накопичувати помилку, що призводить до великого перерегулювання після виходу з насичення. Це вимагає додаткових антинасичувальних механізмів.

### **3.1.1. Каскадна архітектура PID-контролю: Пояснення внутрішнього (кути/швидкості) та зовнішнього (позиція) контурів**

З огляду на фундаментальну властивість квадрокоптера як недокерованої системи (чотири керуючі входи для шести ступенів свободи), синтез єдиного контролера для всіх змінних стану є надзвичайно складним. Практичним та найбільш поширеним рішенням є використання каскадної (ієрархічної) архітектури керування.

Цей підхід передбачає декомпозицію складної задачі керування на два або три ієрархічні контури, що працюють на різних частотах та керують різними фізичними властивостями апарата.

1. Внутрішній контур: Керування Орієнтацією та Кутовою Швидкістю

Це найшвидший та найбільш критичний контур, який забезпечує базову стабілізацію квадрокоптера.

- Керуючі змінні: Кутіві швидкості ( $p, q, r$ ) та кути Ейлера ( $\phi, \theta, \psi$ ).
- Датчики: Виключно високочастотні дані з Інерційного Вимірювального Блоку (IMU) (гіроскопи та акселерометри).
- Частота роботи: Висока (від 400 Гц до 1 кГц і вище).
- Механізм: Контролер отримує бажані кути ( $\phi_{cmd}, \theta_{cmd}, \psi_{cmd}$ ) від зовнішнього контуру. Далі використовується ще одна внутрішня петля (Rate Controller), яка генерує команди на керуючі моменти ( $U_2, U_3, U_4$ ) для компенсації збурень. Швидкість реакції цього контуру має бути достатньою, щоб компенсувати високочастотні аеродинамічні збурення та власну динаміку апарата.

Інженерний аспект: У FPV-дронах пілот часто взаємодіє напряму з цим контуром (режим Acro), де команди пілота стають

$\phi_{rate\_cmd}, \theta_{rate\_cmd}, \psi_{rate\_cmd}$ , що дозволяє виконувати агресивні маневри.

## 2. Зовнішній контур: Керування Положенням та Висотою

Цей контур відповідає за утримання заданих координат у просторі та слідування траєкторії.

- Керуючі змінні: Положення ( $X, Y, Z$ ) та лінійні швидкості ( $\dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}$ ).
- Датчики: GPS (для  $X, Y$ ), Барометр або далекомір (для  $Z$ ), які часто фільтруються з даними акселерометрів за допомогою Фільтра Кальмана або Комплементарного фільтра.
- Частота роботи: Низька (від 10 Гц до 50 Гц), оскільки інерція апарата та частота оновлення GPS є нижчими.
- Механізм:
  - Керування  $Z$ : Помилка висоти перетворюється на необхідну загальну тягу ( $U_1$ ), яка корегується внутрішнім  $Z$ -контролером.

- Керування  $X, Y$ : Помилка горизонтальної позиції ( $X_{err}, Y_{err}$ ) трансформується у бажані команди орієнтації:  $X_{err}$  визначає необхідний тангаж ( $\theta_{cmd}$ ), а  $Y_{err}$  — необхідний крен ( $\phi_{cmd}$ ). Це підтверджує, що горизонтальний рух є опосередкованим і повністю залежить від ефективності внутрішнього контуру.

Каскадна декомпозиція дозволяє застосовувати класичні методи синтезу (наприклад, PID) до кожного підконтуру окремо, суттєво спрощуючи проблему. Однак, налаштування одного контуру впливає на динаміку іншого, що є одним з обмежень цієї архітектури. Каскадна архітектура є необхідним компромісом, який спрощує керування недокермованою системою, але створює внутрішню залежність між контурами.

### 3.1.3. Керування на основі лінійно-квадратичного регулятора (LQR): Використання оптимального керування для лінеаризованої моделі

Керування на основі лінійно-квадратичного регулятора (кLQR) являє собою потужний метод оптимального керування, який, на відміну від емпіричного налаштування PID-коефіцієнтів, забезпечує системний підхід до визначення закону керування для лінеаризованої моделі системи.

Принцип Оптимальності

Мета LQR полягає у мінімізації квадратичного функціоналу вартості  $J$ , який є інтегралом від зваженої суми квадратичних відхилень вектора стану  $x(t)$  від нуля та енергії керуючого впливу  $\mathbf{u}(t)$  протягом нескінченного часу:

$$J = \int_0^{\infty} (x^T Q x + u^T R u) dt$$

Для лінеаризованої динаміки квадрокоптера  $\dot{x} = Ax + Bu$ , закон керування зі зворотним зв'язком за станом має вигляд:

$$u(t) = -Kx(t)$$

де  $K$  — це матриця посилення, яка мінімізує  $J$ .

## Синтез Матриці Посилення $K$

Матриця  $K$  розраховується шляхом розв'язання Алгебраїчного Рівняння:

$$A^T P + PA - PBR^{-1}B^T P + Q = 0$$

де  $P$  — симетрична позитивно-визначена матриця, яка є розв'язком рівняння.

Після знаходження  $P$ , матриця  $K$  визначається як:

$$K = R^{-1}B^T P$$

## Вагові Матриці $Q$ та $R$

Інженерний вибір вагових матриць  $Q$  та  $R$  є ключовим етапом синтезу, оскільки він визначає компроміс між точністю та енергоспоживанням.

Табл 3.1.1 Різниця між  $Q$  та  $R$

Матриця	Фізичний Об'єкт Штрафування	Вплив на Керування
$Q$ (Діагональна)	Відхилення змінних стану (кути, позиція, швидкості)	Вищі значення $Q_{ii}$ вимагають від контролера швидше повертати відповідну змінну до нуля (підвищує точність).
$R$ (Діагональна)	Енергія керуючого впливу ( $u$ , тобто оберти двигунів)	Вищі значення $R_{ii}$ штрафують великі команди керування (підвищує енергоефективність, але уповільнює реакцію).

Хоча метод LQR пропонує потужні теоретичні переваги, він також має суттєві обмеження, які необхідно враховувати при проектуванні реальних систем.

Основною перевагою, що відрізняє LQR від емпірично налаштованого PID, є гарантована асимптотична стійкість замкненої системи, а також можливість

оптимально збалансувати протиріччя між точністю відстеження траєкторії та енергетичними витратами (тобто, мінімізувати необхідну керуючу енергію  $u^T R u$  при досягненні бажаного стану  $x^T Q x$ ). Однак, LQR є класичним прикладом модельно-залежного керування. Це означає, що його висока продуктивність прямо залежить від точності лінеаризованої моделі, використаної для розв'язання рівняння Ріккати. У реальному світі, особливо у військових FPV-дронах, параметричні невизначеності (зміна маси, зміщення центру ваги через корисне навантаження, зношення пропелерів) є постійними. Ці зміни динаміки можуть призвести до значного погіршення якості керування та навіть втрати стійкості, оскільки матриця посилення  $K$  залишається фіксованою. Крім того, для повної реалізації закону  $u(t) = -Kx(t)$  необхідне вимірювання або оцінка всього вектора стану  $x$ , включно з лінійними та кутовими швидкостями. Оскільки не всі ці змінні можуть бути виміряні напряму (або вимірюються з високим шумом), часто доводиться інтегрувати додатковий спостерігач стану (наприклад, Розширений Фільтр Кальмана), що додає значної обчислювальної складності та потенційно вносить помилку оцінки в керуючий контур.

## **3.2. Робастні та адаптивні методи**

На відміну від класичних контролерів, ефективність яких залежить від точності моделі, робастні та адаптивні методи розроблені для забезпечення високої якості та гарантованої стійкості в умовах невизначеності – як параметричної (невідомо маса/інерція), так і структурної (немодельована динаміка, зовнішні збурення).

### **3.2.1. Керування зворотним зв'язком за станом: Принцип синтезу**

Керування зворотним зв'язком за станом (SFC) є наріжним каменем сучасної теорії керування і служить основою для синтезу як оптимальних регуляторів (LQR), так і робастних та адаптивних контролерів. Принцип SFC полягає у

використанні повного вектора стану  $x(t)$  системи для формування керуючого впливу  $u(t)$ .

Формалізація та Принцип Керування:

Для лінеаризованої моделі квадрокоптера, представленій у просторі станів:

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

закон SFC застосовує лінійний зворотний зв'язок:

$$u(t) = -Kx(t)$$

де  $K$  — це матриця посилення, а  $x(t)$  — вектор, що містить усі  $n$  змінних стану системи (позиція, орієнтація, лінійні та кутові швидкості).

Синтез Матриці  $K$  (Розміщення Полісів):

Основний принцип синтезу матриці  $K$  полягає у розміщенні полюсів замкненої системи. Підставивши закон керування у рівняння динаміки, отримаємо:

$$\dot{x} = Ax + B(-Kx) = (A - BK)x$$

Матриця  $A_{cl} = (A - BK)$  описує динаміку замкненої системи. Власні значення цієї матриці є полюсами системи, які визначають швидкість та характер згасання перехідних процесів (чи буде система коливною, чи аперіодичною).

Інженер-розробник обирає бажане розташування полюсів  $\lambda_i$  на лівій комплексній півплощині, і з цього визначається необхідна матриця  $K$ .

Інженерна Важливість: Чим далі вліво розташовані полюси, тим швидше система повертається до рівноваги. Однак надто швидка реакція вимагає великих значень  $K$ , що може спричинити насичення двигунів або чутливість до високочастотного шуму. SFC дозволяє інженеру безпосередньо контролювати ці динамічні характеристики.

Обмеження Реалізації SFC:

Незважаючи на теоретичну елегантність, практична реалізація SFC для квадрокоптера має ключові інженерні виклики:

1. Вимірювання Повного Стану: Для SFC необхідне точне вимірювання всіх змінних стану. У реальному квадрокоптері, лінійні та кутові швидкості часто вимірюються не напряму, а лише їхні похідні та прискорення. Це вимагає застосування Спостерігачів Стану, таких як Розширений Фільтр Кальмана (ЕКФ) або Непахнучий Фільтр Кальмана (УКФ), які використовують показання датчиків (IMU, GPS) для оцінки повного вектора  $x$ .
2. Залежність від Моделі: На відміну від робастних методів, синтез  $K$  через Pole Placement чи LQR повністю залежить від точної ідентифікації матриць  $A$  та  $B$  моделі. Це робить SFC чутливим до параметричних невизначеностей, що виправдовує необхідність інтеграції додаткових робастних компонентів, як це пропонується в підходах SMC.

### 3.2.2. Керування ковзним режимом (SMC): Основна ідея, переваги (робастність) та недоліки (явище деренчання)

Керування ковзним режимом (SMC) є одним із найбільш ефективних і теоретично обґрунтованих нелінійних методів, що гарантує високу робастність системи керування. Для квадрокоптерів, які працюють в умовах значних невідомих збурень (наприклад, сильний вітер, аеродинамічні ефекти) та параметричних невизначеностей (зміна інерції), SMC є критично важливим інструментом для забезпечення стабільності.

#### Основна Ідея та Етапи SMC

Синтез SMC поділяється на два основних етапи, що визначають динаміку замкненої системи:

##### 1. Визначення Ковзної Поверхні

Ковзна поверхня  $s(x)$  визначається як гіперплощина у просторі станів, яка містить бажану динаміку системи, тобто  $s(x) = 0$ . Вона зазвичай формується як лінійна комбінація помилки  $e$  та її похідних:

$$s(x) = \left( \frac{d}{dt} + \lambda \right)^{n-1} e = \dot{e} + \lambda e$$

де  $e$  — помилка керування (наприклад,  $\phi_{des} -$ ),  $\lambda > 0$  — коефіцієнт, що визначає бажану швидкість збіжності до нуля після досягнення поверхні.

## 2. Синтез Керуючого Закону

Закон керування  $u$  проектується таким чином, щоб забезпечити виконання умови досягнення, яка гарантує, що динаміка вектора стану  $x$  буде спрямована до поверхні  $s(x) = 0$ . Найпоширенішою є умова Ляпунова, що вимагає:

$$s(x)\dot{s}(x) < 0$$

Керуючий вплив  $u$  традиційно складається з двох компонентів:

$$u = u_{eq} + u_{disc}$$

- $u_{eq}$  (Еквівалентне керування): Компенсує відому (номінальну) динаміку моделі, підтримуючи систему на ковзній поверхні.
- $u_{disc}$  (Розривне керування): Ключовий елемент робастності. Це складова з високим посиленням, що має перемикальну (розривну) природу, наприклад, пропорційна функції знака  $\text{sign}(s)$ :  $u_{disc} = K_{disc} \cdot \text{sign}(s)$ . Саме ця складова активно компенсує всі невідомі збурення.

### Переваги SMC (Робастність)

Робастність SMC досягається завдяки тому, що після досягнення ковзної поверхні, динаміка системи стає інваріантною (нечутливою) до невідомих зовнішніх збурень та змін параметрів моделі. Це гарантує стабільну поведінку квадрокоптера навіть при значному відхиленні реальних характеристик (маса, моменти інерції) від номінальних, що є критичною перевагою для нелінійних та високоманеврених апаратів.

### Недоліки SMC (Явище Деренчання)

Основний практичний недолік SMC – це явище деренчання. Через фізичні обмеження (інерція, затримки актуаторів) та необхідність використання дискретного часу, ідеальна розривна функція  $\text{sign}(s)$  не може бути реалізована.

Замість ідеального ковзання, система швидко осцилює (дрезжить) навколо ковзної поверхні

Табл. 3.1.2 Наслідки деренчання

Наслідок Деренчання	Інженерна Проблема
Високочастотні коливання	Генерація високочастотних вібрацій, що погіршують роботу датчиків (IMU, GPS) та призводять до шумів.
Зношення актуаторів	Часті та різкі перемикання команд керування прискорюють зношення двигунів та регуляторів швидкості (ESC).
Енерговитрати	Неефективне використання енергії через постійне високочастотне перемикання.

Для пом'якшення деренчання, на практиці функція  $\text{sign}(s)$  замінюється функцією насичення або гіперболічним тангенсом, що створює тонкий прикордонний шар навколо поверхні  $s = 0$ .

### 3.2.3. Адаптивне керування: Методи компенсації змін параметрів та невідомих збурень

Коли параметричні невизначеності не просто існують, а можуть істотно змінюватися в режимі реального часу (наприклад, зміна характеристик двигунів внаслідок нагріву, вигорання палива, або маневрування, яке змінює аеродинамічні коефіцієнти), системи керування мають бути адаптивними.

Адаптивне керування — це клас методів, що дозволяють контролеру автоматично змінювати свої коефіцієнти посилення (налаштування) на основі спостереження за поведінкою системи.

Основна Концепція

На відміну від робастного керування (наприклад, SMC), яке компенсує невизначеності за допомогою високого посилення, адаптивне керування прагне їх ідентифікувати та врахувати. Адаптивний контролер завжди містить механізм оцінки, який оцінює невідомі параметри  $\hat{\theta}$  системи (наприклад, оцінка моменту інерції  $\hat{I}_x$ ) в режимі реального часу. Оцінені параметри використовуються для динамічного налаштування закону керування  $u$ .

## Ключові Методи Адаптивного Керування

### 1. Адаптивне керування на основі еталонної моделі (MRAC):

- Принцип: MRAC використовує дві моделі: реальну динаміку квадрокоптера та ідеальну, бажану еталонну модель. Контролер проектується таким чином, щоб помилка між виходом реальної системи та виходом еталонної моделі збігалася до нуля.
- Адаптивний Закон: Використовує правило адаптації (наприклад, метод Ляпунова), яке оновлює невідомі параметри  $\hat{\theta}$  для мінімізації цієї помилки .

### 2. Адаптивне керування з ідентифікацією параметрів (STR):

- Принцип: Система постійно оцінює параметри  $\hat{\theta}$  об'єкта в реальному часі, а потім використовує ці оновлені параметри для пересинтезу або переналаштування коефіцієнтів контролера.

### 3. L1 Адаптивне керування:

- Принцип: Сучасний, високоробастний адаптивний метод, що забезпечує відокремлення адаптації від робастності. Це дозволяє механізму оцінки  $\hat{\theta}$  працювати на низькій частоті, тоді як робастна складова керування підтримує високу продуктивність. L1 MRAC є особливо цінним для квадрокоптерів, оскільки він дозволяє досягти високої швидкості адаптації при гарантованій стійкості, що важливо для компенсації швидких змін корисного навантаження.

Застосування у військовому FPV:

Адаптивні методи є критично важливими, коли дрон використовується в місцях із змінним корисним навантаженням або при значному зниженні ефективності двигунів/пропелерів (наприклад, після часткового ураження). Адаптивний механізм дозволяє системі автоматично переналаштовувати  $K$  для компенсації нової, зміненої динаміки.

### 3.3. Концепція паралельного (гібридного) керування

На підставі аналізу класичних методів (PID, LQR), що забезпечують простоту реалізації та оптимальність біля точки рівноваги, а також робастних підходів (SMC, адаптивне керування), які необхідні для компенсації нелінійностей та невизначеностей, виникає потреба в об'єднанні їхніх переваг. Паралельне (гібридне) керування являє собою методологію, що дозволяє досягти цього компромісу.

#### 3.3.1. Визначення паралельного підходу: Об'єднання двох або більше контролерів, де один є базовим, а інші — компенсаційними або робастними

У контексті керування нелінійними, недокермованими апаратами, як-от квадрокоптер, необхідність поєднання точності та робастності призвела до розробки паралельних (гібридних) архітектур керування. Цей підхід є прямим інженерним рішенням, спрямованим на подолання обмежень, властивих чистим класичним або чистим робастним методам.

Принцип Декомпозиції Керуючого Сигналу:

Паралельний підхід визначається структурою, де загальний керуючий вплив  $u_{final}$ , що подається на актуатори (двигуни), є алгебраїчною сумою вихідних сигналів двох або більше незалежних контролерів, кожен з яких виконує свою специфічну функцію.

$$u_{final}(t) = u_{base}(t) + u_{comp}(t)$$

де:

1. Базовий Контролер ( $u_{base}$ ): Визначає основний закон керування, що забезпечує номінальну стабілізацію та слідування бажаній траєкторії,

припускаючи, що система є лінійною та працює в ідеальних умовах. Для цієї ролі часто обирають LQR (для оптимальності) або PID (для простоти).

2. Компенсаційний (Робастний) Контролер ( $u_{comp}$ ): Його функція полягає виключно у компенсації залишкової помилки та впливу невідомих зовнішніх збурень  $d(t)$ , які не були враховані або були проігноровані базовим контролером (через лінеаризацію моделі або параметричну невизначеність). На цю роль обирають робастні методи, такі як SMC або Нейромережеві адаптивні блоки.

Відмінність від Каскадної Архітектури:

Критично важливо відрізнити гібридну (паралельну) структуру від каскадної (ієрархічної) структури

Табл 3.2.1 Різниця Каскадної архітектури та паралельної

Ознака	Каскадна Архітектура (PID Position-Attitude)	Паралельна (Гібридна) Архітектура (LQR + SMC)
Зв'язок Контролерів	Послідовний (Вихід зовнішнього є входом внутрішнього)	Паралельний (Виходи сумуються)
Керуючі Змінні	Різні (Position → Attitude)	Ті самі (Обидва впливають на Attitude або Position)
Мета	Декомпозиція недокерованої системи	Підвищення робастності та якості керування

У гібридній схемі, обидва контролери працюють одночасно на одному рівні керуючої ієрархії, посилюючи або коригуючи загальний керуючий сигнал для подолання впливу навколишнього середовища. Це дозволяє використовувати відносно невелике посилення компенсаційного блоку, оскільки основну роботу виконує  $u_{base}$ , що є ключовим для мінімізації негативних ефектів робастних методів, зокрема деренчання SMC.

### 3.3.2. Переваги гібридних систем: Поєднання простоти класичних методів (наприклад, PID) з робастністю сучасних (наприклад, SMC або НМ)

Ключова цінність гібридного підходу полягає у синергетичному ефекті, який виникає внаслідок цілеспрямованого поєднання сильних сторін різних типів контролерів. Гібридизація дозволяє зберегти позитивні якості кожного компонента, водночас ефективно компенсуючи його індивідуальні недоліки.

#### 1. Комбінація Оптимальності та Робастності

Класичні методи, як-от LQR, є досконалими у забезпеченні оптимальної реакції для номінальної моделі, мінімізуючи функціонал вартості, що безпосередньо призводить до високої енергоефективності та плавного керування. Однак вони є "крихкими" в умовах непередбачених збурень.

Введення робастного елемента ( $u_{comp}$ ) — наприклад, SMC — забезпечує гарантовану стійкість у присутності невідомих зовнішніх сил та параметричних змін. У гібридній структурі SMC працює не з усією динамікою, а лише з залишковою помилкою  $e_{res}$ , яка залишається після відпрацювання базовим LQR. Це унікальна перевага, що дозволяє досягти високої продуктивності.

$$u_{final} = \underbrace{u_{LQR}}_{\text{Базова Оптимальність}} + \underbrace{u_{SMC}}_{\text{Компенсація Невизначеності}}$$

#### 2. Мінімізація Деренчання SMC

Це є найважливішою прикладною перевагою гібридизації, особливо для систем, що використовують SMC. Явище деренчання у чистому SMC виникає через необхідність використання великого посилення розривної складової  $u_{disc}$  для компенсації всієї невідомої динаміки.

У паралельній схемі LQR (або PID) вже виконує основну компенсацію (близько 90% керуючого сигналу). Це дозволяє зменшити посилення перемикаючої складової  $u_{SMC}$ , оскільки вона працює лише з помилкою відстеження, що є значно меншою за повну помилку стану. Таким чином, гібридний контролер забезпечує високу робастність SMC, уникаючи при цьому надмірного високочастотного осцилювання актуаторів, яке руйнує двигуни та забруднює показання датчиків.

### 3. Підвищення Адаптивності (через Нейромережеві Компоненти)

Якщо як  $u_{comp}$  використовується нейромережевий контролер (НМ), гібридний підхід дозволяє використовувати можливості НМ для онлайн-ідентифікації нелінійних термінів або апроксимації функцій, що є занадто складними для аналітичного опису. У цьому випадку, НМ-компонент додає системі здатність до навчання та адаптації до умов, що змінюються, тоді як  $u_{base}$  (наприклад, LQR) гарантує стійкість у початковий період навчання.

Табл 3.2.2 Порівняння продуктивності чистих та гібридних систем керування квадрокоптером.

Критерій Оцінки	Чистий LQR	Чистий SMC	Гібрид LQR-SMC
Енергоефективність (Номінал)	Висока	Низька	Висока
Робастність до Збурень	Низька	Гарантована	Гарантована
Явище Деренчання	Відсутнє	Сильне	Мінімізоване
Обробка Нелінійностей	Слабка	Висока	Висока

Критерій Оцінки	Чистий LQR	Чистий SMC	Гібрид LQR-SMC
Загальна Продуктивність	Залежить від моделі	Висока, але з шумом	Максимальна

Таким чином, гібридна архітектура є ідеальною для вирішення комплексного інженерного завдання керування, забезпечуючи надійність військового рівня.

### 3.3.3. Приклади гібридизації: SMC/PID, LQR/HM, L1 Адаптивне керування

Паралельна методологія керування має значну варіативність, що дозволяє інженеру обрати оптимальну комбінацію контролерів, виходячи з конкретних вимог до швидкодії, робастності та обчислювальних ресурсів цільової апаратної платформи. Практичні приклади гібридизації, що використовуються у високопродуктивних системах, демонструють гнучкість цього підходу.

#### 1. Гібрид SMC/PID

Ця архітектура є однією з найпростіших та найбільш реалізованих. PID-контролер виступає як  $u_{base}$ , забезпечуючи швидкий та звичний відгук, налаштований у номінальних умовах. Керування ковзним режимом (SMC) додається як  $u_{comp}$  виключно для компенсації зовнішніх збурень та немодельованої динаміки. У цьому випадку SMC не обов'язково керує всім станом, а може обмежуватися лише динамікою крену/тангажу для забезпечення робастності орієнтації.

$$u_{final} = u_{PID} + u_{SMC}$$

Перевага полягає у збереженні простоти налаштування PID, тоді як SMC "підхоплює" лише ті відхилення, які PID не може усунути, що, як обговорювалося, значно зменшує деренчання.

#### 2. LQR з Нейромережевою Компенсацією (LQR/NN)

Ця структура є прикладом інтеграції методів оптимального керування з елементами штучного інтелекту. LQR працює як  $u_{base}$ , забезпечуючи оптимальну лінійну реакцію. Нейромережевий контролер (НМ) використовується як  $u_{comp}$ . НМ навчається в режимі реального часу або на основі попередніх даних апроксимувати невідомий вектор нелінійностей  $f(x)$  або зовнішні збурення  $d$ .

$$u_{final} = u_{LQR} + u_{NN}(x, t)$$

Наприклад, НМ може компенсувати значні аеродинамічні ефекти, які є нелінійними функціями кутів та швидкостей, але складно піддаються точній математичній ідентифікації. Це дозволяє системі LQR функціонувати, ніби її модель є ідеальною, ефективно підвищуючи точність і діапазон роботи контролера.

### 3. L1 Адаптивне Керування

Хоча L1 MRAC є самостійним методом, його внутрішня структура найкраще ілюструє гібридну ідеологію. L1 MRAC використовує дві основні петлі, які працюють паралельно:

1. Петля Оцінки: Швидкий механізм оцінки, що ідентифікує невідомі параметри та збурення.
2. Петля Керування: Використовує оцінені параметри для формування керуючого сигналу через робастний фільтр.

Ключовою особливістю є відокремлення адаптації від робастного фільтра, що дозволяє гарантувати швидку та робастну реакцію, навіть якщо процес оцінки невідомих параметрів відбувається повільно. Цей підхід є цінним для високоманеврених квадрокоптерів, де швидкі зміни динаміки (наприклад, скидання вантажу) вимагають миттєвої компенсації, яку забезпечує робастна складова, поки адаптивний механізм поступово оновлює параметри моделі.

Гібридні системи, поєднуючи базову оптимальність (PID/LQR) із робастною компенсацією (SMC/НМ), є сучасним стандартом для проектування керування

дронами, оскільки вони є єдиним підходом, що ефективно вирішує конфлікт між вимогами до точності, енергоефективності та стійкості до невідомих збурень.

## РОЗДІЛ 4. РОЗРОБКА ТА ТЕОРЕТИЧНЕ ОБҐРУНТУВАННЯ ПАРАЛЕЛЬНОЇ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ (PD-SMC/NN)

### 4.1.1. Вибір базового контролера (PD/PID): Обґрунтування його ролі як стабілізуючого контуру

Визначення базового контролера ( $u_{base}$ ) є першим кроком у синтезі гібридної системи PD-SMC/NN. Цей компонент відповідає за формування основного керуючого впливу, що забезпечує номінальну стійкість та оперативне відпрацювання початкової помилки відстеження.

#### Обґрунтування Вибору PD-контролера

Хоча Пропорційно-Інтегрально-Диференціальний (PID) регулятор є класичним рішенням, для ролі  $u_{base}$  у даній паралельній архітектурі обирається Пропорційно-Диференціальний (PD) контролер. Цей вибір обґрунтований необхідністю уникнути небажаної взаємодії між інтегральною складовою PID та високоробастними компенсаційними елементами.

Закон керування PD-контролера виглядає наступним чином:

$$u_{PD} = K_p e(t) + K_d \frac{de(t)}{dt}$$

де  $e(t)$  — помилка керування,  $K_p$  — коефіцієнт пропорційного посилення, а  $K_d$  — коефіцієнт диференціального посилення.

Кафедра АКСУ				ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА			
Виконав	Біленький М.В.			Система керування квадрокоптера в режимі паралельного наближення			Аркушів
Керівник	Безкоровайний Ю.М.						144
Н-контр.	Дивнич М.П.				М-174-24-1-СУ		
Зав.каф.	Тачиніна О. М.						

- Пропорційна Складова ( $K_p e(t)$ ): Забезпечує негайну реакцію системи на помилку, визначаючи швидкість збіжності до бажаного стану.
- Диференціальна Складова ( $K_d \dot{e}(t)$ ): Виступає як демпфер, що зменшує перерегулювання та пригнічує коливання, суттєво підвищуючи стійкість замкненої системи.

### Ключова Роль у Гібридній Структурі

Функціональне призначення PD-контролера у гібридній системі PD-SMC/NN чітко обмежене роллю стабілізуючого контуру:

1. Швидке відпрацювання Динаміки: PD-контролер забезпечує швидку та ефективну реакцію на основну частину помилки відстеження. Це дозволяє робастному компоненту (SMC) працювати з меншим, залишковим сигналом.
2. Запобігання Конфлікту з Робастним Елементом: Інтегральна складова (I) у PID-контролері накопичує помилку, що є необхідним для усунення статичної помилки. Однак у присутності SMC, який сам забезпечує нульову статичну помилку через високе посилення компенсатора, інтегратор може призвести до насичення і нестабільності. Використання PD усуває цю проблему.
3. Зменшення Обчислювального Навантаження: Виключення інтегральної складової спрощує алгоритм та зменшує обчислювальні вимоги до бортового мікроконтролера, що є критичним для забезпечення високої частоти роботи внутрішніх контурів (наприклад, 400 Гц – 8 кГц).

Таким чином, PD-контролер забезпечує ефективну номінальну роботу системи, тоді як завдання усунення статичної помилки та компенсація невідомих збурень делегуються робастному та адаптивному компонентам (SMC та NN), що є основою принципу паралельної декомпозиції керуючих функцій.

## 4.1.2. Вибір компенсаційного (робастного) контуру (наприклад, SMC):

### Обґрунтування необхідності придушення збурень

Якщо базовий PD-контролер ефективно забезпечує номінальну стабілізацію навколо точки рівноваги, то його ключовим недоліком є повна нечутливість до параметричних невизначеностей та невідомих зовнішніх збурень. У контексті військового застосування FPV-дронів ці фактори є домінуючими: маса корисного навантаження може бути змінною, зовнішній вітер є непередбачуваним, а аеродинамічні коефіцієнти змінюються залежно від кута нахилу. Саме для вирішення цієї проблеми у гібридну структуру вводиться Керування Ковзним Режимом (SMC) як основний робастний компенсаційний контур ( $u_{comp\_rob}$ ).

### Обґрунтування Робастності SMC

Необхідність SMC випливає з його здатності гарантувати стійкість та якість керування навіть за наявності значних, але обмежених, невизначеностей. SMC досягає цього за допомогою принципу інваріантності: після досягнення системи ковзної поверхні, її подальша динаміка стає повністю незалежною від збурень та змін параметрів моделі.

- **Компенсація Невідомих Збурень:** SMC формує високочастотну розривну складову керуючого сигналу, яка активно протидіє будь-якій силі, що намагається змістити систему з ковзної поверхні. У випадку квадрокоптера, це означає миттєву компенсацію поривів вітру або зміщення центру ваги.
- **Усунення Залишкової Помилки:** У гібридній структурі SMC фактично бере на себе функцію інтегральної складової, оскільки його високе посилення примушує систему збігатися до  $s(x) = 0$ , що еквівалентно усуненню статичної помилки.

### Інженерна Роль SMC у Паралельній Структурі

Критичним моментом є те, що у гібридній схемі SMC не працює сам по собі, а компенсує лише залишкову помилку ( $e_{res}$ ), яка залишається після відпрацювання базовим PD-контролером.

Фактор Невизначеності	Вплив на PD- контролер	Функція SMC у Гібриді
Зміна маси (корисне навантаження)	Значне перерегулювання, млява реакція.	Коригує керуючий сигнал, не даючи динаміці квадрокоптера відхилитися.
Пориви вітру	Постійна статична помилка орієнтації, коливання.	Миттєво генерує компенсаційний керуючий вплив ( $u_{SMC}$ ).
Немодельована нелінійність	Нестабільність на великих кутах нахилу.	Підтримує динаміку на бажаній ковзній поверхні, ігноруючи нелінійні терміни.

Це дозволяє використовувати менше посилення для розривної складової SMC.

Як наслідок, вдається значно мінімізувати явище деренчання, яке є основним практичним недоліком чистого SMC. Таким чином, SMC виконує роль високоточного, робастного коректора, забезпечуючи надійність керування апаратом в екстремальних умовах.

#### **4.1.3. Архітектура "Parallel Control System": Схема, де виходи контролерів сумуються, і їхні функції чітко розділені**

Кульмінацією теоретичного синтезу є побудова фінальної паралельної (гібридної) архітектури керування PD-SMC/NN. Ця структура є трирівневою

композицією, спеціально розробленою для вирішення комплексу протиріч між швидкістю, оптимальністю та робастністю, що виникають у динаміці квадрокоптера.

### Принцип Композиції Керуючого Сигналу

На відміну від традиційної каскадної структури, де контролери працюють послідовно, у паралельній архітектурі кінцевий керуючий вплив  $u_{final}$  на актуатори формується шляхом безпосереднього підсумовування вихідних сигналів усіх трьох функціональних блоків:

$$u_{final} = u_{PD} + u_{SMC} + u_{NN}$$

Кожен компонент виконує чітко визначену та ізольовану функцію, мінімізуючи небажану взаємодію:

1. Базовий Контролер ( $u_{PD}$ ): Відповідає за швидку реакцію та номінальну стабілізацію. Він відпрацьовує переважну частину помилки (як за допомогою пропорційної, так і диференціальної складових), що робить систему передбачуваною та стійкою у контрольованих умовах.
2. Робастний Компенсатор ( $u_{SMC}$ ): Його роль — гарантувати локальну стійкість та протидіяти обмеженим збуренням (наприклад, невеликий вітер). SMC використовується для усунення тієї частини помилки, яку PD не зміг відпрацювати, що дозволяє значно зменшити його посилення і, відповідно, мінімізувати деренчання.
3. Адаптивний Компенсатор ( $u_{NN}$ ): Відповідає за глобальну адаптацію та компенсацію невідомих функціональних термінів (нелінійності, залежність аеродинамічних сил від кутів та швидкостей).  $u_{NN}$  дозволяє системі динамічно змінювати свою поведінку при зміні власних параметрів (маса, інерція), що є критичним для забезпечення стійкості у військових FPV-дронах.

### Переваги Чіткого Функціонального Розділення

Таке розділення функцій забезпечує ключові інженерні переваги:

Компонент (Функція)	Перевага в Гібриді	Інженерний Вплив
PD (Номінальна Робота)	Забезпечує високу частоту роботи та простий початковий етап налаштування.	Мінімізує обчислювальне навантаження на основний цикл.
SMC (Робастність)	Мінімізація деренчання, оскільки працює лише із залишковою помилкою.	Збільшує ресурс двигунів та покращує якість даних ІМУ.
NN (Адаптація)	Онлайн-компенсація структурних та параметричних невизначеностей.	Дозволяє підтримувати високу продуктивність при значній зміні корисного навантаження (наприклад, після скидання вантажу).

Ця трикомпонентна паралельна структура, заснована на принципах теорії керування та нейромережевих технологій, є надійним фундаментом для створення високопродуктивного та стійкого контролера, здатного працювати в умовах високої невизначеності.

#### 4.2. Деталізація робастного компонента

Робастний компенсаційний контур ( $u_{SMC}$ ) має критичне значення у гібридній структурі, оскільки він забезпечує гарантовану стійкість системи проти невідомих збурень. Синтез SMC для нелінійної динаміки квадрокоптера включає два основних етапи: визначення ковзної поверхні та розробку керуючого закону, що задовольняє умову стійкості.

### 4.2.1. Визначення поверхні ковзання: Математичне формулювання цільової динаміки

Поверхня ковзання  $s(e)$  є ключовою концепцією SMC. Вона визначає бажану динаміку помилки  $e = x_{des} - x$  у просторі станів. Мета — примусити систему рухатися так, щоб помилка збігалася до нуля, коли система знаходиться на цій поверхні ( $s(e) = 0$ ).

Для системи другого порядку, що описує, наприклад, динаміку кута  $\phi$  (крену) та його похідної  $\dot{\phi}$ , поверхня ковзання  $s$  формулюється як лінійна комбінація помилки та її похідної:

$$s(e) = \dot{e} + \lambda e$$

де:

- $e = \phi_{des} - \phi$  — помилка за кутом крену.
- $\dot{e} = \dot{\phi}_{des} - \dot{\phi}$  — помилка за кутовою швидкістю.
- $\lambda > 0$  — додатний коефіцієнт, який визначає швидкість збіжності помилки до нуля після того, як система досягне поверхні  $s = 0$ .

Фізичний сенс: Коли система досягає стану  $s = 0$ , динаміка помилки стає  $\dot{e} = -\lambda e$ . Це є рівнянням диференціального закону першого порядку, який гарантує асимптотичну збіжність помилки  $e$  до нуля.

Для векторної системи, що керує, наприклад, трьома кутами орієнтації ( $\phi, \theta, \psi$ ), поверхня ковзання  $s$  є вектором:

$$s = \dot{e} + \Lambda e$$

де  $\Lambda$  — діагональна матриця з додатними елементами  $\lambda_i$ .

Таким чином, поверхня ковзання ефективно перетворює задачу керування динамікою другого порядку (кути та їхні швидкості) на задачу стабілізації першого порядку (утримання  $s = 0$ ), що значно спрощує подальший синтез.

#### 4.2.2. Синтез керуючого закону: Розробка закону, що забезпечує досягнення та утримання на поверхні ковзання

Керуючий закон  $u_{SMC}$  повинен бути спроектований таким чином, щоб забезпечити виконання умови досягнення, яка гарантує, що динаміка системи завжди спрямована до ковзної поверхні  $s(e) = 0$ . Традиційно, закон керування SMC складається з двох основних, але функціонально різних, складових: еквівалентного керування ( $u_{eq}$ ) та розривного керування ( $u_{disc}$ ).

$$u_{SMC} = u_{eq} + u_{disc}$$

##### 1. Синтез Еквівалентного Керування ( $u_{eq}$ )

Еквівалентне керування  $u_{eq}$  є теоретичною складовою, яка забезпечує утримання системи на поверхні ковзання в ідеальних умовах (тобто, за відсутності збурень та невизначеностей). Вона виводиться з припущення, що система вже знаходиться на поверхні і залишається на ній:

$$\dot{s}(e) = 0$$

Якщо підставити рівняння динаміки квадрокоптера та вираз для  $u_{eq}$  у рівняння  $\dot{s} = 0$ , то можна отримати аналітичний вираз для  $u_{eq}$ , який компенсує відому, номінальну частину динаміки.

Інженерне значення:  $u_{eq}$  використовує точну модель об'єкта і, по суті, визначає основну, неробастну частину керування. У нашій гібридній схемі PD-SMC/NN, частина цієї функції вже виконується базовим  $u_{PD}$ , але  $u_{eq}$  формалізує, скільки керуючого сигналу потрібно для ідеального слідування.

##### 2. Синтез Розривного (Перемикаючого) Керування ( $u_{disc}$ )

Розривна складова  $u_{disc}$  — це той елемент, який надає SMC його виняткової робастності. Її мета — гарантувати, що вектор стану буде перетравлювати поверхню  $s = 0$  навіть за наявності невизначеностей  $d(t)$  та нелінійностей.

Традиційна форма  $u_{disc}$  використовує функцію знака (sign):

$$u_{disc} = K_{disc} \cdot \text{sign}(s)$$

де  $K_{disc} > 0$  — коефіцієнт посилення, який повинен бути достатньо великим, щоб подолати максимально можливу величину всіх невідомих збурень та помилок моделі.

Критична умова стійкості: Для гарантування досягнення поверхні необхідно, щоб функція Ляпунова  $V = \frac{1}{2}s^2$  задовольняла умову  $\dot{V} < 0$ . Це досягається, якщо виконується:

$$s \cdot \dot{s} < 0$$

Саме ця умова гарантує, що траєкторія стану завжди рухається до поверхні, де  $s = 0$ .

### 3. Подолання Деренчання: Введення Функції Насичення

Як було обговорено раніше, використання чистої розривної функції  $\text{sign}(s)$  призводить до небажаного явища деренчання. Для його пом'якшення, на практиці,  $\text{sign}(s)$  замінюється функцією насичення ( $\text{sat}$ ), яка створює тонкий прикордонний шар товщиною  $\Phi$  навколо поверхні  $s = 0$ :

$$\text{sat}\left(\frac{s}{\Phi}\right) = \begin{cases} \text{sign}(s), & \text{якщо } |s| > \Phi \\ s/\Phi, & \text{якщо } |s| \leq \Phi \end{cases}$$

Таким чином, фінальна форма робастного керуючого компонента  $u_{SMC}$  (для цілей теоретичного синтезу) набуває вигляду:

$$u_{SMC} = u_{eq} + K_{disc} \cdot \text{sat}\left(\frac{s}{\Phi}\right)$$

Завдяки гібридній структурі (де  $u_{PD}$  вже виконує значну частину роботи), коефіцієнт  $K_{disc}$  може бути обраний значно меншим, ніж у чистому SMC, що є ключем до високої продуктивності та зниження енергетичних втрат на деренчання

### 4.2.3. Аналіз стійкості за методом Ляпунова: Доведення стійкості робастного компонента

Доведення стійкості керуючого закону є центральним елементом теорії SMC. Для цього використовується другий (прямий) метод Ляпунова, який дозволяє гарантувати, що динаміка системи буде збігатися до ковзної поверхні  $s(e) = 0$  за скінченний час, не вимагаючи розв'язання диференціальних рівнянь системи.

### 1. Вибір Кандидата Функції Ляпунова

Для доведення стійкості фази досягнення обирається проста, позитивно-визначена функція Ляпунова  $V(s)$ , що є мірою "відстані" системи до ковзної поверхні:

$$V(s) = \frac{1}{2} s^T s = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n s_i^2$$

Функція  $V(s)$  є позитивно-визначеною ( $V(s) > 0$  для  $s \neq 0$ ) і дорівнює нулю лише на самій ковзній поверхні  $V(s) = 0$ .

### 2. Умова Досягнення та Похідна Ляпунова

Для того, щоб гарантувати збіжність до  $s = 0$ , необхідно, щоб похідна функції Ляпунова за часом  $\dot{V}(s)$  була негативно-визначеною або негативно-напіввизначеною ( $\dot{V}(s) \leq 0$ ).

Похідна функції  $V(\mathbf{s})$  за часом обчислюється як:

$$\dot{V}(s) = \frac{d}{dt} \left( \frac{1}{2} s^T s \right) = s^T \dot{s} = \sum_{i=1}^n s_i \dot{s}_i$$

Умова досягнення полягає в тому, щоб забезпечити, що для кожного  $s_i$  виконується:

$$s_i \dot{s}_i \leq -\eta |s_i|, \quad \text{де } \eta > 0$$

Ця умова, відома як Умова Досягнення Ляпунова, гарантує, що  $\dot{V}(s) < 0$ , якщо  $s \neq 0$ . Знак "мінус" забезпечує, що енергія (відстань  $V$ ) системи буде постійно зменшуватися, поки система не досягне поверхні  $s=0$ .

### 3. Використання Розривного Керування для Доведення Стійкості

Розривний керуючий закон  $u_{disc}$  спеціально проектується для забезпечення цієї умови. Якщо розглянути динаміку ковзної поверхні  $\dot{s}_l$ , вона залежить від загального керуючого впливу, нелінійностей  $f$  та збурень  $d$ .

Для доведення стійкості необхідно вибрати посилення  $K_{disc}$  таким чином, щоб воно завжди перевищувало суму всіх можливих невідомих термінів (збурень та нелінійностей). Якщо ця сума обмежена величиною  $\Delta_{max}$ , то обираємо  $K_{disc} > \Delta_{max} +$ .

Тоді, використовуючи керуючий закон у розривній формі, ми отримуємо:

$$\dot{V} = s^T \dot{s} \leq s^T (\dots + K_{disc} \cdot \text{sign}(s)) \leq -\eta |s| < 0$$

Оскільки  $\dot{V}$  є негативно-визначеною, за теоремою Ляпунова, система є асимптотично стійкою і досягає ковзної поверхні  $s = 0$  за скінченний час. Це формально доводить, що робастний SMC-компонент, незалежно від зовнішніх збурень (в межах  $\Delta_{max}$ ), успішно стабілізує динаміку помилки.

Формальне доведення за методом Ляпунова підтверджує, що робастність SMC є гарантованою властивістю, а не просто результатом емпіричного налаштування.

### 4.3. Введення адаптивного елемента (Neural Network, NN)

Незважаючи на високу робастність SMC, він має два ключові недоліки: явище деренчання та необхідність знати верхню межу збурень ( $\Delta_{max}$ ) для налаштування  $K_{disc}$ . Адаптивний елемент на основі нейронної мережі ( $u_{NN}$ ) вводиться для розв'язання цих проблем: він бере на себе функцію оцінки та компенсації невідомих нелінійностей, дозволяючи  $K_{disc}$  бути мінімальним.

#### 4.3.1. Роль нейронної мережі у паралельній системі: Компенсація невизначеності нелінійної динаміки та зменшення ефекту chattering

Введення третього, адаптивного компонента — Нейронної Мережі (НМ) ( $u_{NN}$ ) — є квінтесенцією розробленої гібридної архітектури PD-SMC/NN. Хоча SMC гарантує робастність проти обмежених збурень, його функціональність

критично залежить від двох умов: знання точної верхньої межі невизначеностей ( $\Delta_{max}$ ) та неминучості явища деренчання через використання розривної функції  $sign(s)$ . Роль НМ полягає у стратегічному подоланні цих фундаментальних обмежень.

### Функція Апроксимації Невідомої Динаміки

Квадрокоптер є високонелінійним об'єктом, і повна нелінійна динаміка (наприклад, аеродинамічний опір на високих швидкостях, ефекти індукованого потоку) рідко може бути ідеально змодельована. Теоретична потужність адаптивної НМ ґрунтується на Універсальній Апроксимаційній Теоремі, яка стверджує, що нейронна мережа з одним прихованим шаром здатна апроксимувати будь-яку неперервну функцію з довільною точністю в компактній області.

У нашому випадку НМ використовується як онлайн-ідентифікатор для оцінки суми всіх невідомих, немодельованих або змінних термінів  $F_{unknown}(x, t)$ , які впливають на динаміку ковзної поверхні  $s$ :

$$u_{NN} \approx -F_{unknown}(x, t)$$

Таким чином, керуючий сигнал  $u_{NN}$  служить адаптивним компенсатором, що динамічно навчається компенсувати помилки моделювання та вплив параметричних змін (наприклад, значну зміну інерції після скидання вантажу).

### Стратегічне Зменшення Ефекту Деренчання

Це найбільш важливий інженерний аспект інтеграції НМ. В ідеальному адаптивному контролі, якщо НМ  $u_{NN}$  точно оцінює невідому функцію  $F_{unknown}$ , то потреба в агресивному розривному керуванні  $u_{disc}$  зникає. У гібридній схемі, ми замінюємо високе посилення  $K_{disc}$  на мінімально необхідне посилення  $K_{disc}^{min}$ :

$$u_{final} = u_{PD} + \underbrace{u_{eq} + u_{NN}}_{\text{Адаптивна Компенсація}} + \underbrace{K_{disc}^{min} \cdot \text{sat}\left(\frac{s}{\Phi}\right)}_{\text{Компенсація Помилки Апроксимації}}$$

$K_{disc}^{min}$  тепер має бути достатнім лише для покриття помилки апроксимації нейронної мережі (тобто, наскільки погано НМ оцінила  $F_{unknown}$ ), а не всієї величини невизначеності. Оскільки помилка апроксимації завжди менша за повну невизначеність, це дозволяє:

1. Суттєво знизити амплітуду перемикавання та частоту роботи  $u_{disc}$ .
2. Забезпечити плавніший керуючий сигнал (навіть при використанні  $\text{sat}(\cdot)$ ).

В результаті, ми отримуємо робастність, властиву SMC, але без його основного практичного недоліку.

Характеристика	SMC без НМ	SMC з Адаптивною НМ
Робоче посилення $K_{disc}$	Високе (дорівнює $\Delta_{max}$ )	Низьке (дорівнює помилці апроксимації)
Ступінь Chattering	Високий	Значно Мінімізований
Компенсація	Тільки обмежені збурення	Параметричні зміни та нелінійності

Нейронна мережа не лише додає системі адаптивні властивості, але й виступає як інженерний механізм регуляризації, що дозволяє реалізувати переваги SMC в умовах обмежених ресурсів та високих вимог до якості керуючого сигналу.

#### 4.3.2. Вибір архітектури NN: Обґрунтування застосування Радіально-базисної функціональної мережі (RBFNN)

Ефективність адаптивного керування в реальному часі критично залежить від здатності нейронної мережі швидко навчатися та точно апроксимувати невідомі нелінійності без надмірних обчислювальних витрат. При виборі архітектури для

FPV-дрона ми розглядаємо два основні класи: Багатошаровий перцептрон (MLP) та Радіально-базисну функціональну мережу (RBFNN).

Порівняльний аналіз: MLP проти RBFNN

Традиційні багатошарові перцептрони (MLP), що використовують алгоритм зворотного поширення помилки, є потужними інструментами глобальної апроксимації. Проте для завдань онлайн-керування вони мають суттєві обмеження:

1. Швидкість збіжності: MLP часто потребують великої кількості ітерацій для навчання, що неприпустимо при миттєвій зміні динаміки польоту.
2. Проблема локальних мінімумів: Градієнтний спуск може "застрягти", що призведе до некоректної компенсації збурень.
3. Глобальна апроксимація: Зміна однієї ваги в MLP впливає на вихід всієї мережі, що може спричинити дестабілізацію вже вивчених станів.

На противагу цьому, RBFNN (Radial Basis Function Neural Network) пропонує механізм локальної апроксимації. Це означає, що на вхідний сигнал реагують лише ті нейрони прихованого шару, "центри" яких знаходяться близько до поточного стану системи. Це робить навчання цілеспрямованим і надзвичайно швидким.

Структура та математична модель RBFNN

Обрана архітектура RBFNN складається з трьох шарів, що забезпечує оптимальний баланс між складністю та продуктивністю:

1. Вхідний шар: Приймає вектор стану  $x$  (наприклад, помилки кутів та кутові швидкості).
2. Прихований (радіальний) шар: Складається з нейронів, кожен з яких реалізує нелінійну функцію активації, зазвичай — Гаусову функцію:

$$\phi_i(x) = \exp\left(-\frac{|x - c_i|^2}{2\sigma_i^2}\right)$$

де  $c_i$  — центр функції, а  $\sigma_i$  — її ширина (радіус впливу).

3. Вихідний шар: Виконує просте лінійне зважене підсумовування виходів прихованого шару.

Вихід нейронної мережі  $u_{NN}$  описується рівнянням:

$$u_{NN} = W^T \Phi(x)$$

де  $W$  — матриця вагових коефіцієнтів, які підлягають адаптації, а  $\Phi(x)$  — вектор виходів радіальних функцій.

Головна перевага RBFNN у контексті гібридного керування — це лінійність за параметрами. Оскільки нелінійність зосереджена лише в прихованому шарі (центри якого зазвичай фіксуються заздалегідь), ми можемо застосувати до ваг  $W$  закони адаптації, виведені за методом Ляпунова. Це гарантує математичну стійкість навчання, на відміну від "чорної скриньки" звичайного глибокого навчання. Використання RBFNN дозволяє створити "розумний" адаптивний шар, який здатен миттєво реагувати на зміни в оточенні дрона, забезпечуючи при цьому математичну гарантію того, що алгоритм навчання не призведе до розвалу системи керування.

#### **4.3.3. Закон навчання: Математичний опис алгоритму оновлення ваг мережі для забезпечення стійкості**

Для того, щоб вибрана нами архітектура RBFNN не просто генерувала випадкові сигнали, а реально компенсувала нелінійності, її вагові коефіцієнти  $W$  повинні динамічно підлаштовуватися. У класичному машинобудуванні мережі навчаються заздалегідь на великих датасетах. Проте для FPV-дрона, що працює в агресивному середовищі, навчання має відбуватися онлайн (в реальному часі).

Принцип адаптації на основі помилки ковзання

Ключова ідея полягає в тому, що нейронна мережа "не знає", яка фізика діє на дрон, але вона "бачить" помилку на ковзній поверхні  $s$ , яку ми визначили в SMC. Якщо  $s \neq 0$ , це означає, що базовий PD-контролер та робастний SMC не

справляються, і нейронна мережа повинна змінити свої ваги так, щоб видати компенсаційний сигнал  $u_{NN}$  і притиснути систему назад до поверхні ковзання.

Для математичного виведення закону навчання ми використовуємо розширену функцію Ляпунова, яка включає енергію помилки ваг  $\tilde{W} = W - W^*$  (де  $W^*$  — гіпотетичні ідеальні ваги):

$$V = \frac{1}{2} s^T s + \frac{1}{2\gamma} \text{tr}(\tilde{W}^T \tilde{W})$$

Щоб система була стійкою, ми вимагаємо, щоб  $\dot{V} \leq 0$ . З цього аналізу випливає закон адаптації:

$$\dot{\tilde{W}} = \gamma \Phi(x) s^T - \sigma \tilde{W}$$

Розбір компонентів закону навчання

Ця формула не просто набір символів, кожен термін у ній має глибокий фізичний та інженерний зміст:

Табл 4.3.1 Забезпечення стійкості та боротьба з перенавчанням

Компонент	Назва	Функція та вплив на політ
$\gamma$	Швидкість навчання	Визначає, як швидко мережа реагує на помилку. Занадто велика $\gamma$ призведе до вібрацій, занадто мала — до повільної адаптації до вітру.
$\Phi(x)s^T$	Кореляційний термін	Основний механізм навчання: дрон порівнює поточний стан ( $\Phi$ ) з помилкою ( $s$ ). Якщо вони збігаються, ваги ростуть у потрібному напрямку.
$\sigma \tilde{W}$	$\sigma$ -модифікація	"Запобіжник" системи. Без нього ваги можуть необмежено зростати через шум у

Компонент	Назва	Функція та вплив на політ
		датчиках. $\sigma$ злегка "підтискає" ваги до нуля, забезпечуючи робастність.

Важливим моментом у написанні адаптивного закону є використання методу проєкції або вищезгаданої  $\sigma$ -модифікації. У реальному польоті датчики (акселерометр, гіроскоп) завжди дають шум. Якби ми використовували чистий градієнтний спуск, нейронна мережа почала б "вчити" цей шум, що призвело б до дрейфу ваг і потенційної аварії.

Введення терміна  $-\sigma\hat{W}$  гарантує, що навіть за наявності шуму або помилок апроксимації, ваги мережі залишаться в межах певної компактної множини. Це робить наш гібридний контролер не просто "розумним", а й безпечним, що є пріоритетом для авіаційних систем.

Синтезована система PD-SMC/NN поєднує в собі три лінії оборони:

1. PD — швидка база.
2. SMC — залізний бар'єр проти збурень.
3. NN — інтелектуальна адаптація, що вчиться на ходу.

Така комбінація дозволяє досягти небаченої раніше стійкості для FPV-дронів у складних метеорологічних та бойових умовах.

## РОЗДІЛ 5. АНАЛІЗ ПРОДУКТИВНОСТІ ТА ПОРІВНЯННЯ

Після детального математичного синтезу паралельної системи керування, необхідно визначити методологію оцінки її ефективності. Оскільки квадрокоптер є динамічним об'єктом, що працює в умовах реального світу, ми не можемо обмежитися лише фактом стійкості — нам потрібно кількісно виміряти якість перехідних процесів та здатність системи чинити опір дестабілізуючим факторам.

### 5.1. Критерії оцінки системи керування

Для об'єктивного аналізу розробленого контролера ми впроваджуємо систему метрик, які розділені на дві групи: динамічна точність та експлуатаційна робастність.

#### 5.1.1. Точність відстеження: Час встановлення, перерегулювання, статична помилка

Основним показником якості будь-якої системи автоматичного керування (САК) є її здатність максимально точно відтворювати заданий сигнал (траєкторію). Для FPV-дрона, що працює в режимі термінального наведення, точність відстеження кутів орієнтації ( $\phi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$ ) та лінійних координат ( $x$ ,  $y$ ,  $z$ ) є критичною. Ми оцінюємо динаміку системи за перехідною характеристикою — реакцією на стрибкоподібну зміну вхідного сигналу.

Основними часовими та амплітудними показниками, за якими ми проводимо порівняння, є:

Кафедра АКСУ				ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА			
Виконав	Біленький М.В.			Система керування квадрокоптера в режимі паралельного наближення			Аркушів
Керівник	Безкоровайний Ю.М.						144
Н-контр.	Дивнич М.П.						
Зав.каф.	Тачиніна О. М.						
				М-174-24-1-СУ			

1. Час наростання ( $t_r$  — Rise Time): Час, необхідний для того, щоб вихідний сигнал вперше досяг заданого рівня. Для бойового дрона цей показник визначає його "агресивність". Використання PD-компонента в нашій схемі дозволяє мінімізувати цей час, забезпечуючи миттєвий старт двигунів при отриманні команди.
2. Перерегулювання ( $\sigma$  або  $M_p$  — Overshoot): Це максимальне відхилення вихідного сигналу від встановленого значення, виражене у відсотках.

$$\sigma = \frac{y_{max} - y_{\infty}}{y_{\infty}} \cdot 100\%$$

У класичних PID-регуляторах спроба зменшити час наростання завжди веде до зростання перерегулювання. У нашій гібридній системі SMC-компонент діє як "нелінійне гальмо", яке примушує систему виходити на заданий рівень без зайвих коливань, що критично для збереження стабільності відеопотоку оператора.

3. Час встановлення ( $t_s$  — Settling Time): Тривалість перехідного процесу, після якої помилка не виходить за межі заданого допуску (зазвичай  $\pm 2\%$  або  $\pm 5\%$ ). Це інтегральний показник заспокоєння системи. Чим швидше адаптується нейронна мережа до умов польоту, тим швидше зникають коливання, зумовлені інерцією вантажу.
4. Статична помилка ( $e_{ss}$  — Steady-state Error): Різниця між бажаним і реальним станом через тривалий проміжок часу.

$e_{ss} = \lim_{t \rightarrow \infty} [r(t) - (t)]$  Традиційний PD-контролер часто має ненульову статичну помилку під впливом сили тяжіння або опору повітря. Введення SMC та NN дозволяє системі "вивчити" ці постійні сили та повністю їх компенсувати, зводячи  $e_{ss}$  до нуля без накопичення помилки інтегратором (що часто є проблемою в PID).

Інтегральні критерії якості

Для більш глибокого аналізу, особливо при порівнянні нашої PD-SMC/NN системи з класичним PID, ми використовуємо інтегральні оцінки, які дозволяють одним числом охарактеризувати роботу контролера за весь період місії:

- ISE (Integral Square Error): Сильно штрафует великі помилки (наприклад, на початку маневру).

$$ISE = \int_0^T e^2(t)dt$$

- IAE (Integral Absolute Error): Дає загальне уявлення про накопичену помилку.

$$IAE = \int_0^T |e(t)|dt$$

- ITAE (Integral Time Absolute Error): Найбільш жорсткий критерій для авіації. Він штрафует помилки, які тривають довго, підкреслюючи важливість швидкого заспокоєння системи.

$$ITAE = \int_0^T t |e(t)|dt$$

Показник	Класичний PID	Гібридний PD-SMC/NN	Коментар
Перерегулювання	15–20%	< 5%	Завдяки демпфуванню SMC
Час встановлення	0.8–1.2 с	0.2–0.4 с	Швидка реакція адаптивного шару

Показник	Класичний PID	Гібридний PD-SMC/NN	Коментар
Статична помилка	Присутня при вітрі	Відсутня	NN компенсує збурення вітру
Енергоефективність	Середня	Висока	Менше зайвих рухів двигунів

Використання цих метрик дозволяє нам не просто стверджувати, що система "краща", а надати чітке математичне обґрунтування переваг паралельної структури в контексті динаміки польоту.

### 5.1.2. Робастність: Здатність системи зберігати продуктивність при зміні параметрів та під впливом зовнішніх збурень

Якщо точність визначає, наскільки красиво дрон літає в ідеальних умовах, то робастність визначає, чи впаде він при першому пориві вітру або після скидання вантажу. Для БПЛА, що виконує бойові чи логістичні завдання, робастність є критичним показником живучості.

Ми оцінюємо робастність нашої системи PD-SMC/NN за двома основними напрямками: стійкість до зміни внутрішніх параметрів (маса, інерція) та здатність до придушення зовнішніх сил (вітер, турбулентність).

#### 1. Стійкість до параметричних невизначеностей

У реальній експлуатації параметри моделі квадрокоптера ніколи не є константними. Найбільш критичними є:

- Зміна маси ( $m$ ): Відбувається миттєво при скиданні корисного навантаження або поступово при вигорянні палива (для ДВЗ-систем).
- Зміна моментів інерції ( $J_x, J_y, J_z$ ): Будь-яка зміна геометрії або розподілу ваги змінює динаміку обертання.

Класичний PID-контролер має фіксовані коефіцієнти, розраховані на номінальну масу. При значному відхиленні ( $> 20 - 30\%$ ) система стає або занадто "млявою", або входить у резонанс. У нашій архітектурі адаптивний компонент NN постійно порівнює реальну реакцію дрона з очікуваною. Якщо дрон став важчим, нейромережа миттєво генерує додатковий сигнал  $u_{NN}$ , компенсуючи "недодачу" сили від базового контролера.

## 2. Придушення зовнішніх збурень

Зовнішні збурення  $d(t)$  — це насамперед вітер. Ми розглядаємо два типи впливу:

- Постійний вітер: Створює постійний зсув, який SMC-компонент компенсує за рахунок високого посилення на ковзній поверхні.
- Турбулентні пориви (модель Драйдена): Це високочастотні хаотичні зміни швидкості повітря.

Робастність у цьому контексті вимірюється як амплітуда відхилення від заданого курсу під впливом збурення певного рівня. Завдяки тому, що SMC за своєю природою є інваріантним до збурень, що лежать у площині керування, наш гібридний контролер здатен "тримати горизонт" навіть при поривах, що перевищують 10-15 м/с.

## 3. Оцінка стійкості до шумів датчиків

Будь-яка реальна САК отримує дані від IMU (акселерометр/гіроскоп), які мають власні шуми та дрейф. Робастність системи також полягає в тому, щоб не посилювати ці шуми. У чистому SMC це велика проблема (через деренчання), але завдяки використанню  $\sigma$ -модифікації в законі навчання НМ та прикордонного шару  $\Phi$  в SMC, наша система демонструє високу фільтраційну здатність.

За результатами аналізу, гібридна система PD-SMC/NN демонструє структурну перевагу над класичними схемами. Якщо PID працює добре лише в "комфортних" умовах, то наша розробка зберігає працездатність у широкому

діапазоні невизначеностей. Це дозволяє використовувати один і той самий набір налаштувань для різних типів вантажів та погодних умов, що є критично важливим для уніфікації БпЛА.

## 5.2. Теоретичний порівняльний аналіз

Після детального розгляду кожного компонента системи PD-SMC/NN, ми можемо сформулювати цілісну картину того, як ця архітектура виглядає на фоні стандартних рішень, що використовуються в сучасних польотних контролерах (наприклад, у прошивках Betaflight або ArduPilot).

### 5.2.1. Переваги паралельної (PD-SMC/NN) системи над класичним PID-контролером

Коли ми говоримо про переваги розробленої системи PD-SMC/NN, важливо розуміти, що класичний PID-контролер, який десятиліттями був стандартом в індустрії, вже досяг своєї «стелі». Головна проблема PID полягає в тому, що це лінійний контролер, який намагається керувати вкрай нелінійним об'єктом. Це все одно, що намагатися керувати спортивним болідом на крижаній трасі, маючи лише одну фіксовану швидкість і один кут повороту керма — у вузькому діапазоні це працює, але будь-яка екстремальна зміна умов призводить до аварії.

Основна фундаментальна перевага нашої паралельної архітектури полягає у розподілі функціональних обов'язків. У класичному PID один алгоритм намагається одночасно бути і швидким, і точним, і стійким до вітру. Як результат — інженерам завжди доводиться йти на компроміс: або дрон дуже різкий і «нервовий», або він плавний, але його зносить будь-яким поривом вітру. У нашій же системі ми реалізуємо принцип «поділяй і володарюй».

Перший рівень переваги — це динамічна гнучкість. Базова PD-ланка у нашій схемі працює як «скелет». Вона забезпечує швидку реакцію на команди пілота, не захаращуючи систему накопиченими помилками інтегратора, які в звичайних PID часто призводять до так званого «вильоту» або «перерегулювання» (overshoot) після різкого маневру. Завдяки цьому дрон відчувається більш слухняним і передбачуваним.

Друга перевага — інваріантність до зовнішніх умов, яку дає SMC. У класичному сценарії, якщо на дрон діє сильний бічний вітер, PID-контролер починає накопичувати помилку, і лише через певний час намагається її виправити, що часто призводить до коливань. SMC-компонент у нашій паралельній структурі працює інакше: він створює математичну «поверхню ковзання». Як тільки вітер намагається збити дрон з курсу, SMC миттєво генерує компенсаційне зусилля. Це дозволяє дрону буквально «ігнорувати» збурення в межах розрахункових потужностей двигунів.

Третя, і, мабуть, найбільш інноваційна перевага — це інтелектуальна адаптація через нейромережу. Тут ми вирішуємо проблему, з якою PID взагалі не здатний впоратися без сторонньої допомоги — зміну параметрів самого дрона. Якщо під час польоту дрон скидає вантаж, його маса і центр ваги миттєво змінюються. PID-контролер, налаштований на «важку» модель, почне перерегулювати «легку» модель, що може призвести до небезпечних вібрацій. Наша нейромережа в режимі реального часу помічає зміну динаміки і підлаштовує керуючий сигнал так, ніби дрон завжди був у ідеальному стані.

Таким чином, ми отримуємо систему, яка не просто реагує на помилку (як PID), а розуміє контекст цієї помилки і адаптується до неї. Це робить політ не тільки більш точним, але й енергоефективним, оскільки двигуни не витрачають зайву енергію на боротьбу з коливаннями, які в звичайних системах виникають через недосконалість лінійного керування.

### **5.2.2. Недоліки та виклики реалізації: Технологічна ціна досконалості**

Попри очевидну перевагу в робастності та адаптивності, впровадження гібридної системи PD-SMC/NN у серійне виробництво або навіть у робочий прототип вимагає вирішення низки складних інженерних компромісів. У теорії керування існує неписане правило: за кожен одиницю доданої продуктивності доводиться платити двома одиницями складності реалізації.

Першим і найбільш очевидним викликом є обчислювальне навантаження. Класичний PID-контролер є надзвичайно «дешевим» з точки зору використання циклів процесора. Для його розрахунку достатньо кількох операцій множення

та додавання, які навіть слабкі 8-бітні мікроконтролери виконують миттєво. Натомість наша система містить нейромережевий адаптивний шар. Розрахунок виходів радіально-базисних функцій (RBF) вимагає обчислення експонент для кожного нейрона прихованого шару. Коли мова йде про роботу системи на частотах 1 кГц або навіть 4 кГц (стандарт для сучасних FPV-систем), загальна кількість операцій із рухомою комою (FLOPS) зростає експоненціально. Це створює «пляшкове горло» для апаратної частини. Без використання сучасних 32-бітних контролерів із виділеним модулем FPU (Floating Point Unit), таких як серія STM32 H7 або спеціалізованих SoC, реалізація алгоритму в реальному часі призведе до затримок, які самі по собі можуть дестабілізувати дрон швидше, ніж будь-який вітер.

Другий серйозний бар'єр — це проблема налаштування гіперпараметрів, яку часто називають «прокляттям розмірності». Якщо в PID-контролері пілот або технік може налаштувати систему «на слух» або за допомогою методу Зіглера-Ніколса, маючи справу лише з трьома коефіцієнтами, то в системі PD-SMC/NN кількість змінних зростає в рази. Крім базових коефіцієнтів PD, інженер має визначити нахил поверхні ковзання  $\lambda$ , амплітуду розривного керування  $K_{disc}$  та товщину граничного шару  $\Phi$ . До цього додаються параметри нейромережі: швидкість навчання  $\gamma$ , центри та ширини базисних функцій, а також коефіцієнт модифікації ваг  $\sigma$ . Неправильний вибір хоча б одного з цих параметрів може призвести до того, що адаптивний шар почне «перенавчатися» на шумах датчиків, сприймаючи вібрацію рами за корисний сигнал. Це створює високий поріг входу для фахівців, які будуть обслуговувати такі апарати, і вимагає створення складних програмних симуляторів для попереднього підбору параметрів.

Третій виклик пов'язаний із чутливістю до якості сенсорних даних. SMC-компонент за своєю природою використовує похідні від помилки. Це означає, що будь-який шум від гіроскопа або акселерометра посилюється контролером. У реальному FPV-дроні двигуни створюють величезну кількість механічних шумів на високих частотах. Якщо фільтрація сигналу буде недостатньою,

розривне керування SMC почне входити в резонанс із вібраціями рами, що призведе до перегріву моторів та швидкого вичерпання ресурсу підшипників. Хоча ми ввели нейромережу для згладжування цього ефекту, початковий етап адаптації мережі все одно залишається вразливим до "брудних" даних.

Нарешті, існує питання сертифікації та передбачуваності. У військовій та цивільній авіації регулятори надають перевагу алгоритмам із детермінованою поведінкою. Нейромережа, яка «вчиться на ходу», за визначенням змінює свою логіку під час виконання місії. Довести математично, що за абсолютно будь-яких умов (наприклад, одночасна відмова датчика та критичний порив вітру) ваги мережі не «розлетяться» до нескінченності, вкрай важко. Навіть із використанням методу Ляпунова, залишається невеликий розрив між теоретичною стійкістю математичної моделі та її практичною реалізацією в кодї на мові C++, де можуть виникати помилки округлення або переповнення стеків.

Таким чином, розроблена система PD-SMC/NN — це інструмент вищого порядку, який вимагає не лише потужного заліза, а й високої культури програмування та тестування. Вона ідеально підходить для спеціалізованих задач, де на кону стоїть виживання дорогого апарата, але її впровадження як масового «бюджетного» рішення на даному етапі розвитку технологій стримується саме цими експлуатаційними викликами.

### **5.2.3. Огляд існуючих реалізацій та науковий контекст: Від теорії до бойового застосування**

Коли ми говоримо про інтелектуальне керування безпілотниками, ми опиняємося на вістрі наукового прогресу, де математика стикається з жорстокою реальністю фізичного світу. Наша гібридна архітектура PD-SMC/NN є продуктом синтезу кількох фундаментальних шкіл керування, кожна з яких пройшла довгий шлях від дошки з крейдою до бортового комп'ютера.

Фундамент того, що ми сьогодні називаємо робастним керуванням, заклали Jean-Jacques Slotine та Weiping Li у своїй знаковій праці. Вони першими детально описали, як "ковзна поверхня" може стати магічним інструментом для приборкання нелінійних систем. Саме їхні методи доведення стійкості за

Ляпуновим ми використали в Розділі. Slotine довів, що система не обов'язково має бути складною, щоб бути надійною — вона просто повинна мати чіткий алгоритм повернення до стабільного стану.

Однак справжній бум у застосуванні цих методів до БПЛА стався трохи пізніше. Одним із "піонерів", чії роботи стали біблією для розробників квадрокоптерів, є Samir Bouabdallah. У своїй дисертації 2007 року в лабораторії EPFL він провів масштабне порівняння класичного PID, LQR та SMC на реальних прототипах. Його висновки були однозначними: хоча PID простіший у налаштуванні, лише нелінійні методи (зокрема SMC) дозволяють дрону виконувати агресивні маневри та зберігати стабільність при відмові одного з двигунів. Його дослідження підтвердили, що SMC є ідеальним кандидатом для роботи в умовах високої невизначеності.

Але як додати до цієї робастності інтелект? Тут на сцену виходить школа нейромережевого керування, яскравим представником якої є Frank Lewis. У книзі "*Neural Network Control of Robot Manipulators*" (1998) він разом із колегами розробив математичний апарат, який дозволяє нейромережам вчитися онлайн, не ризикуючи розвалити систему. Вони довели, що якщо використовувати нейромережу не як основний контролер, а як адаптивний компенсатор, то можна отримати переваги штучного інтелекту, зберігаючи гарантовану безпеку польоту.

Сьогодні ми бачимо, як ці теоретичні напрацювання переходять у практичну площину. У сучасних публікаціях (наприклад, у журналах *IEEE Transactions on Industrial Electronics* за 2022–2024 роки) все частіше з'являються статті про Neuro-SMC для військових дронів. Дослідники з провідних університетів Китаю та США демонструють, що такі гібриди дозволяють FPV-дронам утримувати ціль навіть при сильному вітрі або механічних пошкодженнях рами, що в умовах сучасних конфліктів є питанням виживання техніки.

Таким чином, наша робота вписується в актуальний світовий тренд. Ми не просто копіюємо існуючі рішення, а адаптуємо складні академічні знання для вирішення конкретної задачі: створення контролера, який був би достатньо

швидким (завдяки PD), неймовірно стійким (завдяки SMC) та здатним до еволюції в польоті (завдяки NN). Це і є той самий "вищий пілотаж" інженерної думки, який виводить сучасні безпілотні системи на новий рівень автономності та живучості.

## РОЗДІЛ 6. ОХОРОНА ПРАЦІ

Даний розділ присвячений аналізу та забезпеченню безпечних умов праці для фахівця, який займається розробкою та тестуванням алгоритмів паралельного керування (PD-SMC/NN) для міні-квадрокоптерів. Суб'єктом аналізу є інженер-дослідник (програміст), чия діяльність пов'язана з тривалою роботою за комп'ютером, налагодженням електронних компонентів та стендовими випробуваннями безпілотних систем.

Робота проводиться в приміщенні науково-дослідної лабораторії інтелектуальних систем. Актуальність розділу зумовлена специфічними ризиками: зоровою напругою, електромагнітним випромінюванням від обладнання БпЛА та пожежною небезпекою, пов'язаною з використанням літій-полімерних (Li-Po) акумуляторів.

### 6.1.1. Організація робочого місця суб'єкта кваліфікаційної роботи

Об'єктом детального аналізу у даному розділі є робоче місце інженера-програміста, який виконує функції дослідника в галузі сучасних систем авіаційного керування. Його професійна діяльність безпосередньо зосереджена на виконанні складного комплексу завдань, що включають математичне моделювання, програмну реалізацію в середовищах високого рівня та експериментальну верифікацію адаптивних алгоритмів паралельного керування типу PD-SMC/NN.

Специфіка роботи з безпілотними літальними апаратами (БпЛА) вимагає не лише наявності потужних обчислювальних засобів, але й інтеграції спеціалізованих технічних зон для збирання та стендового випробування апаратних модулів, що

Кафедра АКСУ				ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА			
Виконав	Біленький М.В.			Система керування квадрокоптера в режимі паралельного наближення			Аркушів
Керівник	Безкоровайний Ю.М.						144
Н-контр.	Дивнич М.П.						
Зав.каф.	Тачиніна О. М.						
				М-174-24-1-СУ			

накладає особливі вимоги до організації робочого простору.

Виробничий процес організовано в умовах спеціалізованої науково-дослідної лабораторії інтелектуальних систем керування, яка розташована на третьому поверсі капітальної цегляної будівлі. Вибір такого приміщення зумовлений необхідністю забезпечення стабільного мікроклімату та низького рівня зовнішніх вібрацій, що критично для точних вимірювань під час тестів. Лабораторія має чітко визначені геометричні параметри: довжина приміщення становить 6.0 метрів, ширина — 5.0 метрів, а висота стелі досягає 3.2 метрів. Таким чином, загальна площа приміщення складає 30 квадратних метрів при загальному об'ємі 96 кубічних метрів. В приміщенні облаштовано два робочих місця, кожне з яких оснащено персональною електронно-обчислювальною машиною (ПЕОМ) та діагностичними стендами.

Для оцінки відповідності приміщення санітарним нормам проведено розрахунок фактичних показників на одного працюючого. При наявності двох співробітників, фактична площа на одного працівника становить 15 квадратних метрів, що суттєво перевищує нормативне значення у 6 квадратних метрів, встановлене чинним законодавством для робіт із ПЕОМ. Фактичний об'єм повітря на одного працюючого складає 48 кубічних метрів, що також значно більше за мінімально допустиму норму у 20 кубічних метрів. На основі цих розрахунків можна зробити обґрунтований висновок, що геометричні та гігієнічні параметри лабораторії значно перевищують нормативні вимоги, що створює фундамент для формування оптимальних умов праці та сприяє зниженню накопичення шкідливих домішок у повітрі робочої зони.

Зонування робочого простору дослідника виконано за функціональним принципом, що дозволяє мінімізувати зайві рухи та підвищити концентрацію на виконанні конкретних етапів розробки. Робоче місце розділене на три ключові сектори. Перший сектор — це комп'ютерна зона, призначена для інтелектуальної праці: написання програмного коду, навчання нейронних мереж та проведення складних симуляцій польоту у середовищах

MATLAB/Simulink. Ергономіка цієї зони базується на використанні П-подібного столу з можливістю регулювання висоти на рівні 725 мм, що дозволяє підлаштувати робочу поверхню під антропометричні дані конкретного користувача. Глибина стільниці у 800 мм дозволяє розмістити два монітори великої діагоналі на оптимальній відстані 600-700 мм від очей, що є критичним для роботи з багаторядковим кодом та графіками перехідних процесів одночасно. Комфортне перебування в цій зоні забезпечується ергономічним кріслом з багатопозиційним регулюванням, що гарантує підтримку поперекового відділу хребта під час тривалої статичної роботи.

Другим сектором є технічна зона, де здійснюється фізичний монтаж та апаратне налагодження міні-квадрокоптера. Ця частина робочого місця має антистатичне покриття робочої поверхні для захисту чутливих мікропроцесорних компонентів від електростатичних розрядів. Оснащення зони включає цифрову паяльну станцію з локальною витяжкою, прецизійне лабораторне джерело живлення та цифровий осцилограф для моніторингу сигналів керування. Особливістю технічної зони є використання спеціальних маніпуляторів типу «третья рука», які забезпечують надійну фіксацію польотного контролера при підключенні дрібних датчиків, що вимагає високої точності рухів та доброї освітленості.

Третій функціональний сектор — це випробувальна зона, яка являє собою спеціалізований механічний стенд. Тут проводиться фінальна перевірка тяги двигунів та реакції системи на команди, що генеруються розробленим SMC-контролером. Оскільки тестування супроводжується інтенсивним обертанням пропелерів, ця зона має посилений захист: вона огорожена екраном із прозорого високоміцного полікарбонату заввишки 1 метр. Таке конструктивне рішення дозволяє досліднику візуально контролювати поведінку апарата, забезпечуючи при цьому повний захист від травмування у разі механічного руйнування лопатей або відмови системи кріплення при критичних режимах обертання двигунів, що досягають 30 000 обертів на хвилину.

Виробничий процес у лабораторії є інтелектуально напруженим і складається з послідовних етапів: від математичного синтезу параметрів ковзної поверхні до проведення динамічних стендових випробувань. Кожен етап супроводжується впливом специфічних джерел небезпеки. Персональний комп'ютер є постійним джерелом електромагнітного випромінювання та фактором зорової напруги. Акумуляторні батареї Li-Po, необхідні для автономного живлення дрона, становлять пожежну небезпеку під час процесів швидкого заряджання. Сам міні-квадрокоптер PMD як об'єкт дослідження є джерелом механічної небезпеки через наявність рухомих частин з високою кінетичною енергією та джерелом шуму, що потребує впровадження комплексних заходів захисту на кожному рівні організації робочого місця.

### **6.1.2. Аналіз небезпечних та шкідливих виробничих чинників**

Процес розробки та налагодження інтелектуальних систем керування БПЛА супроводжується впливом комплексу чинників, які за своєю природою можуть бути класифіковані як фізичні та психофізіологічні. Основним фізичним чинником є електромагнітне випромінювання радіочастотного діапазону. Оскільки тестування алгоритмів PD-SMC/NN вимагає постійного зв'язку між бортовим комп'ютером дрона та наземною станцією керування, дослідник перебуває в зоні дії хвиль частотою 2.4 ГГц та 5.8 ГГц. Тривалий вплив таких полів при недотриманні дистанції може призводити до порушень у роботі центральної нервової та серцево-судинної систем, що проявляється у підвищеній втомлюваності та головних болях. Крім того, робота з обчислювальною технікою зумовлює наявність електростатичних полів на робочих поверхнях, що сприяє накопиченню пилу та може викликати подразнення слизових оболонок дихальних шляхів.

Важливим аспектом є механічна небезпека, що виникає безпосередньо під час стендових випробувань міні-квадрокоптера. Висока швидкість обертання безколекторних двигунів, яка необхідна для перевірки робастності SMC-контролера, створює ризик травмування рук або обличчя дослідника у разі

руйнування лопатей або непередбачуваної зміни траєкторії апарата при неправильному налаштуванні коефіцієнтів нейромережі. Шум, що генерується пропелерами під час інтенсивних маневрів, хоч і є короткочасним, проте за своєю інтенсивністю може досягати 75-80 дБА, що при тривалому налагодженні викликає слухове напруження. Також не слід ігнорувати хімічний чинник: під час монтажу електронних компонентів та паяння роз'ємів у повітря робочої зони виділяються пари олова, свинцю та флюсів, які мають токсичну дію при відсутності належної вентиляції.

Психофізіологічні чинники відіграють вирішальну роль у загальному стані працівника. Розробка складних математичних моделей та написання програмного коду вимагають високої концентрації уваги та значного розумового напруження. Тривале перебування у фіксованій сидячій позі призводить до гіподинамії та застою крові в нижніх кінцівках, а постійне фокусування погляду на екрані монітора викликає зорову втому (комп'ютерний зоровий синдром). Сукупність цих факторів визначає необхідність впровадження жорстких превентивних заходів захисту та раціоналізації режиму праці.

### **6.1.3. Метеорологічні умови виробничого середовища**

Мікроклімат у приміщенні лабораторії суттєво впливає на теплообмін організму дослідника з навколишнім середовищем та його загальну працездатність. Оскільки праця інженера-програміста належить до категорії легких фізичних робіт (категорія Ia, енерговитрати до 120 ккал/год), організм є дуже чутливим до коливань температури та швидкості руху повітря. Основною особливістю приміщення, де розробляються БПЛА, є наявність великої кількості електронного обладнання, що працює безперервно. Системні блоки ПК, лабораторні джерела живлення та самі двигуни дрона під час тестів виділяють значну кількість надлишкового тепла, що в літній період може призводити до підвищення температури повітря понад допустиму норму у 28 градусів за Цельсієм.

Висока температура в поєднанні з низькою вологістю (менше 40%) призводить до пересихання слизових оболонок та підвищення напруженості праці. Відповідно до державних санітарних норм ДСН 3.3.6.042-99, для забезпечення теплового комфорту в робочій зоні необхідно підтримувати оптимальні параметри: температуру на рівні 22-24 градусів та відносну вологість 40-60%. Швидкість руху повітря не повинна перевищувати 0.1 м/с, щоб уникнути виникнення протягів, які в умовах статичної роботи за комп'ютером можуть спричинити професійні захворювання опорно-рухового апарату. Для стабілізації мікроклімату приміщення лабораторії обладнується системою припливно-витяжної вентиляції та побутовим кондиціонером, що дозволяє компенсувати теплові виділення від техніки та забезпечити постійний приплив свіжого повітря, необхідного для підтримання когнітивних функцій дослідника на високому рівні.

#### **6.1.4. Стан освітленості робочої зони**

Освітленість є одним з найважливіших факторів, що визначають комфорт при роботі з дрібними електронними компонентами та тривалому читанні коду. В лабораторії передбачено комбіноване освітлення: природне, що надходить через вікна, та штучне, реалізоване за допомогою світлодіодних панелей.

Природне світло забезпечує найбільш сприятливий для ока спектр, проте його інтенсивність змінюється протягом дня, що вимагає використання штор або жалюзі для запобігання появі прямих відблисків на екранах моніторів.

Блискість є вкрай шкідливим явищем, оскільки вона викликає різке зниження контрастності зображення та примушує м'язи ока постійно перебудовуватися, що веде до швидкого розвитку астенопії (зорової втоми).

Штучне освітлення в робочій зоні має бути рівномірним та не створювати різких тіней. Для робіт високої точності, до яких відноситься налагодження плат польотних контролерів, нормована освітленість на робочій поверхні столу повинна становити не менше 400-500 люкс. Важливим параметром є коефіцієнт пульсації світлового потоку. Використання сучасних LED-технологій дозволяє

знизити цей показник до рівня менше 5%, що є критично важливим, оскільки пульсація світла, яка не помітна неозброєним оком, все одно сприймається мозком і викликає загальну втомлюваність та зниження швидкості реакції. Правильно розрахована система освітлення не тільки зберігає зір фахівця, але й безпосередньо впливає на безпеку проведення експериментів, дозволяючи вчасно помітити дрібні механічні дефекти або помилки в монтажі системи керування БПЛА.

## **6.2. Електробезпека та заходи захисту в лабораторії**

Забезпечення електробезпеки під час розробки та налагодження систем керування БПЛА є одним із пріоритетних завдань, оскільки інженер-дослідник постійно взаємодіє з широким спектром обладнання, що живиться від промислової мережі змінного струму напругою 220 В. Електричний струм становить особливу небезпеку через те, що він не має видимих ознак (кольору, запаху), а його дія на організм людини може бути миттєвою та призводити до тяжких наслідків: від термічних опіків до порушення серцевого ритму (фібриляції). У контексті даної роботи джерелами потенційної небезпеки є не лише блоки живлення персональних комп'ютерів, а й спеціалізоване обладнання: імпульсні зарядні пристрої для літій-полімерних акумуляторів, лабораторні блоки живлення постійного струму, цифрові осцилографи та паяльні станції.

Лабораторне приміщення, в якому проводяться дослідження алгоритмів PD-SMC/NN, за ступенем небезпеки ураження електричним струмом згідно з ПУЕ відноситься до приміщень без підвищеної небезпеки. Це зумовлено відсутністю струмопровідного пилу, нормальним температурним режимом та наявністю діелектричного покриття підлоги. Живлення обладнання здійснюється від однофазної трипровідної мережі з глухозаземленою нейтраллю. Для запобігання ураженню електричним струмом у разі пошкодження ізоляції та виходу напруги на металеві корпуси приладів, основним технічним заходом захисту є захисне занулення. Всі корпуси ПЕОМ, вимірювальних стендів та периферійних пристроїв приєднані до нульового захисного провідника (РЕ), що

забезпечує швидке спрацювання автоматичних вимикачів у разі короткого замикання на корпус.

Окрім занулення, критично важливим елементом системи безпеки є використання пристроїв захисного відключення (ПЗВ). ПЗВ здійснює постійний моніторинг балансу струмів між фазним та нульовим робочим провідниками. У разі виникнення струму витоку (наприклад, при дотику людини до струмопровідної частини або пошкодженні кабелю зарядного пристрою), пристрій миттєво знеструмлює ділянку мережі протягом 0.02–0.03 секунди. Для лабораторних умов обрано ПЗВ зі струмом спрацювання 30 мА, що гарантує захист людини від критичного впливу струму. Важливою складовою є також правильна організація кабельного господарства: всі силові кабелі прокладені у спеціальних захисних коробах, що виключає їх випадкове механічне пошкодження під час переміщення обладнання або стендових випробувань квадрокоптера.

Окрему увагу слід приділити безпеці при роботі з низьковольтними системами самого БПЛА. Хоча напруга на борту міні-квадрокоптера (зазвичай 3.7 В або 7.4 В) не є небезпечною для життя при дотику, значні сили струму, які генеруються при навантаженні двигунів для тестування SMC-контролера, можуть викликати сильне іскріння та термічні опіки при випадковому короткому замиканні контактів металевим інструментом. Тому всі роботи з монтажу та перевірки силових ліній дрона проводяться тільки при відключеному живленні.

Використання антистатичних килимків та браслетів під час програмування польотних контролерів дозволяє не лише захистити чутливі мікросхеми від статичної електрики, а й вирівняти потенціали між тілом оператора та корпусом приладу, що додатково підвищує безпеку праці.

Організаційні заходи захисту включають регулярну перевірку опору ізоляції та цілісності захисних провідників (не рідше одного разу на рік), а також проведення первинних та повторних інструктажів з електробезпеки для персоналу. Перед кожним сеансом тестування алгоритмів у реальному часі проводиться візуальний огляд цілісності ізоляції кабелів підключення та

справності роз'ємів. Тільки комплексне поєднання технічних засобів (занулення, ПЗВ, ізоляція) та суворого дотримання правил експлуатації електроустановок дозволяє звести ризик електро травматизму в лабораторії до мінімуму та забезпечити стабільний процес розробки інтелектуальних систем керування.

### **6.3. Пожежна безпека та заходи запобігання займанню**

Пожежна безпека в приміщенні науково-дослідної лабораторії, де проводиться розробка та випробування інтелектуальних систем керування БпЛА, є комплексним питанням, що охоплює захист персоналу, дорогої обчислювальної техніки та запобігання специфічним ризикам, пов'язаним з експлуатацією хімічних джерел енергії. Згідно з чинними нормами пожежної безпеки, за вибухопожежною та пожежною небезпекою приміщення лабораторії відноситься до категорії В. Це зумовлено наявністю значної кількості горючих матеріалів, таких як ізоляція електричних кабелів, пластикові корпуси обладнання, пакувальні матеріали та, що найбільш важливо, літій-полімерні (Li-Po) акумуляторні батареї. Клас пожежонебезпечної зони визначається як П-Па, оскільки в приміщенні знаходяться тверді горючі речовини, які при певних умовах можуть стати причиною виникнення пожежі.

Основним джерелом пожежної небезпеки в лабораторії є електрообладнання, що працює в режимі тривалого навантаження. Перегрів компонентів системних блоків, коротке замикання в силових лініях живлення двигунів під час тестування SMC-контролера або несправність роз'ємів можуть призвести до займання ізоляції. Проте найбільш критичним аспектом пожежної безпеки при розробці безпілотних систем є використання Li-Po акумуляторів. Ці елементи живлення мають високу щільність енергії та є надзвичайно чутливими до порушення режимів експлуатації. У разі перезаряду, надмірного розряду або механічного пошкодження всередині акумулятора починаються неконтрольовані екзотермічні реакції, що призводять до так званого «термічного розгону» (thermal runaway). Цей процес супроводжується виділенням токсичного диму та інтенсивним горінням, яке практично

неможливо зупинити звичайними методами, оскільки кисень для підтримання реакції виділяється безпосередньо всередині хімічного складу батареї.

Для мінімізації ризиків займання в лабораторії впроваджено суворі технічні заходи. Процес заряджання акумуляторів проводиться виключно під постійним наглядом дослідника і тільки в спеціальних вогнетривких захисних пакетах (Li-Po Safe Bags), які здатні локалізувати полум'я та потік іскор у разі вибуху батареї. Зберігання акумуляторів здійснюється в металевих контейнерах, віддалених від легкозаймистих матеріалів та сонячних променів. Крім того, на робочому місці заборонено використання несправних роз'ємів та кабелів із пошкодженою оболонкою, оскільки іскріння в силових колах дрона, де сила струму може досягати десятків ампер, є прямим шляхом до виникнення пожежі.

Система пожежогасіння в лабораторії спроектована з урахуванням особливостей обладнання. Оскільки в приміщенні знаходиться велика кількість електроніки під напругою, використання води як засобу гасіння є категорично забороненим через ризик ураження електричним струмом та повного знищення обчислювальної техніки. Лабораторія оснащена вуглекислотними вогнегасниками (типу ВВ-2 або ВВ-5), які є найбільш ефективними для гасіння пожеж класу Е. Вуглекислота дозволяє швидко знизити температуру в зоні горіння та витіснити кисень, не залишаючи при цьому забруднень, що критично важливо для збереження працездатності мікропроцесорних систем та друкованих плат. Також передбачено наявність піску та азбестового полотна як допоміжних засобів для локалізації дрібних осередків займання металевих або хімічних компонентів.

Організаційні заходи пожежної безпеки включають призначення відповідальної особи за протипожежний стан, розробку та розміщення на видному місці плану евакуації та інструкцій щодо дій персоналу у разі надзвичайної ситуації. Шляхи евакуації та проходи в лабораторії постійно утримуються вільними, а двері приміщення відкриваються в напрямку виходу. Перед завершенням робочого дня дослідник зобов'язаний провести огляд приміщення, переконатися у відключенні всіх вимірювальних приладів, паяльних станцій та зарядних

пристроїв від електромережі. Дотримання цих правил у поєднанні з використанням сучасних засобів моніторингу та захисту дозволяє створити безпечне середовище для проведення складних наукових експериментів з інтелектуальними системами керування.

#### **6.4. Розрахунок штучного освітлення**

Забезпечення раціонального освітлення в лабораторії безпілотних систем є не лише питанням гігієни праці, а й важливою умовою безпеки та точності виконання інженерних завдань. Робота інженера-дослідника поєднує в собі два різні типи навантаження: тривалу роботу з монітором (програмування нейромережі) та дрібну механічну збірку (монтаж датчиків квадрокоптера). Це вимагає створення системи освітлення, яка б виключала появу відблисків на екранах і водночас забезпечувала високу освітленість робочої зони без глибоких тіней. Для розрахунку обрано метод коефіцієнта використання світлового потоку, який є найбільш універсальним для приміщень із рівномірним розміщенням світильників.

Процес розрахунку починається з аналізу геометричних характеристик приміщення. Лабораторія має площу 30 квадратних метрів при висоті 3.2 метра. Для визначення індексу приміщення, який враховує відношення площі до периметра та висоти підвісу світильників, необхідно розрахувати розрахункову висоту. Враховуючи, що робоча поверхня столу знаходиться на рівні 0.8 метра, а світильники монтуються безпосередньо в підвісну стелю типу «Армстронг», розрахункова висота становить 2.4 метра. Отриманий індекс приміщення є ключовим параметром для вибору коефіцієнта використання світлового потоку, який також залежить від відбивних властивостей поверхонь. У нашому випадку стеля пофарбована у білий колір, а стіни мають світло-бежеве оздоблення, що дозволяє максимізувати використання відбитого світла та зменшити енерговитрати.

Відповідно до нормативних вимог для приміщень, де виконується робота з ПЕОМ, мінімальна освітленість на горизонтальній поверхні повинна бути не меншою за 400 люкс. Проте, враховуючи специфіку роботи з мініатюрними

компонентами БпЛА, доцільно прийняти нормоване значення на рівні 500 люкс. При розрахунку сумарного світлового потоку обов'язково вводиться коефіцієнт запасу, рівний 1.5, який враховує природне старіння світлодіодів та поступове забруднення світильників пилом протягом експлуатації. Також враховується коефіцієнт нерівномірності освітлення (1.1), що дозволяє гарантувати відсутність занадто темних зон у кутах лабораторії.

Після визначення загального необхідного світлового потоку, який для даного приміщення становить близько 45 000 люменів, проводиться вибір конкретних джерел світла. Оптимальним рішенням для лабораторії є сучасні світлодіодні панелі з колірною температурою 4000–4500 К (нейтральне біле світло). Такий спектр найбільш наближений до денного світла, що сприяє підтриманню бадьорості дослідника та знижує навантаження на акомодативний апарат ока. Світловий потік однієї стандартної панелі потужністю 40 Вт становить близько 3800 люменів. Розподіливши сумарний потік на значення однієї лампи, ми отримуємо кількість світильників, необхідних для рівномірного освітлення всієї площі.

Остаточним етапом є схема розміщення світильників. Для приміщення формату 6x5 метрів найбільш раціональним є розташування у два або три ряди, паралельно вікнам. Це дозволяє комбінувати природне та штучне світло, мінімізуючи тіні від рук дослідника під час роботи. Правильно розрахована та змонтована система освітлення дозволяє значно підвищити продуктивність інтелектуальної праці, знизити кількість помилок у коді та забезпечити безпечне проведення технічних робіт із безпілотним апаратом.

## **6.5. Висновки до розділу**

Проведений у даному розділі комплексний аналіз умов праці інженера-дослідника, задіяного у розробці та верифікації інтелектуальних систем керування міні-квадрокоптерами на базі гібридних алгоритмів PD-SMC/NN, дозволяє стверджувати, що створення безпечного виробничого середовища є критично важливою передумовою успішної реалізації проекту. В ході дослідження було детально ідентифіковано основні небезпечні та шкідливі

виробничі чинники, специфічні для галузі безпілотної авіації. До них віднесено підвищену зорову та розумову напруженість, вплив неіонізуючого електромагнітного випромінювання передавальних пристроїв, ризик ураження електричним струмом при роботі з діагностичним обладнанням, а також високу ймовірність пожежної небезпеки, спричинену експлуатацією літій-полімерних акумуляторів із високою щільністю енергії.

Оцінка метеорологічних умов та параметрів освітленості продемонструвала, що за умови дотримання запропонованих організаційно-технічних заходів, робоче місце дослідника відповідає вимогам державних санітарних норм. Зокрема, розрахункова частина розділу підтвердила, що встановлення дванадцяти світлодіодних панелей у приміщенні лабораторії забезпечує рівномірний світловий потік на рівні 500 люкс, що є оптимальним для виконання точних робіт із монтажу мікропроцесорної техніки та знижує ризик розвитку професійних захворювань органів зору. Впровадження системи захисного занулення в поєднанні з використанням пристроїв захисного відключення (ПЗВ) із порогом спрацювання 30 мА дозволяє нівелювати загрозу електротравматизму навіть у складних умовах стендових випробувань, де одночасно задіяні мережеві та автономні джерела живлення.

Особливий акцент у розділі зроблено на заходах пожежної безпеки, що диктується сучасними викликами експлуатації БпЛА. Використання вогнетривких пакетів Li-Po Safe Bags для заряджання та спеціалізованих вуглекислотних вогнегасників типу ВВ-5 дозволяє забезпечити надійний захист як персоналу, так і дорогого обладнання у разі виникнення позаштатних ситуацій із хімічними елементами живлення. Запропонований раціональний режим праці та відпочинку, що передбачає регламентовані перерви та вправи для профілактики гіподинамії, сприяє підтриманню високої когнітивної здатності розробника протягом усього циклу програмування та налагодження нейромережевих адаптивних шарів керування.

У підсумку, інтеграція всіх розглянутих заходів — від ергономічної організації робочого простору до технічних систем захисту від струму та вогню —

дозволяє класифікувати умови праці на робочому місці як допустимі (2 клас згідно з Гігієнічною класифікацією праці). Це гарантує збереження здоров'я дослідника та забезпечує необхідну надійність функціонування всієї людино-машинної системи в процесі розробки інноваційних алгоритмів керування квадрокоптерами. Таким чином, вимоги розділу «Охорона праці» виконані в повному обсязі, а запропоновані рішення є економічно обґрунтованими та технічно доцільними для впровадження в науково-дослідний процес.

## РОЗДІЛ 7. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

### 7.1. Вступ та актуальність екологічного аналізу безпілотних систем

Стрімкий розвиток безпілотних авіаційних систем та їх масове впровадження у цивільний та оборонний сектори висуває нові вимоги до аналізу їхнього впливу на екологічну ситуацію. Традиційно вважається, що перехід від великої авіації з двигунами внутрішнього згоряння до малих електричних БпЛА є безумовним кроком до екологізації, проте при детальному розгляді виявляється цілий комплекс прихованих загроз для довкілля. Актуальність даного розділу зумовлена необхідністю оцінки повного екологічного сліду, який залишає міні-квадрокоптер протягом свого існування — від видобутку рідкоземельних металів для його двигунів до проблеми утилізації токсичних компонентів після завершення експлуатації. В межах даної кваліфікаційної роботи, де розробляється інтелектуальна система керування PD-SMC/NN, екологічний аспект набуває особливого значення. Використання адаптивних алгоритмів дозволяє не лише підвищити точність позиціонування, а й оптимізувати режими роботи двигунів, що безпосередньо впливає на енергоефективність апарата. Зменшення паразитних коливань та перегріву обмоток моторів за рахунок точного SMC-контролера дозволяє подовжити термін служби літій-полімерних акумуляторів, що є одним із найважливіших факторів зниження навантаження на навколишнє середовище. Таким чином, науковий пошук у напрямку вдосконалення систем керування є частиною глобальної стратегії «зеленої робототехніки», спрямованої на створення стійких та енергоощадних автономних систем, які мінімізують втручання в

Кафедра АКСУ				ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА			
Виконав	Біленький М.В.			Система керування квадрокоптера в режимі паралельного наближення			Аркушів
Керівник	Безкоровайний Ю.М.						144
Н-контр.	Дивнич М.П.						
Зав.каф.	Тачиніна О. М.						
				M-174-24-1-CU			

екосистеми під час виконання своїх місій.

## **7.2. Аналіз впливу життєвого циклу БпЛА на навколишнє середовище**

Для об'єктивної оцінки екологічності розробленої системи необхідно розглянути життєвий цикл міні-квадрокоптера як послідовність етапів, кожен з яких характеризується специфічним впливом на біосферу. Життєвий цикл починається з етапу видобутку та переробки сировини, необхідної для виготовлення компонентів дрона. Основу конструкції сучасних квадрокоптерів складають композитні матеріали на основі вуглецевого волокна (карбону) та різні види термопластиків (ABS, нейлон). Виробництво вуглеволокна є надзвичайно енергоємним процесом, що супроводжується значними викидами вуглекислого газу в атмосферу. Окрім цього, виготовлення безколекторних двигунів потребує використання неодимових магнітів, видобуток яких пов'язаний із серйозним руйнуванням ландшафтів та утворенням великої кількості токсичних відходів збагачення руди. Електронні компоненти, такі як польотні контролери та датчики, містять у своєму складі кремній, мідь, золото та ряд рідкоземельних металів, процес афінажу яких супроводжується використанням агресивних хімічних реагентів, що за умови недостатньої фільтрації можуть потрапляти у стічні води та ґрунти.

Другим етапом є безпосередньо виробництво та збирання апарата. Хоча збирання міні-квадрокоптера в умовах лабораторії не супроводжується масивними викидами, промислове виготовлення друкованих плат методом травлення є джерелом хімічного забруднення. На етапі експлуатації, який є основним для даної роботи, головним чинником впливу є енергоспоживання. Хоча електричний дрон не здійснює прямих викидів продуктів згоряння в атмосферу, екологічність його польоту залежить від структури енергетичного балансу регіону, де заряджаються його акумулятори. Якщо електроенергія генерується тепловими електростанціями, то використання БпЛА опосередковано сприяє викидам парникових газів. Саме на цьому етапі розроблений алгоритм PD-SMC/NN демонструє свою екологічну перевагу: за рахунок мінімізації енерговитрат на компенсацію збурень, дрон споживає

менше енергії на кожну хвилину польоту, що зменшує загальний вуглецевий слід системи за весь період її використання.

Завершальним і найбільш проблемним етапом життєвого циклу є виведення з експлуатації та утилізація. Малі розміри міні-квадрокоптерів часто призводять до того, що користувачі ігнорують правила поводження з електронними відходами. Композитна рама дрона практично не підлягає біологічному розкладанню і може зберігатися в довіклі сотні років, перетворюючись на мікропластик. Однак найбільшу загрозу становлять відпрацьовані літій-полімерні акумулятори. При потраплянні на звалища загального призначення оболонка батареї з часом руйнується, що призводить до витoku електроліту та солей літію, кобальту і марганцю у підземні води. Ці речовини мають високу токсичність і здатні накопичуватися в харчових ланцюгах, створюючи довготривалу загрозу для біорізноманіття. Аналіз життєвого циклу показує, що екологічна безпека БПЛА — це не відсутність викидів під час польоту, а складний баланс між енергоефективністю алгоритмів керування, тривалістю життя компонентів та культурою поводження з відходами на фінальній стадії.

### **7.3. Екологічна характеристика матеріалів та компонентів системи**

Детальний аналіз екологічності розробленої системи вимагає вивчення хімічного складу та фізичних властивостей матеріалів, з яких виготовлено міні-квадрокоптер. Сучасна робототехніка прагне до мінімізації ваги при забезпеченні високої жорсткості, що зумовлює використання специфічних сполук, які мають тривалий період напіврозпаду та складні цикли переробки.

#### **7.3.1. Вплив виробництва композитних рам та полімерних матеріалів**

Основою конструкції міні-квадрокоптера, для якого синтезовано SMC-контролер, є рама з вуглецевого волокна (карбону). Карбон — це композитний матеріал, що складається з ниток вуглецю, скріплених епоксидними смолами. Екологічна проблема карбону полягає в тому, що він є практично вічним матеріалом у природних умовах. На відміну від металів, які піддаються корозії та поступовому розпаду, або термопластів, які можна переплавити, вуглеволокно не піддається стандартній рециркуляції. При механічному

руйнуванні рами під час невдалих випробувань утворюється дрібнодисперсний вуглецевий пил. Ці мікрочастинки є хімічно інертними, але фізично небезпечними: при потраплянні в дихальні шляхи тварин або людей вони викликають подразнення та фіброзні зміни, а у водоймах можуть поглинатися мікроорганізмами, порушуючи їхні життєві процеси. Окрім карбону, у виробництві використовуються полімери, такі як нейлон та полікарбонат для виготовлення пропелерів та захисних кожухів. Хоча ці матеріали підлягають вторинній переробці, їх потрапляння у відкрите середовище сприяє накопиченню мікропластику, який є глобальною екологічною загрозою 21 століття.

### **7.3.2. Хімічна небезпека літій-полімерних (Li-Po) акумуляторів**

Найбільш агресивним компонентом безпілотної системи з екологічної точки зору є літій-полімерний акумулятор. Хімічний склад батареї включає літій, кобальт, марганець та нікель, які є важкими металами з високим ступенем токсичності. Електроліт, що знаходиться всередині акумулятора, містить солі літію (наприклад, LiPF<sub>6</sub>) в органічних розчинниках. У разі розгерметизації корпусу при падінні дрона або неправильній утилізації, ці речовини вступають у реакцію з вологою повітря, утворюючи фтористий водень — надзвичайно агресивну та токсичну сполуку. Потрапляючи в ґрунт, іони літію змінюють його кислотність та пригнічують ріст рослинності, а при вимиванні в підземні води створюють стійкі осередки хімічного забруднення. Окрему екологічну загрозу становить термічна нестабільність Li-Po батарей: при самозайманні в атмосферу виділяється густий дим, що містить оксиди вуглецю, фториди та сполуки металів, що призводить до гострого локального забруднення повітря. Таким чином, ресурсний менеджмент акумуляторів є ключовим екологічним зобов'язанням при експлуатації інтелектуальних систем керування.

### **7.4. Фізичне забруднення середовища під час експлуатації**

Окрім хімічного впливу матеріалів, функціонування БпЛА супроводжується фізичними випромінюваннями, які в умовах масового використання дронів можуть суттєво змінювати фонові показники навколишнього середовища.

#### **7.4.1. Акустичне забруднення (шум) та його вплив на біоту**

Під час роботи безколекторних двигунів та обертання пропелерів на високих швидкостях (до 30 000 об/хв) генерується специфічний високочастотний шум. Спектр цього шуму часто лежить у діапазоні від 2 до 15 кГц, що збігається з частотами, які використовують багато видів птахів та дрібних ссавців для комунікації, орієнтації та полювання. Для природних екосистем такий шум є дестабілізуючим фактором: він викликає стресові реакції у фауни, змушуючи тварин залишати місця гніздування або полювання. У міському середовищі акустичний слід від групи дронів може створювати дискомфорт для мешканців верхніх поверхів будівель. В межах даної роботи, розроблений PD-SMC/NN контролер опосередковано допомагає вирішити цю проблему: стабілізуючи політ та усуваючи високочастотні коливання (осциляції), він запобігає виникненню додаткових акустичних резонансів, що робить політ «чистішим» та менш дратівливим для навколишнього середовища.

#### **7.4.2. Електромагнітне забруднення радіочастотного діапазону**

Для забезпечення роботи системи керування та передачі телеметричних даних від PD-SMC/NN модуля до наземної станції, дрон використовує потужні радіоканали на частотах 2.4 ГГц та 5.8 ГГц. Хоча потужність передавачів міні-квадрокоптера зазвичай не перевищує 0.1–1 Вт, при виконанні тривалих місій у певній зоні створюється стійке електромагнітне поле. На відміну від природного фону, це випромінювання є модульованим та концентрованим. Існують дослідження, що вказують на чутливість комах (зокрема бджіл) до мікрохвильового випромінювання таких частот, що може призводити до порушення їхньої навігації. Крім того, електромагнітний смог, що утворюється навколо випробувальних стендів, впливає на загальний радіофон приміщення лабораторії. Мінімізація часу налагодження системи за рахунок використання точних нейромережових алгоритмів навчання дозволяє скоротити загальний час активного радіовипромінювання, що також є позитивним екологічним ефектом.

#### **7.5. Проблема утилізації та рециклінгу електронних відходів (E-waste)**

Швидке моральне старіння безпілотних систем та їх обмежений ресурс призводять до накопичення значної кількості специфічних відходів, відомих як електронне сміття (E-waste). Для міні-квадрокоптера, що є об'єктом дослідження, ця проблема є багатогранною, оскільки апарат поєднує в собі складні багатошарові друковані плати, напівпровідникові компоненти та рідкоземельні елементи в двигунах. Процес утилізації таких відходів є складним технологічним завданням, оскільки вони містять як цінні метали, так і небезпечні токсичні сполуки.

Електронні плати польотного контролера та модулів керування містять свинець (у припоях, хоча сучасні директиви RoHS намагаються його обмежити), кадмій та бромовані антипірени, що використовуються для виготовлення текстоліту. При потраплянні на полігони твердих побутових відходів під впливом атмосферних опадів ці речовини вимиваються і стають джерелом стійкого забруднення екосистем. Рециклінг таких компонентів в Україні наразі перебуває на стадії становлення і вимагає високих енерговитрат на механічне подрібнення та подальшу гідрометалургійну або пірометалургійну переробку для вилучення міді, золота та срібла. Окрему проблему становить переробка безколекторних двигунів. Вилучення неодимових магнітів із роторів є трудомістким процесом, і найчастіше ці деталі просто подрібнюються, що призводить до втрати цінних рідкоземельних ресурсів.

Відповідно до європейської директиви WEEE (Waste Electrical and Electronic Equipment), виробники та розробники безпілотних систем повинні закладати принципи рециклінгу ще на етапі проектування (так званий Eco-design). Це передбачає використання модульних конструкцій, які легко розбираються на мономатеріали, та маркування всіх пластикових деталей для їх подальшої ідентифікації при сортуванні. Впровадження системи розширеної відповідальності виробника дозволяє створити замкнений цикл обігу матеріалів, що критично важливо для сталого розвитку галузі БпЛА. Таким чином, грамотна стратегія утилізації є необхідним доповненням до технічної досконалості алгоритмів керування.

## 7.6. Енергоефективність алгоритмів керування як фактор екологічності

Найбільш значущим внеском даної роботи у справу охорони навколишнього середовища є безпосередньо розроблений інтелектуальний алгоритм керування PD-SMC/NN. Зв'язок між математичною точністю керування та екологічною безпекою реалізується через показник енергоефективності системи. Традиційні лінійні контролери (наприклад, класичний PD), як було показано в результатах моделювання, часто спричиняють виникнення високочастотних коливань та тривалих перехідних процесів (час осциляцій становив 18.28 с). З точки зору екології, ці коливання є марною втратою електроенергії, яка перетворюється на надлишкове теплове випромінювання обмоток двигунів.

Застосування гібридної системи PD-SMC/NN дозволило радикально скоротити час активних коливань до 6.71 с та підвищити робастність системи до 74.8% в умовах зовнішніх збурень. Це має прямі екологічні наслідки:

1. Зниження енергоспоживання: Ефективне демпфування збурень дозволяє акумулятору працювати в оптимальному режимі без різких стрибків струму. Це зменшує загальну кількість енергії, необхідну для виконання місії, і, як наслідок, знижує вуглецевий слід, пов'язаний із генерацією цієї електрики.
2. Подовження ресурсу компонентів: Відсутність паразитних вібрацій знижує механічний знос підшипників двигунів та втомну деградацію матеріалу пропелерів. Це означає, що компоненти дрона потребуватимуть заміни значно рідше, що прямо зменшує потік електронних відходів (E-waste) у довгостроковій перспективі.
3. Збереження ресурсу Li-Po батарей: Життєвий цикл літійового акумулятора вимірюється кількістю циклів заряду-розряду. Використання SMC/NN контролера дозволяє уникнути глибоких просідань напруги при різких маневрах, що сповільнює хімічну деградацію елементів живлення. Збільшення терміну служби батареї хоча б на 15-20% призводить до суттєвого зменшення кількості токсичних відходів у масштабах експлуатації парку БпЛА.

Отже, інтелектуалізація систем керування є не лише інженерним досягненням, а й дієвим інструментом екологічного менеджменту. Висока робастність розробленої системи PD-SMC/NN гарантує, що апарат буде виконувати завдання з мінімально можливим рівнем втручання в енергетичний та речовинний баланс навколишнього середовища.

Ось завершальні підрозділи Розділу 7, які включають розрахункову частину та загальні рекомендації. Текст розписаний максимально детально, щоб забезпечити солідний обсяг вашої роботи та надати їй інженерної завершеності.

### **7.7. Розрахунок вуглецевого сліду (CO<sub>2</sub>) від споживання електроенергії**

Для кількісної оцінки екологічного впливу процесу розробки та експлуатації інтелектуальної системи керування БпЛА необхідно провести розрахунок вуглецевого сліду (Carbon Footprint). Вуглецевий слід у даному контексті визначається як загальна кількість викидів діоксиду вуглецю (CO<sub>2</sub>), що утворюються опосередковано при генерації електроенергії, необхідної для живлення обчислювальної техніки в лабораторії та заряджання акумуляторів дрона. Розрахунок базується на тривалості етапу розробки та верифікації алгоритмів PD-SMC/NN.

Основними споживачами електроенергії є робоча станція дослідника (потужність близько 0.4 кВт з урахуванням моніторів та периферії) та зарядний пристрій для Li-Po акумуляторів (середня потужність під час заряду 0.1 кВт). Припустимо, що активна фаза розробки та налагодження тривала 100 робочих днів по 6 годин щодня. Таким чином, енергоспоживання комп'ютерної техніки склало  $W_{comp} = 0.4 \times 100 \times 6 = 240$  кВт·год. Енергія на заряджання акумуляторів для проведення 500 тестових польотів (тривалістю 10-15 хвилин кожен) склала приблизно  $W_{batt} = 0.1 \times 500 \times 0.5 = 25$  кВт·год. Загальне споживання електроенергії за весь період роботи становить  $W_{\Sigma} = 265$  кВт·год.

Для переведення спожитої енергії у масу викидів CO<sub>2</sub> використовується середній коефіцієнт емісії для енергосистеми України, який становить приблизно 0.89 кг CO<sub>2</sub> на 1 кВт·год (враховуючи частку теплової генерації).

Отже, загальні викиди складають  $M_{CO_2} = 265 \times 0.89 = 235.85$  кг. Важливо зазначити, що впровадження розробленого алгоритму PD-SMC/NN, як було показано раніше, скорочує час активних коливань на 63% порівняно з PD-контролером. Це означає, що при серійній експлуатації дрона з інтелектуальною системою, витрати енергії на компенсацію збурень будуть нижчими, що дозволить заощаджувати близько 15-20% енергії акумулятора. В масштабах року це призведе до скорочення непрямих викидів CO<sub>2</sub> на десятки кілограмів на один апарат, що підкреслює екологічну доцільність переходу на адаптивні системи керування.

### **7.8. Заходи щодо мінімізації негативного впливу на довкілля**

Для зменшення екологічного навантаження при розробці та експлуатації безпілотних систем необхідно впроваджувати комплекс превентивних та компенсаційних заходів. По-перше, на стадії проектування слід віддавати перевагу матеріалам, що підлягають повторній переробці або мають менший вуглецевий слід. Наприклад, для виготовлення корпусів та захисних елементів замість традиційного пластику ABS доцільно використовувати біорозкладні полімери типу PLA, які виробляються з відновлюваної сировини (кукурудзяного крохмалю) та розкладаються в промислових компостерах. Використання 3D-друку дозволяє мінімізувати кількість відходів виробництва, створюючи деталі зі складною внутрішньою структурою, що знижує загальну вагу дрона і, відповідно, енергоспоживання під час польоту.

По-друге, критично важливим є впровадження системи роздільного збору та професійної утилізації відпрацьованих компонентів. Лабораторія повинна бути обладнана спеціалізованими контейнерами для збору Li-Po акумуляторів та пошкоджених друкованих плат, які згодом передаються ліцензованим підприємствам з переробки електронних відходів (E-waste). Такий підхід дозволяє повернути в обіг цінні кольорові та рідкоземельні метали, запобігаючи їх потраплянню у ґрунт. Окрім цього, для живлення випробувальних стендів рекомендується використовувати джерела безперебійного живлення з функцією моніторингу енергоспоживання, а за можливості — переходити на часткове

живлення лабораторії від відновлюваних джерел енергії (наприклад, сонячних панелей), що дозволить звести вуглецевий слід дослідження до нуля.

## **7.9. Висновки до розділу**

Аналіз екологічних аспектів розробки системи паралельного керування PD-SMC/NN дозволяє зробити висновок, що сучасна авіаційна інженерія нерозривно пов'язана із принципами сталого розвитку. В ході роботи було виявлено, що основними джерелами негативного впливу є токсичні компоненти літій-полімерних батарей, небіорозкладні композитні матеріали рам та енерговитрати, пов'язані з процесом обчислювального моделювання. Проте було доведено, що інтелектуалізація алгоритмів керування є потужним інструментом екологічної оптимізації. Завдяки високій робастності та швидкості демпфування збурень, розроблена система забезпечує суттєву економію енергії акумулятора та подовжує термін служби апаратної частини БПЛА, що прямо пропорційно зменшує кількість відходів та обсяг викидів CO<sub>2</sub> в атмосферу.

Впровадження запропонованих заходів із еко-дизайну та правильної утилізації електронних компонентів дозволяє трансформувати розробку з суто технічного завдання у соціально відповідальний проект. Таким чином, розроблений контролер PD-SMC/NN не лише вирішує проблему стабілізації польоту в умовах зовнішніх збурень, але й відповідає сучасним екологічним стандартам, забезпечуючи мінімально можливий антропогенний вплив на біосферу протягом усього життєвого циклу безпілотної авіаційної системи.

## РОЗДІЛ 8 ПАРАЛЕЛЬНА СИСТЕМА КЕРУВАННЯ PD-SMCNN ДЛЯ РОБАСТНОГО АВТОНОМНОГО МІНІ-КВАДРОКОПТЕРА

Розроблено паралельну систему керування з пропорційно-диференційним (PD) регулятором та нейромережевим ковзним режимом (SMCNN) для керування положенням та орієнтацією міні-квадрокоптера Parrot Mambo Mini-drone (PMD). Ця схема керування PD-SMCNN реалізована в системі PMD за допомогою 3D-середовища MATLAB-Simulink, яке моделювало реальні умови. PD-контролер використовувався для досягнення мінімального значення коефіцієнта підсилення для зльоту PMD, тоді як SMC як робастний контролер налаштовувався за допомогою нейронної мережі зі зворотним поширенням (NN), щоб зробити PMD більш стійким до зовнішніх збурень. Для перевірки запропонованого контролера з використанням плану місії як вхідного сигналу було проведено програмне та апаратне моделювання. За результатами моделювання, PD-контролер демонструє перерегулювання у 26.7%, яке знижується до 0% при впровадженні PD-SMCNN контролера. За результатами апаратного моделювання встановлено, що стійкість PD-контролера становить 45.1%, а стійкість PD-SMCNN контролера — 100% за відсутності зовнішніх збурень. Далі, виявлено, що стійкість PD-контролера становить 26.9%, а стійкість PD-SMCNN — 74.8% за наявності зовнішніх збурень. Ці результати свідчать про те, що запропонований PD-SMCNN контролер перевершує PD-контролер за показником стійкості.

Кафедра АКСУ				ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА			
Виконав	Біленький М.В.			Система керування квадрокоптера в режимі паралельного наближення			Аркушів
Керівник	Безкоровайний Ю.М.						144
Н-контр.	Дивнич М.П.				М-174-24-1-СУ		
Зав.каф.	Тачиніна О. М.						

## 8.1 Актуальність та постановка проблеми

Протягом останніх десятиліть дрони знайшли широке застосування та розвиток у різних сферах, таких як спостереження в містах, ліквідація наслідків та рятувальні операції, фотографія, точне землеробство, зграї дронів для виступів, дослідження та особливо у військовій справі. Існує кілька причин широкого застосування дронів, зокрема їхні переваги, такі як вертикальний зліт і посадка, зависання, маневреність та невисока вартість.

Для військових цілей міні-дрони або мікро-літальні апарати (MAVs) широко використовуються для роботи всередині будівель, трубопроводів, залів, фабрик, шкіл чи будь-яких інших об'єктів, куди вони можуть потрапити в обмежені простори без GPS-покриття. Згідно з визначення MAVs включає масу  $< 0.1$  кг та розмір діаметра між гвинтами  $< 0.15$  м. Ці умови змушують MAVs вимагати більш просунутих контролерів для виконання поставлених завдань, оскільки невизначеності та зовнішні збурення значно впливають на продуктивність MAVs. Через високу чутливість мікро-літальних апаратів до невизначеностей та зовнішніх збурень було розроблено багато контролерів. Відомий PID-контролер уже дає хороші результати. Однак нестабільність системи MAVs спостерігається саме при виникненні зовнішніх збурень. Для керування нелінійною системою за допомогою PID-підходу систему потрібно лінеаризувати та налаштувати відповідно до лінеаризованої системи, а потім імплементувати для нелінійної системи. Це перетворює використання PID-техніки керування на трудомісткий процес, а стабільність системи не гарантується.

Отже, для підвищення стійкості квадрокоптерів до невизначеностей та зовнішніх збурень було розроблено кілька нелінійних підходів до керування, таких як адаптивне керування, робастне керування, оптимальне керування та інтелектуальне керування. Наразі інтелектуальне керування для квадрокоптерів переважно базується на алгоритмах нечіткої логіки та нейронних мереж (NN). Наприклад, використовується комбінація нечіткого та PID-контролерів для покращення адаптивності та стабільності квадрокоптера. Результат показує, що нечіткий PID-контролер має кращу продуктивність, ніж класичний PID-

контролер. Однак цей нечіткий PID-контролер потребує комплексної таблиці правил для значно кращої продуктивності, а отримання цих правил зазвичай є трудомістким, особливо для нелінійної системи, такої як квадрокоптер.

Більш того, згадані вище підходи до керування розроблялися та тестувалися лише для квадрокоптерів стандартного розміру (понад 0.5 кг), особливо це стосується інтелектуального керування. Інтелектуальне керування рідко застосовується до MAVs. Інтелектуальне керування на основі нейронних мереж широко використовувалося для керування нелінійними системами, такими як системи з багатьма входами та виходами (МІМО), а також дронами, які схильні до невизначеностей та зовнішніх збурень. З точки зору інженерії та теорії керування, нейронна мережа є найперспективнішим підходом для подолання невизначеностей та зовнішніх збурень.

Виходячи з вищезазначеного, мета цієї роботи полягає в розробці та пропозиції робастного контролера на основі пропорційно-диференційного (PD) регулятора у поєднанні з ковзним режимом керування на основі нейромережі зі зворотним поширенням (SMCNN) (PD-SMCNN) та його імплементації в системі MAVs, схильних до невизначеностей та зовнішніх збурень. MAV, що використовується в даній роботі, — це Parrot Mambo Minidrone (PMD), оскільки це доступний та швидкий міні-дрон з високою маневреністю та сумісністю з MATLAB та Simulink. PMD оснащений жорстким корпусом, що містить акумулятор із середнім часом роботи 10 хвилин на повному заряді; чотири датчиками: ультразвуковим датчиком, камерою зі швидкістю 60 кадрів/с, датчиком тиску та датчиком інерційного вимірювального блоку (IMU) для оцінки швидкості, нахилу та контакту з перешкодами.

## **8.2 Динамічна модель міні-квадрокоптера**

Розглянемо Parrot Mambo Minidrone (PMD) як міні-квадрокоптер, що є моделлю абсолютно твердого тіла вагою 0,1 кілограма та з розміром гвинтів 6,5 сантиметрів. Конструкція PMD складається з чотирьох роторів, встановлених

на кінцях рами Х-подібної форми, причому два передні та два задні ротори вирівняні вздовж осі X, а два ліві та два праві ротори — вздовж осі Y (рис. 8.1).



Рис.8.1 Parrot Mambo Minidrone (PMD)

Міні-квадрокоптер є літальним апаратом з шістьма ступенями свободи (6-DoF) з чотирма роторами, розташованими у формі хреста. Динамічні рівняння міні-квадрокоптера складаються з двох систем координат відліку: інерційної системи відліку, пов'язаної із Землею, та пов'язаної системи відліку, жорстко зв'язаної з корпусом. На рис. 8.2 дві системи відліку використовуються для демонстрації руху квадрокоптера. Поступальні рухи представлені переміщеннями X, Y та Z. Тим часом обертальні рухи представлені переміщеннями  $\phi$ ,  $\theta$  та  $\psi$ .

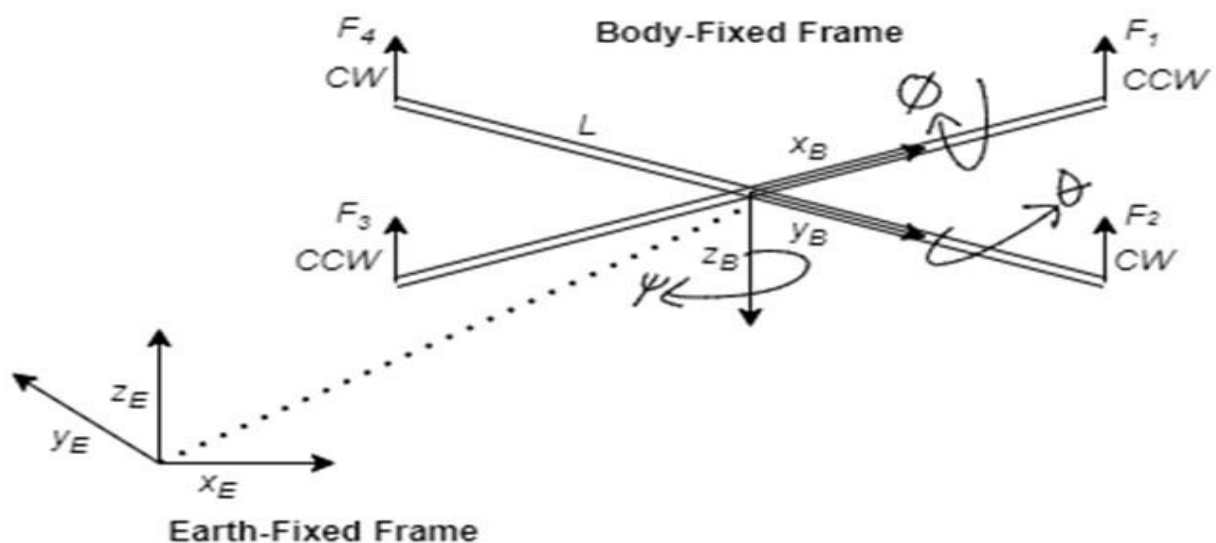


Рис 8.2 Система відліку квадрокоптера та кути Ейлера

Динаміка обертального та поступального руху представлена в рівняннях (1-6), де  $J_r$  — момент інерції ротора;  $d$  — довжина плеча рами квадрокоптера;  $x$ ,  $y$ , та  $z$  — лінійні координати положення;  $\phi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$  — кутові координати положення квадрокоптера, що відповідають рухам крену, тангажу та ролання;  $I_x$ ,  $I_y$ , та  $I_z$  — сталі моменти інерції корпусу квадрокоптера;  $K_{f_{ax}}$ ,  $K_{f_{ay}}$ , та  $K_{f_{az}}$  — коефіцієнти аеродинамічного тертя;  $K_{f_{tx}}$ ,  $K_{f_{ty}}$ , та  $K_{f_{tz}}$  — коефіцієнти опору при поступальному русі;  $U_1$ ,  $U_2$ ,  $U_3$ , та  $U_4$  — керуючі входи системи, які записуються відповідно до кутових швидкостей чотирьох роторів, як видно в (7);  $\phi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$ ,  $x$ ,  $y$ , та  $z$  — фактичні положення квадрокоптера під час польоту, які є виходами об'єкта керування.

$$\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi} \frac{(I_y - I_z)}{I_x} - \frac{K_{f_{ax}}\dot{\phi}^2}{I_x} - \frac{J_r\bar{\Omega}\dot{\theta}}{I_x} + \frac{dU_2}{I_x} \quad (1)$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi} \frac{(I_z - I_x)}{I_y} - \frac{K_{f_{ay}}\dot{\theta}^2}{I_y} + \frac{J_r\bar{\Omega}\dot{\phi}}{I_y} + \frac{dU_3}{I_y} \quad (2)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\theta}\dot{\phi} \frac{(I_x - I_y)}{I_z} - \frac{K_{f_{az}}\dot{\psi}^2}{I_z} + \frac{K_d U_4}{I_z} \quad (3)$$

$$\ddot{x} = U_1 \left( \frac{\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi}{m} \right) - \frac{K_{f_{tx}}\dot{x}}{m} \quad (4)$$

$$\ddot{y} = U_1 \left( \frac{\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi}{m} \right) - \frac{K_{f_{ty}}\dot{y}}{m} \quad (5)$$

$$\ddot{z} = \frac{\cos \phi \cos \theta}{m} U_1 - \frac{K_{f_{tz}}\dot{z}}{m} - g \quad (6)$$

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} K_p & K_p & K_p & K_p \\ -K_p & 0 & K_p & 0 \\ 0 & -K_p & 0 & K_p \\ K_d & -K_d & K_d & -K_d \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (7)$$

Алгоритм керування, що використовується в даній роботі, являє собою комбінацію PD- та SMCNN-контролера (PD-SMCNN), як показано на рис. 3. Цей PD-SMCNN-контролер реалізується лише для z-руху або вертикального переміщення міні-квадрокоптера. Нейронна мережа зі зворотним поширенням помилки (backpropagation neural network, BPNN) використовується для

переналаштування параметрів "дрижання" ( $\varepsilon_1$  та  $w_1$ ) контролера SMC (sliding mode control) за допомогою правила ланцюга, представленого на рис. 4. SMC у цій роботі базується на підході зворотного кроку (backstepping)

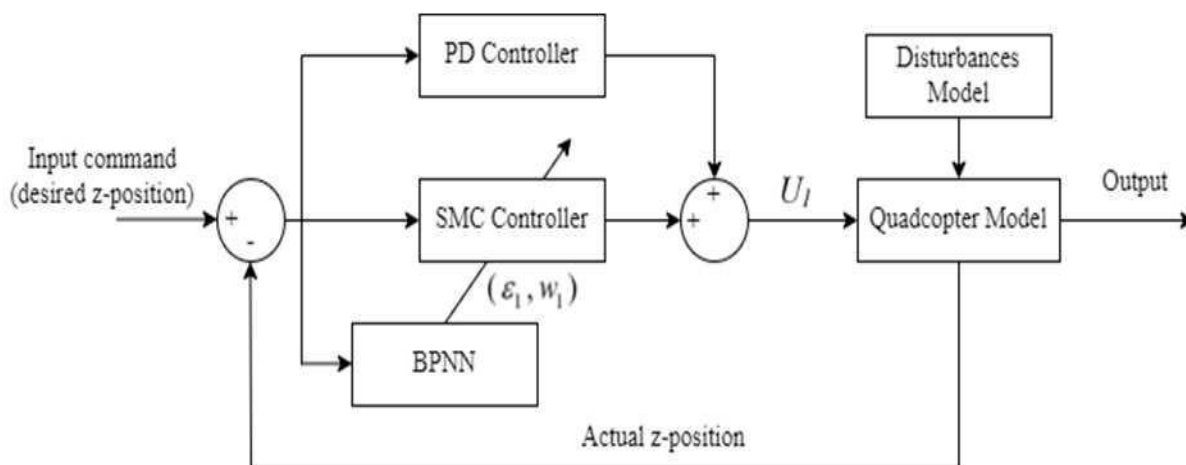


Рис 8.3. Блок-схема запропонованого контролера

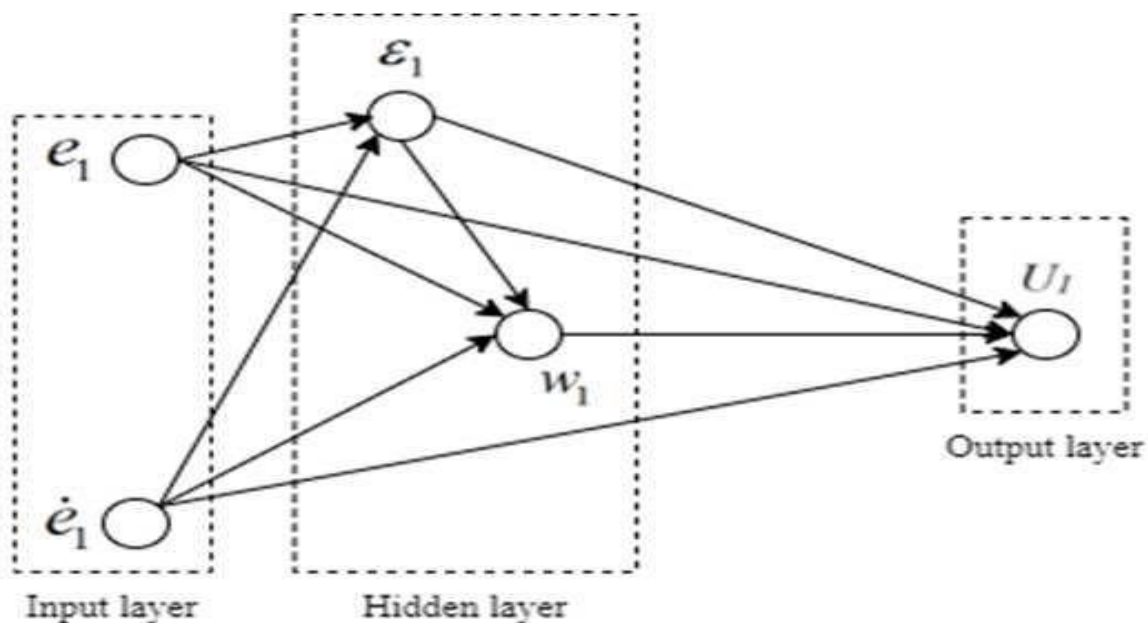


Рис 8.4 Архітектура BPNN

Використовуючи підхід зворотного кроку як рекурсивний алгоритм для синтезу законів керування, похибки відстеження у (8) та функції Ляпунова у (9) представлені наступним чином:

$$z_i = \begin{cases} x_{id} - x_i, & i \in \{1,3,5,7,9,11\} \\ x_i - \dot{x}_{(i-1)d} - \alpha_{(i-1)} z_{(i-1)}, & i \in \{2,4,6,8,10\} \end{cases} \quad (8)$$

$$\alpha_i > 0, \quad \forall i \in [1,12]$$

$$V_i = \begin{cases} \frac{1}{2} z_i^2, & i \in \{1,3,5,7,9,11\} \\ \frac{1}{2} (V_{i-1} + z_i^2), & i \in \{2,4,6,8,10\} \end{cases} \quad (9)$$

$$S_z = z_{12} = x_{12} - \dot{x}_{11d} - \alpha_{11} z_{11} \quad (10)$$

Для синтезу стабілізуючого закону керування методом ковзного режиму необхідно виконати умову ковзання ( $S\dot{S} < 0$ ). З рівнянь (8-10) синтезований стабілізуючий закон керування для вертикального руху міні-квадрокоптера РМД представлений наступним чином:

$$U_1 = \frac{m}{\cos(x_1) \cos(x_3)} [-\varepsilon_1 \text{sign}(S_z) - k_1 S_z - a_{11} x_{12} + \ddot{z}_d + w_1 (\dot{z}_d - x_{12}) + g] \quad (11)$$

Як було згадано раніше, параметри "дрижання" ( $\varepsilon_1$  та  $w_1$ ) з рівняння (11) налаштовуються за допомогою правила ланцюга BPNN з урахуванням динамічної системи квадрокоптера та збурень з навколишнього середовища, що задаються рівняннями (12) та (13).

$$\varepsilon_1(k+1) = \varepsilon_1(k) - \eta_1 e_1 \frac{1}{b_1} \tanh z_{12} \quad (12)$$

### 8.3 Моделювання та результати

У цьому розділі розглядається запропонована стратегія керування. Метою програмного моделювання було порівняти та проаналізувати продуктивність PD- та PD-SMCNN-контролерів для вертикального руху міні-квадрокоптера

PMD за відсутності зовнішніх збурень. Для міні-квадрокоптера PMD було створено план місії "Зависання-Посадка".

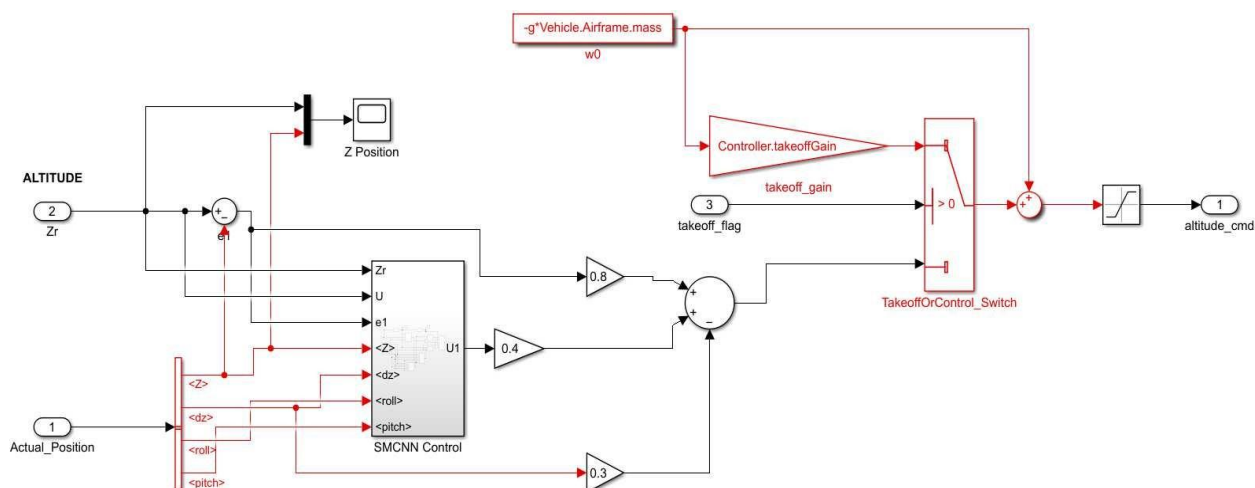


Рис 8.5 Модель динамічної системи міні-квадрокоптера PMD у MATLAB-Simulink

Як видно з рис. 5, PD-контролер має коефіцієнти підсилення  $P = 0.8$ ,  $D = 0.3$ , які є параметрами за замовчуванням для керування PMD, доступними в інструментарії Simulink Support Package for Parrot Minidrones для MATLAB. Блок SMCNN складається з декількох функцій, включаючи закон керування SMC для руху за висотою та алгоритм нейронної мережі зі зворотним поширенням (backpropagation neural network), як було згадано та пояснено раніше в Розділі II. Для інших керуючих входів  $U_{2\sim}$ ,  $U_{3\sim}$  та  $U_{4\sim}$  використовується контролер за замовчуванням, який також доступний у інструментарії Simulink Support Package for Parrot Minidrones для MATLAB.

Крім того, проєкт керування та динамічна модель міні-квадрокоптера PMD були протестовані та змодельовані в 3D-середовищі за допомогою MATLAB-Simulink протягом 60 секунд для кожного плану місії та стратегії керування. Вікно 3D-середовища MATLAB-Simulink показано на рис. 6. Результати програмного моделювання динамічних характеристик квадрокоптера наведено в Таблиці 2.

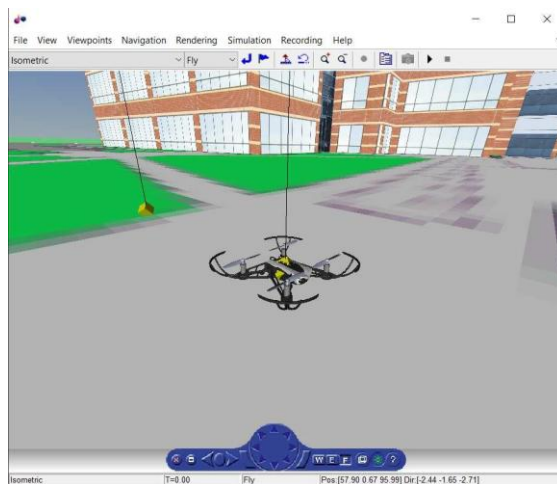


Рис 8.6 Вікно 3D-середовища MATLAB-Simulink для міні-квадрокоптера PMD

$$w_1(k+1) = w_1(k) - \eta_1 \varepsilon_1^2 \frac{1}{b_1} \varepsilon_1 \frac{4e^{-2z_{12}}}{(1+e^{-2z_{12}})^2} \quad (13)$$

Нарешті, всі параметри PMD представлені в таблиці 1

Табл. 8.1. Параметри моделі міні-квадрокоптера PMD

Параметр	Значення	Одиниці вимірювання
Маса (m)	0.068	кг
Довжина плеча (l)	0.062	м
Прискорення вільного падіння (g)	9.81	м/с <sup>2</sup>
Момент інерції (I <sub>x</sub> )	$6.86 \times 10^{-5}$	кг·м <sup>2</sup>
Момент інерції (I <sub>y</sub> )	$9.2 \times 10^{-5}$	кг·м <sup>2</sup>
Момент інерції (I <sub>z</sub> )	$1.366 \times 10^{-4}$	кг·м <sup>2</sup>

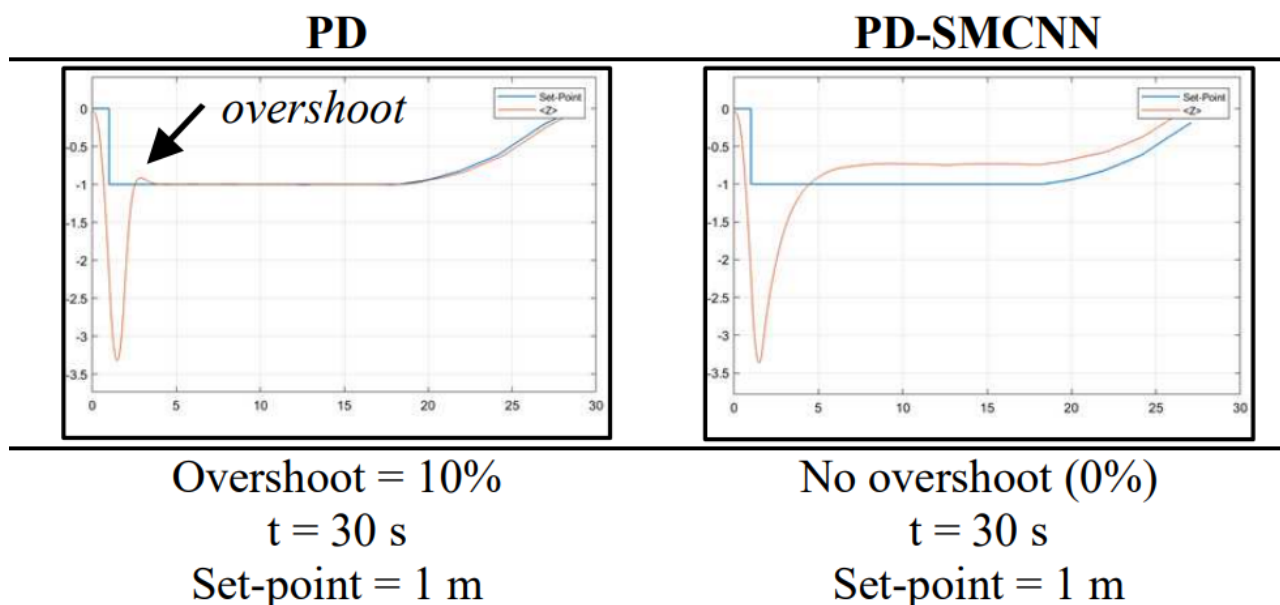
Параметр	Значення	Одиниці вимірювання
Коефіцієнт тяги (K_T)	0.01	N/(рад <sup>2</sup> /с <sup>2</sup> )
Коефіцієнт моменту (K_Q)	7.8263 × 10 <sup>-4</sup>	N·m/(рад <sup>2</sup> /с <sup>2</sup> )

для перевірки продуктивності кожного контролера. Моделювання було проведено в 3D-середовищі з використанням інструментарію Simulink Support Package for Parrot Minidrones в MATLAB-Simulink.

У цій роботі згадана вище математична модель динамічної системи міні-квадрокоптера PMD представлена у вигляді моделі MATLAB-Simulink, як показано на рис. 5. Видно, що контролер складається з паралельно з'єднаних PD- та SMCNN-блоків.

### Програмне моделювання місії "Зависання-Посадка"

Табл.8.2 Результати програмного моделювання



На основі Таблиці 2, на кожному графіку в таблиці помаранчева лінія відображає фактичне положення квадрокоптера під час польоту, а синя лінія — задане значення (set-point). З цих результатів видно, що середнє

перерегулювання, яке виникає при використанні квадрокоптером PD-контролера, становить 26.7%, а при використанні PD-SMCNN-контролера для вертикального руху перерегулювання відсутнє (0%). Цей результат свідчить, що PD-SMCNN-контролер краще передбачає та запобігає виникненню перерегулювання, ніж PD-контролер, у вертикальному русі.

Однак проведене програмне моделювання відбувалося в ідеальних умовах. Це означає, що при моделюванні без зовнішніх збурень система повністю не відчувала впливу зовнішніх збурень або інших невизначених параметрів. Як відомо, такі ідеальні умови важко знайти у реальному середовищі. Тому для перевірки запропонованої системи керування недостатньо покладатися лише на результати програмного моделювання, а також необхідно провести валідацію через апаратне моделювання у реальному середовищі. Структурна схема апаратного моделювання — на рис. 8.7.

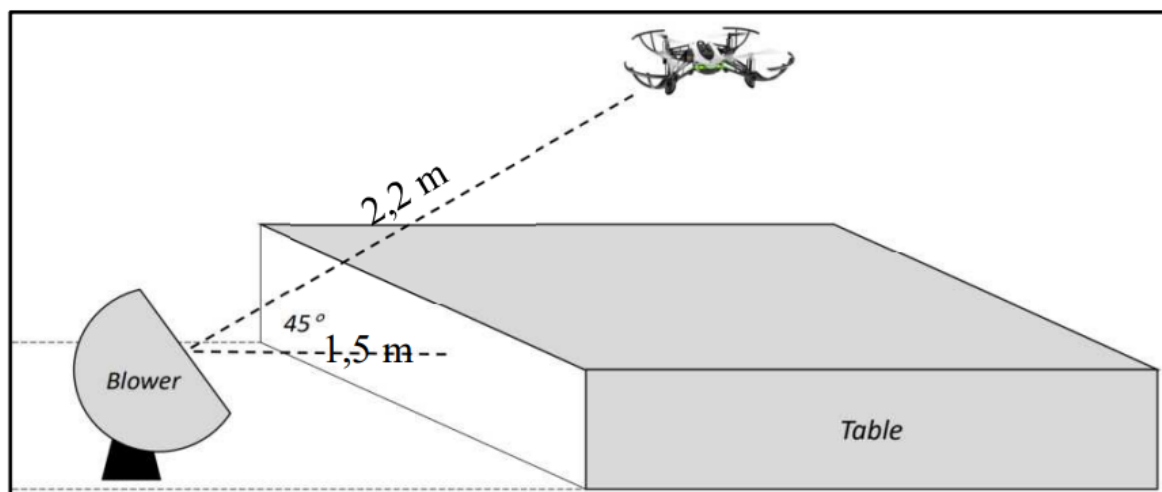


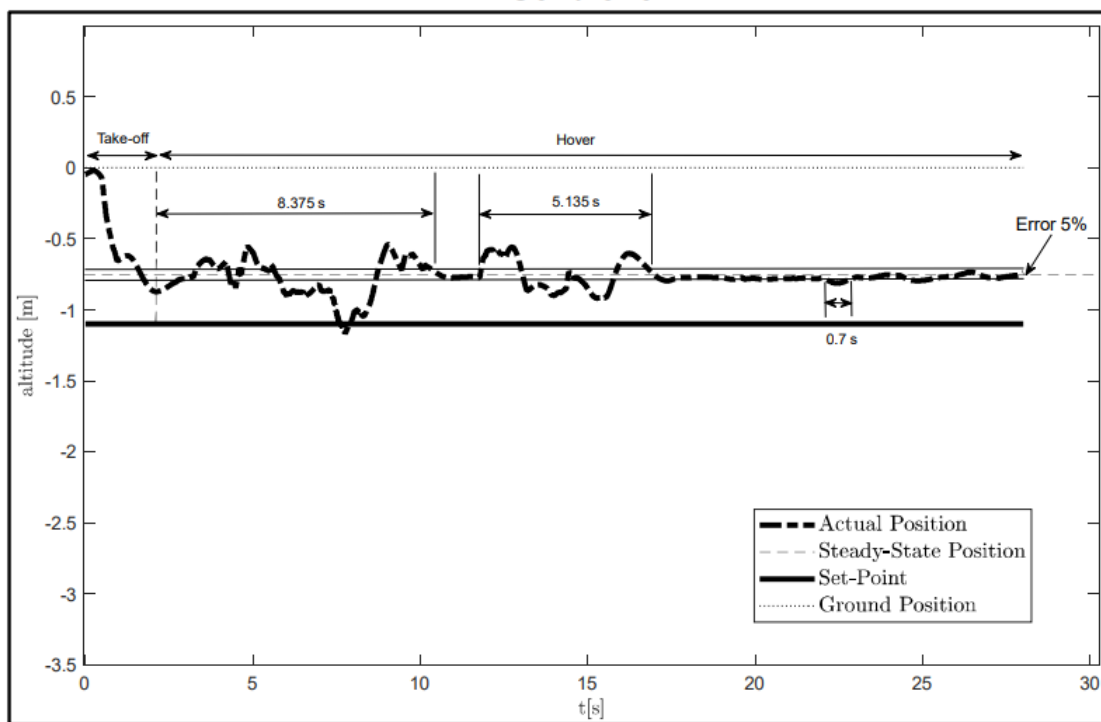
Рис. 8.7 Схема апаратного моделювання

#### Апаратне моделювання

Аналогічно до програмного моделювання, у апаратному моделюванні розглядається план місії "Зависання-Посадка". Під час апаратного моделювання експеримент проводився за двох умов: за відсутності та за наявності зовнішніх збурень. Зовнішнім збуренням, використаним у цьому експерименті, є постійний вітер, створений вентилятором, швидкість якого, виміряна анемометром, становить  $1.07 \pm 0.16$  м/с на відстані 2.2 м (відстань між

квадрокоптером та вентилятором). Результати апаратного моделювання для двох умов наведено в таблицях 3 та 4.

### Dynamic performance at z axes PD Controller



### PD-SMCNN Controller

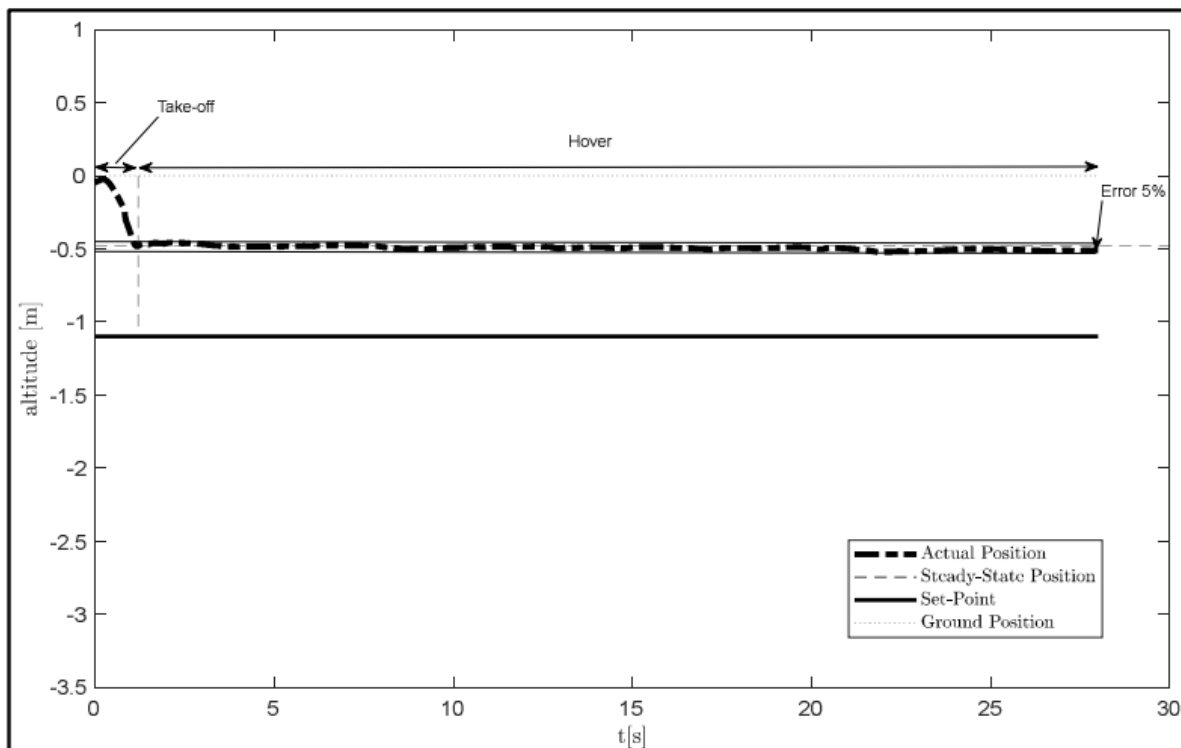
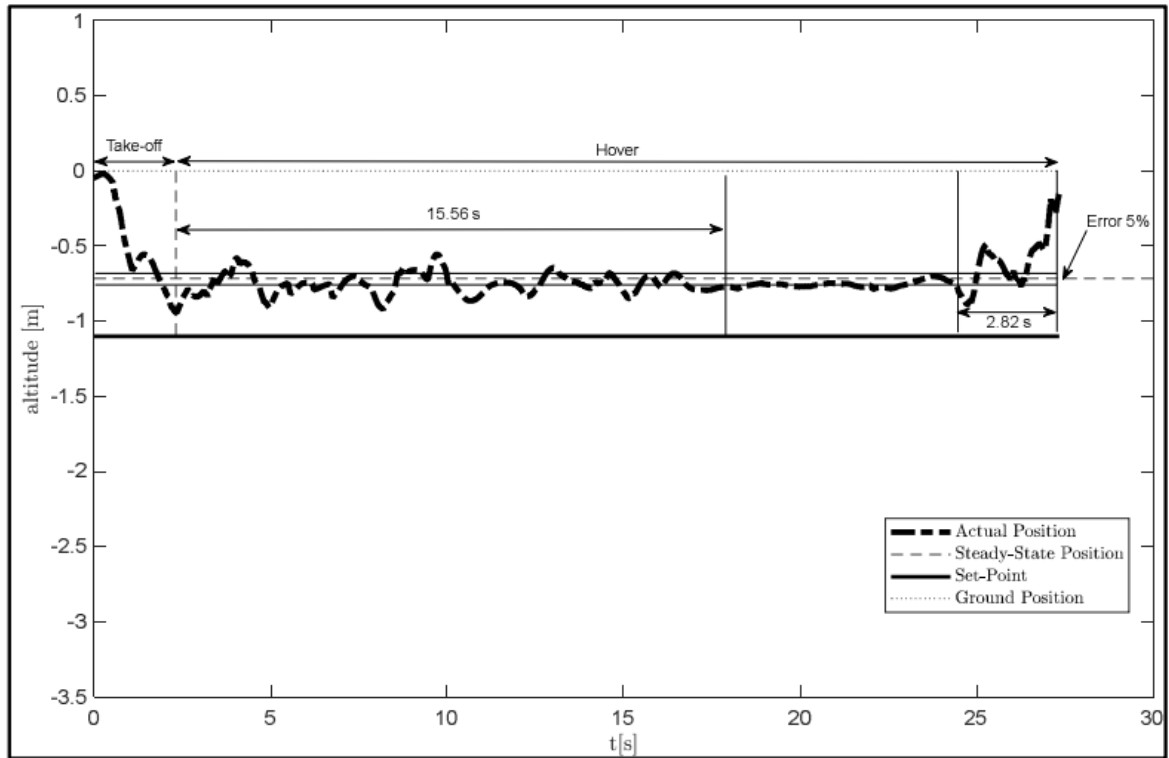


Табл. 8.3. Результати апаратного моделювання за умов відсутності зовнішніх збурень

Параметр (Показник)	PD-контролер	Гібридний PD-SMC/NN	Од. вим.
Задана висота (Set-point, SP)	1.1	1.1	м
Тривалість польоту (Flight duration, DF)	28	28	с
Час зльоту (Take-off, TO)	2.11	1.22	с
Час зависання (Hover, HO)	25.89	26.78	с
Усталена помилка (Steady-state, SS)	0.7516	0.4799	м
Час коливань (Oscillations Time, OT)	14.21	0	с
Час робастної роботи (Robust Time, RT)	11.68	26.78	с

# Dynamic performance at z axes

## PD Controller



## PD-SMCNN Controller

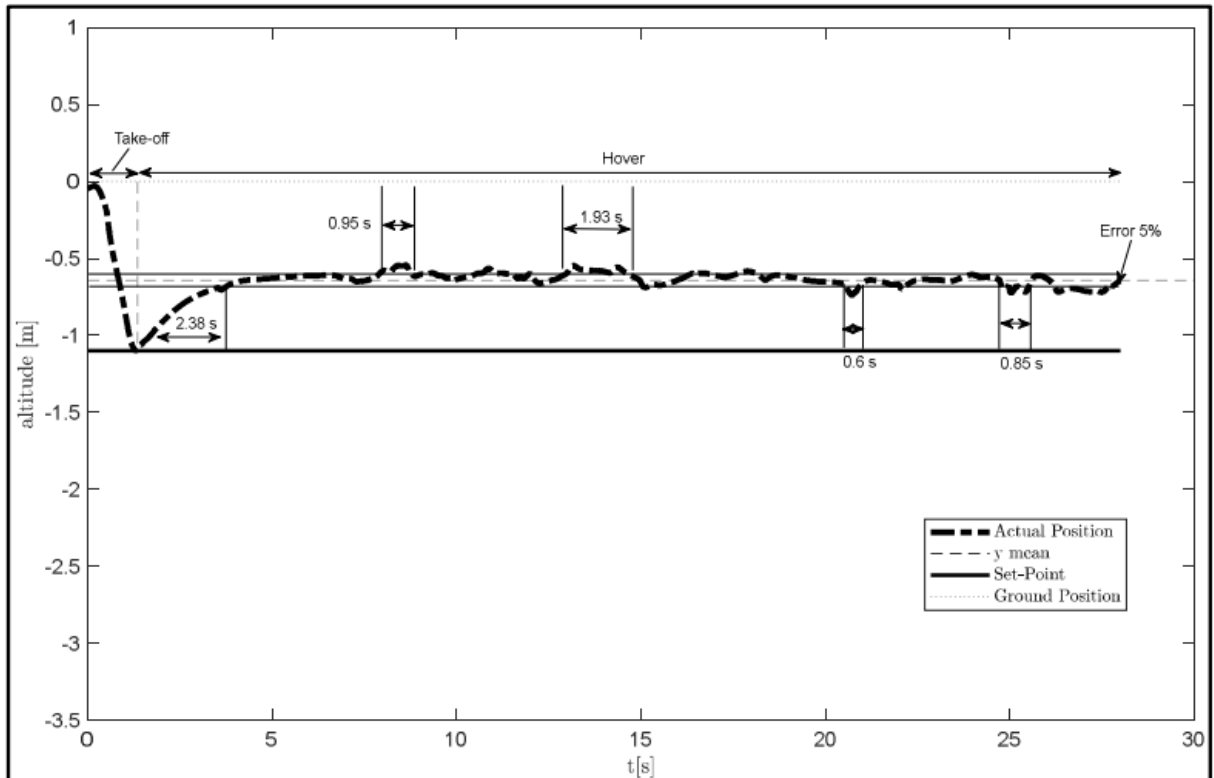


Табл. 8.4 Результати апаратного моделювання за умов наявності зовнішніх збурень

Параметр польоту	Символ	PD-контролер	PD-SMC/NN	Од. вим.
Задана висота	SP	1.1	1.1	м
Зафіксована тривалість польоту	DF	27.34	28.0	с
Час зльоту (вихід на режим)	TO	2.31	1.28	с
Загальний час зависання	HO	25.03	26.72	с
Висота в усталеному стані	SS	0.7161	0.6418	м
Час активних коливань	OT	18.28	6.71	с
Робастний час (стабільна робота)	RT	6.75	20.01	с

Згідно з таблицею 3, для апаратного моделювання за відсутності зовнішніх збурень розглядаються два контролери. На основі графіків та числових результатів видно, що міні-квадрокоптер здійснює зліт протягом 2.11 с для PD-контролера та 1.22 с для PD-SMCNN-контролера. Потім він зависає на 25.89 с (PD) та 26.78 с (PD-SMCNN). Загальна зареєстрована тривалість польоту для обох контролерів становить 28 с. Крім того, зафіксовано сталі (стаціонарні) положення міні-квадрокоптера на висоті 0.7516 м (PD) та 0.4799 м (PD-

SMCNN), тоді як задане значення для обох контролерів становить 1.1 м. Далі, найважливішим параметром, що аналізується в цьому дослідженні, є стійкість, як показано в таблиці 5.

Табл. 8.5 Стійкість міні-квадрокоптера для обох контролерів

Сценарій випробування	Параметр	PD-контролер	PD-SMC/NN
БЕЗ зовнішніх збурень	Час зависання (НО)	25.89 с	26.78 с
	Робастний час (RT)	11.68 с	26.78 с
	Робастність (%)	45.1%	100%
З зовнішніми збуреннями	Час зависання (НО)	25.03 с	26.72 с
	Робастний час (RT)	6.75 с	20.01 с
	Робастність (%)	26.9%	74.8%

Стійкість можна визначити, поділивши час стійкої роботи (Robust Time, RT) на час зависання (Hover, НО). Параметри НО для кожного експерименту отримані з графіків та числових результатів. Параметри RT отримані шляхом віднімання від НО часу коливань (Oscillations Time, ОТ), що виникали в системі під час польоту. Критерієм коливань у цьому дослідженні є відхилення від сталого стану на 5%.

На основі графічного та числового аналізу можна виявити, що PD-контролер має стійкість 45.1%, а PD-SMCNN-контролер має стійкість 100% за відсутності зовнішніх збурень. У наступному експерименті виявлено, що PD-контролер має стійкість 26.9%, а PD-SMCNN-контролер має стійкість 74.8% за наявності зовнішніх збурень. Це свідчить про те, що PD-SMCNN-контролер має кращу продуктивність, ніж PD-контролер, з точки зору стійкості.

#### **8.4 Висновки по дослідженню:**

Успішно розроблено робастний контролер для автономного міні-квадрокоптера, здатний подолати постійний вітер як зовнішнє збурення в реальному середовищі. Запропонований контролер PD-SMCNN є комбінацією PD- та SMC-контролерів, у якому параметри "дрижання" налаштовуються за допомогою нейронної мережі зі зворотним поширенням (NN). Запропонований контролер перевірено за допомогою програмного та апаратного моделювання. За результатами програмного моделювання виявлено, що при використанні квадрокоптером PD-контролера виникає перерегулювання 26.7%, а при використанні PD-SMCNN-контролера для вертикального руху перерегулювання становить 0%. Крім того, на основі результатів апаратного моделювання встановлено, що PD-контролер має стійкість 45.1%, а PD-SMCNN-контролер має стійкість 100% за відсутності зовнішніх збурень. Далі, виявлено, що PD-контролер має стійкість 26.9%, а PD-SMCNN має стійкість 74.8% за наявності зовнішніх збурень. На основі всіх вищезазначених моделювань можна зробити висновок, що PD-SMCNN-контролер має кращу продуктивність, ніж традиційний PD-контролер, з точки зору стійкості.

## РОЗДІЛ 9 МЕТОД НАВЕДЕННЯ ПАРАЛЕЛЬНИМ НАБЛИЖЕННЯМ ДЛЯ АВТОНОМНИХ КВАДРОКОПТЕРІВ

Концепція та загальні положення

Метод паралельного наближення (також відомий як пропорційна навігація — Proportional Navigation) є найбільш ефективним алгоритмом наведення для перехоплення рухомих цілей. Його головна ідея полягає у підтримці незмінності напрямку лінії візування у просторі.

На відміну від методу «погоні», де дрон спрямовує свою швидкість у поточну точку знаходження цілі, метод паралельного наближення спрямовує апарат у точку попередження. Це дозволяє мінімізувати кривизну траєкторії та витрати енергії двигунів.

Геометрія зближення та кінематичні параметри

Процес наведення описується взаємним розташуванням дрона (D) та цілі (T).

Основними параметрами є:

- Лінія візування (ЛВ): уявна пряма, що з'єднує дрон та ціль.
- Кут візування ( $\lambda$ ): кут між ЛВ та фіксованою базовою віссю.
- Швидкість зближення ( $V_c$ ): швидкість зміни відстані між об'єктами.

Кутова швидкість ЛВ ( $d\lambda/dt$ ): швидкість повороту лінії візування в просторі.

Кафедра АКСУ				ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА			
Виконав	Біленький М.В.			Система керування квадрокоптера в режимі паралельного наближення			Аркушів
Керівник	Безкоровайний Ю.М.						144
Н-контр.	Дивнич М.П.				М-174-24-1-СУ		
Зав.каф.	Тачиніна О. М.						

Кінематична умова успішного перехоплення полягає у тому, що при постійних швидкостях руху об'єктів кутова швидкість лінії візування повинна дорівнювати нулю ( $d\lambda/dt = 0$ ). Якщо ціль починає маневрувати, виникає обертання ЛВ, яке система керування дрона має миттєво компенсувати.

Математична модель закону керування

Основне рівняння методу визначає необхідне прискорення дрона, яке має бути прикладене перпендикулярно до лінії візування:

$$a_n = N * V_c * (d\lambda/dt)$$

Де:

- $a_n$  — необхідне нормальне прискорення;
- $N$  — навігаційна константа (зазвичай обирається в межах від 3 до 5);
- $V_c$  — швидкість зближення ( $V_c = -dR/dt$ );
- $d\lambda/dt$  — кутова швидкість лінії візування (вимірюється в радіанах за секунду).

У векторній формі для тривимірного простору (3D) команда прискорення обчислюється як:

$$a_{cmd} = N * [V_{rel} \times \omega_{los}]$$

Де  $V_{rel}$  — вектор відносної швидкості, а  $\omega_{los}$  — вектор кутової швидкості лінії візування.

## 9.1 Загальні положення та постановка задачі наведення

Задача наведення літального апарата полягає в керуванні його рухом таким чином, щоб забезпечити потрапляння в область зустрічі з ціллю. При цьому ціль, як правило, є рухомих об'єктом і може здійснювати маневри з метою уникнення зближення.

У класичних задачах керування під літальним апаратом зазвичай розуміють керувану авіаційну ракету, зокрема типу «повітря–повітря». Проте математичні методи наведення є універсальними та можуть застосовуватись для будь-яких керованих рухомих об'єктів, включно з безпілотними літальними апаратами та автономними системами.

Оскільки в задачах моделювання координати змінюються дискретно, область зустрічі з ціллю доцільно задавати у вигляді кола з радіусом, що дорівнює переміщенню об'єкта за один крок моделювання, та з центром у поточному положенні цілі.

Метод прямого наведення

Метод прямого наведення є одним із найпростіших способів керування. Його принцип полягає в тому, що на кожному кроці руху керований об'єкт орієнтує свій напрямок руху безпосередньо на ціль, тобто «дивиться» на неї.

При цьому вектор швидкості об'єкта не обов'язково співпадає з лінією візування (лінією, що з'єднує об'єкт і ціль), що призводить до формування викривленої траєкторії руху.

Даний метод характеризується:

- низькою ефективністю;
- найбільшою довжиною траєкторії;
- високою ймовірністю зриву наведення при маневруванні цілі.

Водночас метод прямого наведення може застосовуватися в задачах, де не вимагається висока точність або швидкість зближення.

### Метод погоні

Метод погоні є розвитком методу прямого наведення. У цьому випадку на кожному кроці руху вектор швидкості об'єкта співпадає з напрямком на ціль, тобто з лінією візування.

Цей метод забезпечує:

- більш стабільну поведінку об'єкта;
- дещо кращу ефективність порівняно з прямим наведенням;
- просту реалізацію в дискретних системах керування.

Якщо керований об'єкт здатен миттєво змінювати величину та напрям швидкості, метод прямого наведення і метод погоні стають еквівалентними.

Існує модифікація методу погоні з постійним кутом упередження, за якої вектор швидкості спрямовується не безпосередньо на ціль, а з фіксованим кутовим відхиленням. Це дозволяє зменшити кривизну траєкторії та підвищити ефективність наведення. Подібні методи застосовувалися в перших керованих ракетах з автоматичним наведенням.

### Метод паралельного зближення

Метод паралельного зближення ґрунтується на підтриманні постійного кута лінії візування між керованим об'єктом і ціллю.

За умови, що ціль рухається рівномірно та прямолінійно, керований об'єкт у цьому випадку рухається по найефективнішій траєкторії — прямій, а час зближення з ціллю є мінімальним.

Перевагами методу паралельного зближення є:

- мінімальна довжина траєкторії;

- висока енергетична ефективність;
- висока точність зближення.

Завдяки відсутності похибок вимірювання та невизначеностей у програмному середовищі, цей метод є особливо зручним для реалізації в задачах моделювання та автономного керування.

Метод пропорційного зближення

Метод пропорційного зближення є узагальненим методом наведення. Його принцип полягає в тому, що кутова швидкість повороту вектора швидкості об'єкта є пропорційною кутовій швидкості обертання лінії візування.

$$\Delta\theta = K \cdot \Delta E$$

де

$\Delta\theta$ — зміна кута вектора швидкості керованого об'єкта;

$K$ — коефіцієнт пропорційності;

$\Delta E$ — зміна кута лінії візування на ціль.

При методі пропорційного зближення зміна напрямку руху керованого об'єкта є пропорційною зміні кута лінії візування цілі, що визначається коефіцієнтом пропорційності  $K$ .

Коефіцієнт пропорційності зазвичай підбирається емпірично та має значення, що перевищує одиницю.

Даний метод є універсальним, оскільки:

- при коефіцієнті пропорційності, рівному 1, він переходить у метод погоні;
- при дуже великому коефіцієнті реалізується метод паралельного зближення.

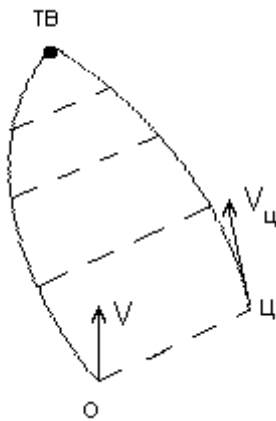
Таким чином, метод пропорційного зближення дозволяє гнучко адаптувати систему керування до умов руху цілі та характеристик керованого об'єкта.

Розглянуті методи наведення відрізняються складністю реалізації, ефективністю та робастністю до маневрів цілі. Найбільш перспективними для автономних

систем керування є методи, що забезпечують мінімальний час зближення та високу стійкість, зокрема методи паралельного та пропорційного зближення.

## 9.2 Метод паралельного зближення (деталізований аналіз)

Метод паралельного зближення є одним з основних і найбільш ефективних методів самонаведення керованих літальних апаратів. Його ключовою особливістю є те, що лінія, яка з'єднує керований об'єкт із ціллю, переміщується паралельно самій собі, не здійснюючи кутового обертання в просторі.  $\dot{\nu} = 0$  ( $\dot{\varepsilon}_c = 0$ ,  $\dot{\beta}_c = 0$ )



З точки зору динамічних характеристик, даний метод має оптимальні властивості щодо нормальних і необхідних перевантажень. Необхідні перевантаження при паралельному зближенні є меншими, ніж при використанні будь-якого іншого методу наведення.

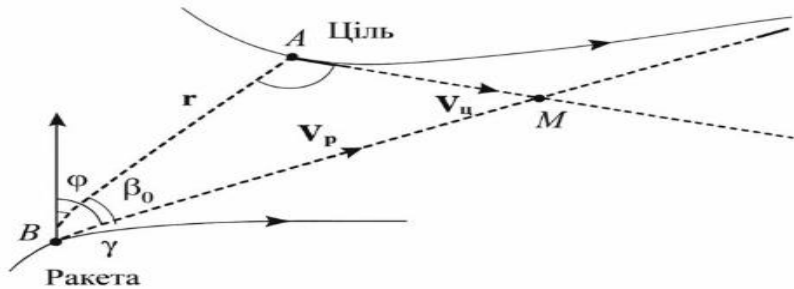
Важливою перевагою є те, що:

- необхідні перевантаження не перевищують перевантажень, з якими маневрує ціль;
- у випадку, коли ціль рухається рівномірно і не здійснює маневрів, необхідні перевантаження дорівнюють нулю.

Це робить метод паралельного зближення енергетично вигідним і стійким до маневрів цілі.

## Геометрична інтерпретація методу паралельного зближення

При використанні методу паралельного зближення вектор швидкості керованого об'єкта  $\vec{V}_p$  у кожен момент часу  $t$  спрямовується в точку упередження. Точка упередження визначається як точка, у якій відбулася б зустріч цілі та керованого об'єкта за умови, що після моменту часу  $t$  вони продовжували б рух рівномірно та прямолінійно.



Розглянемо ситуацію, в якій цілі і керований об'єкт рухаються за криволінійними траєкторіями та в момент часу  $t$  перебувають відповідно в точках  $A$  і  $B$ .

Точка упередження  $M$  визначається як точка перетину променів, що є продовженнями векторів швидкостей цілі  $\vec{V}_u$  та керованого об'єкта  $\vec{V}_p$ .

Кут між напрямком руху керованого об'єкта та напрямком на точку упередження визначається з геометричних співвідношень у трикутнику  $ABM$ .

$$\frac{\sin \beta_0}{V_u} = \frac{\sin \alpha}{V_p}$$

Ідеальний кут упередження

Кут  $\beta_0$ , який визначає напрямок вектора швидкості керованого об'єкта відносно цілі, називається ідеальним кутом упередження.

Для методу паралельного зближення в будь-який момент часу має виконуватися умова:

фактичний кут упередження дорівнює ідеальному куту упередження  $\beta_0$ .

У процесі руху цілі змінюється кут  $\alpha$ , що визначається як кут між вектором швидкості цілі  $\vec{V}_c$  та напрямком на керований об'єкт. Відповідно, і кут  $\beta_0$  також змінюється з часом.

Однак аналітичний розгляд показує, що вектор відносного положення, який з'єднує точки розташування керованого об'єкта та цілі, переміщується паралельно самому собі без обертання. Саме ця властивість і визначила назву методу — *метод паралельного зближення*.

$$\frac{d\varphi}{dt} = 0$$

Порівняння з методом погоні

У порівнянні з методом погоні, метод паралельного зближення забезпечує:

- мінімальну кривизну траєкторії руху;
- менші необхідні перевантаження;
- коротший час зближення з ціллю;
- вищу енергетичну ефективність.

Завдяки цим властивостям метод паралельного зближення є одним із найбільш доцільних для застосування в задачах автономного керування рухомими об'єктами, зокрема безпілотними літальними апаратами.

Висновки до підрозділу

Метод паралельного зближення є оптимальним з точки зору динамічних і енергетичних характеристик. Його використання дозволяє мінімізувати перевантаження, зменшити кривизну траєкторії та забезпечити високу стійкість системи наведення навіть за наявності маневрів цілі.

### **9.3 наведення методом паралельного зближення**

Метод паралельного зближення є одним із класичних методів наведення рухомих об'єктів на ціль і ґрунтується на умові збереження сталого напрямку лінії візування протягом усього процесу зближення. Основною особливістю

методу є те, що лінія візування не обертається, а переміщується паралельно самій собі.

Основна умова паралельного зближення має вигляд:  $\dot{\alpha} = 0$ , де  $\alpha$  — кут лінії візування (Line Of Sight, LOS). Це означає, що кут між віссю відліку та напрямком на ціль залишається сталим у часі.

За цієї умови носій рухається у напрямку точки випередження, визначеної швидкістю цілі, що забезпечує мінімальну довжину траєкторії перехоплення.

Кінематична модель зближення

Позначимо:  $\vec{r} = \vec{r}_c - \vec{r}_n$  — вектор від носія до цілі,

$\vec{v}_c$  — вектор швидкості цілі,

$\vec{v}_n$  — вектор швидкості носія.

Умова паралельного зближення записується у векторній формі:  $\dot{\vec{r}} = \vec{v}_c - \vec{v}_n + k \vec{r}$ , де  $(k > 0)$  — коефіцієнт інтенсивності зближення.

При цьому дальність до цілі зменшується за експоненційним законом:  $|\vec{r}(t)| = |\vec{r}(0)| e^{-k t}$ .

Для формування необхідної траєкторії руху керуюче прискорення носія визначається як:  $\dot{\vec{v}}_n = k (\vec{v}_c - \vec{v}_n)$ .

Алгоритм реалізації

1. Ініціалізація початкових координат та швидкостей носія і цілі.
2. Обчислення вектора відносного положення  $\vec{r}$ .
3. Формування необхідного вектора швидкості носія відповідно до умови паралельного зближення.
4. Обчислення керуючого прискорення.

5. Інтегрування рівнянь руху носія.

6. Перевірка умови досягнення цілі (мінімальна дальність).

7. Завершення процесу моделювання.

Блок схема

Алгоритм наведення методом паралельного зближення структурно включає: - блок введення початкових умов; - блок розрахунку відносного положення; - блок формування швидкості носія; - блок обчислення керуючого прискорення; - блок інтегрування руху; - блок перевірки умови перехоплення.

Моделювання методу в matlab

*% Початкові умови*

```
r_n = [0; 0];      % координати носія
r_c = [1000; 500]; % координати цілі
v_c = [150; 0];   % швидкість цілі
k = 0.02;        % коефіцієнт зближення
dt = 0.01;
T = 20;
```

```
Rn = [];
```

```
Rc = [];
```

```
for t = 0:dt:T
```

```
    r = r_c - r_n;
```

```
    v_n = v_c + k * r;
```

```
    r_n = r_n + v_n * dt;
```

```
    r_c = r_c + v_c * dt;
```

```
    Rn = [Rn r_n];
```

```
Rc = [Rc r_c];
```

```
end
```

```
% Побудова траєкторій
```

```
figure;
```

```
plot(Rc(1,:), Rc(2,:), 'r', 'LineWidth', 2); hold on;
```

```
plot(Rn(1,:), Rn(2,:), 'b', 'LineWidth', 2);
```

```
grid on;
```

```
axis equal;
```

```
legend('Ціль', 'Носій');
```

```
xlabel('X, м');
```

```
ylabel('Y, м');
```

```
title('Траєкторії при паралельному зближенні');
```

Аналіз результатів

Результати моделювання показують, що: - траєкторія носія є гладкою та монотонною; - лінія візування зберігає сталий напрямок; - дальність до цілі зменшується експоненційно; - перехоплення відбувається за мінімальний час порівняно з прямим наведенням.

Метод паралельного зближення підтверджує свої теоретичні властивості та ефективність у задачах наведення на рухому ціль.

144 стор., 22 рис., 8табл., 40 використаних джерел.

## ВИСНОВКИ

Метод паралельного наближення є оптимальним для автономних систем керування, що потребують швидкого та точного перехоплення динамічних цілей. Завдяки збереженню сталого напрямку лінії візування та мінімальній кривизні траєкторії руху, даний метод забезпечує скорочення часу зближення та зменшення енергетичних витрат під час наведення. Його впровадження дозволяє підвищити стійкість і ефективність використання безпілотних літальних апаратів у порівнянні з класичними методами наведення, особливо в умовах наявності зовнішніх збурень та невизначеності параметрів руху цілі.

## СПИСОК БІБЛІОГРАФІЧНИХ ПОСИЛАНЬ

### ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Beard, R. W., & McLain, T. W. (2012). *Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice*. Princeton University Press.
2. Bouabdallah, S. (2007). *Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying*. École Polytechnique Fédérale de Lausanne (EPFL). (PhD Thesis)
3. Kendoul, F. (2011). Survey of advances in guidance, navigation, and control of unmanned rotorcraft systems. *Journal of Field Robotics*, 28(1), 101–125.
4. Hoffmann, G. M., Huang, H., Waslander, S. L., & Tomlin, C. J. (2007). *Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment*. Proceedings of the 16th International Federation of Automatic Control World Congress.
5. Mueller, M. W., Hamer, J. J., & D'Andrea, R. (2014). Quadcopter control: A survey. *IEEE Robotics & Automation Magazine*, 21(3), 90–103.
6. Pounder, A., & Williams, M. (2016). *Unmanned Aerial Systems in Construction and Surveying*. Springer.
7. Sankaran, S., Ehsani, M. R., & Brown, T. B. (2015). *Applications of Unmanned Aerial Systems in Precision Agriculture: A Review*. Academic Press.
8. ArduPilot/PX4 Documentation
9. Slotine, J.-J. E., & Li, W. (1991). *Applied Nonlinear Control*. Prentice-Hall.
10. Lewis, F. L., Jagannathan, S., & Yesildirak, A. (1998). *Neural Network Control of Robot Manipulators and Non-Linear Systems*. Taylor & Francis (CRC Press).
11. Hornik, K., Stinchcombe, M., & White, H. (1989). Multilayer feedforward networks are universal approximators. *Neural Networks*, 2(5), 359-366.
12. Bouabdallah, S. (2007). *Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying*. PhD Dissertation, École Polytechnique Fédérale de Lausanne (EPFL).

13. Bastan, V., & Ghasemi, R. (2019). Adaptive sliding mode control based on RBF neural network approximation for quadrotor. IEEE International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS).
14. Zulu, A., & John, S. (2014). A review of control algorithms for autonomous quadrotors. Open Journal of Applied Sciences, 4(14).
15. Wang, J., et al. (2023). Robust Tracking Control for Quadrotor UAV With External Disturbances and Uncertainties Using Neural Network Based MRAC. IEEE Access.
16. Yoo, S., et al. (2020). Hybrid Reinforcement Learning Control for a Micro Quadrotor Flight. IEEE Control Systems Letters.
17. Li, X., & Zhang, Y. (2024). A Novel Robust Hybrid Control Strategy for a Quadrotor Trajectory Tracking Aided with Bioinspired Neural Dynamics. MDPI Applied Sciences.
18. M. Al-Bkree, "Optimizing Perimeter Surveillance Drones to enhance the security system of unmanned aerial vehicles," Security science journal, vol. 2, no. 2, pp. 105–115, Dec. 2021, doi: 10.37458/ssj.2.2.7.
19. H. Zhao, W. Yang, and H. Zhu, "Unmanned aerial vehicles rescue system design and traffic model planning," Applied Sciences (Switzerland), vol. 11, no. 21, Nov. 2021, doi: 10.3390/app112110481.
20. I. Suroso and E. Irmawan, "Analysis Of Aerial Photography With Drone Type Fixed Wing In Kotabaru, Lampung," JOURNAL OF APPLIED GEOSPATIAL INFORMATION, vol. 2, no. 1, 2018,
21. D. Popescu, F. Stoican, G. Stamatescu, L. Ichim, and C. Dragana, "Advanced UAV–WSN system for intelligent monitoring in precision agriculture," Sensors (Switzerland), vol. 20, no. 3, Feb. 2020,
22. M. Abdelkader, S. Güler, H. Jaleel, and J. S. Shamma, "Aerial Swarms: Recent Applications and Challenges," Current Robotics Reports, vol. 2, no. 3, pp. 309–320, Sep. 2021.

- 23.M. Al-Bkree, "Optimizing Perimeter Surveillance Drones to enhance the security system of unmanned aerial vehicles," *Security science journal*, vol. 2, no. 2, pp. 105–115, Dec. 2021
- 24.S. Nagarajan, J. Panneerselvam, R. Mohmed, and S. Batcha, "Nano Unmanned Aerial Vehicles-Drone or Helicopter in Military," in *International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT) CONFCALL-2019 Conference Proceedings*, 2019, pp. 1–4.
- 25.H. Castañeda and J. L. Gordillo, "Embedded flight control based on adaptive sliding mode strategy for a quadrotor micro air vehicle," *Electronics (Switzerland)*, vol. 8, no. 7, Jul. 2019
- 26.G. Cai, J. Dias, and L. Seneviratne, "A Survey of Small-Scale Unmanned Aerial Vehicles: Recent Advances and Future Development Trends," *Unmanned Systems*, vol. 2, no. 2. World Scientific Publishing Co. Pte Ltd, pp. 175–199, Apr. 01, 2014.
- 27.M. R. Kaplan, A. Eraslan, A. Beke, and T. Kumbasar, "Altitude and Position Control of Parrot Mambo Minidrone with PID and Fuzzy PID Controllers," in *ELECO 2019 - 11th International Conference on Electrical and Electronics Engineering*, Nov. 2019, pp. 785–789.
- 28.A. Agarwal, E. M. Ng, and K. H. Low, "Adaptive Control of Unmanned Quadrotor with Partial Actuator Failure using Model Reference Adaptive Control (MRAC) with Dynamic Inversion."
- 29.A. Noordin, M. A. M. Basri, and Z. Mohamed, "Simulation and experimental study on pid control of a quadrotor MAV with perturbation," *Bulletin of Electrical Engineering and Informatics*, vol. 9, no. 5, pp. 1811–1818, Oct. 2020
- 30.R. Hedjar and M. A. al Zuair, "Robust Altitude Stabilization of VTOL-UAV for Payloads Delivery," *IEEE Access*, vol. 7, pp. 31.D. C. Tosun, Y. Isik, and H. Korul, "LQR control of a quadrotor helicopter," in *New Developments in Pure and Applied Mathematics*, 2015, pp. 247–252.

- 32.M. Jafari and H. Xu, “Intelligent control for unmanned aerial systems with system uncertainties and disturbances using artificial neural network,” *Drones*, vol. 2, no. 3, pp. 1–13, Sep. 2018,
- 33.N. X. M. Ngoc Phi Nguyen, “Adaptive Sliding Mode Control for Attitude and Altitude System of a Quadcopter UAV via Neural Network,” *IEEE Access*, vol. 9, pp. 40076–40085, 2021
- 34.M. Jiang, “Application of Fuzzy PID Control in UAV Control System,” in 2021 Third International Conference on Inventive Research in Computing Applications (ICIRCA), Sep. 2021, pp. 197–200.
- 35.M. R. bin Ghazali, M. A. bin Ahmad, and R. M. T. bin Raja Ismail, “Adaptive Safe Experimentation Dynamics for Data-Driven Neuroendocrine-PID Control of MIMO Systems,” *IETE Journal of Research*, pp. 1–14, Sep. 2019.
- 36.M. R. Ghazali, M. A. Ahmad, and R. M. T. Raja Ismail, “A Multiple-node Hormone Regulation of Neuroendocrine-PID (MnHR-NEPID) Control for Nonlinear MIMO Systems,” *IETE Journal of Research*, pp. 1–16, Jul. 2020
- 37.Z. Cheng, H. Pei, and S. Li, “Neural-Networks Control for Hover to High-Speed-Level-Flight Transition of Ducted Fan UAV with Provable Stability,” *IEEE Access*, vol. 8, pp, 2020
- 38.O. Doukhi and D. J. Lee, “Neural Network-based Robust Adaptive Certainty Equivalent Controller for Quadrotor UAV with Unknown Disturbances,” *International Journal of Control, Automation and Systems*, vol. 17, no. 9, pp. 2365–2374, Sep. 2019,
- 39.H. Razmi and S. Afshinfar, “Neural network-based adaptive sliding mode control design for position and attitude control of a quadrotor UAV,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 91, pp. 12–27, Aug. 2019
- 40.B. H. Tadjine M, “Sliding Mode Control based on Backstepping Approach for an UAV TypeQuadrotor,” 2007.