

**Міністерство освіти і науки України**  
**Київський національний університет імені Тараса Шевченка**

**Факультет інформаційних технологій**  
**Кафедра мережевих та інтернет технологій**

**ЗАТВЕРДЖУЮ**

завідувач кафедри  
мережевих та інтернет технологій  
\_\_\_\_\_ Ю.В. Кравченко  
« \_\_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2021 року

## **КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА**

### **БАКАЛАВРА**

галузі знань 17 «Електроніка та телекомунікації»  
за спеціальністю 172 «Телекомунікації та радіотехніка»

**на тему:**

## **РОЗРОБКА АВТОМАТИЗОВАНОЇ СИСТЕМИ**

### **КЕРУВАННЯ БПЛА**

**Виконав: студент групи МІТ-41**

Дейнега Владислав Олександрович  
(прізвище, ім'я, по батькові)

\_\_\_\_\_  
(підпис)

**Керівник: доцент кафедри мережевих та інтернет технологій**

к.т.н., доцент Лещенко О.О.  
(посада, прізвище, ім'я, по батькові)

\_\_\_\_\_  
(підпис)

**Київ 2021**

**Міністерство освіти і науки України**  
**«Київський Національний університет імені Тараса Шевченка»**  
**Факультет інформаційних технологій**  
**Кафедра мережевих та інтернет технологій**

**ЗАТВЕРДЖУЮ**

завідувач кафедри

мережевих та інтернет технологій

\_\_\_\_\_ Ю.В. Кравченко

« \_\_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2021 року

**ЗАВДАННЯ**  
**НА ДИПЛОМНУ РОБОТУ**

Здобувачу вищої освіти	Дейнезі Владиславу Олександровичу (прізвище, ім'я, по батькові)
1. Тема роботи:	« Розробка автоматизованої системи керування БПЛА»
затверджена на засіданні кафедри МІТ, протокол	«04» грудня 2020 р. протокол № 8
2. Термін здачі закінченої роботи	«30» травня 2021 р.
3. Вихідні дані до проекту (роботи)	
Мова програмування –	MatLab
Технологія:	MATLAB/Simulink
4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що їх потрібно розробити, обсяг – 35 - 60 стор.)	
Вступ	
1. Аналіз задачі розробки автоматизованої системи керування БПЛА	
1.1. Опис та аналіз предметної області. Призначення автоматизованої системи керування	
1.2 . Огляд існуючих різновидів безпілотних літальних апаратів	
1.3 Підходи до проектування автоматизованої системи керування БПЛА	
2. Математична модель квадрокоптера	
2.1. Кінематичні рівняння, динамічні рівняння Квадрокоптера	
2.2. Опис моделі для управління БПЛА	
2.3. Математична модель двигунів БПЛА	
3. Розробка та моделювання автоматизованої системи керування БПЛА	
3.1. Розробка елементів системи керування	
3.2. Формування початкових умов для моделювання системи управління БПЛА	
3.3. Результати моделювання системи управління БПЛА	
Висновки	
5. Перелік графічного матеріалу 8-10 слайдів	
Дата видачі завдання	28.01.2021
Керівник роботи	доц. Лещенко О. О. (підпис) (посада, прізвище, ім'я, по батькові)
Завдання прийняв до виконання	Дейнега В. О. (підпис)

Дата видачі завдання

### КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН ВИКОНАННЯ РОБОТИ

Номер	Назва етапів роботи	Термін виконання етапів роботи	Примітка
1	Підготовчий	28.01.2021	
2	Розділ 1	01.03.2021	
3	Розділ 2	01.04.2021	
4	Розділ 3	01.05.2021	
5	Доповідь та слайди	25.05.2021	
6	Пояснювальна записка	30.05.2021	

Здобувач вищої освіти \_\_\_\_\_ В.О. Дейнега  
(підпис)

Керівник \_\_\_\_\_ О.О. Лещенко  
(підпис)

## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка: 49с., 24 рис., 2 табл., 5 додатків, 25 джерел.

**Об'єкт дослідження:** автоматизована система керування безпілотним літальним апаратом

**Предмет дослідження** - методи та засоби дослідження роботи безпілотного літального апарату

**Методи дослідження:** математичний апарат і сучасні засоби моделювання

**Мета даної дипломної роботи** полягає у вивченні математичної моделі БПЛА, і надалі створення автоматичної системи керування. Для досягнення поставленої мети необхідно розв'язати наступні задачі:

- дослідити динаміку досліджуваного БПЛА;
- отримати модель для управління;
- побудувати стабілізуюче керування;
- змодельовати систему керування;
- провести моделювання отриманої системи.

У спеціальній частині була представлена система яка складається з блоків, що були створені на основі рівнянь математичної моделі. Були розглянуті і включені в модель ПД-регулятори. Система управління була розроблена в середовищі імітаційного моделювання Matlab Simulink, яке необхідне для моделювання системи та можливості симуляції моделі.

Практичне значення роботи полягає в розробці та моделюванні системи керування БПЛА на основі представленої математичної моделі. Результати дослідження змодельовані за допомогою програмного комплексу, побудованого в середовищі MATLAB, показана працездатність і ефективність застосованого методу побудови.

Галузь використання – сучасні системи телекомунікацій України.

Напрямки подальших досліджень: подальший розвиток системи управління, включення додаткових систем стабілізації.

Ключові слова: СИСТЕМА УПРАВЛІННЯ, МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ,  
МОДЕЛЮВАННЯ, КВАДРОКОПТЕР, ПІД-РЕГУЛЯТОР, СИМУЛЯЦІЯ,  
MATLAB SIMULINK

## ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ.....	6
ВСТУП.....	7
<b>1. АНАЛІЗ ЗАДАЧІ РОЗРОБКИ АВТОМАТИЗОВАНОЇ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ БПЛА .....</b>	<b>9</b>
1.1 Опис та аналіз предметної області .....	9
1.1.1 Призначення та мета роботи автоматизованої системи управління .....	9
1.1.2 Архітектура автоматизованої системи управління .....	10
1.1.3. Класифікація АСУ .....	11
1.2 Огляд існуючих різновидів безпілотних літальних апаратів .....	12
1.2.1 Принцип роботи та класифікація БПЛА .....	12
1.2.2 Сфери застосування БПЛА .....	15
1.3 Підходи до проектування автоматизованої системи керування БПЛА .....	16
1.3.1 Основні етапи проектування АСУ БПЛА .....	16
1.3.2 Аналіз сучасних підходів до проектування АСУ БПЛА .....	17
Висновки до розділу 1 .....	17
<b>2. МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ КВАДРОКОПТЕРА .....</b>	<b>18</b>
2.1. Кінематичні рівняння .....	18
2.2. Динамічні рівняння .....	20
2.3. Отримання моделі для управління .....	22
2.4. Стабілізуюче управління .....	26
2.5. Математична модель двигунів.....	29
Висновки до розділу 2 .....	31
<b>3. РОЗРОБКА ТА МОДЕЛЮВАННЯ АВТОМАТИЗОВАНОЇ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ БПЛА .....</b>	<b>32</b>
3.1 Розробка елементів системи керування.....	32
3.2 Формування початкових умов для моделювання системи управління БПЛА .....	37
3.3 Результати моделювання системи управління БПЛА.....	40
Висновки до розділу 3 .....	45
<b>ВИСНОВКИ.....</b>	<b>0</b>
<b>ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ .....</b>	<b>1</b>

## **ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ**

<b>БПЛА</b>	Безпілотний Літальний Апарат
<b>САУ</b>	Система Автоматичного Управління
<b>АСУ</b>	Автоматизована Система Управління
<b>ПІД-регулятор</b>	Пропорціонально-Інтегрально-Диференціальний регулятор

## ВСТУП

Ми живемо в технологічну епоху, де все намагається якомога більше бути автоматизованим, де будь-яка робота норовить використовувати нові технології для того щоб зменшити використання робочої сили для досягнення бажаних цілей. Розробляються все більше нових систем, які люди застосовують для великих сфер діяльності. Адже не дивно що якщо новий винахід може використовуватися в різних областях то і він все більше стає більш популярним і вже ця технологія отримує новий поштовх в її розвитку. Такою перспективною і розвиваючою технологією є і безпілотні літальні апарати. Вона широко використовується як для створення карт місцевості, моніторингу сільськогосподарської і промислової діяльності, як і для військових і навіть аматорських цілей. У роботі представлено моделювання БПЛА виду квадрокоптер, як представника сімейства мультикоптер. Розглянуто динаміку коптера, його кінематичні та динамічні рівняння. Побудована його математична модель. Згодом використовуючи закони регулювання створено стабілізуюче управління квадрокоптером. А також використовуючи сучасне середовище моделювання MATLAB Simulink змодельована система управління.

# 1. АНАЛІЗ ЗАДАЧІ РОЗРОБКИ АВТОМАТИЗОВАНОЇ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ БПЛА

## 1.1 Опис та аналіз предметної області

### 1.1.1 Призначення та мета роботи автоматизованої системи управління

Система - це елементи які знаходяться у взаємозв'язках між собою, а так само утворюють цілісність і взаємодіють із зовнішнім середовищем як одне ціле. Управління - це сукупність дій процесу при яких досягається необхідна мета. Система управління - це сукупність елементів які забезпечують управління об'єктом (об'єктом управління). Об'єкт управління - це елемент системи на який система управління впливає для досягнення потрібних результатів. Принципом зворотного зв'язку називається управління при якому використовується інформація про результати управління.

Під системами управління передбачається два види систем: системи автоматичного управління (САУ) і автоматизовані системи управління (АСУ). Відмінність першої від другої системи є те що в системі автоматичного управління контроль об'єкта обходиться без участі людини. Під управлінням САУ знаходяться такі функції як вимір і контроль важливих значень, запуск деяких об'єктів як елементів системи, автоматичне регулювання, контроль необхідного порядку роботи і так далі. На відміну АСУ від САУ з вище сказаного виходить що людина повинна взаємодіяти разом з АСУ, так як він повинен брати на себе необхідні і найважливіші рішення, а так само брати загальний контроль ситуації. Як можна зрозуміти людина повинна брати систему під свій контроль, тобто бути оператором системи. З цього можна зробити висновок що АСУ є симбіозом між технологічно-машинного підходу і самою людиною[1].

Призначення систем автоматичного управління - в тому що б доля людини в процесі управління була виключена. Людина повинна запускати систему, і якщо

треба здійснювати моніторинг стану системи. Процес управління повністю лежить на системі автоматичного управління.

Автоматизована система управління (керування) - призначена для автоматизації процесів збирання та пересилання інформації про об'єкт керування, її перероблення та видавання керівних дій на об'єкт керування[2].

Метою роботи таких систем під управлінням людини є отримання необхідних результатів, які в свою чергу ведуть до надійного виконання роботи і якісним показникам кінцевих результатів. Виходячи з цього такі системи повинні використовувати якомога більше сучасних технологій, для досягнення найкращих результатів.

### 1.1.2 Архітектура автоматизованої системи управління

Для реалізації завдання управління система керування повинна виконувати такі процеси як отримання інформації про результати управління, аналізування отриманої інформації, а так само процес впливу на об'єкт. Для реалізації таких процесів система повинна мати датчики та інші вимірювальні прилади для отримання результатів управління, і виконавчі пристрої які впливають на об'єкт використовуючи як приклад ПІД-регулятор[3].

Розглянемо більш детально структуру САУ.

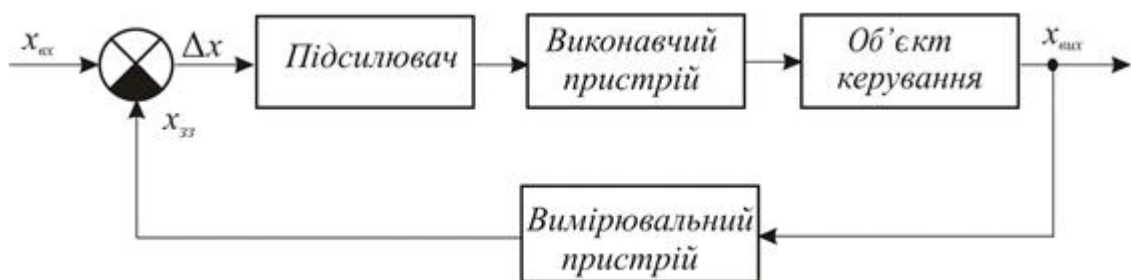


Рисунок 1.1 - Структурна схема замкнутої системи автоматичного управління

$X_{BX}$  - вхідний сигнал

$X_{ZZ}$  - зворотній зв'язок

$\Delta X$  - помилка

$$\Delta X = X_{BX} - X_{ZZ}.$$

При подачі вхідного сигналу йде порівняння його разом з нинішнім значенням виходу об'єкта. Відбувається їх віднімання, і вже ми отримуємо помилку (неузгодженість). Ця неузгодженість подається далі впливаючи на об'єкт. В результаті отримуючи нове вихідне значення. Завдання системи в тому щоб зменшувати цю помилку.

### 1.1.3. Класифікація АСУ

Відмінність характеристик, розходження цілей управління, відмінність структур призводить до великого різновиду АСУ. З цього ми приходимо до висновку що є необхідність в класифікації АСУ. Класифікація дозволяє нам впорядкувати знання по всій цій кількості систем управління. Завдяки їй ми можемо краще знаходити рішення при проектуванні і можливості кращого розуміння цілей роботи, адже для різних завдань підходять різні технічні засоби. Класифікація завжди є умовною, і може бути структурована за різними характеристиками. Наведемо на зображенні одну з таких класифікацій[4].

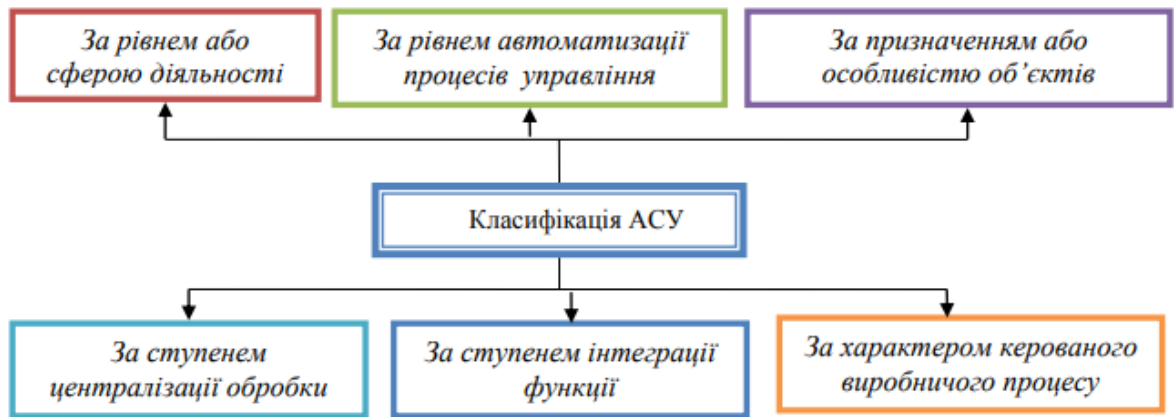


Рисунок 1.2 - Класифікація АСУ

Так само наведемо два типи АСУ які запропонував академік В.М. Глушков. Він запропонував розділяти їх на два типи:

1. Автоматизовані системи управління технологічними процесами (АСУТП).
2. Автоматизовані системи організаційного або адміністративного управління.

## 1.2 Огляд існуючих різновидів безпілотних літальних апаратів

### 1.2.1 Принцип роботи та класифікація БПЛА

Безпілотний літальний апарат (БПЛА) - це літальний апарат який літає без екіпажу на борту. Є безліч варіацій конструкцій цього апарату. Найбільш поширені на сьогоднішній день типи конструкції БПЛА - це мультикоптери, БПЛА вертолітного типу і БПЛА літакового типу. БПЛА літакового типу для створення підйомної сили і польоту використовують нерухоме крило, завдяки якому вони тримаються в повітрі. Парк літаків тип БПЛА відрізняється від інших видів безпілотників більшою тривалістю і дальністю польоту при більш високій швидкості. Ці характеристики дозволяють використовувати БПЛА літакового типу в тих випадках, коли апарату необхідно тривалий час перебувати в повітрі

для досягнення максимальної довжини маршруту. Квадрокоптер є різновидом мультикоптера. БПЛА вертолітного типу (однороторний дрон) - схожі за конструкцією на справжні вертольоти. На відміну від многороторного дронів мають один великий ведучий гвинт і невеликий за розміром гвинт на хвості для контролювання курсу. Мультикоптер це многороторний літальний апарат який здійснює політ за допомогою обертання своїх гвинтів. Мультикоптер розрізняються певною кількістю своїх моторів і мають відповідні назви. Мультикоптер з чотирма несучими гвинтами називається квадрокоптер, з шістьма - гексакоптер, і вісьмома - октокоптер. У цій роботі розглядаються саме квадрокоптер як видатний представник БПЛА. Квадрокоптер є літальний апарат з чотирма гвинтами. Його гвинти закріплені на двох пересічних, як правило, під прямим кутом балках і розташовані на рівній відстані від центру мас квадрокоптера і обертаються попарно в протилежних напрямках. Квадрокоптер типова конструкція для невеликих БПЛА через нескладну конструкцію. Квадрокоптер управляється регулюванням кутових швидкостей обертання роторів[5][6][7]. Як саме відбувається маневрування прописано і проілюстровано нижче.

- підйом пристрою відбувається шляхом прискорення всіх чотирьох гвинтів;
- рух конструкції в сторону відбувається, коли з одного боку збільшується швидкість обертання пропелерів, а з іншого сповільнюється;
- поворот пристрою - обертові проти годинникової стрілки пропелери прискорюються, а ті, що рухаються за годинниковою стрілкою, сповільнюються.

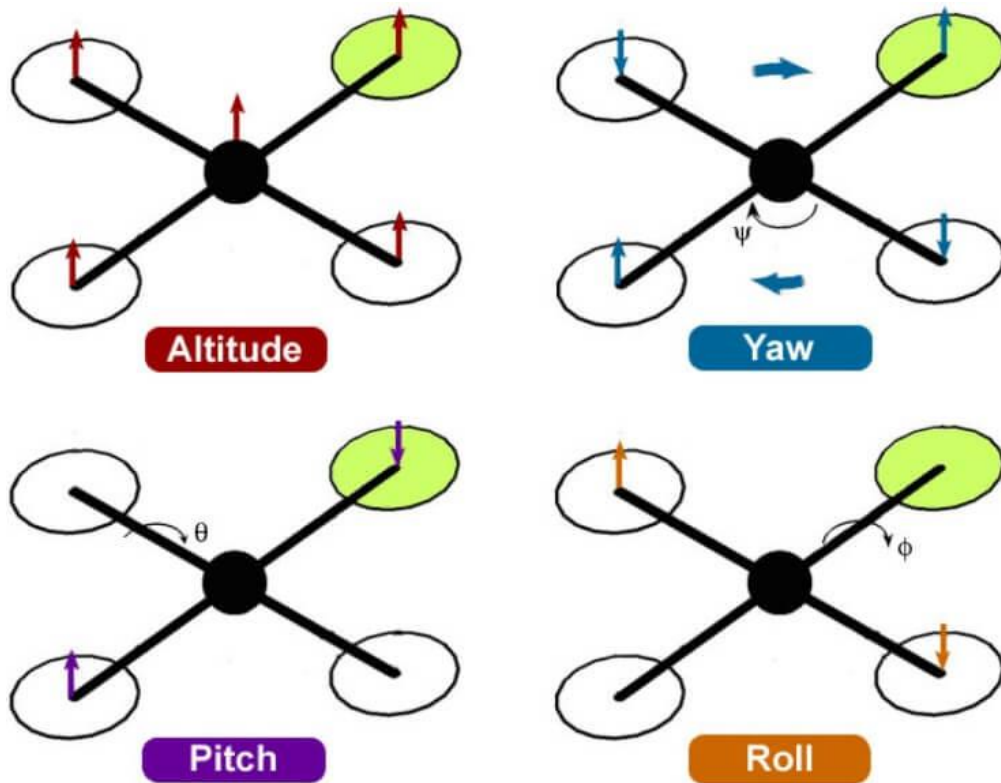


Рисунок 1.3 - Принцип роботи квадрокоптера

Існує безліч способів класифікувати БПЛА. За відмінностями конструкцією, способу використання і так далі. Військові відомства мають свій власний стандарт, а цивільне населення - свої вільні категорії для БПЛА. Люди класифікують їх за розміром, дальністю та витривалістю, а також використовують військові стандарти. Для класифікації за розміром можна запропонувати наступну градацію[8]:

- Мікро- або нано-БПЛА
- Міні БПЛА
- Середні БПЛА
- Великі БПЛА

За даними Міністерства оборони США, БПЛА класифікуються на п'ять категорій, як показано на рисунку:

Категорія	Розмір	Максимальна загальна злітна вага (MGTW) (фунтів)	Нормальна робоча висота (фути)	Швидкість повітря (вузли)
1 група	Маленький	0-20	<1200	<100
2 група	Середній	21-55	<3500	<250
3 група	Великий	<1320	<18000	<250
4 група	Більший	> 1320	<18000 MSL	Будь-яка швидкість повітря
5 група	Найбільший	> 1320	> 18 000	Будь-яка швидкість повітря

Рисунок 1.4 - Класифікація БЛА згідно з Міністерством оборони США

### 1.2.2 Сфери застосування БПЛА

Безпілотники дозволяють нам проводити таку зйомку яку в іншому випадку треба було б набагато серйозної і дорогої техніки, наприклад як вертоліт. Безпілотники використовуються в кінематографі для отримання необхідних сцен, використовуються в сфері нерухомості і так далі. Загалом безпілотники дозволили нам отримувати зйомки набагато простішим шляхом ніж раніше[9].

Доступні для любителів та професіоналів, безпілотники можуть отримувати дані з високою роздільною здатністю та завантажувати зображення у важкодоступних місцях, таких як узбережжя, вершини гір та острови. Вони також використовуються для створення тривимірних карт та сприяння накладанню картографічних додатків.

Провідні компанії світу вже використовують доставку за допомогою безпілотників. Вони можуть заощадити безліч робочої сили. Наприклад в доставках невеликих посилок ідеально вписуються безпілотники.

Наявність нічного бачення на безпілотах робить їх потужним інструментом для спостереження. Безпілоти можуть виявити місце загибелі людей та нещасних жертв, особливо в суворих умовах або складних місцевостях. Окрім пошуку жертв, безпілотник може скидати запаси в недоступні місця в країнах, що постраждали від війни або катастрофи.

Дрони послужили стримуючим фактором для браконьєрів. Вони забезпечують безпрецедентний захист тваринам, таким як слони, носороги та великі коти, улюблена мішень для браконьєрів. За допомогою своїх теплових камер та датчиків безпілоти можуть працювати протягом ночі. Це дозволяє їм здійснювати моніторинг та дослідження дикої природи, не викликаючи жодних порушень, і надає уявлення про їхні моделі, поведінку та середовище існування.

### **1.3 Підходи до проектування автоматизованої системи керування БПЛА**

#### **1.3.1 Основні етапи проектування АСУ БПЛА**

Створення АСУ для БПЛА складається з таких етапів. Для початку проводиться дослідження динаміки квадрокоптера. Випикується його математична і фізична модель. Проводиться лінеаризація. Отримуємо потрібні диференціальні рівняння. Розглядаємо стабілізацію квадрокоптера. Проблема в управлінні квадрокоптера в тому, що у квадрокоптера шість ступенів свободи, але є тільки чотири контролю входу. Використовуємо ПІД регулятори і підбираємо під них необхідні коефіцієнти. Моделюємо нашу модель в середовищі моделювання.

1. Побудова кінематичних рівнянь
2. Побудова динамічних рівнянь
3. Отримання моделі для управління
4. Побудова стабілізуючого управління
5. Моделювання

### 1.3.2 Аналіз сучасних підходів до проектування АСУ БПЛА

Підходів до побудови систем управління квадрокоптера досить-таки багато. Сама стандартна схема побудови це побудова рівнянь динаміки, і далі конструювання моделі яка включає в себе регулятори на моменти сили кутів і висоти. Часто використовуються в цій моделі ПД-регулятори, типів яких теж декілька. Інших варіантів багато, наприклад хтось використовує совем інший підхід, що включає використання нелінійного програмування і псевдообернених матриць. Деякі моделі можуть використовувати нечіткі регулятори. Часто можна побачити і гібридні моделі де відбувається перетин різних уявлень. Загалом підходів до проектування багато.

#### **Висновки до розділу 1**

Квадрокоптер як представник мультикоптерів є популярною і вже в деяких сферах необхідної технологією. Сама його конструкція є нескладною але саме управління є комплексним. Для конструювання системи управління безпілотною треба використовуючи математичний апарат вивести динаміку коптера і саму математичну модель. І вже використовуючи закони регулювання впровадити необхідні нам регулятори. У наслідку приходячи до моделювання самого об'єкта.

## 2. МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ КВАДРОКОПТЕРА

### 2.1. Кінематичні рівняння

Квадрокоптер в основному має жорстку зшити конструкцію з чотирма незалежними роторами з фіксованим гвинтом. З чотирьох пропелерів два обертаються за годинниковою стрілкою, а інші два обертаються проти годинникової стрілки, як показано на рис. 2.1. Зміна швидкості обертання гвинтів призводить до зміни положення квадрокоптера в просторі. Перед описом математичної моделі квадрокоптера необхідно ввести початкові координати, в яких ми описуємо конструкцію і положення. Для квадрокоптера можна використовувати дві системи відліку. Перша - стаціонарна, друга - мобільна. Апарат рухається відносно нерухомої системи відліку, пов'язаної з Землею. Земна система координат лежить на поверхні землі і осі фіксовані щодо її початку. Сила тяжіння спрямована в від'ємному напрямку по осі  $z$ . Осі  $y$  і  $x$  лежать в горизонтальній площині утворюючи прямокутну систему координат. З квадрокоптера пов'язана система координат тіла, центр якої розміщений в центрі мас апарату, а осі паралельні і колінеарні з осями нерухомої системи. Кутове положення апарату задаємо трьома кутами Ейлера: кутами крену, тангажу і ролу, визначальними обертання навколо осей  $x$ ,  $y$  і  $z$  відповідно. Наведемо математичну модель даного апарату[10].

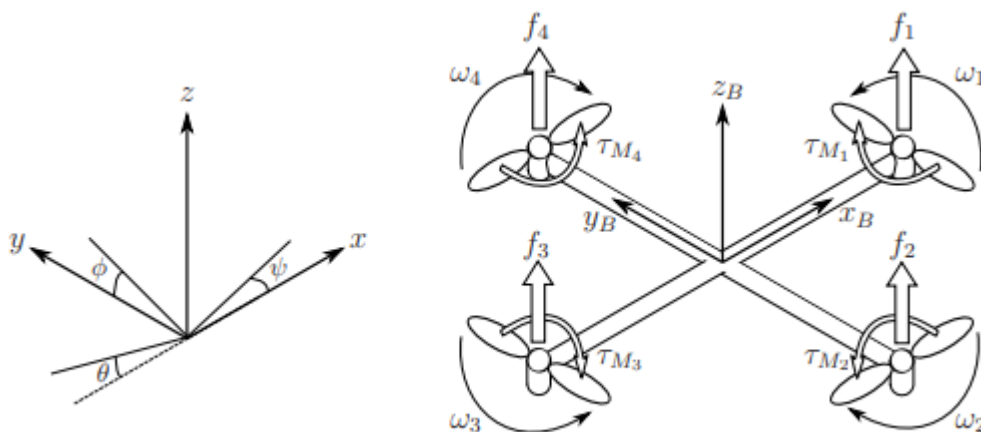


Рисунок 2.1 - Система координат квадрокоптера

У системі тіла лінійні швидкості задані вектором  $V_B$ , а кутові швидкості вектором  $\nu$ :

$$V_B = \begin{bmatrix} v_{x,B} \\ v_{y,B} \\ v_{z,B} \end{bmatrix}, \quad \nu = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}.$$

Матриця повороту від системи тіла до інерціальної системи має вигляд [11][7]:

$$R = \begin{bmatrix} C_\psi C_\theta & C_\psi S_\theta S_\phi - S_\psi C_\phi & C_\psi S_\theta C_\phi + S_\psi S_\phi \\ S_\psi C_\theta & S_\psi S_\theta S_\phi + C_\psi C_\phi & S_\psi S_\theta C_\phi - C_\psi S_\phi \\ -S_\theta & S_\phi C_\theta & C_\phi C_\theta \end{bmatrix},$$

де  $C_x = \cos(x)$ ,  $S_x = \sin(x)$ . Матриця повороту ортогональна, отже матриця повороту від нерухомої системи відліку до системи тіла  $R^{-1} = R^T$ . Зв'язок між лінійними швидкостями в інерціальній системі і системі тіла задається співвідношенням:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = R V_B. \quad (2.1)$$

Матриця перетворення кутових швидкостей від інерційної системи до системи тіла дорівнює  $W_\eta$ , а від системи тіла до інерційної системи –  $W_\eta^{-1}$ , як показано в [12],

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = W_\eta \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -S_\theta \\ 0 & C_\phi & S_\phi C_\theta \\ 0 & -S_\phi & C_\phi C_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix},$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = W_{\eta}^{-1} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & S_{\phi}T_{\theta} & C_{\phi}T_{\theta} \\ 0 & C_{\phi} & -S_{\phi} \\ 0 & S_{\phi}/C_{\theta} & C_{\phi}/C_{\theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}. \quad (2.2)$$

де  $T_x = \operatorname{tg}(x)$ .

## 2.2. Динамічні рівняння

Позначимо вектор швидкості квадрокоптера в інерціальній системі відліку як  $v$ .

Другий закон Ньютона матиме вигляд:

$$m_t \frac{dv}{dt} = f,$$

де  $m_t$  - загальна маса апарату, кг;  $f$  - вектор сумарної сили, який прикладається до нього. Для переходу з нерухомої системи координат в рухому [12], тобто систему тіла, перепишемо закон у вигляді

$$m_t \frac{dv}{dt} = m_t \left( \frac{dv_b}{dt} + w \times v \right) = f,$$

де  $\frac{dv_b}{dt}$  - лінійне прискорення апарату щодо системи координат тіла,  $w$  - кутова швидкість обертання системи тіла щодо інерціальної системи, рад/с. Так як керуюча сила обчислюється і прикладається в системі тіла, то отриманий вираз слід записати в цій системі координат:

$$\begin{bmatrix} \dot{v}_{x,B} \\ \dot{v}_{y,B} \\ \dot{v}_{z,B} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} rv_{y,B} - qv_{z,B} \\ pv_{z,B} - rv_{x,B} \\ qv_{x,B} - pv_{y,B} \end{bmatrix} + \frac{1}{m_t} \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix}, \quad (2.3)$$

де  $v_b = V_B, w_B = v, f_B = [f_x, f_y, f_z]^T$ . Другий закон Ньютона для обертального руху в земній нерухомій системі координат має вигляд

$$\frac{dL}{dt} = M,$$

де  $L$  - кутовий момент,  $\text{кг} \cdot \text{м}^2 / \text{с}$ ;  $M$  - момент обертальної сили,  $\text{Н} \cdot \text{м}$ . Для переходу в систему координат тіла запишемо його в наступному вигляді:

$$\frac{dL}{dt} = \frac{dL_B}{dt} + w \times L = M.$$

У неінерціальної системи  $L = Jw_B$ , де  $J$  - тензор інерції. Будемо вважати квадрокоптер кулею з радіусом  $R$ , масою  $M$ ,  $\text{кг}$ ; на відстані  $l$ ,  $\text{м}$ , від центру якого розташовані матеріальні точки з масою  $m$ ,  $\text{кг}$ .

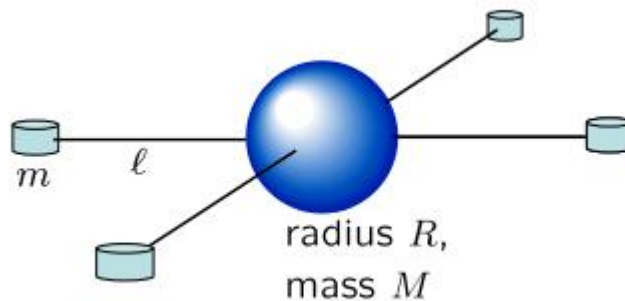


Рисунок 2.2 - Схематичне зображення квадрокоптера

Можна вважати квадрокоптер симетричним тілом, у якого головні осі інерції збігаються з осями системи координат тіла. Тоді його тензор інерції матиме вигляд

$$J = \begin{bmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix}.$$

Компоненти тензора обчислюють за такими формулами:

$$J_x = J_y = \frac{2MR^2}{5} + 2l^2m,$$

$$J_z = \frac{2MR^2}{5} + 4l^2m.$$

Позначивши  $M_B = [\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi]^T$ , остаточно отримаємо:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} &= J^{-1} \left( \begin{bmatrix} 0 & r & -q \\ -r & 0 & p \\ q & -p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} \right), \\ \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \frac{J_y - J_z}{J_x} qr \\ \frac{J_z - J_x}{J_y} pr \\ \frac{J_x - J_y}{J_z} pq \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{J_x} \tau_\phi \\ \frac{1}{J_y} \tau_\theta \\ \frac{1}{J_z} \tau_\psi \end{bmatrix}. \end{aligned} \tag{2.4}$$

### 2.3. Отримання моделі для управління

Модель квадрокоптера, що має шість ступенів свободи, описується рівняннями (2.1), (2.2), (2.3) і (2.4), однак її необхідно доповнити виразами, які описують сили і крутні моменти, що діють на апарат.

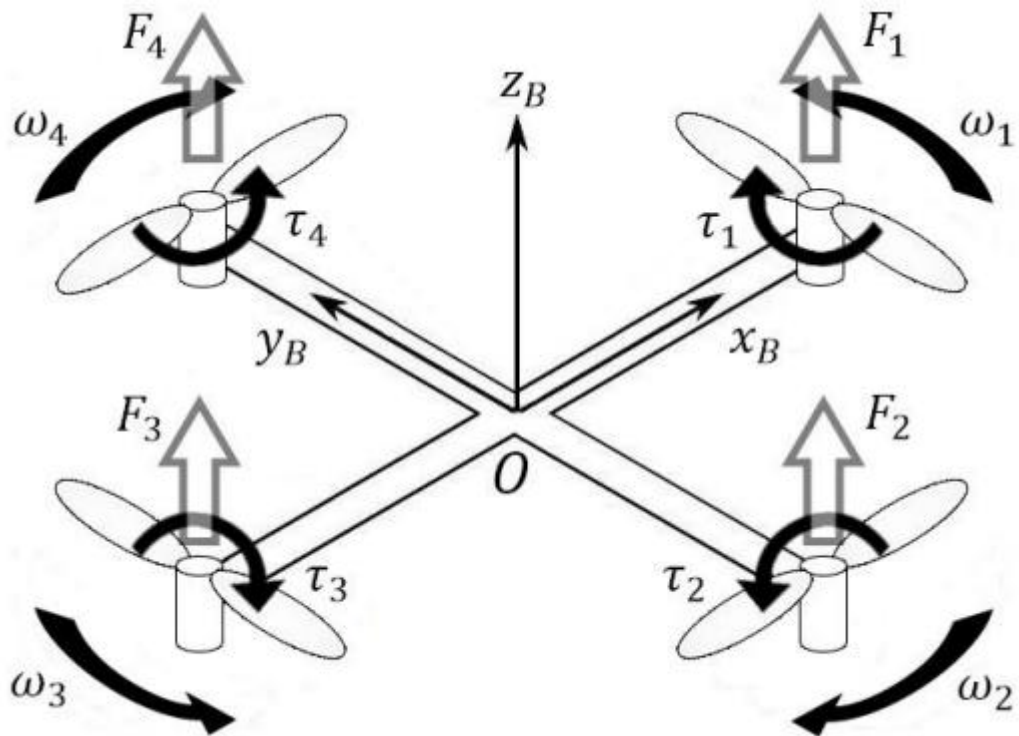


Рисунок 2.3 - Сили і крутні моменти

Підйомна сила і крутний момент гвинтів прямо пропорційні квадрату швидкості їх обертання. Вирази для тяги і моментів мають такий вигляд[12]:

$$\tau_{\phi} = lk(w_4^2 - w_2^2), \quad (2.5)$$

$$\tau_{\theta} = lk(w_3^2 - w_1^2), \quad (2.6)$$

$$\tau_{\psi} = b(-w_1^2 + w_2^2 - w_3^2 + w_4^2), \quad (2.7)$$

$$F = k(w_1^2 + w_2^2 + w_3^2 + w_4^2). \quad (2.8)$$

де  $w_i$  - швидкість обертання  $i$ -го гвинта,  $рад/с$ ;  $k$  і  $b$  експериментально визначувані сталі.

Також на квадрокоптер діє сила тяжіння:

$$F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -m_t g \end{bmatrix}.$$

У системі координат тіла вона матиме вигляд

$$F_{g,B} = \begin{bmatrix} m_t g \sin(\theta) \\ -m_t g \sin(\phi) \cos(\theta) \\ -m_t g \cos(\phi) \cos(\theta) \end{bmatrix}.$$

З урахуванням рівнянь, отриманих для  $F$  і  $F_{g,B}$  вираз (2.3) набуде вигляду

$$\begin{bmatrix} \dot{v}_{x,B} \\ \dot{v}_{y,B} \\ \dot{v}_{z,B} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r v_{y,B} - q v_{z,B} \\ p v_{z,B} - r v_{x,B} \\ q v_{x,B} - p v_{y,B} \end{bmatrix} + \frac{1}{m_t} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} g \sin(\theta) \\ -g \sin(\phi) \cos(\theta) \\ -g \cos(\phi) \cos(\theta) \end{bmatrix}. \quad (2.9)$$

Спростимо отримані рівняння руху. Будемо вважати, що кути  $\phi$  і  $\theta$  малі, тоді рівняння (2.2) можна записати як

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}. \quad (2.10)$$

Аналогічно, вираз (2.4) спроститься, якщо прийняти компоненти  $qr$ ,  $pr$  і  $pq$  малими:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{J_x} \tau_\phi \\ \frac{1}{J_y} \tau_\theta \\ \frac{1}{J_z} \tau_\psi \end{bmatrix}.$$

З урахуванням отриманого виразу, похідна від (2.10) набуде вигляду

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{J_x} \tau_\phi \\ \frac{1}{J_y} \tau_\theta \\ \frac{1}{J_z} \tau_\psi \end{bmatrix}.$$

Продиференціюємо (2.1), нехтуючи  $\dot{R}$ , і отримаємо

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = R\dot{V}_B. \quad (2.11)$$

Так як інерціальна система відліку передбачається нерухомою, то можна підставити (2.9) в (2.11), нехтуючи першим доданком в правій частині (2.9):

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -g \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_\psi S_\theta C_\phi + S_\psi S_\phi \\ S_\psi S_\theta C_\phi - C_\psi S_\phi \\ C_\phi C_\theta \end{bmatrix} \frac{F}{m_t}.$$

Попередня модель - спрощення складних динамічних взаємодій. Щоб забезпечити більш реалістичну поведінку квадрокоптера, включена сила опору, створювана опором повітря. Це розроблено для попереднього рівняння з діагональною матрицею коефіцієнтів, що зв'язує лінійні швидкості із силою, що уповільнює рух[13].

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -g \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_\psi S_\theta C_\phi + S_\psi S_\phi \\ S_\psi S_\theta C_\phi - C_\psi S_\phi \\ C_\phi C_\theta \end{bmatrix} \frac{F}{m_t} - \frac{1}{m} \begin{bmatrix} A_x & 0 & 0 \\ 0 & A_y & 0 \\ 0 & 0 & A_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix}.$$

в якій  $A_x$ ,  $A_y$  та  $A_z$  - коефіцієнти сили опору для швидкостей у відповідних напрямках інерційної системи.

Кілька інших аеродинамічних ефектів можуть бути включені в модель. Вплив аеродинамічних ефектів ускладнений, і ефекти важко моделювати. Також деякі ефекти мають значний ефект лише при високих швидкостях. Таким чином, ці ефекти виключаються з моделі і використовується представлена проста модель.

В результаті математична модель квадрокоптера набуває такого вигляду:

$$\begin{cases} \ddot{x} = (C_\psi S_\theta C_\phi + S_\psi S_\phi) \frac{F}{m_t} - \frac{1}{m} A_x \dot{x}, \\ \ddot{y} = (S_\psi S_\theta C_\phi - C_\psi S_\phi) \frac{F}{m_t} - \frac{1}{m} A_y \dot{y}, \\ \ddot{z} = C_\phi C_\theta \frac{F}{m_t} - g - \frac{1}{m} A_z \dot{z}, \\ \ddot{\phi} = \frac{1}{J_x} \tau_\phi, \\ \ddot{\theta} = \frac{1}{J_y} \tau_\theta, \\ \ddot{\psi} = \frac{1}{J_z} \tau_\psi; \end{cases} \quad (2.12)$$

## 2.4. Стабілізуюче управління

Для стабілізації квадрокоптера використовується ПДД-регулятор.

ПДД(PID)-регулятором називається пристрій який використовується для регулювання за допомогою зворотного зв'язку. Під регулятор дозволяє отримати високу точність при хорошій швидкодії. Сам сигнал виходить при сумірованні трьох складових ПДД регулятора - пропорційна величина сигналу помилки, інтеграл сигналу помилки і похідна цього сигналу. Проїдемося по кожному з елементів.

Перший це пропорційний елемент. У ньому результуючий сигнал виходить множенням його неузгодженості на пропорційний коефіцієнт. Завдяки йому йде пряма протидія неузгодженості регульованої величини. Відбувається лінійна залежність, тобто більше помилка - більше і вихідний сигнал.

Другий елемент інтегруючий. Основна частина інтегрованої величини є інтеграл цієї величини за часом. Сам цей сигнал проходячи через інтеграл, вже множиться на свій коефіцієнт. Завдяки цій компоненті, з часом сходиться на нуль статистична помилка.

І останній елемент є диференційований. Цей компонент дивиться на швидкість зміни неузгодженості, що дозволяє при заданому правильно коефіцієнті швидше реагувати на збурення. В результаті темп зміни відхилення величини враховується і протидія зовнішнім впливам проходить краще.

Якщо якийсь із трьох елементів відсутній, то це вже буде не ПІД регулятор, а відповідно називатися ПІ, ПД або просто П регулятором. Перевагами ПІД-контролера є проста конструкція та проста реалізація контролера [14].

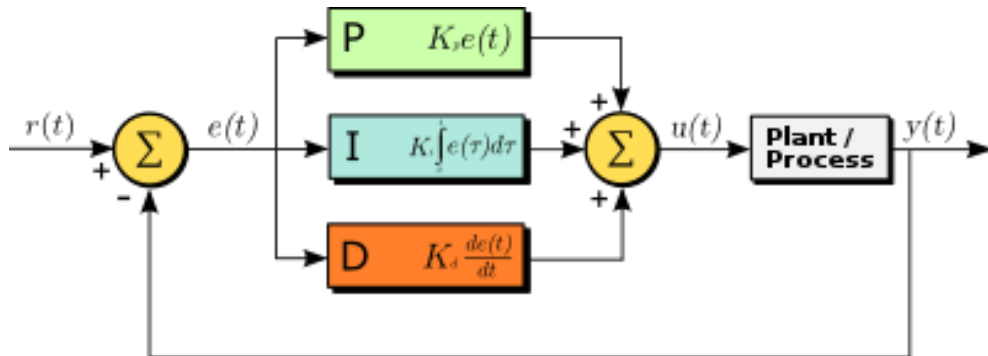


Рисунок 2.4 - Структура ПІД-регулятора

Загальною формою ПІД-контролера є

$$e(t) = x_d - x(t),$$

$$u(t) = K_P e(t) + K_I \int_0^t e(\tau) d\tau + K_D \frac{de(t)}{dt},$$

в якому  $u(t)$  - вхід управління,  $e(t)$  - різниця між бажаним станом  $x_d(t)$  і нинішнім станом  $x(t)$ , а  $K_P$ ,  $K_I$  та  $K_D$  - параметри пропорційного, інтегрального та похідного елемента ПІД-регулятора [15].

У квадрокоптері є шість станів, положення  $x$ ,  $y$ ,  $z$  і кути  $\phi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$ , але лише чотири входи управління, кутові швидкості чотирьох роторів  $w_i$ . Загальна тяга  $F$  впливає на прискорення в напрямку осі  $z$  і утримує квадрокоптер у повітрі. Крутний момент  $\tau_\phi$  впливає на прискорення кута  $\phi$ , крутний момент  $\tau_\theta$  впливає на прискорення кута  $\theta$ , а крутний момент  $\tau_\psi$  сприяє прискоренню кута  $\psi$ .

Отже, контролер ПІД для квадрокоптера вибирається таким же чином, як і в [16],

$$\begin{aligned}
F &= \left( g + K_{z,D}(\dot{z}_d - \dot{z}) + K_{z,P}(z_d - z) + K_{z,I} \int_0^t (z_d - z) d\tau \right) \frac{m}{C_\phi C_\theta}, \\
\tau_\phi &= \left( K_{\phi,D}(\dot{\phi}_d - \dot{\phi}) + K_{\phi,P}(\phi_d - \phi) + K_{\phi,I} \int_0^t (\phi_d - \phi) d\tau \right) J_x, \\
\tau_\theta &= \left( K_{\theta,D}(\dot{\theta}_d - \dot{\theta}) + K_{\theta,P}(\theta_d - \theta) + K_{\theta,I} \int_0^t (\theta_d - \theta) d\tau \right) J_y, \\
\tau_\psi &= \left( K_{\psi,D}(\dot{\psi}_d - \dot{\psi}) + K_{\psi,P}(\psi_d - \psi) + K_{\psi,I} \int_0^t (\psi_d - \psi) d\tau \right) J_z.
\end{aligned} \tag{2.13}$$

в якому враховуються також сила тяжіння  $g$ , маса  $m$  та моменти інерції  $J$  квадрокоптера.

Правильні кутові швидкості роторів  $w_i$  можна розрахувати з рівнянь (2.5),(2.6),(2.7) та (2.8) зі значеннями з попередніх рівнянь

$$w_1^2 = \frac{F}{4k} - \frac{\tau_\theta}{2kl} - \frac{\tau_\psi}{4b},$$

$$w_2^2 = \frac{F}{4k} - \frac{\tau_\phi}{2kl} + \frac{\tau_\psi}{4b},$$

$$w_3^2 = \frac{F}{4k} + \frac{\tau_\theta}{2kl} - \frac{\tau_\psi}{4b},$$

$$w_4^2 = \frac{F}{4k} + \frac{\tau_\phi}{2kl} + \frac{\tau_\psi}{4b}.$$

Ефективність контролера ПД перевіряється шляхом імітації стабілізації квадрокоптера. Параметри контролера ПД представлені в таблиці 3.2.

## 2.5. Математична модель двигунів

Двигуни квадрокоптера зазвичай є двигуни постійного струму, які мають свою динаміку. Опишемо динаміку двигунів з математичної точки зору.

Представимо структурну математичну модель двигуна постійного струму як сукупність передавальних функцій. Визначимо передавальні функції електричної і механічної складової. Наведемо електричну схему двигуна. Вона описується опором ланцюга якоря  $R$ , індуктивністю  $L$  і електрорушійною силою  $E$ , яка виникає під час обертання ротора[17][18].

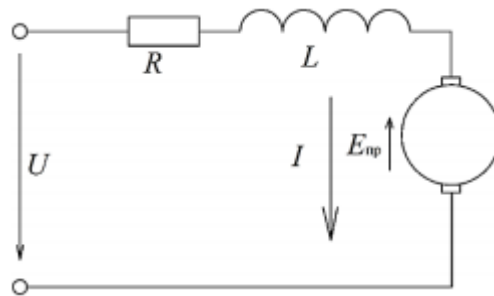


Рисунок 2.5 - Принципова схема двигуна постійного струму

Передавальна функція - один із способів математичного опису динамічної системи. Використовується в основному в теорії керування, комунікаційних технологіях, цифровій обробці сигналів. Являє собою диференціальний оператор, що виражає зв'язок між входом і виходом лінійної стаціонарної системи. Знаючи вхідний сигнал системи й передатну функцію, можна відновити вихідний сигнал. В теорії керування передавальна функція безперервної системи являє собою відношення перетворення Лапласа вихідного сигналу до перетворення Лапласа вхідного сигналу при нульових початкових умовах[19].

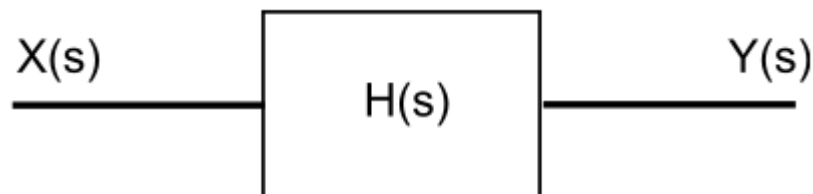


Рисунок 2.6 - Передавальна функція

Перетворення Лапласа - інтегральне перетворення, що зв'язує функцію  $F(s)$  комплексної змінної (зображення) з функцією  $f(x)$  речового змінного (оригінал). З його допомогою досліджуються властивості динамічних систем і вирішуються диференціальні і інтегральні рівняння[20].

Важливе для інженерних досліджень властивість перетворення Лапласа полягає і в тому, що операції диференціювання в тимчасовій області відповідає множення на змінну  $s$  в комплексній області[21].

$$R(s) = K + \frac{1}{T_i s} + T_d s = K \left( 1 + \frac{1}{K T_i s} + \frac{T_d}{K} s \right)$$

Рисунок 2.7 - Передавальна функція ПІД-регулятора

Наведем рівняння які описують роботу двигуна:

$$L \frac{dI}{dt} + RI + E = U$$

$$J \frac{d\omega}{dt} = M - M_i$$

$$M_i = cI$$

$$E = c\omega$$

де  $c$  - постійний конструктивний коефіцієнт (коефіцієнт зв'язку).

Замінімо  $\frac{d}{dt}$  оператором Лапласа  $p$ :

$$(Lp + R)I = U - c\omega$$

$$Jp = M - cI$$

Наведемо остаточні передавальні функції:

$$W(p)_e = \frac{I}{U - c\omega} = \frac{1}{Lp + R}$$

$$W(p)_m = \frac{\omega}{M} = \frac{1}{Jp}$$

Представимо структурну схему двигуна постійного струму:

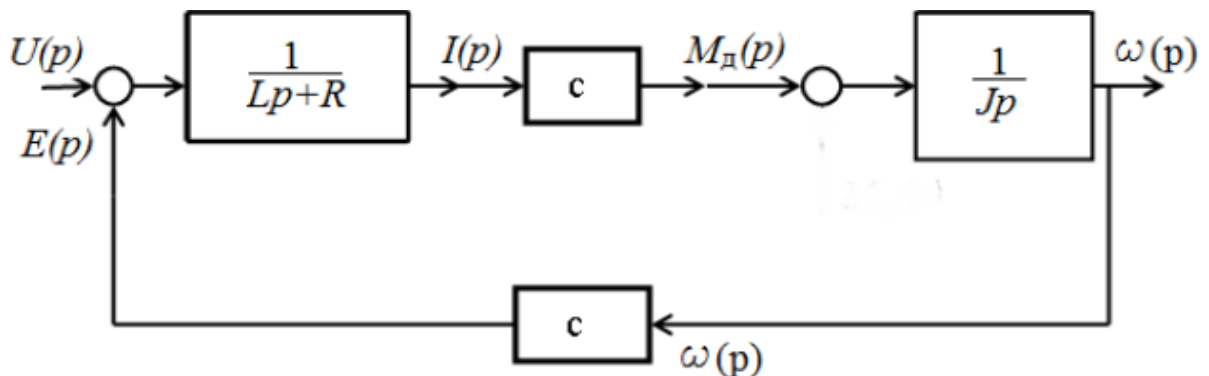


Рисунок 2.8 - Структурна схема двигуна постійного струму

## Висновки до розділу 2

У цьому розділі була розглянута динаміка квадрокоптера, як об'єкта управління. Були виражені його диференціальні рівняння кінематики і динаміки, отримано його повноцінну математичну модель, в якій є швидкості обертання гвинтів є вхідними впливами. Вивчено його динаміку, вивчені закони регулювання та стабілізуючого управління, а також динаміку двигуна. Завдяки чому можна вже на виведених рівняннях почати моделювати систему управління.

### 3. РОЗРОБКА ТА МОДЕЛЮВАННЯ АВТОМАТИЗОВАНОЇ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ БПЛА

#### 3.1 Розробка елементів системи керування

Після того як був вивчений теоретичний матеріал, перейдемо до моделювання імітаційних моделей системи управління квадрокоптера. Моделювання проводиться за допомогою сучасних систем призначених для цього, на прикладі математичного пакету Matlab Simulink. Matlab - є високорівневою мовою і інтерактивним середовищем для програмування. Він використовується для технічних розрахунків і решти широкого спектру математичних і інженерного завдань. Simulink є інтерактивним графічним середовищем для імітаційного моделювання динамічних систем. Для модельно-орієнтованого проектування є частим інструментом. Simulink використовується від цифрової обробка сигналів до автоматичного управління та інших систем.

В ході моделювання системи управління квадрокоптера вона була розбита на кілька блоків, що представляє зручність користування і доступність системи. Було створено чотири блоки, кожен описує свою частину поведінки. Кожен блок можна розкрити і подивитися чи змінити його структуру по потребі, що надає доступність і простоту взаємодії[22][23]. Блоки динамічної системи були реалізовані, такі як:

- Блок тяги і обертальних моментів
- Блок швидкості обертання моторів
- Блок динаміки моторів
- Блок датчиків

Динамічна модель квадрокоптера побудована в Simulink представлена нижче.

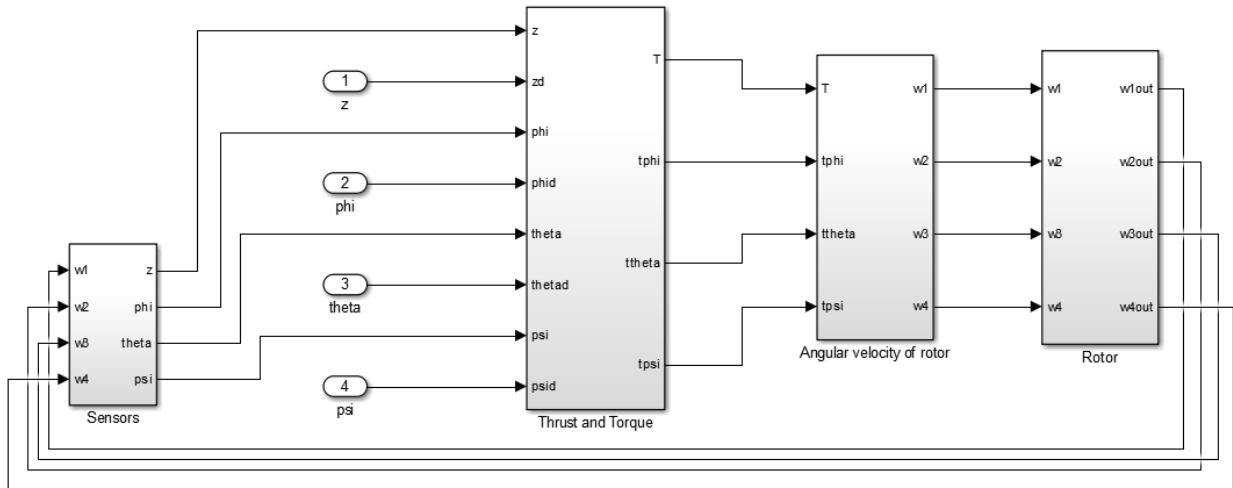


Рисунок 3.1 - Модель системи керування БПЛА

Блок тяги і обертальних моментів описує необхідні моменти що використовує описані раніше рівняння (2.13). Включає в себе чотири ПД регулятора на кожен зі своїх входів. Спочатку йде порівняння нинішньої і бажаної величини, і при подачі на ПД регулятор і подальших маніпуляцій виводиться вихідна величина у вигляді певного моменту.

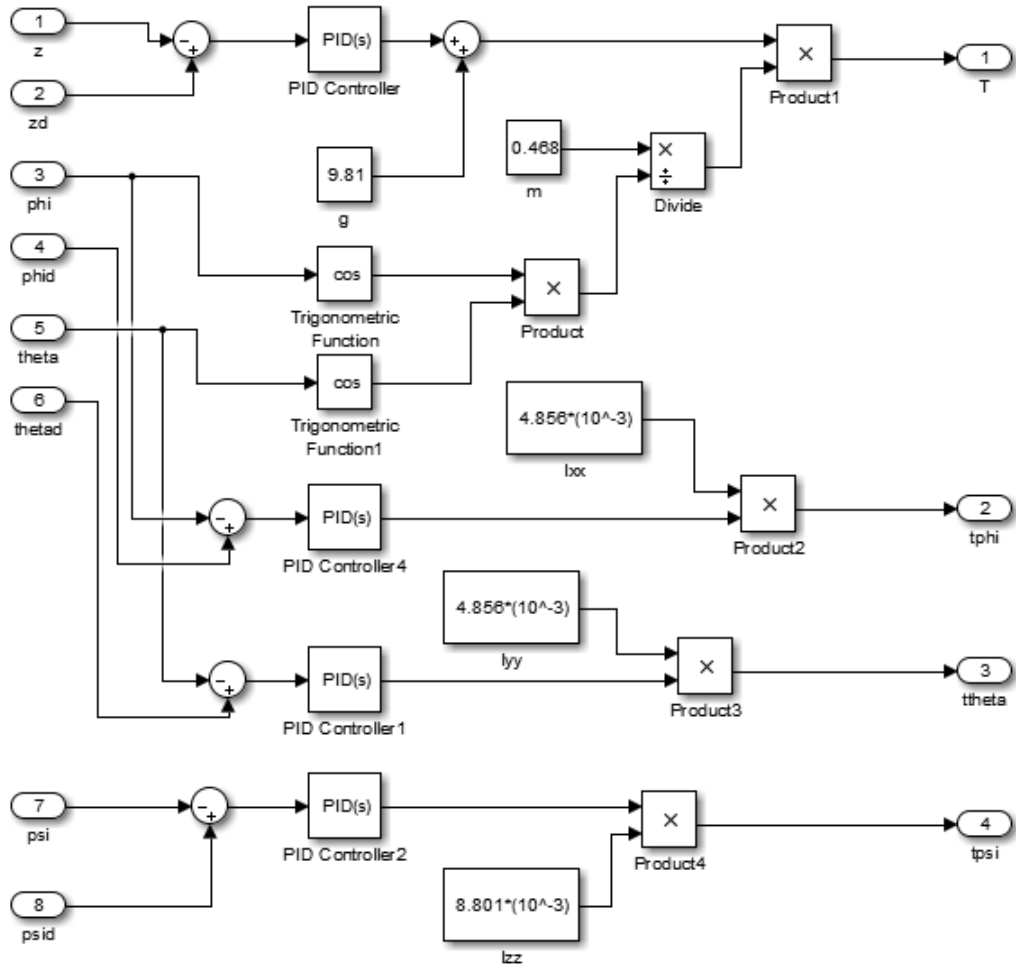


Рисунок 3.2 - Блок тяги і обертальних моментів (Trust and Torque)

Блок швидкості обертання моторів за допомогою рівнянь вираховує через подану тягу і моменти кожних кутів, а також коефіцієнтів необхідну швидкість обертання на кожен двигун.

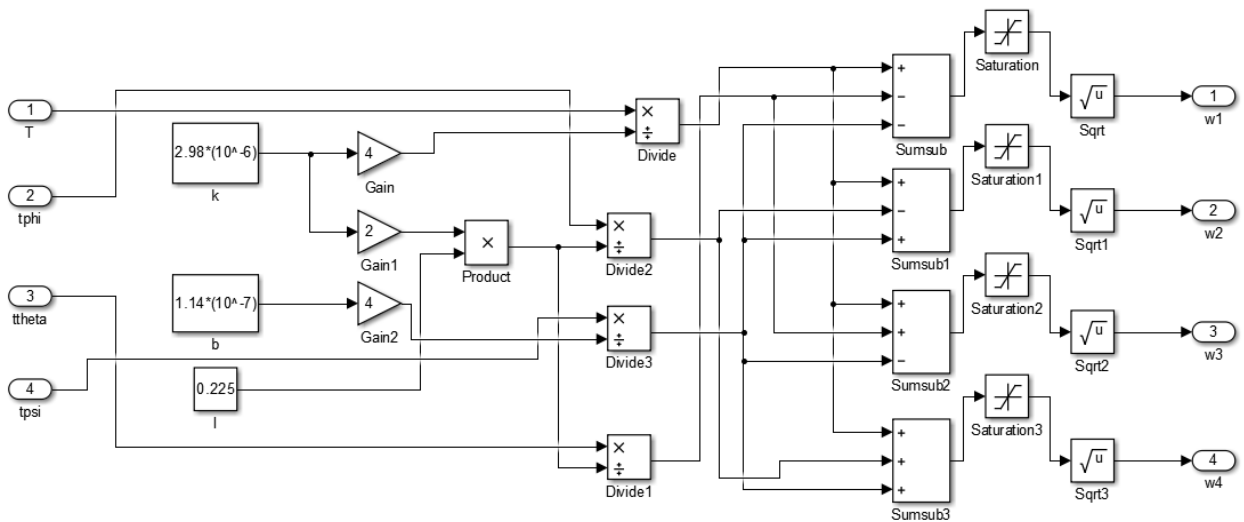


Рисунок 3.3 - Блок швидкості обертання моторів (Angular velocity of rotor)

Блок динаміки моторів показує саму структуру двигуна і регулятора над ним. Через сукупність передавальних функцій описано поведінку кожного з чотирьох двигунів. Також стоять ПІД регулятори для управління швидкості обертання. Коефіцієнти контролерів налаштовані за допомогою методу PID Tuner, доступного в Simulink Matlab. На виході підсистеми ми можемо спостерігати швидкість обертання моторів квадрокоптера.

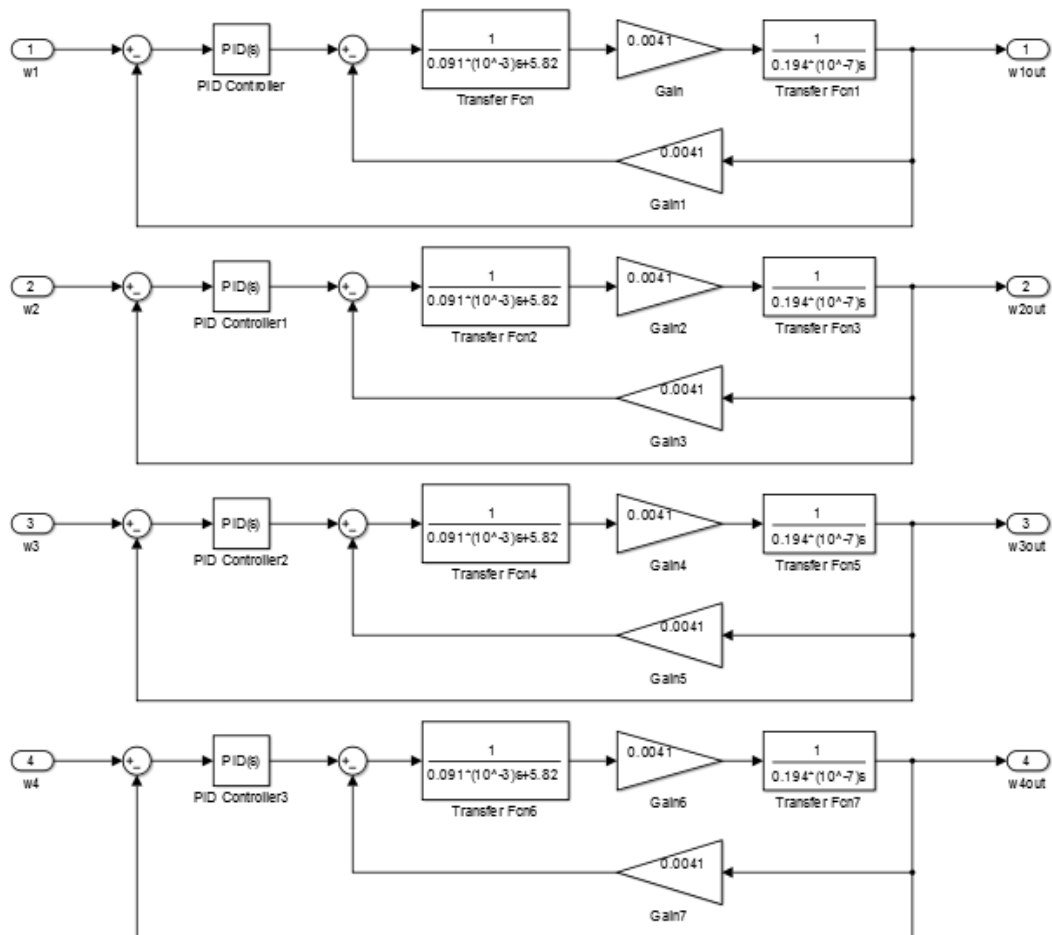


Рисунок 3.4 - Блок динаміки моторів (Rotors)

У блоці датчики їх поведінку представлено за допомогою диференціальних рівнянь. У реальній моделі тут повинні знаходитися реальні необхідні датчики, які і будуть подавати відповідні значення на наступні блоки (наприклад гіроскоп, акселерометр і т. д.). Але так як повинно бути проведено моделювання, поведінка цієї динамічної системи описано рівняннями.

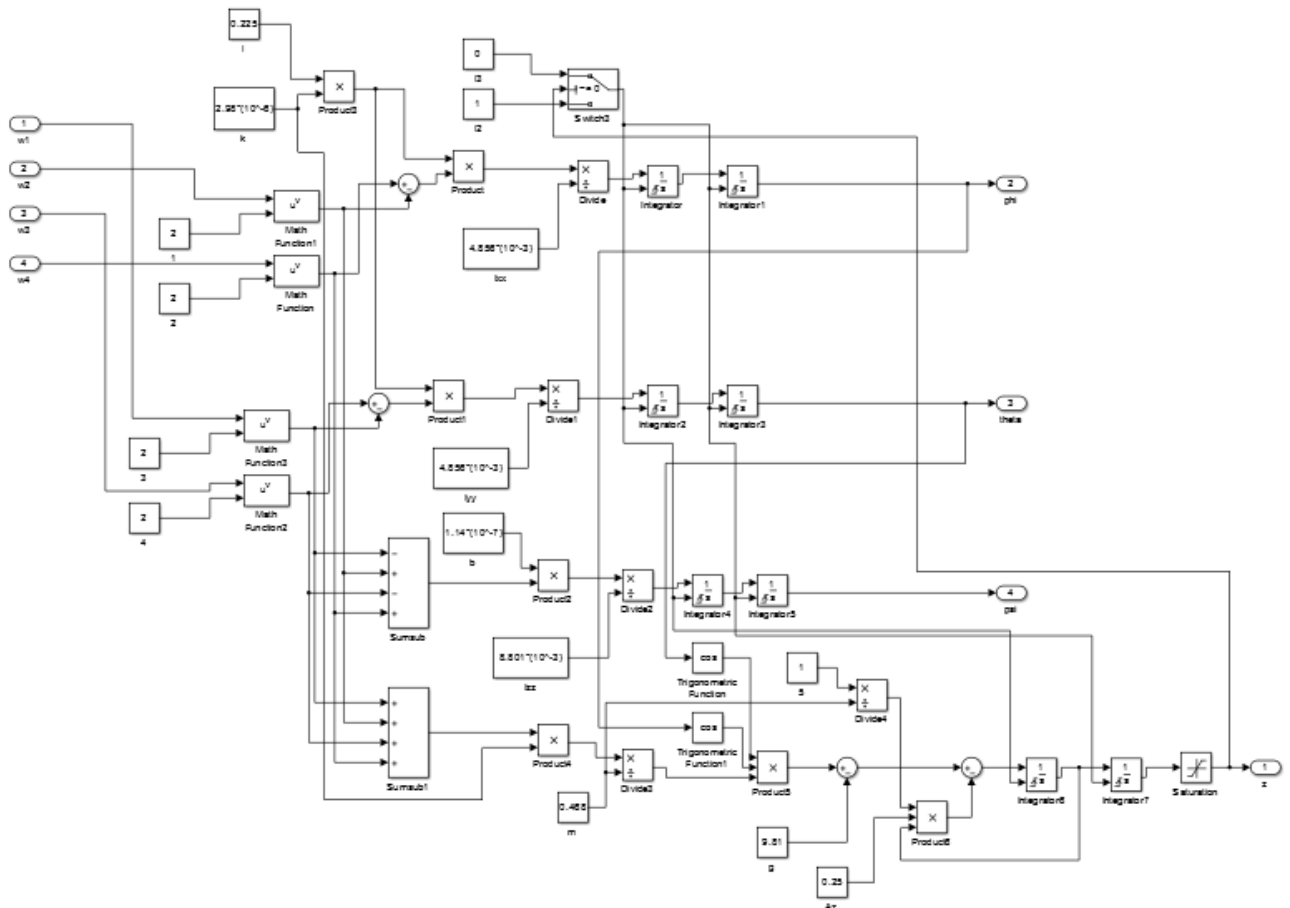


Рисунок 3.5 - Блок датчиків (Sensors)

### 3.2 Формування початкових умов для моделювання системи управління БПЛА

Одна з переваг Simulink і зручностей моделювання моделей в ньому, є те що можна відобразити значення порту для відладки. Для багатьох блоків, сигнали яких несуть дані, Simulink може відобразити значення сигналів (блок вихід), коли значення порту позначає (схожий на підказки) на блок-схемі протягом і після симуляції.[24] Це дозволяє краще розуміти як відбувається симуляція моделі.

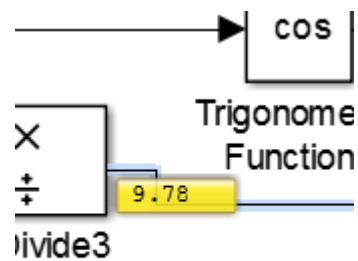


Рисунок 3.6 - Значення порту при симуляції

Значення параметрів використані при моделюванні представлені в таблиці нижче[25].

Таблиця 3.1 - Значення параметрів

Параметр	Значення
$g$	9.81
$m$	0.468
$l$	0.225
$k$	$2.980 \cdot 10^{-6}$
$b$	$1.140 \cdot 10^{-7}$
$I_x$	$4.856 \cdot 10^{-3}$
$I_y$	$4.856 \cdot 10^{-3}$
$I_z$	$8.801 \cdot 10^{-3}$
$A_x$	0.25
$A_y$	0.25

$A_z$	0.25
-------	------

Параметри ПД контролерів представлені в таблиці 3.2.

Таблиця 3.2 - Коефіцієнти регуляторів

Параметр	Значення
$K_{z,p}$	1.5
$K_{z,d}$	2.5
$K_{\phi,p}$	6
$K_{\phi,i}$	1
$K_{\phi,d}$	1.75
$K_{\theta,p}$	6
$K_{\theta,i}$	1
$K_{\theta,d}$	1.75
$K_{\psi,p}$	6
$K_{\psi,i}$	1
$K_{\psi,d}$	1.75

### 3.3 Результати моделювання системи управління БПЛА

Експеримент 1. Запустимо симуляцію. Подання змінну  $z_d$  з величиною в  $10$ . Тобто підніємо квадрокоптер на це ж значення. Графік що характеризує  $z$  координату квадрокоптера представлений на рис. 3.8.

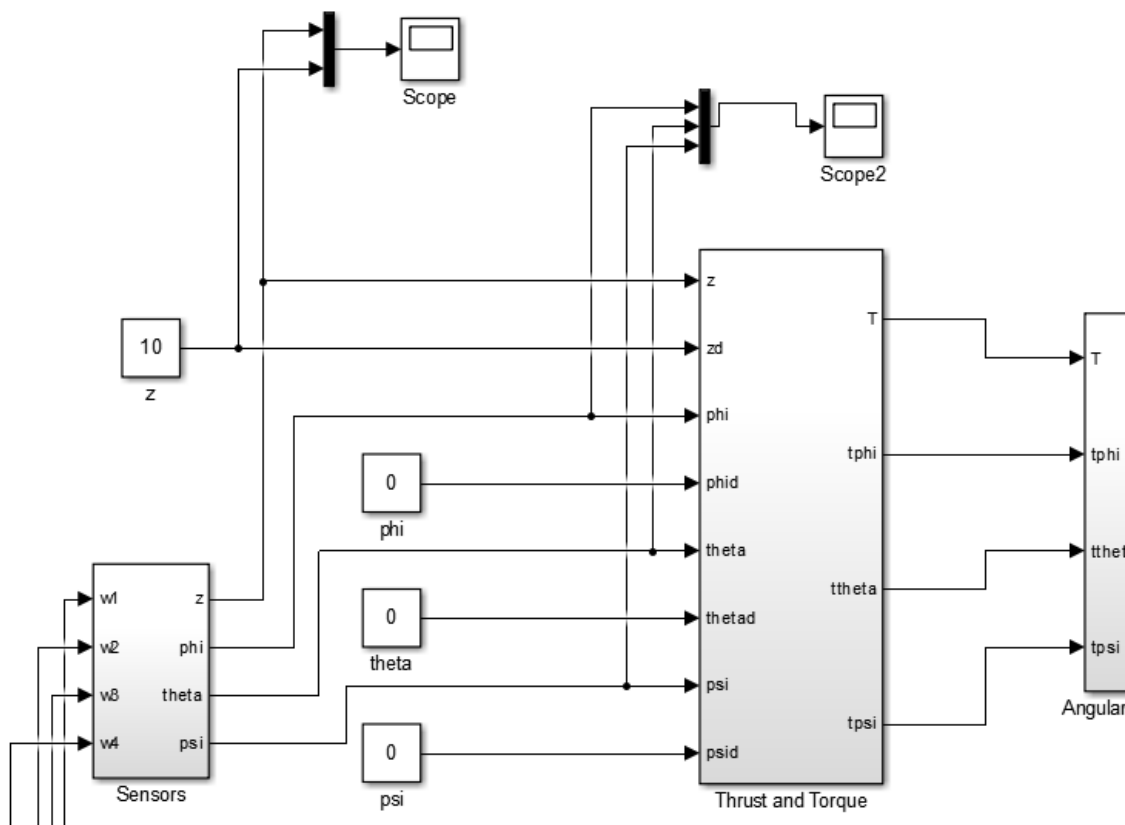


Рисунок 3.7 - Подача сигнала  $z = 10$

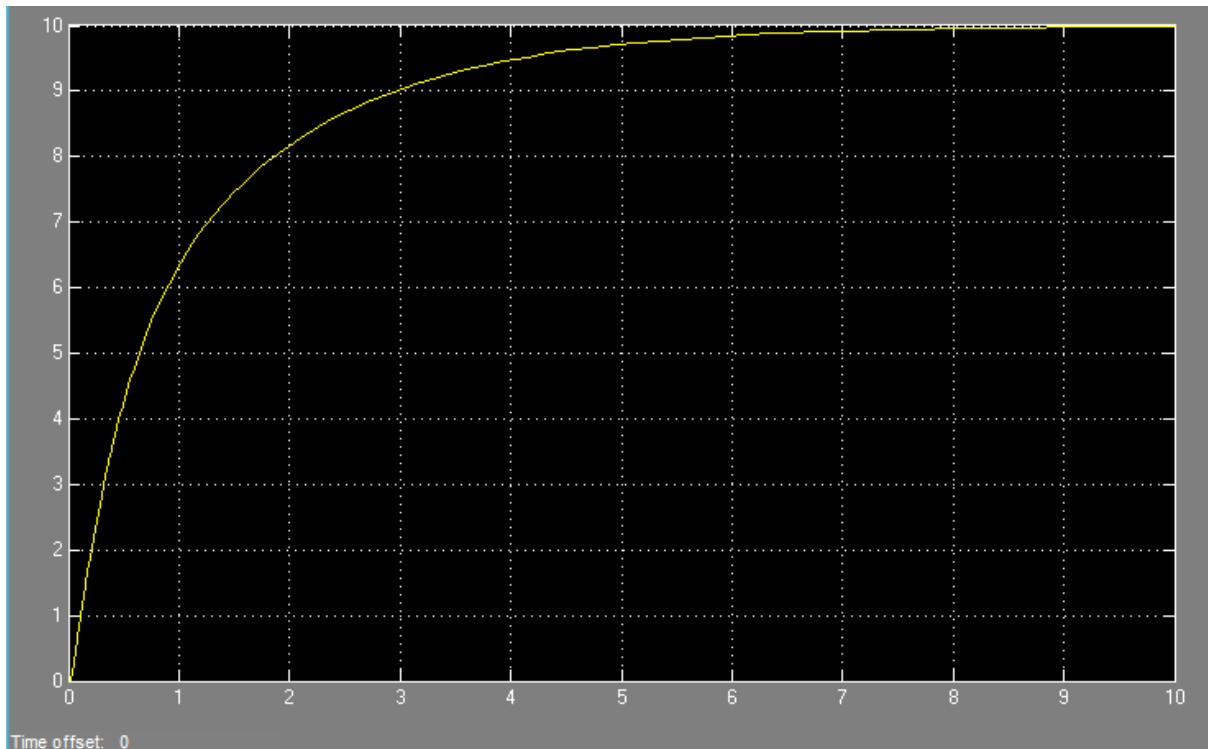


Рисунок 3.8 - Графік  $z$  координати, при подачі  $z_d = 10$

Як видно з рис. 3.8. БПЛА к сьомій секундї піднявся до заданої висоті і тримається на цьому рівні.

Експеримент 2. Подамо лінійно зростаючий сигнал. Тобто квадрокоптер поступово піднімається вгору. У підсумку можемо бачити два графіка рис 3.10, що подається на вхід і графік самого квадрокоптера.

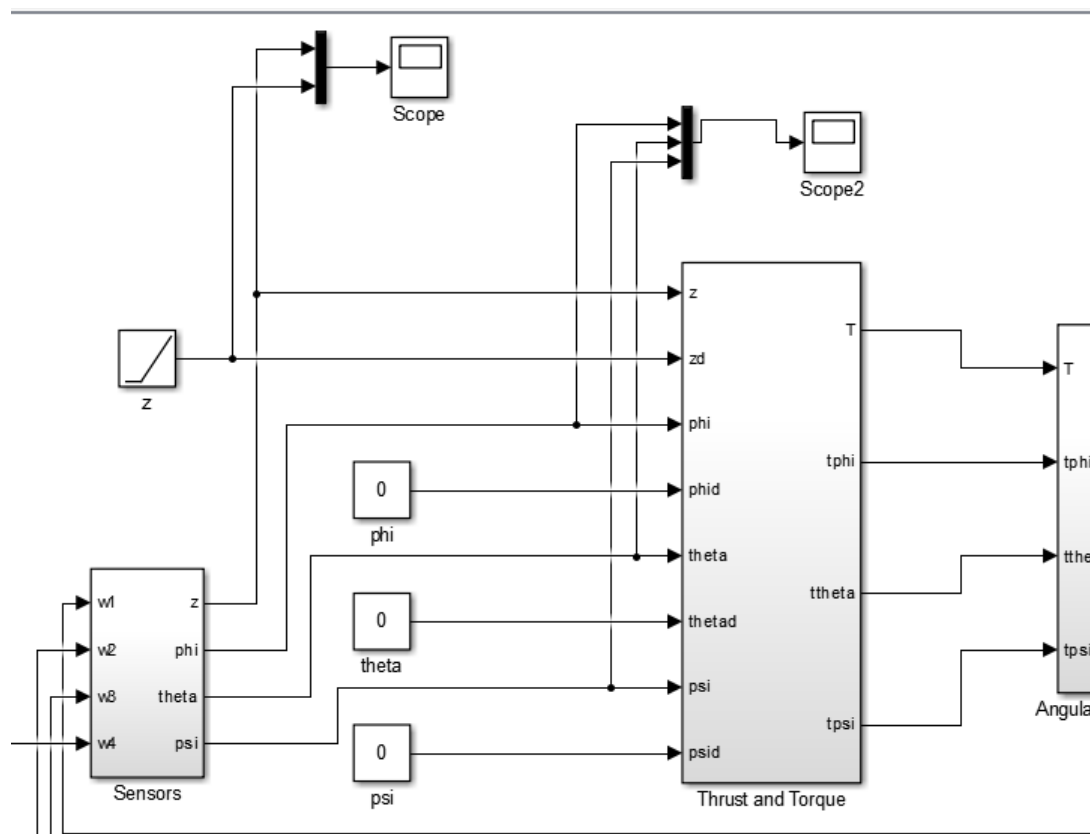
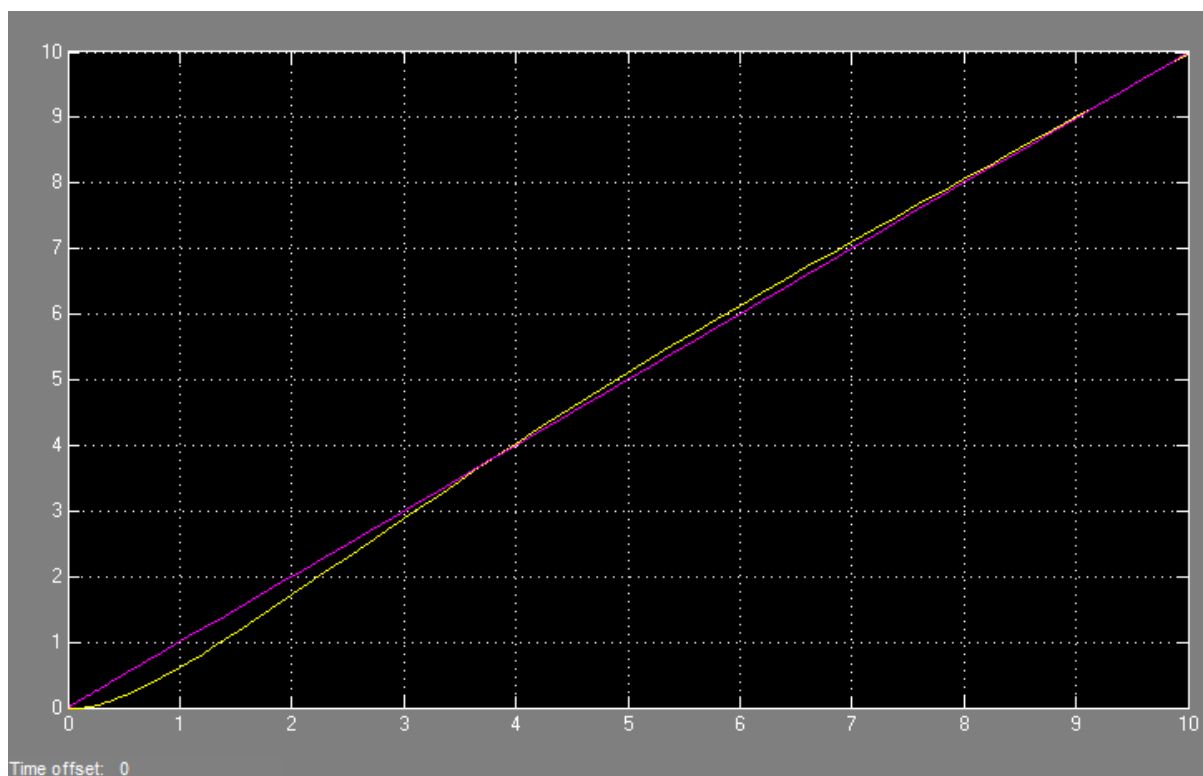


Рисунок 3.9 - Лінійний сигнал

Рисунок 3.10 - Графік  $z$  та  $z_d$  координат

В результаті експерименту 2 отримано лінійне піднімання квадрокоптера, що зображено на рис 3.10.

Експеримент 3. Тепер проведемо ще одне моделювання. Подамо крім  $z_d$  координати зі значенням в 10, як в перший раз, ще й кут тангажу  $\phi_d$ . Подивимося на графік кутів, і можемо бачити як регулятори виконували задану задачу.

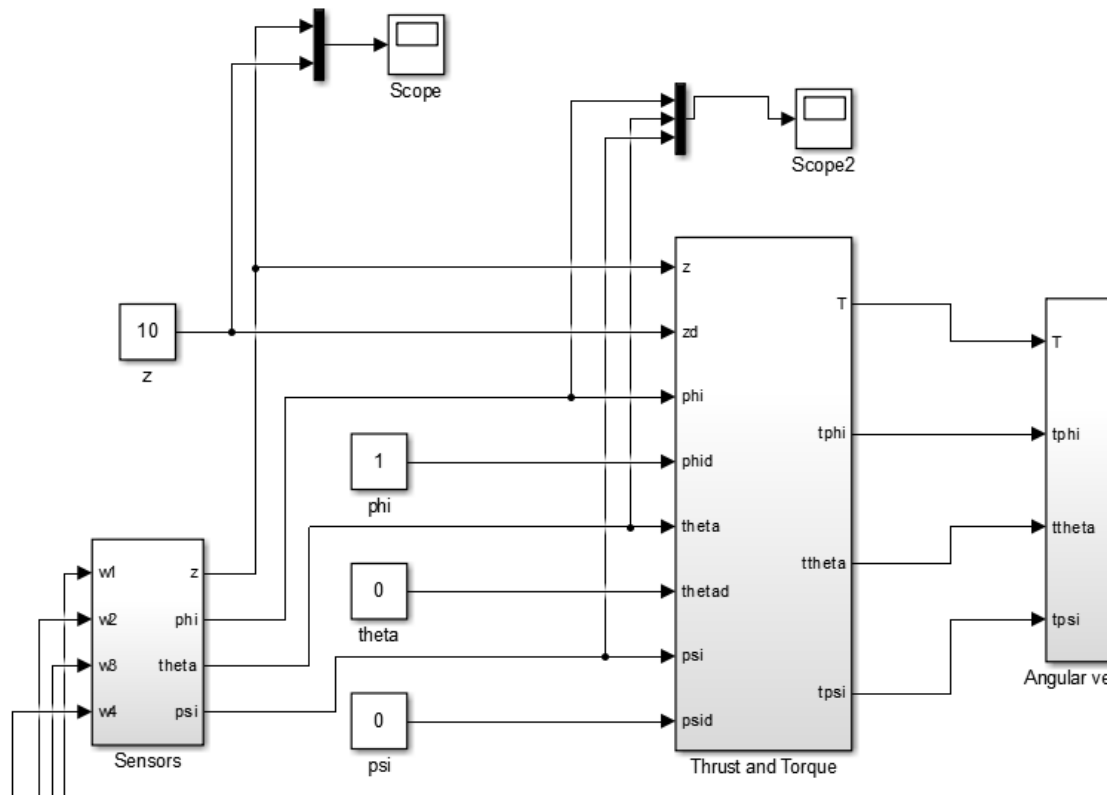


Рисунок 3.11 - Подача сигнала по висоті  $z$  та по тангажу  $\phi$

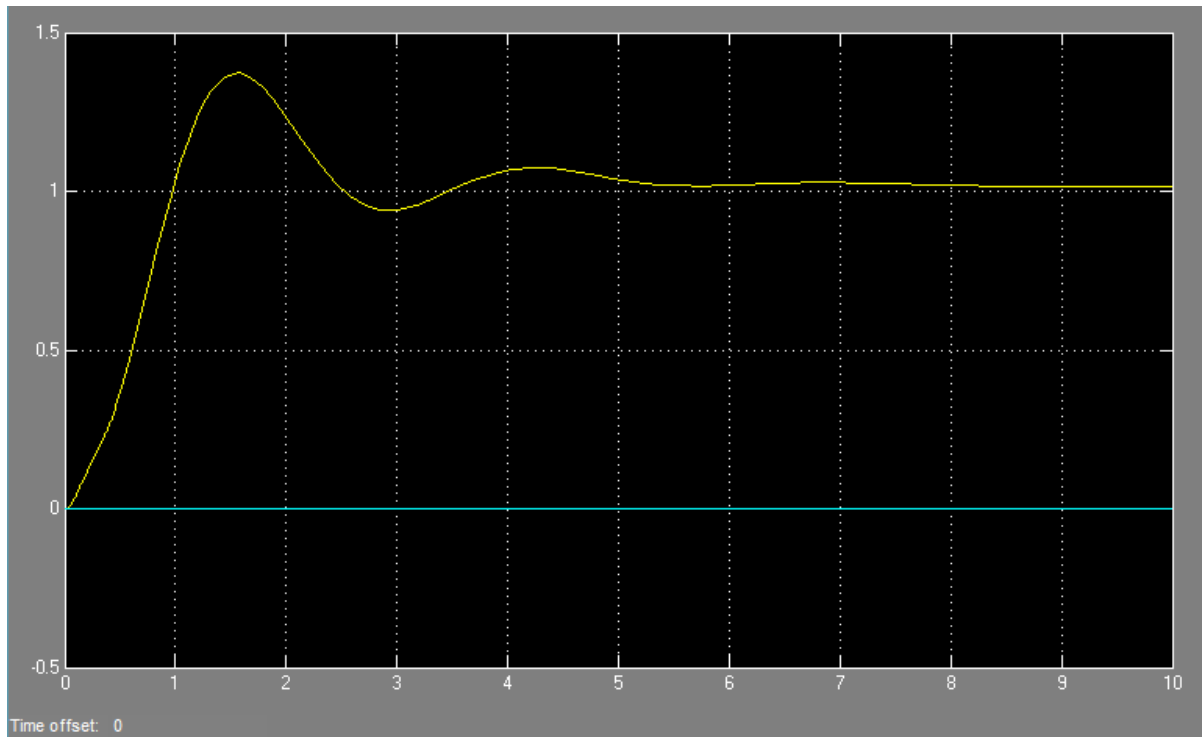


Рисунок 3.12 - Графік регулювання кутів

В результаті проведеного експерименту квадрокоптер піднявся на необхідну висоту, а також була проведена регуляція кута, що відображається на рис. 3.12. Тобто в результаті зміни зовнішніх чинників квадрокоптер зберігає стан рівноваги та необхідну висоту, а отже зпроектована система управління вирішує поставлену задачу.

В результаті досліджень різних режимів роботи можна прийти до висновку що система відповідає різним режимам динаміки. Система відповідно виводить квадрокоптер на потрібну висоту, наприклад лінійним сигналом. Бажана висота досягається контролером, а це означає, що контролер працює ефективно. Те ж саме можна сказати і про стабілізацію на рівні кутів. Результати моделювання показують, що модель працює нормально, без помилок і рух було досягнуто.

### **Висновки до розділу 3**

У цьому розділі була змодельована сама система управління квадрокоптера. Для цього використовувалось сучасне середовище моделювання динамічних систем, таке як Simulink Matlab. Була синтезована система з чотирьох блоків, кожних з яких описує свою поведінку та має свої функції. Зібрані за допомогою бібліотеки Simulink такі блоки як: тяги і моментів, датчиків, кутових швидкостей і моторів. Блок датчиків імітувався за допомогою диференціальних рівнянь. В результаті були проведені дослідження отриманої моделі, в яких подавалися на вхід різні значення, і в підсумку отримані відповідні вихідні графіки.

Таким чином, можна зробити висновок, що для управління безпілотним літальним апаратом використовувати автоматизовану систему управління, з ПІД регулятором, яка забезпечує необхідні показники якості.

## ВИСНОВКИ

Безпілотні літальні апарати є перспективною і технологією що швидко розвивається. БПЛА використовуються як для створення карт місцевості, моніторингу сільськогосподарської і промислової діяльності, як і для військових і навіть аматорських цілей. Тому для успішної реалізації роботи потрібно було розв'язати наступні задачі:

- Проаналізовано сучасні підходи до побудови систем керування БПЛА та обрано єдиний, що відповідає математичній моделі.

- Запропоновано метод побудови в середовищі моделювання автоматизованої системи керування БПЛА.

- Побудовано систему керування квадрокоптера.

- Розроблено систему керування квадрокоптера.

Система управління була розроблена в середовищі імітаційного моделювання Matlab Simulink, яке необхідне для моделювання системи та можливості симуляції моделі. Також для регуляції потрібних величин були включені в модель ПІД-регулятори. Представлена система складається з блоків, що були створені на основі рівнянь математичної моделі. Такі блоки як: блок тяги і обертальних моментів, блок швидкості обертання моторів, блок динаміки моторів, блок датчиків. При подальшому компонуванні блоків була отримана необхідна модель в Simulink. В результаті наступних симуляцій, за допомогою програмного комплексу, показана працездатність застосованої моделі.

## ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ

1. Мирошник И.В. Теория автоматического управления. Линейные системы. СПб: Питер, 2005. 337 с
2. Автоматизована система керування [Електронний ресурс]. - Режим доступу: [wr-uk.wikideck.com/Автоматизована\\_система\\_керування](http://wr-uk.wikideck.com/Автоматизована_система_керування)
3. Теорія систем керування: підручник / В.І. Корнієнко, О.Ю. Гусєв, О.В. Герасіна, В.П. Щокін; М-во освіти і науки України, Нац. гірн. ун-т. – Дніпро: НГУ, 2017. – 497 с.
4. Основи побудови автоматизованих систем управління : навч. посіб. / І. А. Пількевич, К. В. Молодецька, І. І. Сугоняк [та ін.]. – Житомир : Вид-во ЖДУ ім. І. Франка, 2014. – 174 с.
5. G. M. Hoffmann, H. Huang, S. L. Waslander, and C. J. Tomlin, “Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment,” Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Aug. 2007.
6. К.О. Габуєв, В.О. Гонгало, Н.А. Кучеренко, А.И. Шипко. Система автоматичного управління безпілотним літальним апаратом. Автоматизація технологічних і бізнес-процесів. 2017
7. Чжо Мьят Ту Моделирование системы автоматического управления квадрокоптером на основе Л1 адаптивного управления // Интернет-журнал «НАУКОВЕДЕНИЕ» Том 9, №6 (2017)
8. Classification of the Unmanned Aerial Systems [Електронний ресурс]. - Режим доступу: [e-education.psu.edu/geog892/node/5](http://e-education.psu.edu/geog892/node/5)
9. 10 stunning applications of drone technology [Електронний ресурс]. - Режим доступу: [allerin.com/blog/10-stunning-applications-of-drone-technology](http://allerin.com/blog/10-stunning-applications-of-drone-technology)
10. Гурьянов А. Е. Моделирование управления квадрокоптером. Инженерный вестник. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2014.
11. Murray R.M., Li Z, Sastry S.S. A Mathematical Introduction to Robotic Manipulation. SRC Press, 1994. P. 474.

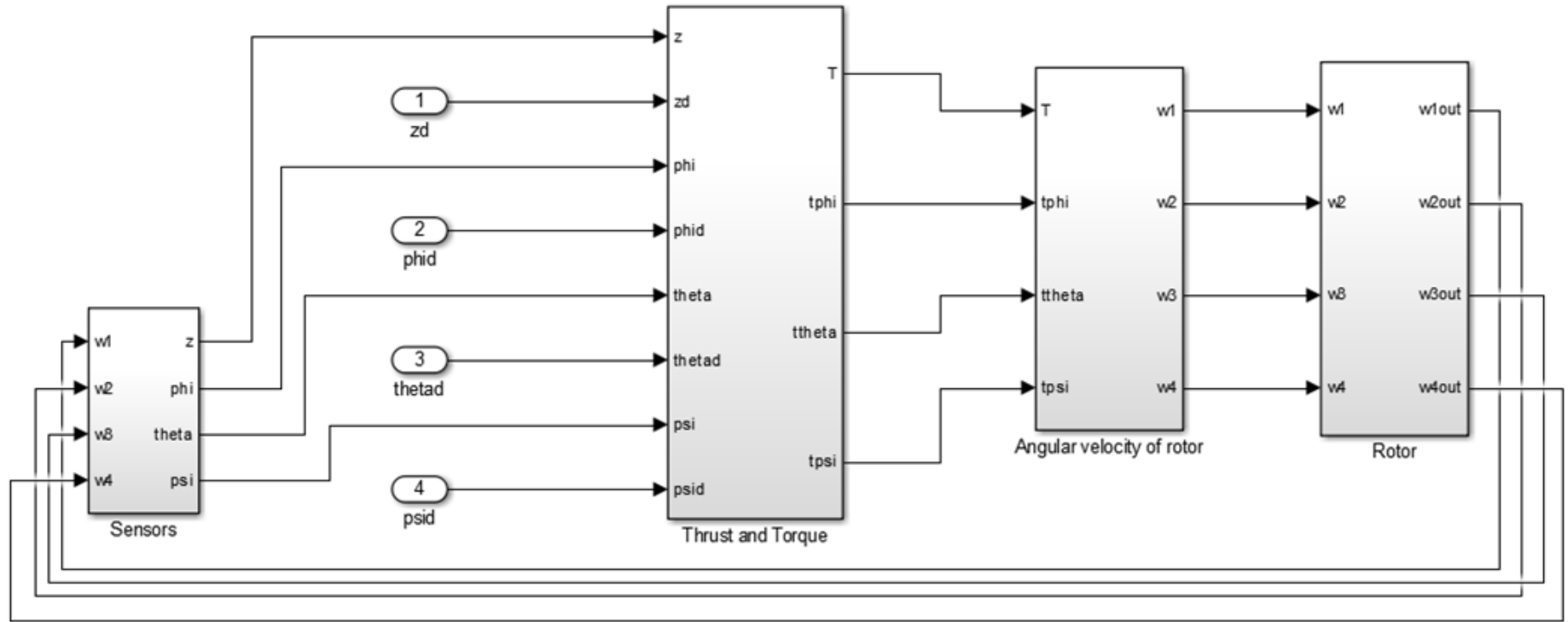
12. Beard R.W. Quadrotor Dynamics and Control. Brigham Young University, October 3, 2008.
13. H. Bouadi and M. Tadjine, “Nonlinear observer design and sliding mode control of four rotors helicopter” Proceedings of World Academy of Science, Engineering and Technology, vol. 25, pp. 225–230, 2007.
14. Виктор Денисенко, ПИД-регуляторы: принципы построения и модификации. Современные технологии автоматизации. 2006. С.66-74.
15. K. J. Astrom and T. Hagglund, Advanced PID Control. ISA - Instrumentation, Systems and Automation Society, 2006.
16. I. C. Dikmen, A. Arisoy, and H. Temeltas, “Attitude control of a quadrotor” 4th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, pp. 722–727, 2009.
17. Богдан Благітко, Юрій Мочульський, Ігор Заячук, Любомира Кіт. Моделювання процесу стабілізації та керованості безпілотної квадрокоптера у польоті, Фізико-математичне моделювання та інформаційні технології, 2013.
18. Лысухо Г.В., Масленников А.Л. Квадрокоптер: динамика и управление. Политехнический молодежный журнал, 2020, № 05(46). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2020-05-000>
19. Передавальна функція [Електронний ресурс]. - Режим доступу: [wiki.tntu.edu.ua/Передавальна\\_функція](http://wiki.tntu.edu.ua/Передавальна_функція)
20. Перетворення Лапласа [Електронний ресурс]. - Режим доступу: [znaimo.com.ua/Перетворення\\_Лапласа](http://znaimo.com.ua/Перетворення_Лапласа)
21. Шалыгин, А.С. Устойчивость динамических систем автоматического управления: учебное пособие / А.С. Шалыгин, В.А. Санников; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2015. – 162 с.
22. Лазарев Юрий Федорович, Л17 Начала программирования в среде MatLAB: Учебное пособие. - К.: НТУУ "КПИ", 2003. - 424 с.
23. Мусалимов В.М., Заморуев Г.Б., Калапышина И.И., Перечесова А.Д., Нуждин К.А. Моделирование мехатронных систем в среде MATLAB (Simulink /

SimMechanics): учебное пособие для высших учебных заведений. – СПб: НИУ ИТМО, 2013. – 114 с.

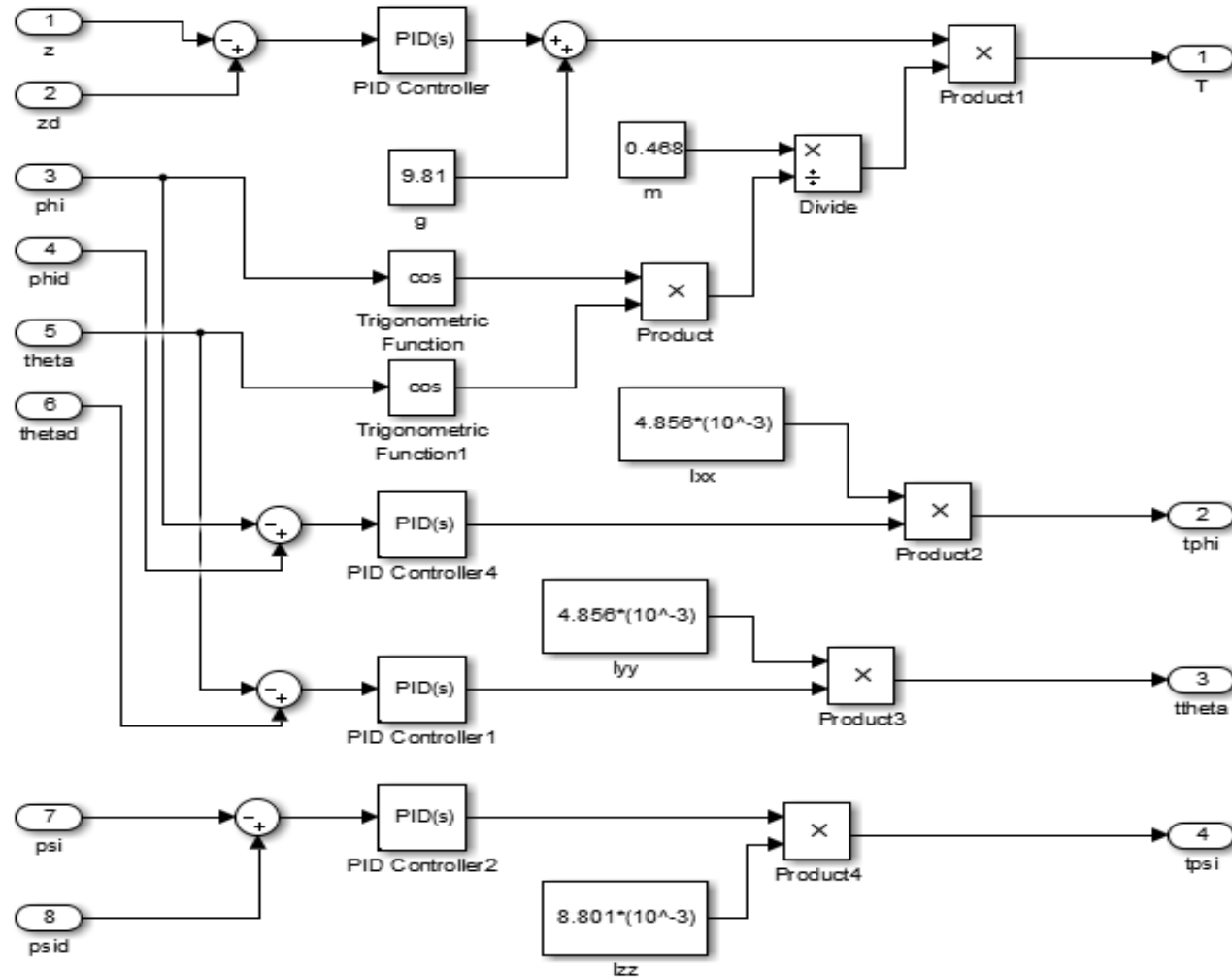
24. Display Port Values for Debugging [Электронный ресурс]. - Режим доступа: [mathworks.com/help/simulink/ug/displaying-block-outputs.html](http://mathworks.com/help/simulink/ug/displaying-block-outputs.html)

25. Luukkonen T. Modelling and Control of Quadcopter. School of Science, Espoo, August 22, 2011. P. 26.

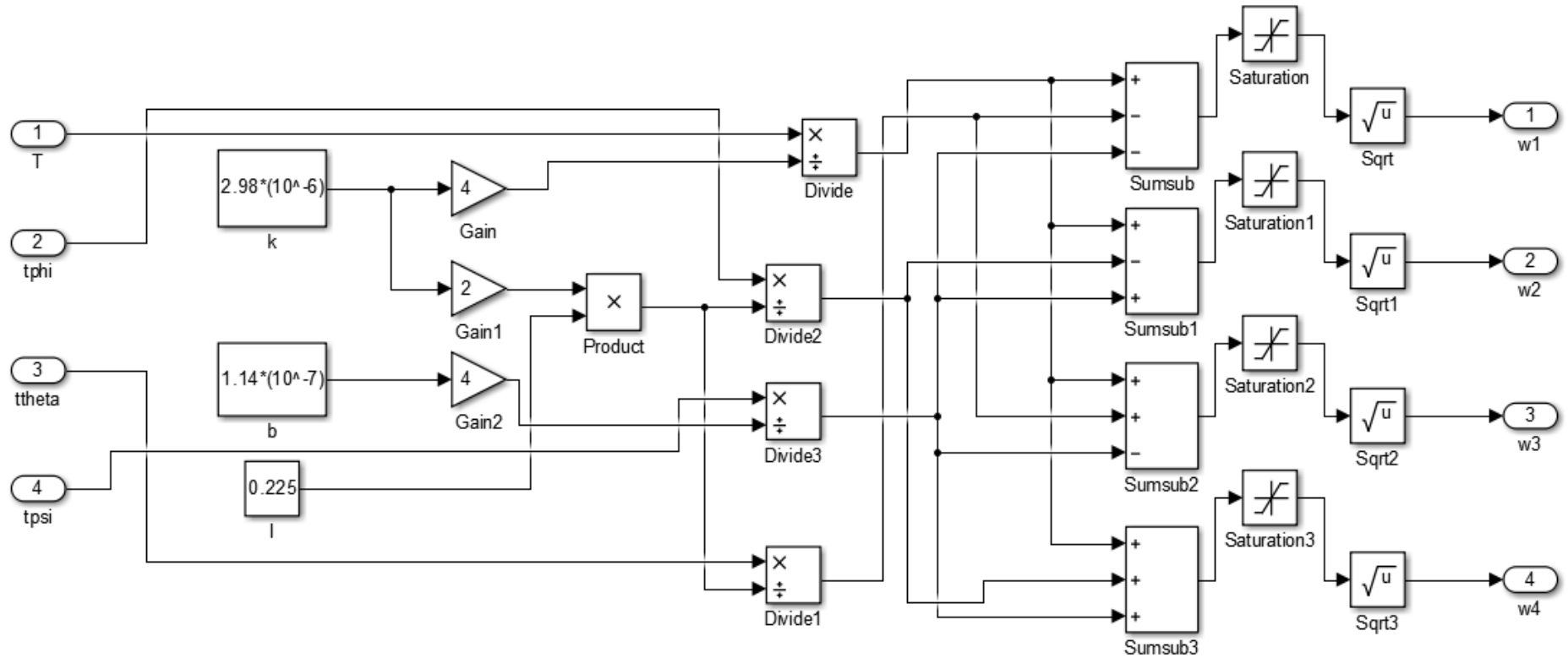
Модель системи керування БПЛА



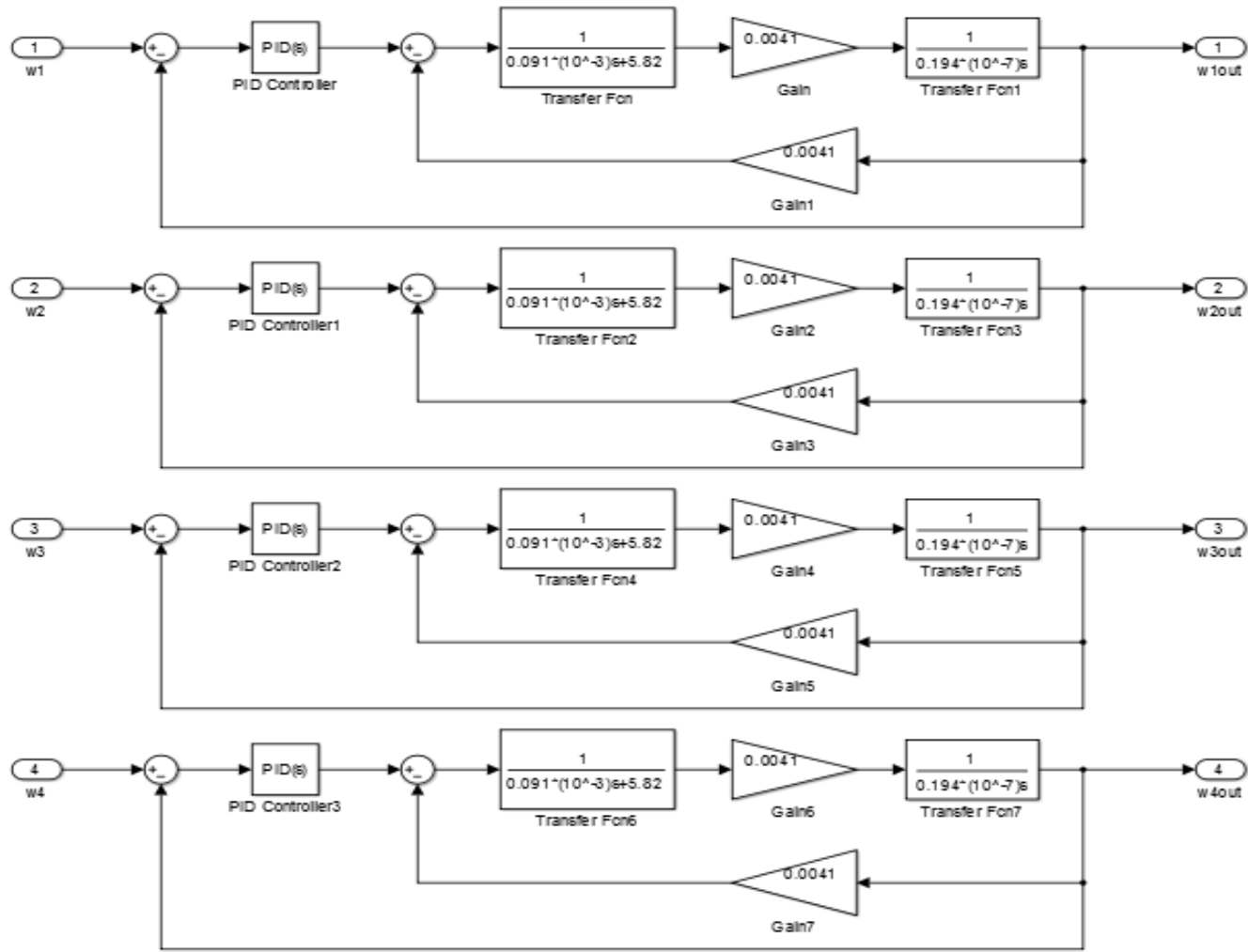
Блок тяги і обертальних моментів (Trust and Torque)



Блок швидкості обертання моторів (Angular velocity of rotor)



Блок динаміки моторів (Rotors)



Блок датчиків (Sensors)

