

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

Факультет електроенерготехніки та автоматики

(повне найменування інституту, факультету)

Кафедра автоматизації електромеханічних систем та електроприводу

(повна назва кафедри)

«До захисту допущено»

Завідувач кафедри

Сергій ПЕРЕСАДА

(підпис)

“ ” 2021 р.

**Дипломний проект**

**на здобуття ступеня бакалавра**

за освітньо-професійною програмою «Електромеханічні системи автоматизації,  
електропривод та електромобільність»

спеціальності 141 «Електроенергетика, електротехніка та електромеханіка»

(код і назва)

на тему: Електропривод вантажного квадрокоптера

Виконав: студент 4 курсу, групи ЕП-71

(шифр групи)

Стельмах Іван Васильович

(прізвище, ім'я, по батькові)



(підпис)

Керівник Король Сергій Вікторович

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



(підпис)

Консультант \_\_\_\_\_

(назва розділу) (посада, вчене звання, науковий ступінь, прізвище, ім'я, по-батькові) (підпис)

Рецензент Реуцький М. О.

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

Засвідчую, що у цьому дипломному  
проекті немає запозичень з праць інших  
авторів без відповідних посилань.


Студент (-ка) \_\_\_\_\_

  
(підпис)

Київ – 2021 р.

## ВІДОМІСТЬ ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТУ

№ з/п	Формат	Позначення	Найменування	Кількість листів	Примітка
1	A4		Завдання на дипломний проект	2	
2	A4	141.0008.038.БР	Пояснювальна записка	76	
3	A1	141.0008.038.БР	Структурна схема алгоритму векторного керування кутовою швидкістю синхронного двигуна з постійними магнітами	1	
4	A1	141.0008.038.БР	Функціональна схема електроприводу	1	
5	A1	141.0008.038.БР	Графіки перехідних процесів	1	

				141.7114.026.БР		
	ПІБ	Підп.	Дата	Відомість дипломного проекту	Лист	Листів
Розробн.	Стельмах І.В.		10.06		2	76
Керівн.	Король С. В.		10.06		КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АЕМС-ЕП Гр. ЕП-71	
Консульт.						
Н/контр.	Король С. В.		10.06			
Зав.каф.	Пересада С.М.					

## **Пояснювальна записка до дипломного проекту**

на тему: Електропривод вантажного квадрокоптера \_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_

**Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**

Факультет електроенерготехніки та автоматики

(повна назва)

Кафедра автоматизації електромеханічних систем та електроприводу

(повна назва)

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Спеціальність – 141 Електроенергетика, електротехніка та електромеханіка

(код і назва)

Освітньо-професійна програма – Електромеханічні системи автоматизації, електропривод та електромобільність

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ С. М. Пересада

(підпис)

(ініціали, прізвище)

«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2021 р.

### ЗАВДАННЯ

**на дипломний проект студенту**

\_\_\_\_\_ Стельмаху Івану Васильовичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проекту Електропривод вантажного квадрокоптера \_\_\_\_\_

\_\_\_\_\_ ,

керівник проекту Король Сергій Вікторович \_\_\_\_\_ ,

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

затверджені наказом по університету від «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2021 р. № \_\_\_\_\_

2. Термін подання студентом проекту 5 червня 2021р.

3. Вихідні дані до проекту маса квадрокоптера разом з грузопідйомності  $m=15$  кг, максимальна швидкість руху 40 км/год, тривалість польоту на максимальній швидкості 10 хв.

4. Зміст пояснювальної записки аналітичний огляд видів, класів та електромеханічної системи мультикоптерів; розрахунок та вибір двигунів; синтез системи керування; дослідження результатів роботи шляхом моделювання та аналіз результатів; розрахунок елементів системи керування двигуном квадрокоптера.

5. Перелік графічного матеріалу (із зазначенням обов'язкових креслеників, плакатів, презентацій тощо) структурна схема алгоритму векторного керування кутовою швидкістю синхронного двигуна з постійними магнітами; функціональна схема електроприводу; графік перехідних процесів.

#### 6. Консультанти розділів проекту\*

Розділи	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		Завдання видав	Завдання прийняв

\* Якщо визначені консультанти, консультантом не може бути зазначено керівника дипломного проекту

#### 7. Дата видачі завдання 1 квітня 2021 р.

#### Календарний план


№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітка
1	Аналітичний огляд видів, класів та електромеханічної системи мультикоптерів	01.04.21	виконано
2	Розрахунок та вибір двигунів	20.04.21	виконано
3	Синтез системи керування	05.05.21	виконано
4	Дослідження результатів роботи шляхом моделювання та аналіз результатів	10.05.21	виконано
5	Розрахунок елементів системи керування двигуном квадрокоптера	28.05.21	виконано
6	Розробка (опис) схеми керування	03.06.21	виконано
	Оформлення пояснювальної записки та графічної частини. Підготовка презентації	05.06.21	виконано

Студент

  
(підпис)

Іван СТЕЛЬМАХ  
(ініціали, прізвище)

Керівник проекту

  
(підпис)

Сергій КОРОЛЬ  
(ініціали, прізвище)



## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка містить 76 сторінки, 37 ілюстрацій, 7 таблиць, 2 додатки, 26 бібліографічних найменувань за переліком посилань.

Метою даного проекту є розробка електроприводу вантажного квадрокоптера. Розроблена система спроектована згідно вимог до проекту. Під час виконання роботи було розраховано та підібрано ряд апаратури: гвинти, двигун, акумуляторна батарея, контролер захисту акумулятора, зарядний пристрій та IGBT модуль. Для двигуна було проведено ряд досліджень, а саме дослідження динаміки шляхом моделювання, та аналіз векторного керування кутовою швидкістю. Спроектована система керування була досліджена та проаналізована і може використовуватись в реальній системі для ефективного керування квадрокоптером.

Графічна частина включає в себе: структурна схема алгоритму векторного керування кутовою швидкістю синхронного двигуна з постійними магнітами, функціональна схема електроприводу, графіки перехідних процесів.

**КВАДРОКОПТЕР, ККД, СИЛА ТЯГИ, СИСТЕМА КЕРУВАННЯ, ВЕКТОРНЕ КЕРУВАННЯ, ГВИНТ, СДПМ**

					141.7114.026.БР			
Зм	Лист	№ докум.	Підпис	Дата				
Розроб.	Стельмах І. В.				Електропривод вантажного квадрокоптера Реферат	Літ.	Арк.	Акруші
Перевір.	Король С.В.						6	76
Реценз.	Реуцький М. О.					КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АЕМС-ЕП Гр. ЕП-71		
Н. Контр.	Король С.В.							
Затверд.	Пересада С.М							



## ABSTRACT

The explanatory note contains 76 pages, 37 illustrations, 7 tables, 2 appendices, 26 bibliographic names according to the list of references.

The purpose of this project is to develop an electric drive for a cargo quadcopter. The developed system is designed according to the requirements of the project. During the work, a number of equipment was calculated and selected: screws, engine, battery, battery protection controller, charger and IGBT module. A number of studies were conducted for the engine, namely the study of dynamics by modeling, and the analysis of vector control of angular velocity. The designed control system has been researched and analyzed and can be used in a real system for effective control of a quadcopter.

The graphic part includes: block diagram of the algorithm for vector control of the angular velocity of a synchronous motor with permanent magnets, functional diagram of the electric drive, graphs of transients.

## QUADROCOPTER, EFFICIENCY, TRACTION FORCE , CONTROL SYSTEM, VECTOR CONTROL, SCREW, PMSM

					141.7114.026.BW			
Ch.	Sheet	№ document	Sign.	date				
Devel.		I. Stelmakh			Electric drive of a cargo quadcopter Abstract	L.	Page	Pag
Checked		S. Korol					7	76
Review		M. Reutsky				NTUU «Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute». FEA		
N.Contr.		S. Korol						
Approved		S.Peresada						

## ЗМІСТ

ВСТУП.....	10
1. АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД ВИДІВ, КЛАСІВ ТА ЕЛЕКТРОМЕХАНІЧНОЇ СИСТЕМИ МУЛЬТИКОПТЕРІВ.....	11
1.1 Типові технічні рішення конструкцій мультикоптерів .....	11
1.2 Класифікація за типом двигуна .....	17
1.3 Системи керування двигуном .....	18
1.4 Керування мультикоптерами .....	20
Висновки до розділу 1 .....	21
2. РОЗРАХУНОК ТА ВИБІР ДВИГУНА.....	22
2.1 Динаміка, кінематика та виведення рівнянь руху .....	22
2.2 Параметри системи двигунів .....	28
2.3 Вибір двигуна .....	32
Висновки до розділу 2.....	35
3. СИНТЕЗ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ.....	38
3.1 Математичний опис системи контролю квадрокоптера .....	38
3.2 Математичний опис системи векторного керування СДПМ .....	41
Висновки до розділу 3.....	44
4. ДОСЛІДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ РОБОТИ ШЛЯХОМ МОДЕЛЮВАННЯ ТА АНАЛІЗ РЕЗУЛЬТАТІВ .....	16
4.1 Дослідження системи керування двигуном при еталонних завданнях .....	48
4.2 Дослідження роботи системи керування квадрокоптером .....	49
4.3 Дослідження відпрацювання двигуном заданої траєкторії швидкості сформованою системою керування квадрокоптером.....	55
Висновки до розділу 4.....	60
5. РОЗРАХУНОК ЕЛЕМЕНТІВ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ДВИГУНОМ КВАДРОКОПТЕРА .....	61
5.1 Розрахунок блоку акумуляторного пристрою .....	61
5.2 Розробка силової частини перетворювача .....	64
5.3 Розрахунок датчиків струму, напруги та вибір датчика швидкості .....	65
Висновки до розділу 5.....	66
ВИСНОВКИ .....	68
ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ .....	69
ДОДАТОК А.....	72
ДОДАТОК Б .....	76



## ВСТУП

Розвиток обчислювальної техніки та інформаційних технологій дозволяє вивести математичне моделювання як інструментальний засіб для вирішення завдань раціональних характеристик технічних функцій систем на якісно новий рівень. Застосування сучасних математичних пакетів прикладних програм дозволяє проводити багатосторонні дослідження з високою точністю і з мінімальними витратами ресурсів.

В даний час безпілотні літальні апарати (БПЛА) набувають все більшої популярності в доступних і відносно недорогих технічних засобів дистанційного збору інформації, моніторингу довкілля, доставки малогабаритних вантажів, а також ряду інших завдань.

Одним з перспективних застосувань БПЛА є використання їх для вантажоперевезень. Сучасні вантажні дрони розвивають швидкість до 60 км/год, шлях польоту складає 15-20 км та маса корисного вантажу 10 кг. Перспективою використання є те що за допомогою дронів можна швидко доставити вантаж в будь-яку точку в межах 15-20 км, потрібно звичайно врахувати шлях повернення дрона назад проте, якщо зробити точки обслуговування дронів де вони б могли підзарядитися то дрони вантажоперевізники мають значні перспективи для розвитку. Основним напрямком розвитку вантажних дронів є сфера доставки товарів, що абсолютно змінює принципи логістики.

Метою проекту є розробка електроприводу вантажного квадрокоптера та дослідження взаємодії системи керування квадрокоптером з системою керування керування двигуном.

# 1 АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД ВИДІВ ТА КЛАСІВ МУЛЬТИКОПТЕРІВ

## 1.1 Типові технічні рішення конструкцій мультикоптерів

Видів мультикоптерів дуже багато. В основному вони відрізняються числом використовуваних моторів. Число моторів і їх розташування впливають на характеристики польоту. Наприклад, чим більше моторів, тим більше підйомна сила, що дозволяє переносити більш важкий вантаж. Більше число моторів також означає більшу надійність, в разі відмови одного з них. Недолік - зниження енергоефективності та збільшення вартості (через купівлю моторів і супутніх комплектуючих).

Бікоптери — коптери з 2 моторами. У бікоптерів 2 мотора для розгону двох несучих гвинтів. Бікоптери - найдешевша конфігурація серед всіх видів, так як потрібно всього 2 мотора і 2 сервоприводи проте, найскладніша платформа в плані стабілізації польоту. Підйомна сила мінімальна, тому, що всього 2 мотора. Схематичний приклад розташування моторів, сервоприводів та інших елементів зображено на рис.1.1.

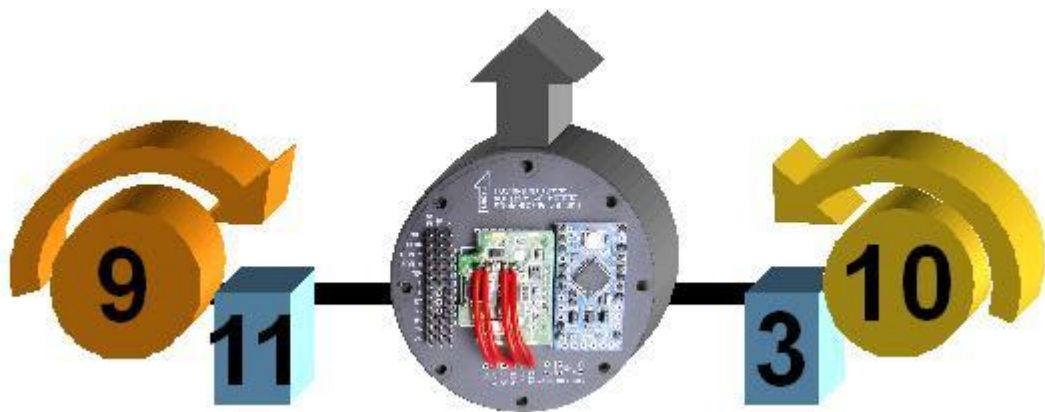


Рисунок 1.1 – Схематичний приклад конструкції бікоптера

Трикоптери — коптер з 3 моторами. У трикоптерів мотори розташовуються в формі літери Y, промені розташовані під кутом 120 градусів відносно один одного. Іноді вони бувають у формі літери «Т». Два гвинта на

передньому промені обертаються в різних напрямках, щоб компенсувати момент обертання один одного. Задній несучий гвинт відповідає за розворот.

Досить популярна і дешева конфігурація, тому що потрібно всього 3 мотора, незважаючи на те що, додатково потрібний сервопривод. Трикоптер менш стабільний, ніж коптери з іншою кількістю моторів.

Трикоптери краще за всіх справляються з курсом. Коли квадрокоптеру або гексакоптеру потрібно розвернутися, вони сповільнюють половину моторів, і розганяють іншу половину. Якщо коптер вже летить на повній швидкості (газ 100%), то йому доведеться знизити швидкість щоб розвернутися. Трикоптери використовують сервопривод для розвороту, так що вони менше втрачають тяги в цьому випадку.

Моторів все ще мало, так, що і піднімають вони не багато. Схематичний приклад розташування моторів, сервоприводів та інших елементів зображено на рис.1.2.

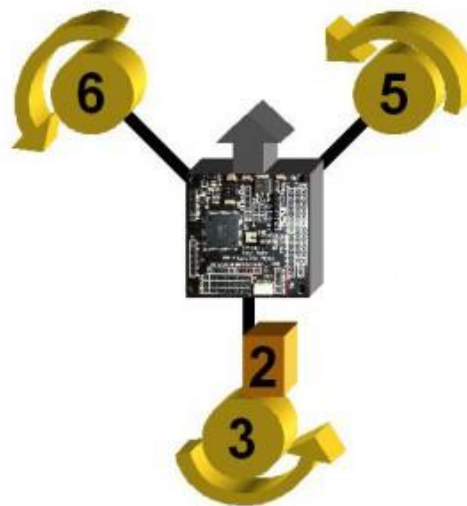


Рисунок 1.2 – Схематичний приклад конструкції трикоптера

Квадрокоптери — 4 мотора. У квадрокоптера 4 мотора на симетричній рамі. Для конфігурації X4 промені знаходяться під кутом 90 градусів. Два мотора обертаються за годинниковою стрілкою (CW), два - проти годинникової стрілки

(CCW), це потрібно для компенсації обертання. Квадрокоптер - найбільш популярна конфігурація серед усіх коптерів. Приклад конструкції квадрокоптера зображено на рис.1.3.

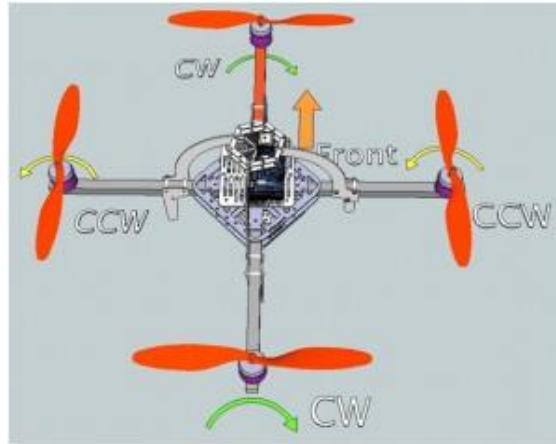


Рисунок 1.3 – Схематичний приклад конструкції квадрокоптера

Y4 — 4 мотора. Виглядає як трикоптер, але без хвостової сервомашинки рис.1.4. Два звичайних гвинта спереду, і два співвісно розташованих мотора ззаду, на одному промені. Механічно простіше ніж трикоптер, тому що немає поворотного механізму.

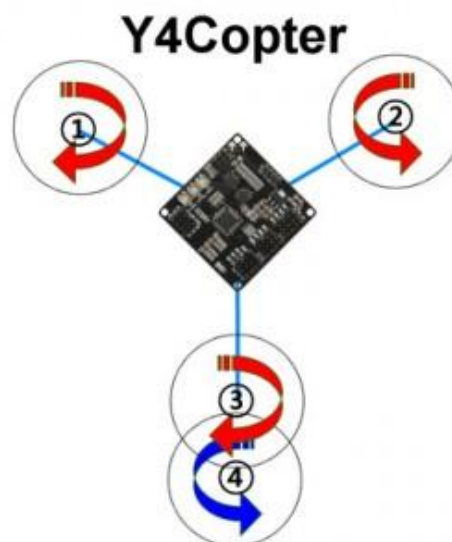


Рисунок 1.4 – Схематичний приклад конструкції квадрокоптера Y4

Пентакоптер — 5 моторів. Інформації про них майже не має, мало хто їх збирає через погану динаміку.

Гексакоптер — 6 моторів. У гексакоптерів 6 моторів, кут між променями 60 градусів, три мотора CW і три мотора CCW.

Дуже схожі на квадрокоптера, але дають більшу підйомну силу, через більшу кількість несучих гвинтів. Крім того, вони більш надійні через надмірне число моторів: якщо один мотор відмовить, коптер все ще залишається досить стабільним щоб здійснити м'яку посадку. Приклад конструкції гексакоптера зображено на рис.1.5.

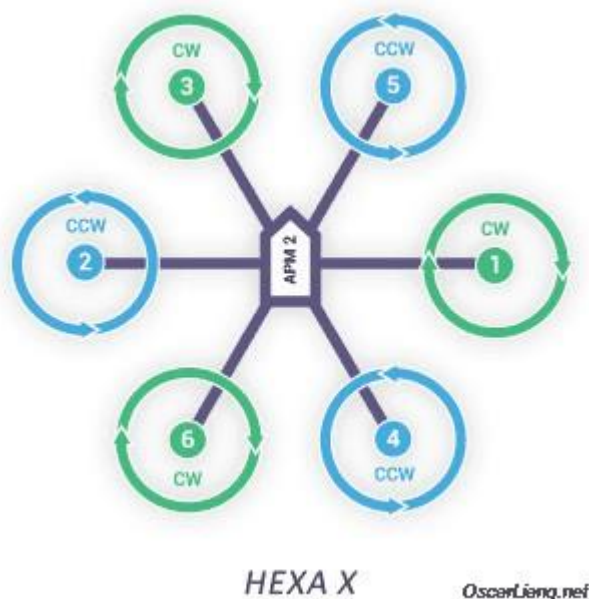


Рисунок 1.5 – Схематичний приклад конструкції бікоптера

Y6 гексакоптер — 6 моторів. У Y6 є 6 моторів на рамі у вигляді літери Y. По суті це трикоптер, у якого на кожному промені розташоване по 2 мотора, один над іншим. Для повороту використовуються мотори CW і CCW на кожному промені.

Ці коптери можуть бути досить компактними (як трикоптери), але з вантажопідйомністю як у гексакоптерів. Приклад конструкції Y6 гексакоптера зображено на рис.1.6.

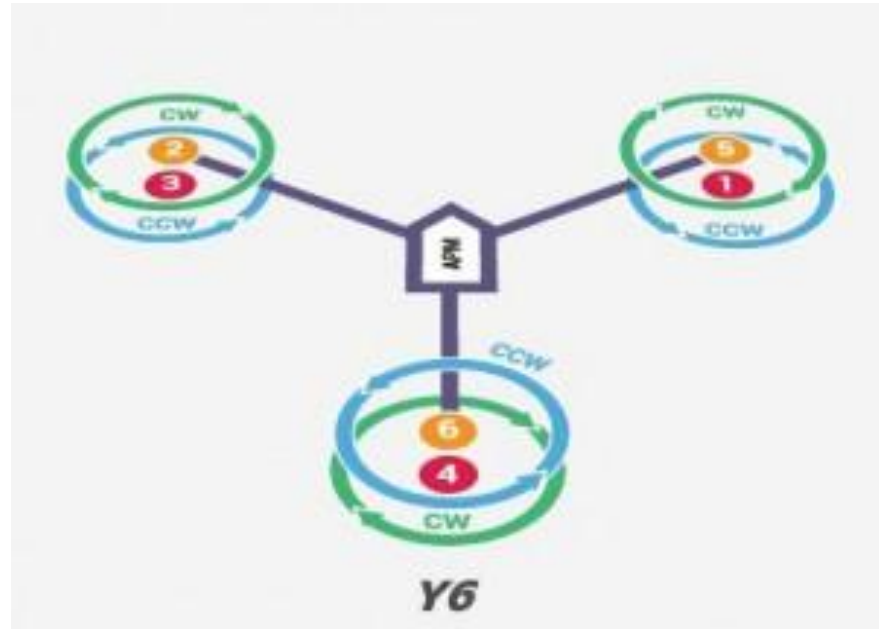


Рисунок 1.6 – Схематичний приклад конструкції гексакоптера

Октокоптер — 8 моторів. В октокоптерів 8 моторів в двох групах, 4 CW и 4 CCW.

Октокоптери схожі на квадрокоптери і гексакоптери но з більшою вантажопідйомністю та більшою надійністю. Однак більше число моторів означає збільшення споживаного струму, а значить доведеться мати більше акумуляторів. Це теж досить затратно. Приклад конструкції октокоптера зображено на рис.1.7.

Вони дуже популярні для аерозйомки, для підйому важких професійних камер.

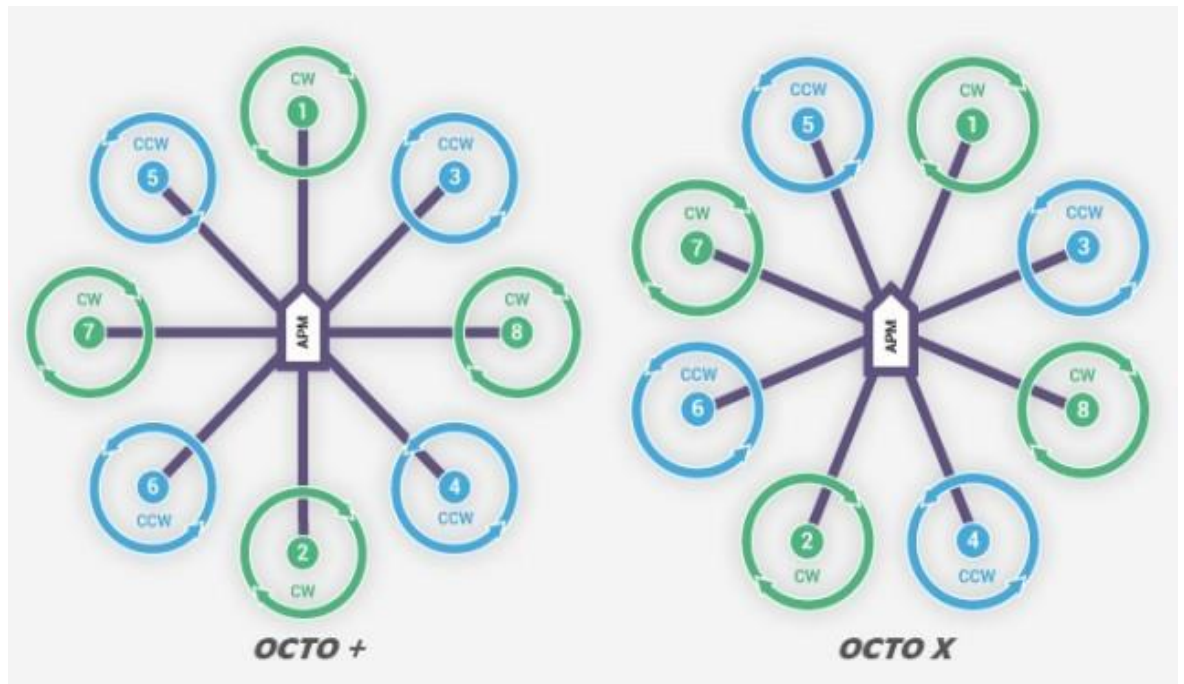


Рисунок 1.7 – Схематичний приклад конструкції октокоптера

X8 — також 8 моторів. У цієї конфігурації 8 моторів розташовані на 4 променях парами (CW і CCW). Характеристики схожі на X6. Приклад конструкції X8 октокоптера зображено на рис.1.8.



Рисунок 1.8 – Схематичний приклад конструкції октокоптера X8

## 1.2 Класифікація за типом двигуна

Для приведення пропелерів коптера в рух використовуються невеликі електродвигуни, що працюють від акумулятора. Будь-яке обладнання з часом зношується, особливо це стосується рухомих частин. В сучасних мультикоптерах застосовується два види двигунів: колекторні і безколекторні.

Колекторні двигуни прості по своїй конструкції і встановлюються в більш дешеві дрони. Не відрізняються високим ККД і довговічністю. З їх допомогою навряд чи вдасться розвинути велику швидкість і створити необхідну тягу для підйому будь-яких вантажів

Принцип роботи двигуна заснований на подачі напруги на ротор за допомогою щітково-колекторного вузла, а така технологія вважається досить застарілою. Такі двигуни перегріваються, швидко зношуються і не люблять тривалих навантажень.

Плюси:

- ціна нижче ціни безколекторних двигунів;
- простіша конструкція відносно конструкції безколекторних двигунів;
- простота керування. Для регулювання швидкості достатньо мати реостат, а для здійснення реверса змінити полярність в ланці збудження або якоря;
- можна підключати безпосередньо до мережі живлення;
- швидкість обертання ротора можна змінювати в широкому діапазоні;
- невеликі пускові струми.

Мінуси:

- невисокий ККД;
- обмежений термін експлуатації;
- необхідність в постійному обслуговуванні;
- невисока надійність пристрою;
- поява іскр.



Безколекторні двигуни складніше по пристрою, незважаючи на те, що з них і був викинутий щітково-колекторний вузол. Складаються з ротора з магнітами і статора, в якому встановлені котушки з обмотками. Через майже повної відсутності тертя між цими частинами, зростає не тільки довговічність двигуна, але і його ККД, який може перевищувати показники колекторних двигунів майже на третину. Розвивають відмінну швидкість, не перегріваються, не потрібно чистити від пилу і іншого бруду.

Плюси:

- менше тертя через відсутність щіток;
- більш високий КПД відносно колекторних двигунів;
- значно більший термін експлуатації відносно колекторних двигунів;
- відсутність іскр і можливого загорання;
- спрощене регулювання крутного моменту в великих межах;
- економія енергії що, витрачається;
- при наявності датчиків положення вала забезпечують більшу стабільність обертів при зміні навантаження;
- можуть розганятися до граничних показників.

Мінуси:

- значно дорожче в ціні, ніж колекторні двигуни;
- технічне обслуговування більш вузькоспеціалізоване;
- для запуску потрібен контролер.

### **1.3 Системи керування двигуном**

Скалярне управління електродвигунами змінного струму - хороша альтернатива для додатків, де немає змінного навантаження і не потрібна хороша динаміка (вентилятори, насоси). Для роботи скалярного управління не потрібно датчик положення ротора, а швидкість ротора може бути оцінена по частоті напруги живлення. Коли використовується скалярне управління, не потрібно

високопродуктивний цифровий сигнальний процесор як у випадку з векторним керуванням.

При скалярному управлінні електродвигуном струми статора контролюються не безпосередньо.

СДПМ зі скалярним методом управління може легко стати некерованим (вийти з синхронного стану) особливо коли момент навантаження перевищує значення граничного моменту електроприводу. Скалярний метод не підходить для контролю СДПМ на низьких оборотах для додатків, що вимагають високу динаміку.

Метод скалярного управління відносно простий в реалізації, але володіє декількома суттєвими недоліками:

- якщо не встановлено датчик швидкості не можна керувати швидкістю обертання валу асинхронного двигуна, так як вона залежить від навантаження (наявність датчика швидкості вирішує цю проблему), а вразі з синхронним двигуном при зміні навантаження - можна зовсім втратити керування;

- коли потрібна максимальна швидкодія, можливість регулювання в широкому діапазоні швидкостей і можливість управління моментом електродвигуна використовується векторне управління.

Векторне управління - метод управління безщітковими електродвигунами змінного струму, який дозволяє незалежно і практично безінерційно регулювати швидкість обертання і момент на валу електродвигуна.

Головна ідея векторного управління полягає в тому, щоб контролювати не тільки величину і частоту напруги живлення, але і фазу. Іншими словами контролюється величина і кут просторового вектора. Векторне управління в порівнянні зі скалярним володіє вищою продуктивністю. Векторне управління позбавляє практично від усіх недоліків скалярного управління.

Переваги векторного управління:

- висока точність регулювання швидкості;

- плавний старт і плавне обертання двигуна у всьому діапазоні частот;
- швидка реакція на зміну навантаження: при зміні навантаження практично не відбувається зміни швидкості;
- збільшений діапазон управління і точність регулювання;
- знижуються втрати на нагрів і намагнічування, підвищується ККД електродвигуна.

До недоліків векторного управління можна віднести:

- необхідність завдання параметрів електродвигуна;
- великі коливання швидкості при постійному навантаженні;
- велика обчислювальна складність.

#### **1.4 Керування мультикоптерами**

Сучасні безпілотні мультикоптери управляються двома способами: зі спеціального пульта-джойстика, або зі звичайного смартфона. Існують ще симбіози управління, коли смартфон вставляється прямо в пульт і через нього можна спостерігати політ дрона через встановлену камеру.

Мультикоптер, які управляються зі смартфона за допомогою зв'язку Wi-Fi, зазвичай коштують недорого і стануть в нагоді лише для розваг. Розраховувати можна на дальність польоту близько 50 метрів, далі доведеться посилювати сигнал за допомогою спеціального обладнання і антен.

Що стосується управління по Bluetooth, то цей тип зв'язку вважається ще менш далекобійним і підійде для іграшкових дронів, якими можна управляти прямо в квартирі.

Кращим способом управління вважається передача сигналу через радіоканал. У пульта управління такими дронами зазвичай є потужна антена, і якщо у бюджетних моделей дальність польоту складе близько 200 метрів, то дорогі квадрокоптера можна запустити на кілька кілометрів.

## Висновки до розділу 1

1. Аналізуючи типи мультикоптерів встановили, що зі збільшенням кількості гвинтів у нас збільшується вантажопідйомність проте погіршується динаміка керування. Для проектування вантажного мультикоптера більше підходять рами з 6-8 гвинтами, проте для відлагодження основних функцій керування коптером розробляється пілотна версія з 4 гвинтами.

2. Був обраний безколекторний тип двигуна СДПМ так як вони розвивають відмінну швидкість, не перегріваються, мають високий ККД та довговічність, не потрібно чистити від пилу та бруду.

3. Для управління двигуном використовується векторне керування, так як процес скалярного регулювання синхронного двигуна з постійними магнітами може легко стати некерованим (вийти з синхронного стану) особливо коли момент навантаження перевищує значення граничного моменту електроприводу. Також векторне керування має більшу точність регулювання та швидшу реакцію на зміни, що відповідає нашим вимогам.

## 2 РОЗРАХУНОК ТА ВИБІР ДВИГУНА

### 2.1 Динаміка, кінематика та виведення рівнянь руху

Квадрокоптер працює на концепції змінних крутних моментів та тяг. Кожен двигун це безколекторний двигун постійного струму. Двигуни розташовані попарно вздовж горизонтальної та вертикальної осей, причому передня пара обертається за годинниковою стрілкою, а горизонтальна пара обертається проти годинникової стрілки. Ця конструкція призводить до того, що крутні моменти реакцій від парних двигунів точно протиставляються один одному, якщо всі вони обертаються з однаковою швидкістю.

Виключення моменту обертання дозволяє транспортному засобу підтримувати постійний напрямок руху під час руху. Регулювання повороту здійснюється шляхом варіювання швидкостей пар двигунів, щоб створити ненульовий чистий крутний момент. Висота регулюється шляхом варіювання тяги кожного двигуна на однакові величини, щоб забезпечити вектор чистої тяги і без моменту обертання. Щоб рухатись у бічних напрямках, відносні швидкості кожного двигуна в бічній парі змінюються, щоб створити бажане зміщення поперечної тяги.

Квадрокоптер може рухатися з 6 ступенями свободи (3 поступальних та 3 обертальних), є лише 4 входи, якими можна керувати (швидкості 4 двигунів). На рис.2.1 зображена структура квадрокоптера, зокрема визначення систем координат та необхідні параметри визначення положення.

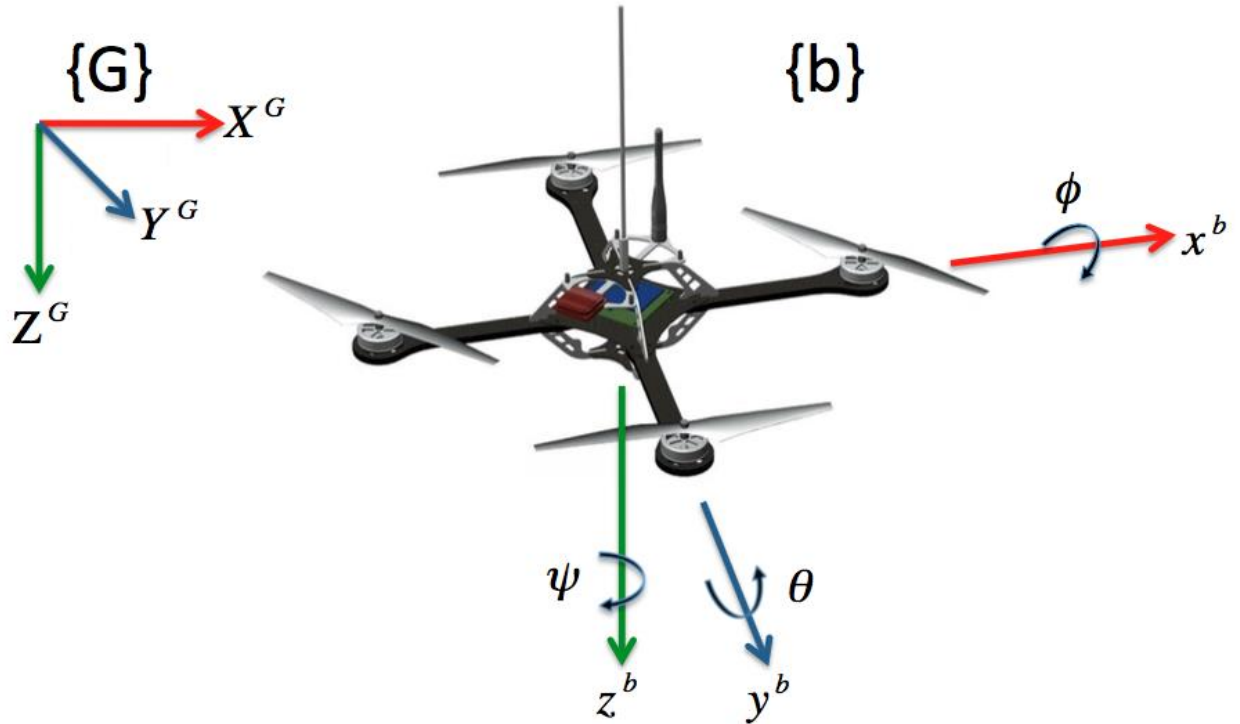


Рисунок 2.1– Структура квадрокоптера з визначеними системами координат

$\{b\}$  – базова система координат прив’язана до рами квадрокоптера.

$\{G\}$  – глобальна система координат прив’язана до Землі.

Ця модель спирається на кілька припущень:

- конструкція квадрокоптера жорстка і симетрична з центром мас, вирівняним до центру рами;
- тяга і опір кожного двигуна пропорційні квадрату швидкості двигуна;
- пропелери вважаються жорсткими, і тому стукання лопаті незначне (деформація лопатей гвинта через високі швидкості та гнучкий матеріал);
- швидкість оточуючої рідини (вітер) незначна;
- наземний ефект незначний.

Поступальна кінематика:

**Трансформація між глобальною та базовою системами координат.**

Пряме перетворення координат з  $\{G\}$  до  $\{b\}$ :

$$x^b = R_G^b X^G = R(\phi)R(\theta)R(\psi)X^G \quad (2.1)$$

Матриці повороту навколо осей:

$$R(\psi) = \begin{pmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2.2)$$

$$R(\theta) = \begin{pmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{pmatrix} \quad (2.3)$$

$$R(\phi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{pmatrix} \quad (2.4)$$

Обернене перетворення координат з  $\{G\}$  до  $\{b\}$ :

$$X^G = R_b^G x^b = R(\phi)^T R(\theta)^T R(\psi)^T x^b \quad (2.5)$$

### Ротаційна кінематика.

Матриця перетворень від проміжної системи координат до  $\{b\}$ :

В проміжній системі записуються дані з гіроскопа.

$$S = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi)\cos(\theta) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi)\cos(\theta) \end{pmatrix} \quad (2.6)$$

Визначення кутової швидкості вздовж кожної осі обертання в системі координат  $\{b\}$ :

$$\omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi)\cos(\theta) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi)\cos(\theta) \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = S \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

Визначення кутів крену, тангажу та рискання в системі координат  $\{b\}$ :

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = S^{-1} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin(\phi)\tan(\theta) & \cos(\phi)\tan(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \frac{\sin(\phi)}{\cos(\theta)} & \frac{\cos(\phi)}{\cos(\theta)} \end{pmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

На рис.2.2 показана основна схема рами, на якій зображені моменти та сили кожного двигуна на квадрокоптері.

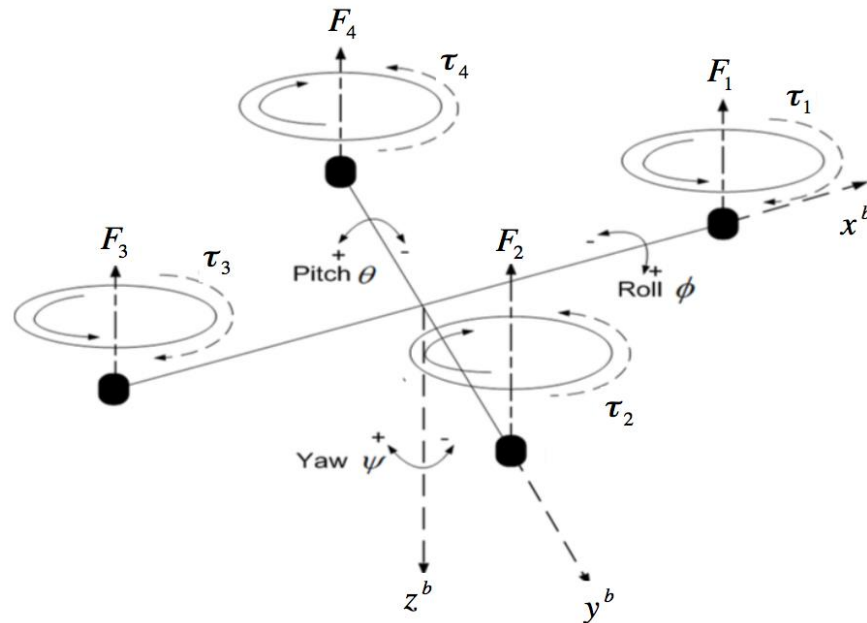


Рисунок 2.2 – Схематичне зображення моментів та сил які створюють двигуни на раму квадрокоптера

### Поступальна динаміка.

Лінійні рівняння руху визначені в глобальній системі координат. Прискорення квадроскоптера в глобальній системі дорівнює сумі сили тяжіння, сили тяги двигунів та лінійної сили тертя, що призводить до опору.

Коефіцієнти тертя повітря по осям в системі координат  $\{G\}$ :

$$K_{dx} = K_{dy} = K_{dz}$$

Визначення результуючих сил по осям в системі координат  $\{G\}$ :

$$m\ddot{\mathbf{X}}^G = \mathbf{F}_g - \mathbf{F}_T^G - \mathbf{F}_d \quad (2.9)$$

Матриця прискорень по осям в системі координат  $\{G\}$ :

$$\ddot{\mathbf{X}}^G = \begin{bmatrix} \ddot{X}^G \\ \ddot{Y}^G \\ \ddot{Z}^G \end{bmatrix}$$

Матриця дії сил тяжіння по осям в системі координат  $\{G\}$ :



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

Визначення сил тертя по осям в системі координат {G}:

$$F_d = \begin{pmatrix} K_{dx} & 0 & 0 \\ 0 & K_{dy} & 0 \\ 0 & 0 & K_{dz} \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \dot{X}^G \\ \dot{Y}^G \\ \dot{Z}^G \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

Визначення матриці сил тяги які створює квадрокоптер по осям :

$$\begin{aligned} F_T^G &= R_b^G F_T^b \\ F_T^b &= \sum_{i=1}^4 F_i \\ F_T^G &= R_b^G \sum_{i=1}^4 F_i = R_b^G \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ K_T \sum_{i=1}^4 \omega_i^2 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.11)$$

### **Динаміка обертання.**

Рівняння обертання визначені в базовій системі координат, так що обертання можна обчислити щодо центру квадрокоптера, а не центру глобальної координатної системи. Оскільки ми припустили, що квадрокоптер симетричний, матриця інерційного моменту квадрокоптера симетрична. Ці рівняння складаються з трьох термінів, включаючи аеродинамічні ефекти та крутні моменти.

Визначення результуючих моментів по осям в базовій системі координат:

$$J_b \dot{\omega} = \tau_m - (\omega \times J_b \omega) \quad (2.12)$$

Матриця моментів інерції та матриця прискорень в базовій системі координат:

$$J_b = \begin{pmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{pmatrix} \dot{\omega} = \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} (\omega \times J_b \omega) = \begin{bmatrix} \dot{\theta} \dot{\psi} (J_z - J_y) \\ \dot{\psi} \dot{\phi} (J_x - J_z) \\ \dot{\theta} \dot{\phi} (J_y - J_x) \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

Визначення матриці моментів створюваних двигунами:

$$\dot{\omega} = 0 \quad \tau_\psi = \tau_D$$

$$\tau_D = \frac{1}{2} R_\rho C_D A (\omega R)^2 = K_d \omega^2 \quad (2.14)$$

$$\tau_\psi = \tau_D = (-1)^{i+1} K_d \omega_i^2 = K_d (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \quad (2.15)$$

$$\tau_{\phi\theta} = \sum r \times T$$

$$\tau_\phi = \ell K_T (\omega_4^2 - \omega_2^2) \quad (2.16)$$

$$\tau_\theta = \ell K_T (\omega_1^2 - \omega_3^2) \quad (2.17)$$

$$\tau_m = \begin{bmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ell K_T (\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ \ell K_T (\omega_1^2 - \omega_3^2) \\ K_d (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

### Рівняння руху.

Для визначення поступального положення в глобальній системі координат використовується датчик GPS. За допомогою акселерометра, магнітометра та гіроскопу визначаємо необхідні дані в базовій системі координат.

Матриця лінійних швидкостей в глобальній системі координат:

$$\begin{bmatrix} \dot{X}^G \\ \dot{Y}^G \\ \dot{Z}^G \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\psi)\cos(\theta) & \cos(\psi)\sin(\phi)\sin(\theta) - \cos(\phi)\sin(\psi) & \cos(\phi)\cos(\psi)\sin(\theta) + \sin(\phi)\sin(\psi) \\ \sin(\psi)\cos(\theta) & \sin(\psi)\sin(\phi)\sin(\theta) - \cos(\phi)\cos(\psi) & \cos(\phi)\sin(\psi)\sin(\theta) - \cos(\phi)\sin(\psi) \\ -\sin(\theta) & \cos(\theta)\sin(\phi) & \cos(\phi)\cos(\theta) \end{pmatrix} \times \begin{bmatrix} \dot{x}^b \\ \dot{y}^b \\ \dot{z}^b \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

Матриця прискорень в глобальній системі координат:

$$\begin{bmatrix} \ddot{X}^G \\ \ddot{Y}^G \\ \ddot{Z}^G \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{m}(-[\cos(\phi)\cos(\psi)\sin(\theta) + \sin(\phi)\sin(\psi)]F_T^b - K_{dx}\dot{X}^G) \\ \frac{1}{m}(-[\cos(\phi)\sin(\psi)\sin(\theta) - \cos(\psi)\sin(\phi)]F_T^b - K_{dy}\dot{Y}^G) \\ \frac{1}{m}(-[\cos(\phi)\cos(\theta)]F_T^b - K_{dz}\dot{Z}^G) + g \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

Матриця першої похідної кутів крену, тангажу та ристання:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin(\phi)\tan(\theta) & \cos(\phi)\tan(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \frac{\sin(\phi)}{\cos(\theta)} & \frac{\cos(\phi)}{\cos(\theta)} \end{pmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

Матриця другої похідної кутів крену, тангажу та ристання:

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{J_x}[(J_y - J_x)qr + \ell K_T(\omega_4^2 - \omega_2^2)] \\ \frac{1}{J_y}[(J_z - J_x)pr + \ell K_T(\omega_1^2 - \omega_3^2)] \\ \frac{1}{J_z}[(J_x - J_y)pq + K_d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2)] \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

## 2.2 Параметри системи двигунів

Встановимо необхідні критерії квадрокоптера.

Оптимальна маса підйому вантажу разом з масою квадрокоптера:

$$m = 15 \text{ кг}$$

Оптимальна швидкість:

$$V = 40 \text{ км/год}$$

Сила тяжіння яка діє на квадрокоптер та тяга необхідна для зависання квадрокоптера в повітрі при масі 15кг при  $\dot{Z}^G = 0$ :

$$F_z = mg = 15 \cdot 9.8 = 147 \text{ Н} \quad (2.23)$$

Для руху квадрокоптера по осям  $x$ ,  $y$ ,  $z$  необхідно щоб  $F_x > 0, F_y > 0, F_z > mg$ . Так як втрати потужності при обертанні лопастей будуть враховані згідно діаграми на рис.2.3 то на квадрокоптер буде діяти тільки сила тертя при поступальному русі, тому  $F_m$  вибираємо в такому діапазоні  $F_m > 2.5 \cdot F_3$ .

Сила тяги двигуна:

$$F_{m0} > \frac{2.5 \cdot F_3}{4} = \frac{2.5 \cdot 147}{4} = 91.88 \text{ Н} \quad (2.24)$$

Сила тяги гвинта:

$$F = \alpha p n^2 D^4 \quad (2.25)$$

Необхідна потужність двигуна:

$$P = \frac{\beta}{75} p n^3 D^5 \quad (2.26)$$

Коефіцієнт тяги гвинта:

$$\alpha = \frac{\eta \cdot \beta}{\lambda} \quad (2.27)$$

Відносний хід гвинта:

$$\lambda = \frac{V}{n_s \cdot D} \quad (2.28)$$

Відносний крок гвинта:

$$h = \frac{H}{D} \quad (2.29)$$

Сила тяги пропорційна до  $D^4$ , квадратично залежить від  $n^2$  та прямо пропорційна  $\alpha$ .

Сила опору повітря:

$$F_{нов} = C \cdot S \cdot \rho \frac{v^2}{2} \quad (2.30)$$

Збільшення  $D$  призводить до збільшення геометричних розмірів квадрокоптера, ваги рами та ваги лопастей та до збільшення сили опору повітря.

З формули для  $F_{пов}$  бачимо, що сила опору повітря пропорційна площі та квадратично пропорційна швидкості, тому зміна діаметра лопасті менше впливає на опір повітря ніж лінійна швидкість лопасті. Робимо висновок так як геометричні розміри для нашого квадрокоптера неважливі та важлива сила тяги то для її збільшення будемо збільшувати діаметр лопасті. Зі збільшенням геометричних розмірів збільшується маса квадрокоптера, опір повітря при обертанні лопастей та опір повітря при поступальному русі квадрокоптера, що складає негативний ефект при збільшенні діаметру, проте збільшення швидкості обертання лопастей квадратично збільшує опір повітря тому згідно діаграми на рис.2.3 ми будемо шукати оптимальне рішення вибору лопастей та ккд.

Підбір геометричних параметрів лопастей та їхню частоту обертання будемо проводити згідно діаграми рис.2.3.

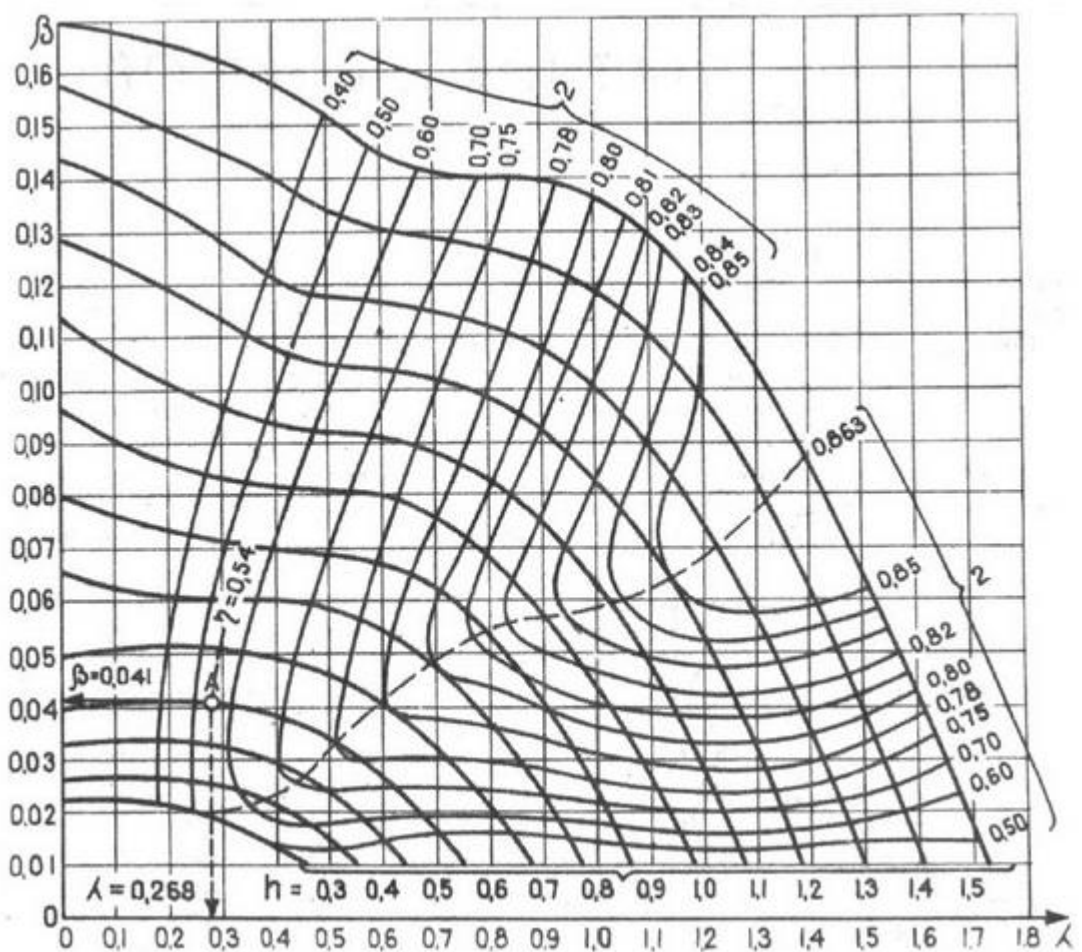


Рисунок 2.3 – діаграма характеристик повітряних гвинтів

Складемо таблицю згідно якої будемо проводити аналіз підбору параметрів.

З діаграми підбираємо оптимальні значення  $\eta$ ,  $\beta$  та  $\lambda$ .

Таблиця 2.1

$D$ , дюйм	$\lambda$	$\beta$	$\eta$ , %	$h$	$n$ , об/с	$F$ , Н	$P$ , Вт	$\alpha$
15	0.65	0.115	0.65	0.48	44.87	63.36	1038.76	0.12
15	0.35	0.02	0.65	0.2	83.32	72.83	1156.72	0.04
15	0.7	0.12	0.7	0.55	41.66	54.62	867.54	0.12
15	0.4	0.03	0.7	0.25	72.91	69.71	1162.61	0.05
15	0.8	0.126	0.75	0.65	36.45	41.81	610.12	0.12
15	0.52	0.04	0.75	0.38	56.08	49.49	705.4	0.06
16	0.65	0.115	0.65	0.48	42.06	72.07	1181.41	0.12
16	0.35	0.02	0.65	0.2	78.12	82.88	1316.47	0.04
16	0.7	0.12	0.7	0.55	39.06	62.16	987.35	0.12
16	0.4	0.03	0.7	0.25	68.35	79.3	1322.61	0.05
16	0.8	0.126	0.75	0.65	34.18	47.6	694.67	0.12
16	0.52	0.04	0.75	0.38	52.58	56.32	802.81	0.06
17	0.65	0.115	0.65	0.48	39.59	81.38	1334.11	0.12
17	0.35	0.02	0.65	0.2	73.52	93.55	1485.88	0.04
17	0.7	0.12	0.7	0.55	36.76	70.16	1114.41	0.12
17	0.4	0.03	0.7	0.25	64.33	89.53	1493.14	0.05
17	0.8	0.126	0.75	0.65	32.17	53.73	784.26	0.12
17	0.52	0.04	0.75	0.38	49.48	63.56	905.91	0.06

Таблиця 2.1

18	0.65	0.115	0.65	0.48	37.39	91.23	1495.62	0.12
18	0.35	0.02	0.65	0.2	69.44	104.89	1666.15	0.04
18	0.7	0.12	0.7	0.55	34.72	78.67	1249.62	0.12
18	0.4	0.03	0.7	0.25	60.76	100.38	1674.29	0.05
18	0.8	0.126	0.75	0.65	30.38	60.23	879	0.12
18	0.52	0.04	0.75	0.38	46.74	71.28	1016.21	0.06
19	0.65	0.115	0.65	0.48	35.42	101.64	1666.12	0.12
19	0.35	0.02	0.65	0.2	65.78	116.85	1855.98	0.04
19	0.7	0.12	0.7	0.55	32.89	87.64	1391.99	0.12
19	0.4	0.03	0.7	0.25	57.56	111.84	1865.29	0.05
19	0.8	0.126	0.75	0.65	28.78	67.1	979.27	0.12
19	0.52	0.04	0.75	0.38	44.28	79.42	1132.26	0.06
20	0.65	0.115	0.65	0.48	33.65	112.63	1846.28	0.12
20	0.35	0.02	0.65	0.2	62.49	129.47	2056.39	0.04
20	0.7	0.12	0.7	0.55	29.82	97.13	1543.03	0.12
20	0.4	0.03	0.7	0.25	54.68	123.91	2066.57	0.05
20	0.8	0.126	0.75	0.65	27.34	74.35	1084.95	0.12
20	0.52	0.04	0.75	0.38	42.06	87.98	1254.04	0.06

Аналізуючи дані таблиці 2.1 бачимо, що 15-16 дюймові лопасті при  $\eta$  від 0.65-0.75 не забезпечують необхідну тягу, 17 дюймові лопасті забезпечують необхідну тягу тільки при  $\eta=0.65$  та відносному кроку лопасті  $h=0.2$ , 18 дюймові при  $\eta=0.7$  та  $h=0.2$ , 19 дюймові при  $\eta=0.7$ . Для того щоб вийти на  $\eta=0.75$  необхідно збільшити діаметр лопасті з 18 дюймів до 21 що, призведе до

збільшення геометричних розмірів конструкції, збільшення опору повітря при поступальному русі та до більшої маси конструкції, тому збільшення  $\eta$  до 0.75 не призведе до зменшення втрат потужності, а навпаки.

Вибираємо 18 дюймову лопасть. Оскільки згідно таблиці 2.1,  $F = 100$  Н, тоді згідно діаграми регулюємо коефіцієнти.

Таблиця 2.2

$D$ , дюйм	$\lambda$	$\beta$	$\eta$ , %	$h$	$n$ , об/с	$F$ , Н	$P$ , Вт	$\alpha$
18	0.43	0.033	0.7	0.3	56.5	93.3	1482.24	0.054

Необхідний момент:

$$M_{n,x} = \frac{P}{\omega} = \frac{P}{2\pi \cdot n} = \frac{1483}{6.28 \cdot 56.5} = 4.18 \text{ (Нм)}, \quad (2.31)$$

Необхідний швидкість:

$$\omega_n = 2 \cdot \pi \cdot 56.5 = 354.8 \text{ рад / с} \quad (2.32)$$

### 2.3 Вибір двигуна

Згідно таблиці 2.2 вибираємо двигун Р80Ш.

Параметри двигуна представлені в табл 2.3.

Таблиця 2.3 – Паспортні дані явнополюсного СДПМ

Номінальна потужність	$P_{2n} = 1.9 \text{ кВт}$
Номінальний момент	$M_n = 4.15 \text{ Нм}$
Номінальна швидкість	$\omega_n = 457 \text{ рад / с}$
Номінальна лінійна напруга статора	$U_{1n} = 48 \text{ В}$
Номінальне діюче значення фазного струму статора	$I_n = 42.4 \text{ А}$



Таблиця 2.3

Число пар полюсів	$p_n = 21$
Момент інерції	$J_d = 0.0001 \text{ кгм}^2$
Коефіцієнт корисної дії	$\eta = 0.917$
Перевантажувальна здатність	$\lambda = 1.4$
Максимальна швидкість з постійною потужністю	$\omega_{\max} = 502.4 \text{ рад / с}$
<b>Параметри схеми заміщення</b>	
Активний опір статора	$R = 0.025 \text{ Ом}$
Індуктивність статора по осі d	$L_d = 38.33 \text{ мГн}$
Індуктивність статора по осі q	$L_q = 45 \text{ мГн}$

Розрахунок номінального режиму.

Електрична потужність:

$$P_{el} = \frac{P}{\eta} = \frac{1483}{0.917} = 1618 \text{ Вт}, \quad (2.33)$$

Критичний момент двигуна:

$$M_k = \lambda M_n = 1.4 \cdot 4.15 = 5.81 \text{ (Нм)}, \quad (2.34)$$

Номінальні діючі значення фазної напруги:

$$U_n = \frac{U_{1n}}{\sqrt{3}} = \frac{48}{\sqrt{3}} = 27.7 \text{ В}, \quad (2.35)$$

Амплітудні значення фазної напруги і струму статора:

$$U_{na} = \sqrt{2} \cdot U_n = \sqrt{2} \cdot 27.7 = 39.2 \text{ В}, \quad (2.36)$$

$$I_{na} = \sqrt{2} \cdot I_n = \sqrt{2} \cdot 42.4 = 60 \text{ А}, \quad (2.37)$$

Потік постійних магнітів розрахуємо через рівняння моменту двигуна в номінальному режимі:

$$\Psi'_m = \frac{M_n}{(3/2)p_n I_{na}} = \frac{4.15}{1.5 \cdot 21 \cdot 60} = 0.0021 \text{ Вб}, \quad (2.38)$$

Коефіцієнт потужності двигуна через номінальну потужність дорівнює:

$$\cos \varphi = \frac{P_{2n}}{3U_n \eta I_n} = \frac{1.9 \cdot 10^3}{3 \cdot 27.7 \cdot 0.917 \cdot 42.4} = 0.59, \quad (2.39)$$

Результати розрахунків параметрів СДПМ зведені до табл. 2.4.

Таблиця 2.4 – Параметри СДПМ потужністю 1.9 кВт

$P_{2n}$ , кВт	1.9	$R$ , Ом	0.025	$p_n$	21
$\omega_n$ , рад/с	457	$L_d$ , мГн	38.33	$\lambda$	1.4
$M_n$ , Нм	5.81	$L_q$ , мГн	45	$U_{na}$	39.2
$M_k$ , Нм	25.74	$\Psi_m$ , Вб	0.21	$I_{na}$	60
$\omega_{\max}$ , рад/с	502.4	$J_d$ , кгм <sup>2</sup>	0.0001	$\eta$	0.917
$\omega_{\min}$ , рад/с	20.4	$\cos \varphi$	0.59		

Визначення моментів інерції тіла квадрокоптера:

Таблиця 2.5

$r$ , м	$h$ , м	$r_f$ , м	$m_f$ , кг	$m_m$ , кг	$\ell$ , м
0.091	0.053	0.08	15	0.649	0.92

Моделюємо двигуни як циліндри та використовуємо теорему Гюйгенса – Штейнера переміщення опорної осі циліндрів до сфери. Де:

$m_s$  – маса квадрокоптера без двигунів

$\ell$  – довжина плеча рами

$h$  – висота двигуна

$r$  – двигуна

$m_m$  – двигуна

Момент інерції квадрокоптера по осям  $J_x, J_y$ :

$$J_x = J_y = \frac{2}{3} m_s r_s^2 + 2 \cdot \left( \frac{1}{12} m_m \cdot (3r^2 + h^2) + m_m \ell^2 \right) \quad (2.34)$$

$$J_x = J_y = \frac{2}{3} (12.5 \cdot 0.08^2) + 2 \cdot \left( \frac{1}{12} \cdot 0.65 \cdot (3 \cdot 0.091^2 + 0.053^2) + 0.65 \cdot 0.92^2 \right) = 0.599 \quad (2.34)$$

Момент інерції квадрокоптера по осі  $J_z$ :

$$J_z = \frac{2}{3} m_s r_s^2 + 4 \cdot \left( \frac{1}{2} m_m r^2 + m_m \ell^2 \right) \quad (2.34)$$

$$J_z = \frac{2}{3} (12.5 \cdot 0.08^2) + 4 \cdot \left( \frac{1}{2} (0.65 \cdot 0.091^2) + 0.65 \cdot 0.92 \right) = 2.456 \quad (2.34)$$

## Висновки до розділу 2

1. Було математично описано динаміку, кінематику та виведені рівняння руху квадрокоптера для подальших розрахунків та розробки моделі квадрокоптера.

2. Для визначення положення квадрокоптера були введені базова та глобальна системи координат.

3. Були сформовані необхідні критерії до квадрокоптера та розрахована необхідна тяга, згідно якої було проведено аналіз підбору параметрів лопасті для забезпечення необхідної тяги.

4. Згідно розрахованої необхідної потужності швидкості та моменту було обрано двигун - P80III для забезпечення оптимального відношення потужності до ваги.

5. Було розраховано номінальний режим двигуна для подальшого моделювання та аналізу роботи двигуна.

6. Були визначені моменти інерції тіла квадрокоптера у тривимірній системі координат для моделювання та аналізу роботи системи керування квадрокоптером.

## 3 СИНТЕЗ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ

### 3.1 Математичний опис системи контролю квадрокоптера

Для розробки точних систем керування платформою квадрокоптера необхідно розробити та проаналізувати рівняння руху, що визначають систему квадрокоптера.

Проектування систем керування:

Квадрокоптер може рухатися з 6 ступенями свободи (3 поступальних і 3 обертальних), але має лише 4 входи керування (швидкості кожного двигуна). Хоча квадрокоптер може рухатися безпосередньо по вертикальній осі  $z$ , не змінюючи жодного іншого стану, він повинен змінити своє ставлення до переміщення по горизонтальних осях  $x$  та  $y$ . Оскільки неможливо управляти 6 ступенями свободи лише за допомогою 4 входів управління, натомість ми розробляємо контролери для стабілізації навколо бажаних положень  $x$ ,  $y$ ,  $z$ . Квадрокоптер повинен мати можливість безпечно рухатися в бажане положення, зберігаючи стабільні кути нахилу та кроку. Сучасні квадрокоптери мають електронні регулятори швидкості (ESC), які контролюють кутові швидкості кожного ротора. Це призводить до наступних входів прямого управління:

- $u(1)$  - результуюча тяга чотирьох роторів;
- $u(2)$  - різниця тяги між двигунами на осі  $x$ , що призводить до зміни кута нахилу і подальшого руху в бічному напрямку  $x$ ;
- $u(3)$  - різниця тяги між двигунами на осі  $y$ , що призводить до зміни кута нахилу та подальшого руху в бічному напрямку  $y$ ;
- $u(4)$  - різниця крутного моменту між роторами за годинниковою стрілкою та проти годинникової стрілки, що призводить до моменту, який обертає квадатор навколо вертикальної осі  $z$ .

Визначення вектора стовпця входів прямого керування:

$$\begin{bmatrix} F_T^b \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_T & K_T & K_T & K_T \\ 0 & -\ell K_T & 0 & \ell K_T \\ \ell K_T & 0 & -\ell K_T & 0 \\ K_d & -K_d & K_d & -K_d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

Наша загальна стратегія керування буде спиратися на 3 підсистеми управління. Датчики на борту квадрокоптера вимірюють кутову швидкість і поступальне прискорення. Ці значення порівнюються з бажаним ставленням і положеннями для обчислення сигналу помилки, який подається в системи управління. У першій підсистемі похибка положення – це вхідні дані, а бажані кути нахилу та кроку – вихідні дані. Далі помилки нахилу, кроку та відхилення вводяться в підсистему відношення. Ця система видає бажані кутові швидкості для кожної осі. Вони подаються в систему остаточного контролю. Виходи цієї системи - це входи керування, які потім можна перетворити на бажані швидкості двигуна.

Контроль положення:

Вхідними даними контролера положення є виміряне положення, а вихідними сигналами є бажані кути нахилу та кроку для маневру квадрокоптера до бажаного положення  $x$  та  $y$ .

Визначення бажаних кутів тангажа та крену:

$$\theta_d(t) = k_p (X_d^G - X^G) + k_1 \int_0^t (X_d^G - X^G) dt + k_D (\dot{X}_d^G - \dot{X}^G) \quad (3.2)$$

$$\phi_d(t) = k_p (Y_d^G - Y^G) + k_1 \int_0^t (Y_d^G - Y^G) dt + k_D (\dot{Y}_d^G - \dot{Y}^G) \quad (3.3)$$

**Контроль відношення та висоти.** Керування висотою аналогічно контролю загальної тяги квадрокоптера. Це важливо, оскільки цей вхід управління також впливає на рух вздовж осей  $x$  та  $y$ . Регулювання висоти компенсує як зміщення сили тяжіння, так і відхилення узагальненого вектора тяги через нахил.

$$u_1(t) = \frac{1}{\cos(\phi)\cos(\theta)} (k_p e_z(t) + k_I \int_0^t e_z(t) dt + k_D \frac{e_z(t) - e_z(t-1)}{dt} + mg) \quad (3.4)$$

$$p_d(t) = k_p e_\phi(t) + k_I \int_0^t e_\phi(t) dt + k_D \frac{e_\phi(t) - e_\phi(t-1)}{dt} \quad (3.5)$$

$$q_d(t) = k_p e_\theta(t) + k_I \int_0^t e_\theta(t) dt + k_D \frac{e_\theta(t) - e_\theta(t-1)}{dt} \quad (3.6)$$

$$r_d(t) = k_p e_\psi(t) + k_I \int_0^t e_\psi(t) dt + k_D \frac{e_\psi(t) - e_\psi(t-1)}{dt} \quad (3.7)$$

**Регулювання кутової швидкості.** Цей контролер отримує бажані кутові швидкості від контролера керування висотою. Потім він обчислює похибку між бажаними показниками та показниками, виміряними гіроскопом. Потім ця помилка використовується для обчислення трьох входів управління моментом. Вони поєднуються з входом регулювання тяги, обчисленим контролером висоти, який потім перетворюється на бажану швидкість двигуна і надсилається на двигуни.

$$u_2(t) = k_p e_p(t) + k_I \int_0^t e_p(t) dt + k_D \frac{e_p(t) - e_p(t-1)}{dt} \quad (3.8)$$

$$u_3(t) = k_p e_q(t) + k_I \int_0^t e_q(t) dt + k_D \frac{e_q(t) - e_q(t-1)}{dt} \quad (3.9)$$

$$u_4(t) = k_p e_r(t) + k_I \int_0^t e_r(t) dt + k_D \frac{e_r(t) - e_r(t-1)}{dt} \quad (3.10)$$

**Керування двигуном.** Враховуючи входи керування, можна розрахувати індивідуальні швидкості двигуна, необхідні для кожного двигуна. Ці швидкості будуть надіслані ESC, який потім надішле команди приєднаному двигуну, щоб змусити його обертатися з потрібною швидкістю для отримання бажаних моментів тяги та управління. Бажані швидкості обертання двигуна можна обчислити, взявши обернену матрицю керування.

Розрахунок бажаних швидкостей двигуна:

$$\begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_T & K_T & K_T & K_T \\ 0 & -\ell K_T & 0 & \ell K_T \\ \ell K_T & 0 & -\ell K_T & 0 \\ K_d & -K_d & K_d & -K_d \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

$$\omega_1^2 = \frac{u_1}{4K_T} + \frac{u_3}{2\ell K_T} + \frac{u_4}{4K_d} \quad (3.12)$$

$$\omega_2^2 = \frac{u_1}{4K_T} - \frac{u_2}{2\ell K_T} - \frac{u_4}{4K_d} \quad (3.13)$$

$$\omega_3^2 = \frac{u_1}{4K_T} - \frac{u_3}{2\ell K_T} + \frac{u_4}{4K_d} \quad (3.14)$$

$$\omega_4^2 = \frac{u_1}{4K_T} + \frac{u_2}{2\ell K_T} - \frac{u_4}{4K_d} \quad (3.15)$$

Також важливо встановити обмеження на входикерування, які можуть бути розраховані системою керування. Ці входи керування перетворюються на швидкості обертання двигуна, які потім надсилаються на ESC і, зрештою, на двигуни.

### 3.2 Математичний опис системи векторного керування СДПМ

Математична модель явнополюсного СДПМ в синхронній системі координат ротора (d – q) має вигляд:

$$\begin{aligned} \dot{\theta} &= \omega, \\ \dot{\omega} &= \frac{1}{J}(M - v\omega - M_c), \quad M = \mu_2(i_d)i_q, \\ \dot{i}_q &= \frac{1}{L_q}(-R_1 i_q - L_d \omega p_n i_d - \psi_m \omega p_n + u_q), \\ \dot{i}_d &= \frac{1}{L_d}(-R_1 i_d + L_q \omega p_n i_q + u_d), \end{aligned} \quad (3.16)$$

де  $L_d, L_q$  – індуктивності статора в системі координат (d – q),



$$\mu_2(i_d) = \frac{3}{2} p_n (\psi_m + (L_d - L_q) i_d). \quad (3.17)$$

де  $\psi_m = const$  – потік постійних магнітів.

Повний алгоритм векторного керування СДПМ має вигляд:

Регулятора струму по осі d:

$$\begin{aligned} u_d &= R i_d^* - \omega p_n L_q i_q + L_d (\dot{i}_d^* - k_{i1} \tilde{i}_d - x_d), \\ \dot{x}_d &= k_{i2} \tilde{i}_d, \end{aligned} \quad (3.18)$$

де  $(k_{i1}, k_{i2}) > 0$  – коефіцієнти пропорційної та інтегральної складових регулятора струму, похідна заданого струму  $\dot{i}_d^*$  задається наперед.

Регулятор швидкості:

$$\begin{aligned} \dot{i}_q^* &= \frac{1}{\mu(i_d)} (\hat{M}_c + \frac{\nu}{J} \omega^* + \dot{\omega}^* - k_{\omega} \tilde{\omega}), \\ \dot{\hat{M}}_c &= -k_{\omega i} \tilde{\omega}, \end{aligned} \quad (3.19)$$

де  $\hat{M}_c$  – оцінене значення компоненти моменту навантаження  $\frac{M_c}{J}$ ,  $\tilde{M}_c = \frac{M_c}{J} - \hat{M}_c$  – похибка оцінювання моменту навантаження,  $k_{\omega} > 0$ ,  $k_{\omega i} > 0$  – коефіцієнти пропорційної та інтегральної складових регулятора швидкості,

$$\mu'(i_d) = \frac{3}{2} \frac{p_n}{J} [\Psi_m + (L_d - L_q) i_d] > 0. \quad (3.20)$$

Нелінійні регулятори струму по осі q:

$$\begin{aligned} u_q &= R \dot{i}_q^* + \omega p_n L_d i_d + \omega p_n \Psi_m + L_q (\dot{i}_{q1}^* - k_{i1} \tilde{i}_q - x_q), \\ \dot{x}_q &= k_{i2} \tilde{i}_q, \end{aligned} \quad (3.21)$$

де відома компонента похідної струму  $\dot{i}_q^*$  дорівнює

$$\begin{aligned}
\dot{i}_q^* = & \frac{1}{\mu'(i_d)} (\dot{M}_c + \frac{v}{J} \dot{\omega}^* + \ddot{\omega}^*) - \frac{3}{2} \frac{p_n}{J \mu^2(i_d)} i_d^* (\hat{M}_c + \frac{v}{J} \omega^* + \dot{\omega}^* - k_\omega \tilde{\omega}) \\
& (L_d - L_q) - \frac{k_\omega}{\mu'(i_d)} (-(k_\omega + \frac{v}{J}) \tilde{\omega} + \mu'(i_d) \tilde{i}_q + \frac{3}{2} \frac{p_n}{J} (L_d - L_q) \tilde{i}_d i_q).
\end{aligned} \tag{3.22}$$

Структурна схема алгоритму векторного керування кутовою швидкістю СДПМ представлено на рис. 3.1:

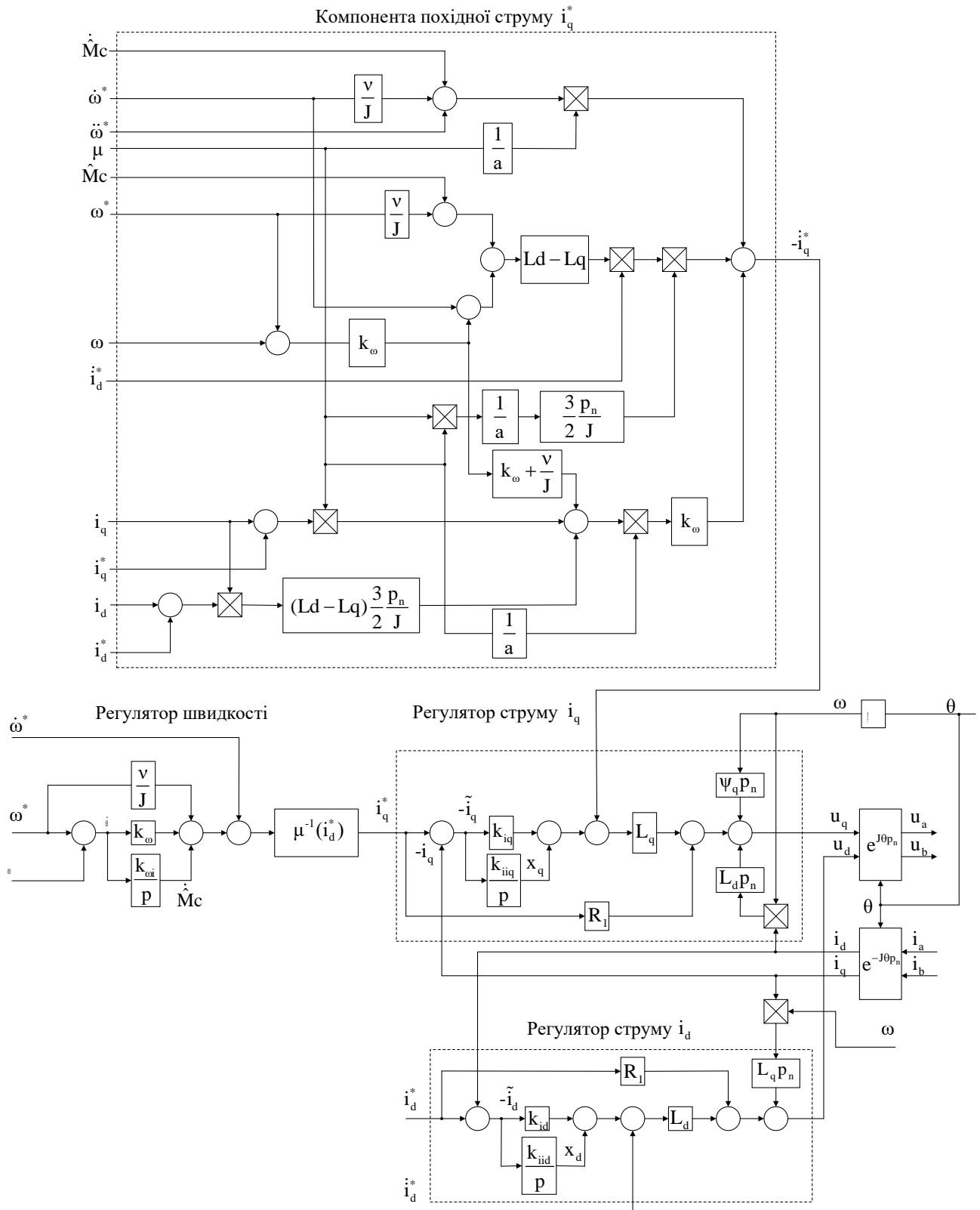


Рисунок 3.1 – Структурна схема системи векторного керування кутовою швидкістю СДПМ

### **Висновки до розділу 3**

1. Було математично описано систему керування квадрокоптером, в загальності описано контролери положення, висоти та кутової швидкості для подальшої розробки моделі керування в програмі MATLAB.

2. Було описано математичну модель явнополюсного СДПМ в синхронній системі координат ротора ( $d - q$ ), регулятор струму по осі  $d$ , регулятор швидкості та нелінійний регулятори струму по осі  $q$  для розробки системи векторного керування СДПМ в програмі MATLAB.

3. Було розроблено систему керування квадрокоптером для подальших досліджень та аналізу роботи квадрокоптера.

## 4 ДОСЛІДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ РОБОТИ ШЛЯХОМ МОДЕЛЮВАННЯ ТА АНАЛІЗ РЕЗУЛЬТАТІВ

### 4.1 Дослідження системи керування двигуном при еталонних завданнях

Дослідження проводяться у моделі розробеній у програмі MATLAB рис.1Б. Досліджувані характеристики будуються на основі відпрацювання заданих траєкторій швидкості та струму статора по осі (d). Ці залежності від часу подаються на вхід регулятора, задача якого відпрацювати отримані траєкторії.

Умови виконання тесту: в час рівний 0.2 с відбувається розгін двигуна від нуля до  $\omega_n$ , тривалість розгону 0.45 с, при роботі з постійною швидкістю в час рівний 1 с до валу двигуна прикладається, а через час рівний 2.0 с знімається номінальний момент навантаження  $M_c = 8.24 \text{ Нм}$ . В момент часу 3.2 с здійснюється гальмування двигуна до нульової швидкості, тривалість гальмування 0.45 с.

Виберемо коефіцієнти пропорційної та інтегральної дії регулятора швидкості  $k_\omega = 100$ ,  $k_{\omega i} = \frac{k_\omega^2}{2} = 5000$ , коефіцієнт демпфування  $\xi = 0.707$ . Для регулятора струму пропорційний та інтегральний коефіцієнти візьмемо  $k_i = 1000$ ,  $k_{ii} = \frac{k_i^2}{4} = 250000$ , коефіцієнт демпфування  $\xi = 1$ .

Після створення і передачі заданих траєкторій до двигуна, можемо спостерігати процеси, що відбуваються в двигуні та регуляторі.

Графіки перехідних процесів відпрацювання заданої траєкторії швидкості представлено на рис. 4.1-4.2.

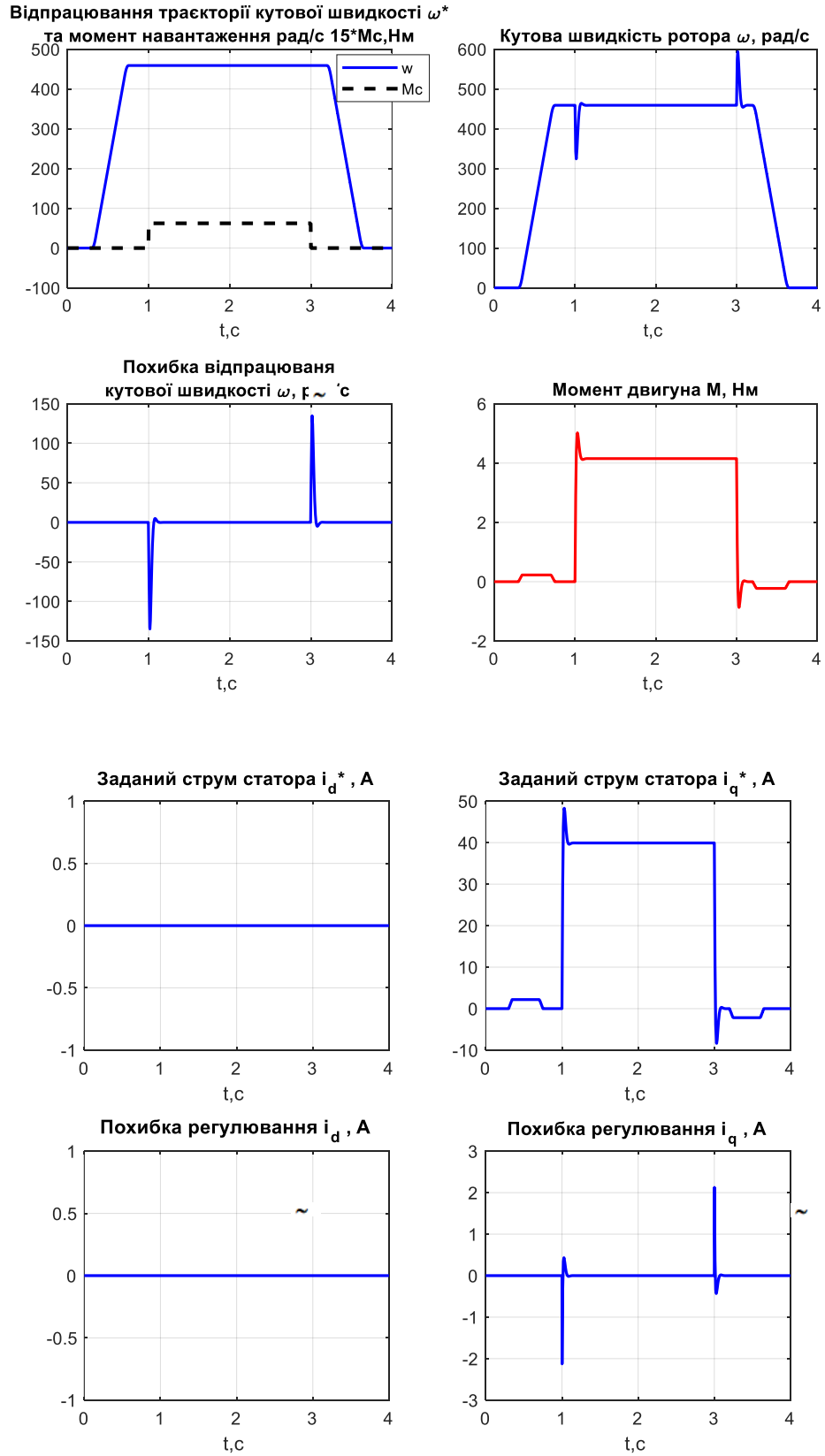


Рисунок 4.1 – Графіки перехідних процесів системи векторного керування при  $\omega^* = \omega_n$

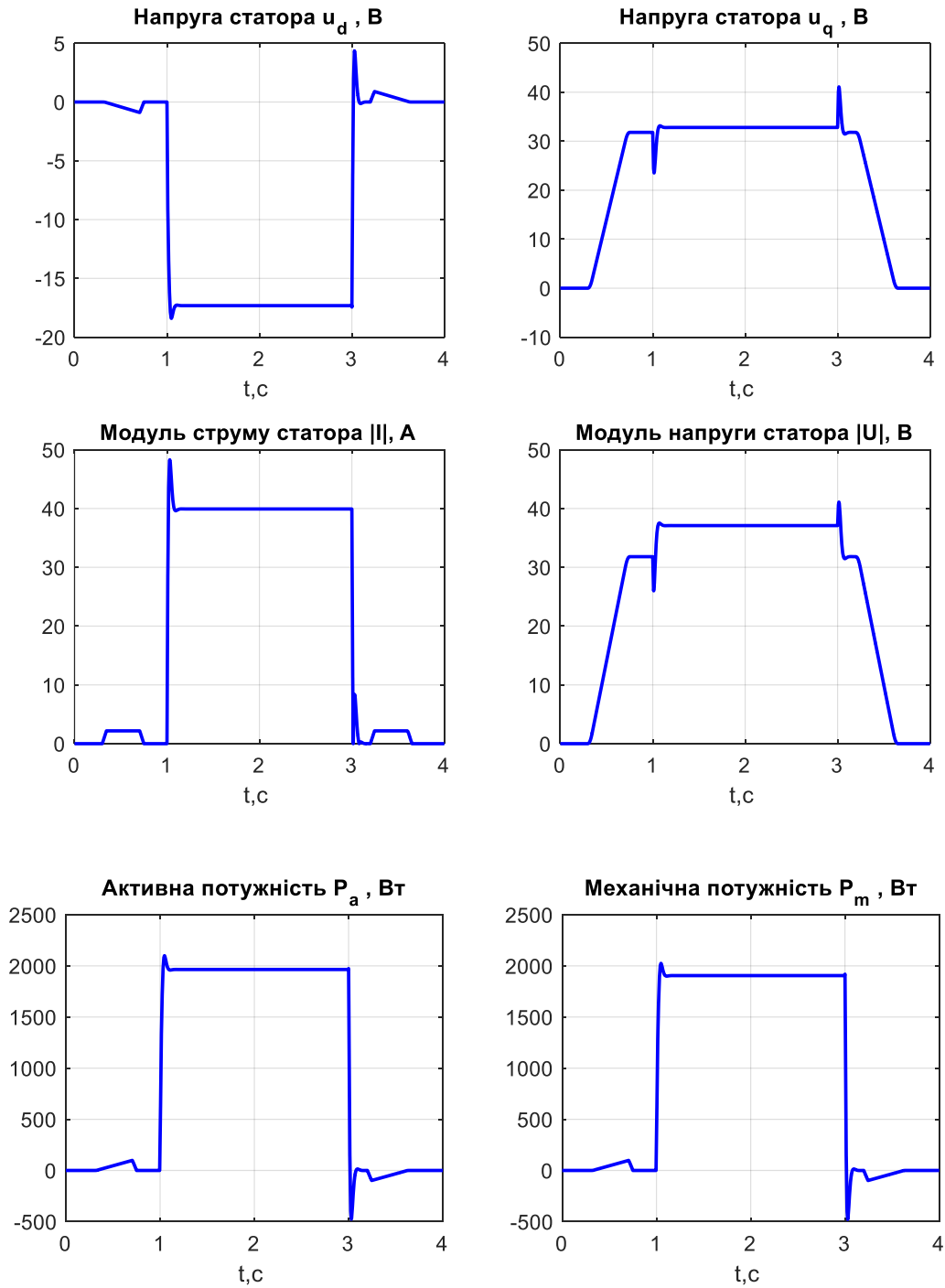


Рисунок 4.2 – Графіки перехідних процесів системи векторного керування при  $\omega^* = \omega_n$

З графіка (рис. 4.1) видно, що забезпечується умови асимптотичного відпрацювання заданих траєкторій кутової швидкості та вектора струму статора по осі  $d$ , оскільки похибки асимптотично наближаються до нуля.

Модуль напруги статора, при накиданні номінального моменту навантаження, збільшується, щоб компенсувати дію моменту і забезпечити відпрацювання кутової швидкості.

Бачимо, що при розгоні двигуна момент зростає, для компенсації моменту в'язкого тертя. Також видно, що при холостому русі двигуна момент не нульовий, що пов'язано також з наявністю коефіцієнту в'язкого тертя, яке двигун долає.

Компонента струму статора по осі (d) дорівнює нулю, тобто відповідає заданому значенню. Регулювання струму здійснюється на основі розгляду в якості вихідної координати потокозчеплення статора  $\psi_{1d}$ .

Компонента струму статора по осі (q) регулює момент двигуна, тобто повторює форму моменту.

Процеси в механічній та електромагнітній підсистемах повністю розв'язані.

## **4.2 Дослідження роботи системи керування квадрокоптером**

Для дослідження використовується модель системи керування квадрокоптером яка була розроблена у програмі MATLAB. Блок схема моделі зображена на рис.4.3.



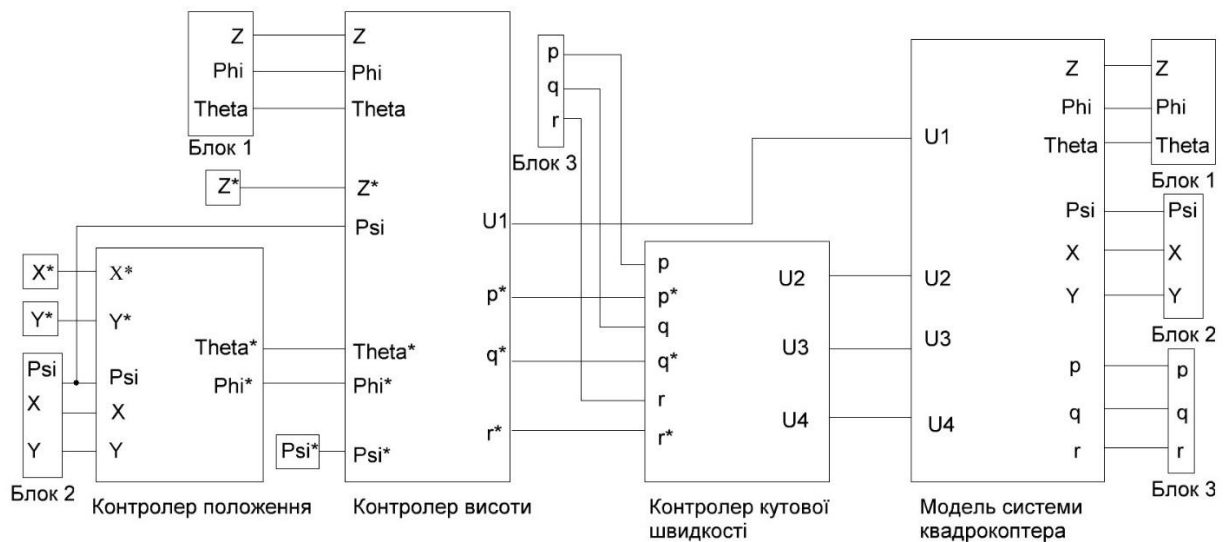


Рисунок 4.3 – Блок схема системи керування квадрокоптером

Блок схема розбита на такі блоки: контролер положення рис.1 А, контролер висоти, рис.2 А, контролер кутової швидкості рис.3 А та блок моделювання системи квадрокоптера, рис.4 А.

Бажані кути крену та тангажу, обчислені контролером положення, поєднуються з бажаною висотою та курсом у контролері висоти. Контролер висоти обчислює бажаний вхід контролю тяги з бажаної висоти. Контролер кутової швидкості приймає бажані кути і обчислює бажані кутові швидкості для кінцевих регуляторів швидкості. Контролер кутової швидкості обчислює останні три моменти входів управління. Потім кінцеві входи подаються в блок динаміки квадрокоптера, рис.5 А. Блок динаміки обертання обчислює кутові прискорення, рис.6 А. Ці значення подаються в блок перетворення кутових швидкостей, який обчислює кутові швидкості, рис.7 А. Кути також подаються в блок поступальної динаміки, який обчислює поступальні прискорення, рис.8 А.

На рис.4.4-4.5 представлені результати дослідження реакції системи керування на відпрацювання траєкторії по осі X, що задана кроковим входом:

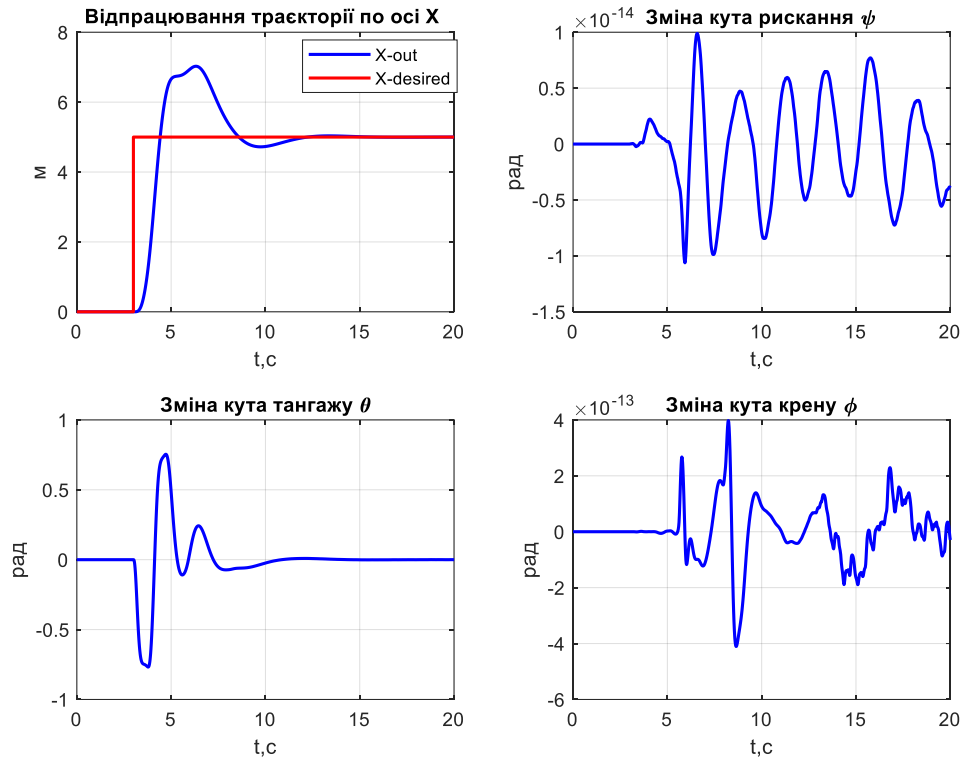


Рисунок 4.4 – Перехідні процеси при відпрацюванні траєкторії по осі X

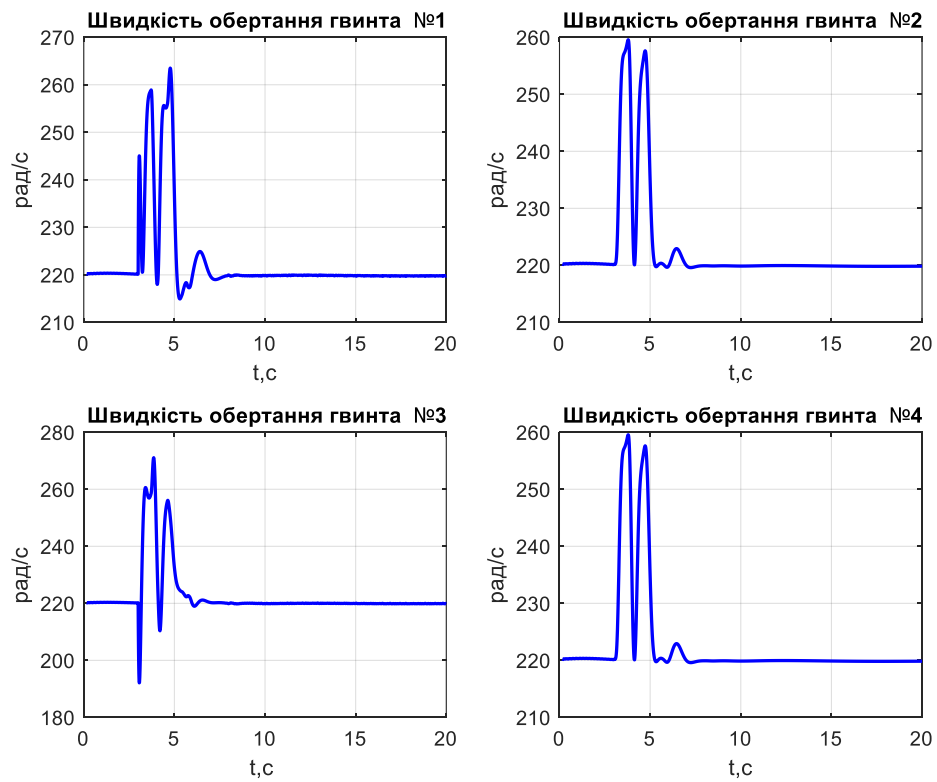


Рисунок 4.5 – Перехідні процеси швидкості обертання гвинтів при відпрацюванні траєкторії по осі X

На рис.4.5 бачимо зміни швидкості обертання гвинтів при відпрацювання заданої траєкторії, вони повністю повторюють швидкості обертання двигунів. Швидкість обертання двигуна №1 збільшується в той час як двигуна №3 зменшується, швидкості обертання двигунів №2,4 збільшуються та повторяють один одного. На рис.4.4 бачимо зміну кута тангажу та незначні зміни кутів крену та рискання. Також з графіків бачимо, що система керування відпрацьовує задану траєкторію з незначним перерегулюванням. Дані результати підтверджують конструкцію та моделювання системи керування при відпрацюванні траєкторії по осі X.

На рис.4.6-4.7 представлені результати дослідження реакції системи керування на відпрацювання траєкторії по осі Y, що задана кроковим входом:

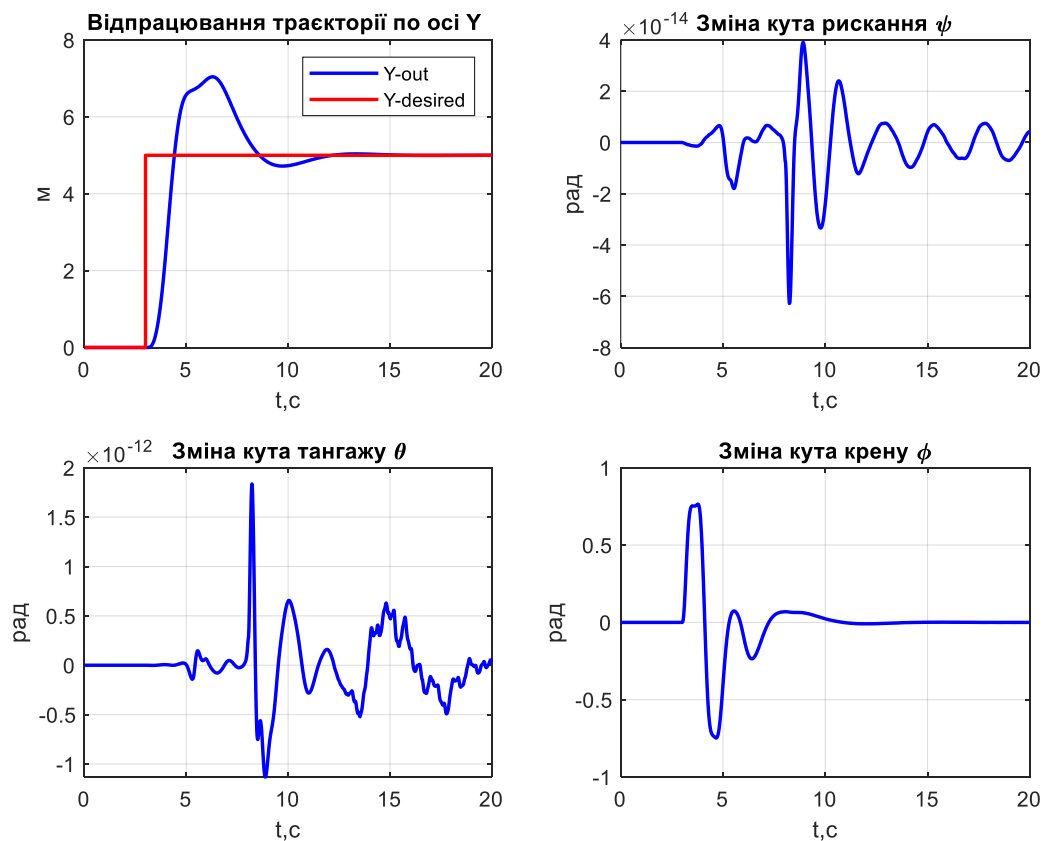


Рисунок 4.6 – Перехідні процеси при відпрацюванні траєкторії по осі Y

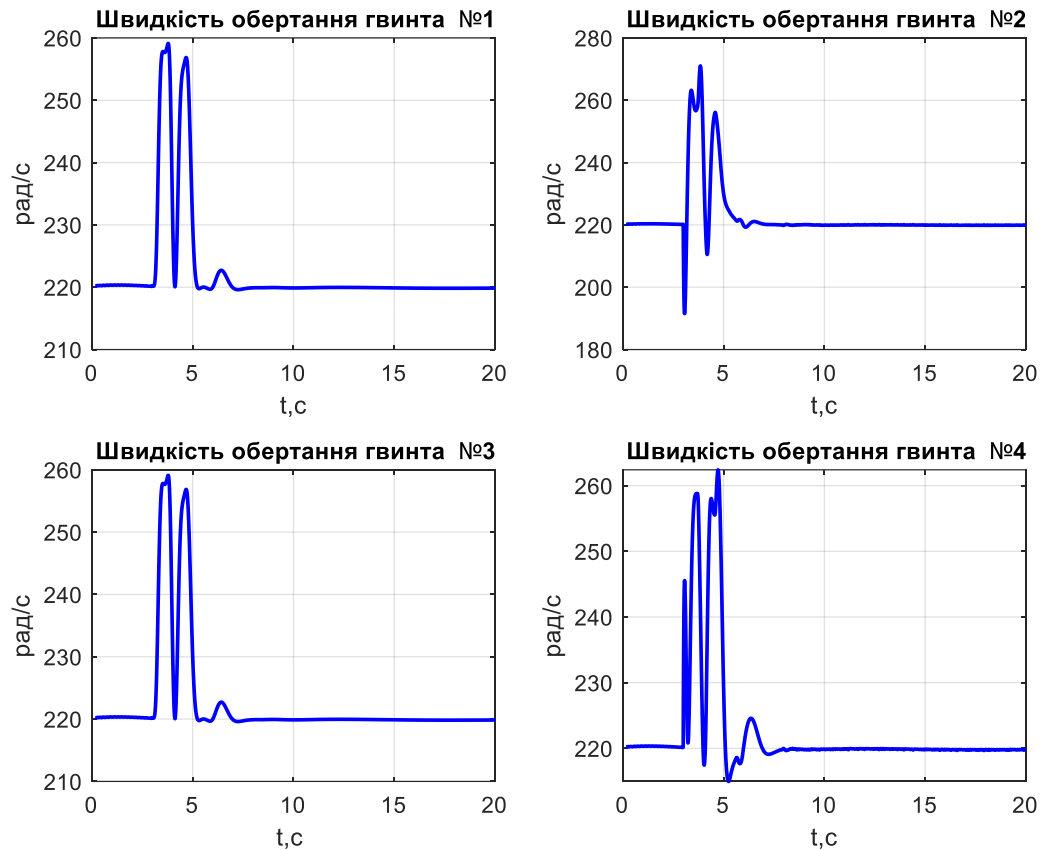


Рисунок 4.7 – Перехідні процеси швидкості обертання гвинтів при відпрацюванні траєкторії по осі Y

На рис.4.7 бачимо зміни швидкості обертання гвинтів при відпрацювання заданої траєкторії, вони повністю повторюють швидкості обертання двигунів. Швидкість обертання двигуна №4 збільшується в той час як двигуна №2 зменшується, швидкості обертання двигунів №1,3 збільшуються та повторяють один одного. На рис.4.6 бачимо зміну кута крену та незначні зміни кутів тангажу та рискання. Також з графіків бачимо, що система керування відпрацьовує задану траєкторію з незначним перерегулюванням. Дані результати підтверджують конструкцію та моделювання системи керування при відпрацюванні траєкторії по осі Y.

На рис.4.8-4.9 представлені результати дослідження реакції системи керування на відпрацювання траєкторії по осі Z, що задана кроковим входом:

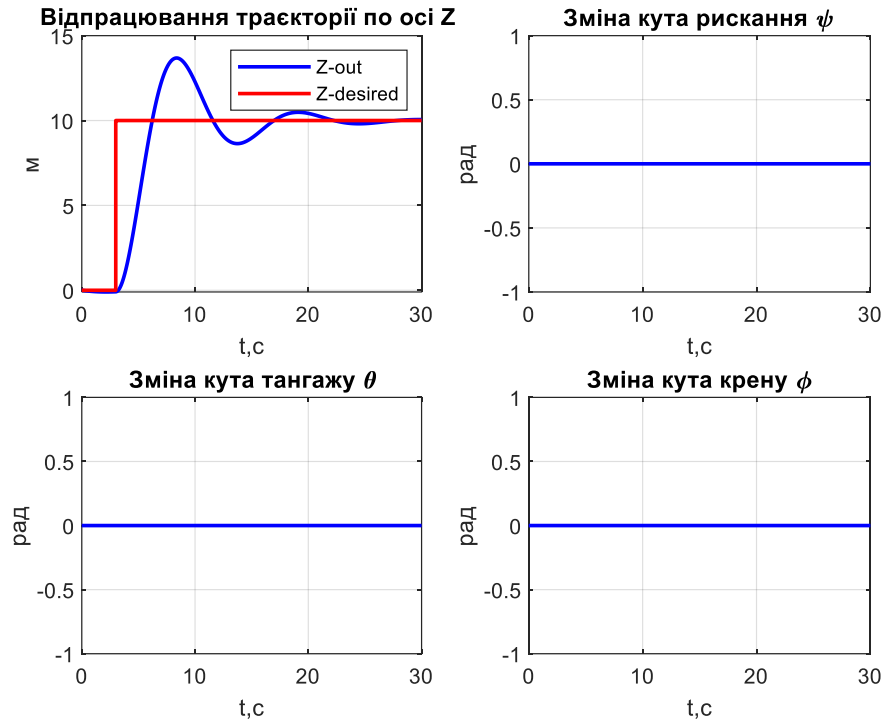


Рисунок 4.8 – Перехідні процеси при відпрацюванні траєкторії по осі Z

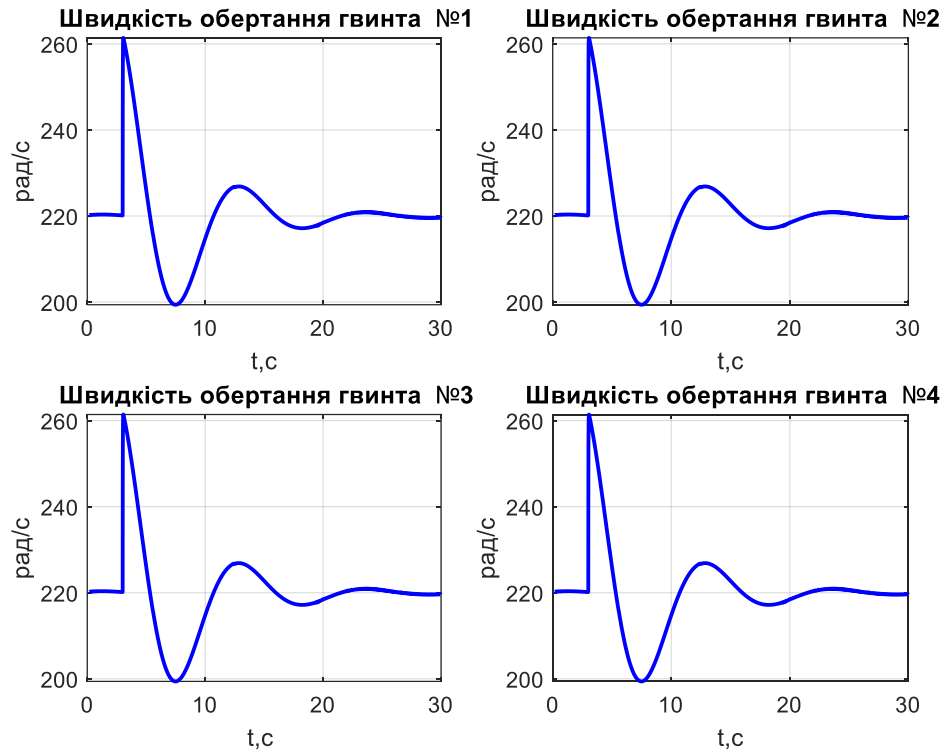


Рисунок 4.9 – Перехідні процеси швидкості обертання гвинтів при відпрацюванні траєкторії по осі Z

На рис.4.9 бачимо зміни швидкості обертання гвинтів при відпрацювання заданої траєкторії, вони повністю повторюють швидкості обертання двигунів. Швидкості обертання двигунів №1-4 збільшуються та повторюють одна одну. На рис.4.8 бачимо, що кути ристання, тангажу та крену залишаються незмінними. Також з графіків бачмо, що система керування відпрацьовує задану траєкторію з незначним перерегулюванням. Дані результати підтверджують конструкцію та моделювання системи керування при відпрацюванні траєкторії по осі Z.

Реакція системи керування на відпрацювання заданого кута  $\psi$ , що заданий кроковим входом зображено на рис.4.10-4.11:

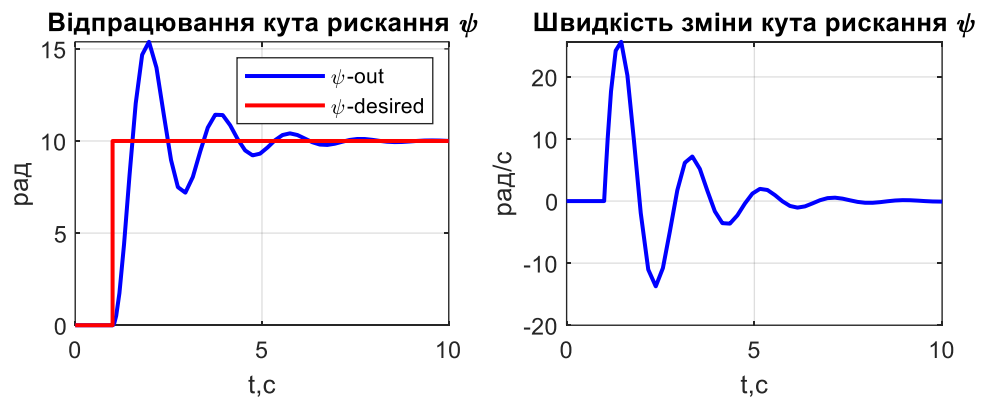


Рисунок 4.10 – Перехідні процеси при відпрацюванні заданого кута ристання  $\psi$

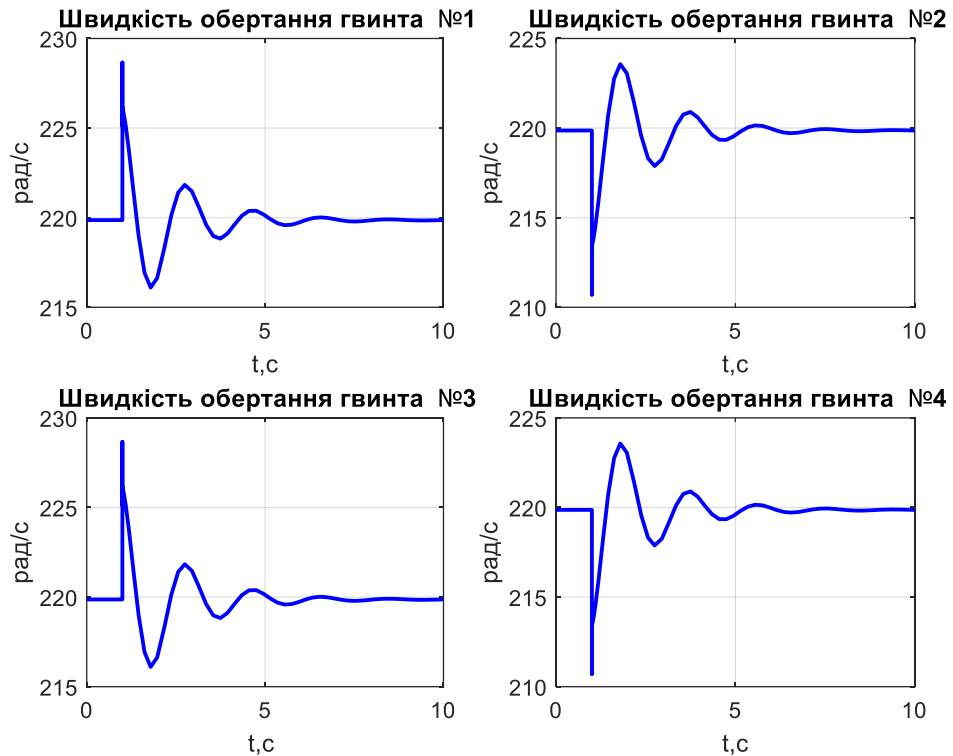


Рисунок 4.11 – Перехідні процеси швидкості обертання гвинтів при відпрацюванні заданого кута рискання  $\psi$

На рис.4.11 бачимо зміни швидкості обертання гвинтів при відпрацювання заданої траєкторії, вони повністю повторюють швидкості обертання двигунів. Швидкості обертання двигунів №1,3 збільшуються та повністю повторюють одна одну та швидкості обертання двигунів №2,4 зменшуються повторюючи одна одну. З рис.4.10 бачимо, що система керування відпрацьовує задану траєкторію з незначним перерегулюванням. Дані результати підтверджують конструкцію та моделювання системи керування при відпрацюванні заданого кута рискання.

#### 4.3 Дослідження відпрацювання двигуном заданої траєкторії швидкості сформованою системою керування квадрокоптером

Для перевірки правильності взаємної роботи системи керування квадрокоптером та системи керування двигуном було сформовано зміну траєкторії положення квадрокоптера по осі X та подано в систему керування

квадрокоптером, графіки відпрацювання траєкторії зображено на рис.4.12. На рис.4.13 показано необхідні зміни швидкості обертання гвинтів для відпрацювання даної траєкторії. Для перевірки правильності відпрацювання заданих траєкторій швидкості обертання гвинтів, досліджуємо відпрацювання траєкторії швидкості обертання гвинта №1, графіки перехідних процесів зображені на рис.4.12.

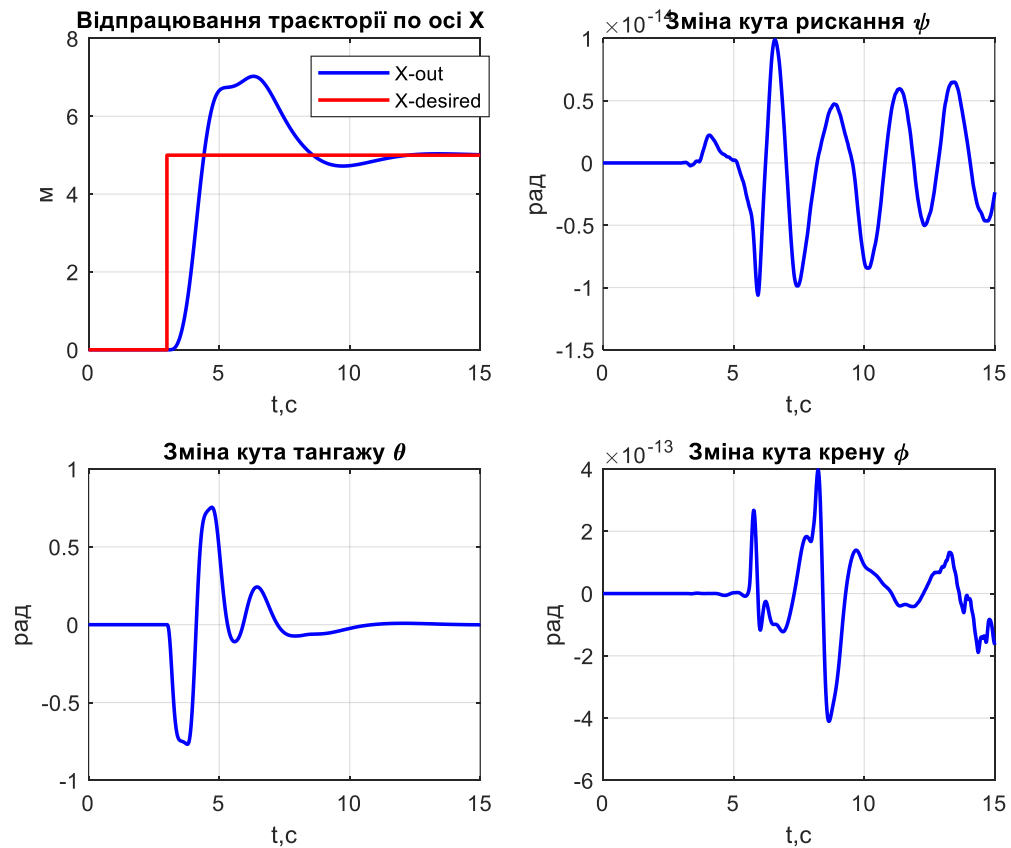


Рисунок 4.12 – Перехідні процеси при відпрацюванні траєкторії по осі X



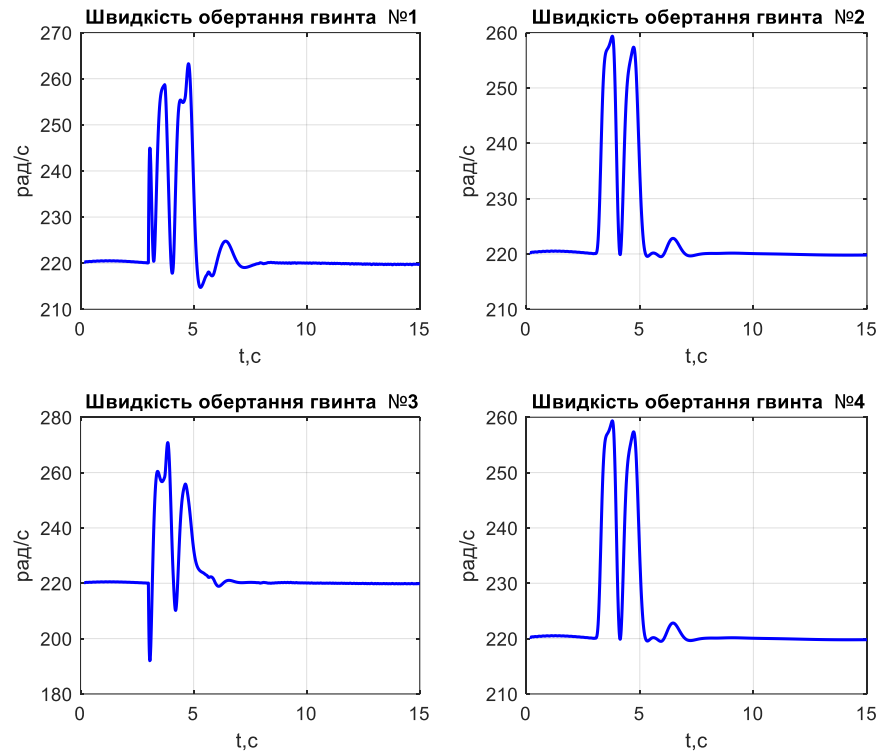


Рисунок 4.13 – Перехідні процеси швидкості обертання гвинтів при відпрацюванні заданої траєкторії по осі X

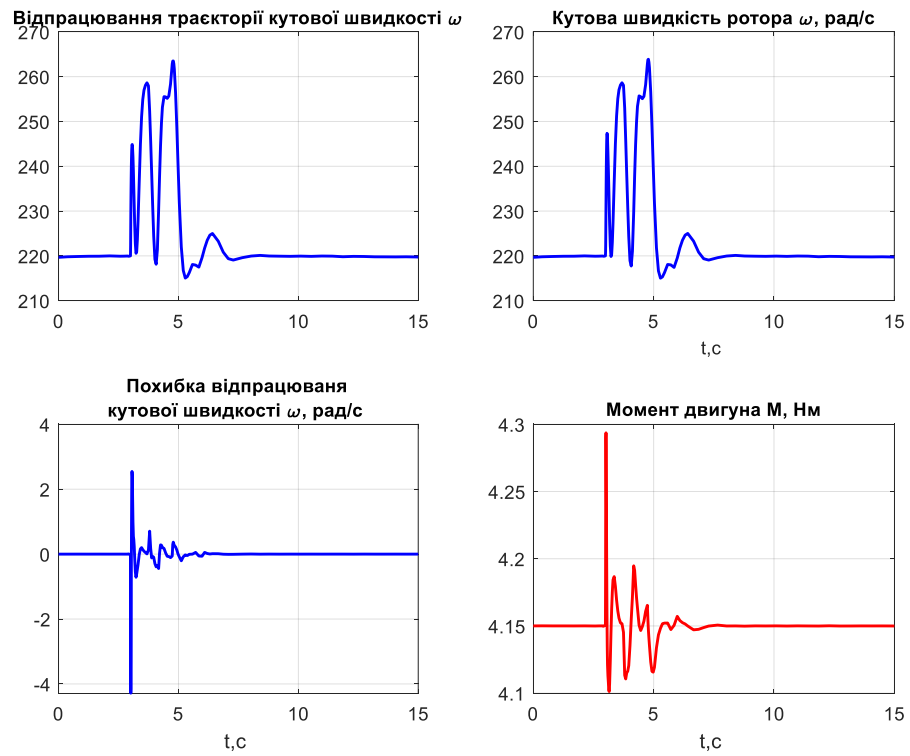


Рисунок 4.14 – Графіки перехідних процесів системи векторного керування при відпрацюванні заданої траєкторії швидкості

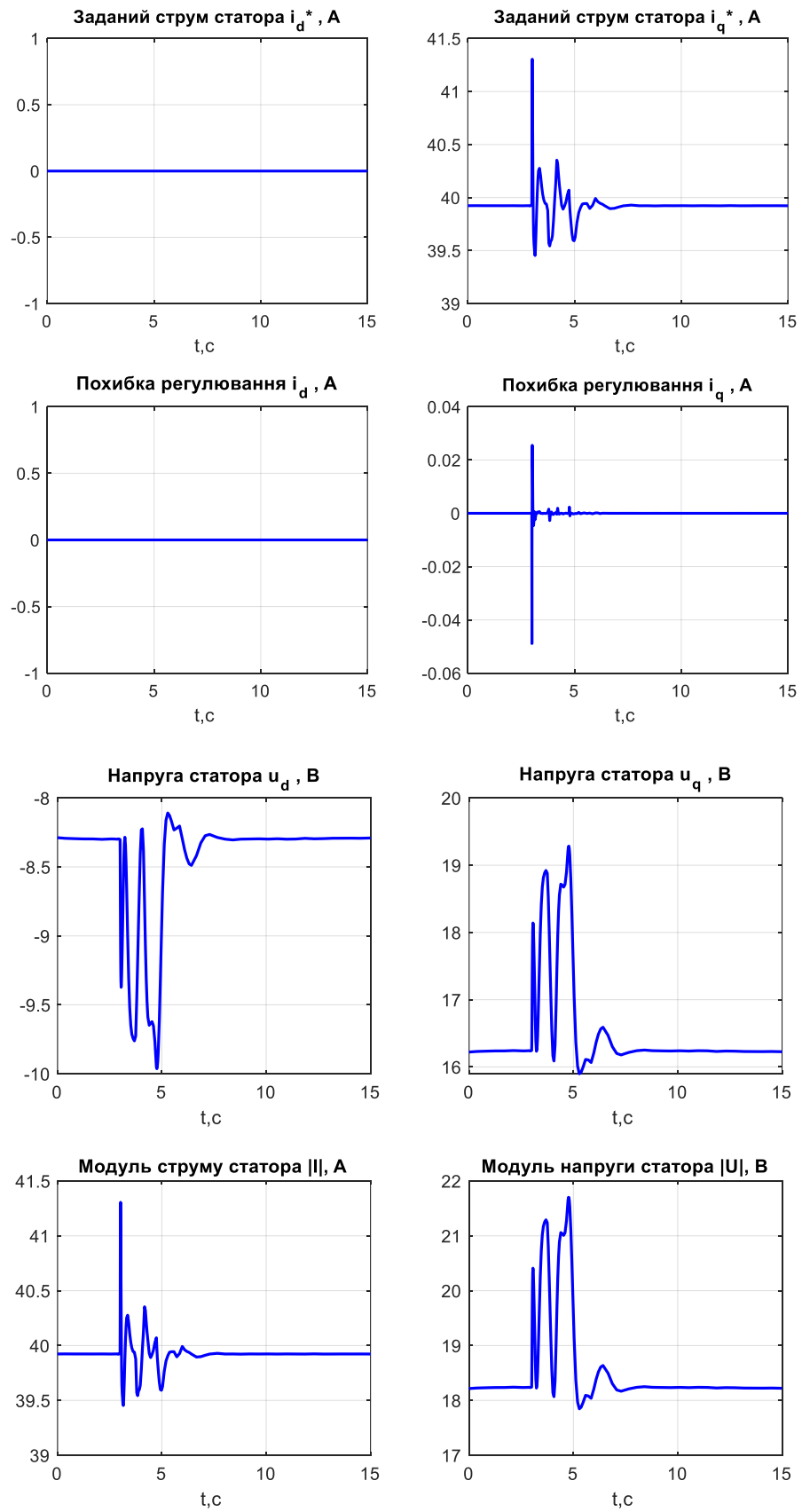


Рисунок 4.15 – Графіки перехідних процесів системи векторного керування при відпрацюванні заданої траєкторії швидкості

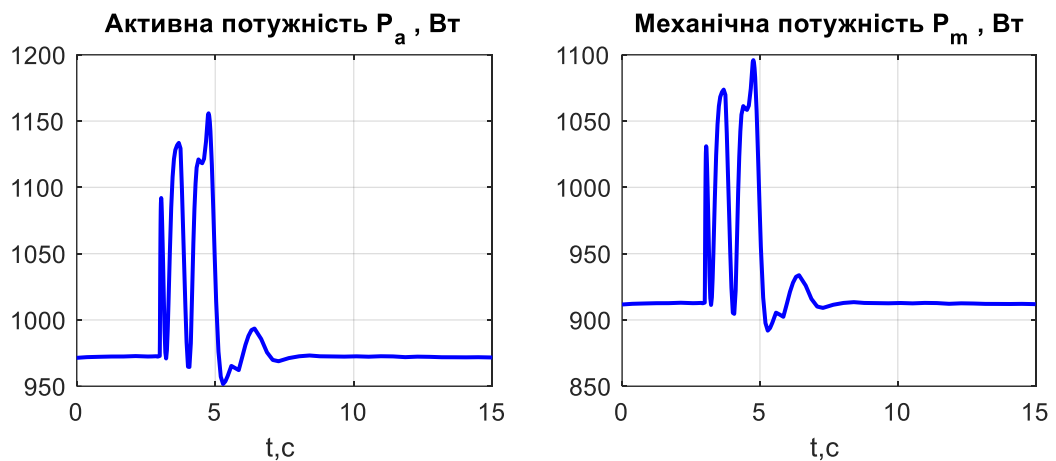


Рисунок 4.16 – Графіки перехідних процесів системи векторного керування при відпрацюванні заданої траєкторії швидкості

Аналізуючи результати було спостережено, що система керування двигуном коректно відпрацьовує необхідні траєкторії швидкості обертання сформовані системою керування квадрокоптером так як похибки відпрацювання кутової швидкості незначні.

#### Висновки до розділу 4

1. Було досліджено та проаналізовано систему керування квадрокоптером, з результатів досліджень бачимо, що система працює коректно швидкості двигунів змінюються відповідно до відпрацювання заданої траєкторії. Траєкторія відпрацьовується з незначним перерегулюванням, проте з часом вони зникають та квадрокоптер виходить на задану позицію.

2. Було досліджено роботу системи векторного керування по відпрацюванню двигуном заданої траєкторії. Забезпечується умови асимптотичного відпрацювання заданих траєкторій кутової швидкості та вектора струму статора по осі  $d$ , оскільки похибки асимптотично наближаються до нуля.

3. Було досліджено роботу системи керування двигуном по відпрацюванню заданої траєкторії системою керування квадрокоптером, система коректно відпрацьовує задану траєкторію швидкості.

## 5 РОЗРАХУНОК ЕЛЕМЕНТІВ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ДВИГУНОМ КВАДРОКОПТЕРА

В таблиці 5.1 представленні вихідні данні для розрахунку та проектування схеми електричної принципової силової частини керування двигуном квадрокоптера.

Таблиця 5.1 – Вихідні данні розрахунку

<i>Параметр</i>	<i>Значення</i>
Номінальна потужність $P_{2n}, кВт$	1.9
ККД інвертора $\eta_{ін.}, \%$	0.95
Номінальне значення струму статора $I_n, А \cdot м$	42.4
Можливий час роботи від АКБ $H, годин$	0.17

### 5.1 Розрахунок блоку акумуляторного пристрою

Розрахунок ємності акумулятора:

Припустимо, що можливий час роботи від резервного джерела живлення 10 хвилин при максимальному навантаженні на квадрокоптер 15 кг та швидкості 40км/год, та маючи необхідну потужність 1618 Вт, ККД інвертора 95%, визначимо струм розрядки акумулятора:

Де  $I_{роз.АКБ}$  – струм розрядки акумуляторної батареї;

$P_{пик.}$  – пікова потужність, Вт;

$U_{АКБ}$  – напруга АКБ, В;

$\eta_{ін.}$  – ККД інвертора, %.

Розрахуємо ємність акумуляторної батареї за формулою:

$$C_{АКБ} = I_{ном} \cdot H = 42.4 \cdot 0.17 = 7.21 (А \cdot год) \quad (5.1)$$

Де  $E_{АКБ}$  – ємність акумуляторної батареї,  $А \cdot год$ ;

$H$  – час роботи споживача від резервного джерела електропостачання, в годинах.

Щоб розрахувати кількість послідовних акумуляторів в одній паралельній ланці ділимо напругу ланки постійного струму на напругу однієї батареї.

$$N_{1\text{гілки}} = \frac{P_{\text{ел}} \cdot H}{C_{\text{АКБ}} \cdot U_{\text{АКБ1}}} = \frac{1618 \cdot 0.17}{7.21 \cdot 3.7} = 10.6 \quad (5.2)$$

$$U_{dc} = 11 \cdot 3.7 = 40.7 \text{ В}, \quad (5.3)$$

Для нашої системи енергопостачання візьмемо батареї LP476067 [16] з ємністю 2 (А · год).

Розрахунок кількості паралельно з'єднаних ланок акумуляторів:

$$N_{1\text{гілки}} = \frac{P_{\text{ел}} \cdot H}{I_{\text{АКБ1}} \cdot U_{\text{АКБ}}} = \frac{1618 \cdot 0.17}{2 \cdot 40.7} = 3.38 \quad (5.4)$$

За наявними даними візьмемо для нашої системи енергопостачання 11 батарей LP476067 з'єднаних послідовно та 4 паралельно в загальній кількості 44 батарей.

Таблиця 5.2 – Акумуляторна батарея LP476067 [16]

Параметр	Значення
Тип акумулятора	Li Po
Ємність акумулятора	2 (А / ч)
Напруга	3.7 (В)
Вага, кг	0.037 кг

Вибір контролеру заряду/розряду акумуляторної батареї:

При проектуванні АКБ слід використовувати так звану плату BMS (Battery management system). Основні цілі застосування BMS в якості регулятора роботи акумуляторної батареї:

- захист акумуляторних елементів і цілої батареї від пошкоджень;

- збільшення терміну служби батареї;
- підтримання акумулятора в стані, при якому стане максимально можливим виконання всіх покладених на нього завдань.

Неправильний заряд – одна з найбільш поширених причин виходу акумуляторної батареї з ладу, тому контроль заряду є однією з основних функцій мікроконтролера BMS.

Серед причин використання BMS є те, що система проводить оцінку:

- максимального допустимого струму заряду;
- максимального допустимого струму розряду;
- кількості енергії, що поставляється внаслідок зарядки, або ж витрачається при розряді;
- внутрішнього опору елементу;
- сумарного напрацювання акумуляторної батареї в процесі експлуатації (загальної кількості циклів роботи).

BMS може запобігти небезпечний для акумуляторної батареї процес шляхом безпосереднього впливу на неї або ж подачі відповідного сигналу про неможливість подальшого використання акумулятора до пристрою (контролера). Система інтелектуального моніторингу (BMS) відключає акумуляторну батарею від навантаження або зарядного пристрою при виході хоча б одного з робочих параметрів за межі допустимого діапазону.

Для нашої системи було обрано контролер захисту акумулятора BMS 48V 13S 35-100A [17], струм розрядки - 35-100A, напруга зарядки -12-48 В.

Для заряду АКБ було обрано зарядний SkyRC B6 Lite 220W 13A [18] на 32 В, 13 А.

## 5.2 Розробка силовій частини перетворювача

Розрахунок ланки постійного струму:

Напруга на виході АКБ складає  $U_{DC\max} = 46.2$  (В).

Максимальна зворотна напруга ключів має бути в 1.5 рази більше максимальної напруга в ланці постійного струму.

Тому отримуємо:

$$U_{ce} > 1.5U_{dc\max} \quad (5.5)$$

$$U_{ce} = 1.5U_{DC\max} = 1.5 \cdot 42 = 69.3(B). \quad (5.6)$$

Розрахунок автономного інвертора напруги:

Вибір IGBT здійснюється за критерієм  $I_C > I_{\max}$ ,  $U_{ce\max} > U_{ce}$ , де  $I_C$  та  $U_{ce\max}$  – відповідно тривалий струм колектора та напруга колектор-емітер, які вказані в паспортних даних IGBT. Обов'язковою є умова наявності антипаралельного діода, який в більшості випадків є вбудованим в один корпус із транзистором і не потребує окремого розрахунку. Для побудови силової частини перетворювача зручно використовувати так звані IGBT-модулі, які в одному корпусі містять 6 або 7 транзисторів з антипаралельними діодами та вбудований випрямляч.

Вибираємо по каталогу IGBT модуль типу IXFN340N07 [19] з параметрами  $U_{ce} = 70\text{ В}$ ,  $I_c = 100\text{ А}$ .

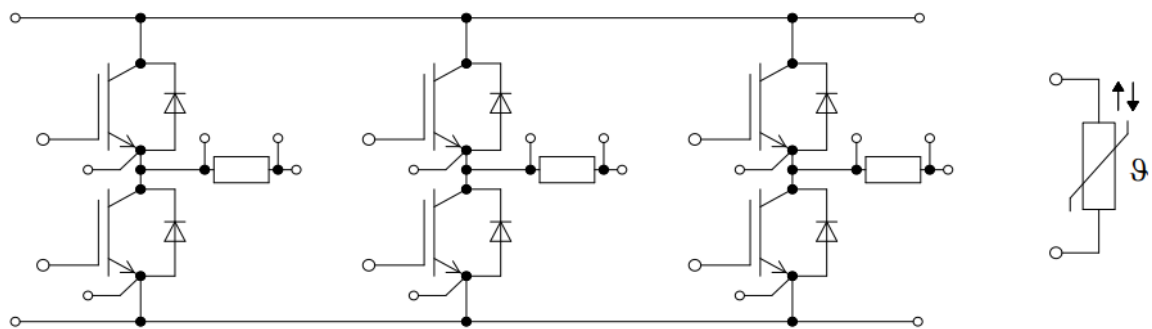


Рисунок 5.1 – IGBT модуль типу IXFN340N07

Для IGBT транзисторів, з метою згладжування пікових сигналів, які з'являються при перемиканні вибираємо снабер. Ємність снабера знаходиться в діапазонні від 0.1 до 1 мкФ. Отже, обираємо 6 конденсаторів типу

C4ASPBW3680A3FJ [20], з максимальною постійною напругою 70 В та ємністю  $C = 0.68 \text{ мкФ}$ .

### 5.3 Розрахунок датчиків струму, напруги та вибір датчика швидкості

Вибір датчиків струму здійснюють за максимальний струмом, який необхідно вимірювати, тобто щоб вимірюваний діапазон датчика був більшим від максимально допустимого струму в системі. Для вимірювання струмів на виході перетворювача для вибору використовують значення максимального струму.

Вибір датчика струму може бути здійснений по розрахованому значенню  $I_{dc}$ . Вибираємо датчик типу WCS1700 [21], номінальний струм якого складає 52 А, діапазон вимірювання 70 А.

Канал вимірювання напруги ланки постійного струму може бути побудований з використанням датчика типу VL 25-Р [22].

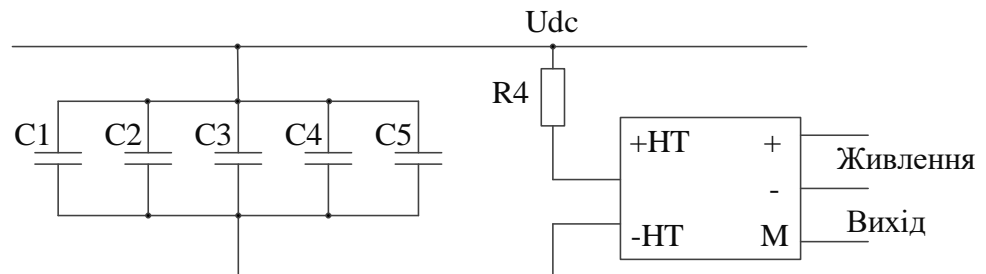


Рисунок 5.2 – Підключення датчика напруги

В документації на датчик вказано, що максимальний струм первинного кола  $I_{p\max} = 14.0 \text{ мА}$ . Тому значення опору резистора  $R_4$  дорівнює:

$$R_4 = \frac{U_{dc\max}}{I_{p\max}} = \frac{46.2}{0.014} = 3300 \text{ Ом.} \quad (5.7)$$

Зі стандартного ряду резисторів вибираємо DDR-50W C5-35B [23]  $R_4 = 3.3 \text{ кОм}$ .

Вибір датчика швидкості :



Резольвер - це електричний трансформатор, який використовується для вимірювання кута повороту.

Принцип дії: в якості сигналу резольвер на виході видає напругу, яка генерується за формою і частотою відповідно до сигналу  $V_{ref}$ , а по амплітуді і фазі сигнал має залежність від кута положення ротора. Порядок синусоїдних та косинусоїдних коливальних імпульсів аналогової напруги дають можливість дізнатися абсолютне положення вала в межах одного обороту в проміжку між 0 і 360 градусами. Використовуючи отриману інформацію можливо отримати параметри напрямку, відстані і швидкості переміщення.

Вибираємо резольвер типу Atas серії ER5K [24] з параметрами: максимальне число обертів -  $n_r = 20000 \text{ об} / \text{хв}$ ,  $U_r = 7 \text{ В}$ ,  $I_r = 50 \text{ мА}$ , кутова точність  $\pm 10'$ .

## Висновки до розділу 5

1. Було виконано розрахунок акумуляторної батареї (АКБ), для забезпечення живлення одного двигуна квадрокоптера.

2. Було обрано BMS для регулятора роботи акумуляторної батареї, захисту акумуляторних елементів і цілої батареї від пошкоджень, збільшення терміну служби батареї, підтримання акумулятора в стані, при якому стане максимально можливим виконання всіх покладених на нього завдань.

3. Був обраний автономний інвертор напруги - IGBT модуль для перетворення постійної напруги ланки постійного струму у задану трифазну напругу на виході перетворювача, результуючий вектор якої (усереднений на періоді ШІМ) має заданий модуль, частоту та кутове положення.

4. Були обрані датчики струму ДС1, ДС2 – призначені для передачі в керуючий контролер інформації про фазні струми двигуна, де вона використовується для організації захисних функцій інвертора та двигуна, а також для організації зворотних зв'язків в системах векторного керування. Також був обраний датчик швидкості призначений для вимірювання контролером кутової

швидкості (положення) з метою організації зворотних зв'язків та захисних функцій.

## ВИСНОВКИ

1. Аналізуючи типи мультикоптерів встановили, що для проектування вантажного мультикоптера більше підходять рами з 6-8 гвинтами, проте для відлагодження основних функцій керування коптером розробляється пілотна версія з 4 гвинтами.

2. Був обраний безколекторний тип двигуна на постійних магнітах, для керування даним типом двигуна була обрана система векторного керування для точного регулювання та швидкої реакції на зміни.

3. Було математично описано динаміку, кінематику та виведені рівняння руху квадрокоптера для подальших розрахунків та розробки моделі квадрокоптера.

4. Була розрахована необхідна тяга, згідно якої було проведено аналіз підбору параметрів лопасті для забезпечення необхідної тяги.

5. Згідно розрахованої необхідної потужності швидкості та моменту було обрано двигун - P80III для забезпечення оптимального відношення потужності до ваги.

6. Було математично описано систему керування квадрокоптером та систему керування двигуном для їх подальших розробок в програмі MATLAB.

7. Було окремо досліджено та проаналізовано: систему керування двигуном, систему керування квадрокоптером та було досліджено взаємну роботу двох систем - відпрацювання зміни траєкторії квадрокоптера по осі X системою керування квадрокоптером та відпрацювання системою керування двигуном сформованої системою керування квадрокоптером траєкторії швидкості обертання двигуна №1.

8. Було виконано розрахунок та обрано елементи системи керування двигуном квадрокоптера.

## ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ

1. Технічна специфікація двигуна P80III: <https://store-en.tmotor.com/goods.php?id=783>.
2. Технічна специфікація акумуляторної батареї типу LP476067: <https://www.lipolbattery.com/lipo%20battery.html>
3. Технічна специфікація контролера захисту акумулятора типу BMS 48V 13S 35-100A: <https://www.electra.com.ua/akum/moduli-kontrolya-zaryada-akkumulyatorov/bms-48v-13s-35-100a-dlya-li-ion.html>
4. Технічна специфікація заряду АКБ типу SkyRC B6 Lite 220W 13A: <https://modelistam.com.ua/zaryadnoe-ustroistvo-skyrc-lite-220w-13a-p-39132/>
5. Технічна специфікація IGBT модуля типу IXFN340N07: <https://ru.mouser.com/ProductDetail/IXYS/IXFN340N07?qs=sGAEpiMZZMutXGli8Ay4kGu1E1xe7WxzHiVwifwGf08%3D>
6. Технічна специфікація конденсатора типу C4ASPBW3680A3FJ. URL: <https://www.tme.eu/ru/details/c4aspbw3680a3fj/kondensatory-polipropilenovye-standart/kemet/>
7. Технічна специфікація датчика струму типу WCS1700:
8. [https://roboparts.ru/catalog/datchiki/datchiki\\_toka\\_i\\_napryazheniya/module-wcs1700-datchik-toka-70a/](https://roboparts.ru/catalog/datchiki/datchiki_toka_i_napryazheniya/module-wcs1700-datchik-toka-70a/)
9. Технічна специфікація датчика напруги типу VL 25-P. URL: [https://www.lem.com/sites/default/files/products\\_datasheets/lv\\_25-p.pdf](https://www.lem.com/sites/default/files/products_datasheets/lv_25-p.pdf)
10. Технічна специфікація резистора типу DDR-50W C5-35B:
11. <https://www.chipdip.by/product0/9000597048>
12. Технічна специфікація резольвера типу Atas серії ER5K. URL: <https://profikom.com.ua/p830130109-rezolvery-atas-serii.html>
13. Обуховский, А.Д. Аэродинамика воздушного винта [Электронный ресурс] : учеб. пособие / А.Д. Обуховский .— Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2009 .— 80 с.

14. Остроухов, С. П. Аэродинамика воздушных винтов и винтокольцевых движителей / С. П. Остроухов. – Москва : Физматлит, 2014. – 328 с.
15. Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment Reg Austin.
16. Дроны. Полное практическое руководство — Джунипер А.
17. В. Корнеев. Особенности конструкции и эксплуатации беспилотных летательных аппаратов.
18. Інженерні рішення, URL: <https://engineering-solutions.ru/motorcontrol/vector/>
19. Johan Holtz, Juntao Quan “Sensorless vector control of induction motors at very low speed using a nonlinear inverter model and parameter identification”/ IEEE Transactions on industry applications, Vol. 38, No. 4, July/Aug 2002, pp. 1087-1095.
20. Vidhya Krishnan, C. Hemalatha “SPEED CONTROL OF INDUCTION MOTOR USING HYSTERESIS METHOD” / International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET) e-ISSN: 2395 -0056 Volume: 03 Issue: 01 | Jan-2016.
21. Методичні вказівки до виконання курсового проекту для студентів напрямку підготовки 6.050702 – “Електромеханіка” спеціальності “Електромеханічні системи автоматизації та електропривод” / Уклад.: С. М. Пересада, С. М. Ковбаса, С. С. Димко –К.: НТУУ “КПІ”, 2014 р. 43 с.
22. В. І. Сенько, М. В. Панасенко, Є. В. Сенько, М. М. Юрченко, Л. І. Сенько, В. В. Ясінський. С31 Електроніка та мікросхемотехніка: У 4-х т. Том 4. Книга 1. Силова електроніка: навч. Посібник / За ред. В. І. Сенька. – К.: Каравела, 2012. – 640 с.
23. Hafeezul Haq, Mehedi Hasan Imran, H.Ibrahim Okumus, Mohammad Habibullah “Speed Control of Induction Motor using FOC Method” et al. Int. Journal of Engineering Research and Applications/ ISSN : 2248-9622, Vol. 5, Issue 3, (Part -1) March 2015, pp.154-158.
24. Electric Airplanes and Drones by Kevin Desmond

25. Всеволод Смыслов, С. Парафесь - Проектирование конструкции и САУ БПЛА с учетом аэроупругости. Постановка и методы решения задачи.

26. Теорія мехатронних систем – 1: Методичні вказівки до виконання розрахунково-графічної роботи для студентів заочної форми навчання напряму підготовки 6.050702 – "Електромеханіка" спеціальності "Електромеханічні системи автоматизації та електропривод" / Уклад: С. М. Пересада, С. М. Ковбаса. –К.: НТУУ "КПІ", 2011 р. –96 с.

# ДОДАТОК А

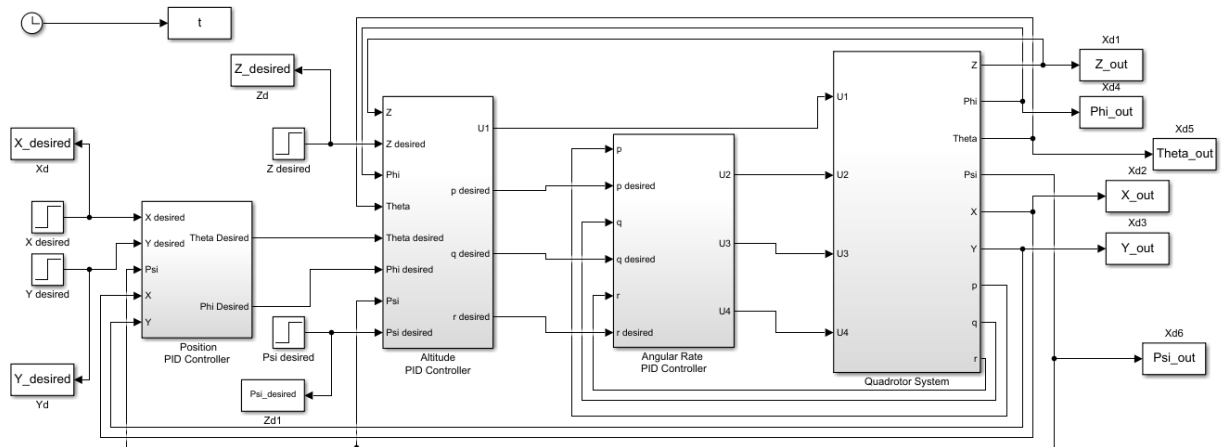


Рисунок – 1А Модель системи керування квадрокоптером у програмі  
MATLAB

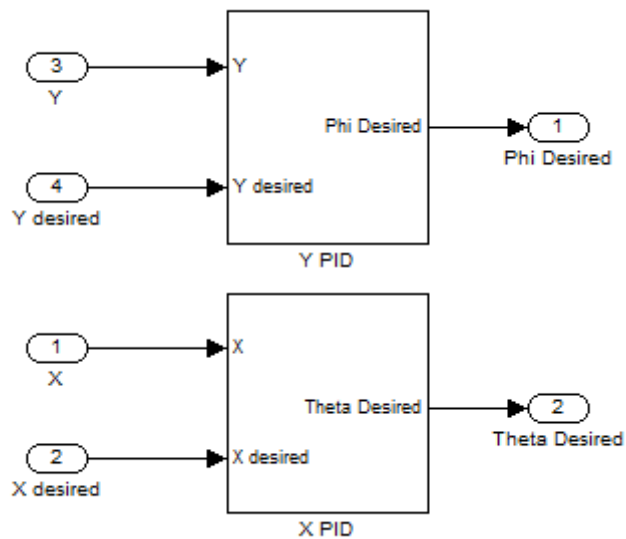


Рисунок – 2 А (Контролер положення)

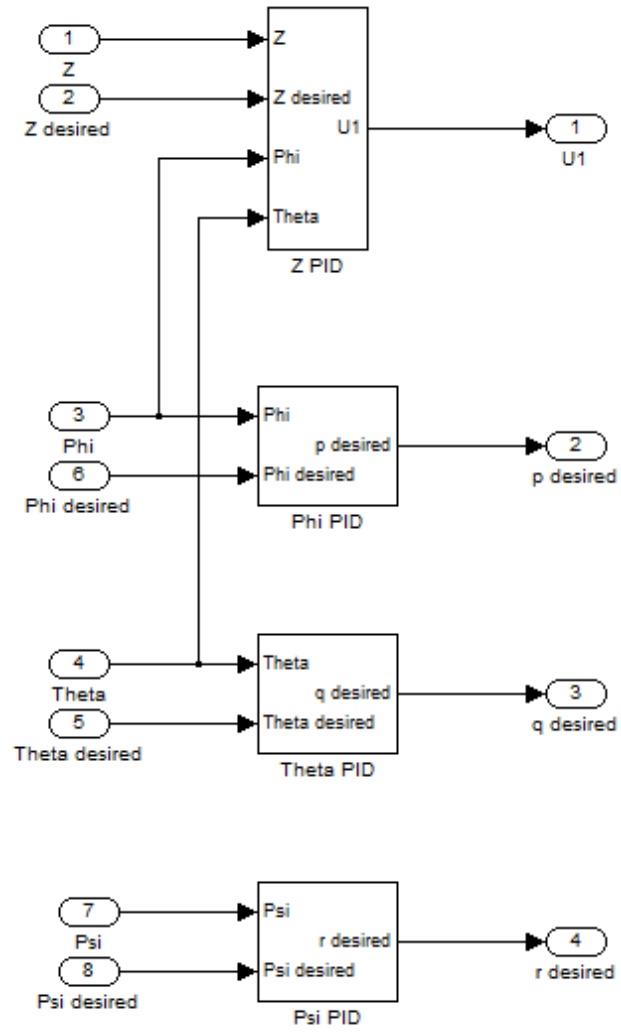


Рисунок – 3 А (Контролер висоти)



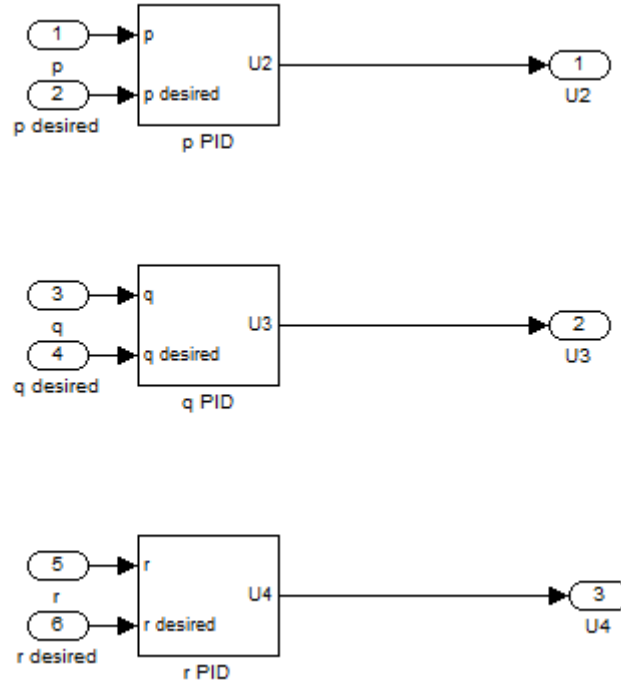


Рисунок – 4 А (Контролер швидкості)

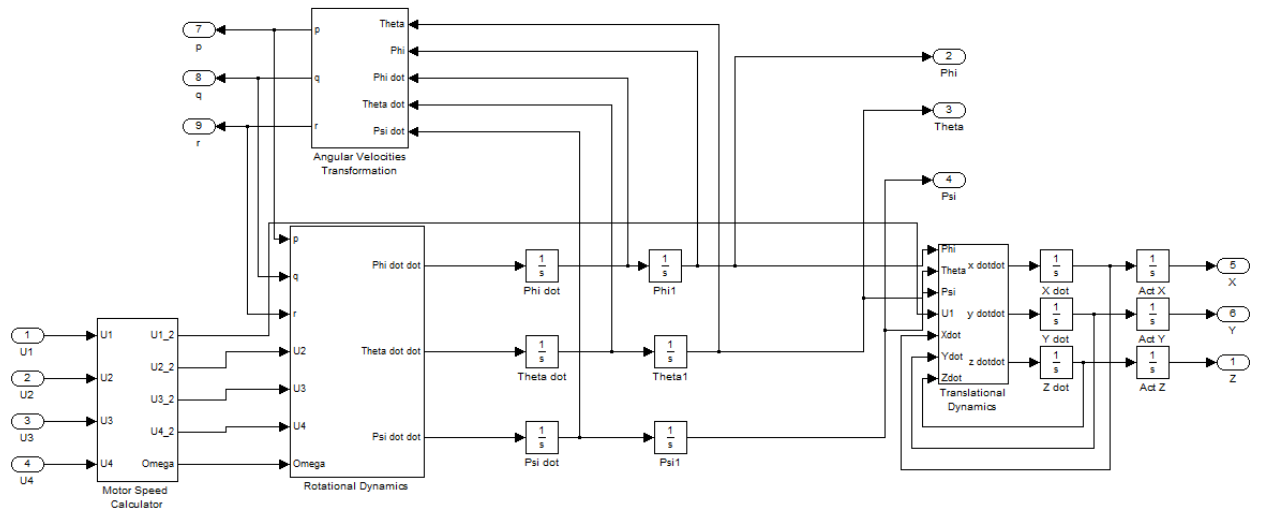


Рисунок – 5 А (Блок динаміки квадрокоптера)

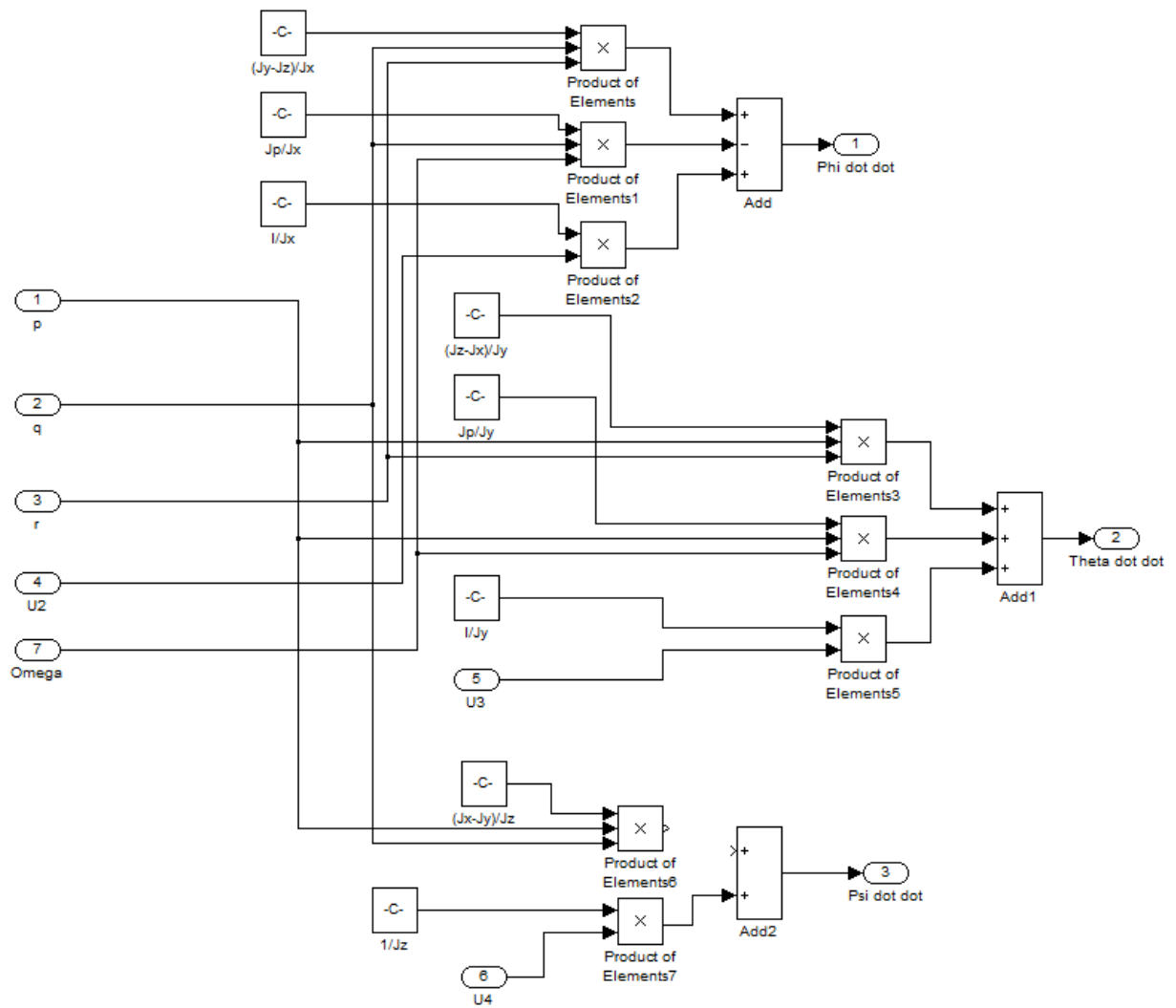


Рисунок – 6 А (Блок динаміки обертання)

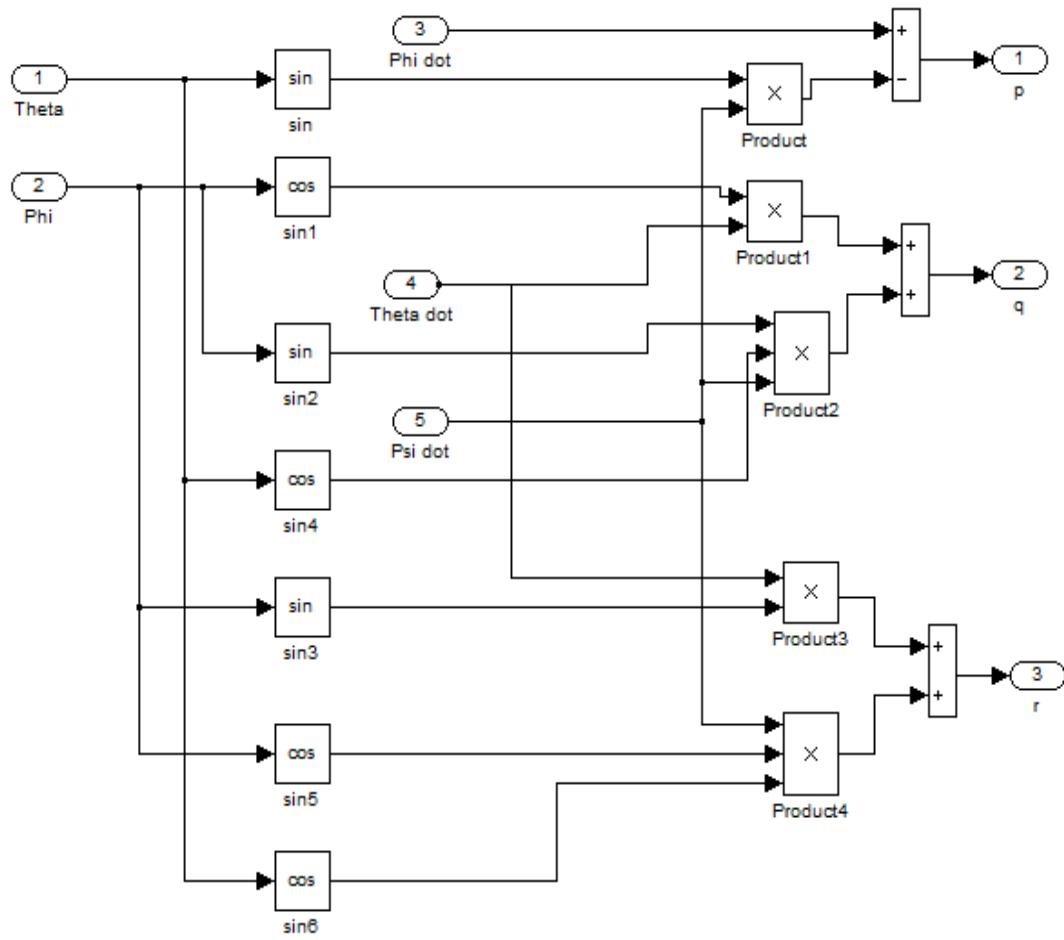


Рисунок – 7 А (Блок перетворення кутових швидкостей)

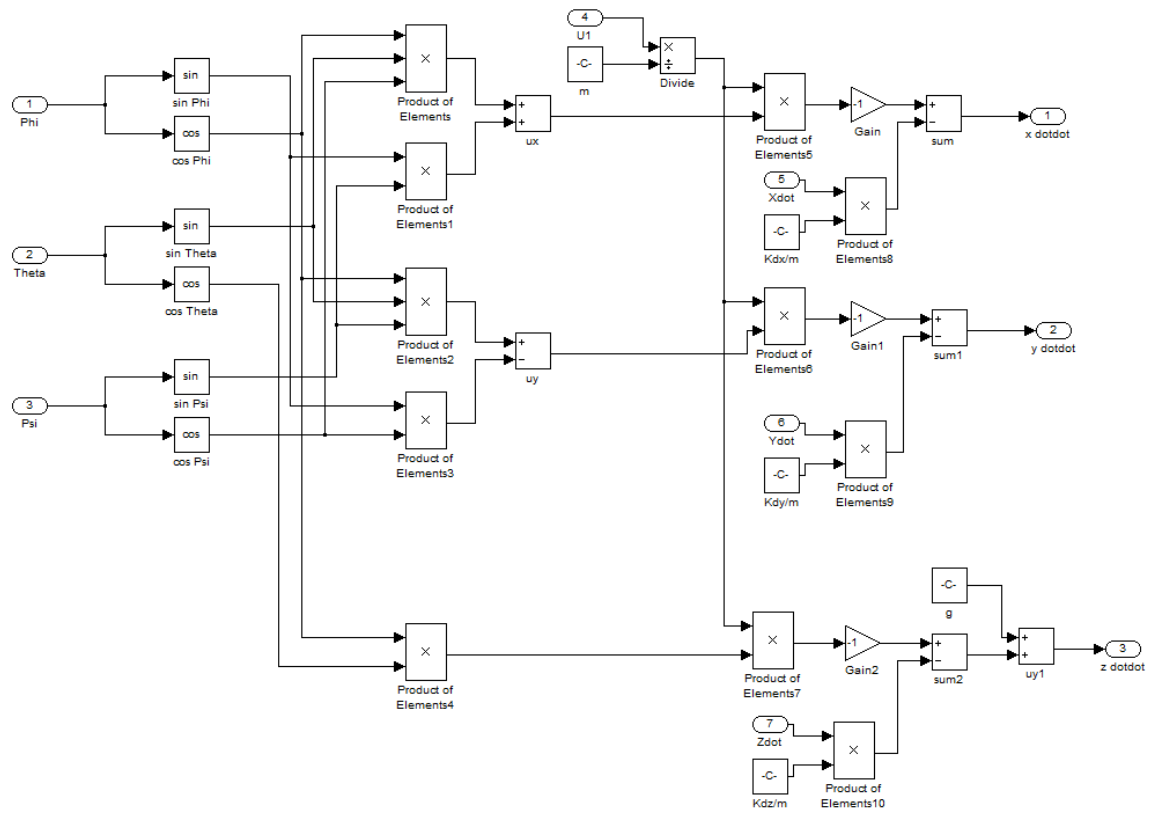


Рисунок – 8 А (Блок поступальної динаміки)

## ДОДАТОК Б

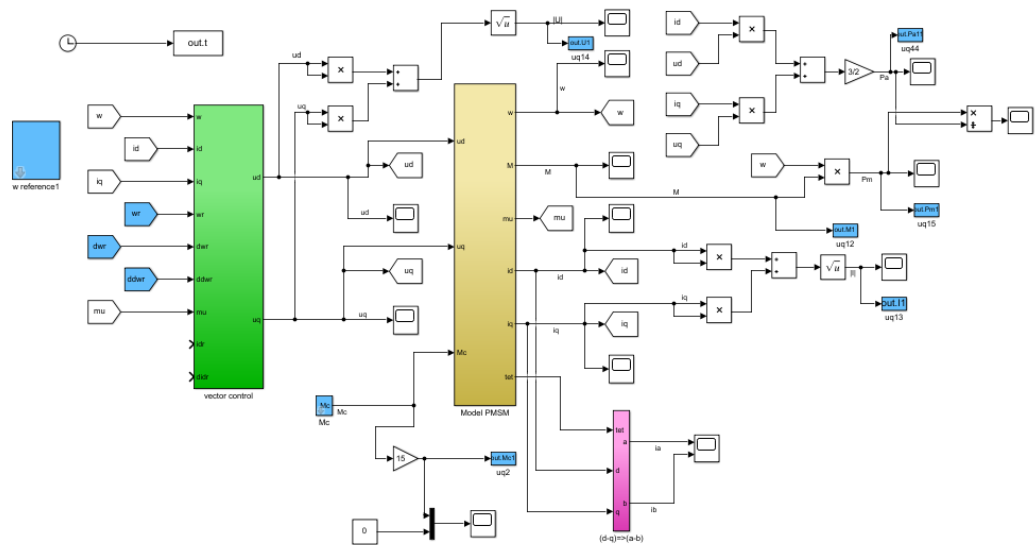


Рисунок – 1Б Модель системи керування двигуном у програмі MATLAB