

Міністерство освіти і науки України
Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет систем управління літальних апаратів

Кафедра систем управління літальних апаратів

Пояснювальна записка

до дипломної роботи

магістра

(освітньо-кваліфікаційний рівень)

на тему: Розробка системи автоматичного позиціонування мультироторного БПЛА
у поздовжньому русі

ХАІ.301.360.200.173.00063019 ПЗ

Виконав: студент 6 курсу, групи 360
спеціальності 173 “Авіоніка”

Освітньо-професійна програма

“Системи автономної навігації та адаптивного
управління літальних апаратів”

Терновий В.С.

(прізвище та ініціали студента)

Керівник Пасічник С.М.

(прізвище та ініціали)

Рецензент Кузнецов Ю. О.

(прізвище та ініціали)

м. Харків – 2020 рік

Міністерство освіти і науки України
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет систем управління літальними апаратами
Кафедра систем управління літальних апаратів
Рівень вищої освіти магістр
Спеціальність 173 «Авіоніка»
Освітньо-професійна програма «Системи автономної навігації та адаптивного управління літальних апаратів»

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
систем управління ЛА

к.т.н., доц. _____ К.Ю. Дергачов
“ _____ ” _____ 2020 року

З А В Д А Н Н Я
НА ДИПЛОМНУ РОБОТУ СТУДЕНТУ
Терновому Віктору Сергійовичу
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема роботи: Розробка системи автоматичного позиціонування мультироторного БПЛА у поздовжньому русі
керівник роботи к.т.н доцент каф. 301 Пасічник С.М. затверджені наказом вищого навчального закладу від 26.10. 2020 року № 1775-уч
2. Строк подання студентом роботи: 11 грудня 2020 року
3. Вихідні дані до роботи: розробити систему автоматичного позиціонування мультироторного БПЛА у поздовжньому русі, згідно умов заданих в технічному завданні
4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити)1. Оцінка стану проблеми. Аналіз ТЗ. Патентний пошук. 2. Опис функціонування об'єкта автоматичного управління. Математичний опис ОУ. Динамічний розрахунок системи управління.. Моделювання системи управління. 3. Конструкторська частина. 4. Дослідницька частина. 5 Експериментальна частина. 6. Економічна частина – розрахунок собівартості і ціни системи управління.
5. Перелік графічного матеріалу (з точним зазначенням обов'язкових креслень)

1-й плакат (формат А1) – Розробка системи автоматичного позиціонування продольного руху мультироторного БПЛА; 2-й плакат (формат А1) –Вибір і обґрунтування структурної схеми системи позиціонування повздовжнього руху мультироторного БПЛА; 3-й плакат (формат А1) – Математична модель БПЛА; 4-й плакат (формат А1) – Аналіз властивостей об’єкта автоматичного позиціонування; 5-й плакат (формат А1) – Моделювання динаміки системи управління при заданих початкових умовах і зовнішніх впливах; 6-й плакат (формат А1) – Синтез коригувального елемента першого контуру позиціонування кута тангажа; 7-й плакат (формат А1) – Моделювання динаміки системи управління при заданих початкових умовах і зовнішніх впливах; 8-й плакат (формат А1) – Конструкторська частина; 9-й плакат (формат А1) – Дослідницька частина; 10-й плакат (формат А1) – Експериментальна частина; Економічна частина.

6. Консультанти розділів роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
Стан проблеми	Пасічник С.М. к.т.н., доцент каф. 301.		
Аналіз і синтез СУ	Пасічник С.М. к.т.н., доцент каф. 301.		
Конструкт. частина	Джуглаков В.Г. к.т.н доц. каф. 301		
Дослідницька частина	Пасічник С.М. к.т.н., доцент каф. 301.		
Експеримент. частина	Пасічник С.М. к.т.н., доцент каф. 301.		
Економічне обґрунтування	Хлівна І.В., д.е.н, професор каф. 601.		

7. Дата видачі завдання _____

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів дипломної Роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1.	Початок переддипломної практики	01.09.2020	
2.	Формулювання теми роботи. Розробка технічного завдання	18.09.2020	
3.	Математичний опис системи управління. Аналіз і синтез системи управління. Проведення експериментальних досліджень	16.10.2020	Залік з переддипломної практики
4.	Конструкторська частина роботи. Дослідницька частина роботи. Експериментально-практична частина. Економічне обґрунтування розробки. Розробка питань охорони праці і безпеки в надзвичайних ситуаціях	20.11.2020	
5.	Оформлення розрахунково-пояснювальної записки і графічного матеріалу	04.12.2020	
6.	Попередній захист роботи. Рецензування роботи	11.12.2020	
7.	Захист роботи	17.12.2020	

Студент _____
(підпис) (прізвище та ініціали)

Керівник роботи _____
(підпис) (прізвище та ініціали)

Міністерство освіти і науки України
Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Кафедра 301

«ЗАТВЕРДЖУЮ»
Завідуючий кафедрою
к.т.н., с.н.с., доцент
_____ К.Ю. Дергачов
«__» _____ 2020 р.

ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ
на дипломне проектування
Терновий Віктор Сергійович

(п.п.)

1. Тема роботи: Розробка системи автоматичного позиціонування мультироторного БПЛА у поздовжньому русі затверджена наказом по університету від «26» жовтня 2020 р., №1775-уч
2. Термін здачі студентом закінченої роботи «11» грудня 2020 р.
3. Область застосування: Розробка, проектування і дослідження систем управління безпілотними літальними апаратами (БПЛА).
4. Початкові дані для об'єкта управління
 - 4.1 Призначення і мета створення системи: розробка системи для позиціонування продольного руху БПЛА мультироторного типу.
 - 4.2 Загальні відомості: проблеми дослідження систем автоматичного позиціонування продольного руху БПЛА мультироторного типу.
5. Технічні вимоги до системи управління
 - 5.1. Питання, що підлягають розробці
 - 5.1.1 В розрахунковій частині: Опис функціонування об'єкта автоматичного управління: опис пристрою і принципу дії об'єкта автоматичного управління (ОАУ) і збурювальних впливів, вибір принципу управління; формування функціональної схеми ОАУ, вербальний опис принципів функціонування,

сигналів і фізичних зв'язків між елементами, принципів перетворення енергії та інформації; формування вимог до вимірювальних приладів і виконавчих пристроїв, вибір вимірюючих і виконавчих пристроїв (враховуються вимоги по точності, статичним і динамічним характеристикам); формування завдань управління до цифрового пристрою автоматичного управління (ПАУ). Математичний опис ОАУ: отримання і опис нелінійних математичних моделей; лінеаризація нелінійних моделей ОАУ; формування передатних функцій ОАУ по заданому і збурювальному впливах; формування структурної схеми ОАУ; дослідження в середовищі Matlab функціональних властивостей ОАУ. Формування пристрою автоматичного керування: опис принципу дії пристроїв автоматичного управління (ПАУ) загальної задачі синтезу; постановка загальної задачі синтезу коригуючого пристрою; синтез послідовного коригувального пристрою методом ЛАЧХ, ПД; дослідження в середовищі Matlab функціональних властивостей замкнутої скорегованої системи автоматичного управління по керуючому і збурювальному впливів; вибір чисельних методів, врахування особливостей їх реалізації та оцінка точності, достовірності, стійкості, складності, швидкодії; формування цифрового коригуючого пристрою та отримання дискретної передатної функції ПАУ.

5.1.2 В експериментальній частині: Реалізація системи автоматичного управління на реальному об'єкті і/або в прикладних програмних додатках.

5.2. Режими роботи системи управління (автоматичний, напівавтоматичний, ручний, налагоджувальний і т. і.): Напівавтоматичний.

5.3. Показники якості роботи системи: Час переходу не більше 3 секунд, відхилення 20%, запас стійкості за амплітудою не менше 20 дБ, запас стійкості по фазі не менше 40 градусів, допустима статична похибка 5%.

5.4. Вимоги до приладового складу системи: Спіральні гвинтові двигуни, датчики кутових швидкостей, кутів і швидкостей польоту, приймач, передавач, обчислювальний пристрій.

5.5. Вимоги до взаємозамінності блоків: Не представлені.

6. Умови експлуатації системи.

6.1. Кліматичні умови (температура середовища, в якому буде працювати система управління, вологість середовища, ступінь запиленості, вміст хімічно активних компонентів і т. і.): Температура навколишнього середовища: -40°C до $+50^{\circ}\text{C}$; вологість навколишнього середовища: до 100%; атмосферний тиск: до висоти 400 м в стандартній атмосфері.

6.2. Механічні вимоги (вібрація, тряска, можливі перекоси, удари, нахили):
Установка вібро захисту

6.3. Наявність перешкод (електричні наводки, радіоперешкоди, магнітні впливи): Можливі радіоперешкоди в приймач БПЛА від радіостанцій і погодних умов.

6.4. Електричні параметри системи (напруга джерел живлення, потужність, стабільність, частота): Визначаються функціональними вимогами елементів СУ, робоча напруга батареї становить + 12 В.

6.5. Характер роботи системи (неперервний, циклічний, одноразової дії):
Циклічний.

7. Додаткові функції, що реалізуються системою управління (сигналізація про несправності, реєстрація необхідної інформації, самоконтроль і т. і.):
Реєстрація польотної інформації.

8. Обсяг робіт, що виконуються розробником

8.1. Етапи виконання роботи: Аналітичний огляд літератури, отримання аеродинамічних характеристик, створення математичної моделі руху БПЛА, проектування системи управління, експериментально-практична частина, висновок, перелік використаних джерел, додатки.

8.2 Обсяг розробки за кожним етапом: Титульний лист (1 сторінка), специфікація (5-6 сторінок), анотація (1 сторінка), зміст (2-3 сторінки), список символів, скорочень (1 сторінка.); аналіз технічного завдання (2 сторінки); аналіз методології завдання (стор); постановка задач проектування, цілі, завдання, структура і вибір рішення проблеми (10-12 сторінок); математичні моделі, аналіз результатів моделювання (9 сторінок); алгоритми реалізації моделей, вибір засобів реалізації, розробка функціональних модулів (9-10 сторінок); опис системи, проведення експериментальних досліджень, отримання характеристик, обробка результатів (10-12 сторінок), економічна частина (9-10 сторінок), висновки (2 сторінки).

9. Параметри обладнання системи

9.1. Габарити: 67 x 41 x 10 мм мм.

9.2. Маса: 30.6 гр.

9.3. Вимоги до конструктивного виконання і розміщенню:

Не надано.

9.4. Інші вимоги: Не надано.

10. Вимоги безпеки: Елементи системи повинні бути пожежобезпечні і не повинні бути джерелами вибуху, припинення роботи одних пристроїв не повинно

призводити до порушення роботи інших.

11 Дослідницька частина: провести дослідження оптимальних законів управління.

12 Експериментально-практична частина: дослідити працездатність розробленої системи управління на реальному об'єкті і/або в програмному середовищі.

13 Економічна частина

13.1 Розробити (розрахувати, одержати): оцінити собівартість і ціну розробки та виготовлення плати управління та повноцінного об'єкту, побудувати точку безбитковості.

13.2 Умови і вимоги: серійне виробництво, розрахунок проводиться за статтями калькуляції

13.3 Очікуваний результат: повна собівартість виробу в грн. _____

14 Перелік графічних матеріалів із зазначенням форматів:

1-й плакат (формат А1) – Розробка системи автоматичного позиціонування продольного руху мультироторного БПЛА;

2-й плакат (формат А1) – Вибір і обґрунтування структурної схеми системи позиціонування повздовжнього руху мультироторного БПЛА;

3-й плакат (формат А1) – Математична модель БПЛА;

4-й плакат (формат А1) – Аналіз властивостей об'єкта автоматичного позиціонування;

5-й плакат (формат А1) – Моделювання динаміки системи управління при заданих початкових умовах і зовнішніх впливах;

6-й плакат (формат А1) – Синтез коригувального елемента першого контуру позиціонування кута тангажа;

7-й плакат (формат А1) – Моделювання динаміки системи управління при заданих початкових умовах і зовнішніх впливах;

8-й плакат (формат А1) – Конструкторська частина;

9-й плакат (формат А1) – Дослідницька частина;

10-й плакат (формат А1) – Експериментальна частина; Економічна частина.

Керівник роботи

Пасічник С.М.

(П.І.Б.)

« » _____ 2020 р.

Прийняв до виконання

Терновий В.С.

(П.І.Б. студента)

« » _____ 2020 р.

Погоджено з питань:

конструкції

Джулгаков В.Г.

(П.І.Б.)

« » _____ 2020 р.

дослідницької частини

Пасічник С.М.

(П.І.Б.)

« » _____ 2020 р.

економіки

Хлівна І.В.

(П.І.Б.)

« » _____ 2020 р.

РЕФЕРАТ

Сторінок 146, рисунків 73, таблиць 15, джерел 99, додатків 4.

В дипломному проекті досліджується розробка системи позиціонування продольного руху мультироторного БПЛА. На першому плакаті буде показаний фізичний вигляд квадрокоптера, а в розділах усі описи пристрою. Велике місце в роботі займає функціонування об'єкту автоматичного управління, математичний опис та формування приладу автоматичного позиціонування. Дослідження введеться через розгляд такої проблеми, як проблеми управління. Вирішення буде представлене в даному проекті. Особлива увага звертається на автономність, функціональні можливості та виконання головного завдання – позиціонування продольного руху мультироторного БПЛА. Встановлюються критерії якості системи та вимоги до приладового складу системи (ТЗ, пункт 5.3, 5.4). На плакатах відображені основні данні про систему.

В основній частині проведено аналіз і синтез системи управління позиціонування продольного руху мультироторного БПЛА, одержано математичний опис об'єкта управління та системи в цілому, проведено синтез коректувального пристрою, що дозволяє отримати необхідну якість перехідних характеристик та проаналізувати отримані результати.

У конструкторській частині описано плату управляючого обчислювача для даної системи управління.

Дослідницька частина присвячена дослідженню лінійно-квадратичного регулятора.

В експериментально-практичній частині проведено експеримент.

В економічній частині розраховується собівартість і ціна виготовлення.

**КВАДРОКОПТЕР, ПОЗИЦІОНУВАННЯ, МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ,
СИСТЕМА УПРАВЛІННЯ, КОРЕКТУЮЧИЙ ПРИСТРІЙ, ФУНКЦІОНАЛЬНА
СХЕМА.**

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

GPS – навігатор для орієнтування у просторі;

Matlab – програма для будування структурних схем, дослідження перехідних процесів, проведення синтезу і т.д.;

OSD – додаткова частина мікроконтролера, що використовується для накладання параметрів польоту на відео;

Simulink – одна з бібліотек, вбудованих у Matlab. Дозволяє моделювати системи управління;

БПЛА – безпілотний літальний апарат;

ЛА – літальний апарат;

ОАС – об'єкт автоматичної стабілізації;

ОАУ – об'єкт автоматичного управління;

САП – система автоматичного позиціонування;

САУ – система автоматичного управління;

ТЗ – технічне завдання;

УАП – устрій автоматичного позиціонування.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	14
1 СТАН ПРОБЛЕМИ РОЗРОБКИ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ БПЛА	15
1.1 Актуальність розробки автоматичного управління БПЛА мультироторного типу	15
1.2 Загальна характеристика завдання та існуючі методи рішення поставленого завдання	17
1.3 Аналіз технічного завдання	18
1.4 Огляд науково-технічної літератури і патентів	19
2 АНАЛІЗ І СИНТЕЗ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО ПОЗИЦІОНУВАННЯ ПОЗДОВЖНЬОГО ПОЛЬОТУ МУЛЬТИРОТОРНОГО БПЛА	22
2.1 Вибір і обґрунтування структурної схеми системи.....	22
2.2 Розробка моделей об'єкта автоматичного управління і елементів системи....	29
2.2.1 Розробка математичної моделі двигуна	29
2.2.2 Розробка нелінійної математичної моделі об'єкта управління.....	31
2.2.3 Лінеаризація нелінійної моделі ОУ	33
2.2.4 Отримання передавальних функції системи позиціонування	40
2.3 Аналіз властивостей об'єкта автоматичного позиціонування	45
2.4 Синтез закону управління для пристрою автоматичного позиціонування.....	52
2.5 Моделювання динаміки системи управління при заданих початкових умовах і зовнішніх впливах.....	53
2.5.1 Моделювання динаміки САП кутом тангажа	53
2.5.2 Синтез коригувального елемента першого контуру позиціонування кута тангажа методом ЛАЧХ.....	58
2.5.3 Синтез коригувального елемента другого контуру позиціонування висоти квадрокоптера	64
3 КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА	71
3.1 Завдання контролера і визначення складу вхідної і вихідної інформації	71
3.2 Оцінка необхідних обчислювальних ресурсів та вибір польотного контролера.....	72
3.3 Опис структури цифрового контролера	74
3.4 Опис елементної бази для реалізації контролера	76
3.4.1 Мікроконтролер ATmega2560-16AU	76

3.4.2	Конвертор логічних рівнів шини I2C PCA9306DP1	79
3.4.3	Барометр MS5611	79
3.4.4	Honeywell HMC5883L	80
3.4.5	Мікросхема MPU6050	81
3.4.6	AT45DB161D – Flash пам'ять	83
3.5	Опис елементів принципової схеми контролера	84
3.7	Інтеграція контролера з об'єктом управління	86
3.8	Висновки	91
4	ДОСЛІДНИЦЬКА ЧАСТИНА	92
4.1	Завдання і методи проведення дослідження	92
4.2	Програма проведення дослідження	93
4.3	Результати дослідження	94
4.4	Аналіз результатів дослідження і заключення	98
5	ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ПРАКТИЧНА ЧАСТИНА	100
5.1	Завдання і засоби виконання експериментальної розробки	100
5.2	Характеристика необхідного програмного забезпечення	100
5.3	Аналіз результатів проведення експериментів	101
5.4	Висновки	104
6	ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ	105
6.1	Мета економічного розділу	105
6.2	Опис створюваного об'єкта та сегментація ринку	106
6.3	Розрахунок собівартості БПЛА	107
6.3.1	Розрахунок собівартості БПЛА за участю виконавців роботи	108
6.4	Розрахунок точки беззбитковості	114
6.5	Висновки	116
	ВИСНОВОК	117
	СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	118
	ДОДАТОК А	128
	ДОДАТОК Б	140
	ДОДАТОК В	143

ВСТУП

Теорія автоматичного управління містить фундаментальні комплексні знання про інформаційно-енергетичні процеси, що протікають в системах автоматичного управління різної фізичної природи [1].

Управління – це сукупність дій, які забезпечують збереження або цілеспрямовану зміну структури систем різної природи [2]. Універсальність принципів управління дозволяють застосовувати їх до об'єктів будь-якої природи. Ідеї і методи теорії управління застосовують в економіці, соціальній сфері, процеси управління можна виявити в живих організмах і біологічних процесах.

Робота присвячена розрахунку системи позиціонування продольного руху БПЛА мультироторного типу. БПЛА відносяться до структурно нестійких об'єктів, робота яких в умовах з зовнішніми впливами представляє собою, в широкому розумінні, критичний режим їх функціонування. Для проектування систем управління, що забезпечують тривалу автоматичну підтримку таких режимів, необхідні відповідні динамічні моделі БПЛА, які адекватно описують поведінку апарату в реальних умовах його руху. До найбільш істотних з цих умов відносяться турбулентні повітряні потоки і відповідні перекидні моменти, що затрудняють стабілізацію апарату при його переміщенні в відкритому повітряному просторі.

Метою роботи є розрахунок системи позиціонування продольного руху БПЛА мультироторного типу. Для цього необхідно дослідити літературу для подальшої роботи з системою. Описати вербальну і фізичну модель ЛА з силами і моментами діючими на нього. Визначити ступені свободи, вираження кінетичної енергії і узагальнені сили. Після всіх перетворень і отримання системи рівнянь, яка описує просторове рух коптера, її необхідно лінеаризувати. Для отримання реальних коефіцієнтів необхідні реальні фізичні параметри БПЛА. Наступним кроком є формування структурної та функціональної схеми САП, а також розрахунок передавальних функцій. Після аналізу системи на стійкість необхідно провести синтез коригувального елемента методом. Для підтвердження розрахунку треба провести експеримент.

1 СТАН ПРОБЛЕМИ РОЗРОБКИ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ БПЛА

1.1 Актуальність розробки автоматичного управління БПЛА мультироторного типу

Безпілотний літальний апарат – це літальний апарат, пілотований дистанційно або який виконує політ автономно, без допомоги пілота.

БПЛА мультироторного типу – найбільш поширені типи дронів, які використовуються як професіоналами, так і аматорами. Такий дрон являє собою літаючу платформу з 3, 4, 6, 8, 12 безколекторними двигунами з пропелерами. Так дрон з чотирма моторами носить назву – квадрокоптер, з шістьма – гексакоптер, з вісьмома – октокоптер. У польоті дрон тримає горизонтальне положення щодо поверхні землі і може зависати над певним місцем, переміщатися вліво, вправо, вперед, назад, вгору і вниз, а так же, повертатися навколо своєї осі. Всі дії відбуваються шляхом зміни тяги на кожному моторі.

Основною областю застосування апаратів даного типу є проведення аерофотозйомки і аеровідеозйомки, а також моніторинг різних об'єктів (газопроводи, лінії електропередач і т.д.), екологічного контролю параметрів навколишнього середовища з використанням додаткового обладнання на борту. Маючи невеликий розмір, БПЛА можуть виконувати політ в умовах обмеженого простору, а також в місцях, перебування в яких становить загрозу для життя людини. Велике значення надається використанню мультироторних БПЛА у військових цілях. Однак області застосування коптерів постійно розширюються.

1) дрон-архіолог.

У 2018 році квадрокоптер GoPro зміг виявити стародавнє поселення в Мексиці. Сталося це тому, що на робота повісили тепловізор, він і показав місцезнаходження холодних ділянок під піском, де археологи змогли знайти стародавні поховання. Також тепловізори встановлені на коптерах в великих містах України і допомагають відслідковувати прориви на теплотрасах;

2) дрони-помічники на МКС.

У 2018 році фахівці Project Tango і NASA вирішили спільно зайнятися створенням автономних дронів-помічників, які будуть допомагати астронавтам

в побуті. Ці дрони мають форму сфер і призначені для роботи в невагомості. Завдяки розробкам Google в області VR-реальності, люди можуть створити 3D-модель навколишнього простору, за рахунок чого навігація ботів стає значно простіше;

3) дрони для роздачі інтернету.

У минулому році відразу два інтернет-гіганта оголосили про своє рішення створити мережі, які зможуть покрити всю планету. У березня 2014 року Марк Цукерберг виявив бажання купити компанію, яка займається створенням дронів на сонячних батареях.

Через місяць компанія Google повідомила про придбання подібної компанії і плани створити зв'язку мереж супутників, лазерів і дронів, які зможуть забезпечити інтернет-покриттям всю Землю. В результаті ІТ-гігант став власником бренду Titan Aerospace, і це повинно забезпечити підключення до Інтернету в важкодоступних ділянках планети. Роботи на сонячних батареях успішно використовуються вже не один рік, тому для досягнення мети залишилося навчити їх літати і оснастити більш потужними передавачами. Потрібна кількість супутників вже присутня на орбіті;

4) дрони швидка допомога.

Дрон не завжди може мати вигляд невеликого квадрокоптера. Це в черговий раз підтвердили в Массачусетському технологічному інституті, де розробили міні-гелікоптери, якими можна управляти на віддаленій основі. Ці дрони доставлять ліки і припаси на важкодоступні території планети. Таке транспортування обійдеться в рази дешевше, ніж при використанні іншого виду транспорту: вертольота або автомобіля;

5) дрон-постачальник.

Вже порівняно давно дрони задіяні Amazon і Alibaba в цілях доставки замовлень. Дрони не тільки переміщують товари, а й активно доставляють піцу. Їх задіяла одна з найбільших піцерій світу, Dominos Pizza. У них власні коптери з'явилися ще чотири роки тому. З того моменту технології стали куди більш розвиненими, і не виключено, що в найближчому майбутньому така швидкісна доставка стане реальністю і в Україні;

6) дрон-санепідеміолог.

Цей дрон може бути задіяний в будівництві, а конкретніше – перед його початком. Робот досліджує будівельний майданчик на предмет того, чи дотримані там санітарно-епідеміологічні вимоги і нормативи для того чи іншого рівня висоти. До того ж на майданчику можна буде виміряти рівень

електромагнітного і радіоактивного випромінювання. За допомогою дрона обстежують розташовану поблизу територію, вимірюють рівень шуму, випромінювання на тій чи іншій висоті;

7) дрон-рекламіст.

Досвід застосування безпілотних літаючих машин в рекламі має азіатська мережа ресторанів Wokker, для яких креативне рекламне агентство випустило 10 дронів. Літаючі банери можна побачити навколо бізнес-центрів, в обідній час вони зазивають голодних «білих комерців» завітати до їх закладу;

8) дрон-офіціант.

У Сінгапурі безпілотні літальні апарати допомагають впоратися з дефіцитом обслуговуючого персоналу в закладах громадського харчування. Для управління дронами Infinium Robotics використовується комп'ютерна програма, а для орієнтації в просторі використовуються інфрачервоні датчики. Додатково до всього, в комплект кожного пристрою входять камери і захисні решітки.

З цього і не тільки можна зробити висновок, що тема розробки систем автоматичного управління для БПЛА мультироторного типу більш ніж актуальна на сьогоднішній день.

1.2 Загальна характеристика завдання та існуючі методи рішення поставленого завдання

Завдання позиціонування представляє собою окремий випадок завдання управління. Вона є важливою, так як тільки при забезпеченні практичного зміни певних фізичних величин здійснюється робота системи в необхідному режимі функціонування.

Розробка системи автоматичного позиціонування (САП) потребує врахування аеродинамічних характеристик, тобто динамічних властивостей БПЛА, і особливостей управління таким нестійким пристроєм.

Створення системи автоматичного позиціонування заключається у формуванні об'єкта автоматичного позиціонування (ОАП), пристрої автоматичного позиціонування (ПАП) і всієї системи. Обов'язково враховуючи обраний принцип управління і вимоги якості роботи системи.

Через те що розміри апарату є досить компактними, то найбільш часто викриваються датчики, побудовані по MEMS-технології. Їх характерними рисами є низька точність вимірювання і не стабільність характеристик, і все

залежать від природних факторів і умов застосування. В нашому випадку вимір кутового положення розраховується з отриманого сигналу з гіроскопу, а висота вимірюється за допомогою барометру. Якщо застосувти попередньо розрахований когувальний пристрій, це допоможе підвищити точність і виключить помилки виірювання.

Головна задача даної роботи – аналіз і синтез системи позиціонування, яка повинна буде витримувати необхідну висоту та швидкість при зовнішньому впливі. Працездатність системи буде проведена на реальному об'єкті.

Повертаючись до питання проектування системи позиціонування можна привести загальний план реалізації поставлених завдань. У технічній літературі недостатньо відомостей про реалізацію автоматичного режиму польоту коптера. Всі відомі приклади польотів здійснюються за допомогою оператора, керуючого польотом коптера в прямої видимості.

Дані конструкції можуть застосовуватися буквально у всіх сферах діяльності, від простого розваги до військових розробок. Дослідженню безпілотних літальних апаратів останнім часом приділяється значна увага. Коптери мають підвищену вантажопідйомність, просту конструкцію гвинтів і симетричну структуру. Обертіві пропелери коптера створюють вертикальну силу тяги. Діагонально розташовані пропелери обертаються в різні боки і забезпечують компенсацію створюваних пропелерами протимоментів.

В даний час найбільш часто зустрічається регулятором на технологічному виробництві є пропорційно-інтегрально-диференціальний регулятор (ПІД-регулятор).

Суть роботи полягає в створенні системи позиціонування дозволяє в автоматичному режимі позиціонувати польотні характеристики гексакоптера (висоту польоту, траєкторію, кути тангажа, крену, нишпорення).

Було прийнято рішення вирішувати цю задачу з використанням принципу управління по відхиленню. Щоб здійснити це завдання позиціонування необхідно порівняти дійсне значення керованої величини з задає значенням і залежно від отриманих результатів порівняння вже управляти об'єктом.

1.3 Аналіз технічного завдання

Завданням проектування є у розробка та дослідження системи управління БПЛА. Конкретно розроблено систему позиціонування прокольного руху квадрокоптера. Збурювальним впливом в системі виступає пориви вітру.

Необхідними показниками якості є: час перехідного процесу ≤ 3 с., відхилення 20%, запас стійкості за амплітудою не менше 20 дБ, запас стійкості по фазі не менше 40 градусів, допустима статична похибка 5%. Система розрахована для роботи у середовищі з вологістю до 100%, атмосферним тиском аналогічним висоті в чотириста метрів стандартної атмосфери. Робочий діапазон за температурою: -40°C до $+50^{\circ}\text{C}$. Напруга батареї +14,8 В. Також у системі враховано можливі радіоперешкоди від радіостанцій чи погодних умов, а також віброзахист.

1.4 Огляд науково-технічної літератури і патентів

Для побудови математичної моделі, розробки системи управління було використано інформацію з різних джерел.

Перша книга Дж. Бейктал; пер. з англ. Ф. Г. Хохлова. Конструюємо роботів. Дрон. Керівництво для початківців. Вид. Лабораторія знань, 2018. 223с.

У книзі описано практичний посібник для тих, хто робить перші кроки в моделюванні дронів. За допомогою книги, користуючись покроковими інструкціями і численними кольоровими ілюстраціями, можна побудувати з нуля роботів на базі квадрокоптера, ракети, аеростата, корабля і всюдихода з навігацією по RFID-мітками. У книзі описано який необхідний набір інструментів необхідний, дає можливість вивчити основи електроніки і програмування. Крім того, в книзі представлені кращі зразки дронів-саморобок, набори готових деталей для самостійної збірки дронів і новітні моделі комерційних дронів.

Одна із найпопулярніших книг про коптери є В.С. Яценків. Твій перший квадрокоптер: теорія і практика. БХВ-Петербург (2016), 256с.

У даній книзі детально викладено інструкції, як можна самостійно виготовити та експлуатувати квадрокоптер. Розглядаються етапи від вибору матеріалів для конструкції та підбір компонентів до налаштування ПО і ремонту у випадку аварії. Велика увага приділяється помилкам, які часто роблять початківці авіамоделісти. У доволі простій та доступній формі викладено теорію щодо основи польоту мультіроторних систем і базові поняття роботи з середовищем Arduino IDE. Коротко описано пристрої і принципи роботи систем GPS і ГЛОНАСС, а також сучасних імпульсних джерел бортового живлення і літій-полімерних батарей. Детально викладено принцип

роботи і процес налаштування систем OSD, телеметрії, бездротового каналу Bluetooth і популярних навігаційних модулів GPS Ublox. Розказано про пристрій і принципи роботи інтегральних сенсорів і польотного контролера. Дано рекомендації по підбору обладнання FPV початкового рівня, наведено огляд програм для комп'ютерів і смартфонів, що застосовуються при налаштуванні обладнання квадрокоптера.

Наукова стаття А.Є. Кульченко, В.С. Лазарев, М.Ю. Медведєв. Метод управління рухом гексакоптера в тривимірному середовищі з перешкодами на базі динамічних відразливих сил. Південний федеральний університет, Таганрог. Інженерний вісник Дона, №4 (2016) 17с. ivdon.ru/ru/magazine/archive/n4y2016/3828.

У статті пропонується метод формування динамічних репеллерами при управлінні рухом безпілотних літальних апаратів в тривимірних середовищах з перешкодами. Як літального апарату розглядається гексакоптер Ertle-NexaCopter. Стаття містить короткий опис математичної моделі гексакоптера і позиційно-траєкторних алгоритмів управління рухом. У статті було запропоновано, проаналізовано і промодельовано в середовищі Matlab метод, який базується на уявленні перешкод динамічними репеллерами. Розглянуто випадки з одним або декількома нерухомими перешкодами, результати моделювання наведені. Сформульовано виявлені особливості розробленого методу.

Також максимально точно описано математична модель руху в статті П.І. Шірвель, А. В. Чигарев, Конон, І. І. Механіко-математичне моделювання динаміки польоту мультикоптерного літального апарату. Репозиторій Білоруського національного технічного університету, №32 (2017) 12с. <http://rep.bntu.by/handle/data/28169>

У статті описані дослідження які були викликані завданнями визначення в реальному режимі часу орієнтації мобільних мехатронних систем типу «мультикоптер» з метою забезпечення подальших натурних і чисельних експериментів в реальному повітряному і віртуальному 3D просторі. Розроблені математичні залежності дозволяють визначити орієнтацію гексакоптера, коли відомі значення опорних фізичних параметрів в даній точці простору. Також в роботі представлений послідовний висновок співвідношень для механіко-математичної моделі багатофункціонального Мультикоптер з N двигунами, які мають в загальному випадку тільки одну площину симетрії. Розглядається гексакоптер з відомими технічними і фізичними параметрами,

рухом якого можна керувати, змінюючи силу тяги роторів двигунів в залежності від швидкості обертання пропелерів.

Також математична модель представлена в статті V. Artale, C.L.R. Milazzo and A. Ricciardello. *Mathematical Modeling of Hexacopter*. *Applied Mathematical Sciences*, Vol. 7, 2013 7с.: //Dx.doi.org/10.12988/ams.2013.37385

Метою цієї статті є представлення основних математичних моделей, руху мікрокоптерів, які можуть бути використані для розробки належних методів для стабілізації і управління траєкторією. Розглядається коптер з шістьма роторами, з трьома парами протилежних обертових нерухомих елементів. Мультикоптер управляється регулюванням кутової швидкості роторів, які обертаються електродвигунами. Коптер визначено як тверде тіло, тому диференціальні рівняння динаміки були отримані з рівнянь Ейлера-Лагранжа. Щоб уникнути особливостей, обертання Мультикоптер управління будується за допомогою кватерніонів. Цей вибір був через лінійності кватерніонів, їх стабільності і ефективності.

У додатку А представлений патентний пошук.

2 АНАЛІЗ І СИНТЕЗ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО ПОЗИЦІОНУВАННЯ ПОЗДОВЖНЬОГО ПОЛЬОТУ МУЛЬТИРОТОРНОГО БПЛА

2.1 Вибір і обґрунтування структурної схеми системи

Зважаючи на аналіз системи управління мультироторного БПЛА, що був проведений у першому розділі дипломного проекту, ми можемо сформулювати вимоги до системи автоматичного позиціонування. Це дозволяє сформувати структурну схему та визначити функції які вона повинна виконувати.

Узагальнена структура системи управління має наступний вигляд (рис.2.1):

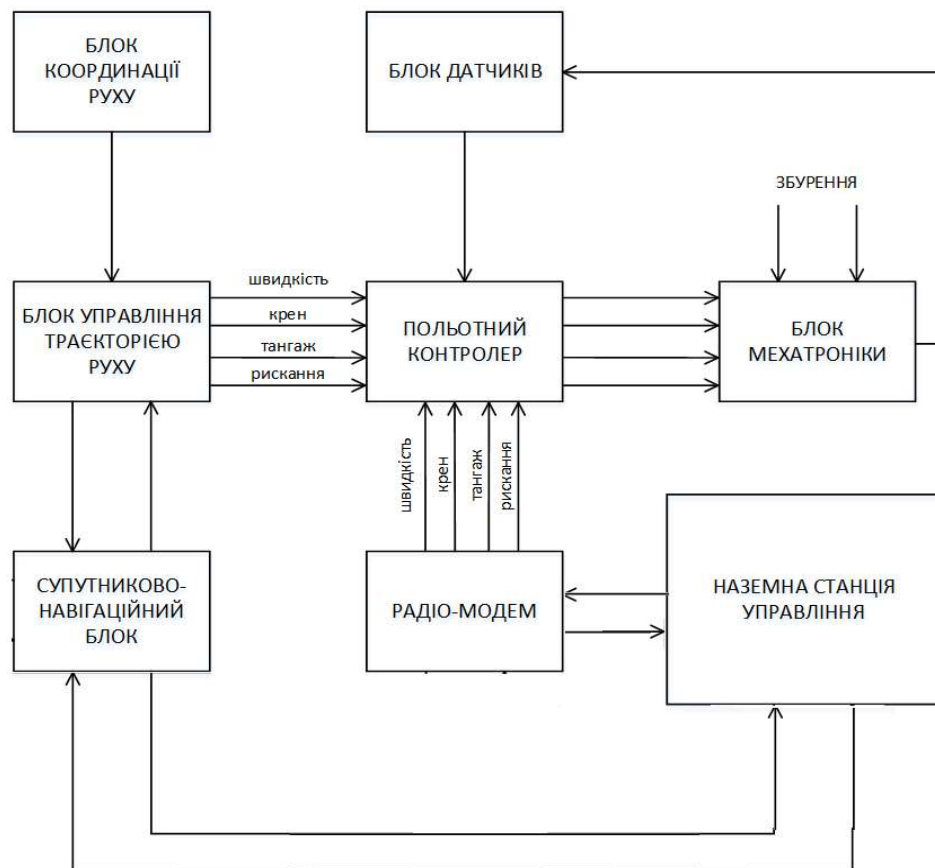


Рисунок 2.1 – Узагальнена структура системи управління
мультироторного БПЛА

Основний прилад, що відповідає за систему управління це польотний контролер. Польотний контролер має забезпечити стабільний рух та регулювання БПЛА в режимі польоту та висіння. Коли контролер отримує на вхід задані оператором параметри руху (такі як швидкість, кути крену, тангажу або ристання), то він проводить їх порівняння з даними, що надійшли в систему з датчиків. Виконавши розрахунки, опираючись на отримані данні, контролер формує сигнал управління и передає його до блоку мехатроніки, інакше кажучи до блоку двигунів. Блок двигунів включає в себе безколекторні двигуни, які через регуляторами швидкості ESC з'єднані з польотним контролером. Оскільки в роботі розглядається квадрокоптер, то до конструкції залучено по чотири двигуни та ESC.

Блок датчиків містить різноманітні датчики, за допомогою яких можна визначити положення БПЛА в просторі. Це такі датчики як трьохосьовий акселерометр, трьохосьовий гіроскоп.

Висота польоту, повітряна швидкість, кути тангажу і атаки – це основні показники повздовжнього руху літального апарата.

Основна задача управління повздовжнім рухом, це позиціонування та автоматичне управління кута тангажу та висоти. Якщо розглядати детально автоматичне управління тангажом та висотою БПЛА, то бачимо, що управління пов'язане, по перше, з обертанням квадрокоптера навколо поперечної осі (тобто управління зміною кута тангажу), по друге, з поворотом вектора кутової швидкості, по третє зі зміною горизонтальної швидкості.

Варто зауважити, що крім позиціонування кутового рухів і висоти польоту квадрокоптера в більшості випадків необхідно ще і підтримувати стан швидкості польоту, яка впливає і на зміну висоти. На квадрокоптері за управління швидкістю польоту відповідають ті ж органи управління, що і управління кутом тангажа. Хоча позиціонування висоти побічно виконується шляхом позиціонування швидкості польоту, все ж позиціонування при цьому неостаточне [3].

З урахуванням вищесказаного, доцільно в канал управління тангажу встановити перетворювач висоти. Сигнал про зміну швидкості з датчика потрапляє в канал висоти, тим самим викликає зміни в значенні кута тангажу. Це дозволяє підвищити точності швидкості польоту.

Функціональна схема позиціонування висоти польоту матиме наступний вигляд (рис. 2.2).

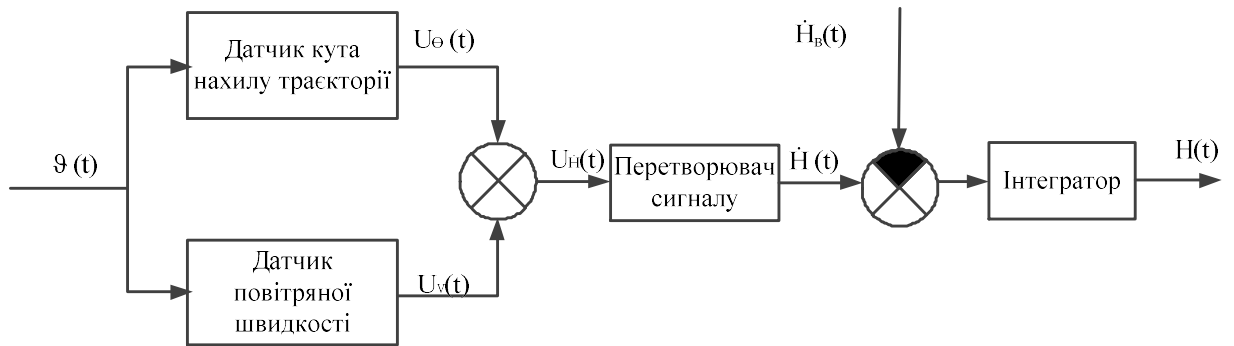


Рисунок 2.2 – Функціональна схема позиціонування висоти польоту

На рис. 2.2 маємо наступні позначення:

$U_v(t)$ – напруга з датчика швидкості, В;

$U_{\theta}(t)$ – напруга з датчика кута нахилу траєкторії, В;

$\vartheta(t)$ – кут тангажа, град;

$U_H(t)$ – напруга, що відповідає значенню вертикальної швидкості, В;

$\dot{H}(t)$ – вертикальна швидкість. м/с;

$\dot{H}_в(t)$ – швидкість вітру, м/с;

$H(t)$ – висота.

Опираючись на вище сказане можемо сформувати наступну функціональну схему управління (рис. 2.3)

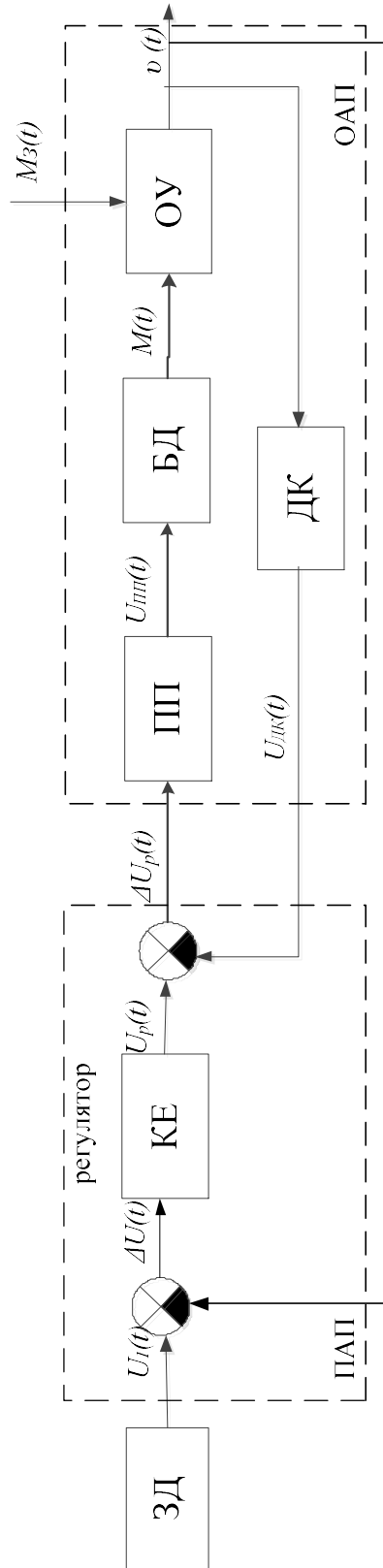


Рисунок 2.3 – Функціональна схема САП

На рис. 2.3 можна побачити наступні блоки:

ОАП – об'єкт автоматичного позиціонування;

ПАП – пристрій автоматичного позиціонування;

ЗД – датчик початкових умов;

КЕ – коригувальний елемент;

ПП – підсилювачі потужності;

БД – двигунів;

ОУ – об'єкт управління;

ДК – датчик кута;

$U_3(t)$ – задавальний сигнал, В;

$\Delta U(t)$ – відхилення; В;

$U_{пл}(t)$ – сигнал підсилювача потужності, В;

$U_p(t)$ – сигнал з регулятора, В;

$M(t)$ – поздовжній момент, Н·м;

$Mз(t)$ – момент збурення, Н·м;

$\theta(t)$ – кут тангажа; град;

$U_{дк}(t)$ – сигнал з датчиків, В.

Оскільки мультироторний БПЛА, що розглядається в дипломній роботі – квадрокоптер, то ми знаємо, що він має 4 двигуни. Особливості керування таким

ОУ полягає в тому, що за для зміни кута тангажу необхідно на двигуни, що лежать протилежно один одному, подавати одночасно напругу рівну за величиною, але різну за полярністю. Завдяки цьому можна уникнути появи реактивного моменту. Тоді знаючи про це структурну схему блоку двигунів можна представити наступним чином (рис. 2.4).

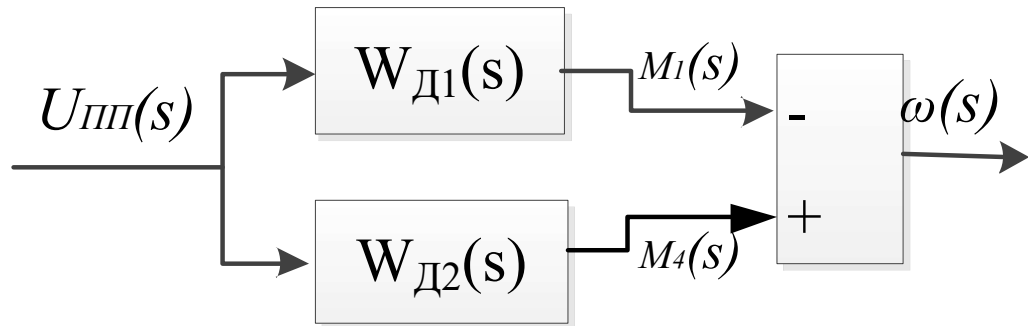


Рисунок 2.4 – Структурна схема блоку двигунів

На рис. 2.4 присутні наступні позначення:

$W_{Д}(s)$ – передавальна функція двигунів;

$\Delta U(s)$ – зображення відхилення;

$U_{ПП}(s)$ – зображення напруги підсилювача потужності;

$M(t)$ – поздовжній момент, Н·м;

Знаючи про те яку структуру матиме блок двигунів можемо розробити повну структурну схему систему автоматичного позиціонування повздовжнім рухом мультіроторного БПЛА за висотою та за швидкістю.

Розроблена структурна схема приведена на рис.2.5 та 2.6.

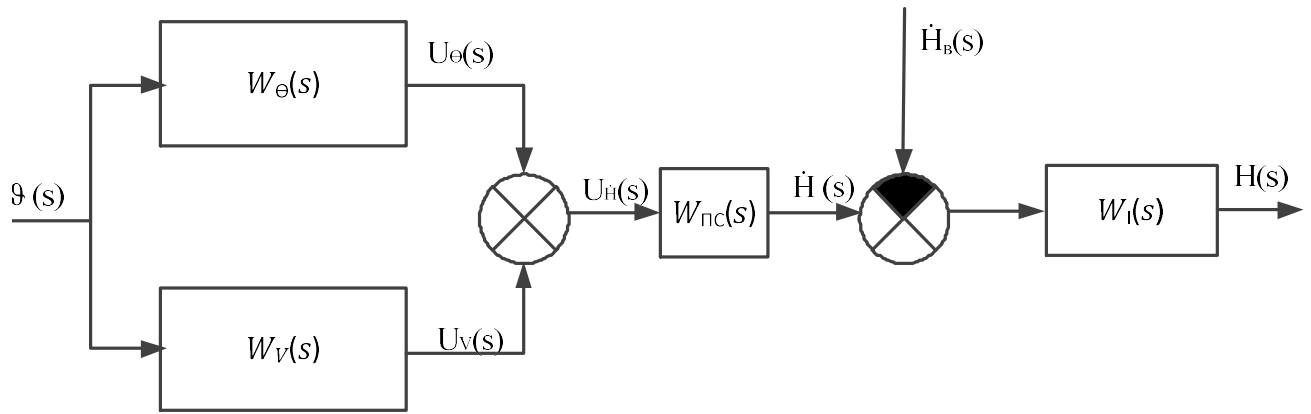


Рисунок 2.5 – Структурна схема САП висоти квадрокоптера

На рис. 2.5 зображено:

- $W_I(s)$ – передавальна функція інтегратора;
- $W_{\Theta}(s)$ – передавальна функція датчика кута нахилу траєкторії;
- $W_V(s)$ – передавальна функція датчика повітряної швидкості;
- $W_{\text{пс}}(s)$ – передавальна функція перетворювача сигналу;
- $U_V(s)$ – зображення напруги з датчика швидкості;
- $U_{\Theta}(s)$ – зображення напруги з датчика кута нахилу траєкторії;
- $\vartheta(s)$ – зображення кута тангажа;
- $U_H(s)$ – зображення напруги, що відповідає значенню вертикальної швидкості, В;
- $\dot{H}(s)$ – зображення вертикальної швидкості;
- $\dot{H}_B(s)$ – зображення швидкості вітру;
- $H(s)$ – зображення висоти.

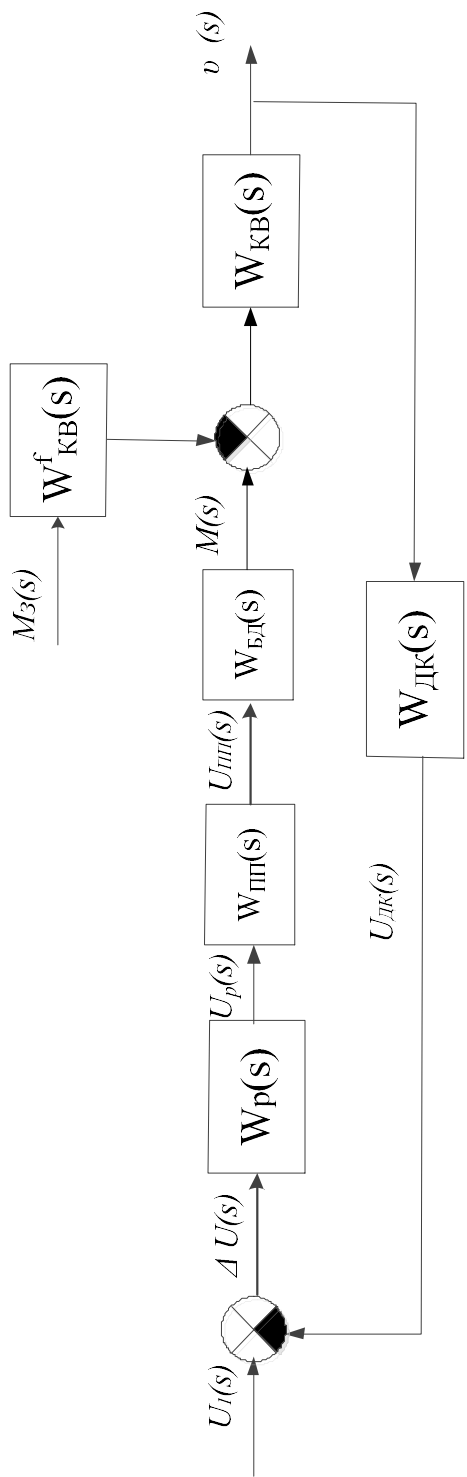


Рисунок 2.6 – Структурна схема системи позиціонування повздовжнього руху мультироторного БПЛА

На рис. 2.6 введені наступні позначення:

$W_{пп}(s)$ – передавальна функція підсилювача потужності;

$W_{д}(s)$ – передавальна функція двигунів;

$W_{кв}(s)$ – передавальна функція ОУ за керуючим впливом;

$W_{кв}^f(s)$ – передавальна функція квадрокоптера за збурюючим впливом;

$W_{дк}(s)$ – передавальна функція датчика кута;

$U_3(s)$ – зображення задавальної напруги;

$\Delta U(s)$ – зображення відхилення;

$U_{пп}(s)$ – зображення напруги підсилювача потужності;

$\theta(s)$ – зображення кута тангажа;

$U_{дк}(s)$ – зображення напруги датчика кута;

$M_3(s)$ – зображення моменту збурення.

Для кожного елемента системи необхідно отримати передавальну функцію базуючись на їх властивостях.

2.2 Розробка моделей об'єкта автоматичного управління і елементів системи

2.2.1 Розробка математичної моделі двигуна

Двигуни БПЛА – це електроприводи постійного струму. Обертання двигунів передається через редуктор на гвинт. На рис. 2.7 показана схема заміщення двигуна постійного струму з магнітоелектричним збудженням.

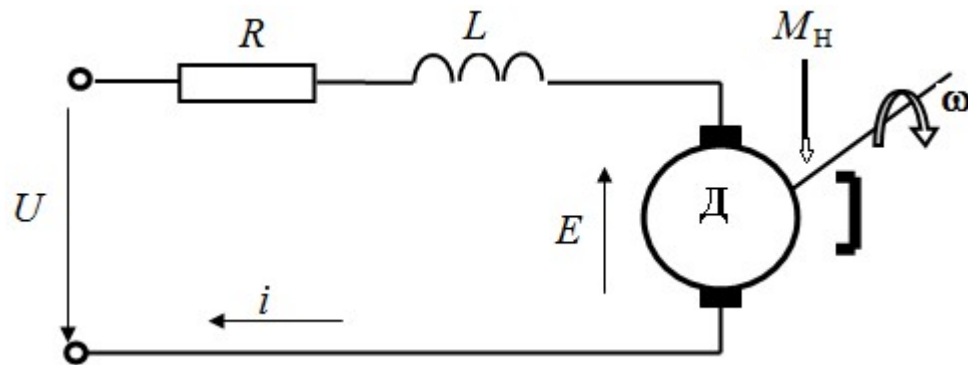


Рисунок 2.7 – Схема заміщення двигуна постійного струму з магнітоелектричним збудженням

Визначимо передавальні функції двигуна постійного струму за керуючим та збурюючим впливами. Двигун (Д) можна характеризувати через опір ланцюга якоря R і індуктивність L . Коли на вхід двигуна подається напруга управління U , то при обертанні (з деякою кутовою частотою ω) виникає E – електрорушійна сила обертання. Тоді ж коли на вал електродвигуна діє збурення – момент навантаження M_n , двигун розвиває момент M_d . В якості вихідного параметра двигуна оберемо частоту обертання ω .

Двигуну відповідає наступна вихідна система рівнянь:

$$\begin{cases} u = e + iR + l \frac{di}{dt}, \\ J \frac{d\omega}{dt} = m_{\partial} - m_n, \\ m_{\partial} = ci, \\ E = c\omega, \end{cases} \quad (2.1)$$

де c – постійний коефіцієнт зв'язку.

У операторній формі систему рівнянь (2.1) можна представити у вигляді:

$$\begin{cases} U(s) = E(s) + (R + sL)I(s), \\ Js\omega(s) = M_{\partial}(s) - M_n(s), \\ M_{\partial}(s) = cI(s), \\ E(s) = c\omega(s). \end{cases} \quad (2.2)$$

Розглядаючи систему рівнянь (2.2) як алгебраїчну систему, застосуємо наступний метод для виведення передавальних функцій електродвигуна: наведемо все рівняння до одного рівняння, виключаючи проміжні величини, і замінюючи на їх зображення за Лапласом.

При визначенні передавальної функції з управління $W_d(s)$ треба вважати $M_n(s) = 0$, а при визначенні передавальної функції по збуренню $W_b(s)$ треба вважати $U(s) = 0$.

Виконавши вказану послідовність дій, отримаємо:

$$W_d(s) = \frac{\Omega(s)}{U(s)} = \frac{c}{JLs^2 + JRs + c^2} = \frac{K_d}{T_{\text{я}}T_{\text{м}}s^2 + T_{\text{м}}s + 1}. \quad (2.3)$$

Потрібно зауважити, що передавальна функція двигуна може змінюватися в залежності від величин постійних часу.

З огляду на малість величини електромагнітної постійної ($T_{\text{я}} \rightarrow 0$), в порівнянні з іншими постійними часу системи, можемо нею знехтувати. Тоді передавальна функція електродвигуна прийме наступний вигляд

$$W_d(s) = \frac{\Omega(s)}{U(s)} = \frac{K_d}{Ts + 1}. \quad (2.4)$$

2.2.2 Розробка нелінійної математичної моделі об'єкта управління

Ми знаємо, що поздовжній рух БПЛА описується за допомогою трьох ступенів свободи. В якості параметрів, задають положення та описують стан БПЛА можна назвати положення центру мас x_A , y_A і кут тангажа ϑ .

Кінетичну енергію повздовжнього руху квадрокоптера можна вирахувати за допомогою формули [4]:

$$T = T^e + T^r. \quad (2.5)$$

де складова T^e – кінетична енергія переносного поступального руху; T^r – кінетична енергія обертального руху;

Кінетичну енергію переносного поступального руху можемо визначити за допомогою рівняння (2.6):

$$T^e = \frac{1}{2}mV^2 = \frac{1}{2}m(\dot{x}_A^2 + \dot{y}_A^2). \quad (2.6)$$

де m – маса БПЛА; V – абсолютна швидкість центра мас

Натомість, кінетична енергія відносного обертання обчислюється як:

$$T^r = \frac{1}{2}I_Z\omega_A^2 = \frac{1}{2}I_Z\dot{\omega}^2. \quad (2.7)$$

Де ω_A – кутова швидкість корпусу;

I_Z – момент інерції корпусу щодо осі Z .

Додавши два вирази (2.6)-(2.7) отримуємо:

$$T = \frac{1}{2}m(\dot{x}_A^2 + \dot{y}_A^2) + \frac{1}{2}I_Z\dot{\omega}^2. \quad (2.8)$$

Запишемо узагальнені сили, відносно обраних координат, у вигляді елементарної роботи. В інерційній системі координат рівняння матимуть вигляд:

$$\left\{ \begin{array}{l} \delta A_x = \theta_x \delta x_A = (P_\Sigma \sin\vartheta - R \cos\theta) \delta x_A, \\ \delta A_y = \theta_y \delta y_A = (P_\Sigma \cos\vartheta + R \sin\theta - G) \delta y_A, \\ \delta A = (F_1 l - (F_2 + F_3) \frac{l}{2}), \\ \theta_x = P_\Sigma \sin\vartheta - R \cos\theta, \\ \theta_y = T_\Sigma \cos\vartheta - R \sin\theta - G. \end{array} \right. \quad (2.9)$$

Продиференціювавши вираз (2.9) маємо наступне:

$$\begin{aligned} \frac{\partial T}{\partial x_A} = 0, \quad \frac{\partial T}{\partial \dot{x}_A} = m \dot{x}_A, \quad \frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{x}_A} = m \ddot{x}_A, \\ \frac{\partial T}{\partial y_A} = 0, \quad \frac{\partial T}{\partial \dot{y}_A} = m \dot{y}_A, \quad \frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{y}_A} = m \ddot{y}_A, \\ \frac{\partial T}{\partial \vartheta} = 0, \quad \frac{\partial T}{\partial \dot{\vartheta}} = J_z \dot{\vartheta}, \quad \frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{\vartheta}} = J_z \ddot{\vartheta}. \end{aligned} \quad (2.10)$$

Враховуючі вище зазначені рівняння можемо отримати систему диференціальних рівнянь, що описують рух квадрокоптера:

$$\begin{aligned} m \ddot{x}_A &= P_\Sigma \sin\vartheta - R \cos\theta, \\ m \ddot{y}_A &= P_\Sigma \cos\vartheta - R \sin\theta - mg, \\ J_z \ddot{\vartheta} &= F_1 l - \frac{(F_2 + F_3)l}{2}. \end{aligned} \quad (2.11)$$

Запишемо кінетичні співвідношення:

$$\begin{aligned} \dot{H} &= V \sin\theta, \\ \dot{\vartheta} &= \omega_A, \\ R &= C_R \frac{\rho V^2}{2} S, \\ T_i &= K_{\omega_i} - \omega_i^2, \\ T_\Sigma &= F_1 + F_2 + F_3. \end{aligned} \quad (2.12)$$

Узагальнені координати пов'язані з повітряною швидкістю наступним чином:

$$\begin{aligned} \ddot{x}_A &= \frac{d}{dt} \dot{x}_A = \frac{d}{dt} (V \cos\theta) = \dot{V} \cos\theta - V \sin\theta \cdot \dot{\theta}, \\ \ddot{y}_A &= \frac{d}{dt} \dot{y}_A = \frac{d}{dt} (V \sin\theta) = \dot{V} \sin\theta - V \cos\theta \cdot \dot{\theta}. \end{aligned} \quad (2.13)$$

Виходячи з побудованої моделі, можна отримати такі рівняння:

$$\begin{aligned} m(\dot{V}\cos\theta - V\sin\theta \cdot \dot{\theta}) &= P_{\Sigma} \sin\vartheta - R\cos\theta, \\ m(\dot{V}\sin\theta - V\cos\theta \cdot \dot{\theta}) &= P_{\Sigma} \cos\vartheta - R\sin\theta - mg, \\ J_z \dot{\omega}_z &= Fl - (F_2 + F_3) \frac{l}{2}. \end{aligned} \quad (2.14)$$

Також необхідно врахувати наступні кінематичні співвідношення:

$$\dot{\vartheta} = \omega_z, \dot{H} = V \sin \theta. \quad (2.15)$$

Отже, можемо отримати лінеаризовану математичних моделей.

2.2.3 Лінеаризація нелінійної моделі ОУ

З точки зору аналізу стійкості і синтезу управління нас більше цікавить лінійне наближення даної системи диференціальних рівнянь. Тому лінеаризувавши диференціальні рівняння зміни стану вертикального руху, будемо мати передавальні функції у каналі керування.

При вертикальному русі та при урахуванні аеродинамічного опору ($\varphi = \psi = 0$) диференційні рівняння набудуть вигляду:

$$\begin{aligned} m(\dot{V}\sin\theta - V\cos\theta \cdot \dot{\theta}) &= P_{\Sigma} \cos\vartheta - R\sin\theta - mg, \\ X &= C_x \frac{\rho v^2}{2} S. \end{aligned} \quad (2.16)$$

де C_x – коефіцієнт аеродинамічної сили, ρ – щільність повітря, кг/м^3 ; v – швидкість набігаючого потоку повітря, м/с ; S – площа поверхні апарату, на яку діє набігаючий потік, м^2 .

Щоб отримати лінеаризовану математичної моделі для поздовжнього руху необхідно використати метод аналітичної лінеаризації, який полягає в розкладанні рівнянь (2.14) – (2.16) в ряд Тейлора. В якості вхідних параметрів приймемо, що ОУ рухається горизонтально:

$$V_0, \theta_0, \vartheta_0, R_{x0}, R_{y0}. \quad (2.17)$$

Розкладемо рівняння в ряд Тейлора:

$$\begin{aligned}
F_1 &= m(\dot{V} \cos \theta - V \sin \theta \cdot \dot{\theta}) - P_\Sigma \sin(\vartheta) + R \cos \theta = 0, \\
\Delta F_1 &= \left(\frac{\partial F_1}{\partial \dot{V}}\right)_0 \Delta \dot{V} + \left(\frac{\partial F_1}{\partial \dot{\theta}}\right)_0 \Delta \dot{\theta} + \left(\frac{\partial F_1}{\partial V}\right)_0 \Delta V + \left(\frac{\partial F_1}{\partial \theta}\right)_0 \Delta \theta + \left(\frac{\partial F_1}{\partial T_\Sigma}\right)_0 \Delta P_\Sigma \\
&\quad + \left(\frac{\partial F_1}{\partial R}\right)_0 \Delta R + \left(\frac{\partial F_1}{\partial \vartheta}\right)_0 \Delta \vartheta + \dots, \\
\frac{\partial F_1}{\partial \dot{V}} &= m \cos \theta_0 = a_{11} \\
\frac{\partial F_1}{\partial \dot{\theta}} &= -mV \sin \theta_0 = a_{12}, \\
\frac{\partial F_1}{\partial V} &= -m \sin \theta_0 \dot{\theta}_0 = a_{13}, \\
\frac{\partial F_1}{\partial \theta} &= -m \dot{V}_0 \sin \theta_0 - mV \cos \theta_0 \dot{\theta}_0 - R_0 \sin \theta_0 = a_{14}, \\
\frac{\partial F_1}{\partial \alpha} &= -P_{\Sigma 0} \cos(\vartheta_0) = a_{15}, \\
\frac{\partial F_1}{\partial T_\Sigma} &= -\sin(\vartheta) = a_{16}, \\
\frac{\partial F_1}{\partial R} &= \cos \theta_0 = a_{17}. \\
a_{11} \Delta \dot{V} + a_{12} \Delta \dot{\theta} + a_{13} \Delta V + a_{14} \Delta \theta + a_{15} \Delta \vartheta + a_{16} \Delta P_\Sigma + a_{17} \Delta R &= 0,
\end{aligned} \quad (2.18)$$

Аналогічно отримаємо друге рівняння

$$\begin{aligned}
F_2 &= m(\dot{V} \sin \theta + V \cos \theta \cdot \dot{\theta}) - P_\Sigma \cos(\vartheta) + R \sin \theta - mg = 0 \\
\Delta F_2 &= \left(\frac{\partial F_2}{\partial \dot{V}}\right)_0 \Delta \dot{V} + \left(\frac{\partial F_2}{\partial \dot{\theta}}\right)_0 \Delta \dot{\theta} + \left(\frac{\partial F_2}{\partial V}\right)_0 \Delta V + \left(\frac{\partial F_2}{\partial \theta}\right)_0 \Delta \theta + \left(\frac{\partial F_2}{\partial \vartheta}\right)_0 \Delta \vartheta + \\
&\quad + \left(\frac{\partial F_2}{\partial T_\Sigma}\right)_0 \Delta P_\Sigma + \left(\frac{\partial F_2}{\partial R}\right)_0 \Delta R + \dots, \\
\frac{\partial F_2}{\partial \dot{V}} &= m \sin \theta_0 = a_{21}, \\
\frac{\partial F_2}{\partial \dot{\theta}} &= mV \cos \theta_0 = a_{22}, \\
\frac{\partial F_2}{\partial V} &= m \cos \theta_0 \dot{\theta}_0 = a_{23},
\end{aligned} \quad (2.19)$$

$$\frac{\partial F_2}{\partial \theta} = -m\dot{V}_0 \cos \theta_0 - mV \sin \theta_0 \dot{\theta}_0 + R_0 \cos \theta_0 = a_{24},$$

$$\frac{\partial F_2}{\partial \vartheta} = P_{\Sigma 0} \sin(\vartheta_0) = a_{25},$$

$$\frac{\partial F_2}{\partial T_{\Sigma}} = -\cos(\vartheta_0) = a_{26},$$

$$\frac{\partial F_2}{\partial R} = \sin \theta_0 = a_{27}.$$

$$a_{21}\Delta\dot{V} + a_{22}\Delta\dot{\theta} + a_{23}\Delta V + a_{24}\Delta\theta + a_{25}\Delta\vartheta + a_{26}\Delta F_{\Sigma} + a_{27}\Delta R = 0.$$

Третє рівняння, розкладене у ряд Тейлора, матиме вигляд:

$$F_3 = J_z \dot{\omega}_z - F_{c1} l + (F_{c2} + F_{c3}) \frac{l}{2} = 0,$$

$$\Delta F_3 = \left(\frac{\partial F_3}{\partial \dot{\omega}_z} \right)_0 \Delta \dot{\omega}_z + \left(\frac{\partial F_3}{\partial T_1} \right)_0 \Delta F_{c1} + \left(\frac{\partial F_3}{\partial T_2} \right)_0 \Delta F_{c2} + \left(\frac{\partial F_3}{\partial T_3} \right)_0 \Delta F_{c3} + \dots,$$

$$\frac{\partial F_3}{\partial \dot{\omega}_z} = J_z = a_{31},$$

$$\frac{\partial F_3}{\partial F_{c1}} = -l = a_{32},$$

$$\frac{\partial F_3}{\partial F_{c2}} = \frac{l}{2} = a_{33},$$

$$\frac{\partial F_3}{\partial F_{c3}} = \frac{l}{2} = a_{34}.$$

$$a_{31}\Delta\dot{\omega}_z + a_{32}\Delta F_{c1} + a_{33}\Delta F_{c2} + a_{34}\Delta F_{c3} = 0.$$

$$F_4 = R - C_R \frac{\rho V^2}{2} S = 0,$$

$$\Delta F_4 = \dot{V} - \omega_z,$$

$$\Delta F_4 = \left(\frac{\partial F_4}{\partial \dot{\vartheta}} \right)_0 \Delta \dot{\vartheta} + \left(\frac{\partial F_4}{\partial \omega_z} \right)_0 \Delta \omega_z + \dots,$$

$$\left(\frac{\partial F_4}{\partial \dot{\vartheta}} \right)_0 = 1 = a_{41},$$

$$\left(\frac{\partial F_4}{\partial \omega_z} \right)_0 = -1 = a_{42},$$

$$F_4 \approx a_{41}\Delta\dot{\vartheta} - a_{42}\Delta\omega_z = 0,$$

$$a_{41}\Delta\dot{\vartheta} - a_{42}\Delta\omega_z = 0.$$

$$F_5 = H - V \sin(\theta),$$

$$\Delta F_5 = \left(\frac{\partial F_5}{\partial \dot{H}}\right)_0 \Delta H + \left(\frac{\partial F_5}{\partial V}\right)_0 \Delta V + \left(\frac{\partial F_5}{\partial \theta}\right)_0 \Delta \theta + \dots,$$

$$\left(\frac{\partial F_5}{\partial \dot{H}}\right)_0 = 1 = a_{51},$$

$$\left(\frac{\partial F_5}{\partial V}\right)_0 = -\sin(\theta) = a_{52},$$

$$\left(\frac{\partial F_5}{\partial \theta}\right)_0 = -V_0 \cos(\theta) = a_{53}.$$

$$\Delta F_5 \approx a_{51} \Delta H + a_{52} \Delta V + a_{53} \Delta \theta = 0,$$

$$a_{51} \Delta H + a_{52} \Delta V + a_{53} \Delta \theta = 0.$$

Перетворимо перші два рівняння відносно $\Delta \dot{\theta}$

$$\begin{aligned} \frac{a_{11}}{a_{12}} \Delta \dot{V} + \Delta \dot{\theta} + \frac{a_{14}}{a_{12}} \Delta \theta + \frac{a_{15}}{a_{12}} \Delta \vartheta + \frac{a_{16}}{a_{12}} \Delta P_\Sigma + \frac{a_{17}}{a_{12}} \Delta R &= 0, \\ \frac{a_{21}}{a_{22}} \Delta \dot{V} + \Delta \dot{\theta} + \frac{a_{24}}{a_{22}} \Delta \theta + \frac{a_{25}}{a_{22}} \Delta \vartheta + \frac{a_{26}}{a_{22}} \Delta P_\Sigma + \frac{a_{27}}{a_{22}} \Delta R &= 0. \end{aligned} \quad (2.23)$$

Віднімаючи одне рівняння від другого отримаємо.

$$\begin{aligned} \left(\frac{a_{11}}{a_{12}} - \frac{a_{21}}{a_{22}}\right) \Delta \dot{V} + \left(\frac{a_{14}}{a_{12}} - \frac{a_{24}}{a_{22}}\right) \Delta \theta + \left(\frac{a_{15}}{a_{12}} - \frac{a_{25}}{a_{22}}\right) \Delta \vartheta + \left(\frac{a_{16}}{a_{12}} - \frac{a_{26}}{a_{22}}\right) \Delta P_\Sigma \\ + \left(\frac{a_{17}}{a_{12}} - \frac{a_{27}}{a_{22}}\right) \Delta R = 0. \end{aligned} \quad (2.24)$$

Зробимо теж саме відносно $\Delta \dot{V}$.

$$\begin{aligned} \Delta \dot{V} + \frac{a_{12}}{a_{11}} \Delta \dot{\theta} + \frac{a_{14}}{a_{11}} \Delta \theta + \frac{a_{15}}{a_{11}} \Delta \vartheta + \frac{a_{16}}{a_{11}} \Delta P_\Sigma + \frac{a_{17}}{a_{11}} \Delta R &= 0, \\ \Delta \dot{V} + \frac{a_{22}}{a_{21}} \Delta \dot{\theta} + \frac{a_{24}}{a_{21}} \Delta \theta + \frac{a_{25}}{a_{21}} \Delta \vartheta + \frac{a_{26}}{a_{21}} \Delta P_\Sigma + \frac{a_{27}}{a_{21}} \Delta R &= 0. \end{aligned} \quad (2.25)$$

Віднімаючи одне рівняння від другого отримаємо.

$$\begin{aligned} \left(\frac{a_{12}}{a_{11}} - \frac{a_{22}}{a_{21}}\right) \Delta \dot{\theta} + \left(\frac{a_{14}}{a_{11}} - \frac{a_{24}}{a_{21}}\right) \Delta \theta + \left(\frac{a_{15}}{a_{11}} - \frac{a_{25}}{a_{21}}\right) \Delta \vartheta + \left(\frac{a_{16}}{a_{11}} - \frac{a_{26}}{a_{21}}\right) \Delta P_\Sigma \\ + \left(\frac{a_{17}}{a_{11}} - \frac{a_{27}}{a_{21}}\right) \Delta R = 0. \end{aligned} \quad (2.26)$$

Маємо систему :

$$\begin{aligned}
 & \left(\frac{a_{11}}{a_{12}} - \frac{a_{21}}{a_{22}} \right) \Delta \dot{V} + \left(\frac{a_{14}}{a_{12}} - \frac{a_{24}}{a_{22}} \right) \Delta \theta + \left(\frac{a_{15}}{a_{12}} - \frac{a_{25}}{a_{22}} \right) \Delta \vartheta + \left(\frac{a_{16}}{a_{12}} - \frac{a_{26}}{a_{22}} \right) \Delta P_{\Sigma} + \\
 & \left(\frac{a_{17}}{a_{12}} - \frac{a_{27}}{a_{22}} \right) a_4 \Delta V = 0, \\
 & \left(\frac{a_{12}}{a_{11}} - \frac{a_{22}}{a_{21}} \right) \Delta \dot{\theta} + \left(\frac{a_{14}}{a_{11}} - \frac{a_{24}}{a_{21}} \right) \Delta \theta + \left(\frac{a_{15}}{a_{11}} - \frac{a_{25}}{a_{21}} \right) \Delta \vartheta + \left(\frac{a_{16}}{a_{11}} - \frac{a_{26}}{a_{21}} \right) \Delta P_{\Sigma} + \\
 & \left(\frac{a_{17}}{a_{11}} - \frac{a_{27}}{a_{21}} \right) a_4 \Delta V = 0.
 \end{aligned} \tag{2.27}$$

Де коефіцієнти мають вигляд:

$$\begin{aligned}
 \Delta \dot{V}: & \left(\frac{M \cos(\theta)}{-M \sin(\theta) V} - \frac{M \sin(\theta)}{M \cos(\theta) V} = \frac{2}{V \sin(2\theta)} \right), \\
 \Delta V: & -\frac{\rho S}{2} \cos(\theta_0) V_0 (C_{R0}^v V_0 + 2C_{R0}) \left(\frac{M \cos(\theta)}{-M \sin(\theta) V} - \frac{M \sin(\theta)}{M \cos(\theta) V} \right) = \\
 & = -\frac{\rho S}{2} \cos(\theta_0) V_0 (C_{R0}^v V_0 + 2C_{R0}) \left(-\frac{2}{MV \sin(2\theta)} \right) \\
 & = \frac{\rho S \cos(\theta_0) V_0 (C_{R0}^v V_0 + 2C_{R0})}{MV \sin(2\theta)}, \\
 \Delta \theta: & \frac{(-M \dot{V} \sin(\theta) - MV \dot{\theta} \cos(\theta) - P \cos(\vartheta) - R \sin(\theta))}{-MV \sin(\theta)} \\
 & - \frac{M \dot{V} \cos(\theta) - MV \dot{\theta} \sin(\theta) + P \sin(\vartheta) + R \cos(\theta)}{MV \cos(\theta)} \\
 & = \frac{2MV \dot{\theta} + 2P \sin(\vartheta - \theta)}{MV \sin(2\theta)}, \frac{2P \cos(\vartheta - \theta) M}{V \sin(2\theta)}, \\
 \Delta P: & \frac{\cos(\theta)}{-M \sin(\theta) V} - \frac{\sin(\theta)}{M \cos(\theta) V} = -\frac{2}{MV \sin(2\theta)}. \\
 \Delta \vartheta: & \left(\frac{P \cos(\vartheta)}{-M \sin(\theta) V} - \frac{P \sin(\vartheta)}{M \cos(\theta) V} \right) = \frac{2(-P \cos(\vartheta) \cos(\theta) - P \sin(\vartheta) \sin(\theta))}{MV \sin(2\theta)} \\
 & = -\frac{2P \cos(\vartheta - \theta)}{MV \sin(2\theta)}
 \end{aligned} \tag{2.28}$$

$$\begin{aligned}
\Delta\theta: & \left(-\frac{MV\sin(\theta)}{M\cos(\theta)} - \frac{MV\cos(\theta)}{M\sin(\theta)} \right) = \left(\frac{-MV\sin^2(\theta) - MV\cos^2(\theta)}{M\cos(\theta)\sin(\theta)} \right) = \\
& = + \frac{-2MV(\sin^2(\theta) + \cos^2(\theta))}{M\cos(\theta)\sin(\theta)} = -\frac{2V}{\sin(2\theta)}, \\
\Delta\theta: & \left(\frac{M\dot{V}\sin(\theta) - MV\dot{\theta}\cos(\theta) - P\cos(\theta + \vartheta) - R\sin(\theta)}{M\cos(\theta)} \right. \\
& \quad \left. - \frac{M\dot{V}\cos(\theta) - MV\dot{\theta}\sin(\theta) + P\sin(\vartheta) + R\cos(\theta)}{M\sin(\theta)} \right) \\
& = \frac{2(-M\dot{V} - R - P\sin(\vartheta + \theta))}{M\sin(2\theta)}, \\
\Delta\vartheta: & \left(\frac{P\cos(\vartheta)}{M\cos(\theta)} - \frac{P\sin(\vartheta)}{M\sin(\theta)} \right) = \frac{2(P\cos(\vartheta)\sin(\theta) - P\sin(\vartheta)\cos(\theta))}{M\sin(2\theta)} \\
& = \frac{2P\sin(\vartheta - \theta)}{M\sin(2\theta)}, \\
\Delta P: & -\frac{\sin(\vartheta)}{M\cos(\theta)} - \frac{-\cos(\vartheta)}{M\sin(\theta)} = \frac{2(-\sin(\vartheta)\sin(\theta) + \cos(\vartheta)\cos(\theta))}{M\sin(2\theta)} \\
& = \frac{2\cos(\vartheta - \theta)}{M\sin(2\theta)}, \\
\Delta V: & \left(\frac{\cos(\theta)}{M\cos(\theta)} - \frac{\sin(\theta)}{M\sin(\theta)} \right) \left(-\frac{\rho s}{2}\cos(\theta)V(C_{R0}^v V + 2C_{R0}) \right) = \\
& = \left(2(\cos(\theta))\sin(\theta) \right. \\
& \quad \left. - \frac{\sin(\theta)\cos(\theta)}{M\sin(2\theta)} \right) \left(-\frac{\rho s}{2}\cos(\theta)V(C_{R0}^v V + 2C_{R0}) \right) = \\
& = \frac{2\sin(2\theta)}{M\sin(2\theta)} \left(-\frac{\rho s}{2}\cos(\theta)V(C_{R0}^v V + 2C_{R0}) \right) \\
& = \left(-\frac{\rho s\cos(\theta)V(C_{R0}^v V + 2C_{R0})}{M} \right).
\end{aligned} \tag{2.29}$$

Розділимо отримані вирази один на одне:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta \dot{V}: 1, \\ \Delta V: -\frac{1}{2M} \rho s c \cos(\theta) V (C_{R0}^v V_0 + 2C_{R0}) = a_x^V, \\ \Delta \theta: -\frac{1}{M} (M V \dot{\theta} + P \sin(\vartheta - \theta)) = a_x^\theta, \\ \Delta \vartheta: \frac{1}{M} (P \cos(\vartheta - \theta)) = a_x^\alpha, \\ \Delta P: \frac{1}{M} = a_x^P. \end{array} \right. \quad (2.30)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta \dot{\theta}: 1, \\ \Delta V: \frac{2 \rho s c \cos(\theta) V (C_{R0}^v V + 2C_{R0})}{M \sin(2\theta)} = a_y^V, \\ \Delta \theta: -\frac{1}{M V} (M \dot{V} + R + P \sin(\theta + \vartheta)) = a_y^\theta, \\ \Delta \vartheta: -\frac{1}{M V} (P \sin(\vartheta - \theta)) = a_y^\vartheta, \\ \Delta P: -\frac{1}{M V} \cos(\vartheta - \theta) = a_y^P. \end{array} \right. \quad (2.31)$$

Звідси можна отримати наступну систему рівнянь:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta \dot{V} + a_x^V \Delta V + a_x^\theta \Delta \theta + a_x^\vartheta \Delta \vartheta + a_x^P \Delta P = 0, \\ \Delta \dot{\theta} + a_y^V \Delta V + a_y^\theta \Delta \theta + a_y^\vartheta \Delta \vartheta + a_y^P \Delta P = 0, \\ \Delta \dot{\omega}_z + \frac{a_{32}}{a_{31}} \Delta T_1 \frac{a_{33}}{a_{31}} \Delta T_2 + \frac{a_{34}}{a_{31}} \Delta T_4 = 0, \\ \Delta \dot{V} + \Delta \omega_z = 0, \\ \Delta \dot{H} + a_{52} \Delta V + a_{53} \Delta \theta = 0. \end{array} \right. \quad (2.32)$$

де:

$$\begin{aligned} \frac{a_{32}}{a_{31}} &= -\frac{l}{I_z} = a_I^{l1}, \\ \frac{a_{33}}{a_{31}} &= \frac{l}{2I_z} = a_I^{l2}, \\ \frac{a_{34}}{a_{31}} &= \frac{l}{2I_z} = a_I^{l3}. \end{aligned}$$

Таким чином коефіцієнти лінеаризованої моделі, за початкових умов, матимуть наступний вигляд та значення, приведені в (2.27):

Початкові умови:

$$V_0 = 1,5 \text{ м/с}, \theta_0 = -3^\circ (-0,05 \text{ рад}), \vartheta_0 = -23^\circ (-0,4 \text{ рад}), P = 36 \text{ Н}.$$

$$\left\{ \begin{array}{l}
 a_x^V = -\frac{1}{2M} \rho s \cos(\theta) V (C_{R0}^V V_0 + 2C_{R0}) = -18,85, \\
 a_x^\theta = -\frac{1}{M} (MV\dot{\theta} + P \sin(\vartheta - \theta)) = 8,19, \\
 a_x^\vartheta = \frac{1}{M} (P \cos(\vartheta - \theta)) = 50,75, \\
 a_x^P = \frac{1}{M} = 1, \\
 a_y^V = \frac{2\rho s \cos(\theta) V (C_{R0}^V V + 2C_{R0})}{M \sin(2\theta)} = -721,55, \\
 a_y^\theta - \frac{1}{MV} (M\dot{V} + R + P \sin((\vartheta + \theta))) = 13,86, \\
 a_y^\vartheta = -\frac{1}{MV} (P \sin(\vartheta - \theta)) = 12,3, \\
 a_y^P = -\frac{1}{MV} \cos(\vartheta - \theta) = -0,63, \\
 a_I^{l1} = -\frac{l}{I_z} = -25,34, \\
 a_I^{l2} = \frac{l}{2I_z} = 12,67, \\
 a_I^{l3} = \frac{l}{2I_z} = 12,67, \\
 a_{52} = -\sin(\theta) = 0,05, \\
 a_{53} = -V_0 \cos(\theta) = -1,5.
 \end{array} \right. \quad (2.33)$$

Таким чином лінеаризована математична модель матиме такий вигляд:

$$\left\{ \begin{array}{l}
 \Delta\dot{V} + (-18,85\Delta V) + 8,2\Delta\theta + 50,75\Delta\vartheta + \Delta P = 0, \\
 \Delta\dot{\theta} + (-712,55\Delta V) + 13,87\Delta\theta + 12,3\Delta\vartheta + (-0,63\Delta P) = 0, \\
 \Delta\dot{\omega}_z + (-25,34\Delta T_1) + 12,67T_2 + 12,67T_4 = 0, \\
 \Delta\dot{\vartheta} + \Delta\omega_z = 0, \\
 \dot{H} + (-0,05\Delta V) + (-1,5\Delta\theta) = 0.
 \end{array} \right. \quad (2.34)$$

Таким чином можемо отримати передавальні функції елементів системи.

2.2.4 Отримання передавальних функції системи позиціонування

З виразу (2.4) ми знаємо, що передавальна функція двигуна має вигляд:

$$W_D(s) = \frac{\omega(s)}{U(s)} = \frac{K_D}{T_M s + 1}.$$

Знаючи характеристики електродвигуна запишемо передавальну функцію.

Характеристики двигуна ReadyToSky 2212 920KV

Кількість оборотів на 1В 920 rpm/V

Напруга 7-12 В DC(пікова напруга до 14В)

$$W_D(s) = \frac{\Omega(s)}{U(s)} = \frac{2,29}{0,1s+1}. \quad (2.35)$$

Передавальну функція квадрокоптера отримаємо с системи рівнянь (2.28).

$$\Delta\dot{\omega}_z + (-25,34\Delta T_1) + 12,67T_2 + 12,67T_4 = 0, \quad (2.36)$$

$$\Delta\dot{\vartheta} + \Delta\omega_z = 0. \quad (2.37)$$

Якщо виразити $\Delta\omega_z$ з (2.31) та підставити у (2.30), то отримаємо наступний вираз:

$$-\Delta\ddot{\vartheta} + (-25,34\Delta T_1) + 12,67T_2 + 12,67T_4 = 0. \quad (2.38)$$

Отже рівняння входу прийме значення:

$$\Delta\ddot{\vartheta} = \pm(50,68\Delta T_i). \quad (2.39)$$

Таким чином передавальна функція ОУ буде мати вигляд:

$$W_{oy}(s) = \frac{\vartheta(s)}{T_i(s)} = \frac{K_{oy}}{Ts^2} = \frac{50,68}{s^2}. \quad (2.40)$$

Атрибути математичної моделі інших елементів системи задамо наступним чином:

Підсилювача потужності:

- 1) координати робочої точки: $[0; 0]$;
- 2) діапазон лінеаризації вхідного сигналу: $\Delta U_3(t) = [0; 5]$, В;
- 3) діапазон лінеаризації вихідного сигналу: $\Delta U_{nn}(t) = [0; 11]$, В;
- 4) коефіцієнт передачі: $k = \Delta U_{nn}(t)/\Delta U_3(t) = 11/5 = 2,2$;
- 5) максимальна похибка лінеаризації: $\delta = 0,05$ В;

б) передавальна функція підсилювача потужності: $W_{пп}(s) = \frac{U_{пп}(s)}{U_{ке}(s)} =$

$$K_{пп} = 2,2.$$

Датчик кута:

1) координати робочої точки: $[0; 0]$;

2) діапазон лінеаризації вхідного сигналу: $\Delta\vartheta(t) = [-1,57; 1,57]$, рад;

3) діапазон лінеаризації вихідного сигналу: $\Delta U_{дк}(t) = [0; 5]$, В;

4) коефіцієнт передачі: $k = \Delta U_{дк}(t) / \Delta\vartheta(t) = 0,63$;

5) максимальна похибка лінеаризації: $\delta = 0,05$;

б) передавальна функція датчика кута: $W_{дк}(s) = \frac{U_{дк}(s)}{\vartheta(s)} = K_{дк} = 0,63$.

Маючи передавальні функції всіх елементів системи, та на підставі структурної схеми визначимо передавальні функції загальної системи.

Запишемо передавальні функції (ПФ) системи автоматичного позиціонування:

1) ПФ розімкненої системи за задавальним впливом:

$$\begin{aligned} W(s) &= \frac{U_{дк}(s)}{U_3(s)} = W_{ке}(s) \cdot W_{пп}(s) \cdot W_{дв}(s) \cdot W_{оу}(s) = K_{пп} \cdot \frac{K_{дв}}{Ts + 1} \cdot \frac{K_{оу}}{s^2} \\ &= 2,2 \cdot \frac{2,29}{0,1s + 1} \cdot \frac{50,68}{s^2} = \frac{255,33}{s^2(0,1s + 1)}. \end{aligned} \quad (2.41)$$

2) ПФ розімкненої системи за збуренням:

$$W^f(s) = \frac{U_{дк}(s)}{M_3(s)} = -W_{оу}(s) = -\frac{K_{оу}}{s^2} = -\frac{50,68}{s^2}. \quad (2.42)$$

3) ПФ замкненої системи за задавальним впливом:

$$\begin{aligned} \Phi(s) &= \frac{U_{дк}(s)}{U_3(s)} = \frac{W(s)}{1 + W(s) \cdot W_{дк}(s)} \\ &= \frac{W_{ке}(s) \cdot W_{пп}(s) \cdot W_{дв}(s) \cdot W_{оу}(s)}{1 + W_{ке}(s) \cdot W_{пп}(s) \cdot W_{дв}(s) \cdot W_{оу}(s) \cdot W_{дк}(s)} \\ &= \frac{255,33}{s^2(0,1s + 1)} = \frac{255,33}{0,1s^3 + s^2 + 161,56}. \end{aligned} \quad (2.43)$$

4) ПФ замкненої системи за збуренням

$$\begin{aligned}
 \Phi^f(s) &= \frac{W^f(s)}{1 + W(s) \cdot W_{\text{дк}}(s)} = \\
 &= \frac{W_{\text{оу}}(s)}{1 + W_{\text{ке}}(s) \cdot W_{\text{пп}}(s) \cdot W_{\text{дв}}(s) \cdot W_{\text{оу}}(s) \cdot W_{\text{дк}}(s)} = \\
 &= -\frac{\frac{50,68}{s^2}}{1 + \frac{160,9}{s^2(0,1s + 1)}} = -\frac{5,068s + 50,68}{0,1s^3 + s^2 + 160,9}.
 \end{aligned} \tag{2.44}$$

5) ПФ системи для помилки за задавальним впливом:

$$\begin{aligned}
 \Phi_{\varepsilon}(s) &= \frac{U_{\text{дк}}(s)}{U_3(s)} = \frac{1}{1 + W(s)} \\
 &= \frac{1}{1 + W_{\text{ке}}(s) \cdot W_{\text{пп}}(s) \cdot W_{\text{дв}}(s) \cdot W_{\text{оу}}(s) \cdot W_{\text{дк}}(s)} = \\
 &= \frac{1}{1 + \frac{160,9}{s^2(0,1s + 1)}} = \frac{s^2(0,1s + 1)}{0,1s^3 + s^2 + 160,9}.
 \end{aligned} \tag{2.45}$$

6) ПФ системи для помилки за збуренням

$$\begin{aligned}
 \Phi_{\varepsilon}^f(s) &= \frac{U_{\text{дк}}(s)}{M_3(s)} = \frac{W^f(s)}{1 + W(s)} \\
 &= \frac{W^f(s)}{1 + W_{\text{ке}}(s) \cdot W_{\text{пп}}(s) \cdot W_{\text{дв}}(s) \cdot W_{\text{оу}}(s) \cdot W_{\text{дк}}(s)} = \\
 &= -\frac{5,068s + 50,68}{0,1s^3 + s^2 + 160,9}.
 \end{aligned} \tag{2.46}$$

Для САП приведеної на рис.2.5 отримаємо передавальні функції з рівнянь:

$$\Delta \dot{V} + (-18,85\Delta V) + 8,2\Delta\theta + 50,75\Delta\vartheta + \Delta P = 0, \tag{2.47}$$

$$\Delta \dot{\theta} + (-712,55\Delta V) + 13,87\Delta\theta + 12,3\Delta\vartheta + (-0,63\Delta P) = 0. \tag{2.48}$$

Виразимо $V=V(\vartheta, t)$:

$$V(s)(s - 18,85) = -8,2\theta(s) - 50,75\vartheta(s) \quad (2.49)$$

Виразимо $\theta=\theta(\vartheta, t)$:

$$\theta(s)(s + 13,87) = 712,55V(s) - 12,3\vartheta(s). \quad (2.50)$$

Підставимо (2.48) в (2.49) та отримаємо:

$$V(s)((s - 18,85)(s + 13,87) + 5842,91) = \vartheta(s)(-50,75s - 603,04)\vartheta(s). \quad (2.51)$$

Підставимо (2.47) в (2.50) та отримаємо:

$$\theta(s)((s - 18,85)(s + 13,87) + 5842,91) = \vartheta(s)(-12,3s - 35930,06), \quad (2.52)$$

На основі цих рівнянь отримаємо ПФ.

$$W_V(s) = \frac{V(s)}{\vartheta(s)} = -\frac{0,009s+0,11}{(0,0002s^2-0,0009s)} \quad (2.53)$$

$$W_\theta(s) = \frac{\theta(s)}{\vartheta(s)} = \frac{-0,002s-0,44}{(0,0002s^2-0,0009s+1)}, \quad (2.54)$$

Для простоти аналізу системи спростимо функціональну схему позиціонування висоти. В результаті перетворень, та урахувавши, що $W_{ПС}(s) = 1$, отримуємо кінцеву структурну схему та передавальні функції системи позиціонування висоти. Структурна схема САП приведена на рис. 2.8.

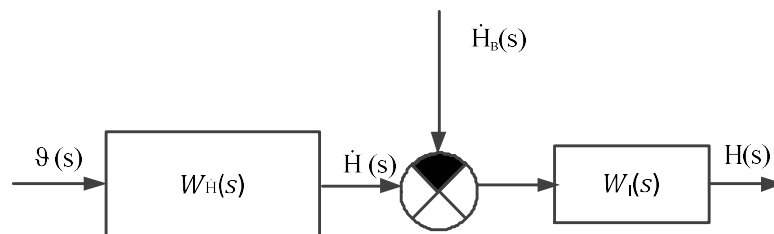


Рисунок 2.8 – Структурна схема автоматичного позиціонування висоти

де:

$W_H(s)$ – передавальна функція блока вертикальної швидкості;

$W_I(s)$ – передавальна функція інтегратора;

$\vartheta(s)$ – зображення кута тангажа;

$\dot{H}(s)$ – зображення вертикальної швидкості;

$M_z(s)$ – зображення сигналу моменту збурення;

$H(s)$ – зображення висоти.

Передавальна функція блока вертикальної швидкості буде дорівнювати:

$$W_H(s) = \frac{\dot{H}(s)}{\vartheta(s)} = \frac{-0,011s - 6.55}{(0,0002s^2 - 0,0009s)}. \quad (2.55)$$

Тепер можемо провести аналіз властивостей об'єкта автоматичного позиціонування.

2.3 Аналіз властивостей об'єкта автоматичного позиціонування

Для початку промодельємо об'єкт автоматичного позиціонування в середовищі MatLab Simulink, для оцінки властивостей.

Структурна схема ОАП має наступний вигляд (рис.2.9):

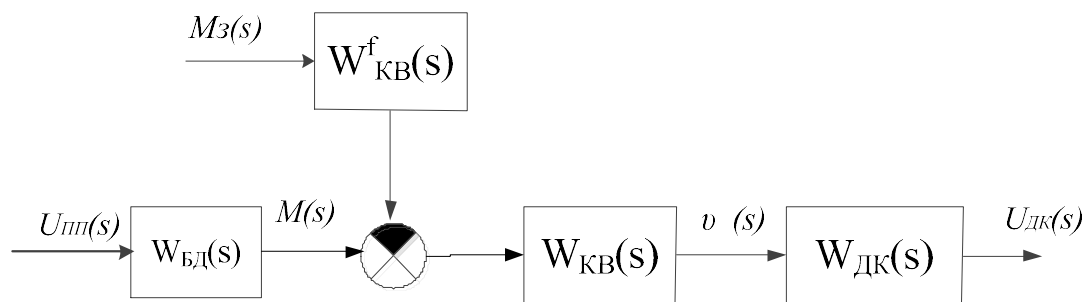


Рисунок 2.9 – Структурна схема ОАП

Розглянемо модель розроблену в середовищі MatLab Simulink (рис. 2.10)

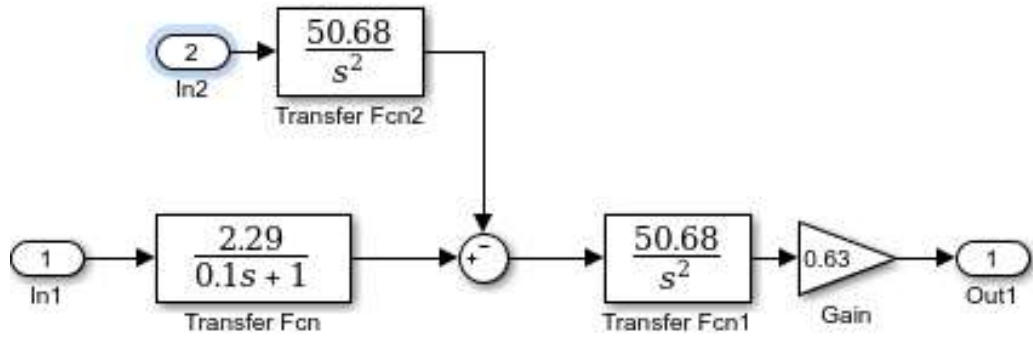


Рисунок 2.10 – Схема моделювання ОАП у середовищі MatLab Simulink

Результати моделювання у вигляді перехідних процесів (рис. 2.12, рис.2.14) приведені нижче.

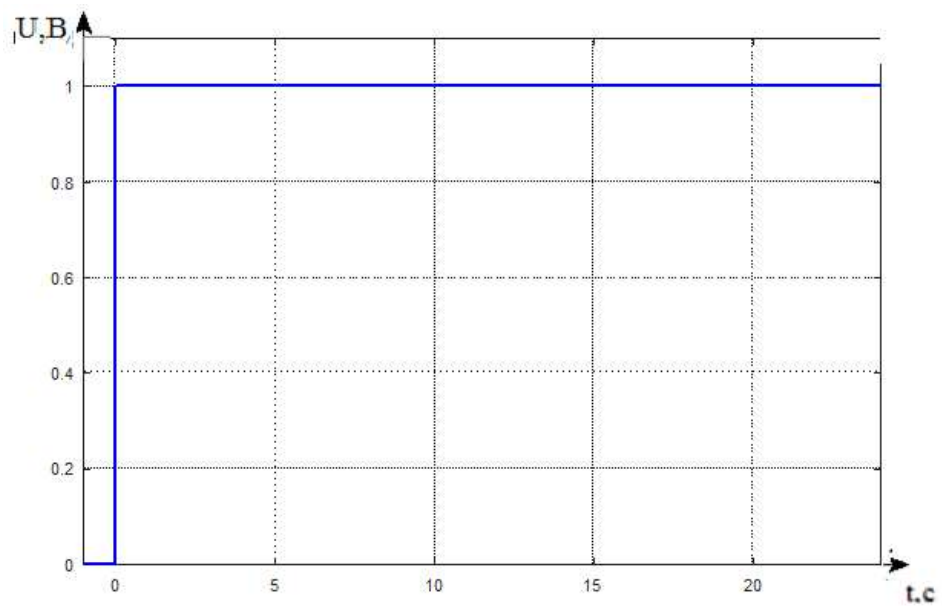


Рисунок 2.11 – Задавальний вплив $\Delta U(t)=1\text{В}$

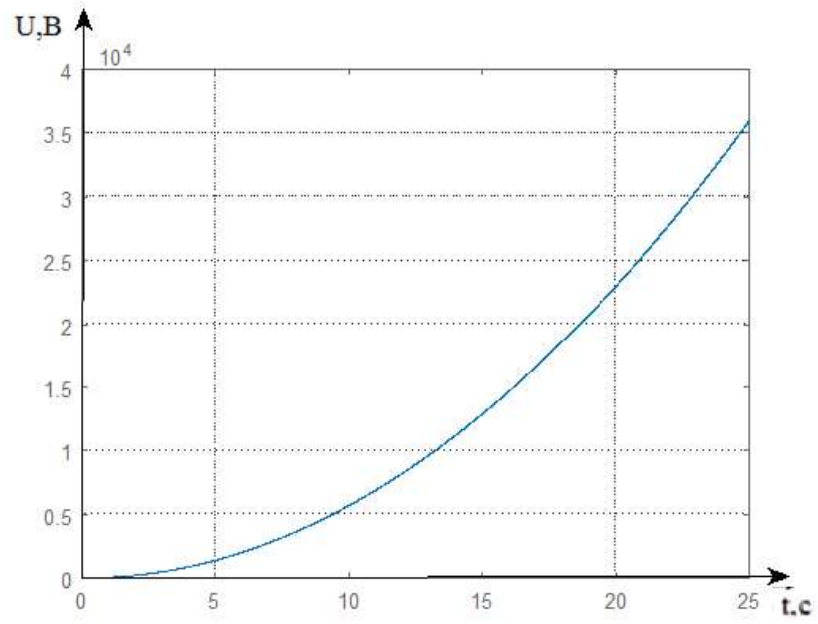


Рисунок 2.12 – Перехідний процес ОАП за задавальним впливом

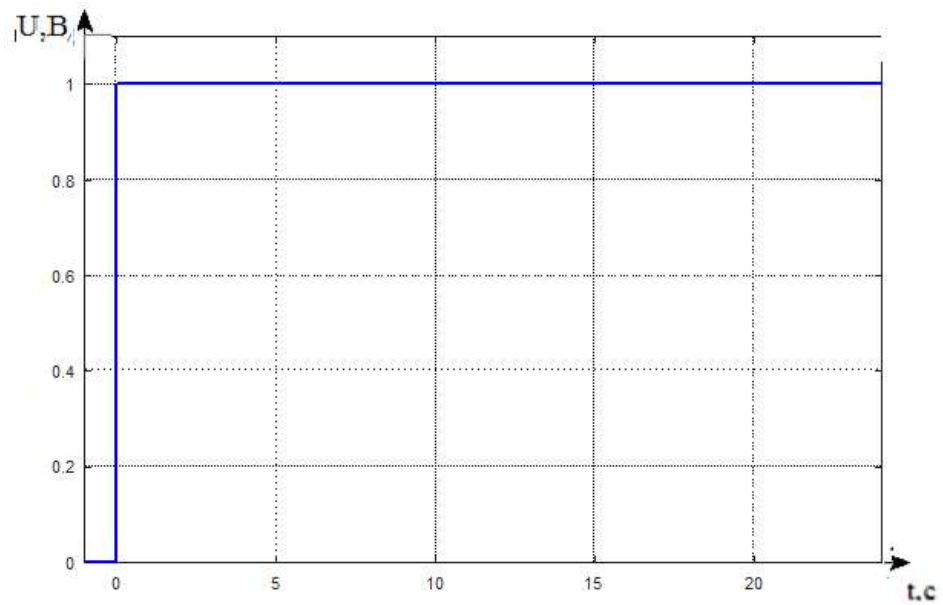


Рисунок 2.13 – Збурувальний вплив $\Delta U(t)=1В$

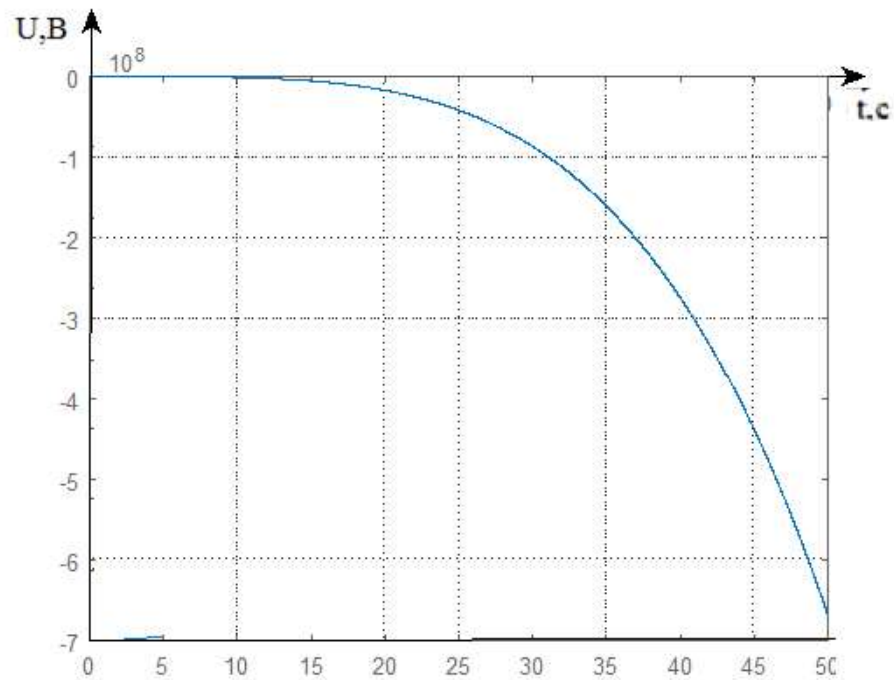


Рисунок 2.14 – Перехідний процес ОАП за збуренням

Судячи з графіків перехідних процесів ОАП не стійкий.

Розглянемо тепер контур керування висотою. Та оцінимо його характеристики.

Оскільки характеристичне рівняння системи має від’ємні коефіцієнти, то система позиціонування не стійка. А зважаючи на те, що система має перший порядок астатичності, яка забезпечує точність, але в частотній області дає зсув по фазі -90 градусів, для забезпечення необхідних запасів стійкості доцільно вводити ПД ланку. Тому було прийняте рішення ввести в систему ПД-регулятор. Коефіцієнти якого були обрані за допомогою команди Tune, блоку PID Controller.

Коректна робота блоку регулятора в складі системи передбачає використання методів, спрямованих на боротьбу з інтегральним насиченням. Вибір коефіцієнтів можливий методом ручного підбору або автоматичному режимі. Рівняння регулятора матиме вигляд:

$$u(t) = P + D = K_p e(t) + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (2.56)$$

Передавальна функція регулятора має вигляд:

$$W_{\text{ПД}}(s) = K_{\text{п}} + K_{\text{д}}s = -12068 - 50s \quad (2.57)$$

Модель розроблена в середовищі MatLab Simulink має наступний вигляд (рис. 2.14):

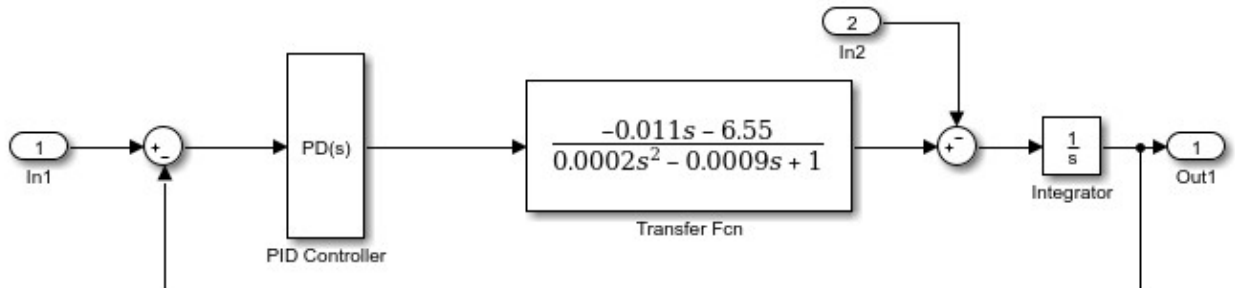


Рисунок 2.14 – Схема моделювання САП висоти у середовищі MatLab Simulink

Результати моделювання у вигляді перехідних процесів (рис. 2.15-2.17) та ЛАЧХ і ЛФЧХ (рис.2.18) приведені нижче.

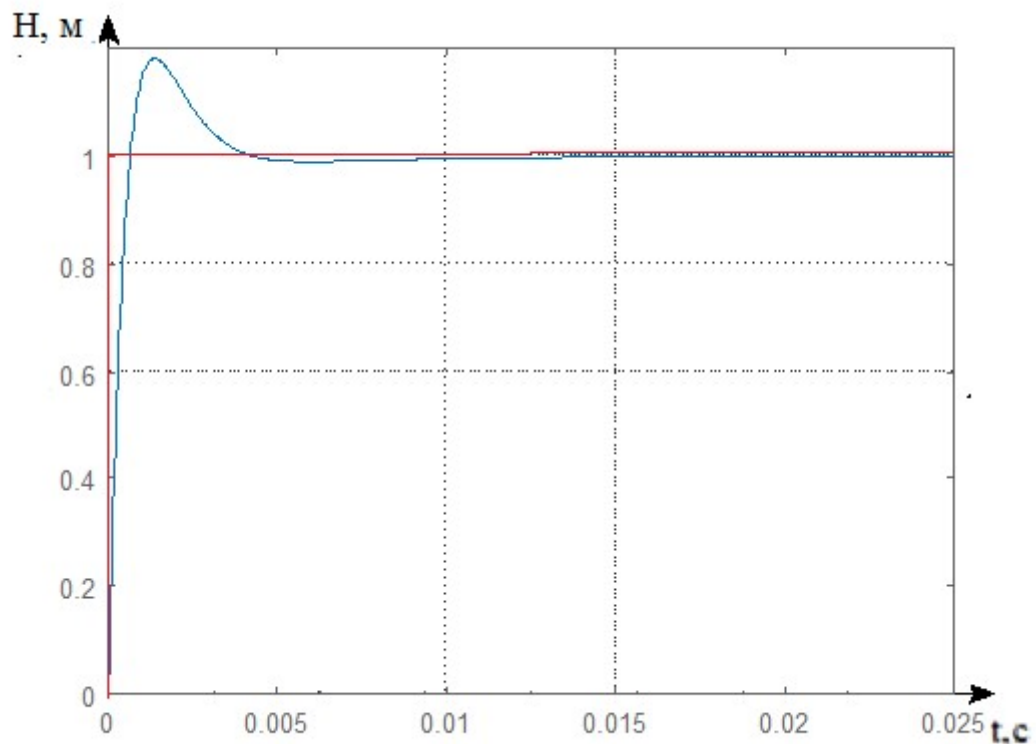


Рисунок 2.15 – Перехідний процес системи позиціонування висоти польоту за задавальним впливом

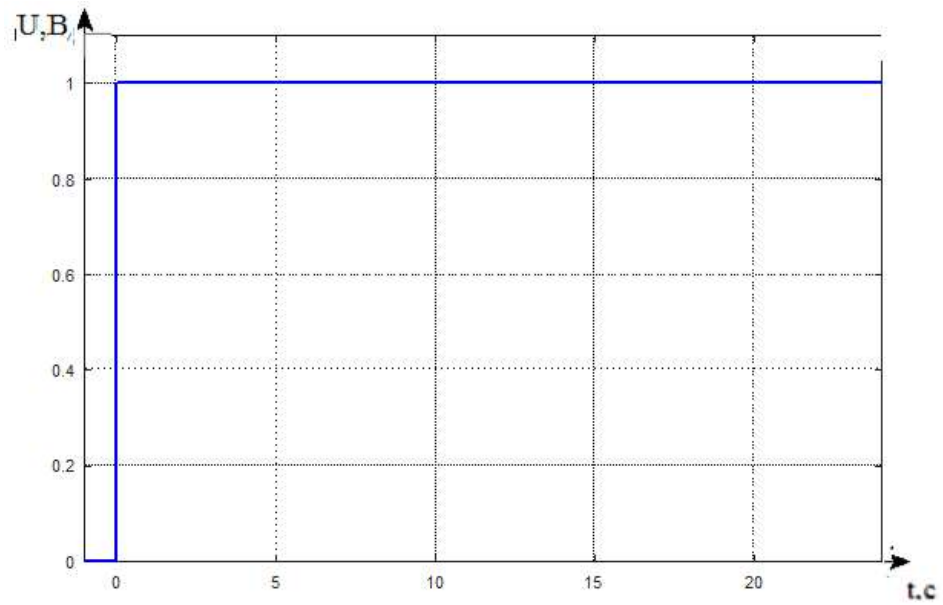


Рисунок 2.16 – Збурувальний вплив $\Delta U(t)=1V$

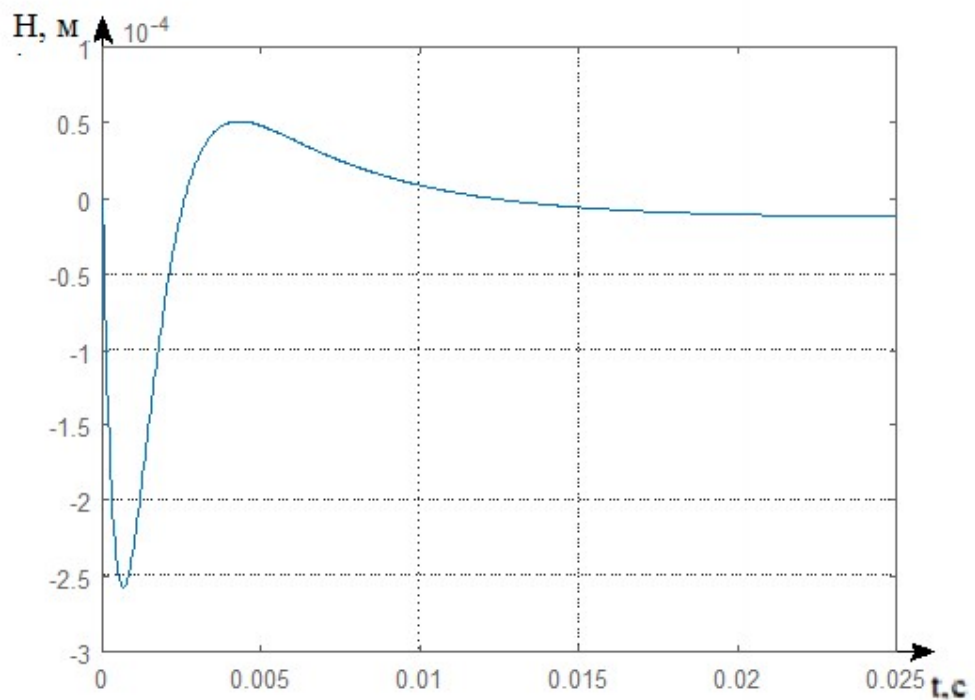


Рисунок 2.17 – Перехідний процес системи позиціонування висоти польоту за збуренням

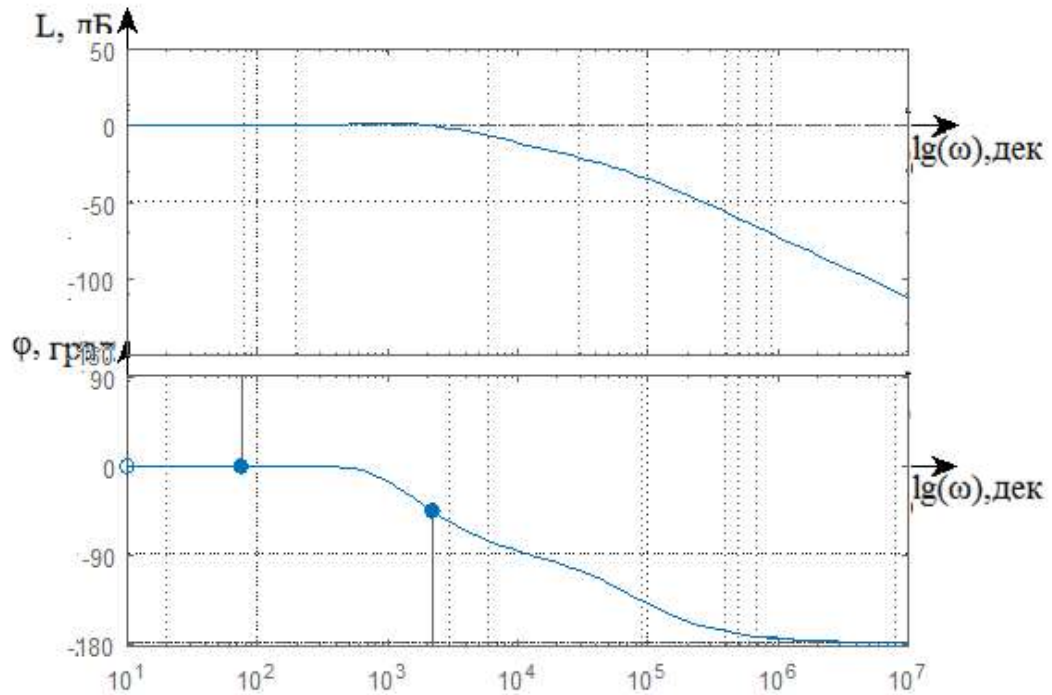


Рисунок 2.18 – ЛАЧХ і ЛФЧХ ОАП за задавальним впливом

Отримавши перехідні характеристики системи що розглядається потрібно визначити показники якості, які відображенні в табл. 2.1.

Таблиця 2.1 – Показники якості досліджуваної системи за керуючим впливом і за збуренням

	$t_{пп}, c$	$\varepsilon_{уст}, \%$	$\sigma, \%$	M	$L_z, дБ$	$\varphi_z, ^\circ$
за керуючим впливом	0,0006	0	15,9	0	24,2	71,74
за збуренням	0,025	0,5	0,05	0		

Судячи з графіків отриманих перехідних процесів САП висоти стійка.

Тому є доцільним розробити загальну САП, з застосуванням регуляторів, спочатку для кожного контуру управління, а також загального.

Щоб визначити властивості системи управління, та оцінити необхідність вводити в систему коригувального елемента, для початку проведемо синтез закону керування.

2.4 Синтез закону управління для пристрою автоматичного позиціонування

Для управління повздовжнім рухом квадрокоптера, на основі різних типів регуляторів, можливо синтезувати систему управління. Розглянемо найбільш популярні регулятори.

ПІД регулятор – самий популярний в задачах синтезу систем управління квадрокоптером. За допомогою ПІД регулятора можливо зменшити статичну помилку і стабілізувати ОУ. ПІД регулятори застосовуються для стабілізації системи. Працездатність таких регуляторів перевіряється подачею на вхід одиничного ступеневого сигналу. ПІД регулятор може використовуватись для позиціонування системи при польоті. Регулятор містить три складові: пропорційну, інтегральну та диференціальну (2.83):

$$u(t) = P + I + D = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (2.58)$$

ПД регулятор, відносно ПІД-регулятора, більш простий в застосуванні. Проте він має низку недоліків, він має значну статичну помилку. Такого не має при використанні ПІД-регулятора. Регулятор складається з двох складових: пропорційної і диференціальної (2.59):

$$u(t) = P + D = K_p e(t) + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (2.59)$$

Коефіцієнти для ПІД та ПД регуляторів зазвичай підбираються вручну, або скориставшись методом Зіглер-Ніколса.

Линейно-квадратичний регулятор (ЛКР) можна застосовувати для синтезу управління квадрокоптером, що летить за заданим маршрутам.

Синтезування системи управління застосовуючи ЛКР регулятора передбачає рішення задачі оптимізації (2.60):

$$J = \int_0^{\infty} (x^T Q x + u^T R u) dt \rightarrow \min \quad (2.60)$$

Для того щоб ЛКР-регулятор функціонував коректно, подібно роботі ПІД-регулятора, треба правильно підібрати коефіцієнти регулювання.

2.5 Моделювання динаміки системи управління при заданих початкових умовах і зовнішніх впливах

2.5.1 Моделювання динаміки САП кутом тангажа

Для початку оцінимо стійкість системи позиціонування (рис. 2.6).

Оскільки характеристичне рівняння розімкнутої системи має нульові коефіцієнти, можна зробити висновок, що система не є стійкою. Причиною не стійкості системи є те, що вона містить подвійний інтегратор. Дію такого інтегратора можливо зменшити шляхом залучення в систему форсуючої ланки.

Форсуюча ланка дозволить збільшити швидкість та зменшити коливальність системи.

Визначимо передавальну функцію. Для початку розрахуємо коефіцієнт регулятора.

$$\begin{aligned}\Phi_{\varepsilon}(s) &= \frac{U_{\text{дк}}(s)}{U_3(s)} = \frac{1}{1 + W_{\text{ке}}(s) \cdot W_{\text{пп}}(s) \cdot W_{\text{дв}}(s) \cdot W_{\text{оу}}(s) \cdot W_{\text{дк}}(s)} = \\ &= \frac{s^2(0,1s + 1)}{0,1s^3 + s^2 + 160,9}\end{aligned}\quad (2.61)$$

$$\lim_{s \rightarrow 0} (\Phi_{\varepsilon u}(s) \cdot U_3(s) s = \varepsilon_{\text{max}} = \lim_{s \rightarrow 0} 0 \left(\frac{s^2(0,1s + 1)}{0,1s^3 + s^2 + 160,9k_p} \cdot \frac{0,5}{s} \right) = 0,$$

$$\begin{aligned}\Phi_{\varepsilon}^f(s) &= \frac{U_{\text{дк}}(s)}{M_3(s)} = \frac{W^f(s)}{1 + W_{\text{ке}}(s) \cdot W_{\text{пп}}(s) \cdot W_{\text{дв}}(s) \cdot W_{\text{оу}}(s) \cdot W_{\text{дк}}(s)} = \\ &= -\frac{5,068s + 50,68}{0,1s^3 + s^2 + 160,9}\end{aligned}\quad (2.62)$$

$$\begin{aligned}\lim_{s \rightarrow 0} (\Phi_{\varepsilon}^f(s) \cdot M_3(s) s = \varepsilon_{\text{max}} &= \lim_{s \rightarrow 0} 0 \left(\frac{5,068s + 50,68}{0,1s^3 + s^2 + 160,9k_p} \cdot \frac{0,05}{s} \right) \\ &= \frac{50,68 \cdot 0,05}{160,9k_p} \leq \Delta u_{\text{дод}},\end{aligned}$$

$$k_p \geq \frac{50,68 \cdot 0,05}{160,9 \cdot 0,025} \geq 0,63.\quad (2.63)$$

Статичний розрахунок показує, що при подальшому синтезі необхідно враховувати мінімальне значення необхідного коефіцієнта $k_p=0,63$.

Для забезпечення необхідних показників застосуємо метод знаходження оптимальних значень сталих часу. Розрахунок будемо проводити у середовищі якості Matlab, код програмі розрахунку наведений у Додатку Б.

Ми отримали номограми Солодовнікова (рис. 2.19 – 2.21) з яких обрали постійні часу, які задовільняють вимоги по запасам амплітуди і фази.

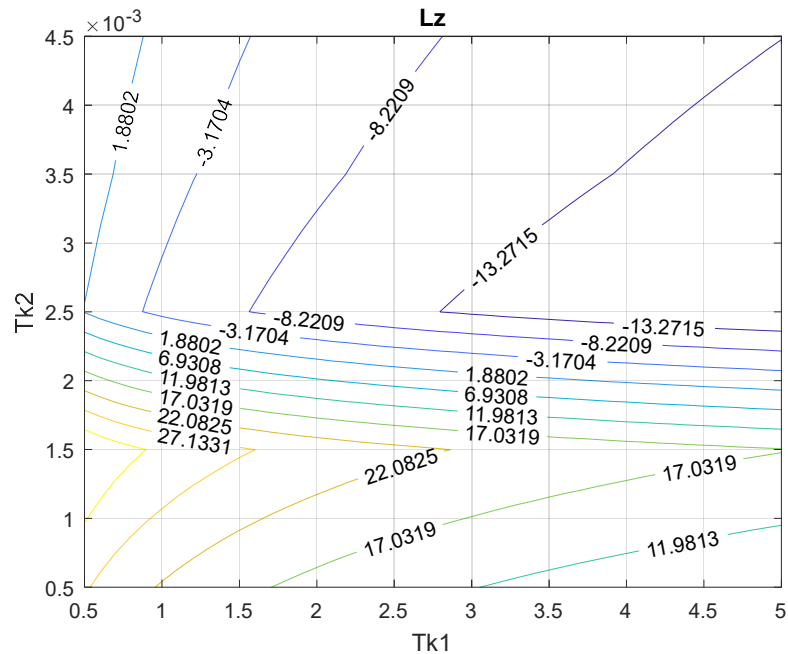


Рисунок 2.19 – Номограма для запасу по амплітуді L

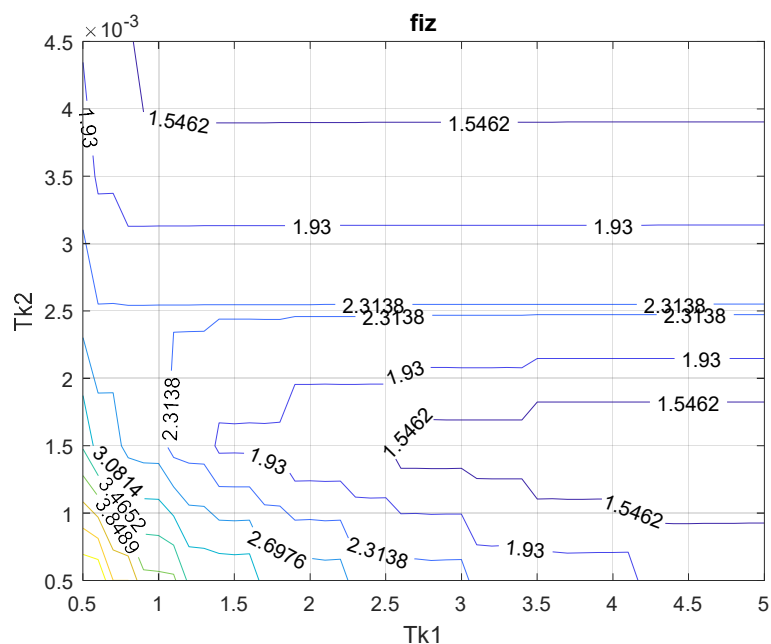


Рисунок 2.20 – Номограма для запасу по фазі φ

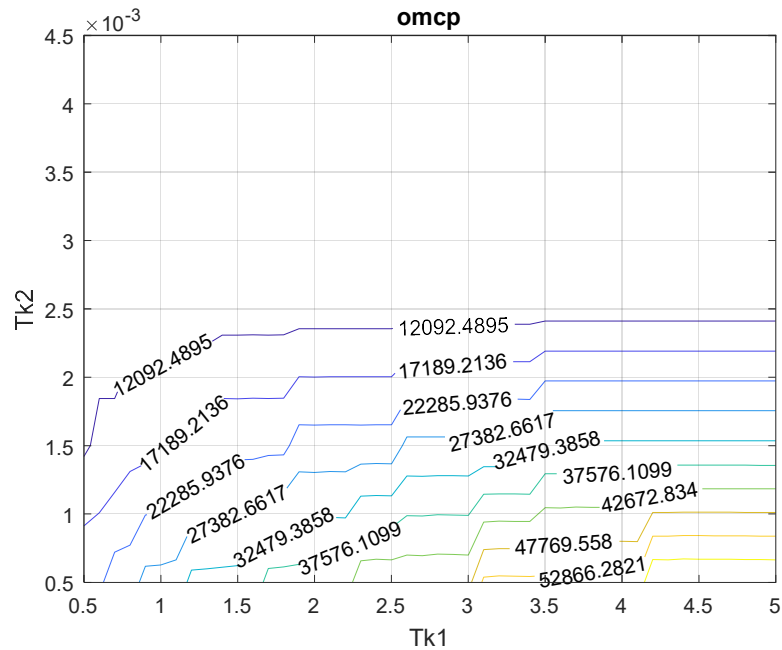


Рисунок 2.21 – Номограма для запасу по ω зрізу

Таким чином, можемо зазначити найбільш підходящі сталі часу $T_1 = 1$ та $T_2 = 0,001$.

Передавальна функція регулятора буде мати вигляд:

$$W_p(s) = k_p \frac{T_{k1}s + 1}{T_{k2}s + 1}, \quad (2.64)$$

$$W_p(s) = 0,63 \cdot \frac{s + 1}{0,001s + 1}.$$

Введемо регулятор в систему позиціонування. Отримаємо передавальну функція замкненої системи за задавальним впливом.

$$\begin{aligned} \Phi(s) &= \frac{U_{дк}(s)}{U_3(s)} = \frac{W(s)W_p(s)}{1 + W_p(s) \cdot W(s) \cdot W_{дк}(s)} \quad (2.65) \\ &= \frac{W_{ке}(s) \cdot W_{пп}(s) \cdot W_{дв}(s) \cdot W_{оу}(s) \cdot W_p(s)}{1 + W_{ке}(s) \cdot W_{пп}(s) \cdot W_{дв}(s) \cdot W_{оу}(s) \cdot W_{дк}(s) \cdot W_p(s)} = \\ &= \frac{160,9s + 160,9}{0,0001s^4 + 0,1001s^3 + s^2 + 101,78s + 101,78} \end{aligned}$$

Перевірка стійкості за критерієм Гурвіца, та методом Ляпунова підтвердив, що система стійка. Результат перевірки приведений на рис. 2.22.

```
>> Untitled5
Оцінка стійкості за критерієм Гурвіца
    0.1010  101.7800     0     0
    0.0001   1.0000  101.7800     0
         0   0.1010  101.7800     0
         0   0.0001   1.0000  101.7800

    0.1010   0.0908   8.2056  835.1665

Система стійка
Оцінка стійкості за першим методом Ляпунова

S =

    1.0e+03 *

   -1.0010 + 0.0000i
   -0.0040 + 0.0315i
   -0.0040 - 0.0315i
   -0.0010 + 0.0000i

Система стійка
```

Рисунок 2.22 – Результати перевірки на стійкість в середовищі Matlab

Результати моделювання приведенні на рис. 2.23-2.26.

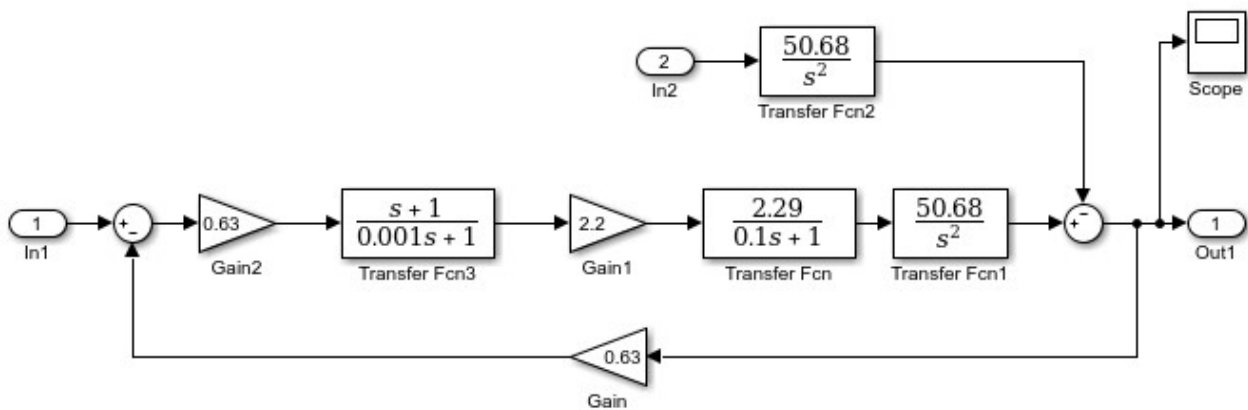


Рисунок 2.23 – Схема моделювання САП кута тангажа у середовищі MatLab Simulink

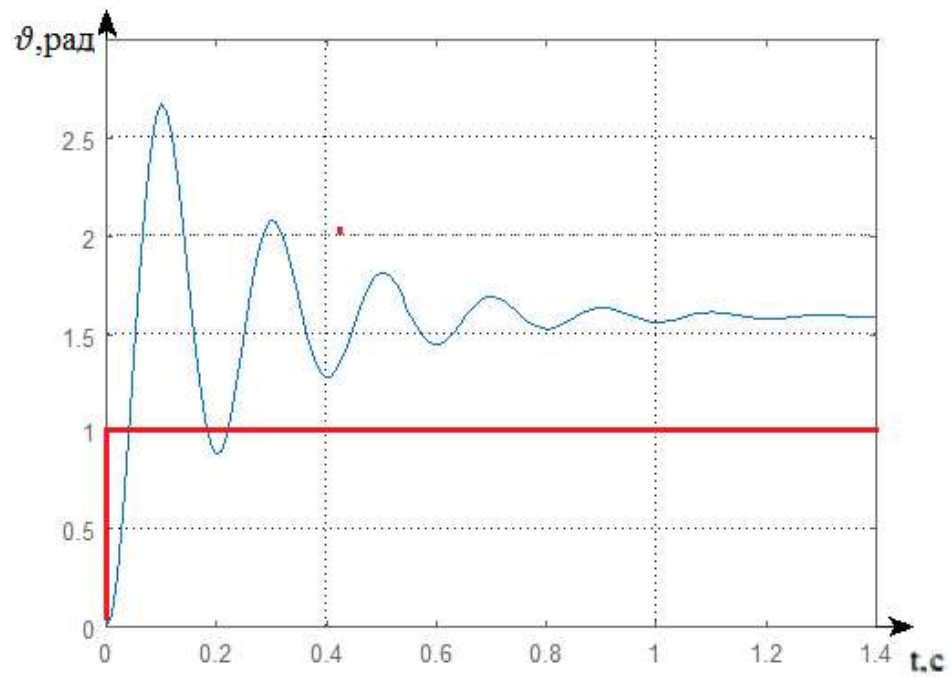


Рисунок 2.24 – Перехідний процес системи позиціонування кута тангажа за задавальним впливом

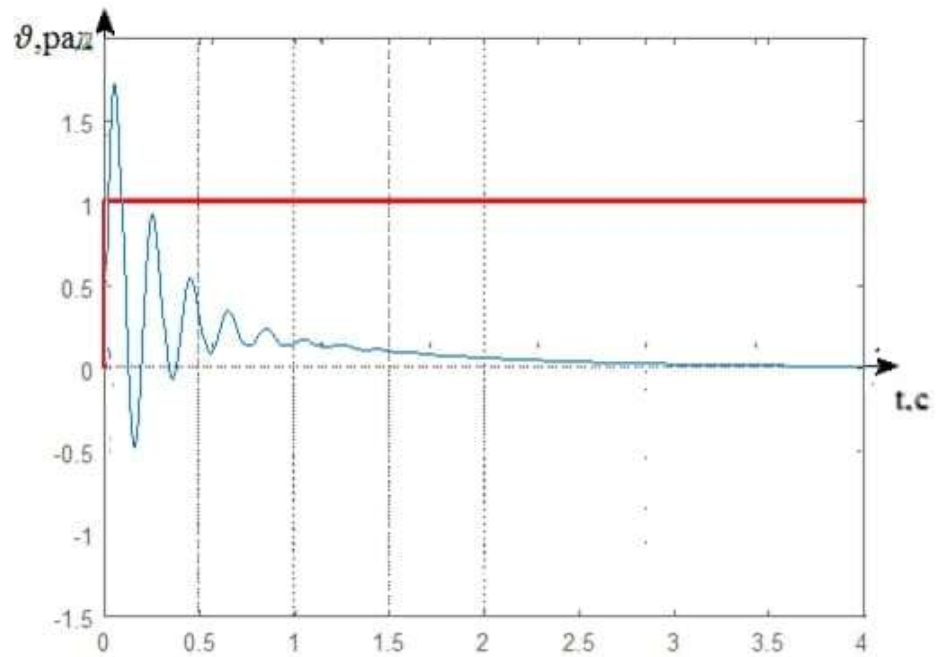


Рисунок 2.25 – Перехідний процес системи позиціонування кута тангажа за збуренням

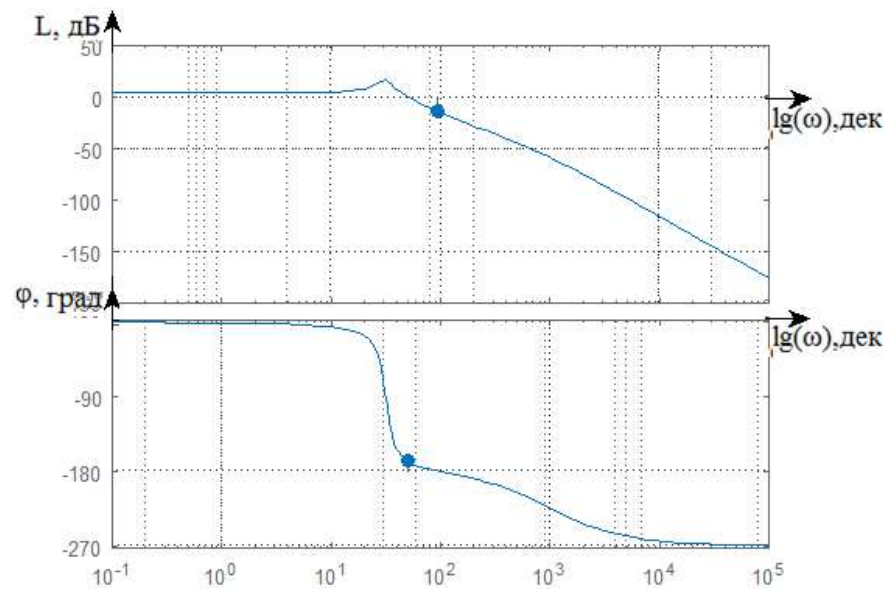


Рисунок 2.26 – ЛАЧХ і ЛФЧХ ОАП за задавальним впливом

Отримавши перехідні характеристики системи що розглядається потрібно визначити показники якості, які відображенні в табл. 2.2.

Таблиця 2.2 – Показники якості досліджуваної системи за керуючим впливом і за збуренням

	$t_{пп}, c$	$\varepsilon_{уст}, \%$	$\sigma, \%$	M	$L_z, дБ$	$\varphi_z, ^\circ$
за керуючим впливом	1,4	0	0	5	14	11,7
за збуренням	4	0	0	5,5		

2.5.2 Синтез коригувального елемента першого контуру позиціонування кута тангажа методом ЛАЧХ

Використання логарифмічно амплітудно-частотних характеристик – ЛАЧХ один з основних методів синтезу коригувального пристрою. Суть методу синтезу у наступному: представити передавальну функцію розімкненої системи як добуток передавальних функцій елементарних ланок, з визначенням частот сполучення. Побудову необхідно починати з низькочастотної ділянки (з низькочастотної асимптоти), початкове положення якої можна визначити знаючи коефіцієнт передачі розімкненої системи. Далі одна за одною будуються асимптотичні характеристики всіх частин передавальної функції.

Запишемо передавальну функцію розімкненої САП за задавальним впливом, яка має вигляд:

$$W(s) = \frac{U_{\delta}(s)}{U_3(s)} = W_{ке}(s) \cdot W_{пп}(s) \cdot W_{дв}(s) \cdot W_{оу}(s) \cdot W_p(s) \quad (2.66)$$

$$= \frac{161,56}{s^2(0,1s + 1)} \cdot \frac{s + 1}{0.001s + 1}$$

Основні параметри для побудови наявної ЛАЧХ:

$$L = 20 \cdot \lg(k) = 20 \cdot \lg(161,56) = 44,16. \quad (2.67)$$

Оскільки коефіцієнт розімкнутої САП дорівнює $k_{сис} = 161,56$, запишемо формулу для визначення значення швидкісної помилки:

$$k_{кор} = \frac{k_{тр}}{k_{сис}} = \frac{20}{161,56} = 0.12 \quad (2.68)$$

Задано: $\vartheta_{max} = 3,14$ рад.

Визначимо максимальну напругу: $U_{max} \varphi_{max} \cdot K_{дк} = 3,14 \cdot 0,63 = 1,98$ ас
перехідного процесу задаємо рівним: $t_{пп} = 1$ с.

Визначимо швидкість V_{max} за формулою $V_{max} = \frac{U_{max}}{t_{пп}} = \frac{1,98}{1} = 1,98$ (В/с)

Прийmemo швидкісної похибки у розмірі 5% від U_{max} , таким чином
 $\varepsilon_{ск} = 0,05 U_{max} = 0,099$ В

Для обраних значень знайдемо коефіцієнт розімкнутої системи з забезпечення заданої точності:

$$0,05 U_{max} = \frac{V_{max}}{k_{тр}} \rightarrow k_{тр} = V_{max} 0,05 U_{max} = \frac{1,98}{0,099} = 20. \quad (2.69)$$

За допомогою виразу $k_{тр} = k_{сис} k_{кор}$, де:

$k_{тр}$ – коефіцієнт скоригованої системи;

$k_{сис}$ – коефіцієнт наявної системи;

$k_{кор}$ – коефіцієнт коригувального елемента.

$$k_{кор} = \frac{k_{тр}}{k_{сис}} = \frac{20}{161,56} = 0,12. \quad (2.70)$$

Знайдемо частоти сполучення асимптот, використовуючи формулу:

$$\omega = \frac{1}{T}, \quad (2.71)$$

$$\omega_{-1} = \frac{1}{0,001} = 1000, \lg(\omega_1) = \lg(1000) = 3,$$

$$\omega_2 = \frac{1}{0,1} = 10, \lg(\omega_2) = \lg(10) = 1,$$

$$\omega_3 = \frac{1}{1} = 1, \lg(\omega_3) = \lg(1) = 0.$$

Наявна ЛАЧХ системи приведена на рис. 2.27.

Для побудови бажаної ЛАЧХ визначаємо частоту зрізу.

$$\omega_{\text{ср}} = \frac{k \cdot \pi}{t_{\text{пп}}} + 10,5 \frac{\text{рад}}{\text{с}}. \quad (2.72)$$

Бажана ЛАЧХ системи приведена на рис. 2.27.

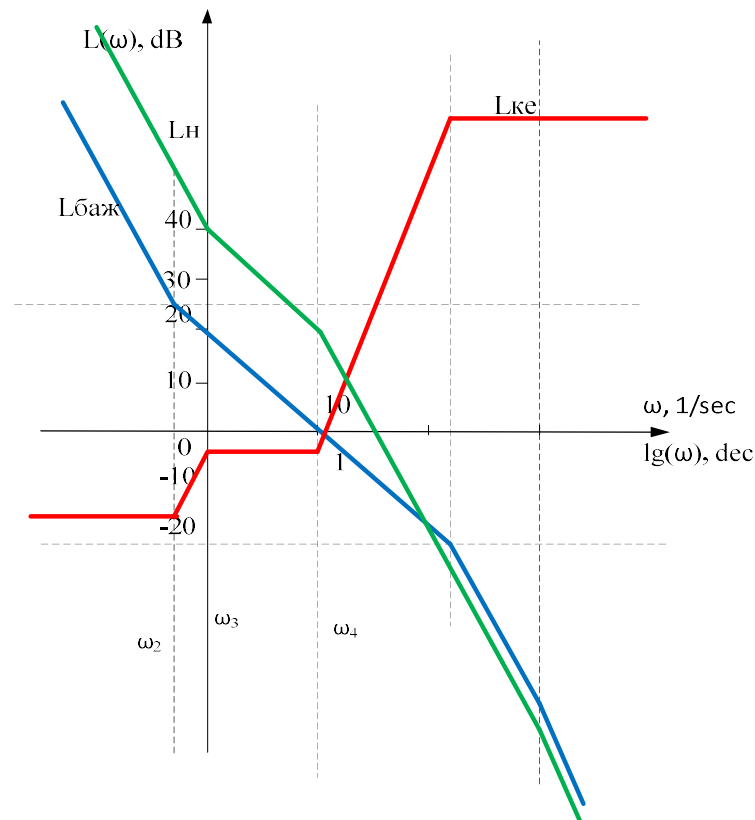


Рисунок 2.26 – Бажана, наявна, ЛАЧХ коригуючого елемента

Для побудови передавальної функції коригувального пристрою, виходячи з частот сполучення, визначаємо постійні часу (2.73).

$$\begin{aligned} T1 &= \frac{1}{10^{-0.6}} = 3.98 \text{ с.}, \\ T2 &= \frac{1}{10^0} = 1 \text{ с.}, \\ T3 &= \frac{1}{10^1} = 0.1 \text{ с.}, \\ T4 &= \frac{1}{10^{2.2}} = 0.006 \text{ с.} \end{aligned} \quad (2.73)$$

Передавальна функція коригуючого елемента створеного методом ЛАЧХ:

$$W_{\text{кеЛАЧХ}}(s) = \frac{k_{\text{ке}}(T_{\text{ке1}}s+1)(T_{\text{ке3}}s+1)}{(T_{\text{ке2}}s+1)(T_{\text{ке4}}s+1)} = \frac{0,12(3,98s+1)(0,1s+1)}{(s+1)(0,006s+1)}. \quad (2.74)$$

Враховуючи вираз (2.64) виведемо передавальну функцію коригуючого елемента в загальному вигляді:

$$W_{\text{ке}}(s) = W_{\text{кеЛАЧХ}}(s)W_{\text{фор}}(s) = 0,0756 \frac{(3,98s+1)(0,1s+1)}{(0,001s+1)(0,006s+1)} \quad (2.75)$$

Таким чином маємо наступну передавальну функції замкненої системи за задавальним впливом:

$$\begin{aligned} \Phi(s) &= \frac{U_{\text{дк}}(s)}{U_3(s)} = \frac{W(s)W_{\text{ке}}(s)}{1 + W(s) \cdot W_{\text{дк}}(s)W_{\text{ке}}(s)} \quad (2.76) \\ &= \frac{W_{\text{ке}}(s) \cdot W_{\text{пп}}(s) \cdot W_{\text{дв}}(s) \cdot W_{\text{оу}}(s) \cdot W_{\text{ке}}(s)}{1 + W_{\text{ке}}(s) \cdot W_{\text{пп}}(s) \cdot W_{\text{дв}}(s) \cdot W_{\text{оу}}(s) \cdot W_{\text{дк}}(s)} \\ &= \frac{255,33}{s^2(0,1s+1)} \frac{0,0756(3,98s+1)(0,1s+1)}{(0,001s+1)(0,006s+1)} = \\ &= \frac{160,9}{(0,1s+1)} \frac{0,0756(3,98s+1)(0,1s+1)}{s^2(0,001s+1)(0,006s+1)} = \\ &= \frac{76,8s+19,3}{0,000006s^4 + 0,007s^3 + s^2 + 48,4s + 12,16} \end{aligned}$$

Промодельємо САП кута тангажу в середовищі MatLab Simulink (рис.2.27).

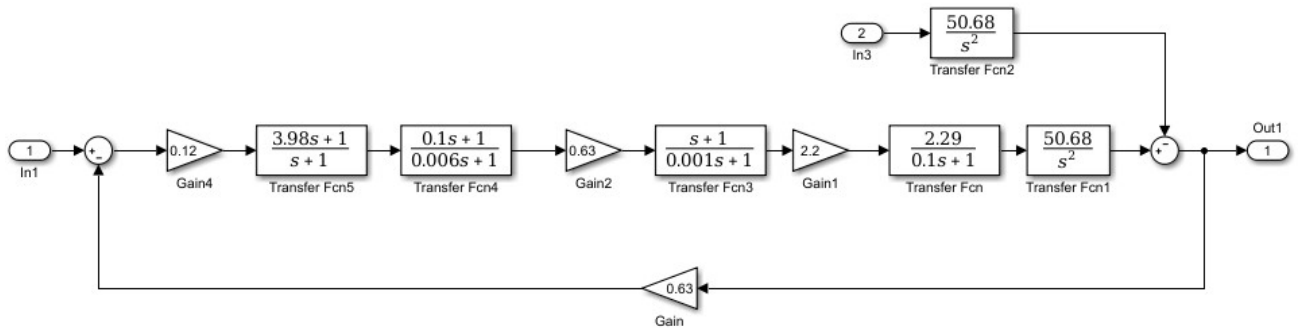


Рисунок 2.27 – САП кута тангажу в середовищі MatLab Simulink

Результати моделювання у вигляді перехідних процесів (рис. 2.28-2.30) та АЧХ і ФЧХ (рис.2.31) приведені нижче.

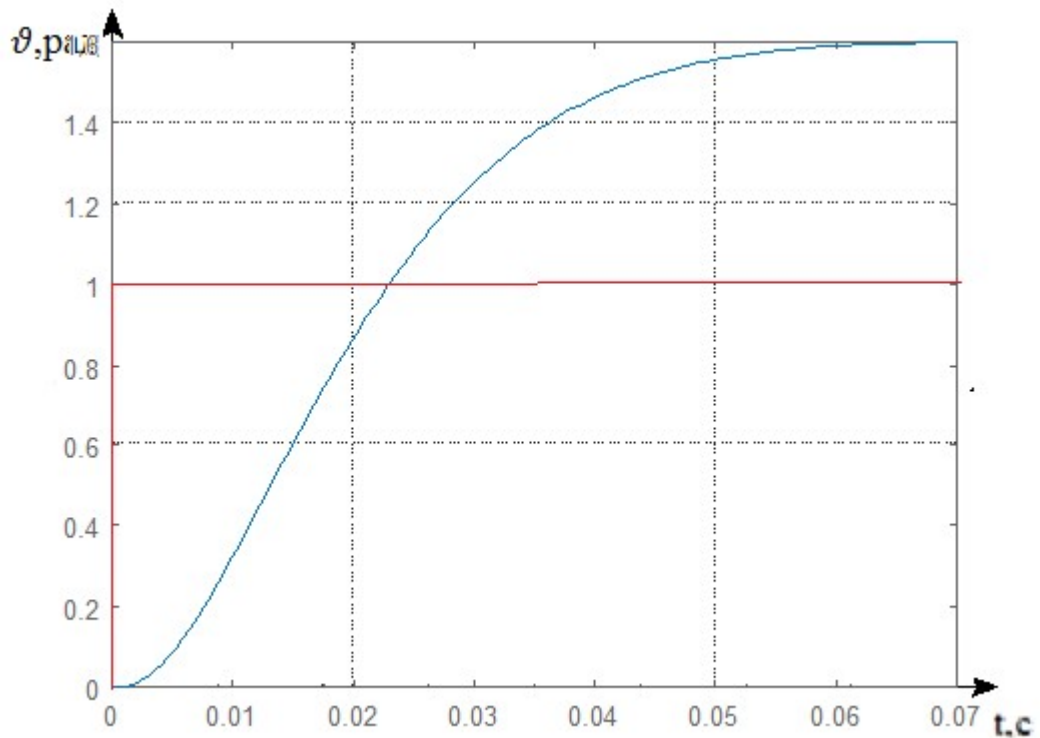


Рисунок 2.28 – Перехідний процес САП кута тангажу за задавальним ВПЛИВОМ

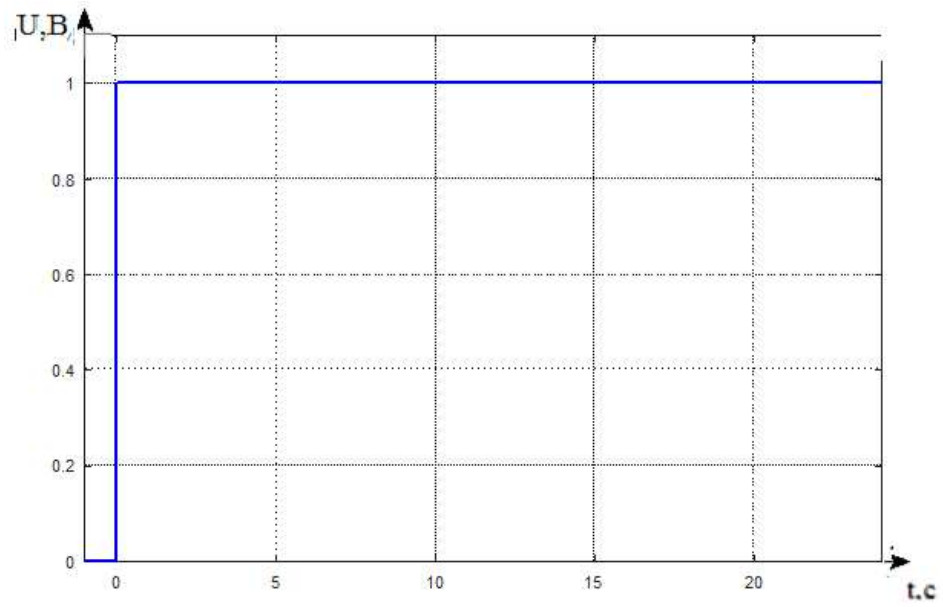


Рисунок 2.29 – Збурувальний вплив $\Delta U(t)=1V$

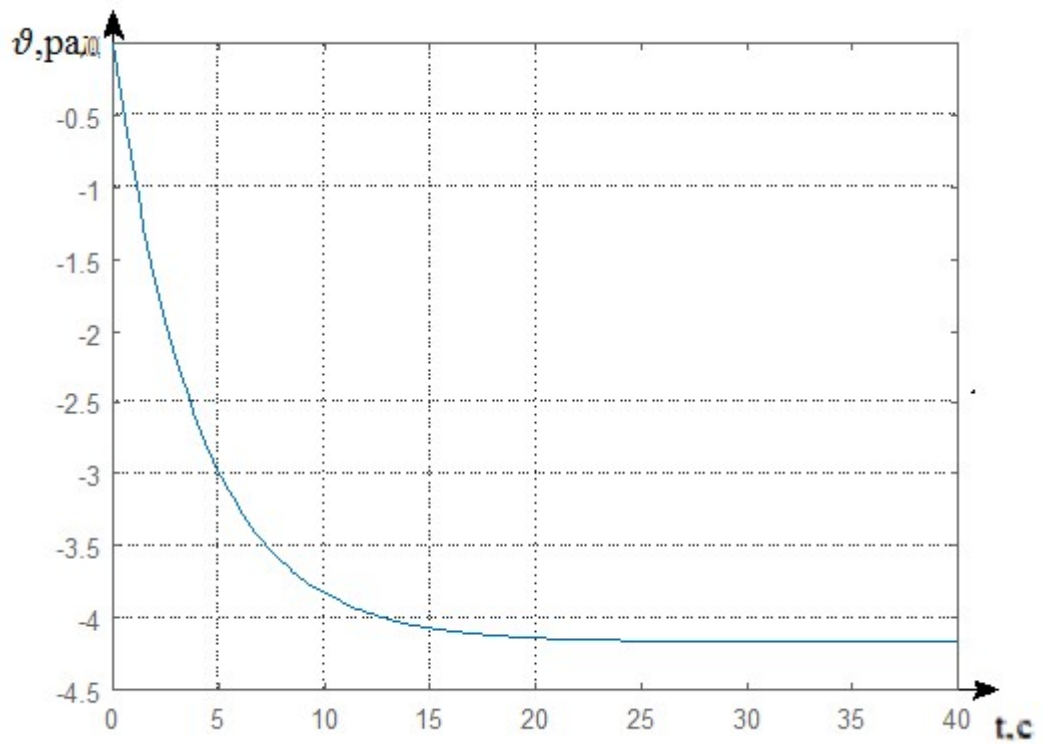


Рисунок 2.30 – Перехідний процес САП кута тангажу за збуренням

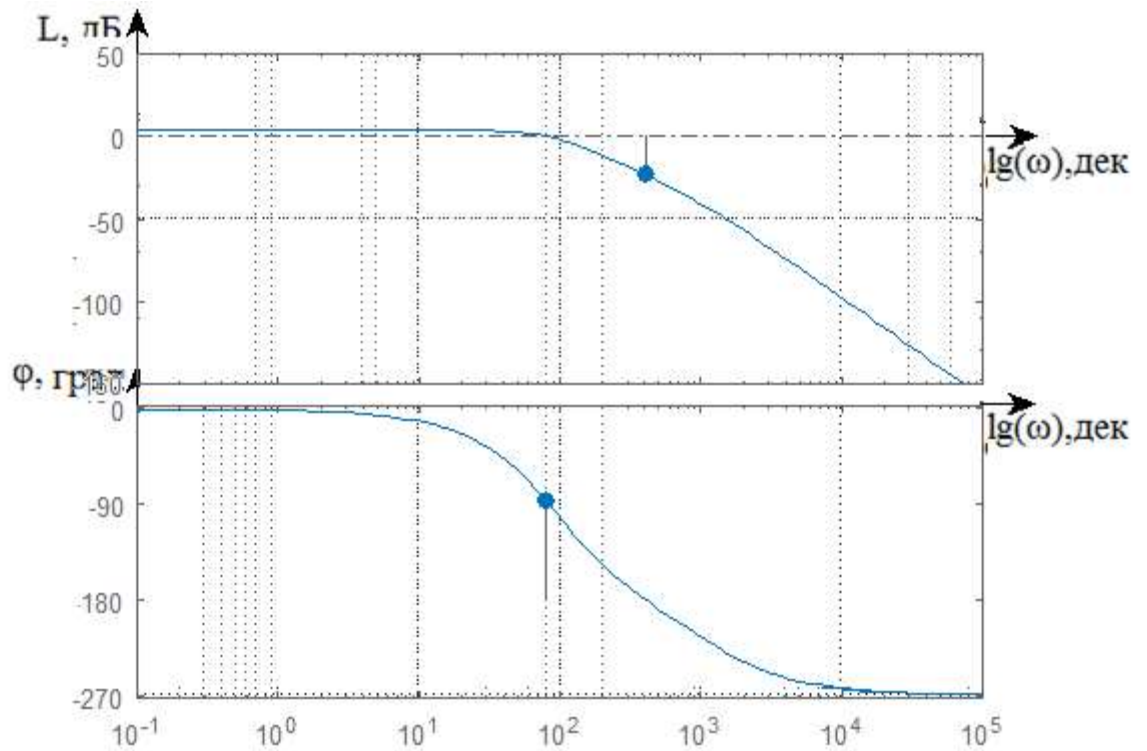


Рисунок 2.31 – ЛАЧХ і ЛФЧХ САП кута тангажу за задавальним впливом

Отримавши перехідні характеристики системи що розглядається потрібно визначити показники якості, які відображенні в табл. 2.3

Таблиця 2.3 – Показники якості досліджуваної системи за керуючим впливом і за збуренням

	$t_{пп}, c$	$\varepsilon_{уст}, \%$	$\sigma, \%$	M	$L_z, дБ$	$\varphi_z, ^\circ$
за керуючим впливом	0,07	1,4	0	0	23,2	92,6
за збуренням	25	3,5	0	0		

Система стійка, отже перейдемо до коригування другого контуру позиціонування.

2.5.3 Синтез коригувального елемента другого контуру позиціонування висоти квадрокоптера

Промодельюємо другий контур позиціонування висоти в середовищі MatLab Simulink (рис.2.32).

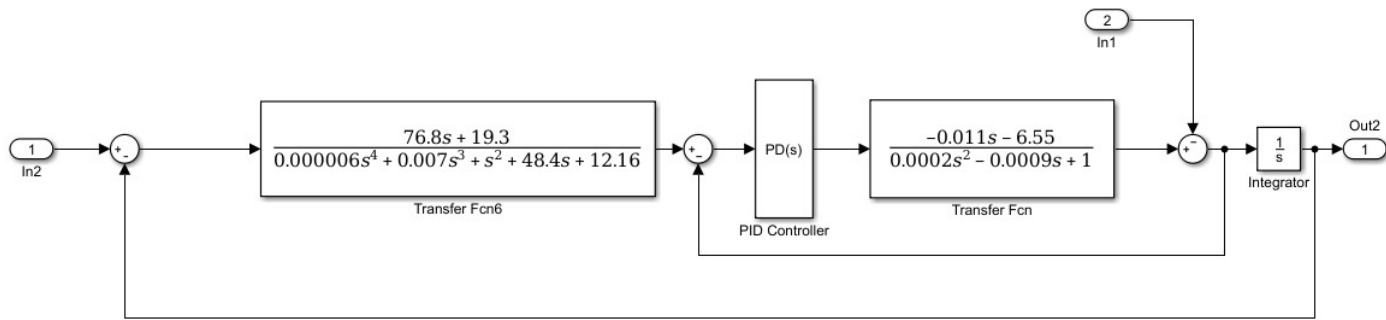


Рисунок 2.32 – Машинна модель САП висоти

Результати моделювання у вигляді перехідних процесів (рис. 2.33-2.35) та ЛАЧХ і ЛФЧХ (рис.2.36) приведені нижче.

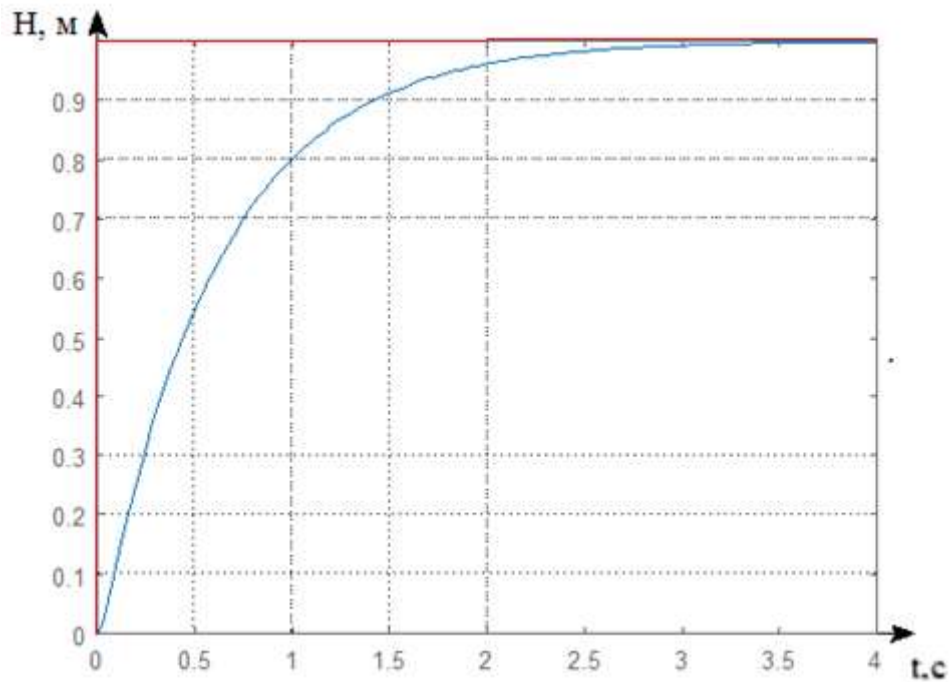


Рисунок 2.33 – Перехідний процес САП кута тангажу за задавальним
ВПЛИВОМ

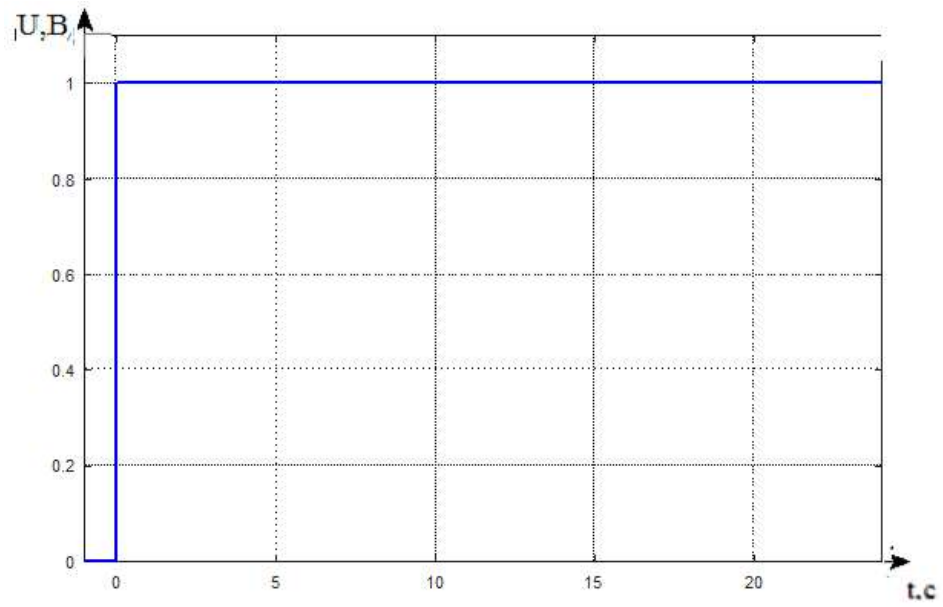


Рисунок 2.34 – Збурувальний вплив $\Delta U(t)=1\text{В}$

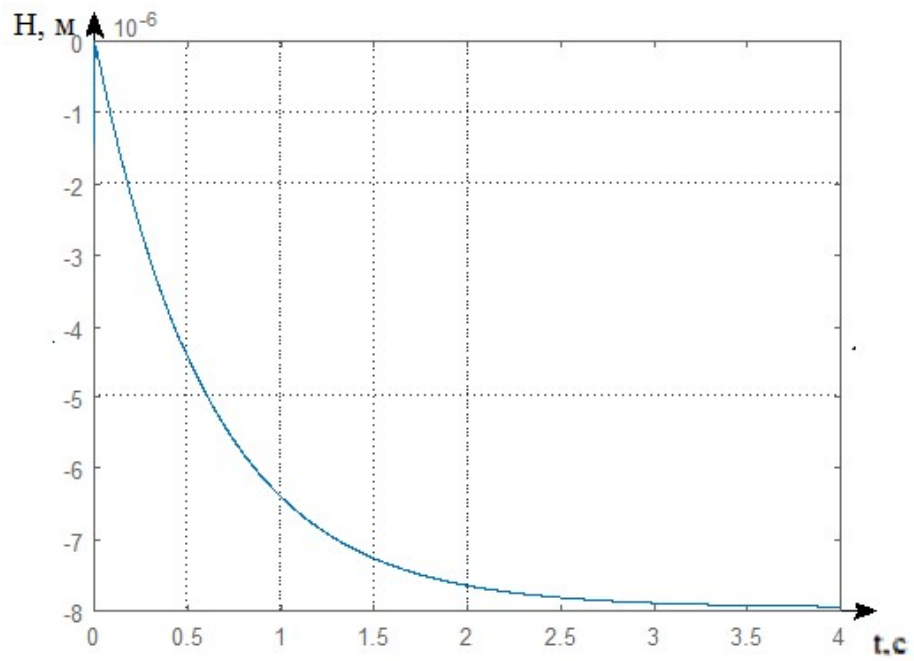


Рисунок 2.35 – Перехідний процес САП висоти за збуренням

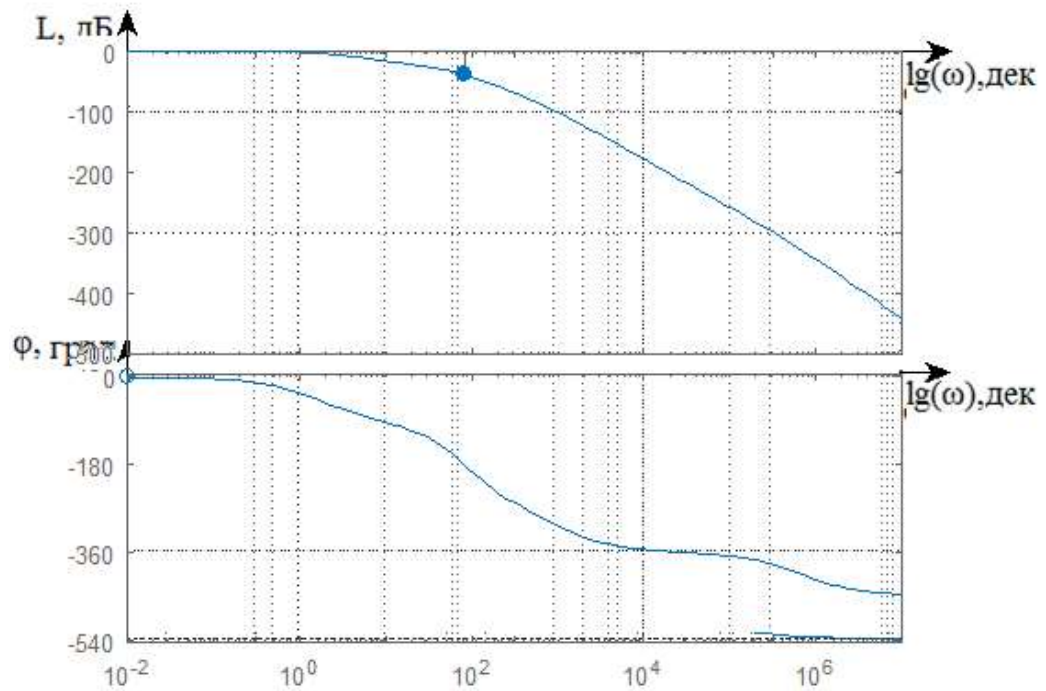


Рисунок 2.36 – ЛАЧХ і ЛФЧХ САП висоти за задавальним впливом

Отримавши перехідні характеристики системи що розглядається потрібно визначити показники якості, які відображенні в табл. 2.4.

Таблиця 2.4 – Показники якості досліджуваної системи за керуючим впливом і за збуренням

	$t_{пп}, c$	$\varepsilon_{уст}, \%$	$\sigma, \%$	M	$L_3, дБ$	$\varphi_3, ^\circ$
за керуючим впливом	4	0	0	0	38,6	180
за збуренням	4	0	0	0		

Система стійка, показники якості за амплітудою та фазою задовольняють умовам ТЗ, проте час перехідного процесу більше за заданій. Тому є необхідним ввести в систему П-регулятор. Для цього розрахуємо коефіцієнт регулятора за помилкою.

$$\Phi_\varepsilon(s) = \frac{U_{дк}(s)}{U_3(s)} = \frac{1}{1+W_H(s) \cdot k_p} = \quad (2.77)$$

$$\lim_{s \rightarrow 0} (\Phi_{\varepsilon u}(s) \cdot U_3(s) s) = \varepsilon_{max} = \lim_{s \rightarrow 0} \left((\Phi_{\varepsilon u}(s) \cdot \frac{0,5}{s}) \right) = 0,$$

$$\Phi_\varepsilon^f(s) = \frac{U_{дк}(s)}{M_3(s)} = \frac{W^f(s)}{1+W_H(s)}, \quad (2.78)$$

$$\lim_{s \rightarrow 0} (\Phi_u^f(s) \cdot M_3(s) s = \varepsilon_{max} = \lim_{s \rightarrow 0} \left(\Phi_u^f \cdot \frac{0,05}{s} \right) = \frac{12,71 \cdot 0,05}{8,01 k_p} \leq \Delta u_{\text{дод}},$$

$$k_p \geq \frac{12,71 \cdot 0,05}{8,01 \cdot 0,025} \geq 3,17. \quad (2.79)$$

де

$$W_H(s) = \frac{0,085s^2 + 50,61s + 12,71}{10^{-14}s^7 + 6.65 \cdot 10^{-9}s^6 + 1.17 \cdot 10^{-5}s^5 + 0,0057s^4 + 0,71s^3 + 31.9s^2 + 8.01s}$$

Машина модель буде мати наступний вигляд (рис. 2.37), а результати моделювання приведені на рис. 2.38-2.41.

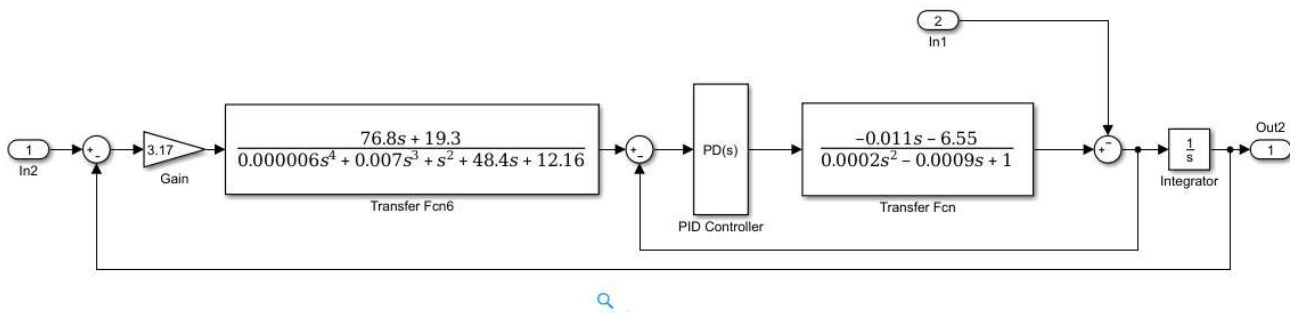


Рисунок 2.37 – Машина модель системи позиціонування висот квадрокоптера

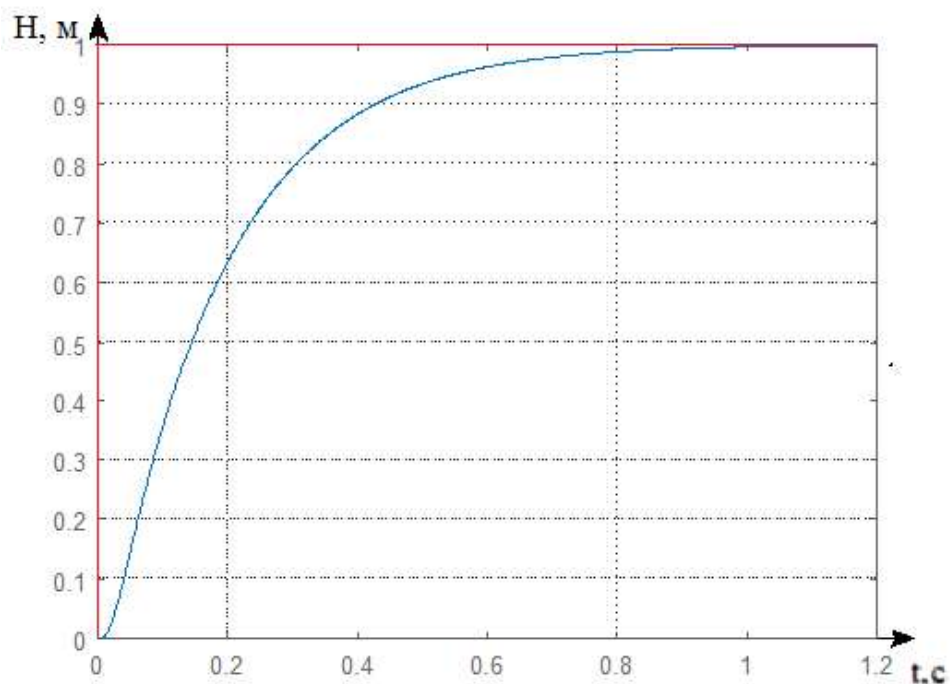


Рисунок 2.38 – Перехідний процес САП висот квадрокоптера

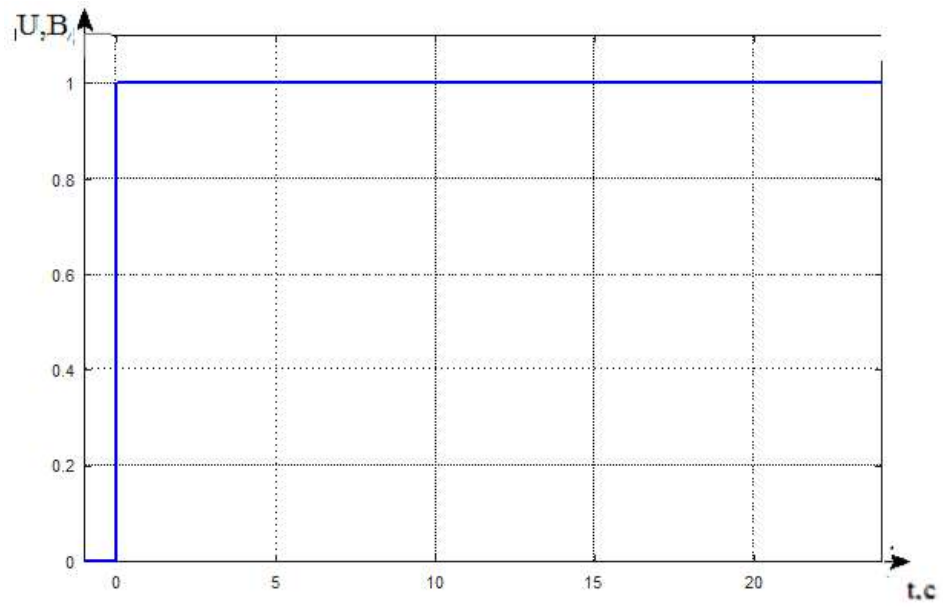


Рисунок 2.39 – Збурувальний вплив $\Delta U(t)=1\text{В}$

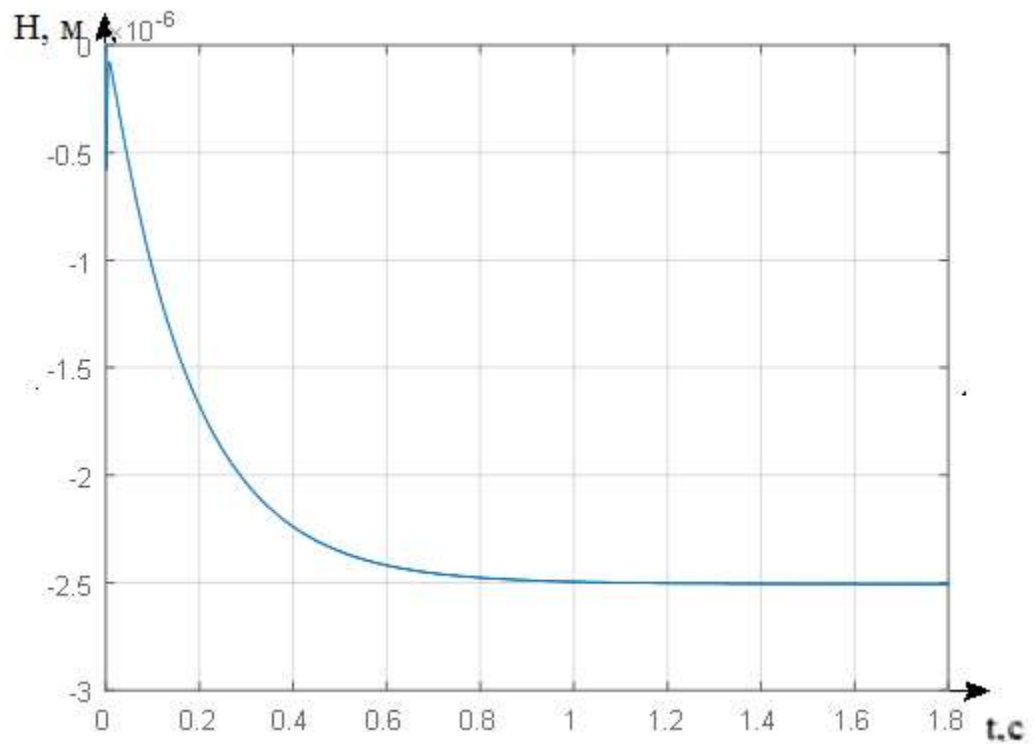


Рисунок 2.40 – Перехідний процес САП висот квадрокоптера за збуренням

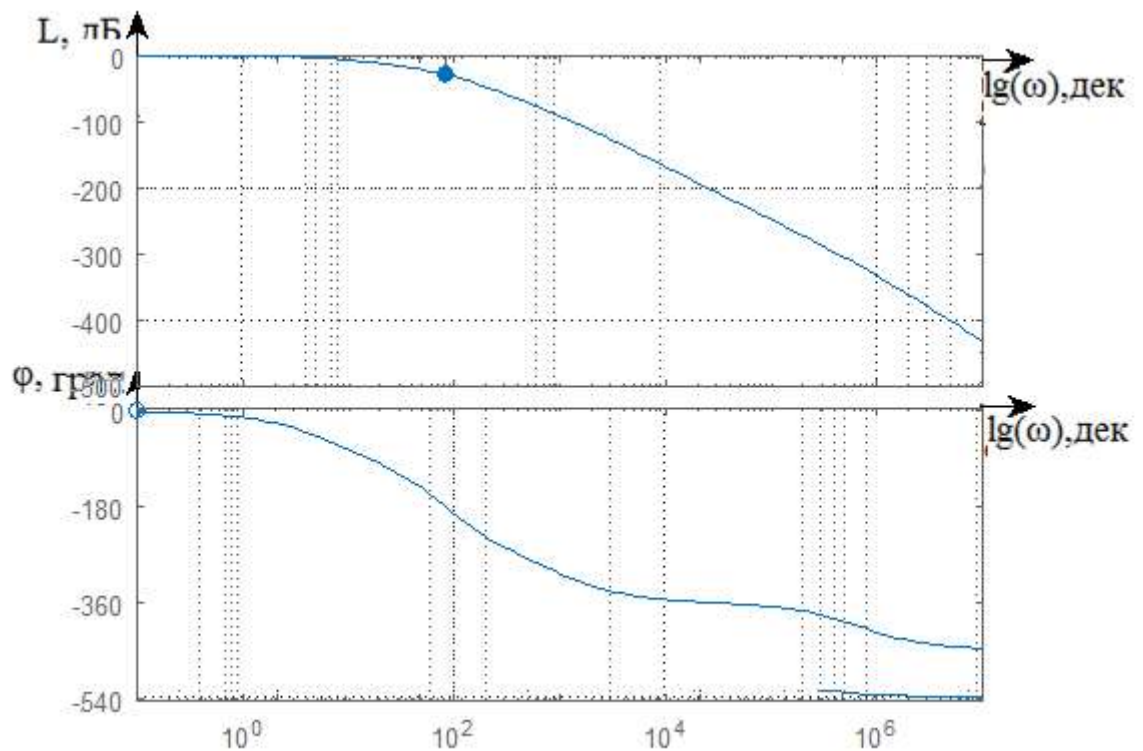


Рисунок 2.41 – АЧХ і ФЧХ САП висоти за задавальним впливом

Отримавши перехідні характеристики системи що розглядається потрібно визначити показники якості, які відображенні в табл. 2.5.

Таблиця 2.5 – Показники якості досліджуваної системи за керуючим впливом і за збуренням

	$t_{пп}, c$	$\varepsilon_{уст}, \%$	$\sigma, \%$	M	$L_3, дБ$	$\varphi_3, ^\circ$
за керуючим впливом	1	0	0	0	28,3	180
за збуренням	1,2	0	0	0		

Система стійка та повністю задовольняє вимогам ТЗ.

3 КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА

3.1 Завдання контролера і визначення складу вхідної і вихідної інформації

Описаний в даному розділі дипломної роботи обчислювальний блок призначений для реалізації закону управління. рієнтація БПЛА в просторі задається та визначається наступними кутами: тангаж, крен та рискання (pitch, roll, yaw). Щоб якісно керувати квадрокоптером необхідно керувати каналам управління, тобто газом, тангажем та рисканням [31].

Польотний контролер керує швидкістю обертання моторів. Його основною задачею є виконання циклу декілька разів на секунду в який входить: зчитування каналів управління, зчитування показників сенсорів, обробка інформації та видача управляючих сигналів моторам, для виконання команд оператора.

Трьохосьовий гіроскоп та трьохосьовий акселерометр обов'язково використовується майже у всіх квадрокоптерах. Гіроскоп вимірює кутову швидкість, а акселерометр прискорення. Саме завдяки їм контролер визначає поточні кути. Ці сенсори можуть бути внутрішніми (вмонтованими в політний контролер) і зовнішніми. Розрахунок трьох кутів за показниками сенсорів виконує плата MPU-6050. Після розрахунку значення передаються на контролер за протоколом i2c. Політний контролер їх зчитує, обробляє та передає управляючі сигнали моторам. Для проведення робіт по вибору обчислювального блоку для системи необхідно сформулювати вимоги до його характеристикам.

Задамо вимоги до проектованого керуючому обчислювальному блоку:

- на вхід обчислювача приходять 2 аналогових сигналу (значення кута та висота);
- розрахункові рівні на вході обчислювача знаходяться в діапазоні від 0В до 5В;
- розрахунковий крок квантування контуру управління дорівнює: $T_0 = 0.05$ с;
- перетворення вхідних аналогових сигналів в цифровий вигляд за допомогою аналого-цифрового перетворювача (АЦП).

3.2 Оцінка необхідних обчислювальних ресурсів та вибір польотного контролера

Формат вхідних і вихідних даних визначає точність представлення інформації в цифровому вигляді. Необхідна довжина розрядної сітки визначається так:

$$n = n_{\text{АЦ}} + n_{\text{В}}, \quad (3.1)$$

де $n_{\text{АЦ}}$ – розрядність аналого-цифрового перетворювача (АЦП);

$n_{\text{В}}$ – додаткові розряди для компенсації обчислювальної похибки.

Значення $n_{\text{АЦ}}$ розраховується виходячи із забезпечення точності перетворення не гірше точності вимірювань, отже, $\delta_{\text{АЦ}} \leq \delta$; або $\delta_{\text{АЦ}} \leq 0.5\%$.

Абсолютна похибка АЦ-перетворення розраховується:

$$D_{\text{ац}} = d_{\text{ац}}; U_{\text{max}} = 0.005 \cdot 5 = 0.025 \text{ В} \quad (3.2)$$

де U_{MAX} – максимальне значення сигналу, що приймається з датчиків.

Вага молодшого розряду вихідного коду АЦП визначається як:

$$h = \Delta_{\text{АЦ}} = \frac{\alpha_{\text{MAX}}}{2^{n_{\text{FW}}} - 1} \approx \frac{\alpha_{\text{MAX}}}{2^{n_{\text{АЦ}}}} \quad (3.3)$$

Тоді:

$$n_{\text{ац}} = \log_2 a_{\text{max}} - \log_2 D_{\text{ац}} = \log_2 5 - \log_2 0.025 = 7.64 \quad (3.4)$$

Приймаємо значення $n_{\text{АЦ}} = 8$ розрядів, тобто АЦП має бути як мінімум 8-розрядним. Оскільки необхідно передбачити обробку даних в знаковому форматі, то кількість значущих розрядів дорівнює $n_{\text{АЦЗ}} = 7$, тобто умова (3.3) не виконується. Тому остаточним приймаємо розрядність АЦП $n_{\text{АЦ}} = 10$.

Виходячи з встановлених вимог треба порівняти та обрати польотний контролер. Польотний контролер безпосередньо керує польотом літального апарата.

До функцій польотного контролера відносяться:

- стабілізація БПЛА в повітрі;
- утримання висоти та позиції;
- автоматичний політ по заданим точками;
- передача на землю параметрів польоту в реальному часі за допомогою модема або Bluetooth (опція);
- повернення в точку злету при втраті сигналу, автопосадка (безпека польоту);
- підключення додаткової периферії: OSD (накладання параметрів польоту на відео), світлодіодна індикація і т.д.

Зазвичай, польотний контролер отримує команди від системи радіоуправління, але може функціонувати і повністю автономно: по заздалегідь заданому плану польоту або в режимі стеження за об'єктом. Причому режим автономного польоту зустрічається як в персональних «селф-коптерах» так і в серйозних апаратах військового призначення [7].

У таблиці 3.1 наведено порівняння функціональності різних польотних контролерів різних виробників.

Таблиця 3.1 – Порівняння польотних контролерів

Контроллер	Стаб-ція польоту	Утрим. висоти	Утрим. позиції	Політ по точкам	Модем/ телеметрія	OSD
MultiWii	+	+	+	+	+	+
ArduCopter	+	+	+	+	+	+
Rabbit	+	+	+	-	-	-
DJI Naza Lite	+	+	+	-	-	-
DJI Naza V1/V2	+	+	+	+	+	+
DJI Wookong	+	+	+	+	+	+
Zero UAV X4/X6	+	+	+	+	+	-
XAircraft	+	+	+	-	-	-
XAircraft SuperX	+	+	+	-	-	+
FY-DOS	+	+	+	-	-	-
KK	+	-	-	-	-	-
MicroKopter	+	+	+	+	+	+
GU-344	+	-	-	-	-	-
Autoquad	+	+	+	+	+	+
CopterControl	+	-	-	-	-	-

Для виконання польотної програми було обрано польотний контролер MultiWii All in one PRO v2.0. Тому що до його складу входять більшість необхідних датчиків, доволі простий та надійний в експлуатації, і найголовніше має відкритий програмний код. Отже можна записати на нього свою програму управління польотом квадрокоптера.

3.3 Опис структури цифрового контролера

Особливості MultiWii AIOP v.2:

- 8 вхідних каналів для стандартного приймача та вхідного каналу PPM SUM;
- 3 виходи для сервоприводу карданної системи;
- 4 послідовних порта для налагодження / Bluetooth / OSD / GPS / модуля телеметрії;
- 8 аналогових портів для датчика повітряної швидкості, сили струму та напруги, світлодіодного контролера;
- порт I2C 5В для зовнішнього пристрою;
- вбудований чіп 16Mbit Dataflash для автоматичного реєстрації даних;
- мікроконтролер ATmega 2560-16AU;
- гіроскоп / акселерометр MPU6050 з 6 осями з модулем обробки руху;
- 3-х осевий цифровий магнітометр HMC5883L;
- барометр MS5611-01BA03;
- відповідність стандарту RoHS;

Розмір: 50мм на 50мм

Висота: 11,6мм

Вага: 14,5г

Кріплення між отворами: 45 мм

Діаметр отвору: 3,1 мм

Мікроконтролер ATMEGA2560 виконує алгоритм створення сигналів управління в залежності від показань сенсорів та польотної задачі, і формує сигнали управління для регуляторів оборотів двигунів.

Вбудований стабілізатор напруги 3.3В необхідний для живлення мікроконтролера і сенсорів. Конвертор рівнів шини I2C використовується для узгодження логічних рівнів мікроконтролерів і зовнішніх пристроїв, підключених до шини. Мікроконтролер підтримує низьковольтні логічні рівні на шині. Але деякі зовнішні пристрої можуть житися напругою 5В. Різниця логічних рівнів може вивести з ладу мікроконтролер [35].

Вбудований конвертор USB/UART дозволяє підключати польотний контролер до порту USB ПК або ноутбука для запису прошивки чи налаштувань.

На рисунку 3.1 зображена функціональна схема цифрового контролера.

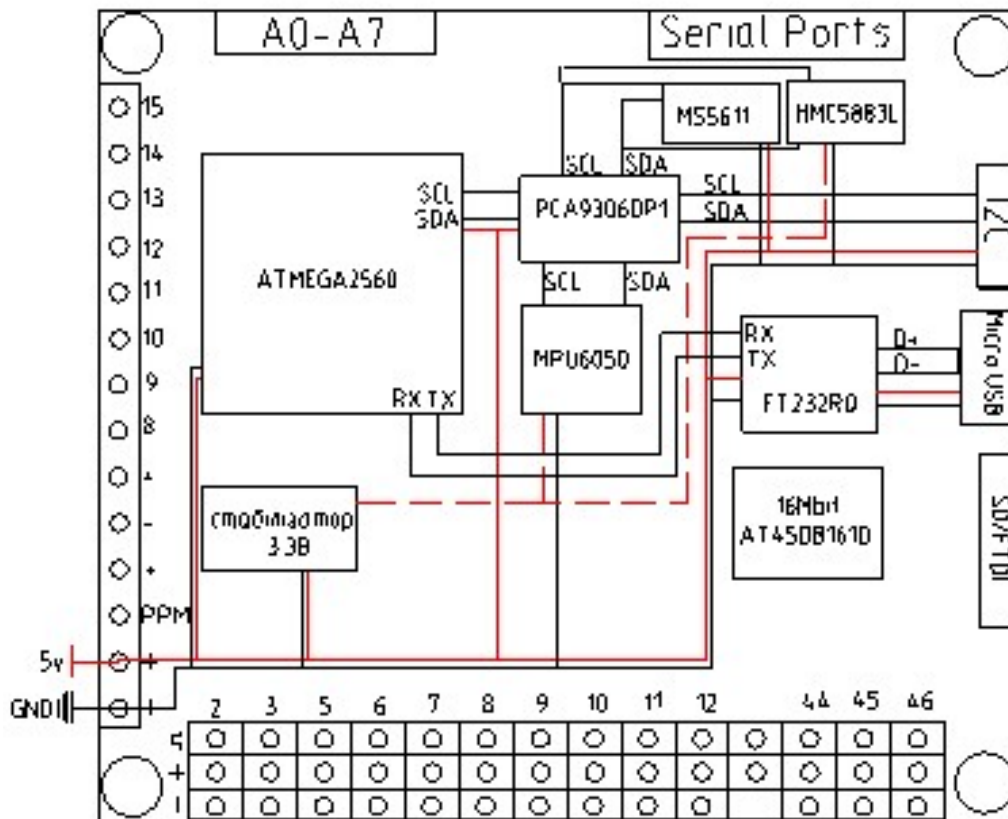


Рисунок 3.1 – Функціональна схема цифрового контролера MultiWii AIOP v.2

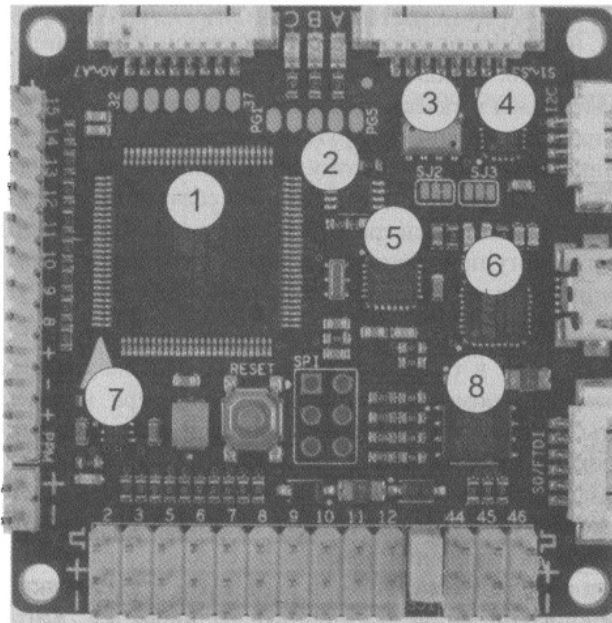


Рисунок 3.2 – Польотний контролер MultiWii AIOP v.2:

- 1 – мікроконтролер ATMEGA2560;
- 2 – конвертор логічних рівнів шини I2C PCA9306DP1;
- 3 – барометр MS5611;
- 4 – магнітометр HMC5883L;
- 5 – гіроскоп + акселерометр MPU6050;
- 6 – адаптер USB/UART FT232RQ;
- 7 – стабілізатор +3.3В;
- 8 – флеш-пам'ять 16Mbit AT45DB161D.

3.4 Опис елементної бази для реалізації контролера

3.4.1 Мікроконтролер ATmega2560-16AU

В якості обчислювача був обраний мікроконтролер ATmega2560-16AU (рис. 3.3). Він здатний здійснювати автономне керування ЛА за заданим користувачем алгоритмом. Мікроконтролер представлений RISC процесором, розробленим AVR і працюючим на частоті 16 МГц, яка на даний час є максимальною з усієї лінійки продуктів ATMel.

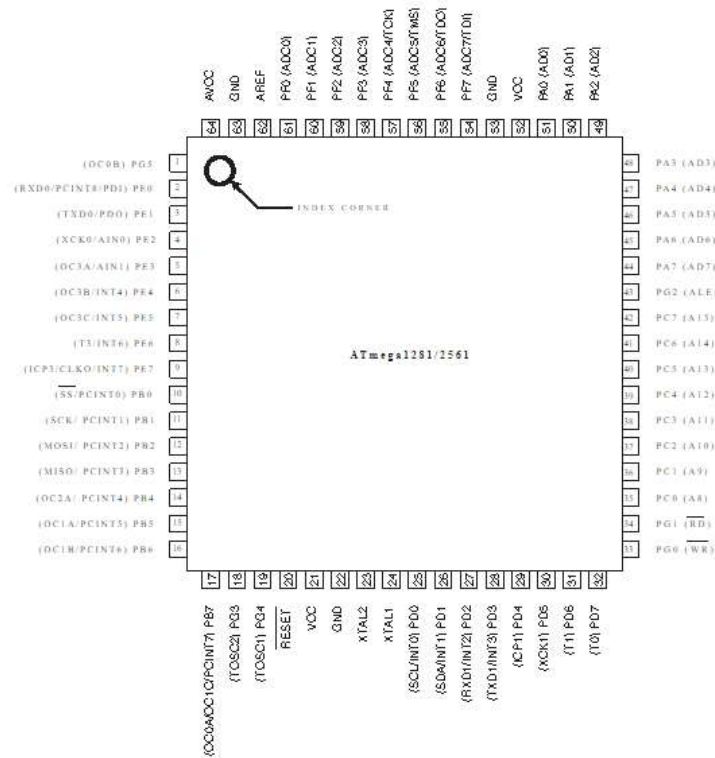


Рисунок 3.3– Конфігурація контактних з'єднань АТмега2560

Живлення процесору не залежить від складності виконання команд. Розрядність внутрішніх регістрів і шини адресів складає 8 біт. Максимальний розмір підключаємої зовнішньої пам'яті SRAM – 64 Кбайт. Генератор що задає частоту знаходиться в складі мікросхеми, його зовнішній вигляд представлений на рис. 3.4



Рисунок 3.4 – Зовнішній вигляд мікроконтролера АТмега2560-16AU

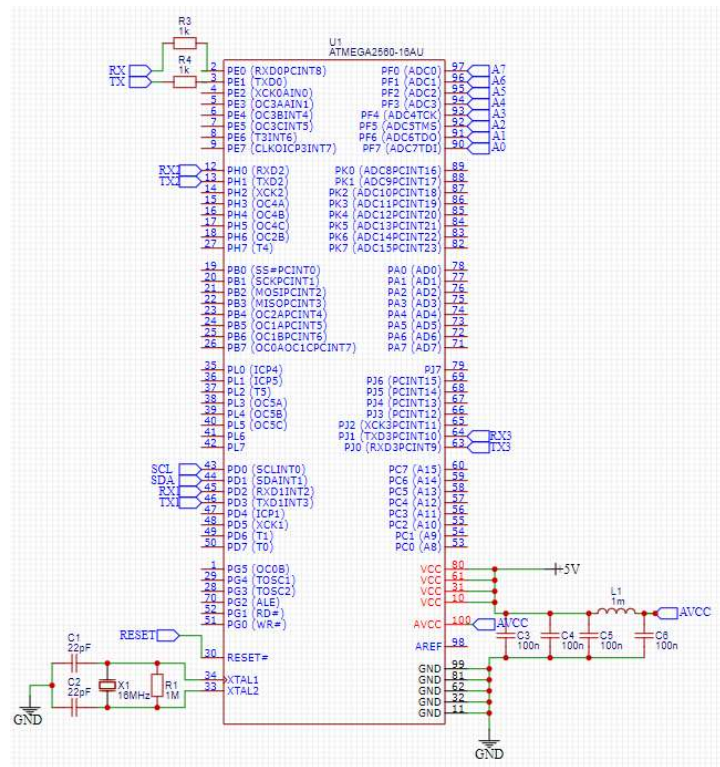


Рисунок 3.5 – Принципіальна електрична схема мікроконтролера ATmega2560-16AU

В склад AVR ядра входить багатий набір інструкцій і 32 робочих регістра загального призначення. Усі регістри безпосередньо підключені до арифметико-логічного пристрою (АЛП), що дозволяє виконувати два регістра за один цикл за допомогою однієї інструкції. Дана архітектура володіє в 10 разів більшою продуктивністю и ефективністю коду в порівнянні з CISC мікроконтролерами.

Характеристики ATmega2560:

- 1) 256 кбайт програмованої флеш-пам'яті з можливістю читання під час запису (усередині схеми);
- 2) 8 кбайт RAM-пам'яті і 4 кбайт ROM-пам'яті;
- 3) 86 ліній введення-виведення;
- 4) годинник реального часу;
- 5) 6 таймерів-лічильників з режимами порівняння і ШІМ;
- 6) 4 інтерфейси UART;
- 7) 10-ти розрядний 16-ти каналний АЦП;
- 8) послідовний порт SPI;
- 9) 2-х провідний послідовний інтерфейс з побайтною передачею;

- 10) програмований сторожовий таймер з внутрішнім генератором;
- 11) JTAG інтерфейс для сканування адресного простору, реально-часового налагодження та програмування.

3.4.2 Конвертор логічних рівнів шини I2C PCA9306DP1

PCA9306 - це двоспрямована шина I2C та переключач рівня напруги SMBus і працює від 1,0 В до 3,6 В. PCA9306 дозволяє двосторонній переключ напруги між 1,0 В і 5 В без напруги використання напрямного штифта. Низький опір стану ON комутатора дозволяє підключення робити з мінімальною затримкою.

Коли EN високий, перемикач переключача увімкнено, і SCL1 і SDA1 введення / виведення підключені до SCL2 і SDA2 вводу / виводу відповідно, це дозволяє двосторонній потік даних між портами. PCA9306 ізолює обидві сторони, коли пристрій вимкнено і забезпечує переключ рівня напруги, коли він активний. PCA9306 також може використовуватися для запуску двох шин, одна на робочій частоті 400 кГц а інша на 100 кГц робочої частоти.

Як і у стандартній системі I2C-шини, для забезпечення логіки потрібні підтягуючі резистори і високий рівень на шині переключача. PCA9306 має стандартний відкритий колектор конфігурація I2C-шини. Розмір цих підтягуючих резисторів залежить від системи, але кожна сторона переключача повинна мати підтягуючий резистор. Максимальна частота залежить від постійної часу RC, але зазвичай підтримує > 2 МГц. Коли порт SDA1 або SDA2 низький, затискач знаходиться в стані ON і має низький опір, то існує зв'язок між портами SDA1 та SDA2. Коли порт SDA2 ВИСОКИЙ, напруга на порті SDA1 обмежена. Коли порт SDA1 ВИСОКИЙ, порт SDA2 витягується до стоку підтягуюча напруга живлення підтягуючими резисторами. Ця функціональність дозволяє: безперебійний переключ між високою та низькою напругами, вибраними користувачем без потреба в контролі. Канал SCL1 / SCL2 також функціонує як SDA1 / SDA2 канал.

3.4.3 Барометр MS5611

Барометр MS5611 це автономний датчик температури та тиску, який може працювати при живленні від 1,5 В до 3.6V. Модуль датчика включає 24-бітний ADC з внутрішньо заводським калібруванням і низькою потужністю та

датчик високого лінійного тиску. Зовнішній вигляд та принципова електрична схема барометра MS5611 показані на рис. 3.6-3.7.



Рисунок 3.6 – Зовнішній вигляд барометра MS5611

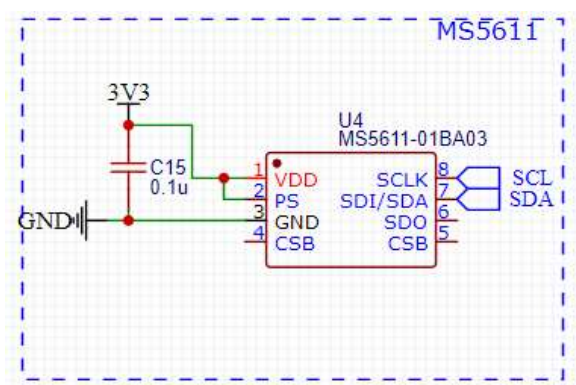


Рисунок 3.7 – Принципова електрична схема барометра MS5611

3.4.4 Honeywell HMC5883L

Honeywell HMC5883L – це багатополосний, багаточиповий модуль, розроблений для магнітного зондування низького поля з цифровим інтерфейсом для таких додатків, як компактне використання та магнітометрія. HMC5883L включає найсучасніші магніторезистивні датчики серії HMC118X високої роздільної здатності, плюс ASIC, що містить посилення, автоматичне відганяння драйверів ременів, скасування зміщення, і 12-розрядний АЦП, що забезпечує точність заголовка компаса від 1° до 2°. Присутня I2C послідовна шина. HMC5883L є в мобільних телефонах, нетбуках, побутовій техніці, пристроях автоматичної навігації.

HMC5883L використовує анізотропний магніторезистивний ефект, що забезпечує перевагу перед іншими магнітно-сенсорними технологіями. Твердотільна конструкція цих датчиків з дуже низькою чутливістю поперечної осі призначена для вимірювання як напрямку, так і величини магнітних полів

Землі, від мілігаус до 8 гаус. Магнітні датчики Honeywell є одними з найбільш чутливішими та надійними датчиками низького поля.

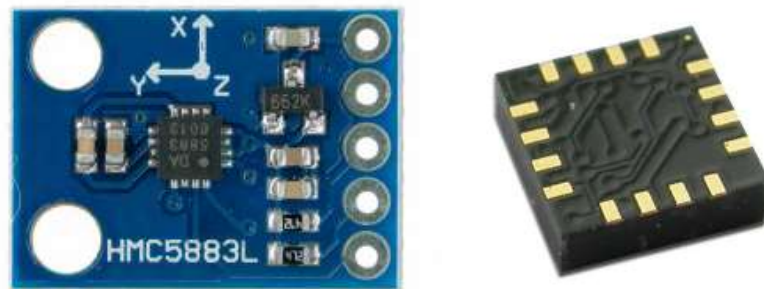


Рисунок 3.8 – HMC5883L

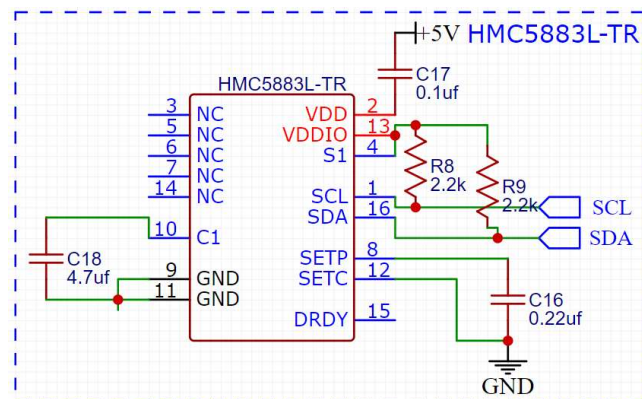


Рисунок 3.9 – Принципіальна електрична схема барометра MS5611

3.4.5 Мікросхема MPU6050

Інерційний вимірювальний пристрій – це електронний пристрій, який вимірює і видає на вихід значення швидкості тіла, гравітаційних сил з якими рухається тіло, його орієнтацію, а іноді і магнітне поле, що його оточує, використовуючи для цього поєднання гіроскопів, акселерометрів, і іноді магнітометрів. Інерційний вимірювальний пристрій найчастіше використовується у маневрених літаках, в тому числі в БПЛА, і космічних кораблях, включаючи посадкові та супутникові модулі [16].

Акселерометр і гіроскоп MPU-6050 доступні за ціною, тому здобули велику популярність та зарекомендували себе з хорошої сторони. Цей датчик застосовується для стабілізації прямолінійного руху, стабілізації руху по заданій кривій, для визначення положення в просторі та в системах стабілізації положення. Наприклад в автопілоті, авіамоделюванні, балансирних роботах,

MPU-6050 включає в собі більше 100 регістрів. Адреса мікросхеми може складатися з двох значень (без біта читання / запису) що залежить від стану виведення AD0.

3.4.6 AT45DB161D – Flash пам'ять

AT45DB161D - Flash пам'ять послідовного доступу з мінімальним напругою живлення 2.5 В або 2.7 В, яка ідеально підходить для зберігання цифрового аудіо, зображень, програмного коду та даних. Мікросхема підтримує послідовний інтерфейс RapidS для додатків, що вимагають високих швидкостей передачі даних. 17 301 504 біта пам'яті організовані у вигляді 4096 сторінок по 512 або 528 байт кожна. В доповнення до основної пам'яті, AT45DB161D містить два буфера SRAM пам'яті по 512/528 байта кожен. Буфери забезпечують зберігання даних, що надходять під час перепрограмування сторінки основної пам'яті. Крім цього, буфери можна використовувати в якості тимчасової системної пам'яті, а також для емуляції EEPROM (з побітовим або побайтним перезаписом) завдяки власному трьох-шаговому режиму читання-модифікація-запис.

На відміну від традиційної Flash пам'яті з довільним доступом за допомогою декількох ліній адресації і послідовним інтерфейсом, пристрої DataFlash компанії Adesto використовують послідовний інтерфейс для послідовного доступу до даних. Простий послідовний доступ значно знижує розмір корпусу і число активних висновків мікросхеми, спрощує розведення друкованої плати, збільшує надійність системи і мінімізує комутаційні шуми. Мікросхеми DataFlash оптимізовані для застосування в широкому колі промислових і споживчих додатків, де необхідні великий обсяг пам'яті, мінімальне число висновків, низька напруга живлення і знижене енергоспоживання.

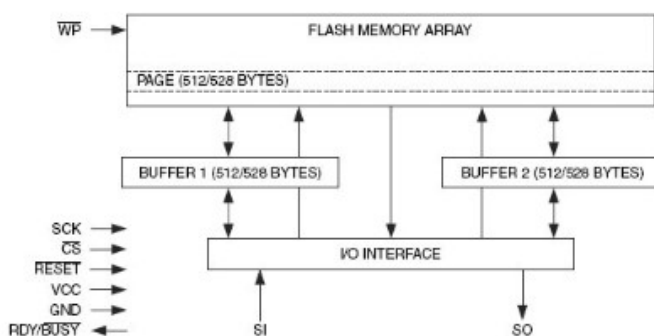


Рисунок 3.11 – Блок схема DataFlash

AT45DB161D працює від єдиної шини живлення в діапазоні напруг від 2.5 В до 3.6 В або від 2.7 до 3.6 В для функцій стирання / запису / читання. Дозвіл доступу до пристрою здійснюється за допомогою виведення Chip Select (CS), а обмін даними - за допомогою 3-х провідного SPI-сумісного інтерфейсу, що включає порти: Послідовний Вхід (SI), Послідовний Вихід (SO) і Послідовний Тактовий Сигнал (SCK).

3.5 Опис елементів принципової схеми контролера

Після вибору функціональних блоків пристрою можна переходити до опису принципової схеми керуючого обчислювача.

Принципова схема являє собою з'єднання обраних блоків згідно функціональної схемою. Принципова схема розробленого пристрою представлена на рис. 3.12.

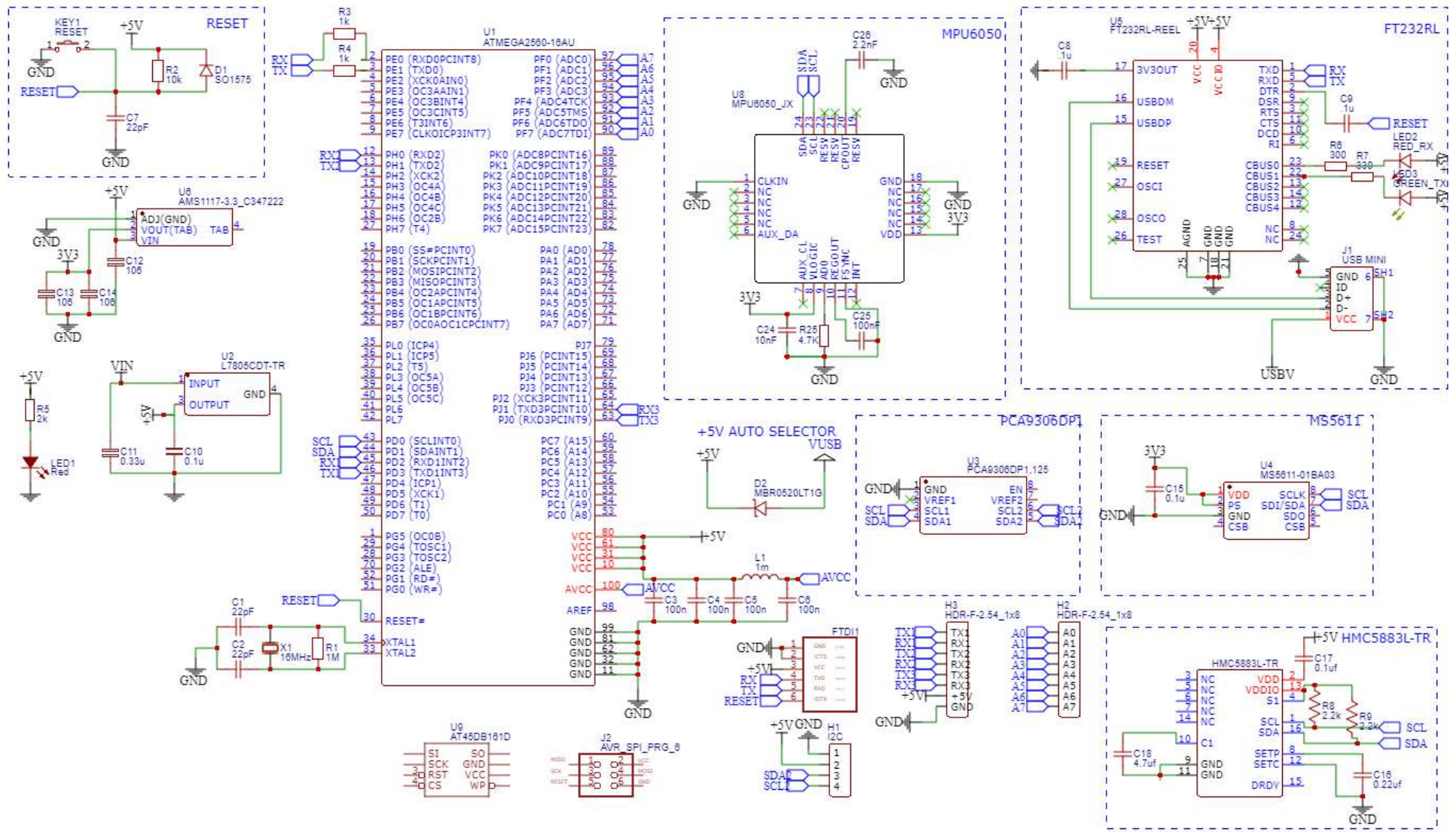


Рисунок 3.12 – Принципіальна схема польотного контролера MultiWii AIOP v.2

3.7 Інтеграція контролера з об'єктом управління

Для коректної роботи розроблюваної системи необхідно правильно поєднати об'єкт управління та пристрій автоматичного управління. На рис. 3.13 представлена загальна функціональна схема квадрокоптера.

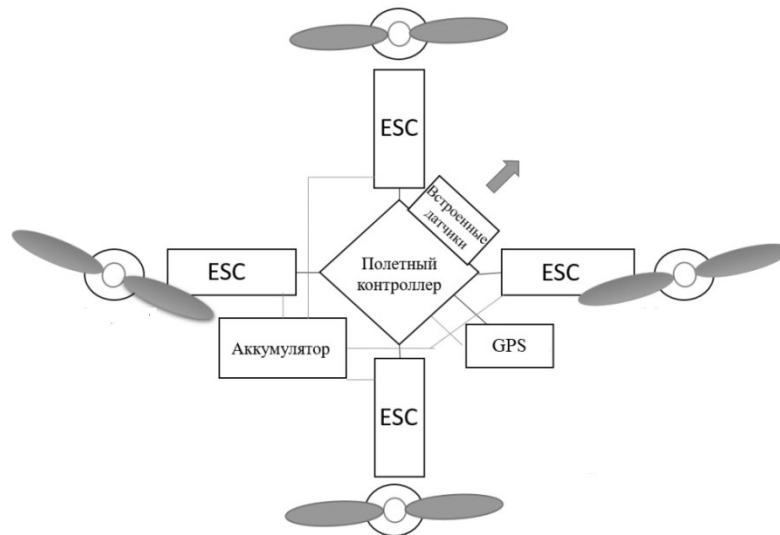


Рисунок 3.13 – Загальна функціональна схема квадрокоптера

В данному ОАУ використовується рама F450 (рис. 3.14) ширина якої 450мм з отворами для кріплення двигунів 16/19мм.

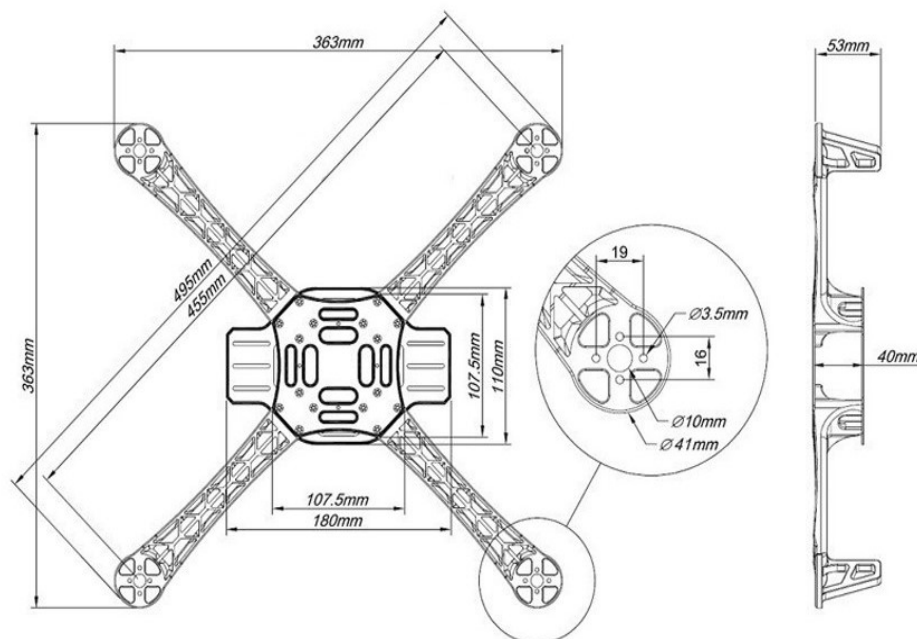


Рисунок 3.14 – Креслення рами F450 для квадрокоптера

Для створення підйомної сили в ОАУ використовуються безколекторні двигуни ReadyToSky 2212 920KV (рис. 3.15) та самозатяжні пропелери 9450. Характеристики вказані в табл. 3.2.

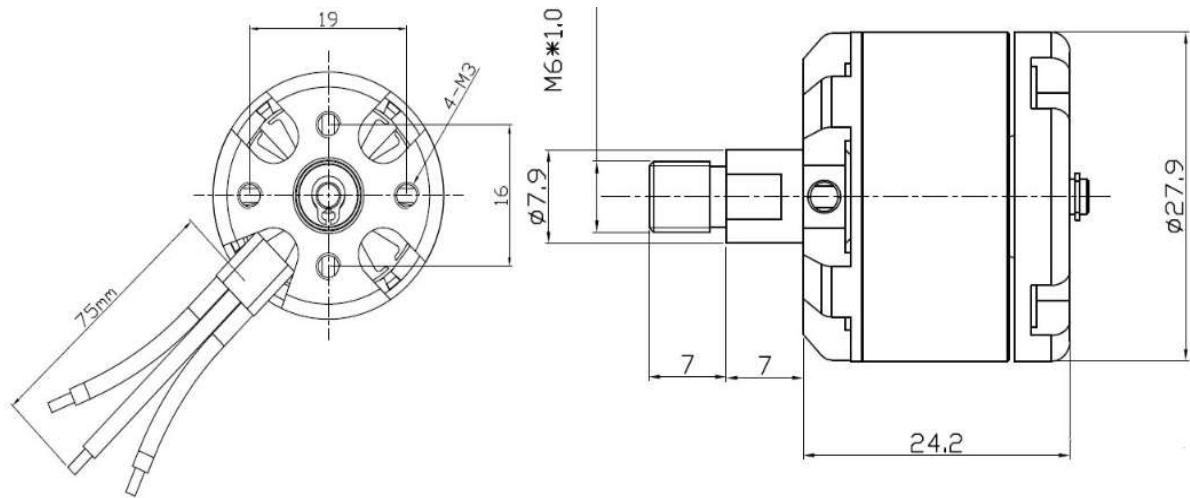


Рисунок 3.15 – Креслення двигуна ReadyToSky 2212 920KV

Таблиця 3.2 – Характеристики двигуна ReadyToSky 2212 920KV

Тип	22x12 мм
Кіл-ть оборотів на 1В	920 rpm/V
Напруга	7-12 В DC(пікова напруга до 14В)
Вага	53г.

В якості GPS модуля обрано CRIUS NEO-6 GPS (рис 3.16).



Рисунок 3.16 – Зовнішній вигляд GPS модуля CRIUS NEO-6 GPS

Особливості:

- GPS-модуль U-blox NEO-6M;

- частота оновлення 5 Гц;
- 32k I2C EEPROM для збереження інформації;
- вбудована 25x25x4 мм керамічна накладна антена;
- мікросхема LNA та SAW;
- регулятор низького рівня шуму 3,3В LDO;
- порт UART (TTL) із захистом від ЕМІ;
- 3В літієва акумуляторна батарея;
- захист від зворотної полярності;
- стандартний протокол NMEA;
- швидкість обміну даними: 9600бот;
- швидкість навігації: 1Гц;
- TIMEPULSE (fix LED) rate : 1Hz;
- розмір: 40 x 40 x 9 мм.

Також для регулювання швидкості на двигунах використовуємо регулятори ходу xRotor 20A (рис. 3.17).



Рисунок 3.17 – Регулятори ходу xRotor 20A

Характеристики:

- номінальна потужність – 20А;
- пікова потужність – 30А;
- маса – 14г.;
- розмір (Д x Ш x В) – 52.4*21.5*7.

Двигуни на мультикоптерах споживають великі рівні струму, тому контролер не здатний керувати ними на пряму, доводиться застосовувати спеціальна апаратні драйвери, регулятори швидкості (ESC). Вони живляться від бортового акумулятора, управляючий сигнал отримують від політного контролера, і на виході мають по три виводи (А, В, С), які безпосередньо підключаються до моторів (для кожного мотору окремий регулятор). Регулятори керуються програмно за допомогою штротно-імпульсної модуляції (ШИМ) сигналом прямокутної форми від 0 В до 3-5 В. Щоб двигун почав обертатися з максимальною швидкістю контролеру потрібно подати імпульси тривалістю 2 мс, розмежовані логічним нулем тривалістю 10-20 мс. Тривалість імпульса в 1 мс відповідає зупинці мотора, 1,1 мс – 10% від максимальної швидкості, 1,2 мс – 20% і т.п. Тривалість нуля практично не грає ролі, важлива тільки тривалість самого імпульсу [7]. Значення діапазону від 1 до 2 мс не являється універсальним, і в залежності від багатьох факторів може виявитися, що на практиці діапазон регулювання знаходиться, наприклад, в межах 1.1 -1.9 мс. Регулятор і контролер не завжди «розуміють» один одного, щоб цього уникнути існує процедура калібрування. При виконанні цієї процедури діапазони регуляторів змінюються і стають рівними діапазону контролера. Після калібрування в регулятор будуть занесені відповідні межі інтервалу. При намаганні злетіти з невідкаліброваними регуляторами наслідки можуть бути несподіваними, від неочікуваного ривка до повної нерухомості моторів.

В табл. 3.3 описані складові компоненти квадрокоптера.

Таблиця 3.3 – Складові квадрокоптера

ОАУ	
Назва	Модель
Рама	F450
Двигун	ReadyToSky 2212 920KV
Пропелери	9450
GPS модуль	CRIUS NEO-6
Акумуляторна батарея	LiPo 5000mAh 70C
Гіроскоп + Акселерометр	MPU6050
Барометр	MS5611
Магнітометр	HMC5883L
Регулятори ходу	HOBBYWING 20A

В першу чергу коли рама готова, нам потрібно встановити двигун і регулятор. Мотор (кроковий двигун) має 3 виведення, також 3 виведення має

регулятор. Проводи бувають різних кольорів. Полярності у даного мотора немає, можна сміливо підключати будь-який провід регулятора до будь-якого проводу мотора. Якщо не влаштовує напрямок обертання мотора, просто треба поміняти два будь-яких дроти місцями і напрямок обертання зміниться (також в окремих регуляторах є функція реверсу).

Далі розглянемо як підключаються регулятори до батареї. Якщо підключати окремо регулятор то червоний провід це "+" а чорний "-". Для підключення всіх регуляторів до батареї нам для зручності потрібно плата розводки живлення.

На платі є 4 послідовних порту (рис 3.16):

S0 – розпаяний на чіп FDTI FT232 і виведений на зовнішній роз'єм S0 / FDTI і USB. Порт працює по протоколу MAVLink і використовується для підключення до MissionPlanner.

S1, S2, S3 виведені на окремий роз'єм і в multiwii використовуються для:

- S1 – MobyDrone OSD, MinimOSD;
- S2 – GPS. Підходить майже будь-який, що підтримує протокол NMEA;
- S3 – підключення радіомодуля для передачі телеметрії і спілкування з наземною станцією.

Крім послідовних портів і I2C на платі є 8 ШИМ (PWM) входів для підключення приймача, 8 PWM виходів для підключення моторів, 3 PWM для підключення сервопідвіса камери (pitch + roll) і сервоприводи спуску затвора (trigger). Також є можливість підключити ультразвуковий сонар для визначення відстані до землі на малих висотах.

На платі розведено 7 аналогових входів для підключення додаткових датчиків типу AttoPilot Voltage and Current Sense Breakout

Живлення плати йде окремо від основного контуру через понижувач напруги.

Для підключення регуляторів до польотного контролера використовуємо ШИМ порти 2, 3, 5, 6 – Чорний (коричневий) дріт це земля. Білий (жовтий) дріт це сигнальний провід по ньому проходить керуючий сигнал від плати управління до регулятора [35].

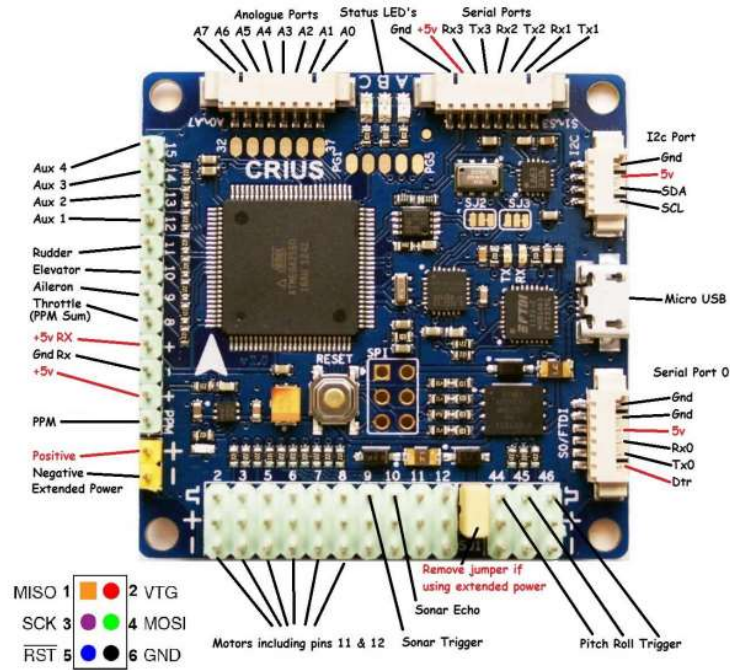


Рисунок 3.16 – Схема інтерфейсів польотного контролера MultiWii AIOP v.2

Загальна схема підключення елементів до польотного контролера представлена на рис. 3.17

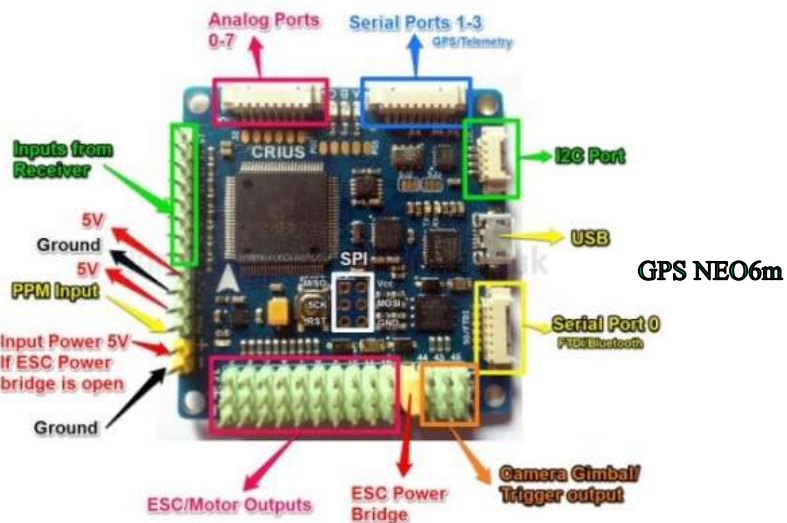


Рисунок 3.17 – Загальна схема підключення периферії до польотного контролера MultiWii AIOP v.2

3.8 Висновки

В даному розділі розроблено принцип функціонування керуючого обчислювача, функціональної схеми керуючого обчислювача, здійснено вибір функціональних блоків схеми, розроблена принципова схема керуючого обчислювача, описано інтеграцію контролера з об'єктом управління.

4 ДОСЛІДНИЦЬКА ЧАСТИНА

4.1 Завдання і методи проведення дослідження

На практиці, налаштування систем управління може бути виявитися доволі складною та довгою процедурою, якщо працювати з кожним контуром вручну, покладаючись на досвід. Особливо це справджується для систем управління з багатоступінчатими зворотними зв'язками та компонентами, що налаштовуються.

Прикладом цього можуть слугувати каскадні ПІД-регулятори, керуючі структури з прямою та зворотною дією, багатоканальні контури управління системами зі значними перехресними зв'язками.

Традиційно інженери налаштовують тільки один елемент або контур управління за раз. Окрім того, що такий підхід є ітераційним та затратним по часу, він ще й вимагає значного досвіду. Тому для інженерів-початківців це важкий у засвоєнні підхід, що не гарантує оптимальність кінцевого результату.

Сучасна комп'ютерна промисловість відкриває інженерів розмаїття засобів моделювання, що дозволяють не тільки моделювати системи, але й експериментально досліджувати їх. Це дозволяє повніше досліджувати системи в цілому і певні їх складові. З цією метою були створені спеціалізовані обчислювальні пакети візуального моделювання.

Прикладна математика пропонує низку інтегрованих програмних систем і пакетів програм для автоматизації математичних розрахунків, одним з яких є MATLAB. Він побудований на широкому представленні й застосуванні матричних операцій і перевірених часом. Однією з засадничих причин широкого використання MATLAB є великий набір різноманітних засобів, яким може оперувати користувач у вирішенні задач з різних областей людської діяльності.

Лінійно-квадратичний регулятор (англ. Linear quadratic regulator, LQR) – в теорії управління один з видів оптимальних регуляторів, що використовує квадратичний функціонал якості. Задача в якій динамічна система описується лінійними диференціальними рівняннями, а показник якості являє собою квадратичний функціонал, називається завданням лінійно-квадратичного управління.

Переваги лінійно-квадратичного регулятора:

- гарантоване забезпечення робастної стійкості;
- без інерційність.

Недоліки лінійно-квадратичного регулятора:

- потрібна точна модель об'єкта;
- велика кількість ітерацій.

Основною метою при розрахунку параметрів лінійно-квадратичного регулятора є знаходження такого управління, при якому замкнута система стійка, спостережувана, керована і приведений нижче функціонал приймає мінімальне значення:

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} [x^T(t) Qx(t) + u^T(t) Ru(t) + 2x(t) Nu(t)] dt, \quad (4.1)$$

де Q , N та R – вагові матриці.

Закон управління, знайдений по лінійно-квадратичному алгоритму, виглядає наступним чином:

$$u = -R^{-1}B^T P x \quad (4.2)$$

де P - розв'язок матричного рівняння Ріккати :

$$A^T P + P A - (P B + N) R^{-1} (B^T P + N^T) + Q = 0 \quad (4.3)$$

Для розрахунку параметрів лінійно-квадратичного регулятора буде використано бібліотеку Control System Toolbox.

4.2 Програма проведення дослідження

1. Отримати систему управління в просторі станів.
2. Провести аналіз отриманої системи.
3. Розрахувати параметри налаштувань лінійно-квадратичного регулятора.
4. Порівняти роботу отриманого LQR-регулятора із ПІД-регулятором.

4.3 Результати дослідження

Для подальших розрахунків отримаємо матриці стану системи управління.

A =

	x1	x2	x3	x4	x5	x6
x1	0	0	0	0	-55	-3.275e+04
x2	0	-10	0	0	0	0
x3	0	22.9	0	0	0	0
x4	0	0	1	0	0	0
x5	0	0	0	50.68	4.5	-5000
x6	0	0	0	0	1	0

B =

	u1
x1	0
x2	2.2
x3	0
x4	0
x5	0
x6	0

C =

	x1	x2	x3	x4	x5	x6
y1	1	0	0	0	0	0

D =

	u1
y1	0

Отримавши матриці нашої системи в просторі станів можемо перейти до наступних кроків розрахунку параметрів лінійно-квадратичного регулятора, тобто до перевірки спостережуваності та керованості.

Керованість – здатність системи, коли в результаті дії певного керуючого впливу $U(t)$, впродовж скінченного часу, її можна перевести з початкового (x_0) в кінцевий (x_k) стан. В такому разі система називається повністю керованою.

Якщо ж дана властивість спостерігається лише за частиною станів – таку систему називають частково керованою, а коли дана властивість відсутня за всіма координатами, то її називають повністю некерованою. Для того щоб проаналізувати, чи є система керованою, треба проаналізувати відповідну матрицю:

$$S = [B \ AB \ A^2 \ B \ A^{n-1}B] \quad (4.4)$$

Якщо ранг матриці S дорівнює порядку системи (n), то система є повністю керованою, якщо ж порядок нижчий від n , але більший за 0, система є частково керована, у випадку, коли $n = 0$ – система є некерованою.

Спостережуваність – властивість системи, за спостереженнями її вихідних величин $x(t)$, при заданих вхідних управліннях $u(t)$, визначати всі координати стану системи за обмежений проміжок часу. Для того, щоб проаналізувати чи є система спостережуваною, треба проаналізувати відповідну матрицю:

$$H = [C^T \ A^T C^T \ (A^T)^2 C^T \ \dots \ (A^T)^{n-1} C^T] \quad (4.5)$$

Для визначення рангу матриці розглядають мінори: якщо будь-який мінор порядку R , відмінний від нуля, а мінори вищих порядків дорівнюють нулю, то R і буде рангом матриці.

Якщо ранг матриці H дорівнює порядку системи (n), то система є повністю спостережувана, якщо ж порядок нижчий від n , але більший за 0, система частково спостережувана, а у випадку, коли $n = 0$ – система є не спостережувана.

Перевіримо спостережуваність та керованість системи вбудованими функціями MATLAB (код програми приведений у Додатку Г) та отримаємо наступні результати перевірки:

State-space model with 1 outputs, 1 inputs, and 6 states.

Система повністю спостережувана і керована:

Наступним кроком буде безпосередньо розрахунок параметрів налаштувань лінійно-квадратичного регулятора. Код програми розрахунку

приведений у Додатку Г. Після розрахунку параметрів лінійно-квадратичного регулятора у середовищі MATLAB отримаємо наступні результати:

$K_{LQR} =$

$1.0e+04 *$

-0.0001 0.0012 0.0013 -0.0741 -0.0607 7.9781

$P_{LQR} =$

$1.0e+08 *$

0.0000 -0.0000 -0.0000 -0.0000 0.0000 0.0000
 -0.0000 0.0000 0.0000 -0.0000 -0.0000 0.0004
 -0.0000 0.0000 0.0000 0.0000 -0.0000 -0.0000
 -0.0000 -0.0000 0.0000 0.0009 0.0001 -0.0887
 0.0000 -0.0000 -0.0000 0.0001 0.0018 -0.0064
 0.0000 0.0004 -0.0000 -0.0887 -0.0064 8.7204

Компенсуючий коефіцієнт LQR-регулятора:

$N_{c_LQR} =$

-1.0000

Модель системи управління з лінійно-квадратичним регулятором у Simulink приведена на рис.4.1

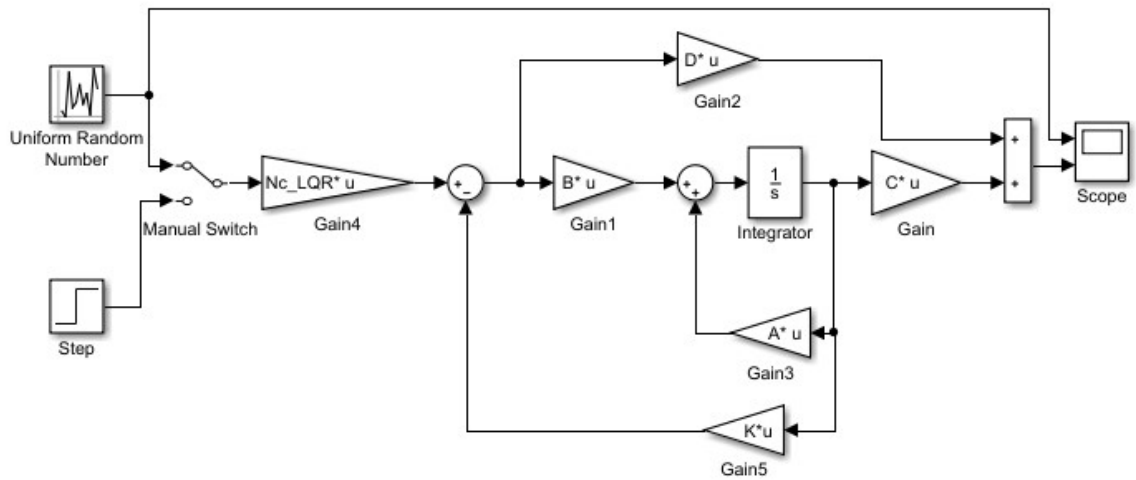


Рисунок 4.1 – Моделювання систем управління з LQR-регулятором та ПІД-регулятором у Simulink

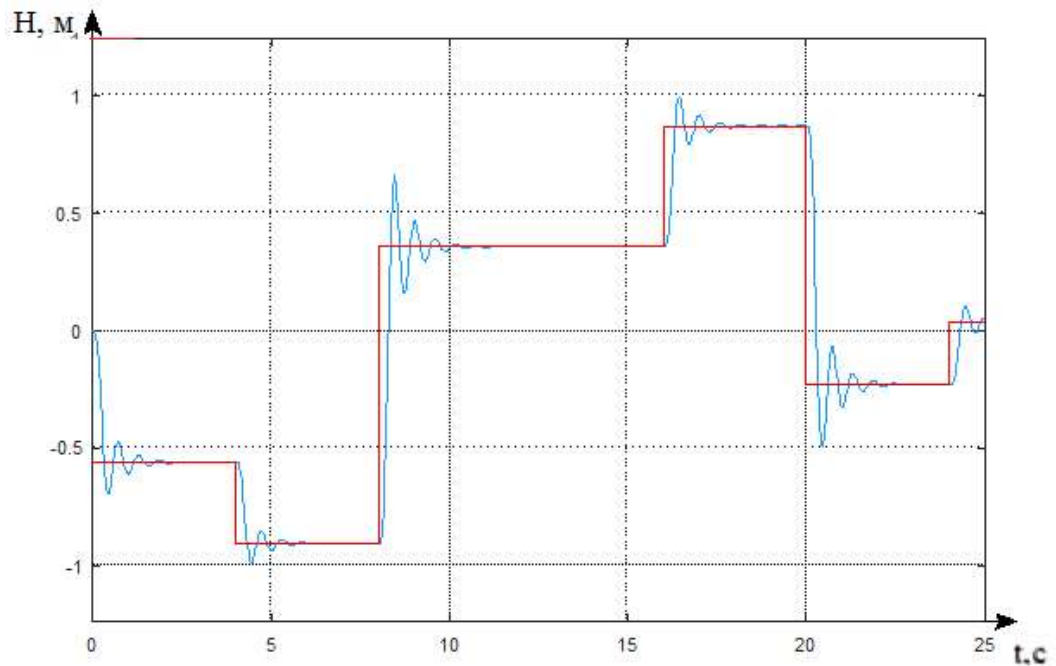


Рисунок 4.2 – Графіки перехідних характеристик системи управління з LQR-регулятором

4.4 Аналіз результатів дослідження і заключення

Виконаємо моделювання системи управління в Simulink і порівняємо роботу отриманого LQR-регулятора із ПД-регулятором, що був отриманий в розділі 2:

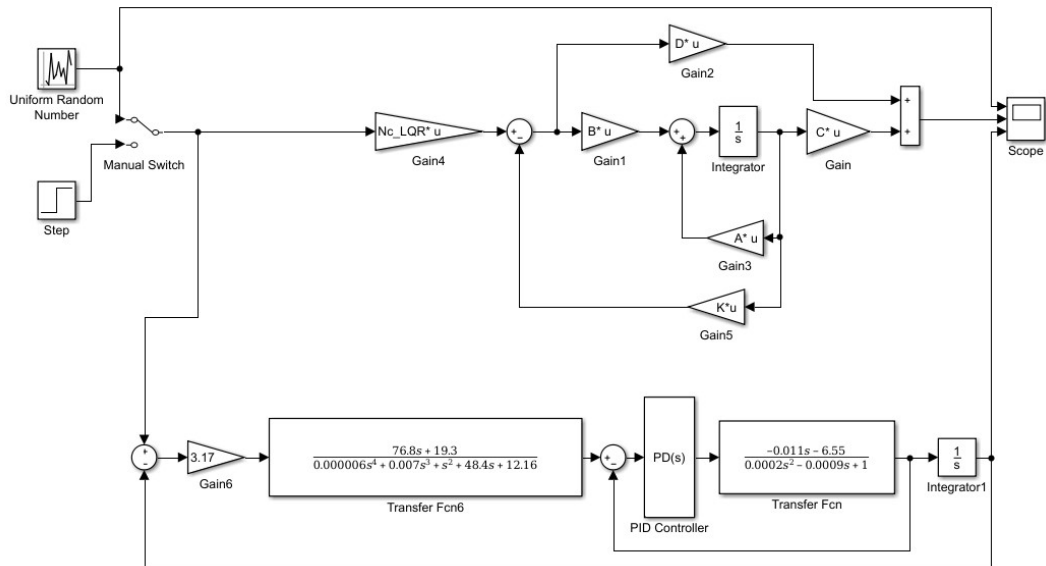


Рисунок 4.3 – Модель системи управління з ПД та LQR-регулятором у Simulink

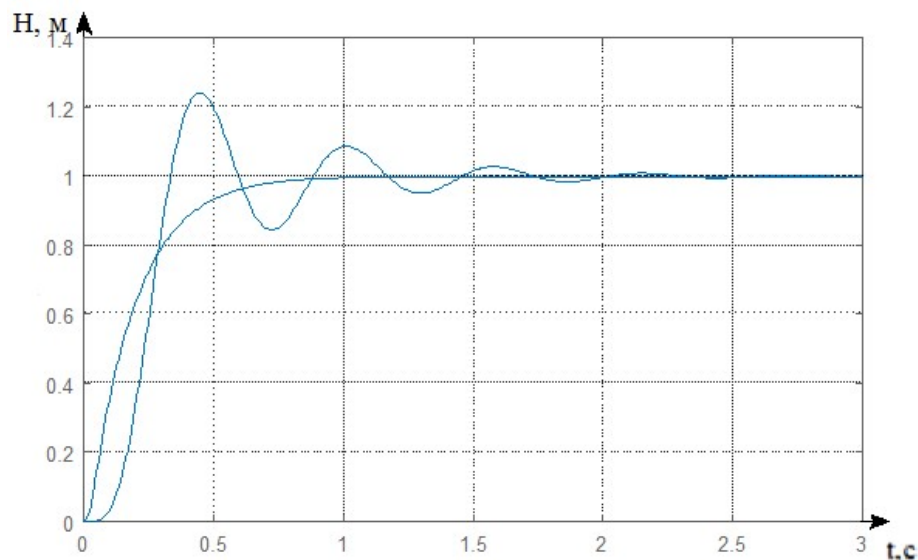


Рисунок 4.4 – Графіки перехідних характеристик систем управління з ПД та LQR-регулятором

З графіків, наведених на рис. 4.4 можна зробити висновок, що при майже однаковій швидкості виходу на усталений рівень, система з LQR-регулятором дає перерегулювання, порівняно з системою з ПД-регулятором вона дає гірший результат, але в той ж час дає такий ж самий час перехідного процесу. При доопрацюванні регулятора це може відігравати велику роль в управлінні складними технологічними процесами.

5 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ПРАКТИЧНА ЧАСТИНА

5.1 Завдання і засоби виконання експериментальної розробки

Цей розділ дипломної роботи присвячена розробці моделей системи управління і комп'ютерного моделювання руху. В даному розділі роботи необхідно провести експериментальні дослідження та оцінити спроектовану систему управління. Щодо реалізації слід віднести те, система буде змодельована в пакеті Matlab. Дані дослідження мають потенційний вплив на розвиток такого роду безпілотних літальних апаратів, адже можна не тільки виконувати оцінку роботи системи, але і проводити подальші вдосконалення і оптимізацію, які дозволять виводити системи управління БПЛА на новий рівень. В ході роботи необхідно виконати наступні дії:

1. Побудувати модель системи управління квадрокоптера в програмному пакеті MatLab згідно з заданим каналом управління.
2. Створити середу моделювання в SimScape (або SimMechanics), де квадрокоптер заданий як тверде тіло з мас-інерційними характеристиками, а також встановлена двосторонній зв'язок з MatLab, де розраховується керуючий вплив.
3. Провести ряд комп'ютерних досліджень режимів польоту квадрокоптера.

5.2 Характеристика необхідного програмного забезпечення

Весь експеримент проводимо за допомогою пакета Matlab.

Для того, щоб перевірити працездатність і оптимальність розробленого регулятора, треба побудувати модель ОУ, яка буде реалізувати функціональні складові алгоритму, а також проведе перевірку стійкості і керованості управління.

Моделювання системи управління повздовжнім рухом БПЛА проводилося в середовищі Simulink пакета MATLAB.

Simulink - головний пакет розширення системи MATLAB, який реалізує імітаційне блочне візуально орієнтоване моделювання систем і пристроїв як самого загального, так і конкретного призначення. У книзі описані і сучасні реалізації найбільш важливих пакетів розширення Simulink інструментального

ящика Blockset: Simulink Response Optimizarion для моделювання і оптимізації відгуку нелінійних систем, SimPowerSystems для моделювання та проектування енергетичних систем та пристроїв, SimScape (або SimMechanics) для моделювання та проектування механізмів і механічних систем [21].

5.3 Аналіз результатів проведення експериментів

Для визначення параметрів системи необхідно попередньо провести моделювання в пакеті прикладних програм для вирішення задач технічних обчислень. В якості робочої серед для проведення експерименту була обрана графічне середовище імітаційного моделювання Simulink. Результати проведення показані на рис.5.1

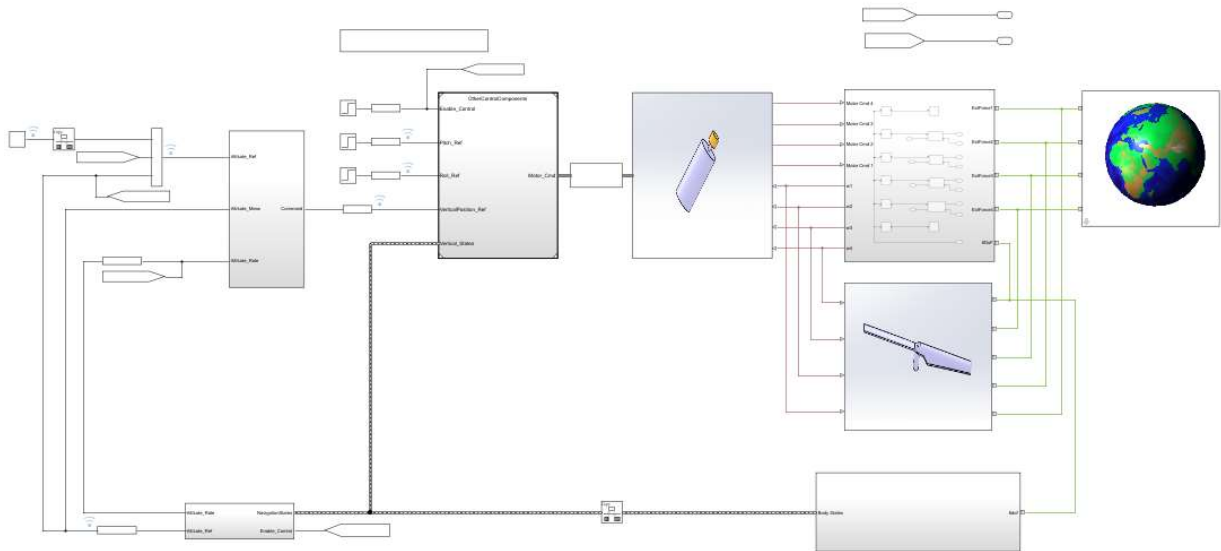


Рисунок 5.1 – Моделювання системи в середовищі Simulink

За для реальності випробувань моделювання проводилось проводилися на 3D-моделі БПЛА. Розглянемо більш детально деякі блоки системи (рис. 5.2-5.6).

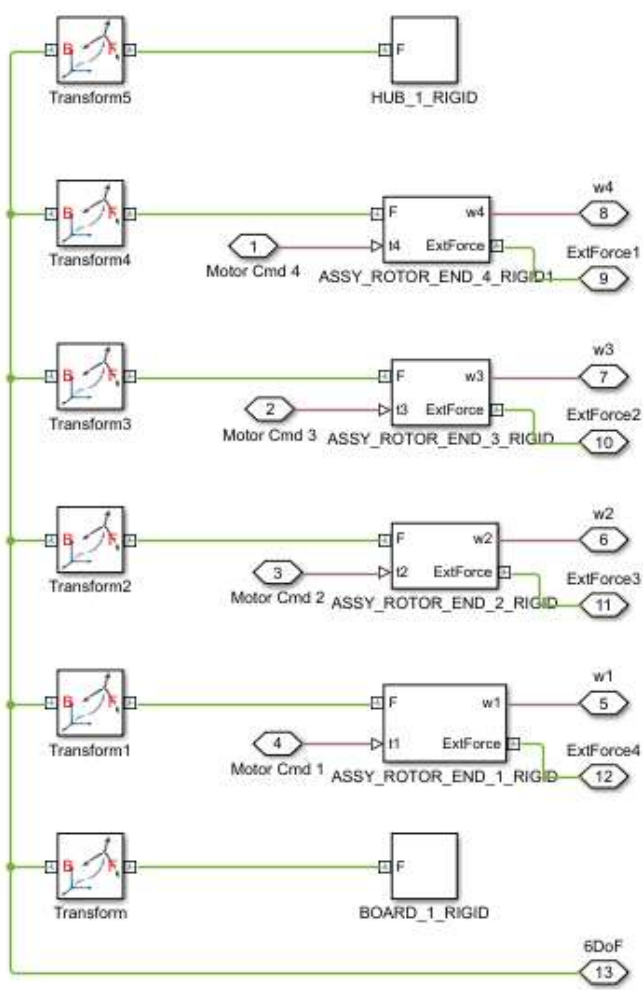


Рисунок 5.2 – Блок механіки квадрокоптера

Блок механіки квадрокоптера створений в SimScare з використанням 3D моделей складових частин.

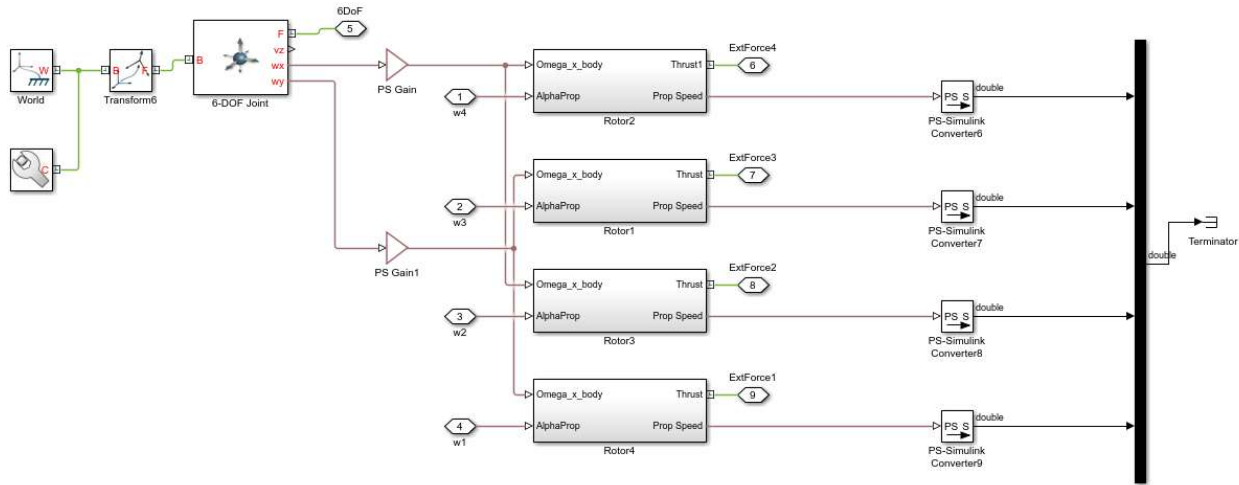


Рисунок 5.3 – Блок аеродинамічних сил, що створюють двигуни

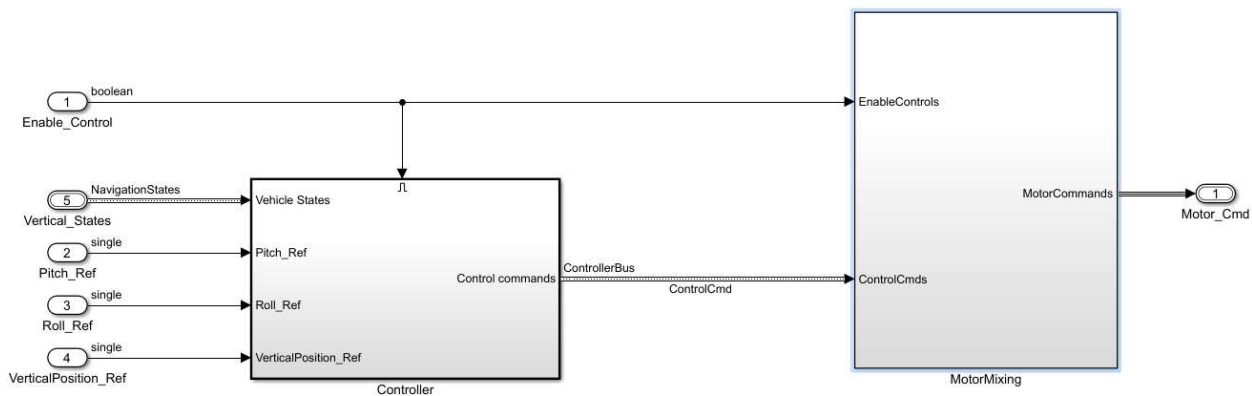


Рисунок 5.4 – Блок керуючих компонентів

До блоку входять ПД-регулятори за різними каналами керування, та формуються команди для двигунів.

Загальний вигляд квадрокоптера представлений на рис. 5.5.



Рисунок 5.5 – Загальний вигляд квадрокоптера

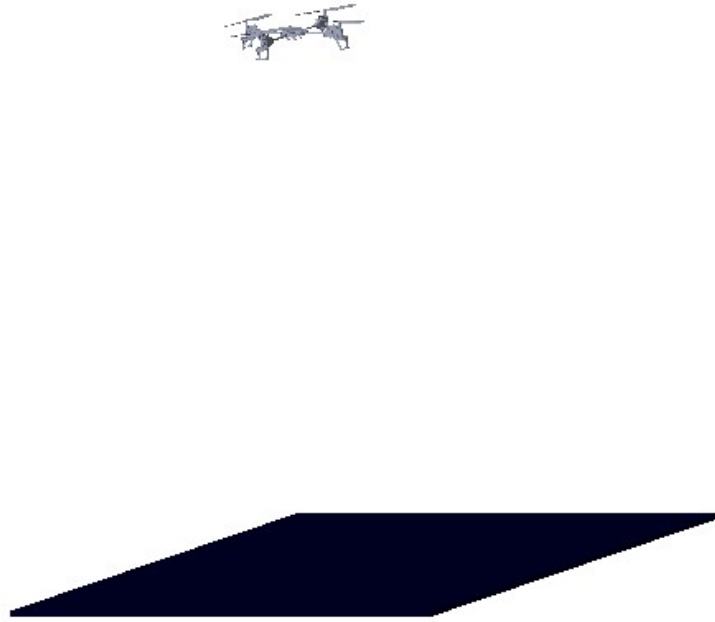


Рисунок 5.6 – Результати моделювання системи в середовищі Simulink

Аналізуючи отримані залежності є можливість стверджувати про працездатність розробленої системи.

5.4 Висновки

В даному розділі були проведені експериментальні дослідження оптимальної за швидкістю системи керування поздовжнім рухом БПЛА. Аналізуючи отримані залежності є можливість стверджувати про працездатність розробленої системи.

6 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

6.1 Мета економічного розділу

Ціллю даного розділу дипломної роботи є економічне обґрунтування розробки системи автоматичного позиціонування продольного руху БПЛА мультироторного типу. Квадрокоптери, як безпілотні літальні апарати в наш час є найбільш динамічно розвиненими видами безпілотних апаратів. Застосовуються квадрокоптери, гексокоптери і октокоптери при обстеженні складних конструкцій, при скануванні місцевості, моніторингу невеликих територій, при панорамної зйомці і швидкому виявленні противника за межами видимості, основними задачами навігації, моніторингу дорожньої ситуації на автомобільних, морських, річкових, залізно-дорожніх шляхах. Різноманітні задачі доставки продуктів в місця не досяжні людині.

Переваги квадрокоптера: крихітні розміри в порівнянні з іншими безпілотниками, підйом з якою завгодно поверхні, зупинка в повітрі, довговічність і елементарність пристроїв квадрокоптера, вантаж який може мати на борту квадрокоптера в кілька разів або навіть десятків разів перевершує його власну масу, завдяки показникам якості.

Також до завдань квадрокоптера варто віднести їх науковий потенціал. Вони можуть бути використані в місцях, непридатних для людини, таких як: різні явища природи (пожежі, цунамі, урагани, смерчі і тд), радіаційні катастрофи, пов'язані з ризиком для людини. Також їх можна використовувати прикордонникам, маючи на борту тепловізори. У наш час розробкою і вдосконаленням квадрокоптера, як безпілотників займаються всі провідні країни світу [26]. У квадрокоптера виходячи з назви 4 двигуна, які працюють попарно. Два з них обертають гвинти в одному напрямку, два інших - в іншому. З усього вищесказаного робимо висновок про те, що на САУ квадрокоптера накладаються наступні завдання: політ квадрокоптера по певній траєкторії, тобто програмне керування. Також стабілізація положення квадрокоптера в просторі, в тому випадку, коли діють сильні негативні впливи, такі як збурюючі впливи: сильні повітряні потоки, внутрішні помилки квадрокоптера, пов'язані зі зміщенням центру мас квадрокоптера, коли на його борту присутні фото і відео апаратура.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити наступні завдання:

- 1) розрахувати трудомісткість виконання робіт;
- 2) скласти кошториси витрат на розробку;
- 3) провести розрахунок заробітної плати, визначити вартість системи та розрахувати очікуваний прибуток від реалізації системи.

6.2 Опис створюваного об'єкта та сегментація ринку

Розроблюваний продукт призначений для швидкого пересування в середовищі у найкоротший термін, доставки вантажів, зчитування параметрів середовища в якому знаходяться БПЛА, перельоту з мінімальними затратами часу, досягання поставленої мети дістатися кінцевого пункту в короткий час без врахування втручання людини в керуючі процеси безпілотного літального апарата.

Популярним напрямком у сучасному авіамоделізмі є побудова мультикоптерів або дронів – безпілотних літальних апаратів (БПЛА) з парною кількістю роторів, що обертаються діагонально в протилежних напрямках. У разі, коли двигунів чотири, такий БПЛА називається – квадрокоптер. На сьогодні головним трендом є створення невеликого безпілотного квадрокоптера. Основними причинами такого стану речей є можливість простого управління і маневреність.

Під час польоту БПЛА схильний до впливу різних зовнішніх впливів. На апарат постійно діє сила тяжіння, якій протидіє підйомна сила, створювана гвинтами. Якщо всі двигуни видають однакову тягу, то квадрокоптер буде зберігати горизонтальну орієнтацію відносно поверхні.

Для того щоб ефективно стабілізувати квадрокоптер в польоті необхідно: мати можливість визначення, в якому стані знаходиться система; мати можливість надавати керуючий вплив на систему; знати, в якому стані буде підтримуватися система. Для визначення стану системи використовують різні датчики (гіроскоп, акселерометр, магнітометр, висотомір і т.д.) що забезпечують зворотний зв'язок.

Важливість розробки полягає у дослідженні задач позиціонування безпілотного літального апарату та впровадження систем керування БПЛА на базі удосконаленої моделі керуючого компонента.

Сегментація ринку - це процес поділу споживачів на групи з урахуванням різних принципів і факторів сегментації. У процесі сегментації виділяють сегменти базару.

Розроблювана система поставляється заводам, підприємствам, приватним особам, які займаються розробкою, складанням і налагодженням БПЛА, виробникам авіаційного транспорту, а також виробникам різних виробів, де використовуються стабілізуючі пристрої. Оскільки дані системи виробляються на замовлення, то сегментування ринку доцільно проводити за кінцевим замовником.

Основною характеристикою сегмента є ємність – кількість виробів, які можуть бути продані в рік.

Повна потреба сегменту розраховується з урахуванням конкретних особливостей товару і сегментів. Для багатьох видів товарів індивідуального і промислового призначення $S_{1пол.i}$ можна розрахувати по наступній формулі:

$$S_{1пол.} = N_1 \cdot Q_1 \cdot m_1,$$

де N_1 – кількість підприємств споживачів виробу в і-му сегменті;

Q_1 – середня річна програма виробів в і-му сегменті, для яких буде постачатись розглянутий товар;

m_1 – кількість комплектуючих виробів, необхідних для виробництва одного виробу (1 шт.)

Таблиця 6.1 – Сегментування і розрахунок повної ємності ринку

Виробник	Завод-виробник			S_1 , шт/рік
	N_1	Q_1 , шт	m_1 , шт	
«Новатор»	1	43	1	45
«Антонов»	1	25	1	27
Озброєні сили України	1	40	1	41
Разом	3	108	3	113

Як видно з таблиці 6.1 повна ємність ринку складає 108 шт./рік.

6.3 Розрахунок собівартості БПЛА

Собівартість продукції складається з ряду найменувань витрат, а саме витрати на основні матеріали, комплектуючі вироби, пряма і додаткова заробітні плата, витрати на утримання та експлуатацію обладнання, утримання транспорту, а також ряд загальнодержавних податків і відрахувань.

Було визначено, що для ведення всього проекту в цілому і керівництва ходом робіт необхідна посада керівника, для проектування системи, її подальшого налагодження та введення в експлуатацію необхідна участь розробника та монтажника основних компонентів, вузлів управління БПЛА.

Наведемо перелік робіт для конструктора. Було встановлено тривалість робіт для кожного із співробітників, а також тривалість роботи над проектом в цілому.

6.3.1 Розрахунок собівартості БПЛА за участю виконавців роботи

У таблиці 6.2 показані співробітники, які працюють над реалізацією даного проекту, а також їх щоденні та щомісячні посадові оклади. Перелік робіт виконуваних співробітниками і їх тривалість наведена в таблиці 6.3 і становить 22 робочих/днів у місяці.

Проведемо розрахунки с урахуванням рівня фахівців, які будуть приймати участь в розробці.

Таблиця 6.2 – Склад виконавців роботи

Посади	Посадові оклади, грн	
	Місячні	Денні
Керівник	12800	581
Конструктор	9800	445
Монтажник	5200	236

Таким чином, денні оклади керівника, конструктора та монтажника складають 581 грн., 445 грн. і 236 грн. відповідно. Результати розрахунків тривалості розробки за видами робіт містяться в таблиці 6.3.

Таблиця 6.3 – Розрахунок трудомісткості робіт

Вид робіт	Тривалість, дні	Трудо-місткість, роб. дні	Виконавець		Трудо-місткість монтажника, роб. дні
			Трудо-місткість керівника, роб. дні	Трудо-місткість програміста, роб. дні	
Попередня робота					
Постановка задачі	3	3	+	-	-
Розробка системи керування	2	4	+	+	-
Технічне завдання (ТЗ)					
Розробка ТЗ	3	6	+	+	-
Узгодження та затвердження ТЗ	1	2	+	+	-
Розробка програмного продукту					
Розробка БПЛА	6	6	-	+	-
Розробка програми	17	17	-	+	-
Налаштування	2	2	-	+	+
Тестування	2	2	-	+	+
Впровадження					
Випробування програмного продукту	2	4	+	+	+
Здача в експлуатацію	1	2	+	+	+
Всього	39	48	12	36	10

Далі необхідно обчислити основну заробітну плату (ОЗП) розробників з урахуванням трудовитрат, кількості виконавців і середньоденна заробітна плата (ЗП). Для цього кількість днів, відпрацьованих окремими виконавцями, необхідно помножити на їх денні оклади.

$$\text{ОЗП} = \sum N_i \cdot \text{ЗП}_{\text{ср}}, \quad (6.1)$$

де N_i – кількість днів, відпрацьоване i -ми виконавцями за стадіями;

$Z_{П_{ср}}$ – денні оклади і-х виконавців.

Додаткова заробітна плата (ДЗП) розраховується за формулою:

$$ДЗП = \frac{20\% \cdot ОЗП}{100\%}, \quad (6.2)$$

Таким чином, основна заробітна плата за місяць згідно з формулою 6.1 складає:

$$ОЗП = 12 \cdot 581 + 36 \cdot 445 + 10 \cdot 236 = 25352 \text{ грн.}$$

Додаткова заробітна плата відповідно до формули 6.2 складає:

$$ДЗП = \frac{20\% \cdot 23280}{100\%} = 5070,4 \text{ грн.}$$

Далі необхідно розрахувати вартість покупних виробів, необхідних для виготовлення системи, перерахованих в таблиці 6.4. Ціни вказані у гривнях.

Таблиця 6.4 – Перелік покупних виробів

Елементи	Ціна за одиницю, грн.	Кількість, шт.	Ціна, грн.
Рама F450	20,00	1	20,00
ReadyToSky 2212 920KV	264	4	1056
Пропелери 9450	2,55	4	10,2
GPS модуль CRIUS NEO-6	133,25	1	133,25
Акумулятор MERLION GP1213F1-12-1,3 Ah (6005)	185	1	185
Комутаційні дроти	0,25	25	6,25
Гіроскоп + Акселерометр MPU6050	95	1	95
Барометр MS5611	212,75	1	212,75
Магнітометр HMC5883L	76,68	1	76,68
Регулятори ходу HOBBYWING 20A	390	4	1560
Флеш-карта	280	1	280
Всього			3635,13

Таблиця 6.5 – Ціна основних засобів

Основні засоби	Ціна за одиницю, грн.	Кількість, шт.	Ціна, грн.
Комп'ютерний стіл	1200	2	2400
Стілець	400	2	800
Комп'ютер	10 000	2	20000
Принтер	1000	1	1000
Лампа настільна	250	2	500
Паяльна установка	626	1	626
Робочій стіл з лещатами	1450	1	1450
Всього			26776

Таким чином, з таблиці 6.5 можна побачити, що вартість обладнання становить 26776 грн.

Далі необхідно зробити розрахунок амортизації, яка складає 25% від основних коштів, для виготовлення 1 додатку по формулі:

$$A_m = \frac{OC \cdot 0,25 \cdot Др}{Дг}, \quad (6.3)$$

де ОС – вартість обладнання;

Дг – кількість робочих днів у році;

Др – кількість днів для розробки мобільного робота.

$$A_m = (0,25 \cdot 26776 \cdot 39) / (12 \cdot 22) = 998,88 \text{ грн}$$

Розрахунок собівартості і договірної ціни наведено в таблиці 6.6.

Таблиця 6.6 – Розрахунок собівартості виробу за статтями

№	Статті	Сума, грн	Примітки
1	Основна заробітна плата (ОЗП)	25352	$ОЗП = \sum N_i \cdot ЗП_{ср}$
2	Додаткова заробітна плата (ДЗП)	5070,4	15% від ОЗП
3	Єдиний соціальний внесок	6692,92	22%*(ОЗП+ДЗП)
4	Матеріали та куплені вироби	3635,13	Із табл. 5.3
5	Амортизація	998,88	25% от Сп/ Нднів* Пр
6	Витрати на утримання обладнання	2677,6	10% від вартості основних засобів
7	Додаткові витрати	10140,8	40% від ОЗП
8	Виробнича вартість (С)	54567,73	п.1+п.2+п.3+...+п.7
9	Адміністративні витрати	11408,4	45% від ОЗП
10	Витрати на збут	1364,19	2.5% від п.8
11	Собівартість власних робіт	67340,32	п.1+п.2+п.3+...+п.10
12	Прибуток (П)	13468,064	20% відп.11
13	Ціна без ПДВ	80808,38	П+п.11
14	ПДВ	16161,67	20% від ціни без ПДВ
15	Ціна з ПДВ	96 970,06	п.13+п.14

Отримана собівартість складає 67340,32 грн. при обліку роботи розробника, розробка займає 39 днів.

Кількість замовлених екземплярів має бути не менше, ніж 20 шт.

Виробничу собівартість одного екземпляру лабораторної установки (ВС) визначають за формулою:

$$BC_0 = \frac{BC}{KPP}, \quad (6.4)$$

де ВС – виробнича вартість;

КПП – кількість замовлених екземплярів.

$$BC_0 = \frac{54567,73}{100} = 545,7 \text{ грн.}$$

Повна собівартість одного екземпляру складається з суми виробничої собівартості (BCП), адміністративних витрат (AB) і витрат на збут (BЗ), які приходяться на один екземпляр виробу:

$$СП_0 = ВС_0 + АВ_0 + ВЗ_0 \quad (6.5)$$

Адміністративні витрати $АВ_0$, які приходяться на один екземпляр виробу, визначається формулою:

$$АВ_0 = \frac{АВ}{КПП} \quad (6.6)$$

$$АВ_0 = \frac{11408,4}{100} = 114,08 \text{ грн}$$

Витрати на збут $ВЗ_0$, які приходяться на один екземпляр виробу, визначається формулою:

$$ВЗ_0 = \frac{ВЗ}{КПП} \quad (6.7)$$

$$ВЗ_0 = \frac{1364,19}{100} = 13,6 \text{ грн}$$

Таким чином, $СП_0 = 545,7 + 114,08 + 13,6 = 673,42$ грн.

Рентабельність продукції (норма прибутку) – це відношення загальної суми прибутку до витрат виробництва і реалізації продукції (відносна величина прибутку, що припадає на 1 грн. поточних витрат):

$$P_{\pi} = \frac{Ц-ВС}{ВС} \cdot 100\%, \quad (6.8)$$

де $Ц$ – ціна одиниці продукції;

$ВС$ – собівартість одиниці продукції.

$$P_{\pi} = \frac{80808,38 - 54567,73}{54567,73} \cdot 100\% = 48\%$$

Отже, рентабельність складає 48%.

Розрахуємо величину оптової ціни одного виробу ЦПП (без врахування ПДВ):

$$ЦПП = СП \cdot \left(1 + \frac{P_{\pi}}{100}\right), \quad (6.9)$$

де P_{π} – коефіцієнт рентабельності.

$$ЦПП = 673,42 \cdot \left(1 + \frac{48}{100}\right) = 996,66 \text{ грн.}$$

6.4 Розрахунок точки беззбитковості

При впровадженні у виробництво продукту важливо знати чи стане цей виробничий процес рентабельним і чи буде він приносити бажаний прибуток. Для цього необхідно визначити точку беззбитковості (ТБ) і зобразити її графічно.

Для підтвердження стійкості проекту необхідно, щоб значення ТБ було менше значення номінальних обсягів виробництва. Чим далі від них значення ТБ (у відсотковому співвідношенні), тим стійкіше проект. Проект зазвичай визнається стійким.

Дохід від реалізації виробів знаходимо множенням ціни одного ПП на кількість замовлених екземплярів ПП:

$$ДР = ЦПП \cdot КПП \quad (6.10)$$

$$ДР = 996,66 \cdot 100 = 99666$$

Аналітичний розмір критичної програми (РКП) розраховують діленням постійних витрат $РП_{ост}В$ на різницю між ціною одного виробу ЦПП і змінними витратами, які приходяться на один виріб ($З_мВ_0$), тобто:

$$РКП = \frac{РП_{ост}В}{ЦПП - З_мВ_0} \quad (6.11)$$

Річні постійні витрати $РП_{ост}В$ складаються із суми наступних витрат:

$$РП_{ост}В = ВУО + А_м + ДВ + АВ + ВЗ, \quad (6.12)$$

де ВУО – витрати на утримання обладнання;

$А_м$ – амортизація;

ДВ – додаткові витрати;

АВ – адміністративні витрати;

ВЗ – витрати на збут.

$$РП_{ост}В = 2677,6 + 998,88 + 10140,8 + 11408,4 + 1364,19 = 26589,87 \text{ грн.}$$

Річні змінні витрати $РЗ_мВ$ складаються із суми наступних витрат:

$$РЗ_мВ = ВМ + ФОП + ЄСВФОП,$$

де ВМ – матеріали та куплені вироби;
 ФОП – фонд оплати праці;
 ЄСВФОП – єдиний соціальний внесок.

$$P_{3_{м}В} = 3635,13 + (25352 + 5070,4) + 6692,92 = 40750,45 \text{ грн.}$$

Змінні витрати, які приходяться на один виріб, визначаємо діленням річних змінних витрат на річну програму випуску виробу:

$$3_{м}В_0 = \frac{P_{3_{м}В}}{КПП}$$

$$3_{м}В_0 = \frac{40750,45}{100} = 407,50 \text{ грн.}$$

$$РКП = \frac{26589,87}{996,66 - 407,50} \approx 45 \text{ шт.}$$

Річний дохід в точці беззбитковості:

$$ДР_{БЗ} = 996,66 \cdot 45 = 44849,70 \text{ грн}$$

Графічне представлення точки беззбитковості представлено на рис. 6.1

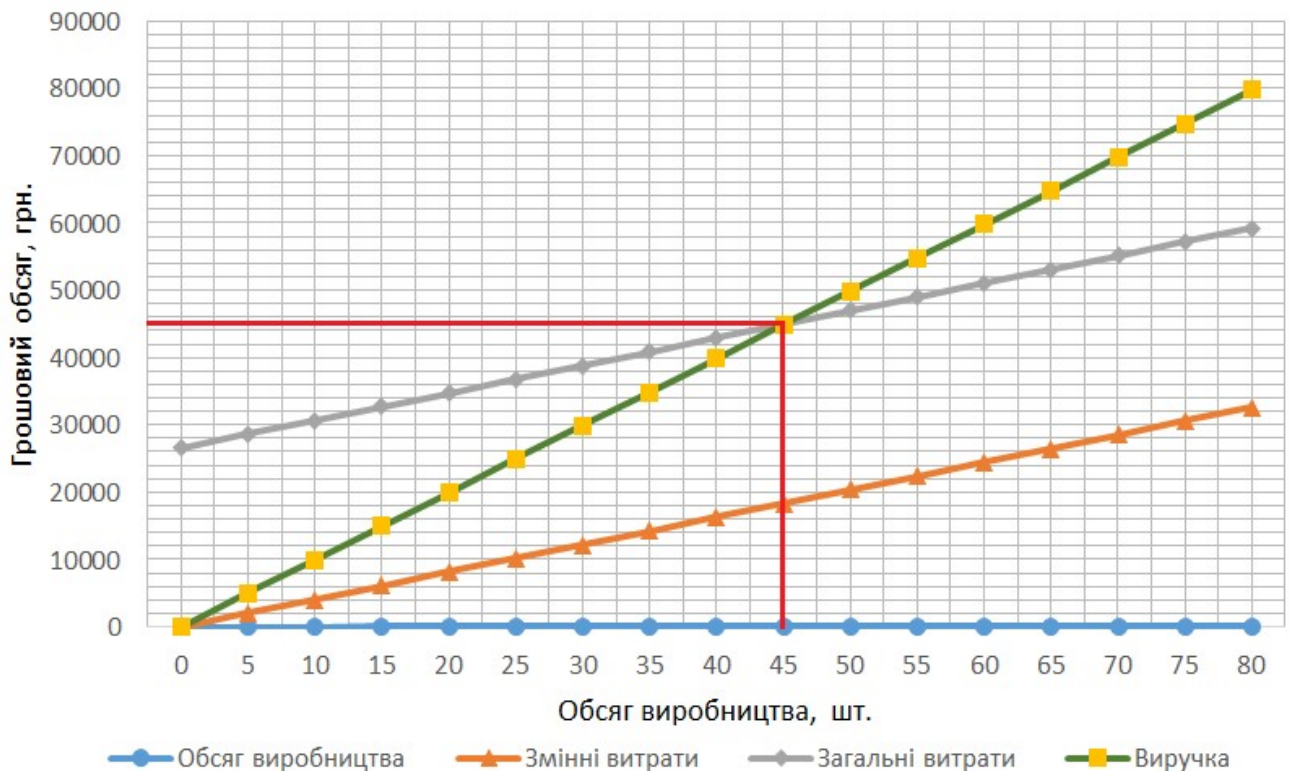


Рисунок 6.1 – Графік беззбитковості

6.5 Висновки

При виконанні даного розділу було виконано ряд розрахунків та визначено:

- 1) повна собівартість одного екземпляру, яка складає 673,42 ;
- 2) точка беззбитковості, що досягається після продажу 50 копій виробу;
- 3) річний дохід в точці беззбитковості, який складає 44849,70 грн.

Було проведено розрахунок ціни і собівартість стенду. Ціна БПЛА без ПДВ склала 80808,38 грн, ціна з ПДВ склала 96 970,06 грн. Собівартість становить 54567,73 грн. Розрахунок проведений із урахуванням всіх необхідних трудовитрат. Цей пристрій може конкурувати на ринку.

Було встановлено, що рентабельність становить 48%, що є високим показником.

Також було побудовано графік беззбитковості, на якому була визначена ТБ. Обсяг беззбитковості продукту дорівнює 45 шт.

ВИСНОВОК

У рамках дипломного проекту була розроблена система позиціонування продольного руху БПЛА мультироторного типу. Розроблено технічне завдання, проведено аналіз технічного завдання, а так само патентний пошук, де були розглянуті патенти з відповідної теми даного дипломного проекту. Було поставлено завдання проектування, заданий вид руху даного літального апарату, математично описали об'єкт управління, досліджували його, побудували математичну модель об'єкта управління. Побудували статичні і динамічні характеристики об'єкта управління. Побудували функціональну схему об'єкта автоматичного управління, на основі якої була сформована структурна схема. Записали моделі всіх елементів об'єкта автоматичного управління. Побудували статичні і динамічні характеристики об'єкта автоматичного управління. Показники якості занесли в таблицю. Так само сформувавши функціональну схему для системи автоматичного управління, на основі якої була побудована структурна схема. Для кожного елемента в системі були виведені передавальні функції. Побудували статичні і динамічні характеристики для системи автоматичного управління. Показники якості занесли в таблицю. Показники якості не задовольняли вимогам технічного завдання, для задоволення вимогам технічного завдання вибрали закон керування і вибрали тип регулятора, в даному курсовому проекті використовувався ПД - регулятор. Побудували, бажану ЛАЧХ і ЛАЧХ коригувального пристрою, записали передавальну функцію коригувального пристрою. Графіки скорективованої системи задовольняють вимогам технічного завдання. Побудували графіки скориктованої системи, з яких видно, що показники якості задовольняють вимоги технічного завдання. Час перехідного процесу $t_{\text{пп}} = 1$ с, перерегулювання $\sigma = 0$ %, коливальність $M = 0$, $\varepsilon_{\text{вс}} = 0$ град.

У технологічній частині був описаний підбір плати управління та опис елементів. В економічній частині була розрахована вартість плати керуючого обчислювача та створення БПЛА з урахуванням всіх витрат і відрахувань у відповідні фонди. Система, розроблена у цьому проекті, є конкурентно здатною (так як має нижчу ціну в порівнянні з аналогічними системами) і затребуваною на ринку (так як системи даного типу широко застосовуються в багатьох галузях).

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Прикладна теорія управління БПЛА/ В.С. Моїсєєв – Сучасна прикладна математика і інформатика - Казань, 2003р.
2. Luukkonen T. Modelling and Control of Quadcopter [Електронний ресурс] /Т. Luukkonen // School of Science, Espoo. – 2011. – Режим доступу до ресурсу:http://sal.aalto.fi/publications/pdf-files/eluu11_public.pdf.
3. Агрегати і режими роботи систем автоматичного управління. Науковий посібник Галкін Е.Ф.,Шабалов П.Г. Самара: СГАУ,2004. С 26-28
4. Методи моделювання об'єктів автоматичного управління [Текст] : учбовий посібник / А. С. Кулік, С. Н. Пасічник. – Харьков : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Е. Жуковського «Харьков. авіац. інт-т», 2018. – 168 с.
5. Artale, C.L.R. Milazzo and A. Ricciardello. Mathematical Modeling of Hexacopter. Applied Mathematical Sciences, Vol. 7, 2013 7с.,://dx.doi.org/10.12988/ams.2013.37385.
6. Chovancova A., FICO T., CHOVANEC L', HUBINSK P. Mathematical Modelling and Parameter Identification of Quadrotor (a survey) // Procedia Engineering. – 2014. – Vol. 96. – P. 172-181.
7. Chovancová A., Fico T., Chovanec L., Hubinsky P. Mathematical Modelling and Parameter Identification of Quadrotor (a survey) //Procedia Engineering. 2014. Vol. 96. P. 172-181. DOI: 10.1016/j.proeng.2014.12.139
8. Fabresse, F. R. et al. Localization and mapping for aerial manipulation based on range-only measurements and visual markers / F. R. Fabresse, F. Caballero, I. Maza // Robotics and Automation (ICRA), 2014 IEEE International Conference on. IEEE, 2014. P. 2100-2106.
9. Geng, KeKe et al. Stabilization algorithms for automatic control of the movement trajectory quadcopters / K. K. Geng, N. A. Chulin // Science And Education: Scientific And Technical Electronic Edition. 2015. № 5. P. 218-235.
10. Geng, KeKe. An Improved EKF-SLAM Algorithm for Mobile Robot / K. K. Geng // International Scientific Journal. 2016. № 2. С. 74-78.

11. Guilherme V. R., Manuel G. O., Francisco R. R., Robust Nonlinear Control for Path Tracking of a Quad-Rotor Helicopter, 2015 V. 17, I. 1, P. 142-156.
12. Hang, Y et al. Optimization method of MEMS IMU/LADAR integrated navigation system based on Compressed-EKF / Y Hang, J. Liu, R. Li et al. // Location and Navigation Symposium-PLANS 2014. IEEE, 2014. P. 115-120.
13. Heavy lift octocopter [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://versadrones.com/products/heavy-lift-octocopter/> (дата звернения: 22.11.2019).
14. HEHN M., D'ANDREA R. A frequency domain iterative learning algorithm for high-performance, periodic quadrocopter maneuvers // Mechatronics. – 2014. – Vol. 24, Iss. 8. – P. 954-965.
15. J. Liu, L. Zhang // 2014 DGON Inertial Sensors and Systems (ISS). IEEE, 2014. P. 1-15.
16. KHATOON S., SHAHID M., CHAUDHARY H. Dynamic modeling and stabilization of quadrotor using PID controller // IEEE Int. Conference on Advances in Computing, Communications and Informatics (ICACCI), September 24-27, 2014, Delhi, India. – P. 746-750.
17. Krig, S. Computer Vision Metrics: Survey, Taxonomy, and Analysis / S. Krig. // Apress, 2014. 465 p.
18. Kyaw Myat Thu, Gavrilov A. I. Analysis, Design and Implementation of Quadcopter Control System // 2015 5th International Workshop on Computer Science and Engineering: Information Processing and Control Engineering, WCSE 2015-IPCE 2015, BMSTU, Russia, April 15-17, 2015.
19. PEREZ I.C., FLORES-ARAIZA D., FORTOUL-DIAZ J.A., MAXIMO R., GONZALEZ-HERNANDEZ H.G. Identification and PID control for a quadrocopter // IEEE Int. Conference on Electronics, Communications and Computers (CONIELECOMP), February 26-28, 2014, Puebla, Mexico. – P. 77-82.
20. Sayfeddine D. Control of modified quadrotor flying at different angles of attack = Управление модифицированным квадрокоптером при разных углах атаки. / Булгаков А.Г., Сайфеддин Д. // Вибрация 2014.

21. Sayfeddine D. Quadrotor as service provider = Квадрокоптер как средства обеспечения услуг. / Сайфеддин Д. // Инновационное развитие современной науки. Сборник статей. Международной научно- практической конференции. Уфа РИЦ БашГУ. Часть 3. – 2014, С.326-330.
22. Shapovalov I., Soloviev V., Finaev V., Beloglazov D., Zargaryan J., Kosenko E. Influence of internal and external factors on a controlled quadrotor flight // International journal of mathematical models and methods in applied sciences, 2014.
23. Shapovalov I., Soloviev V., Finaev, Beloglazov D., Zargaryan J., Kosenko E. Research of the controlled flight dynamics based on the full and simplified quadrotor models // Advances in Engineering Mechanics and Materials, 2014.
24. Tkachev, S. B. et al. Design of Path Following Method for Unmanned Aerial Vehicles using Normal Forms / S. B. Tkachev, W. Liu // IFAC-Papers OnLine. 2015. № 48 (11). P. 10-15.
25. Tu, Y. et al. The Mobile Robot SLAM Based on Depth and Visual Sensing in Structured Environment / Y. Tu, Z. Huang, X. Zhang // Robot Intelligence Technology and Applications. 2015. P. 343-357.
26. Yi, Z. et al. Tracking control for UAV trajectory / Z. Yi, Y. Xiuxia, Z. Hewei // Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC), 2014 IEEE Chinese. IEEE, 2014. P. 1889-1894.
27. ZHU J., LIU E., GUO S., XU C. A gradient optimization based PID tuning approach on quadrotor // IEEE 27th Chinese Control and Decision Conference (CCDC), May 2325, 2015, Qingdao, China. – P. 1588-1593.
28. Антті Суомалайнен. Безпілотники: автомобілі, дрони, мультикоптери. – М.: ДМК Пресс, 2018. – 120 с. ISBN 978-5-97060-662-9.
29. Бейктал Дж. Конструюємо роботів. Дрони. Керівництво для початківців / Дж. Бейктал; пер. з англ. Ф. Г. Хохлова – М.: Лабораторія знань, 2018. – 233 с. : іл. – (РОБОФІШКИ). – ISBN 978-5-00101-027-2.

30. Білявський А.О., Томашевич С.І. Синтез адаптивної системи управління квадрокоптером методом пасифікації // Управління великими системами. – 2016. – Вип. 63. – С. 155-181.
31. Блум Джеремі. Вивчаємо Arduino: інструменти і методи технічного чарівництва: Пер. с англ. – Спб.: БХВ-Петербург, 2015. – 336 с.: іл. ISBN 978-5-9775-3585-4
32. Важкий квадрокоптер на Arduino Mega 2560. [Електронний ресурс]. Режим доступу: <http://arduino.ru/forum/proekty/tyazhelyi-kvadrokopter-na-arduino-mega-2560/> (дата звернення: 22.11.2019).
33. Все про квадрокоптери та дрони. [Електронний ресурс]. Режим доступу: <https://drongeek.ru/profi/kvadrokopter-na-arduino/> (дата звернення: 22.11.2019).
34. Гаврилов А. І., Чжо Мьят Ту, Буднікова Е. А. Синтез Системи Автоматичного Управління квадрокоптером // Зб. науч. Тр. «Управління В Морських І Аерокосмічних Системах» (УМАС-2014), 7-9 жовтня 2014 г., Санкт-Петербург. С. 621-624.
35. Гур'янов А. Е. Моделювання управління квадрокоптера // Інженерний вісник, 2014 №8, С. 4.
36. Дівеєв, А. І. та ін. Метод ідентифікаційного синтезу управління і його застосування до мобільного роботу / А. І. Дівеєв, Е. А. Софронова, Е. Ю. Шмалько // Інформаційні та математичні технології в науці та управлінні. 2016, №2 . С. 53-61.
37. Збираємо найпростіший квадрокоптер своїми руками. [Електронний ресурс]. Режим доступу: <https://geekgadgets.ru/kvadrokoptery/sobiraem-prostejshij-kvadrokopter-svoimi-rukami/> (дата звернення: 22.11.2019).
38. Зенкевич С.Л., Галустьян Н.К. Децентралізоване управління групою квадрокоптерів // Мехатроніка, автоматизація, управління. 2016. №11. С 774-782.

39. Зенкевич С.Л., Галустьян Н.К. Розробка математичної моделі і синтез алгоритму кутовий стабілізації руху квадрокоптера // Мехатроніка, автоматизація, управління. 2014. № 3. С 27-32.
40. Зенкевич С.Л., Галустьян Н.К. Синтез і апробація алгоритму управління рухом квадрокоптера по траєкторії // Мехатроніка, автоматизація, управління. 2015. № 8. С 530-535.
41. Іванов Д. Я. Побудова формацій в групах квадрокоптерів з використанням віртуального ладу // Праці XII Всеросійська нарада з проблем управління ВСПУ. 2014. С. 1971-1978.
42. Іванов Д. Я. Рішення стройової завдання в групі безпілотних квадрокоптерів // Известия ПФУ. Технічні науки. 2014. С. 138-147.
43. Іго Т. Arduino, датчики і мережі для зв'язку пристроїв: Пер. з англ. – 2ге-вид. – СПб.: БХВ-Петербург, 2015. – 544 с.: іл. ISBN 978-5-9775-3566-3.
44. Історія створення Arduino. [Електронний ресурс]. Режим доступу: https://arduino.ua/art2-arduino_istoriya_sozdaniya%20%d0%92%d0%b7%d1%8f%d1%82%d0%be%20%d1%81%d0%be%20%d1%81%d1%82%d1%80%d0%b0%d0%bd%d0%b8%d1%86%d1%8b:%20https://author24.ru/readyworks/diplomnaya_rabota/informacionnye_tehnologii/239251// (дата звернення: 22.11.2019).
45. Канатніков А.Н., Акопян К.Р. Управління плоским рухом квадрокоптера // Математика і математичне моделювання. МГТУ ім. Н.е. Баумана. – 2015. – №2. – С. 23-36.
46. Карвінен, Теро, Карвінен, Кіммо, Валтокарі, Віллі. Робимо сенсори: проекти сенсорних пристроїв на базі Arduino і Raspberry Pi.:Пер. з англ. – М. : ТОВ "І.Д. Вільямс": 2015. – 432 с.: іл. – Парал. тит. англ. ISBN 978-5-8459-1954-0 (рос.)
47. Квадрокоптер – що це таке? [Електронний ресурс]. Режим доступу: <https://sergeydolya.livejournal.com/778934.html> (дата звернення: 22.11.2019).
48. Квадрокоптер – як все починалося? [Електронний ресурс]. Режим доступу: <https://habr.com/ru/post/384163/> (дата звернення: 22.11.2019).

49. Квадрокоптер з камерою: вибір кращого дрона. [Електронний ресурс]. Режим доступу: <https://quadrone.ru/blog/stati/top-kvadrokoptery-s-kameroyu/> (дата звернення: 22.11.2019).
50. Квадрокоптер на Arduino своїми руками з нуля [Частина 3]. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://cediy.ru/blog/article/kvadrokopter-na-arduino-svoimi-rukami-s-nulya-chast-3-2411181026/> (дата звернення: 22.11.2019).
51. Квадрокоптер на Arduino своїми руками. [Електронний ресурс]. Режим доступу: <http://arduino-diy.com/arduino-kvadrokopter-svoimi-rukami/> (дата звернення: 22.11.2019).
52. Квадрокоптер на Arduino. [Електронний ресурс]. Режим доступу: <https://usamodelkina.ru/6824-kvadrokopter-na-arduino.html/> (дата звернення: 22.11.2019).
53. Квадрокоптер на Ардуіно своїми руками. [Електронний ресурс]. Режим доступу: <https://my-quadrocopter.ru/reviews/kvadrokopter-na-arduino-svoimi-rukami/> (дата звернення: 22.11.2019).
54. Кілбі, Т. Дронь з нуля: Пер. з англ. / Т. Кілбі, Б. Кілбі. – СПб .: БХВ-Петербург, 2016. — 192 с.: іл. ISBN 978-5-9775-3729-2
55. Конспект лекцій за дисципліною «Моделювання СУ», 5 семестр, Пасічник С.М. [Текст] – Харків: Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ».
56. Arduino create. [Електронний ресурс]. Режим доступу: <https://create.arduino.cc/> (дата звернення: 22.11.2019).
57. Arduino Micro Quadcopter. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.instructables.com/id/Arduino-micro-Quadcopter/> (дата звернення: 22.11.2019).
58. Arduino Nano V3. [Електронний ресурс]. Режим доступу: <https://arduino.ua/prod166-arduino-nano-v3-0-avr-atmega328-p-20au-s-kabelem-mini-usb-i-raspayannimi-razyomami/> (дата звернення: 22.11.2019).

59. Arduino-технологія. Среда разработчика. [Електронний ресурс]. Режим доступу: <http://arduino-tech.ru/sreda-razrabotchika/> (дата звернення: 22.11.2019).
60. Контролер для квадрокоптера на базі Arduino своїми руками. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://arduino-diy.com/arduino-kontroller-dlya-kvadrokoptera-svoimi-rukami/> (дата звернення: 22.11.2019).
61. Корнілов В. А. Система управління мультикоптером / В.А. Корнілов, Д.С. Молодяков, Ю.А. Синявська. // Електронний журнал «Праці МАІ». – 2015. – № 62. – С. 1-8.
62. Круглова Т.Н. // «Інженерний вісник Дона», 2014, №1 – Режим доступу: <http://vww.v.ivdon.ru/magazine/archive/nlv2014/2293/> (дата звернення: 22.11.2019).
63. Кулік, А.С. Конспект лекцій з курсу «Теорія автоматичного управління» / А.С. Кулік / Текст / – Х.: ХАІ, 2013.
64. Кулік, А.С. Розрахунок і проектування елементів і систем управління / А.С. Кулік / Текст / – Х.: ХАІ, 1986. – 108 с.
65. Кулік, А.С. Словник термінів по системам управління літальних апаратів / А.С. Кулік, А.Г. Гордін, В. І. Кортунов, В.Ф.Сімонов, Ю.Н. Соколов / Текст / – Х.: ХАІ, 2001. – 224 с.
66. Макаров С. Л. Arduino Uno і Raspberry Pi 3: від схемотехніки до інтернету речей, 2018. – ДМК Пресс: 204 с.
67. Марк Геддес. 25 крутих проектів з Arduino, 2019. – 273 с.
68. Математична модель БПЛА в умовах руху з збурюючим впливом Васильєв Є.М., Мельник Н.О. [Електронний ресурс] Журнал «Вісник Воронежського державного технічного університету», 2015р. – 96 с.
69. Мікрін, Е. А. Бортові комплекси управління космічних апаратів / Е. А. Мікрін // М.: Видавництво МГТУ ім. Н. Е. Баумана. 2014 г. 246 с.
70. Морозова Н. С. Управління рухом ладу для мультиагентної системи, що моделює автономних роботів. Вісник московського університету, серія 15, Обчислювальна математика і кібернетика, № 4, 2015, С. 23-31.

71. Налагодження IDE Arduino для генерації лістингу на асемблері. [Електронний ресурс]. Режим доступу: <https://tsibrov.blogspot.com/2019/06/ide-arduino-disassembling.html/> (дата звернення: 22.11.2019).
72. Орлов Б.В., Мазінг Г.Ю., Рейдель А.Л., Степанов М.Н., Топчєєв Ю.І. – Основи проектування ракетно-прямоточних двигунів для безпілотних літальних апаратів, 2014.
73. Павловський В.Є., Савицький А.В. Дослідження оберненої задачі для обчислення керуючих впливів для квадрокоптера. // Препринти ІПМ ім. М. В. Келдиша. 2017. № 17. 20 с.
74. Павловський В.Є., Яцун С.Ф., Ємельянова О.В., Савицький А.В. Моделювання та дослідження процесів управління квадрокоптера // Робототехніка і технічна кібернетика, 2014. № 4(5). С. 49-57.
75. Переривання в Ардуіно. Частина 1. [Електронний ресурс]. Режим доступу: <https://tsibrov.blogspot.com/2019/05/arduino-interrupts-part1.html/> (дата звернення: 22.11.2019).
76. Перший квадрокоптер: історія появи. [Електронний ресурс]. Режим доступу: <https://robo-sapiens.ru/stati/pervyyi-kvadrokopter-istoriya-poyavleniya/> (дата звернення: 22.11.2019).
77. Петін В.А. Проекти з використанням контролера Arduino. – 2ге вид., Перераб. і доп. – СПб.: БХВ-Петербург, 2015. – 464 с. : іл. – (Електроніка) ISBN 978-5-9775-3550-2.
78. Пишемо свою бібліотеку для Ардуіно за 10 хвилин. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://cediy.ru/blog/article/pishem-svoyu-biblioteku-dlya-arduino-za-10-minut-0606192224/> (дата звернення: 22.11.2019).
79. Попков, Н. П. Аеродинаміка і динаміка польоту легких літаків: Курс лекцій / Н. П. Попков // М. : Видання АБН аеро, 2014. 232 с.
80. Програмуємо квадрокоптер на Arduino (частина 1) [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://habr.com/ru/post/227425/> (дата звернення: 22.11.2019).

81. Радіо на RDA5807M. Частина 1. [Електронний ресурс]. Режим доступу: <https://tsibrov.blogspot.com/2019/11/rda5807m-part1.html/> (дата звернення: 22.11.2019).
82. Розробка квадрокоптера: ідеї та приклади. [Електронний ресурс]. Режим доступу: <https://klona.ru/blog/promyshlennyu-dizayn/razrabotka-kvadrokoptera-idei-i-primeri/> (дата звернення: 22.11.2019).
83. Розробка керуючих програм промислових роботів / А.С. Климчик Р.І. Гомолицкий Ф.В. Фурман К.І. Сьомкін – Курс лекцій для студентів – С. 131
84. С. Монк. Програмуємо Arduino. Професійна робота зі скетчами. – СПб.: Пітер, 2017. ISBN 978-5-496-02385-6
85. Савінський, Ю.Е. Світ вертольота. – Москва: Тріумф, 2014. – 85 с.
86. Сайфеддін Д. Нейросетевая система відстежування місцеположення динамічного агента на базі квадрокоптера. / Сайфеддін Д., Булгаков
87. Сайфеддін Д. Нейросетевая система регулювання вбудованого двовісного мікро електромеханічного гіроскопа для квадрокоптера. / Булгаков А.Г., Круглова Т.Н., Сайфеддін Д. // Дослідження Наукограда науковий журнал №3. – 2014. С.
88. Саличев, О. С. та ін. Інтегрована безплатформенна система навігації середньої точності для безпілотного літального апарату / О. С. Саличев, В. Є. Григор'єв, Н. Н. Макаров. Патент РФ 2539140, публікація патенту:10.01.2015.
89. Система управління БПЛА для польоту на малих висотах / Т.В. Білоцерківський – Національний технічний університет України.
90. Система управління польотом квадрокоптера і планування траєкторії методами оптичної одометра [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.konf.x-pdf.ru/18tehnicieskie/681220-2-sistema-upravleniya-poletomkvadrokoptera-planirovanie-traektorii-metodami-opticheskoy-odometrii.php> (дата звернення: 22.11.2019).
91. Тактирование Ардуіно від внутрішнього РС-генератора. [Електронний ресурс]. Режим доступу:

<https://tsibrov.blogspot.com/2018/12/arduino-internal-rc.html/> (дата звернення: 22.11.2019).

92. Уроки Ардуіно – масиви що це і як їх використовувати [одномірні, індексні]. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://cediy.ru/blog/article/uroki-arduino-massivy-chno-eto-i-kak-ikh-ispolzovat-odno-2702191803/> (дата звернення: 22.11.2019).

93. Фінаєв В.І., Шаповалов І.О., Мельниченко А.С. Моделювання польоту квадрокоптера при застосуванні ПД-регулювання // Матеріали Всеросійської наукової конференції. Ч. 1. – Таганрог, 2014.

94. Фомічов, А. В. та ін. Розробка алгоритму швидкої компенсації похибок комплексірованне інерціально-супутників системи навігації малогабаритних безпілотних літальних апаратів в умовах складного середовища / А. В. Фомічов, Л. Тань // Наука і освіта. 2015. № 10. С. 252-270.

95. Чжо Мьят Ту, Моделювання Системи Автоматичного Управління квадрокоптера // Наука і освіта. МГТУ ім. Н.е. Баумана. Електрон. журн. 2014. №11. Режим доступу: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/741283.html> (дата звернення 22.11.2019).

96. Що таке квадрокоптер, навіщо потрібен, ціни, виробники, хто винайшов. [Електронний ресурс]. Режим доступу: <https://mykvadrocopter.ru/chno-takoe-kvadrocopter/> (дата звернення: 22.11.2019).

97. Що таке квадрокоптер? Як він влаштований і навіщо потрібен? [Електронний ресурс]. Режим доступу: <https://mirquadrocoptero.ru/obshhie-voprosy/chno-takoe-kvadrocopter.html> (дата звернення: 22.11.2019).

98. Юшкін Д. А., Євдокимов С. А. Розробка адаптивного нечіткого ПД-регулятора системи автоматичного управління і стабілізації мультіроторного БПЛА типу квадрокоптер // Актуальні проблеми сучасної техніки, науки і освіти, 2015. Т. 2, № 1. С. 194-198.

99. Яценков В. С. Електроніка. Твій перший квадрокоптер. Теорія і практика // СПб.: БХВ-Петербург. – 2017.

ДОДАТОК А

Таблиця 1 – Патентний пошук

Патент № 1	
№ патенту	65275
Дата	25.11.2011
Автори	Джуглаков Віталій Георгійович; Руденко Кирило Ігорович; Ведерникова Оксана Григорьевна; Винник Ксенія Вікторівна; Кісс Денис Сергійович
Організація	Національний аерокосмічний університет ім. Н.С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»
Країна	Україна
Назва	Відмовостійкий блок вимірювачів параметрів руху мультіроторного літального апарату
Мета винаходу	Підвищення стабільності, а також точності і надійності мультіроторного літального апарату щодо існуючих систем орієнтації і навігації безпілотного мультіроторного літального апарату.
Метод і спосіб досягнення мети	До стандартної комплектації вимірювального блоку був доданий додатковий акселерометр, аналого-цифровий перетворювач, входи якого пов'язані з датчиками кутової швидкості і акселерометром, а вихід підключений до головного вимірювального мікроконтролера, і два розташовані в перпендикулярних площинах, з вбудованим аналого-цифровим перетворювачем і інтерфейсом зв'язку, інтегровані компаси – висотоміри, виходи яких пов'язані з головним вимірювальним мікро контролером і дублюючим вимірювальним мікро контролером, які з'єднані з центральним обчислювальним модулем за окремими локальними інформаційним шинам.
Результат	Була підвищена точність, стабільність і надійність мультіроторного літального апарату завдяки можливості самотестування датчиків кутової швидкості з вбудованими датчиками температури і акселерометрів, які вимірюють лінійні прискорення.
Недоліки	До недоліків даної системи управління безпілотним мультіроторним коптером відноситься нестабільність, потреба в нелінійному контролі, зміщення гіроскопических датчиків щодо центру пов'язаної системи координат, що призводить до появи помилок при вирішенні навігаційної задачі.
Патент № 2	
№ патенту	11582
Дата	16.01.2006
Автори	Симонов Володимир Федорович, Бандура Іван Миколайович, Амелін Сергій Вікторович

Продовження таблиці 1 – Патентний пошук

Організація	Національний аерокосмічний університет ім. Н.С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»
Країна	Україна
Назва	Система стабілізації безпілотної літального апарату
Мета винаходу	Завданням корисної моделі є підвищення якості перехідних процесів, підвищення швидкості, точності управління під час польоту і виконання маневрів.
Метод і спосіб досягнення мети	Рішення поставленого завдання досягається тим, що в систему стабілізації безпілотної літального апарату, що містить порівняльний пристрій, перший суматор, підсилювач, рульовий привід і датчики кута тангажу і кутової швидкості тангажа, відповідно до винаходу введений обчислювач, з'єднаний з виходом першого суматора і входом рульового приводу об'єкта управління і фільтр, з'єднаний з виходом датчика кута тангажу і порівняльний пристроєм. Крім того, фільтр, встановлений в колі зворотного зв'язку по куту тангажа і містить послідовно з'єднані компаратор, елемент затримки, тригер, електронний ключ, обмежувач рівня сигналу і третій суматор. Крім того, обчислювач містить послідовно з'єднані блок вибору нелінійності, перший блок управління, другий акумулятор і блок формування керуючих сигналів; між другим виходом блоку вибору нелінійності і другим входом другого суматора підключений другий блок управління.
Результат	Введення в двоконтурну систему аналогового обчислювача і фільтра істотно підвищує якість перехідних процесів, швидкодію системи, точність управління під час польоту і виконання маневрів.
Недоліки	Недоліком цієї системи є те, що управління здійснюється в припущенні того, що швидкість польоту є постійною.
Патент № 3	
№ патенту	29176
Дата	10.01.2008
Автори	Симонов Володимир Федорович, Суботів Анатолій Максимович, Амеліна Ірина Вікторівна.
Організація	Національний аерокосмічний університет ім. Н.С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»
Країна	Україна
Назва	Пристрій для кутової стабілізації безпілотної літального апарату
Мета винаходу	Завданням корисної моделі є забезпечення працездатності системи управління, необхідної точності управління і якості перехідних процесів при наявності відмов перетворювача аналог-код.

Продовження таблиці 1 – Патентний пошук

Метод і спосіб досягнення мети	Рішення поставленого завдання досягається тим, що до складу пристрою кутовий стабілізації безпілотної літального апарату, що містить датчик відхилення кутового положення літального апарату від програмного значення, перший перетворювач аналог-код, форсуючі ланка, перетворювач код-аналог, рульовий привід органів управління, перший, другий, третій і четвертий блоки інтегрування, перший, другий і третій інвертори, перший і другий блоки виділення знака сигналу, блок визначення функції зрушення і суматор, відповідно до винаходу введені додатково перший, другий, третій електронні ключі, джерело еталонного сигналу, другий перетворювач аналог-код, мультиплексор і мікропроцесор.
Результат	Введення до складу пристрою додатково першого, другого, третього електронного ключів, джерела еталонного сигналу, другого перетворювача аналог-код, мультиплексори і мікропроцесора дозволяє забезпечити відмовостійкість системи управління безпілотним літальним апаратом під час польоту і виконання ним маневрів і наявності відмов перетворювача аналог-код.
Недоліки	Недоліком цього пристрою є те, що не забезпечується парировання можливих відмов перетворювача аналог-код під час польоту і виконання літаком маневрів.
Патент № 4	
№ патенту	2002106771/09
Дата	15.03.2002
Автори	Нікольцев В.А., Коржавин Г.А., Симановский І.В., Подоплєкін Ю.Ф., Войнов Е.А., Горбачов Е.А., Яковлєв В.М., Іванов В.П., Єфремов Г.А., Леонов А.Г., Царьов В.П., Бурганський А.І., Зімін С.М., Артамасов О.Я., Сема А.Н.
Організація	Федеральне державне унітарне підприємство "Центральний науково-дослідний інститут" Граніт "
Країна	Росія
Назва	Бортова апаратура систем управління безпілотним літальним апаратом
Мета винаходу	Високоточне наведення БПЛА на меті
Метод і спосіб досягнення мети	Пристрій містить систему управління рухом (СУД) і систему виявлення і самонавігації (СОСН), при цьому СУД містить датчик кутових швидкостей, інерційних блок, ЦВМ, радіовисотомір, пристрій перетворення інформації, підсилювально-перетворювальне пристрій рульових приводів, кермові агрегати, магістраль інформаційного обміну, а СОСН містить ЦВМ, систему електроживлення, пристрій обробки сигналів і управління, приймальний пристрій, антенний пристрій, передавальний пристрій, магістраль інформаційного обміну.

Продовження таблиці 1 – Патентний пошук

Результат	Технічним результатом є створення комплексу бортових систем управління безпілотним літальним апаратом, що володіє широкими можливостями адаптації до умов польоту і складається помеховою обстановці для забезпечення високоточної наведення на ціль.
Недоліки	Пристрій має слабку відмовостійкість
Патент № 5	
№ патенту	2015141137/11
Дата	29.09.2015
Автори	Камальдінова Рауза Абдулхаковна, Петров Андрій Борисович, Пучков Олександр Михайлович, Тацюк Дмитро Григорович, Жданович Надія Павлівна, Тарасов Володимир Ілліч, Шеломанов Дмитро Олексійович
Організація	Федеральне державне унітарне підприємство "Московське дослідно-конструкторське бюро" Марс "(ФГУП МОКБ" Марс ")
Країна	Росія
Назва	Спосіб формування нелінійного адаптивного цифроаналогового сигналу стабілізації кутового положення безпілотного літального апарату і система стабілізації для його здійснення
Мета винаходу	Поліпшення способу і системи стабілізації кутового положення безпілотного літального апарату
Метод і спосіб досягнення мети	Для формування нелінійного адаптивного цифроаналогового сигналу стабілізації кутового положення задають і вимірюють цифровий сигнал кутового положення, вимірюють аналоговий сигнал кутової швидкості, формують цифровий сигнал неузгодженості і перетворюють його в аналоговий, вимірюють сигнал швидкісного напору, формують обмеження сигналу запізнювання в адаптивній функції і заданого сигналу кутового положення в адаптивній функції в залежності від сигналу швидкісного напору, формують сигнал неузгодженості, як різниця між сформованими обмеженими сигналами, формують вихідний сигнал певним чином. Система стабілізації містить цифровий датчик кута, датчик кутової швидкості, цифровий задатчик кута, цифровий блок порівняння, цифроаналоговий перетворювач, підсумовує підсилювач, виконавчий пристрій, елемент запізнювання зворотного зв'язку, датчик швидкісного напору, два адаптивних обмежувача, з'єднаних певним чином.
Результат	Забезпечується підвищення точності системи стабілізації, зменшення коливальності координат процесу управління.
Недоліки	Складність виготовлення системи.
Патент № 6	
№ патенту	58777942
Дата	30.11.2015

Продовження таблиці 1 – Патентний пошук

Автори	Chih-Ming, Yang; Kuang-Shine Fu; Ho-Chung, Lu; Ying-Cherng , Chiou; Chih-Ming
Організація	Центр досліджень і розробок Metal Industries
Країна	США
Назва	Літаки з декількома роторами і метод управління
Мета винаходу	Спосіб керування літальним апаратом, зокрема, літак з декількома роторами на основі Неліпшіцкой характеристики і способу управління
Метод і спосіб досягнення мети	У літальному апараті з декількома роторами інерційний навігаційний елемент застосовується для вимірювання положення польотного літака з кількома роторами (наприклад, поточного кута тангажу, поточного кута повороту нишпорення і поточний кут крену), а функція помилки, приймається для отримання функцій оцінки орієнтації і функцій регулювання посилення, щоб регулювати приріст управління і ставлення польоту.
Результат	Значення помилки між поточною позицією і цільовою позицією досягає швидкого ефекту збіжності, що забезпечує надійну адаптивну систему управління.
Недоліки	Відсутня система навігації.
Патент № 7	
№ патенту	JP2018108775
Дата	12.07.2018
Автори	Hirajo Daisuke; Yoshihara Masanori; Yoshiyama Hiroaki; Matsumura Daisuke; Niwa Tomoharu; Shinomiya Takashi
Організація	YAMAHA MOTOR CO LTD
Країна	Японія
Назва	Multicopter
Мета винаходу	Забезпечити вертоліт, який може літати в будь-якому напрямку і може рухатися в певному напрямку швидко.
Метод і спосіб досягнення мети	Вертоліт містить: чотири одиночних ротора і дві пари коаксіальних обертових роторів. Ці вісім роторів передбачені в вершинах шестикутника і розташовані симетричним чином до першої лінії, яка проходить через центральну точку шестикутника.

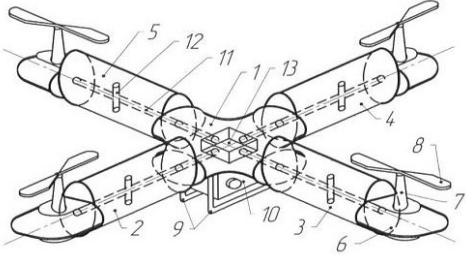
Продовження таблиці 1 – Патентний пошук

Результат	
Недоліки	Не описана система управління апаратом.
Патент № 8	
№ патенту	116776
Дата	12.06.2017
Автори	Савицький Микола Васильович, Лисиця Вадим Вадимович, Большаков Володимир Іванович, Бауск Євген Андрійович, Шатов Сергій Васильович
Організація	Державний вищий навчальний заклад "Придніпровська державна академія будівництва та архітектури"
Країна	Україна
Назва	Квадрокоптер
Завдання винаходу	Вдосконалення квадрокоптера, в якому за рахунок особливостей виконання та наявності нових елементів, досягається підвищення ефективності його використання.
Результат	Квадрокоптер, що містить раму з балками та консолями з роторами і гвинтами, який відрізняється тим, що він додатково оснащений механізмами повороту консолей, встановленими шарнірно відносно балок рами. Поставлена задача вирішується тим, що квадрокоптер, що містить раму з балками та консолями з роторами і гвинтами, згідно з корисною моделлю, додатково оснащений механізмами повороту консолей, встановленими шарнірно відносно балок рами.
Недоліки	Нездатність змінювати свої габаритні розміри, що ускладнює або робить неможливим його використання при обстеженні об'єктів з обмеженим простором польоту. Це призводить до зменшення ефективності використання квадрокоптера
Патент № 9	
№ патенту	116551
Дата	25.05.2017
Автори	Еспендаров Арсен Ахедович, Шатов Сергій Васильович, Савицький Микола Васильович, Бауск Євген Андрійович, Большаков Володимир Іванович

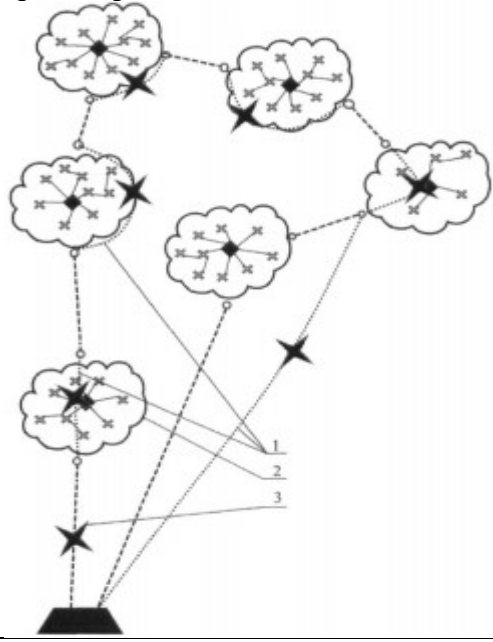
Продовження таблиці 1 – Патентний пошук

Організація	Державний вищий навчальний заклад "Придніпровська державна академія будівництва та архітектури"
Країна	Україна
Назва	Квадрокоптер
Завдання винаходу	Вдосконалення квадрокоптера, в якому за рахунок особливостей його виконання та наявності нових елементів, досягається підвищення ефективності його використання.
Результат	<p>Квадрокоптер містить раму та консолі з роторами і гвинтами. Консолі відносно рами встановлені з можливістю радіального переміщення.</p> <p>Поставлена задача вирішується тим, що у квадрокоптері, який містить раму, консолі та ротори з гвинтами, згідно з корисною моделлю, консолі відносно рами встановлені з можливістю радіального переміщення.</p> 
Недоліки	Складність його утримання у стійкому положенні на малій швидкості. Це ускладнює його використання для обстеження об'єктів, а також нездатність змінювати габаритні розміри. Це ускладнює його використання у обмежених умовах польоту, наприклад для обстеження технічного стану окремих частин споруд.
Патент № 10	
№ патенту	112948
Дата	10.01.2017
Автори	Савицький Микола Васильович, Еспендаров Арсен Ахедович, Большаков Володимир Іванович, Бауск Євген Андрійович, Шатов Сергій Васильович
Організація	Державний вищий навчальний заклад "Придніпровська державна академія будівництва та архітектури"
Країна	Україна
Назва	Квадрокоптер
Завдання винаходу	Вдосконалення квадрокоптера, в якому за рахунок особливостей його виконання та наявності нових елементів, досягається підвищення ефективності його використання.

Продовження таблиці 1 – Патентний пошук

Результат	<p>Поставлена задача вирішується тим, що у квадрокоптері, який містить раму, балки, консолі та ротори з гвинтами, відповідно до корисної моделі, балки відносно рами та консолей встановлені з можливістю повороту на 90°. Під час польоту у штатному режимі працюють ротори 7 з гвинтами 8. Балки 2, 3, 4 і 5 розташовані вертикально (Фіг. 1). Таким чином, виконання квадрокоптера з балками 2, 3, 4 та 5, встановленими з можливістю повороту на 90° відносно рами 1 та консолей 6, підвищує ефективність його використання за рахунок зменшення імовірності пошкодження.</p> 
Недоліки	<p>Складність його утримання у стійкому положенні на малій швидкості. Це ускладнює його використання для обстеження об'єктів, а також нездатність планування при відключенні роботи роторів. Це призводить до його падіння та пошкодження.</p>
Патент № 11	
№ патенту	112958
Дата	10.01.2017
Автори	Джоболда Олексій Валерійович, Большаков Володимир Іванович, Савицький Микола Васильович, Шатов Сергій Васильович, Бауск Євген Андрійович
Організація	Державний вищий навчальний заклад "Придніпровська державна академія будівництва та архітектури"
Країна	Україна
Назва	Мультикоптер
Завдання винаходу	Вдосконалення мультикоптера, в якому за рахунок особливостей його виконання та наявності нових елементів, досягається підвищення ефективності його використання.
Результат	<p>Поставлена задача вирішується тим, що мультикоптер з рамою, консолями та роторами з гвинтами, відповідно до корисної моделі, оснащений додатковою рамою з консолями та роторами з гвинтами, встановленою над основною рамою з можливістю повороту на 45°. Оснащення мультикоптера додатковою рамою з консолями та роторами з гвинтами, встановленою над основною рамою з можливістю повороту на 45, підвищує ефективність його використання за рахунок зменшення імовірності пошкодження.</p>
Недоліки	<p>Складність його утримання у стійкому положенні на малій швидкості. Це ускладнює його використання для обстеження об'єктів.</p>

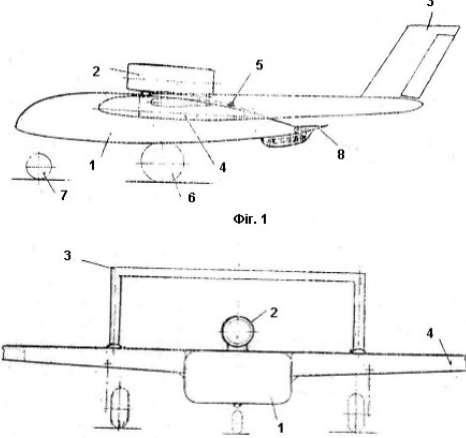
Продовження таблиці 1 – Патентний пошук

Патент № 12	
№ патенту	118921
Дата	28.08.2017
Автори	Ткачов Віталій Миколайович, Токарев Володимир Володимирович
Організація	Харківський національний університет радіоелектроніки
Країна	Україна
Назва	Спосіб передачі цифрових даних мультикоптерною системою між сегментами розподіленої сенсорної мережі та базовою станцією.
Завдання винаходу	Гарантованої доставки даних з вузлів їх збору сенсорної мережі (мережі датчиків) до базової станції (системи збереження або накопичення даних).
Результат	<p>Поставлена задача вирішується тим, що у способі передачі цифрових даних мультикоптерною системою між сегментами розподіленої сенсорної мережі та базовою станцією, що містить операції зчитування, збереження та передачу даних, згідно з корисною моделлю, що здійснюють гарантовану доставку даних від джерел даних до системи їх обробки за допомогою мультикоптерної транспортної системи.</p> 
Недоліки	Відсутність рішень щодо вирішення задачі згасання рівня корисного сигналу разі наявності стороннього електромагнітного поля, яке може перешкоджати передачі даних між вузлами та базовою станцією; відсутні рішення щодо накопичення даних у разі неможливості їх передачі до базової станції.
Патент № 13	
№ патенту	118607
Дата	10.08.2017

Продовження таблиці 1 – Патентний пошук

Автори	Сафронов Роман В'ячеславович, Барсуков Олександр Миколайович, Севостьянов Юрій Валерійович, Каратеев Станіслав Михайлович
Організація	Харківський національний університет повітряних сил імені Івана Кожедуба
Країна	Україна
Назва	Азимутальний канал системи РСБН-4Н з перепрограмовуваним контролером "arduino uno"
Завдання винаходу	Створити азимутальний канал системи РСБН4Н з перепрограмовуваним контролером "ARDUINO UNO", який забезпечить стабільність формування радіонавігаційних сигналів незалежно від нестабільної частоти обертання направленої антени КП азимутального каналу РСБН-4Н.
Результат	<p>Азимутальний канал системи РСБН-4Н з перепрограмовуваним контролером "ARDUINO UNO", що містить комбінований азимутально-опорний радіопередавач, сервопривід, колонну приводу азимутальної антени, блок управління сервоприводом направленої антени, ненаправлену та направлену антени, який відрізняється тим, що додатково введено перепрограмований контролер типу "ARDUINO UNO" та ПЕОМ типу «NOTEBOOK» з встановленим відповідним програмним забезпеченням та інтерфейсом USB.</p>
Недоліки	Нестабільна частота обертання направленої антени КП, внаслідок чого в бортовій радіотехнічній системі ближньої навігації (РСБН-С), яку встановлено на літальному апараті, вимірювання значень азимуту проходить з великою похибкою, що призводить до дезорієнтації літального апарату у повітряному просторі.
Патент № 14	
№ патенту	71997
Дата	10.08.2012
Автори	Переверзев Олександр Михайлович, Священко Юрій Іванович, Харченко Володимир Петрович, Корченко Вячеслав Павлович
Організація	Національний авіаційний університет (НАУ)
Країна	Україна
Назва	Безпілотний літальний апарат (бпла-сп)

Продовження таблиці 1 – Патентний пошук

Завдання винаходу	Спрощення та облегшення БПЛА подібної конструкції, де використовується "ефект Коанда"
Результат	<p>Безпілотний літальний апарат, що містить крило, оперення, фюзеляж у вигляді крила надмалого подовження з обшивкою та каркасом, керовану закінцівку на кінці фюзеляжу, двигун на пілоні над фюзеляжем зі зрізом сопла, близьким до кругового, який відрізняється тим, що на фюзеляжі за двигуном виконана у формі рівнобічної трапеції у плані рухома ділянка обшивки фюзеляжу, скріплена жорстко з фюзеляжем у своїй задній частині по широкій основі вказаної трапеції, перпендикулярній повздовжній осі двигуна, причому на рухомій ділянці обшивки знизу закріплена рама, до якої одним кінцем шарнірно закріплений циліндр приводу, а іншим він шарнірно закріплений на каркасі фюзеляжу, при цьому рухома ділянка обшивки виконана з можливістю відхилення до притискання своєю передньою частиною до зрізу сопла.</p>  <p style="text-align: center;">Фіг. 1</p>
Недоліки	На малих швидкостях (на зльоті та посадці) така носова частина не дає суттєву прибавку до підйомної сили, а значить і кабувального моменту.

ДОДАТОК Б

```

clear;
clc;
%===== SASPID
%-----Koeffconst
%servo
Ksp=2.29;
%airplan
Ksu=50.68; Ksf=50.68;
%sensor
Kd=0.63;
%уселитель
Kpp=2.2;
% система
K=Ksp*Ksu*Kd*Kpp; Kf=-Ksf; Kpr=Ksp*Ksu*Kpp; Kprf=-Ksf;
%-----Кoeffициенты неизменяемой части
%-----Коефициенти незмінної частини
% числитель
% чисельник
b0=256.44;
% знаменатель
% знаменник
a0=0.1; a1=1; a2=1; a3=0;
%=====Постоянные времени КЭ
%=====Сталі часу КЕ
% числитель
% чисельник
Tk1=0.5:0.1:5;
%знаменатель
% знаменник
Tk2=0.0005:0.001:0.005;
%-----
nt1=length(Tk1);
nt2=length(Tk2);
for i=1:nt1 % построение линий уровня запасов устойчивости
% побудова ліній рівня запасів стійкості
for j=1:nt2 % в плоскости параметров КЭ
% у площині параметрів КЕ
% передаточные функции разомкнутой системы
% передавальні функції розімкненої системи
Wk1=tf(K);
Wk2=tf([Tk1(i) 1],[Tk2(j) 1]);
Woau=tf([b0],[a0 a1 a2]);

Wk=series(Wk1,Wk2);
W=series(Wk,Woau);

[A,om]=sigma(W);
L=abs(20.*log10(A));
[Lmin,k1]=min(L);

omcp(j,i)=om(k1);

[mag,phase]=bode(W,omcp(j,i));
fiz(j,i)=180+phase;

[mag1,phase1,om1]=bode(W);
phase1m=abs(180+phase1);
[phasemin,k2]=min(phase1m);

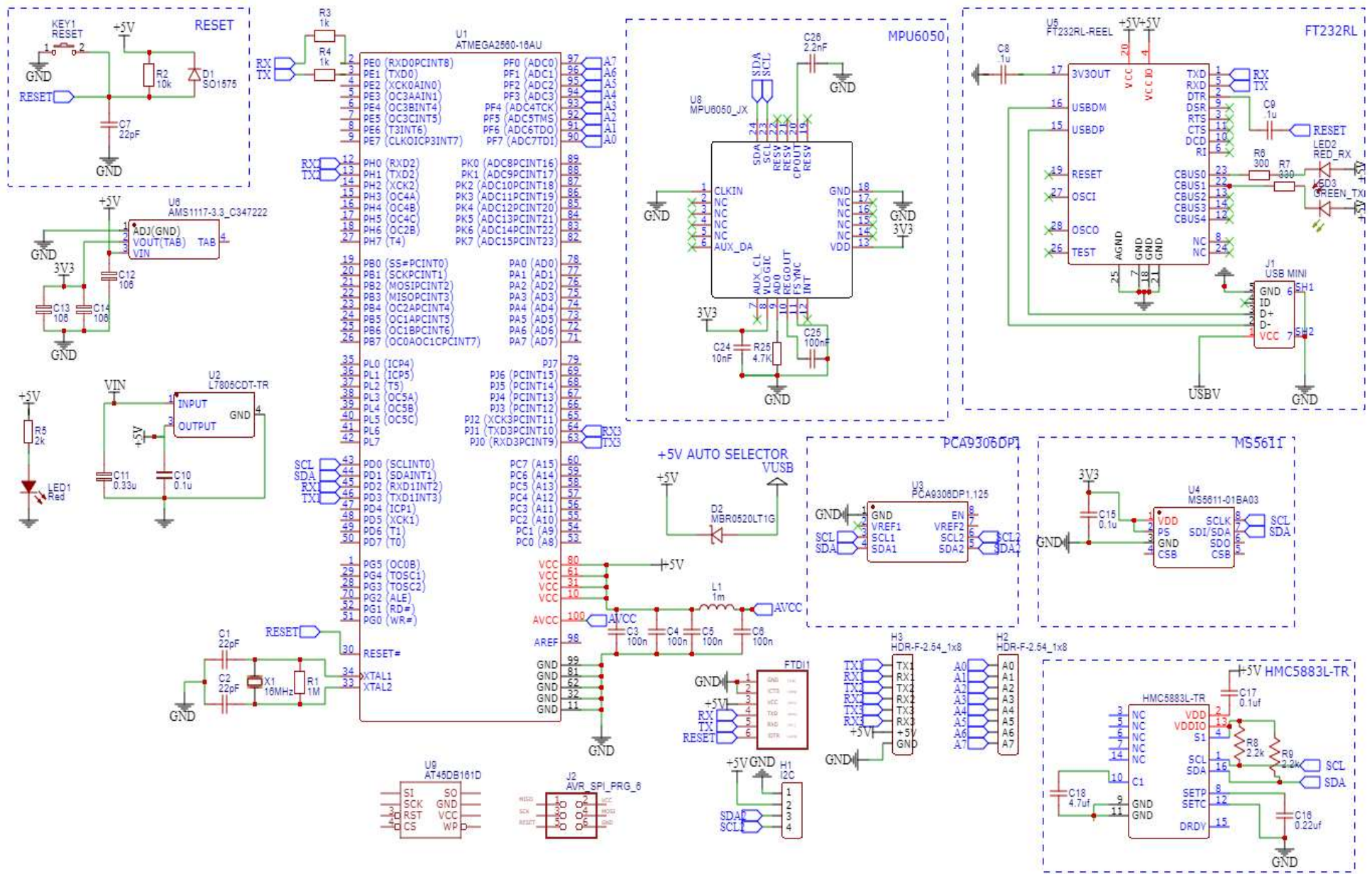
ompi(j,i)=om1(k2);

[mag2,phase2]=bode(W,ompi(j,i));

```

```
Lz(j,i)=-20*log10(mag2);
end
end;
figure(1);
[c,h]=contour(Tk1,Tk2,Lz,10); clabel(c, h);grid on;
xlabel('Tk1');ylabel('Tk2');title('Lz');
figure(2);
[c,h]=contour(Tk1,Tk2,fiz,10); clabel(c, h);grid on;
xlabel('Tk1');ylabel('Tk2');title('fiz');
figure(3);
[c,h]=contour(Tk1,Tk2,omcp,10); clabel(c, h);grid on;
xlabel('Tk1');ylabel('Tk2');title('omcp');
Wk1=tf(Kpr); Wk2=tf([1 1],[0.001 1]); Woau=tf([b0],[a0 a1 a2]);
Wk=series(Wk1,Wk2);
W=series(Wk,Woau);
F=W/(1+W*Kd);
```

ДОДАТОК В



ДОДАТОК Г

```

clear
clc
[A,B,C,D]=linmod('SAU')
sys=ss(A,B,C,D)
%step(sys);grid;
%tf(sys)

%=====Перевірка на спостережуваність та керуваність системи=====

size(sys)% - Кількість входів/виходів і станів системи
Ob = obsv(sys.A,sys.C);% - Отримання матриці спостережуваності системи;
unob = length(sys.A)-rank(Ob);% - Перевірка спостережуваності системи.
Co = ctrb(sys.A,sys.B);% - Отримання матриці керуваності системи;
unco = length(sys.A)-rank(Co);% - Перевірка керуваності системи;
%Якщо система має неспостережувані і некеровані змінні (елементи) то виконання
програми припиняється і на екран виводиться повідомлення про помилку
if unob >= 1 && unco >= 1 error('Система неспостережувана і некерована')
else disp('Система повністю спостережувана і керована')
end
%=====

%=====Розрахунок параметрів налаштувань ЛКР=====
Q = eye(6);
R = 1;
N = [1; 1; 1; 1; 1; 1];% - матриці при критерії якості.
disp('Параметри LQR-регулятора:')
[K_LQR,P_LQR]=lqr(sys.A,sys.B,Q,R,N)% - Лінійно-квадратична оптимізація;
A = sys.A; B = sys.B; C = sys.C; D = sys.D;%Запис матриць моделі в пам'ять.
%У випадку регулювання концентрації в околі деякого значення використовується
ланка з компенсуючим коефіцієнтом(Nc_LQR):
Size = size(A,1);
Z = [zeros([1,Size]) 1];
F = inv([A,B;C,D])*Z';
Nx = F(1:Size);
Nu = F(1+Size);
disp('Компенсуючий коефіцієнт LQR-регулятора:')
Nc_LQR = Nu + K_LQR*Nx

```