

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 і дослідження системи стабілізації висоти польоту мультироторного
БПЛА

ХАІ.301.3-96ав.22О.173.9745057 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу, групи 3-96ав

Галузь знань 17 «Електроніка та телекомунікації»

Спеціальність 173 «Авіоніка»

Освітня програма

“Системи автономної навігації та адаптивного
управління літальних апаратів”

Деєв С.Г.

(прізвище та ініціали студента)

Керівник Пасічник С.М.

(прізвище та ініціали)

Рецензент Суліма Є.А.

(прізвище та ініціали)

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
Рівень вищої освіти магістр
Галузь знань 17 «Електроніка та телекомунікації»
Спеціальність 173 «Авіоніка»
Освітня програма «Системи автономної навігації та адаптивного управління літальних апаратів»

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри

к.т.н., доц. _____ Костянтин ДЕРГАЧОВ

“ ___ ” _____ 2022 року

З А В Д А Н Н Я
НА ДИПЛОМНУ РОБОТУ СТУДЕНТУ

Деєву Сергію Георгійовичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема роботи: Розробка і дослідження системи стабілізації висоти польоту мультироторного БПЛА,
керівник роботи Пасічник Сергій Миколайович, к.т.н.,
затверджені наказом вищого навчального закладу від 17.11.2022 року № 1602-уч.
2. Строк подання студентом роботи: 09 грудня 2022 року.
3. Вихідні дані до роботи: розробити систему автоматичної стабілізації висоти польоту мультироторного БПЛА у поздовжньому русі, згідно умов технічного завдання.
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 ОАУ. Синтез системи стабілізації. Моделювання системи управління. 3. Конструкторська частина. 4. Дослідницька частина. 5 Експериментальна частина. 6. Економічна частина – розрахунок собівартості і ціни коригуючого пристрою.

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

1-й плакат (формат А1) – Розробка і дослідження системи стабілізації висоти польоту мультироторного БПЛА; 2-й плакат (формат А1) – Вибір і обґрунтування структурної схеми системи стабілізації висоти польоту мультироторного БПЛА; 3-й плакат (формат А1) – Математична модель БПЛА; 4-й плакат (формат А1) – Математичні моделі елементів системи; 5-й плакат (формат А1) – Аналіз властивостей об'єкта автоматичної стабілізації; 6-й плакат (формат А1) – Моделювання динаміки системи стабілізації при заданих початкових умовах і збурних впливах; 7-й плакат (формат А1) – Моделювання динаміки системи стабілізації при заданих початкових умовах і збурних впливах; 8-й плакат (формат А1) – Моделювання динаміки системи стабілізації при заданих початкових умовах і збурних впливах; 9-й плакат (формат А1) – Конструкторська частина; 10-й плакат (формат А1) – Дослідна частина; Експериментальна частина; Економічна частина.

6. Консультанти розділів роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1	Пасічник С.М., доцент каф. 301	19.09.2022	09.12.2022
2	Пасічник С.М., доцент каф. 301	19.09.2022	09.12.2022
3	Джуглаков В.Г., доцент каф. 301	19.09.2022	09.12.2022
4	Пасічник С.М., доцент каф. 301	19.09.2022	09.12.2022
5	Пасічник С.М., доцент каф. 301	19.09.2022	09.12.2022
6	Попов О.С., к.е.н, доцент каф. 601	19.09.2022	09.12.2022

Нормоконтроль _____

(підпис)

С.М. Пасічник

(ініціали та прізвище)

«12» 12 2022 р.

7. Дата видачі завдання _____

19.09.2022

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів дипломної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1.	Початок переддипломної практики	12.09.2022	
2.	Формулювання теми роботи. Розробка технічного завдання	19.09.2022	
3.	Математичний опис системи управління. Аналіз і синтез системи управління. Проведення експериментальних досліджень	28.10.2022	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	28.11.2022	
5.	Оформлення розрахунково-пояснювальної записки і графічного матеріалу	09.12.2022	
6.	Попередній захист роботи. Рецензування роботи	16.12.2022	
7.	Захист роботи	19.12.2022	

Студент _____ Сергій ДЕСВ
(підпис) (ім'я, прізвище)

Керівник роботи _____ Сергій ПАСІЧНИК
(підпис) (ім'я, прізвище)

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

Кафедра систем управління літальних апаратів

«ЗАТВЕРДЖУЮ»
Завідуючий кафедрою 301
к.т.н., с.н.с., доцент
_____ Костянтин ДЕРГАЧОВ
«__» _____ 2022 р.

ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ
на дипломне проектування
Деєва Сергія Георгійовича

1. Тема роботи: Розробка і дослідження системи стабілізації висоти польоту мультироторного БПЛА,
затверджена наказом по університету від «17» листопада 2022 р., № 1602-уч.
2. Строк здачі студентом закінченої роботи «09» грудня 2022 р.
3. Область застосування розробки: розробка, проектування і дослідження систем управління безпілотними літальними апаратами (БПЛА).
4. Початкові дані для об'єкта управління
 - 4.1 Призначення і мета створення системи: забезпечення стійкості та якості польоту БПЛА мультироторного типу за наявності вітрових збурень.
 - 4.2 Загальні відомості: розглянуто поздовжній горизонтальний рух мультироторного БПЛА типу квадрокоптер з урахуванням вертикального пориву вітру.
5. Технічні вимоги до системи управління
 - 5.1 Питання, що підлягають розробці: в розрахунковій частині: опис функціонування об'єкта автоматичної стабілізації: опис пристрою і принципу дії об'єкта автоматичної стабілізації (ОАС) і збурювальних впливів, вибір принципу автоматичного управління; формування функціональної схеми ОАС, 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 автоматичної стабілізації (ПАС). Математичний опис ОАС: отримання і опис нелінійних математичних моделей; лінеаризація нелінійних моделей ОАС; формування передатних функцій ОАС по заданому і збурювальному впливах; формування структурної схеми ОАС; дослідження в середовищі Matlab функціональних властивостей ОАС. Формування пристрою автоматичного керування: опис принципу дії пристроїв автоматичного управління (ПАС) загальної задачі синтезу; постановка загальної задачі синтезу коригуючого пристрою; синтез послідовного коригувального пристрою методом ЛАЧХ, модального управління по виходу; 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 передавальної функції ПАС. В експериментальній частині: моделювання системи автоматичної стабілізації у середовищі Matlab/Simulink.

5.2 Режим роботи системи (безперервний, циклічний, одноразової дії): безперервний.

5.3 Показники якості системи управління: час перехідного процесу не більше 3 с, перерегулювання 20 %, запас стійкості за амплітудою не менше 20 дБ, запас стійкості по фазі не менше 40 градусів, допустима відносна статична похибка не більше 5 %.

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

5.5 Вимоги до взаємозамінності блоків: не представлені.

6 Умови експлуатації системи

6.1 Кліматичні вимоги до експлуатації (температура середовища, у якій буде працювати система управління, її вологість, вміст хімічно активних компонентів і т.ін.):

а) температура навколишнього середовища від -40 °С до + 50 °С;

б) вологість навколишнього середовища до 80%;

в) атмосферний тиск до висоти 400 м стандартної атмосфери.

6.2 Механічні вимоги (вібрація, тряска, можливі перекося, удари, нахили): удари не

допускаються.

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 постійного струму.

7 Додаткові функції, реалізовані системою (сигналізація про несправності, реєстрація необхідної інформації, самоконтроль і т.ін.): реєстрація польотної інформації.

8 Обсяг виконуваних розроблювачем робіт

8.1. Етапи проведення роботи: аналітичний огляд літератури, розробка ряду моделей руху БПЛА – вербальної, графічних, математичної, синтез системи стабілізації висоти польоту БПЛА, конструкторська частина, експериментально-практична частина, дослідна частина, економічна частина.

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); постановка завдань 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 устаткування системи: габарити 67x41x10 мм, маса 30,6 гр.

10 Вимоги безпеки: елементи системи повинні бути пожежобезпечними і не повинні бути джерелами вибуху, припинення роботи одних пристроїв не повинно призводити до порушення роботи інших.

11 Дослідницька частина: дослідження оптимальних законів стабілізації висоти польоту БПЛА з використанням лінійно-квадратичного регулятора.

12 Експериментально-практична частина: моделювання розробленої системи стабілізації висоти польоту БПЛА в програмному середовищі Matlab/Simulink.

13 Економічна частина

13.1 Розробити (розрахувати, одержати): розрахувати собівартість, ціну розробки та виготовлення плати управління й повноцінного об'єкту; знайти точку беззбитковості.

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

13.3 Очікуваний результат: повна собівартість виробу у гривнях.

14 Перелік графічних матеріалів із зазначенням форматів:

1-й плакат (формат А1) – Розробка системи автоматичної стабілізації висоти польоту мультироторного БПЛА;

2-й плакат (формат А1) – Вибір і обґрунтування структурної схеми системи стабілізації висоти польоту мультироторного БПЛА;

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

4-й плакат (формат А1) – Математична модель елементів системи;

5-й плакат (формат А1) – Аналіз властивостей об'єкта автоматичної стабілізації;

6-й плакат (формат А1) – Моделювання динаміки системи стабілізації при заданих початкових умовах і збурних впливах;

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

8-й плакат (формат А1) – Моделювання динаміки СУ при заданих початкових умовах і збурних впливах;

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

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

Керівник роботи

Пасічник С.М.

(П.І.Б.)

«19» _____ 09 _____ 2022 р.

Прийняв до виконання

Деєв С.Г.

(П.І.Б. студента)

«19» _____ 09 _____ 2022 р.

Погоджено з питань:

конструкції

Джулгаков В.Г.

(П.І.Б.)

«19» _____ 09 _____ 2022 р.

дослідницької частини

Пасічник С.М.

(П.І.Б.)

«19» _____ 09 _____ 2022 р.

економіки

Попов О.С.

(П.І.Б.)

«19» _____ 09 _____ 2022 р.

РЕФЕРАТ

Сторінок 134, рисунків 45, таблиць 12, джерел 100, додатків 4.

Безпілотні літальні апарати (БПЛА) мультироторного типу є найбільш поширеним типом БПЛА, що використовуються як професіоналами, так і аматорами. Такий апарат являє собою літаючу платформу з трьома, чотирма й більше безколекторними двигунами з гвинтами. В польоті БПЛА займає горизонтальне положення по відношенню до поверхні землі, має здатність зависати над конкретним місцем, переміщатися угору і вниз, вправо, вліво назад, вперед, а також повертатися навколо своєї осі. Усі переміщення відбуваються шляхом зміни тяги гвинта на кожному з двигунів.

Об'єктом дослідження є процеси управління мультироторним БПЛА в умовах збурних дій.

Мета роботи – розробка системи автоматичної стабілізації висоти польоту мультироторного БПЛА.

Виконано огляд безпілотних літальних апаратів мультироторного типу. Розроблено ряд моделей поздовжнього руху БПЛА, зокрема, змістовну модель з поясненням принципу функціонування та устрою об'єкту, кінематичної схеми руху мультикоптера, що є фізичною моделлю, нелінійну математичну модель, яка являє собою систему нелінійних диференціальних рівнянь обертального та поступального рухів, а також лінеаризовану математичну модель об'єкта. Проведено аналіз і синтез системи стабілізації висоти польоту мультироторного БПЛА, одержано передавальну функцію коригуючого елемента. У конструкторській частині описано плату управляючого обчислювача для даної системи стабілізації. Дослідницька частина присвячена дослідженню системи з лінійно-квадратичним регулятором. В експериментально-практичній частині проведено моделювання системи в Matlab. Собівартість виробу, ціну та точку беззбитковості розраховано в економічній частині дипломного проекту.

КВАДРОКОПТЕР, МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ, СИСТЕМА
АВТОМАТИЧНОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ, КОРИГУЮЧИЙ ПРИСТРІЙ,
ФУНКЦІОНАЛЬНА СХЕМА, ПЕРЕДАВАЛЬНА ФУНКЦІЯ.

ПЕРЕЛІК ПОЗНАЧЕНЬ ТА СКОРОЧЕНЬ

Matlab – програмний пакет для проведення синтезу систем, дослідження перехідних процесів і т.і.;

GPS – система визначення координат;

OSD – частина мікроконтролера для накладання на відео параметрів польоту;

БПЛА – безпілотний літальний апарат;

Simulink – підсистема, вбудована в Matlab для проведення моделювання системи управління;

ЛА – літальний апарат;

САС – система автоматичної стабілізації;

ТЗ – технічне завдання;

КЕ – коригуючий елемент;

ОАУ – об'єкт автоматичного управління;

ОАС – об'єкт автоматичної стабілізації;

ПАС – пристрій автоматичної стабілізації.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	14
1 СТАН ПРОБЛЕМИ РОЗРОБКИ СИСТЕМ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ БПЛА.....	15
1.1 Огляд розробок систем автоматичного керування БПЛАмультироторного типу	15
1.2 Загальна характеристика та існуючі методи рішенняпоставленого завдання	17
1.3 Аналіз технічного завдання.	19
1.4 Огляд науково-технічної літератури і патентів.....	19
2 АНАЛІЗ І СИНТЕЗ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ 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 стабілізації.....	41
2.3 Аналіз властивостей об'єкта автоматичного стабілізації	46
2.4 Синтез закону управління для пристрою автоматичного стабілізації. 53	
2.5 Моделювання динаміки в складових системи управління	54
2.5.1 Моделювання динаміки САС кутом тангажа	54
2.5.2 Синтез коригувального елемента першого контуру стабілізації кута тангажа методом ЛАЧХ.....	60
2.5.3 Синтез коригувального елемента другого контуру стабілізації висоти квадрокоптера.....	67
3 КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА	73
3.1 Опис елементів.....	74
3.2 Вибір польотного контролера	78
3.3 Проектування функціональної та електричної принципової схеми контролера	79
3.3.1 Мікроконтролер ATmega2560-16AU	82

3.3.2	Конвертор PCA9306DP1	84
3.3.3	Барометр MS5611	85
3.3.4	Honeywell HMC5883L	86
3.3.5	MPU6050	87
3.3.6	FT232R – USB для послідовного UART з генератором тактових годин, мікросхем FTDI	89
3.3.7	AT45DB161D – Flash пам'ять	90
3.4	Інтеграція контролера з об'єктом управління	91
4	ДОСЛІДНА ЧАСТИНА	94
4.1	Завдання і методи проведення дослідження	94
4.2	Програма проведення дослідження	95
4.3	Аналіз результатів дослідження і заключення	96
5	ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ПРАКТИЧНА ЧАСТИНА	102
5.1	Завдання і засоби виконання експериментальної розробки	102
5.2	Характеристика необхідного програмного забезпечення	102
5.3	Аналіз результатів експериментального дослідження	103
5.4	Висновки	107
6	ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ	108
6.1	Мета економічного розділу	108
6.2	Опис створюваного об'єкта	109
6.3	Розрахунок собівартості БПЛА	111
6.3.1	Розрахунок собівартості БПЛА за участю виконавців роботи	111
Рама F450	113
6.4	Розрахунок точки беззбитковості	117
6.5	Висновки	122
ВИСНОВОК	123
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	124
ДОДАТОК А	135
ДОДАТОК Б	144
ДОДАТОК В	147
ДОДАТОК Г	149

ВСТУП

Тенденції розвитку існуючих автономних безпілотних літальних апаратів (БПЛА) показують постійне розширення та ускладнення багатьох завдань, які стоять перед розробниками, постійне збільшення кількості інтелектуальних функцій, тенденцію до виключення людини з процесів виробництва, постійне підвищення вимог безпеки та надійності. Викладене стосується як конструкції БПЛА, так і їх систем керування.

В роботі розглянуто розробку системи автоматичної стабілізації висоти польоту БПЛА у поздовжньому русі. БПЛА відносяться до нестійких об'єктів, функціонування яких в умовах зовнішніх збурень являє собою, у широкому сенсі, критичним режимом. Проектування таких систем керування, які забезпечують тривалу автономну підтримку подібних режимів, пов'язане з необхідністю розробки адекватних динамічних моделей БПЛА, що якісно описують поведінку апарату у реальних умовах руху. Найбільш істотними з цих умов є турбулентні повітряні течії та зумовлені ними обертальні моменти, що утруднюють стабілізацію апарату при його переміщеннях у просторі.

Завдання дослідження:

- 1) аналіз процесів проектування систем керування мультироторних безпілотних літальних апаратів;
- 2) розробка ряду моделей мультироторного БПЛА вертикального зльоту й посадки як об'єкту керування;
- 3) дослідження функціональних властивостей БПЛА у поздовжньому русі;
- 4) синтез системи стабілізації висоти польоту БПЛА;
- 4) провести розробку плати обчислювача та зробити економічне обґрунтування проведеної розробки.

Область використання розробки – проектування систем керування БПЛА.

1 СТАН ПРОБЛЕМИ РОЗРОБКИ СИСТЕМ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ БПЛА

1.1 Огляд розробок систем автоматичного керування БПЛА мультироторного типу

Безпілотний ЛА – літальний апарат, що пілотується дистанційно, або такий, що виконує політ в автоматичному режимі, без участі пілота.

Найбільш поширеним типом БПЛА є апарати мультироторного типу, що використовуються аматорами і професіоналами. Такий літальний апарат являє літаючу платформу з трьома, чотирма, й більше безколекторними двигунами з гвинтами. Так, БПЛА з чотирма електродвигунами носить назву квадрокоптер, з шістьма – гексакоптер, вісьмома – октокоптер. У польоті апарат може підтримувати горизонтальне положення, зависати, переміщатися у горизонтальній та вертикальній площинах, а також обертатися навколо своєї осі. Усі переміщення здійснюються шляхом зміни сили тяги кожного гвинта.

Основна область застосування БПЛА даного типу – це виконання аерофото- та відеозйомки, а також моніторинг об'єктів (лінії електропередач, газопроводи і т.ін.), екологічний контроль, з використанням додаткового обладнання на борту, параметрів навколишнього середовища. Невеликі габаритні розміри БПЛА дозволяють виконувати політ в умовах обмеженого простору, а також у місцях, перебування в яких становить загрозу життю людині. Великого значення набуває використання мультироторних БПЛА в інтересах військових. Сьогодні області використання мультироторних БПЛА стабільно розширюються:

1) БПЛА в археології.

У 2018 р. квадрокоптер GoPro виявив стародавнє поселення у Мексиці. Це стало можливим тому, що на апараті було підвішено тепловізор, який показав місцезнаходження холодних ділянок під шаром піску, де археологи знайшли стародавні поховання. Крім того, тепловізори встановлюються на мультикоптерах у містах України і допомагають відслідковувати пошкодження теплотрас;

2) БПЛА на МКС.

В 2018 р. фахівцями Project Tango та NASA прийнято рішення зайнятися створенням автономатичних апаратів-помічників, що повинні допомагати астронавтам у побутових цілях. Ці БПЛА мають сферичну форму та призначені для виконання роботи у невагомості. Завдяки проектам Google в області VR-реальності, є можливість створити 3-D модель навколишнього середовища, за рахунок якої завдання навігації стає значно простішим;

3) БПЛА для розподілу інтернету.

Минулого року одразу два інтернет-гіганти прийняли рішення щодо створення мереж, які можуть обслуговувати усю поверхню планети. У березні 2014 р. М. Цукерберг виявив бажання придбати компанію, що займається створенням БПЛА на сонячних елементах живлення.

Через місяць компанія Google повідомила про купівлю такої компанії та плани щодо створення мережевого зв'язку супутників, лазерних пристроїв і ЛА, що зможуть забезпечити інтернет-покриття усієї землі. У результаті ІТ-гігант став власником Titan Aerospace, це повинно забезпечити підключення до мережі інтернет у важкодоступних місцях. Апарати на сонячних елементах успішно експлуатуються уже не перший рік, тому для досягнення мети залишилося навчити їх літати та оснастити потужнішими передавачами. Необхідна кількість супутників уже працює на орбіті;

4) БПЛА швидкої допомоги.

БПЛА не завжди має вигляд компактного квадрокоптера. Це чергового разу підтвердили у Массачусетському технологічному інституті, де розроблено мініатюрні гелікоптери, які керуються дистанційно. Ці апарати доставлятимуть ліки та припаси у важкодоступні місця планети. Таке транспортування буде набагато дешевшим, ніж при використанні традиційного транспорту – гелікоптера чи автомобіля;

5) БПЛА-постачальник.

Уже порівняно довго БПЛА використовуються Amazon та Alibaba з метою доставки замовлень. Апарати не тільки здатні переміщувати товари, а й активно доставляти їжу. Це зробила одна з найбільших пі церій у світі Dominos Pizza. Їх власні мультикоптери з'явилися ще чотирма роками раніше. З того часу технології стали більш розвиненими. Не виключено, що у найближчому майбутньому така швидка доставка буде реальністю в Україні;

6) БПЛА-епідеміолог.

Цей БПЛА може бути застосований у будівництві, а точніше до його початку. Апарат призначено для дослідження будівельних майданчиків на предмет дотримання санітарно-епідеміологічних вимог та нормативів для різних рівнів висоти. Крім того, на майданчику можна вимірювати рівень електромагнітного та радіоактивного випромінювання. За допомогою БПЛА обстежують розташовану поблизу територію, оцінюють рівень шуму, випромінювання за висотами;

7) БПЛА для реклами.

Великий досвід застосування безпілотних літальних апаратів у рекламі має азіатська мережа ресторанів Wokker. Для них креативна рекламна агенція випустила десять апаратів. Літаючі банери можна спостерігати навколо бізнес-центрів, в обідню перерву вони пропонують зголоднілим співробітникам завітати до їх закладу;

8) БПЛА-офіціант.

Безпілотні літальні апарати у Сінгапурі допомагають боротися у закладах громадського харчування з дефіцитом обслуговуючого персоналу. Керування апаратами Infinium Robotics виконується з використанням комп'ютерної програми, а для навігації у просторі застосовуються інфрачервоні вимірювачі. Додатково до комплекту кожного БПЛА входять камери та захисні елементи.

Таким чином, можна зробити висновок, що завдання розробки системи автоматичного керування БПЛА мультироторного типу є досить актуальним на теперішній час.

1.2 Загальна характеристика та існуючі методи рішення поставленого завдання

Завдання стабілізації являє собою частинний випадок завдання керування. Воно є важливим, оскільки лише при забезпеченні практичної сталості керованих фізичних величин здійснюється функціонування системи у необхідному режимі роботи.

Розробка системи автоматичного стабілізації (САС) потребує урахування аеродинамічних характеристик, тобто динамічних ознак БПЛА, і особливостей керування таким нестійким об'єктом.

Процес створення системи автоматичного стабілізації має на меті формування об'єкту автоматичного стабілізації (ОАС), пристрою автоматичної стабілізації (ПАС) та усієї системи вцілому. Обов'язковим є врахування обраного принципу автоматичного керування та вимог щодо якості функціонування системи.

Оскільки розміри БПЛА є достатньо компактними, то часто використовуються вимірювачі, що побудовані за MEMS-технологіями. Їхніми характерними рисами є нестабільність характеристик та низька точність вимірювання, залежно від природних факторів і умов застосування. У нашому випадку кутове положення розраховується виходячи з отриманого сигналу гіроскопа, а висота вимірюється за допомогою барометру. Якщо застосувати попередньо розрахований коригуючий пристрій, то можна підвищити точність та виключити похибки вимірювання.

Основним завданням роботи є аналіз та синтез системи автоматичної стабілізації, яка повинна підтримувати задане значення висоти та швидкості польоту при зовнішньому збурному впливі.

Повертаючись до завдання проектування системи стабілізації, можна надати загальний план виконання завдань, які поставлені перед проектантом. Відомостей про можливу реалізацію автоматичного режиму польоту квадрокоптерів та взагалі БПЛА в сучасній технічній літературі недостатньо. Усі відомі приклади польотних завдань реалізуються за допомогою оператора, який керує польотом БПЛА у межах прямої видимості.

Такі системи ручного керування можуть застосовуватися в усіх сферах діяльності, від військових розробок до розважальних польотів. Дослідженню керування безпілотними літальними апаратами останнім часом приділяється велика увага. БПЛА мають значну вантажопідйомність, відносно просту конструкцію та симетричну структуру. Обертові гвинти мультироторного БПЛА створюють силу тяги. Гвинти, що розташовані діагонально, обертаються у різних напрямках та забезпечують компенсацію реактивних моментів.

У даний частіше за все зустрічається випадок керування за допомогою регулятора, наприклад, пропорційно-інтегрально-диференціального регулятора (ПІД-регулятора).

Мета роботи полягає у створенні системи стабілізації, що забезпечує в автоматичному режимі стабілізацію польотних параметрів квадрокоптера (висоту польоту, траєкторію, кути тангажа, крену, ристання).

Будемо вирішувати це завдання з використанням принципу керування за відхиленням. Для здійснення цього завдання необхідно порівняти дійсне значення керованої величини із задавальним та залежно від отриманого результату порівняння керувати об'єктом.

1.3 Аналіз технічного завдання.

Основним завданням проекту є розробка та дослідження системи автоматичної стабілізації висоти польоту мультироторного БПЛА. Розроблено систему стабілізації квадрокоптера у поздовжньому русі в умовах збурювальних впливів. Збурюючим впливом є порив вітру. Потрібні значення показників якості: час перехідного процесу до 3 с., допустиме відносне перерегулювання до 20 %, допустимий запас стійкості по фазі повинен бути не менш ніж 40 градусів, допустимий запас стійкості за амплітудою повинен бути не менше 20 дБ, допустима статична похибка не повинна перевищувати значення 5 %. Система призначена для роботи при атмосферному тиску, що відповідає висоті чотириста метрів над рівнем моря у середовищі, яке має вологість до 100 %, . Допустимий робочий діапазон температур від -40 °С до температури + 50 °С. Значення напруги живлення батареї дорівнює 14,8 В. В системі враховано віброзахист, а також можливі радіоперешкоди.

1.4 Огляд науково-технічної літератури і патентів

При розробці математичної моделі об'єкту проектуванні системи стабілізації було використано інформацію з різних джерел.

Перше джерело. «Конструюємо роботів. Дрон. Керівництво для початківців». Автор Дж. Бейктал, пер. з англ. Ф. Г. Хохлова Вид. Лабораторія знань, 2018, 223 с.

Книга є практичним посібником для тих, хто робить перші кроки у моделюванні. За допомогою книги, користуючись покроковими інструкціями й численними кольоровими ілюстраціями, можна створити апарати на базі квадрокоптера, ракети, аеростата, судна і всюдихіда з навігацією по RFID-міткам. У книзі подано опис необхідного набору інструментів, книга дає можливість ознайомитися з основами електроніки та програмування. Крім того, у книзі представлені кращі зразки апаратів-саморобок, набори готових деталей для самостійного складання БПЛА і новітні моделі комерційних БПЛА.

Одною з найпопулярніших книг, що присвячені БПЛА є «Твій перший квадрокоптер: теорія і практика». БХВ-Петербург (2016), 256 с. Автор В. С. Яценків.

У книзі детально викладено інструкції із самостійного виготовлення та експлуатації квадрокоптера. Розглядаються етапи вибору матеріалів для конструкції та підбір компонентів для налаштування ПО і роботи з ремонту. Значна увага приділяється помилкам, характерним для початківців. Простою і доступною формою викладено основи теорії польоту мультироторних БПЛА та основні поняття роботи у середовищі Arduino IDE. Дано короткий опис пристроїв та принципів роботи систем GPS і ГЛОНАСС, а також імпульсних джерел сучасного бортового живлення й літій полімерних батарей. Виконано детальний опис принципів роботи й процесу налаштування систем OSD, бездротового каналу Bluetooth, телеметрії та відомих навігаційних модулів GPS Ublox. Викладено устрій та принципи функціонування інтегральних сенсорів та польотного контролера. Подано рекомендації щодо підбору необхідного обладнання для дронів початкового рівня з FPV, наведено аналіз програм для смартфонів та комп'ютерів, щовикористовуються для налаштування БПЛА.

Стаття М. Ю. Медведєв, В. С. Лазарєв, А. Є. Кульченко. Метод керування рухом гексакоптера в тривимірному середовищі з перешкодами на базидинамічних відразливих сил. ПФУ, Таганрог. Інженерний вісник Дона, № 4 (2016) 17 с.

Розглядається метод формування динамічних моделей при керуванні рухом безпілотних літальних апаратів у тривимірному середовищі за наявності перешкод. У якості літального апарату розглядається гексакоптер Erle-NexaCopter. У статті міститься короткий опис математичної моделі гексакоптера та позиційно-траекторних алгоритмів управління рухом. Авторами статті запропоновано, виконано аналіз та промодельовано у середовищі Matlab метод, що базується на представленні перешкод у вигляді динамічних репелерів. Розглянуто варіанти з одним чи кількома нерухомими перешкодами, наведено результати моделювання. Описано особливості використання розробленого методу.

Наступною публікацією є стаття І. І. Конон, А. В. Чигарєв, П. І. Шірвель. Механіко-математичне моделювання динаміки польоту мультикоптерного літального апарату., Мінськ, Репозитарій БНТ, №32 (2017) 12с.

У роботі описано результати дослідження, що викликані завданнями визначення у реальному часі кутової орієнтації мобільних мехатронних систем типу мультикоптер з метою проведення подальших натурних та числових експериментів у повітряному й віртуальному 3D просторі. Розроблені математичні

моделі дозволяють визначити орієнтацію гексакоптера за умов, коли є відомими опорні значення фізичних параметрів польоту в даній точці простору. Крім того, у статті представлено послідовний вивід формул математичної моделі багатofункціонального мультикоптера з кількома електродвигунами, що мають загалом лише одну площину симетрії. Розглядається гексакоптер з фіксованими фізичними та технічними параметрами. Керування рухом БПЛА виконується за рахунок зміни сили тяги якорів електродвигунів з гвинтами залежно від швидкості обертання.

Далі розглянемо статтю A. Ricciardello, C.L.R. Milazzo and V. Artale. *Mathematical Modeling of Hexacopter*. *Applied Mathematical Sciences*, Vol. 7, 2013 7с.

У даній статті представлено основні математичні моделі руху мікрокоптерів. Ці моделі можуть бути використані для розробки відповідних методів стабілізації та керування траєкторією польоту. Розглянуто БПЛА з шістьма роторами та трьома парами рухомих елементів з протилежним обертанням. БПЛА керується завдяки зміні кутів швидкості гвинтів, що обертаються за допомогою електродвигунів. Мультироторний апарат визначено як тверде тіло, тому диференціальні рівняння руху отримано з рівнянь Ейлера-Лагранжа. Для того, щоби уникнути особливостей, пов'язаних з великими кутами обертання, керування мультикоптером будується з використанням кватерніонів. Такий вибір пояснюється стабільністю, лінійністю та ефективністю використання кватерніонів.

У додатку А представлено результати патентного пошуку.

2 АНАЛІЗ І СИНТЕЗ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО СТАБІЛІЗАЦІЇ ПОЗДОВЖНЬОГО ПОЛЬОТУ БПЛА

2.1 Обґрунтування і вибір структурної схеми системи

Функції системи автоматичної стабілізації та потрібна для забезпечення цих функцій система управління визначаються на основі проведеного в першому розділі аналізу. Вимоги до системи автоматичної стабілізації повздовжнього польоту витікають з аналізу особливостей систем управління, які застосовуються в розглянутому в роботі мультироторному БПЛА.

Загальний вигляд (рис.2.1) структурної схеми розглянутої системи управління.

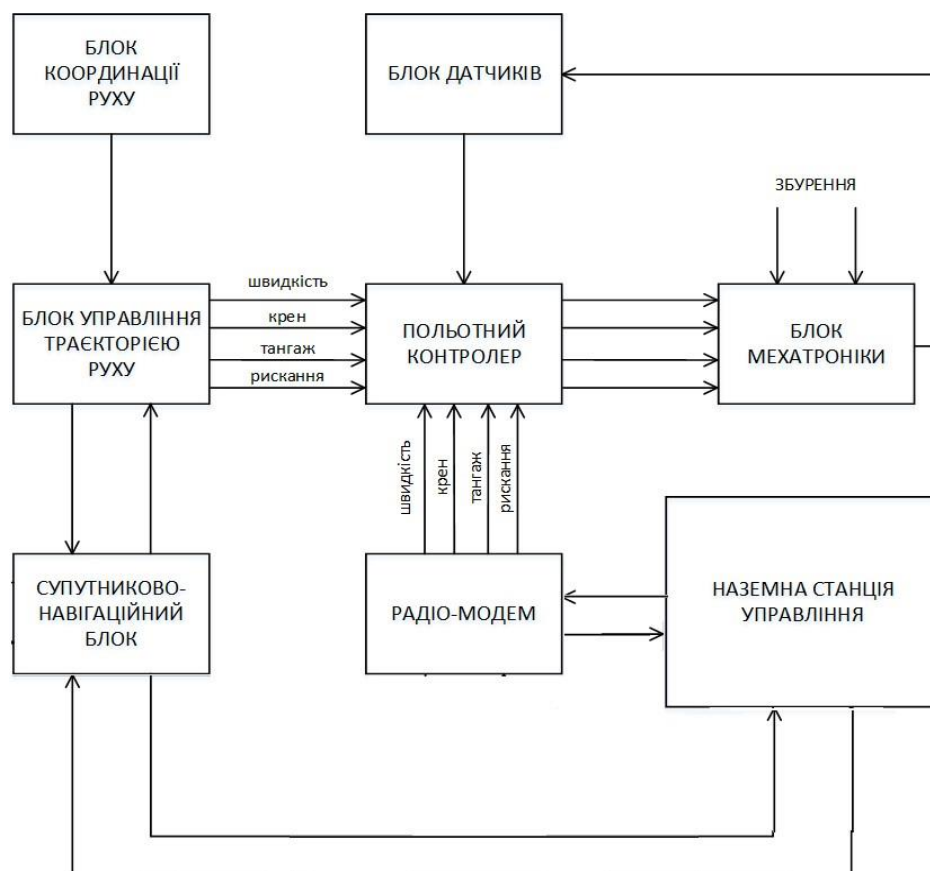


Рисунок 2.1 – Структурна схема системи управління розглянутого БПЛА

Головна функція польотного контролера, який відповідає за систему управління - забезпечення регулювання в основних режимах та висіння та стабільний рух БПЛА. Для розрахунку сигналу управління контролер порівнює параметри руху, що задаються оператором БПЛА з тими параметрами (по кутах крену, тангажу, ристання та швидкості), які отримані за допомогою датчиків системи управління, отримана різниця використовується для розрахунків сигналу управління.

Сигнал управління, що сформовано в контролері, надходить до блоку електродвигунів, які входять до блоку мехатроніки. В БПЛА використовуються безколекторні електродвигуни. Електродвигуни з'єднуються з польотним контролером через ESC - регулятори швидкості. В даній роботі розглядається БПЛА, який має в своєму складі по чотири електродвигуни та відповідну кількість ESC.

Блок датчиків включає датчики, які забезпечують визначення положення квадрокоптера в повітряному просторі, зокрема трьохосові гіроскоп та акселерометр, та інші.

Зміна горизонтальної швидкості, вектора кутової швидкості, вектора кутової швидкості, обертання квадрокоптера навколо поперечної осі (пов'язане зміна кута тангажу) здійснюється автоматичне управлінням тангажом та висотою БПЛА. При управлінні повздовжнім рухом БПЛА головна задача управління полягає в стабілізації та автоматичному управління кута тангажу та висоти польоту.

Окрім стабілізації кутового руху і висоти польоту БПЛА та кутового руху політ БПЛА потребує підтримання швидкості польоту, пов'язану зі зміною висоти.

На БПЛА управління швидкістю здійснюється тими ж органами управління, що і управління кутом тангажу, при цьому стабілізація висоти виконується неостаточно також за рахунок стабілізації швидкості польоту [3].

З огляду на викладене при управлінні тангажем необхідність використати також датчик висоти. Інформація про зміну швидкості з перетворювача потрапляє в канал регулювання висоти, що потребує корективи в значенні кута тангажу і підвищує точність підтримання швидкості.

Схема стабілізації висоти польоту (рис. 2.2) приведена на рисунку.

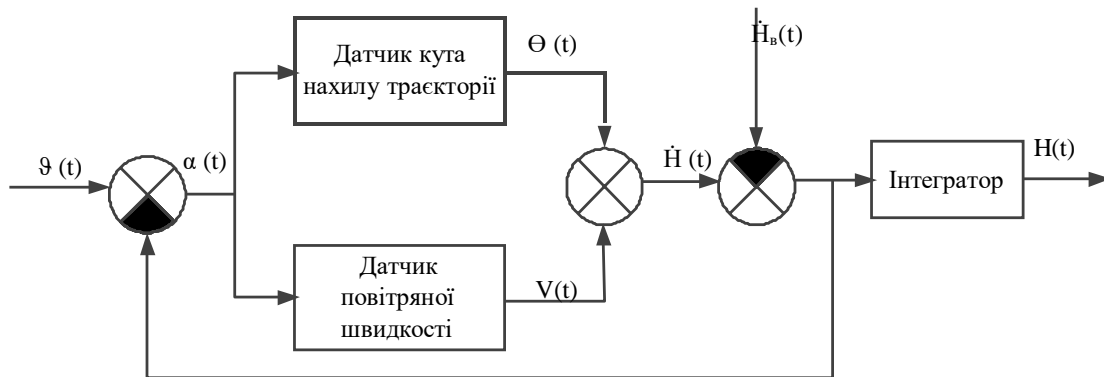


Рисунок 2.2 – Схема системи стабілізації висоти польоту БПЛА

На функціональній схемі системи стабілізації висоти:

$H(t)$ – висота БПЛА.

$\vartheta(t)$ – кут тангажа, град;

$V(t)$ – швидкість БПЛА, м/с;

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

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

$\alpha(t)$ – кут атаки, град;

$\Theta(t)$ – кут нахилу траєкторії, град;

Далі розглянемо функціональну схему управління стабілізацією (рис. 2.3)

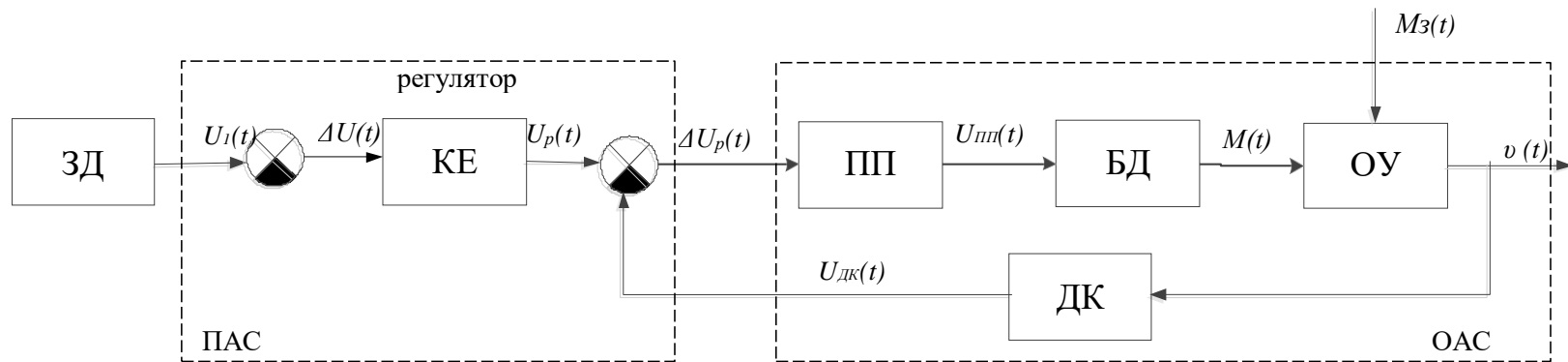


Рисунок 2.3 – Функціональна схема САС

Умовні позначення елементів системи:

ОАС – об'єкт автоматичного стабілізації;
 ПАС – пристрій автоматичного стабілізації;
 ЗД – задатчик початкових умов;
 $\theta(t)$ – кут тангажа; град;
 КЕ – коригувальний елемент;
 БД – двигунів;
 ОУ – об'єкт управління;
 $\Delta U(t)$ – відхилення; В;

$U_3(t)$ – задавальний сигнал, В;
 ДК – датчик кута;
 ПП – підсилювачі потужності;
 $U_{пп}(t)$ – сигнал підсилювача потужності, В;
 $U_p(t)$ – сигнал з регулятора, В;
 $M(t)$ – поздовжній момент, Н·м;
 $M_з(t)$ – момент збурення, Н·м;
 $U_{дк}(t)$ – сигнал з датчиків, В.

Для зміни кута тангажу розглянутого квадрокоптера, що має 4 електродвигуни на двигуни, розташовані напроти, одразу подавати однакову за рівнем, проте протилежну за полярністю, що запобігає утворенню реактивного моменту. Відповідно до цього правила схема системи електродвигунів матиме вигляд, зображений на рис. 2.4.

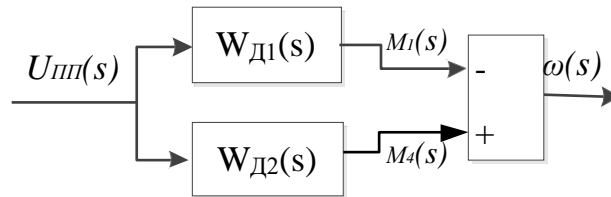


Рисунок 2.4 – Схема блоку двигунів квадрокоптера

На схемі блоку електродвигунів квадрокоптера :

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

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

$M(t)$ – поздовжній момент, Н·м;

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

Так як відома структура блоку двигунів, далі розглянемо структурну схему системи для автоматичної стабілізації за швидкістю та висотою за повздовжнім рухом для використання в мультіроторному БПЛА.

Розглянута схема зображена на рис.2.5-2.6.

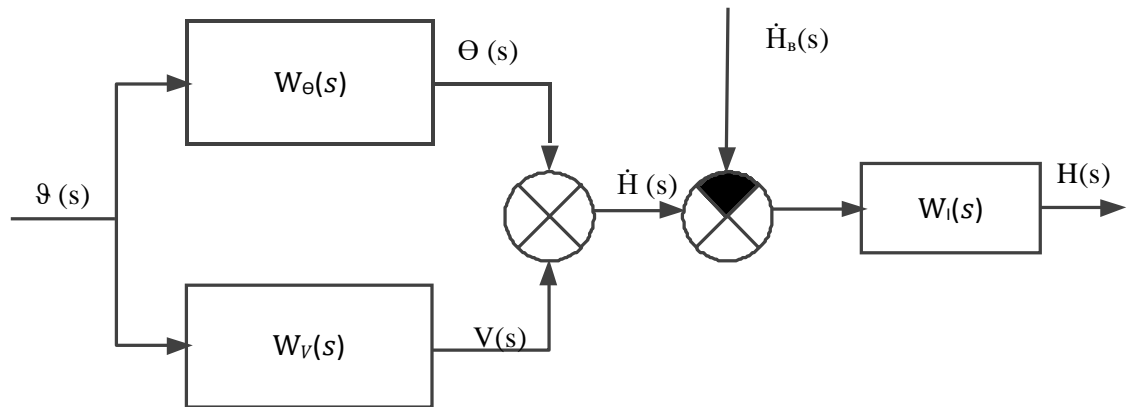


Рисунок 2.5 – Схема САС висоти розглянутого БПЛА

На схемі САС висоти розглянутого БПЛА:

$W_I(s)$ – передавальна функція інтегратора;

$\Theta(s)$ – кут нахилу траєкторії;

$V(s)$ – зображення швидкості;

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

$W_\Theta(s)$ – передавальна функція датчика кута нахилу траєкторії;

$W_V(s)$ – передавальна функція датчика повітряної швидкості;

$\vartheta(s)$ – кут тангажа;

$\dot{H}(s)$ – вертикальна швидкість;

$H(s)$ – висота польоту.

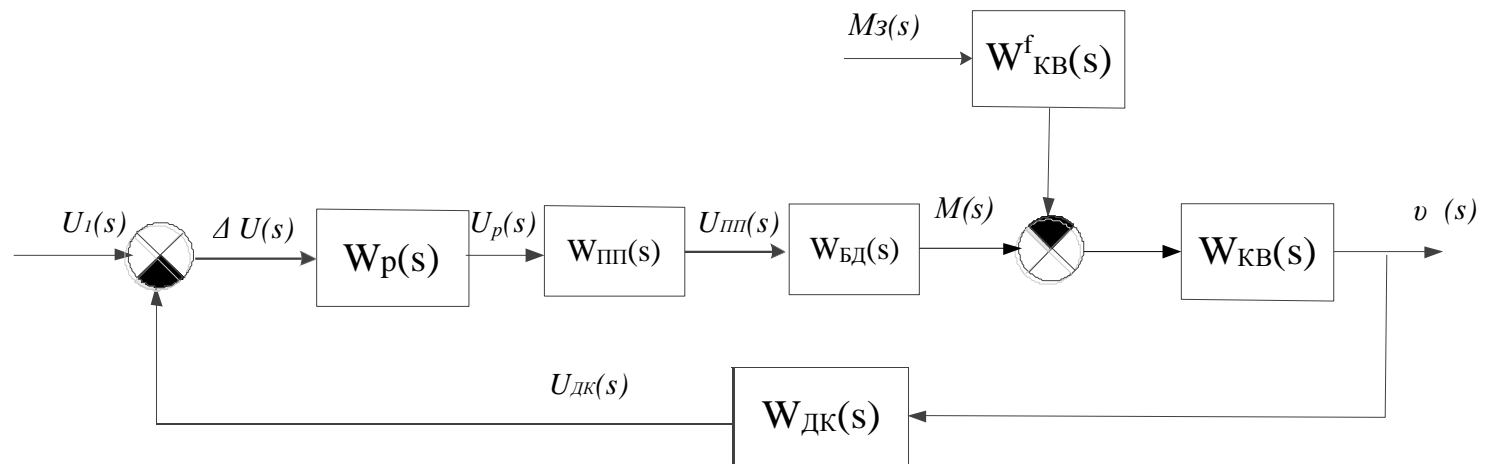


Рисунок 2.6 – Схема САС повздовжнього руху БПЛА

Наступні позначення на рис.2.6 :

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

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

$W_{кв}(s)$ – передавальна функція об'єкта управління за керуючим впливом;

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

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

$U_з(s)$ – зображення задавальної напруги;

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

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

$U_{дк}(s)$ – напруга з датчика кута;

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

$M_з(s)$ – зображення моменту збурення.

Викладена вище схема системи стабілізації потребує визначення передавальної функції окремих складових системи.

2.2 Розробка моделей елементів системи і об'єкта керування

2.2.1 Розробка математичної моделі електродвигуна

В даному квадрокоптері для приводу гвинтів використано електропривод на базі електродвигунів постійного струму з редукторами в механічній частині для передачі обертаючого моменту на гвінт. Використані двигуни постійного струму мають магнітоелектричне збудження. Схема заміщення електродвигунів приведена на рисунку нижче..

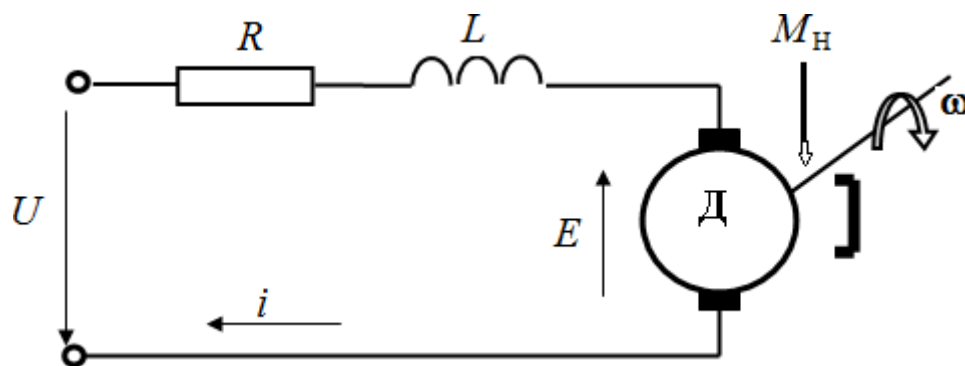


Рисунок 2.7 – Схема заміщення електродвигуна, використаного в роботі

Передавальна функція двигуна визначається через індуктивність обмотки якоря L та активний опір якоря R і. Напрузі U , що подається на двигун, зворотно направлена електрорушійна сила E , яка пропорційна частоті ω при обертанні валу двигуна. Під дією різниці напруги живлення двигуна та сили E виникає обертаючий момент двигуна M_d . Одночасно на двигун подається момент навантаження M_n , що уявляє собою збурення. Різниця моментів обертаючого та збурення визначає зміну частоти обертання ω . Параметр ω є вихідним параметром системи. Таким чином, використовуючи викладені параметри, записуємо далі передавальну функцію двигуна за керуючим впливом U та збурюючим M_n впливами.

Процеси в електродвигуні відображені рівняннями:

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

де c – постійний коефіцієнт двигуна.

Систему рівнянь (2.1) з використанням операторів :

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

Підходячі до рівнянь (2.2) як до алгебраїчних, отримаємо передавальні функції елементів електродвигуна. Для цього приведемо їх до одного рівняння, проміжні величини при цьому будуть виключені, і далі змінимо рівняння на зображення, перетворені за Лапласом.

Для отримання передавальної функції системи з управління $W_d(s)$ візьмемо $M_n(s) = 0$, а при отриманні передавальної функції системи за збуренням $W_b(s)$ візьмемо $U(s) = 0$.

Після цього отримаємо передавальну функцію

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

Передавальна функція електродвигуна в залежності від значення постійних часу може змінюватися.

З урахуванням того, що значення електромагнітної постійної часу ($T_{я} \rightarrow 0$), якщо порівняти її постійними часу в передавальних функціях двигуна, знехтуємо нею. Передавальна функція двигуна при цьому матиме 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

Поздовжній рух квадрокоптера може бути визначено трьома ступенями свободи. Положення центру мас, які позначаються x_A , y_A , а також кут тангажа ϑ є параметрами, що задають положення та описують стан квадрокоптера.

Кінетичну енергію при розгляді повздовжнього руху БПЛА обчислюють з використанням формули [4]

$$T = T^e + T^r, \quad (2.7)$$

де T^e – кінетична енергія системи при поступальному русі; T^r – кінетична енергія при обертальному русі.

Кінетична енергія системи T^e обчислюється по рівнянню (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 квадрокоптера; V – абсолютна швидкість точки центра мас.

Відповідно, при відносному обертанні кінетична енергія обчислюється

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

де ω_A – кутова швидкість БПЛА;

I_z – момент інерції БПЛА відносно осі Z .

Об'єднавши рівняння (2.6)-(2.7) отримаємо

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

Узагальнені сили, що діють відносно обраних в системі координат, розглянемо як елементарну роботу. Рівняння при розгляді в інерційній системі координат будуть мати наступний вигляд

$$\begin{aligned}
\delta A_x &= Q_x \delta x_A = (T_\Sigma \sin \vartheta - R \cos \theta) \delta x_A; \\
\delta A_\vartheta &= Q_\vartheta \delta \vartheta = (T_1 l - (T_2 + T_3) \frac{l}{2}) \delta \vartheta; \\
\delta A_y &= Q_y \delta y_A = (T_\Sigma \cos \vartheta - R \sin \theta - G) \delta y_A; \\
Q_x &= T_\Sigma \sin \vartheta - R \cos \theta; \\
Q_y &= T_\Sigma \cos \vartheta - R \sin \theta - G; \\
Q_\vartheta &= T_1 l - (T_2 + T_3) \frac{l}{2}.
\end{aligned} \tag{2.9}$$

Провівши диференціювання рівняння (2.9), отримаємо

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

З урахуванням викладених раніше рівнянь ми маємо можливість отримати диференціальні рівняння, які описують рух розглянутого БПЛА

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

Розглянувши співвідношення, що описують кінетичну складову

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

Узагальнені координати наступними співвідношеннями пов'язані з повітряною швидкістю

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

Використавши розроблену модель, отримаємо систему рівнянь

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

Потрібно ще врахувати розглянуті вище співвідношення кінематичні, що включають кінематичну складову

$$P = \omega_z, H = V \sin \theta.\tag{2.15}$$

Таким чином, з урахуванням вище приведених рівнянь та залежностей, є можливість розробити лінеаризовану математичну модель системи.

2.2.3 Лінеаризація нелінійної моделі ОУ

Аналіз стійкості системи та необхідність синтезу управління потребує використання лінійного наближення розглянутої раніше системи диференціальних рівнянь. Тому для отримання передавальної функції у каналі керування треба лінеаризувати диференціальні рівняння, що описують зміни стану розгляненої системи при вертикальному русі.

При розгляді вертикального руху у випадку, коли беруть до уваги аеродинамічний опір ($\varphi = \psi = 0$) диференціальні рівняння мають вигляд

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

де C_x – коефіцієнт, що враховує аеродинамічну силу; v – швидкість потоку повітря, що набігає, м/с; ρ – щільність атмосферного повітря, кг/м³; S – площа поверхні БПЛА, яка підлягає дії набігаючого потоку повітря, м².

Для визначення лінеаризованої математичної моделі системи при розгляді поздовжнього руху ми застосовуємо метод аналітичної лінеаризації. Даний метод полягає в розкладанні розглянутих раніше (2.14) – (2.16) виразів в ряд Тейлора.. Як вхідний параметр будемо розглядати, що об'єкт управління має горизонтальний рух.

$$V_0, \theta_0, P_0, R_{x0}, R_{y0}. \quad (2.17)$$

Рівняння при розкладанні в ряд Тейлора приймають вигляд

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

Таким же чином розкладемо друге рівняння

$$\begin{aligned}
F_2 &= m(\dot{V}\sin\theta + V\cos\theta \cdot \dot{\theta}) - P_\Sigma \cos(\vartheta) + R\sin\theta - mg = 0 \\
\Delta F_2 &= \left(\frac{\partial F_2}{\partial \dot{V}}\right)_0 \Delta \dot{V} + \left(\frac{\partial F_2}{\partial \dot{\theta}}\right)_0 \Delta \dot{\theta} + \left(\frac{\partial F_2}{\partial V}\right)_0 \Delta V + \left(\frac{\partial F_2}{\partial \theta}\right)_0 \Delta \theta + \left(\frac{\partial F_2}{\partial \vartheta}\right)_0 \Delta \vartheta + \\
&\quad + \left(\frac{\partial F_2}{\partial T_\Sigma}\right)_0 \Delta P_\Sigma + \left(\frac{\partial F_2}{\partial R}\right)_0 \Delta R + \dots, \\
\frac{\partial F_2}{\partial \dot{V}} &= m \sin\theta_0 = a_{21}, \\
\frac{\partial F_2}{\partial \dot{\theta}} &= -mV\cos\theta_0 = a_{22}, \\
\frac{\partial F_2}{\partial V} &= -m\cos\theta_0\dot{\theta}_0 = a_{23}, \\
\frac{\partial F_2}{\partial \theta} &= -m\dot{V}_0\cos\theta_0 - mV \sin\theta_0\dot{\theta}_0 + R_0\cos\theta_0 = a_{24}, \\
\frac{\partial F_2}{\partial \vartheta} &= P_{\Sigma 0} \sin(\vartheta_0) = a_{25}, \\
\frac{\partial F_2}{\partial T_\Sigma} &= -\cos(\vartheta_0) = a_{26}, \\
\frac{\partial F_2}{\partial R} &= \sin\theta_0 = a_{27}.
\end{aligned} \tag{2.19}$$

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

Третє рівняння, яке також розкладається в ряд Тейлора, виглядає наступним чином

$$\begin{aligned}
F_3 &= J_z \dot{\omega}_z - F_{c1}l + (F_{c2} + F_{c3})\frac{l}{2} = 0, \\
\Delta F_3 &= \left(\frac{\partial F_3}{\partial \dot{\omega}_z}\right)_0 \Delta \dot{\omega}_z + \left(\frac{\partial F_3}{\partial T_1}\right)_0 \Delta F_{c1} + \left(\frac{\partial F_3}{\partial T_2}\right)_0 \Delta F_{c2} + \left(\frac{\partial F_3}{\partial T_3}\right)_0 \Delta F_{c3} + \dots, \\
\frac{\partial F_3}{\partial \dot{\omega}_z} &= J_z = a_{31}, \\
\frac{\partial F_3}{\partial F_{c1}} &= -l = a_{32}, \\
\frac{\partial F_3}{\partial F_{c2}} &= \frac{l}{2} = a_{33}, \\
\frac{\partial F_3}{\partial F_{c3}} &= \frac{l}{2} = a_{34}.
\end{aligned} \tag{2.20}$$

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

$$\begin{aligned}
F_4 &= R - C_R \frac{\rho V^2}{2} S = 0, \\
\Delta F_4 &= \dot{V} - \omega_z, \\
\Delta F_4 &= \left(\frac{\partial F_4}{\partial \dot{\vartheta}} \right)_0 \Delta \dot{\vartheta} + \left(\frac{\partial F_4}{\partial \omega_z} \right)_0 \Delta \omega_z + \dots, \\
\left(\frac{\partial F_4}{\partial \dot{\vartheta}} \right)_0 &= 1 = a_{41}, \\
\left(\frac{\partial F_4}{\partial \omega_z} \right)_0 &= -1 = a_{42}, \\
F_4 &\approx a_{41} \Delta \dot{\vartheta} - a_{42} \Delta \omega_z = 0, \\
a_{41} \Delta \dot{\vartheta} - a_{42} \Delta \omega_z &= 0.
\end{aligned} \tag{2.21}$$

$$\begin{aligned}
F_5 &= H - V \sin(\theta), \\
\Delta F_5 &= \left(\frac{\partial F_5}{\partial \dot{H}} \right)_0 \Delta H + \left(\frac{\partial F_5}{\partial V} \right)_0 \Delta V + \left(\frac{\partial F_5}{\partial \theta} \right)_0 \Delta \theta + \dots, \\
\left(\frac{\partial F_5}{\partial \dot{H}} \right)_0 &= 1 = a_{51}, \\
\left(\frac{\partial F_5}{\partial V} \right)_0 &= -\sin(\theta) = a_{52}, \\
\left(\frac{\partial F_5}{\partial \theta} \right)_0 &= -V_0 \cos(\theta) = a_{53}. \\
\Delta F_5 &\approx a_{51} \Delta H + a_{52} \Delta V + a_{53} \Delta \theta = 0, \\
a_{51} \Delta H + a_{52} \Delta V + a_{53} \Delta \theta &= 0.
\end{aligned} \tag{2.22}$$

Для перших двох рівнянь проведемо перетворення відносно $\Delta \theta$

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

Отримаємо різницю рівнянь

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

Аналогічне проведемо відносно ΔV .

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

Отримаємо різницю рівнянь, як і в перших двох випадках

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

Таким чином отримаємо систему

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

В якій коефіцієнти рівнянь дорівнюють

$$\Delta \dot{V}: \left(\frac{M \cos(\theta)}{-M \sin(\theta) V} - \frac{M \sin(\theta)}{M \cos(\theta) V} = \frac{2}{V \sin(2\theta)} \right), \quad (2.28)$$

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

Для виразу (2.27) в такому випадку отримуємо

$$\begin{aligned}
\Delta \theta: & \left(-\frac{MV \sin(\theta)}{M \cos(\theta)} - \frac{MV \cos(\theta)}{M \sin(\theta)} \right) = \left(\frac{-MV \sin^2(\theta) - MV \cos^2(\theta)}{M \cos(\theta) \sin(\theta)} \right) = \\
& = + \frac{-2MV(\sin^2(\theta) + \cos^2(\theta))}{M \cos(\theta) \sin(\theta)} = -\frac{2V}{\sin(2\theta)},
\end{aligned} \tag{2.29}$$

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

Рівняння, які ми отримали, розділимо між собою

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

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

Перетворюємо приведену систему до наступного вигляду

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

де коефіцієнти мають вигляд

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

Тобто, коефіцієнти розрахованої лінеаризованої моделі, при врахуванні початкових умов, мають вигляд та приведені в рівняннях (2.27) параметри.

Початкові умови:

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

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

З урахуванням викладеного лінеаризована згідно вищенаведених рівнянь математична модель системи прийме вигляд

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

Далі є можливість визначити передавальні функції окремих елементів розглянутої системи.

2.2.4 Отримання передавальних функції системи стабілізації

З рівняння (2.4) можливо визначити вигляд, що мусить мати передавальна

функція двигуна

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

З характеристик електродвигуна визначимо його передавальну функцію.

Параметри двигуна типу ReadyToSky2212 920KV

Показник кількості обертів, що відповідає 1В - 920 rpm/V

Напруга живлення (7-12) В постійного струму (пікове значення напруги 14В)

Передавальну функцію БПЛА отримаємо з рівнянь (2.28)

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

$$\Delta\omega_z + (-25,34\Delta T_1) + 12,67T_2 + 12,67T_4 = 0, \quad (2.36)$$

$$\Delta P + \Delta\omega_z = 0. \quad (2.37)$$

З урахуванням $\Delta\omega_z$ з виразу (2.31) та рівняння (2.30), можемо записати наступний вираз

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

Таким чином рівняння входу в систему матиме значення

$$\Delta P = \pm(50,68\Delta T_i). \quad (2.39)$$

Звідки передавальна функція об'єкта управління прийме вигляд

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

Математичні моделі наступних елементів розглянутої системи викладемо нижче:

Підсилювача потужності:

1) робоча точка підсилювача : [0; 0];

2) лінеаризація сигналу на вході підсилювача: $\Delta U_3(t) = [0; 5]$, В;

3) лінеаризація сигналу на вході підсилювача: $\Delta U_{пп}(t) = [0; 11]$, В;

4) заданий коефіцієнт передачі підсилювача:

$$k = \Delta U_{\text{пп}}(t) / \Delta U_3(t) = 115 = 2,2 ;$$

5) максимальне значення похибки при лінеаризації характеристики: $\delta = 0,05$ В;

6) передавальна функція розглянутого підсилювача

$$W_{\text{пп}}(s) = \frac{U_{\text{пп}}(s)}{U_{\text{ке}}(s)} = K_{\text{пп}} = 2,2.$$

Датчик кута:

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

2) похибка при лінеаризації характеристики: $\delta = 0,05$;

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

4) діапазон лінеаризації сигналу виходу датчика: $\Delta U_{\text{дк}}(t) = [0; 5]$, В;

5) задані координати робочої точки датчика: $[0; 0]$;

6) задана передавальна функція датчика

$$W_{\text{дк}}(s) = \frac{U_{\text{дк}}(s)}{\vartheta(s)} = K_{\text{дк}} = 0,63.$$

За передавальними функціями визначених елементів системи, та даних структурної схеми далі запишемо передавальні функції системи загалом.

Передавальна функція (ПФ) розглянутої в роботі системи автоматичної стабілізації:

1) передавальні функції розімкненої та замкненої системи;

2) ПФ розімкненої частини системи стабілізації за задавальним впливом

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

3) ПФ розімкненої системи стабілізації за збуренням

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

4) ПФ замкненої системи стабілізації за задавальним впливом:

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

5) ПФ замкненої системи стабілізації за збуренням

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

6) ПФ системи стабілізації для помилки в системі за задавальним впливом:

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

7) ПФ системи стабілізації для помилки в системі 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 САС зображеної на рис.2.5 передавальні функції з виразів

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

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

Визначимо $V=V(\vartheta, t)$

$$V(s)(s - 18,85) = -8,2\theta(s) - 50,75P(s) \tag{2.49}$$

Визначимо $\theta=\theta(\vartheta, t)$

$$V(s)(s - 18,85) = -8,2\theta(s) - 50,75P(s) \tag{2.49}$$

$$\theta(s)(s + 13,87) = 712,55V(s) - 12,3P(s). \tag{2.50}$$

Поеднаємо (2.48) та (2.49) і запишемо

$$V(s)((s - 18,85)(s + 13,87) + 5842,91) = P(s)(-50,75s - 603,04)P(s). \tag{2.51}$$

Поеднаємо (2.47) та (2.50) і запишемо

$$\theta(s)((s - 18,85)(s + 13,87) + 5842,91) = P(s)(-12,3s - 35930,06), \tag{2.52}$$

Використовуючи наведені вище рівняння запишемо ПФ.

$$W_V(s) = \frac{V(s)}{\vartheta(s)} = -\frac{0,009s+0,11}{(0,0002s^2-0,0009s+1)} \tag{2.53}$$

$$W_{\theta}(s) = \frac{\theta(s)}{\vartheta(s)} = \frac{-0,002s-6,44}{(0,0002s^2-0,0009s+1)}, \tag{2.54}$$

Функціональну схему стабілізації висоти спростимо для полегшення аналізу системи. Після проведених перетворень структурна схема системи та передавальні функції стабілізації висоти мають остаточний вигляд.

Структурна схема САС приведена на рис. 2.8.

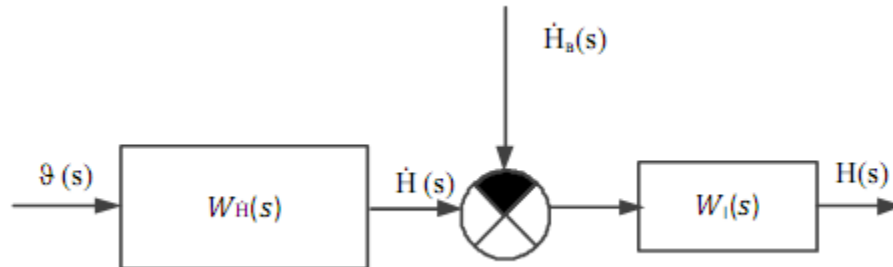


Рисунок 2.8 – Схема автоматичної стабілізації висоти, де

$W_{\dot{H}}(s)$ – передавальна функція модуля вертикальної швидкості;

$W_I(s)$ – передавальна функція інтегратора;

зображення:

$\vartheta(s)$ – кута тангажа;

$M_z(s)$ – моменту збурення;

$H(s)$ – висоти;

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

Передавальна функція модуля вертикальної швидкості має вигляд

$$W_{\dot{H}}(s) = \frac{\dot{H}(s)}{\vartheta(s)} = \frac{-0,011s - 6,55}{(0,0002s^2 - 0,0009s + 1)}. \quad (2.55)$$

Далі робимо аналіз якостей об'єкта автоматичної стабілізації.

2.3 Аналіз властивостей об'єкта автоматичної стабілізації

Проведемо для оцінки якостей моделювання об'єкту автоматичної стабілізації в MatLab Simulink.

Схема ОАС виглядає наступним чином (рис.2.9).

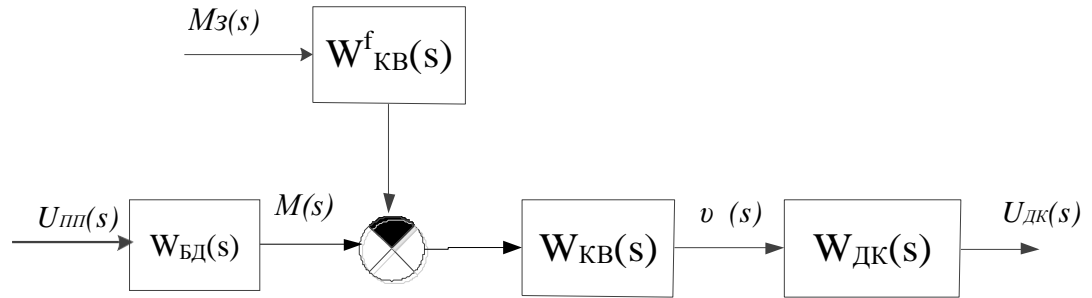


Рисунок 2.9 – Схема ОАС

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

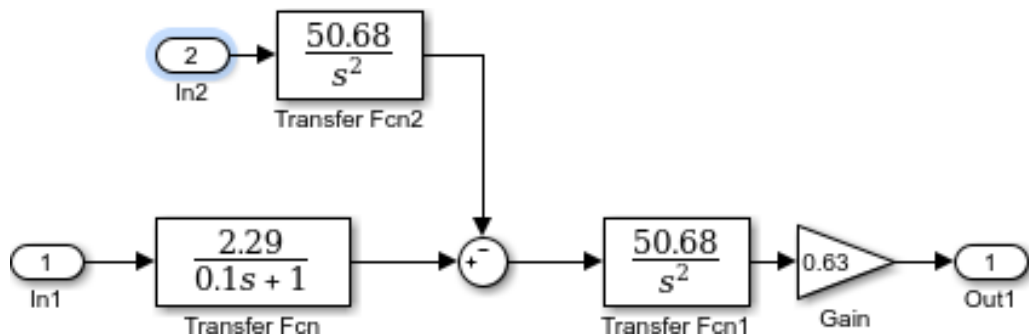


Рисунок 2.10 – Схема моделі ОАС в Simulink

Отримані графіки моделювання перехідних процесів приведені на рисунках (рис. 2.12, рис.2.13).

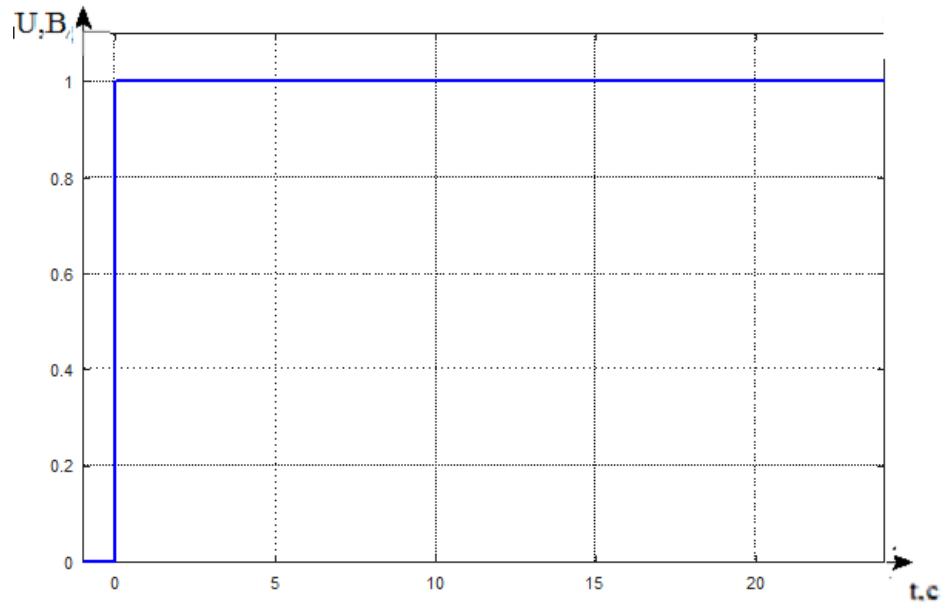


Рисунок 2.11 – Зображення впливу на систему $\Delta U(t)=1В$

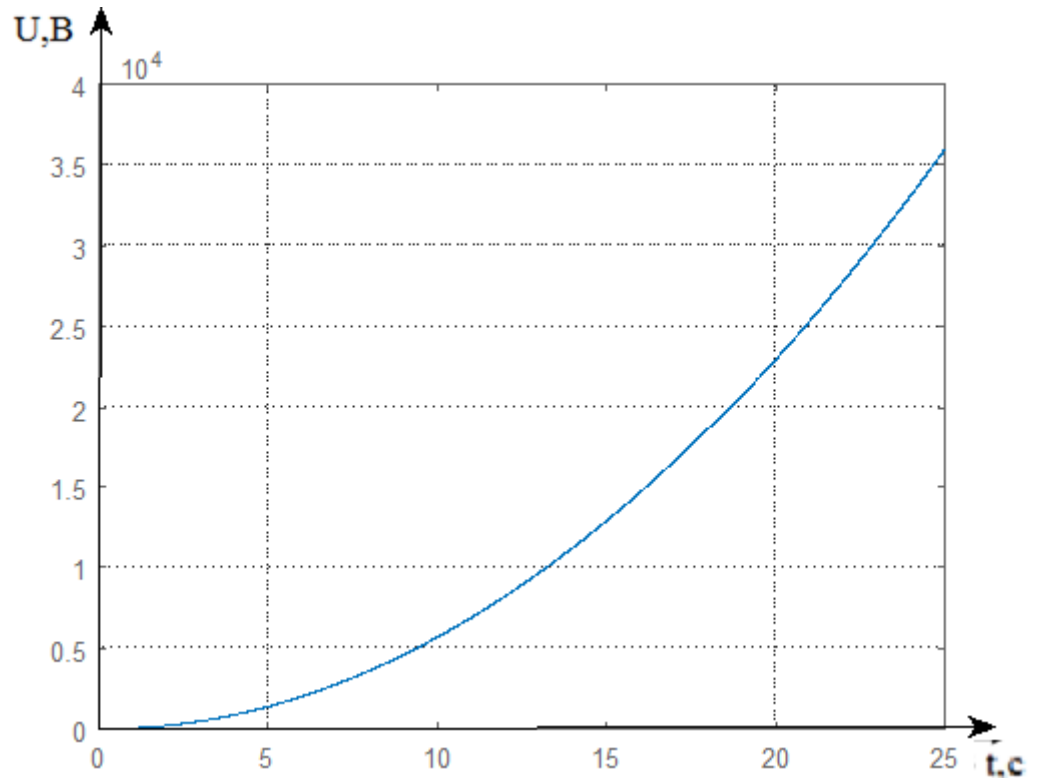


Рисунок 2.12 – Зображення перехідного процесу ОАС за впливом

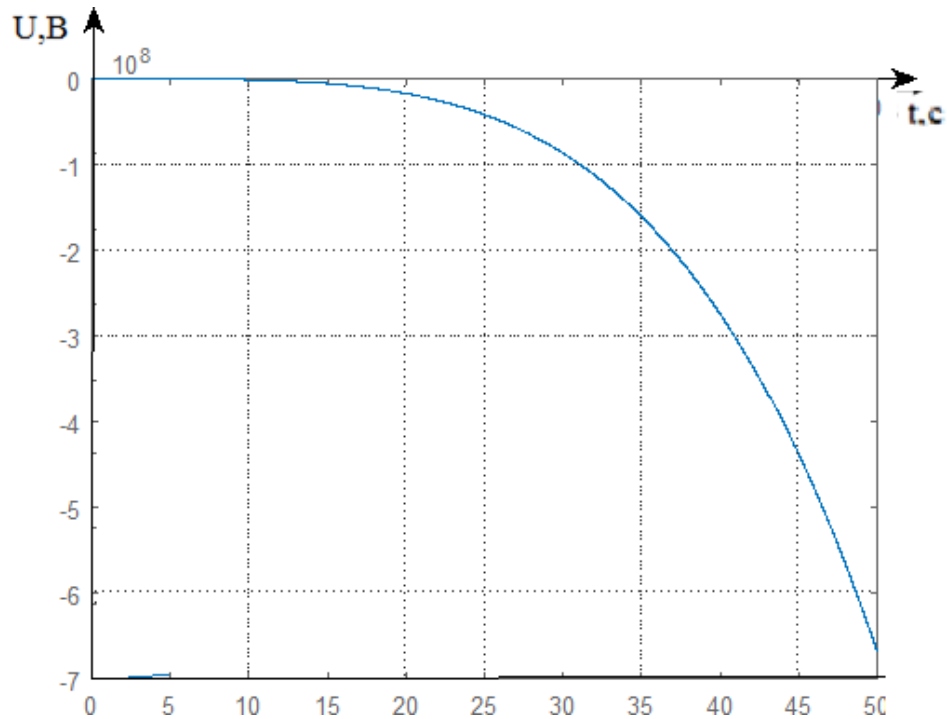


Рисунок 2.13 – Зображення перехідного процесу ОАС за збуренням

З вигляду зображень перехідних процесів ОАС можна зробити висновок, що він не є стійким.

Розглянемо далі контур керування висотою і проведемо аналіз його характеристик.

Тому що характеристичне рівняння системи включає від’ємні коефіцієнти, система стабілізації висоти не стійка. Беручи до уваги, що система стабілізації є першого порядку астатизму, при цьому забезпечується точність, проте в частотній області відбувається зсув по фазі на значення -90 градусів, то для створення потрібних запасів стійкості має сенс мати в складі системи ПД ланку, тобто потрібен в системі стабілізації ПД регулятор. Параметри регулятора обирались використанням команди Tune, яка входить до складу PID Controller.

Правильна робота цього блоку регулятора при роботі в системі передбачає заходи, які дозволяють виключити інтегральне насичення. Вибір параметрів регулятора може бути проведено або за допомогою ручного підбору або з використанням автоматичного режиму. При цьому рівняння, яке описує роботу регулятора, може бути представлено в вигляді

$$u(t) = P + D = K_p e(t) + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (2.57)$$

Передавальна функція ПД регулятора системи стабілізації при цьому має вигляд:

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

Модель, яка їй відповідає в MatLab Simulink, повинна мати вигляд відповідно (рис. 2.14)

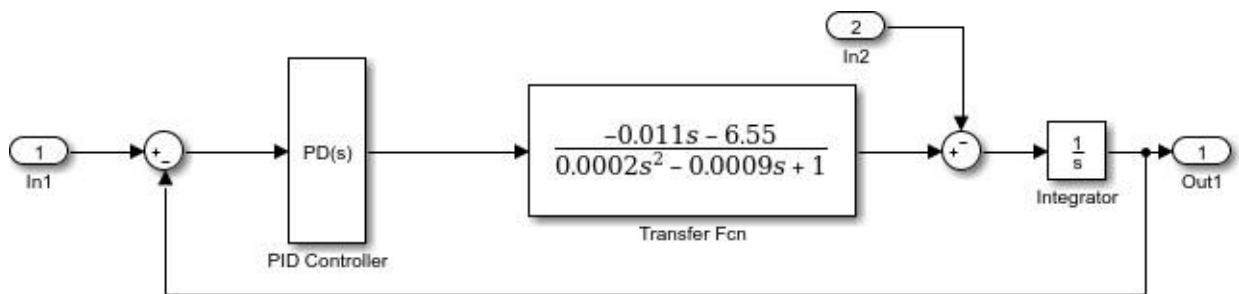


Рисунок 2.14 – Моделювання САС висоти в пакеті MatLab

Результати проведеного моделювання, які представлені у вигляді відповідних перехідних процесів, які зображені на рис. 2.15 та на рис. 2.16, та результати побудови частотних характеристик системи наведені на рис.2.17.

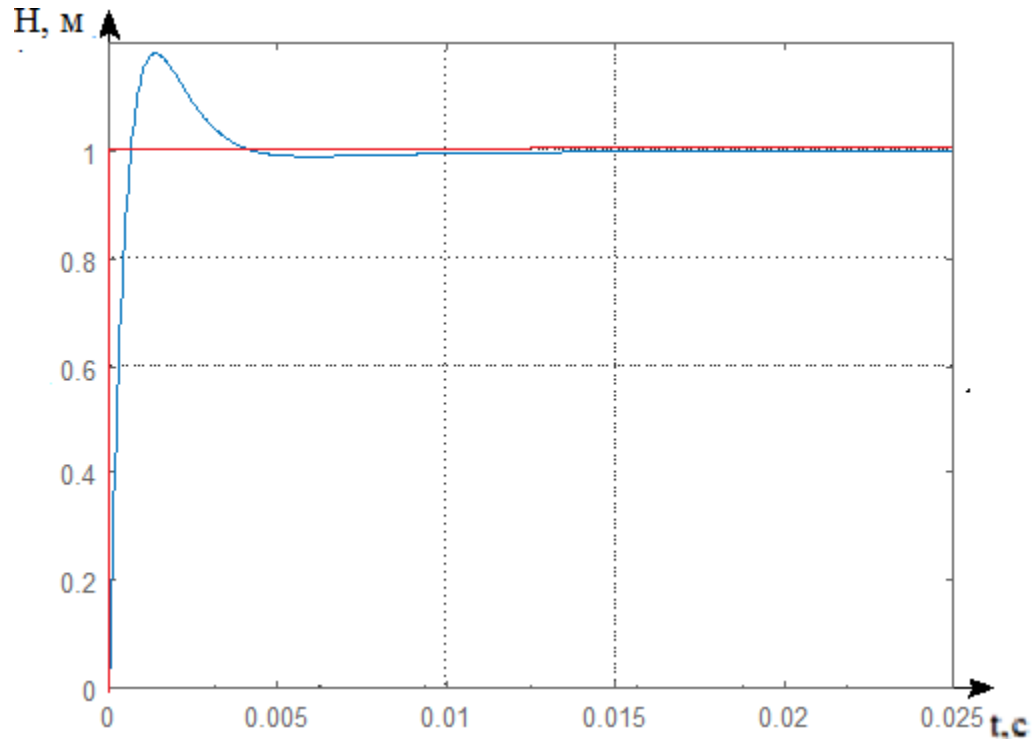


Рисунок 2.15 – Зображення перехідного процесу, що відбувається в системі стабілізації висоти при подачі задавального впливу

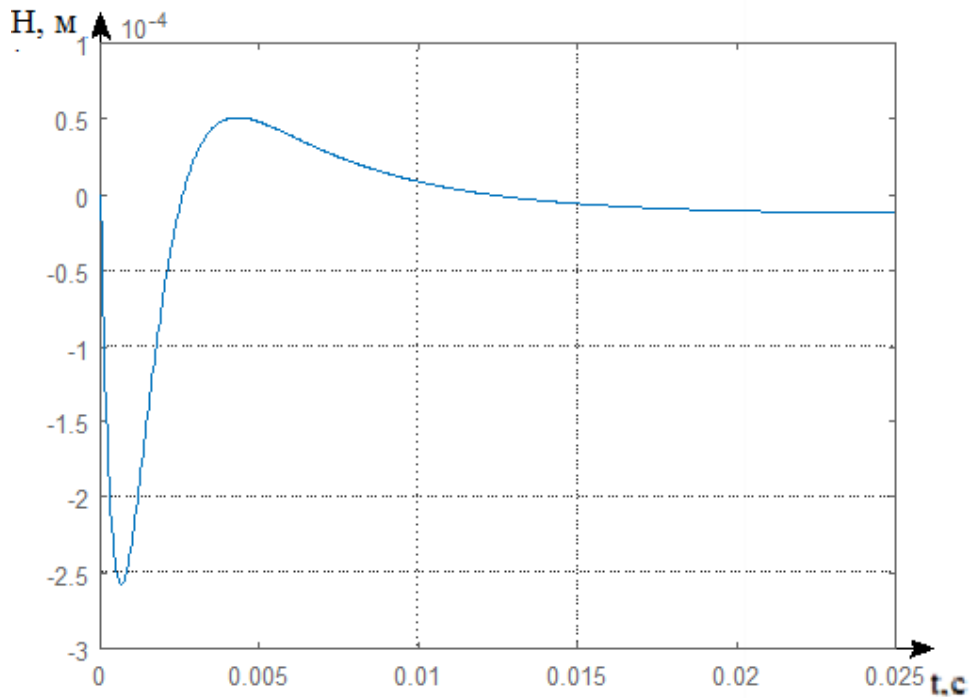


Рисунок 2.16 – Зображення перехідного процесу, що відбувається в системі стабілізації висоти при подачі збурення

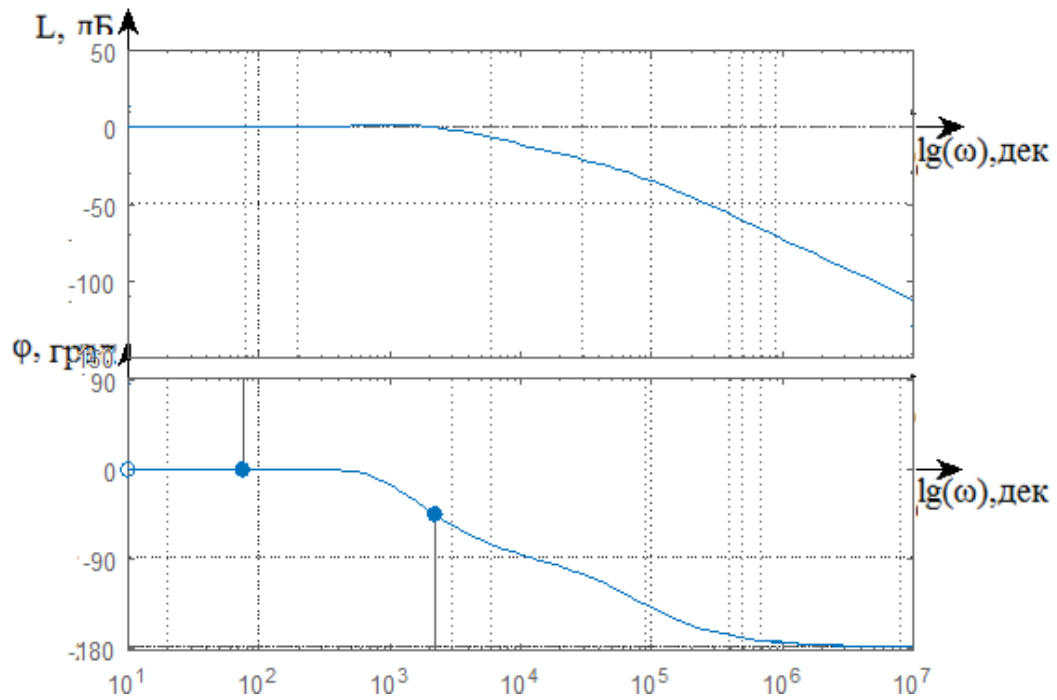


Рисунок 2.17 – Частотні характеристики ОАС

Отримавши перехідні характеристики системи, що розглядається в роботі, на наступному етапі ми маємо визначити необхідні показники якості, Ці показники якості відображенні в табл. 2.1 та 2.2.

Таблиця 2.1 – Якість системи при моделюванні системи стабілізації за керуючим впливом

$\epsilon_{уст}, \%$	M	$t_{пп}, с$	$\sigma, \%$	$\varphi_z,$	$L_z, дБ$
0	0	0,0006	15,9	71,74	24,2

Таблиця 2.2 – Якість системи при моделюванні системи стабілізації за збуренням

$\epsilon_{уст}, \%$	M	$t_{пп}, с$	$\sigma, \%$	$\varphi_z,$	$L_z, дБ$
0,5	0	0,025	0,05	71,74	24,2

Аналіз отриманих при моделюванні результатів показав, що САС висоти, що розглядається, є стійкою.

Далі є доцільним створити загальну САС, яка включає регулятори, загального та окремо для контурів управління.

Далі потрібно синтезувати закон керування, після цього оцінити властивості системи та визначити необхідність введення корегуючої ланки в систему.

2.4 Синтез закону управління для пристрою автоматичного стабілізації

Для початку проаналізуємо найбільш розповсюджені типи регуляторів систем керування, далі розробимо на барі розглянутих регуляторів закон управління для керування повздовжнім рухом розглянутого в роботі БПЛА.

ПД регулятор – найбільш розповсюджений для створення систем управління БПЛА. ПД регулятора дозволяє мінімізувати статичну помилку і стабілізувати об'єкт керування. ПД регулятори використовують для забезпечення стабільності розробляємих систем. Якість роботи таких регуляторів аналізують при поданні одиничного сигналу. ПД регулятор може використовуватись для стабілізації системи при польоті. Регулятор (2.83) в загальному випадку містить три типові елементи: пропорційну, диференціальну та інтегральну:

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

ПД регулятор, як спрощений ПД-регулятор, легший в застосуванні. Але він має недоліки, зокрема, статичну помилку. Такого не має в ПД-регуляторі. Регулятор включає дві складові: пропорційної і диференціальної (2.59):

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

Для ПД та ПД регуляторів коефіцієнт може обиратися вручну, або за допомогою метода Зіглер-Ніколса.

Линейно-квадратичний регулятор (ЛКР) можна використати для управління БПЛА, що пересувається за маршрутом.

Синтез управління, що проводиться з ЛКР регулятором, має задачу оптимізації (2.60):

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

Для нормальної роботи ЛКР-регулятора потрібно обрання параметрів регулятора. Далі розглянемо моделювання системи управління з урахуванням заданих умов та зовнішніх впливів.

2.4.1 Моделювання динаміки САП кутом тангажа

Стійкість системи стабілізації приведена на (рис. 2.6).

Характеристичне рівняння даної розімкнутої системи включає нульові коефіцієнти, тому система не є стійкою. Причиною цього є те, що вона включає подвійний інтегратор. Вплив інтегратора можливо зменшити за рахунок включення в систему регулювання форсуючої ланки.

Форсуюча ланка збільшить швидкодію та робить менше коливальність системи.

Визначимо розглянуту передавальну функцію, починаючи з коефіцієнта регулятора.

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

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

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

$$\begin{aligned}\lim_{s \rightarrow 0} (\Phi_{\varepsilon}^f(s) \cdot M_3(s) s = \varepsilon_{\text{max}} &= \lim_{s \rightarrow 0} 0 \left(\frac{5,068s + 50,68}{0,1s^3 + s^2 + 160,9k_p} \cdot \frac{0,05}{s} \right) \\ &= \frac{50,68 \cdot 0,05}{160,9k_p} \leq \Delta u_{\text{дод}}, \\ k_p &\geq \frac{50,68 \cdot 0,05}{160,9 \cdot 0,025} \geq 0,63.\end{aligned}\quad (2.63)$$

Розрахунок доводить, що необхідно буде рахуватися з мінімальним значенням коефіцієнта $k_p=0,63$.

Для забезпечення потрібних показників використаємо метод знаходження оптимальних значень для сталих часу. Розрахунок проводиться в Matlab, необхідний код для програмі розрахунку буде наведено у Додатку Б.

Використавши номограми, з'ясували постійні часу, що відповідні потрібним запасам амплітуди і фази.

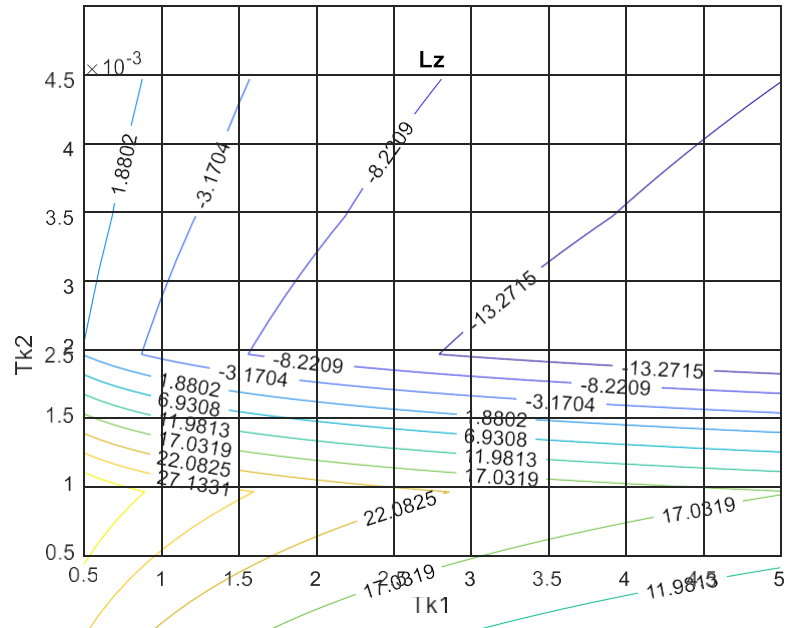


Рисунок 2.18 – Номограма для визначення запасу по амплітуді L

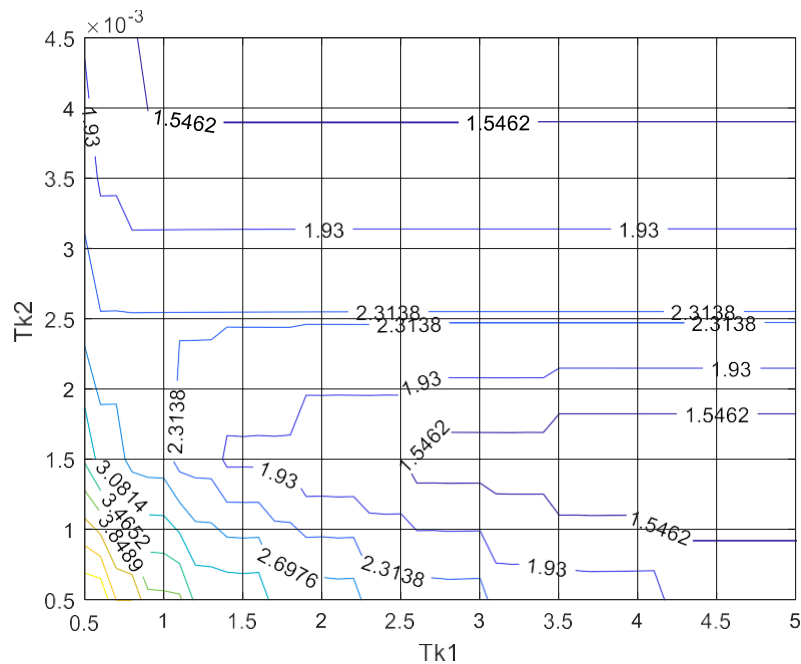


Рисунок 2.19 – Номограма для визначення запасу по фазі

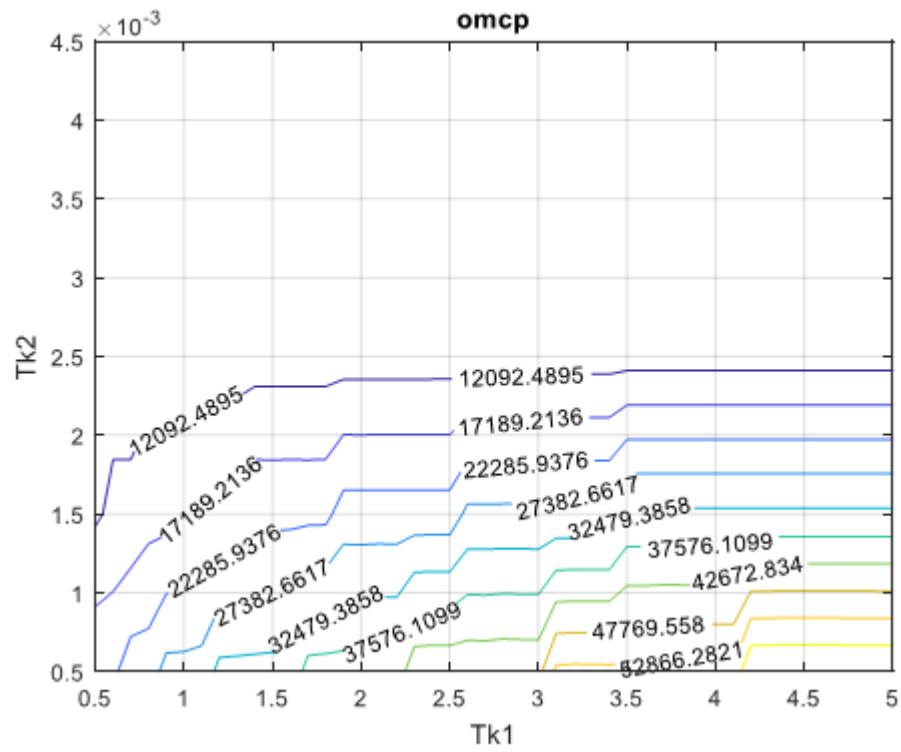


Рисунок 2.20 – Номограма для визначення запасу стійкості по частоті зрізу

Далі можемо зазначити необхідні для розрахунку сталі часу $T_2 = 0,001$ та $T_1 = 1$.

Передавальна функція регулятора виглядає як

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

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

Включимо регулятор розглянуто в систему стабілізації. Визначимо передавальну функцію замкненої системи за задавальним впливом.

$$\Phi(s) = \frac{U_{дк}(s)}{U_3(s)} = \frac{W(s)W_p(s)}{1 + W_p(s) \cdot W(s) \cdot W_{дк}(s)} \quad (2.65)$$

$$= \frac{W_k(s) \cdot W(s) \cdot W_d(s) \cdot W_{oy}(s) \cdot W_p(s)}{1 + W_k(s) \cdot W(s) \cdot W_d(s) \cdot W_{oy}(s) \cdot W_{дк}(s) \cdot W_p(s)}$$

$$= \frac{160,9 + 160,9s}{101,78 + 101,78s + s^2 + 0,1001s^3 + 0,0001s^4}$$

Зроблена перевірка системи за критерієм Гурвіца, та методом Ляпунова показала, що система стійка (рис. 2.21).

```
>> 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 2.21 – Результати перевірки системи на стійкість в Matlab

Результати моделювання показані на рис. 2.22-2.25.

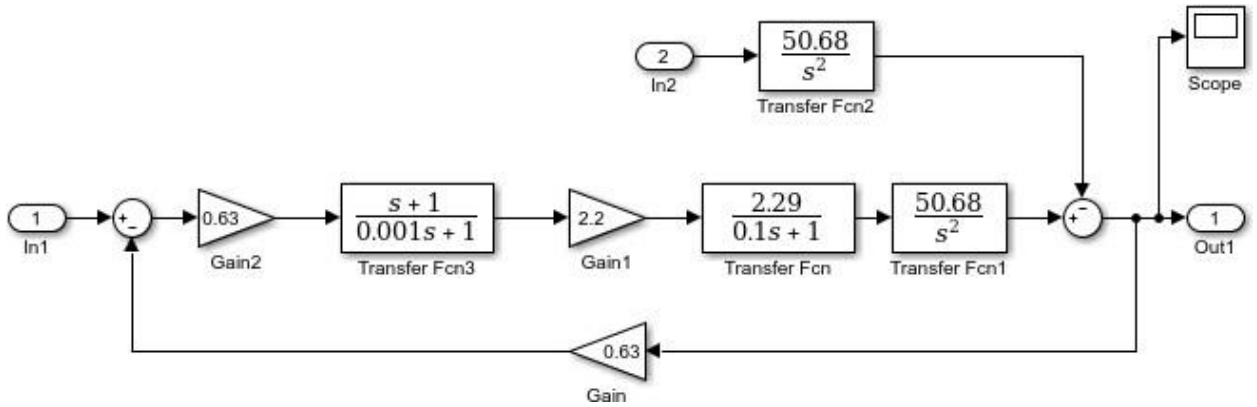


Рисунок 2.22 – Моделювання САС кута тангажа у MatLab

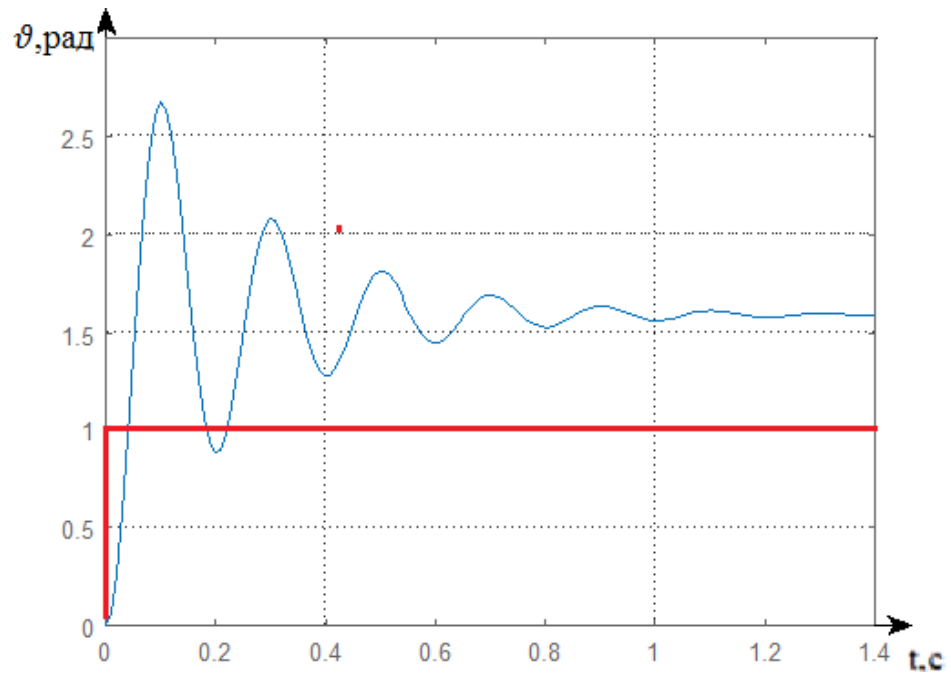


Рисунок 2.23 – Процеси в системі стабілізації кута тангажа за задавальним впливом

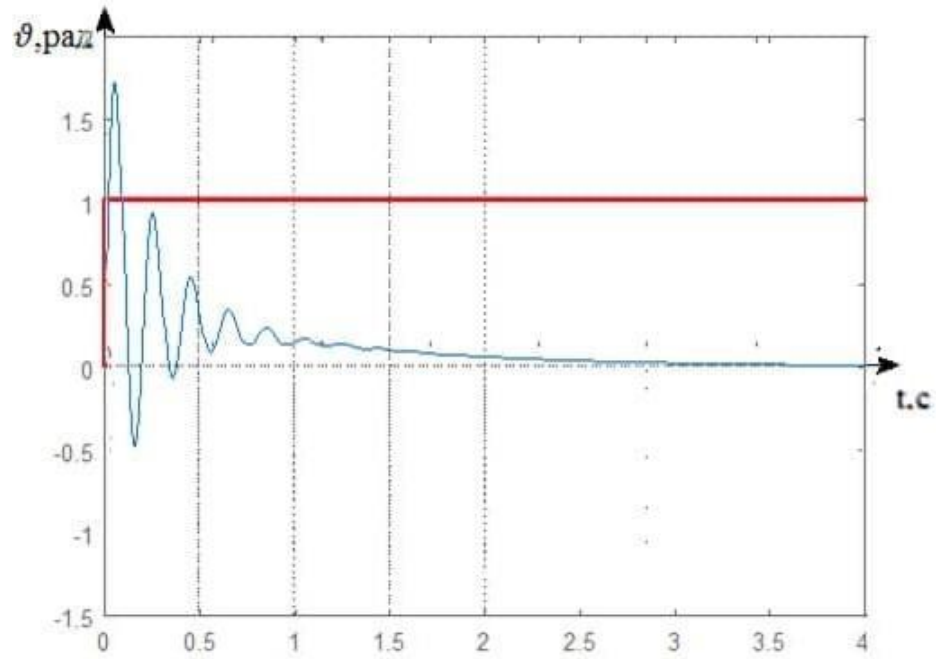


Рисунок 2.24 – Процеси в системі стабілізації для кута тангажа за збуренням

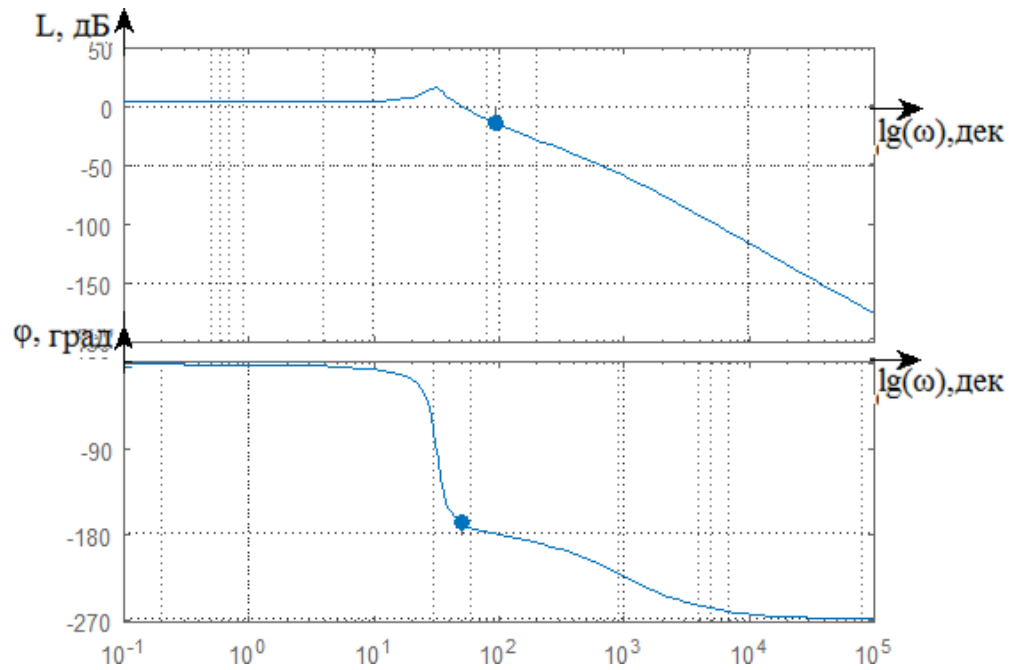


Рисунок 2.25 – Частотні характеристики ОАС за задавальним впливом

Показники якості, системи показані в табл. 2.2.

Таблиця 2.2 – Якість системи стабілізації

	$t_{\text{ш}}, \text{с}$	$\sigma, \%$	$\varepsilon_{\text{уст}}, \%$	M	$\varphi_z,$	$L_z, \text{дБ}$
за збуренням	4	0	0	5,5	11,7	14
за керуючим впливом	1,4	0	0	5	11,7	

2.4.2 Синтез коригувального елемента першого контуру стабілізації кута тангажа методом ЛАЧХ

Використання частотних характеристик – ЛАЧХ є один з головних методів для синтезу коригуючого звена. Для цього треба розглянути передавальну функцію розімкненої системи як дріа передавальних функцій типових динамічних ланок, які пов'язані частотами сполучення.

Побудову починається з правої низькочастотної ділянки частини, початок обирається відповідно до коефіцієнта передачі розімкненої частини системи.

Далі будуються асимптотичні характеристики для всіх розрахованих частин передавальної функції.

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

$$\begin{aligned}
 W(s) &= \frac{U_{\delta}(s)}{U_3(s)} = W_k(s) \cdot W(s) \cdot W_d(s) \cdot W_{oy}(s) \cdot W_p(s) \\
 &= \frac{161,56}{s^2(0,1s + 1)} \cdot \frac{s + 1}{0,001s + 1}
 \end{aligned}
 \tag{2.66}$$

Основні дані для побудови наявної ЛАЧХ:

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

Коефіцієнт розімкнутої САС дорівнює значенню $k_{\text{сис}} = 161,56$, тому запишемо для визначення значення помилки по швидкості:

Задано: $\vartheta_{max} = 3,14$ рад.

Визначимо максимальну напругу: $U_{max} \cdot K_{дк} = 3,14 \cdot 0,63 = 1,98$,
при цьому час перехідного процесу в системі задаємо значенням $t_{пп} = 1$ с.

Швидкість V_{max} визначимо за формулою

$$V_{max} = \frac{U_{max}}{t_{пп}} = \frac{1,98}{1} = 1,98 \text{ (В/с)}$$

Значення швидкісної похибки задамо у розмірі 5% від значення U_{max} , тобто $\varepsilon_{ск} = 0,05$ при значенні $U_{max} = 0,099$ В.

Для обраних нами значень знайдемо потрібний коефіцієнт розімкнутої системи з урахуванням заданої точності:

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

За допомогою виразу

$$k_{тр} = k_{сис}k_{кор},$$

де: $k_{сис}$ – коефіцієнт підсилення наявної системи;

$k_{тр}$ – коефіцієнт підсилення скоригованої системи;

$k_{кор}$ – коефіцієнт підсиленню коригувального елемента.

$$k_{\text{кор}} = \frac{k_{\text{тр}}}{k_{\text{сис}}} = 206,6 = 0,12.$$

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 розглянута на рис. 2.26.

Для побудови бажаної частотної характеристики визначаємо частоту зрізу.

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

Зображення бажаної характеристики системи зображені на рис. 2.26.

Побудова передавальної функції для коригувальної ланки потребує визначення постійних часу

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

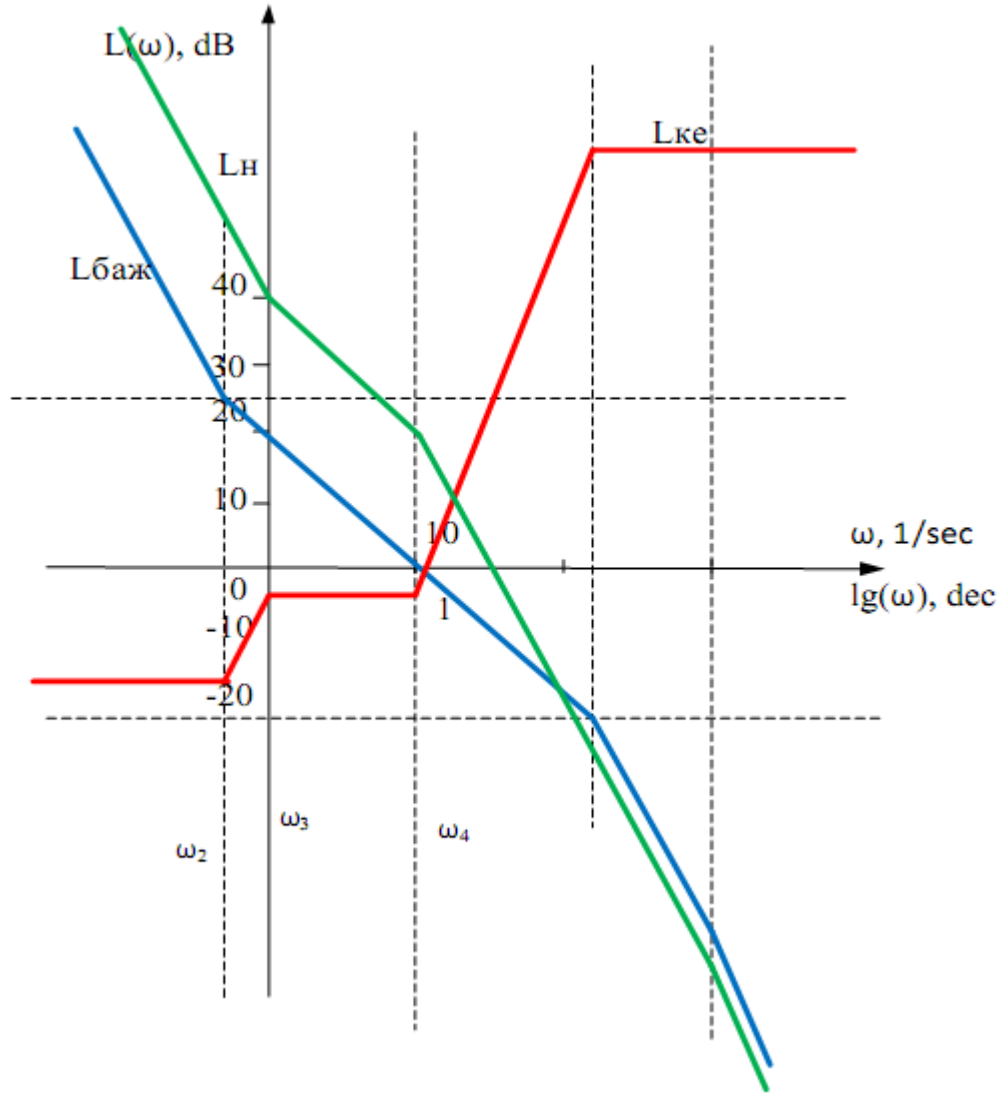


Рисунок 2.26 – Бажана, наявна, ЛАЧХ коригуючої ланки

Передавальна функція коригуючого елемента створеного методом ЛАЧХ:

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

Виведемо з виразу (2.64) передавальну функцію для коригуючого елемента

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

Передавальна функція замкненої системи за задавальним впливом

$$\begin{aligned} \Phi(s) &= \frac{U_{дк}(s)}{U_3(s)} = \frac{W(s)W_{ке}(s)}{1 + W(s) \cdot W_{дк}(s)W_{ке}(s)} \\ &= \frac{W_{ке}(s) \cdot W_{пп}(s) \cdot W_{дв}(s) \cdot W_{оу}(s) \cdot W_{ке}(s)}{1 + W_{ке}(s) \cdot W_{пп}(s) \cdot W_{дв}(s) \cdot W_{оу}(s) \cdot W_{дк}(s)} \\ &= \frac{\frac{255,33}{s^2(0,1s+1)} \cdot 0,0756(3,98s+1)(0,1s+1)}{1 + \frac{160,9}{(0,1s+1)} \cdot \frac{0,0756(3,98s+1)(0,1s+1)}{s^2(0,001s+1)(0,006s+1)}} = \\ &= \frac{76,8s + 19,3}{0,000006s^4 + 0,007s^3 + s^2 + 48,4s + 12,16} \end{aligned} \quad (2.77)$$

Промодельюємо САС кута тангажу в Simulink (рис.2.26).

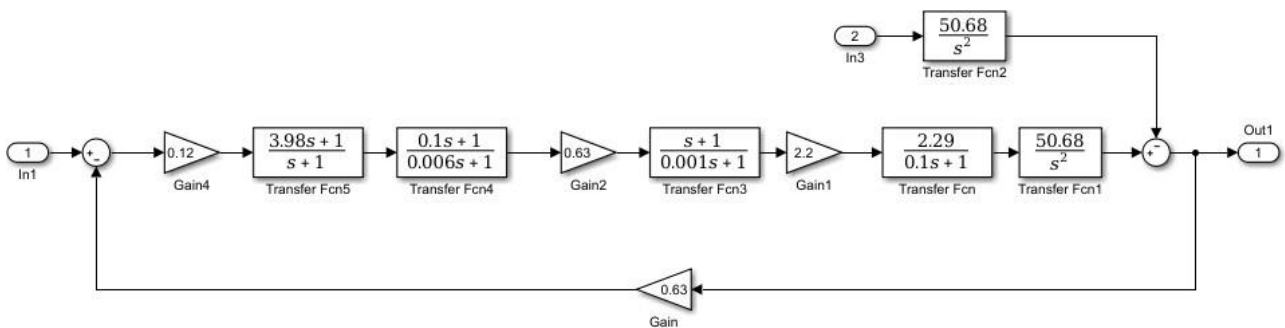


Рисунок 2.27 – САС кута тангажу в b Simulink

Результати моделювання та частотних характеристик приведені нижче.

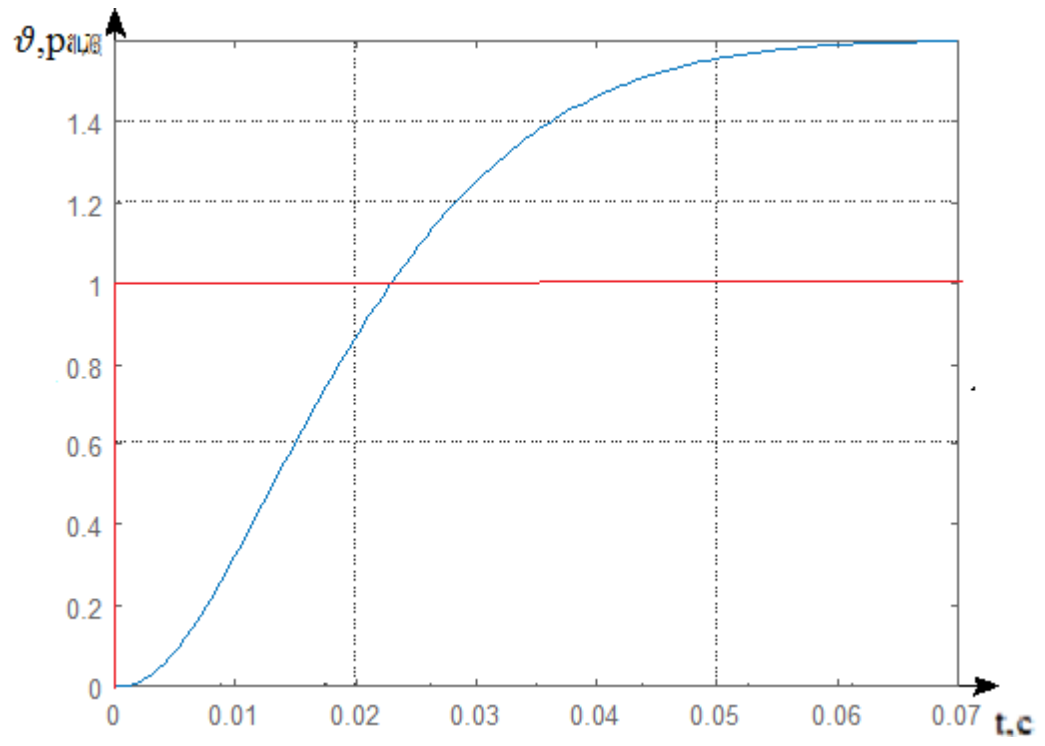


Рисунок 2.28 – Процес САС кута тангажу за задавальним
ВПЛИВОМ

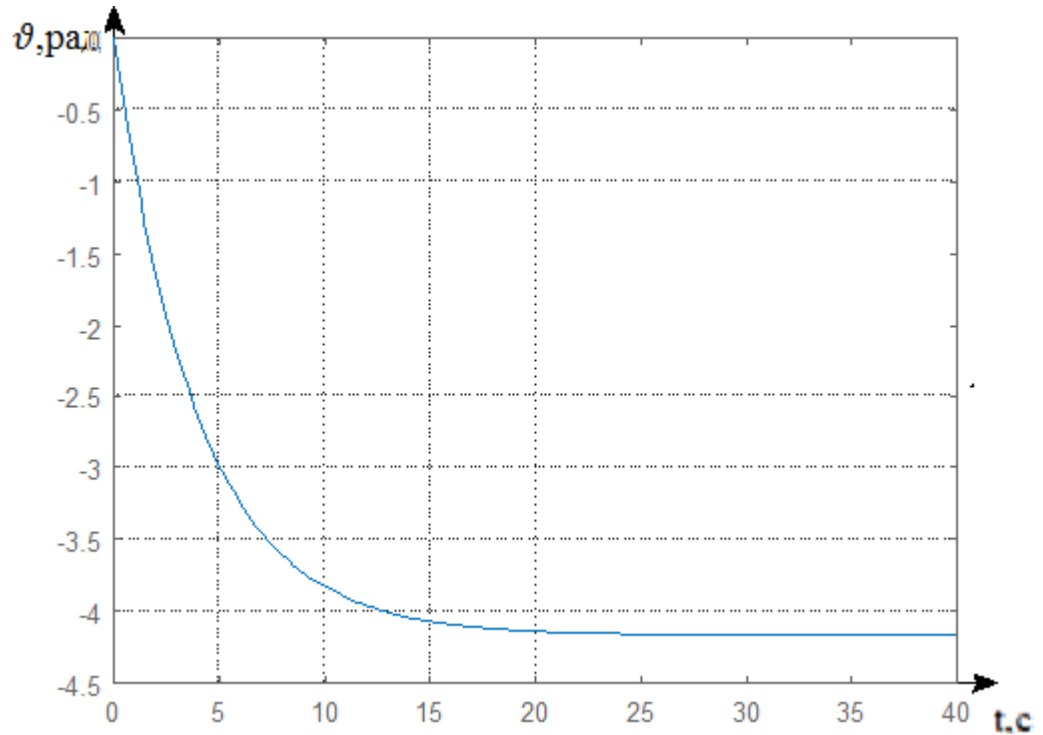


Рисунок 2.29 – Процес САП кута тангажу за збуренням

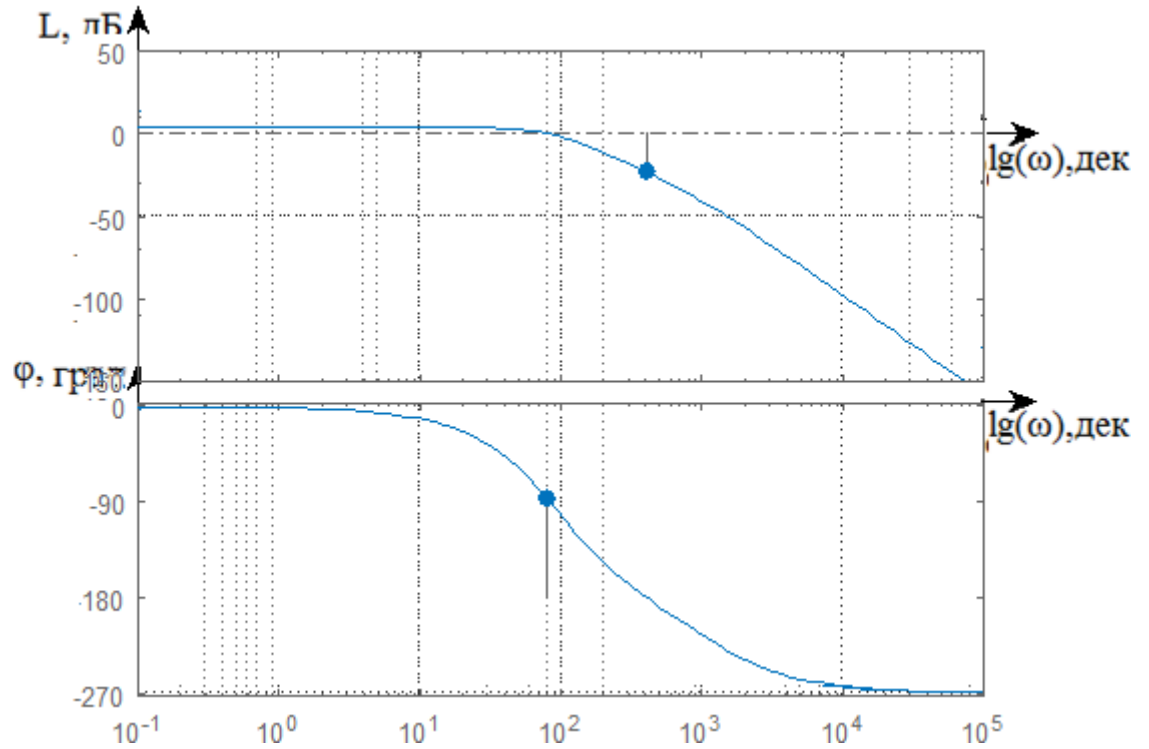


Рисунок 2.30 – Частотні характеристики САС кута тангажу за задавальним впливом

Після отримання перехідних характеристик потрібновизначити показники якості (табл. 2.3).

Таблиця 2.3 – Значення показників якості

	$t_{\text{пн}}$, с	M	$\varepsilon_{\text{уст}}$, %	σ , %	φ_3 ,	L_3 , дБ
за збуренням	25	0	3,5	0	92,6	23,2
за керуючим впливом	0,07	0	1,4	0	92,6	23,2

Система виявилася стійкою, далі коригуємо другий контуру системи стабілізації.

2.4.3 Синтез коригувального елемента другого контуру стабілізації висоти квадрокоптера

Проведемо моделювання для другого контуру стабілізації висоти в Simulink (рис.2.31).

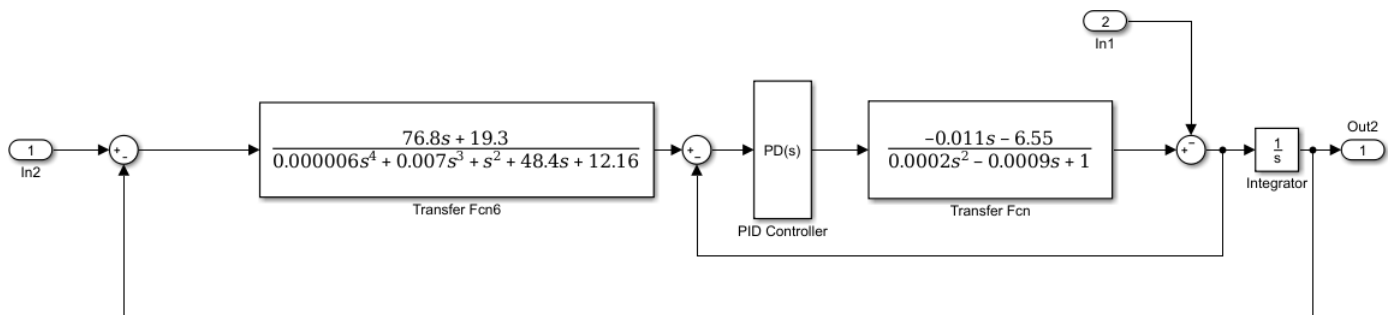


Рисунок 2.31 – Модель САС висоти

Графіки моделювання у вигляді перехідних процесів (рис. 2.32-2.33) та частотних характеристик (рис.2.34) приведені нижче.

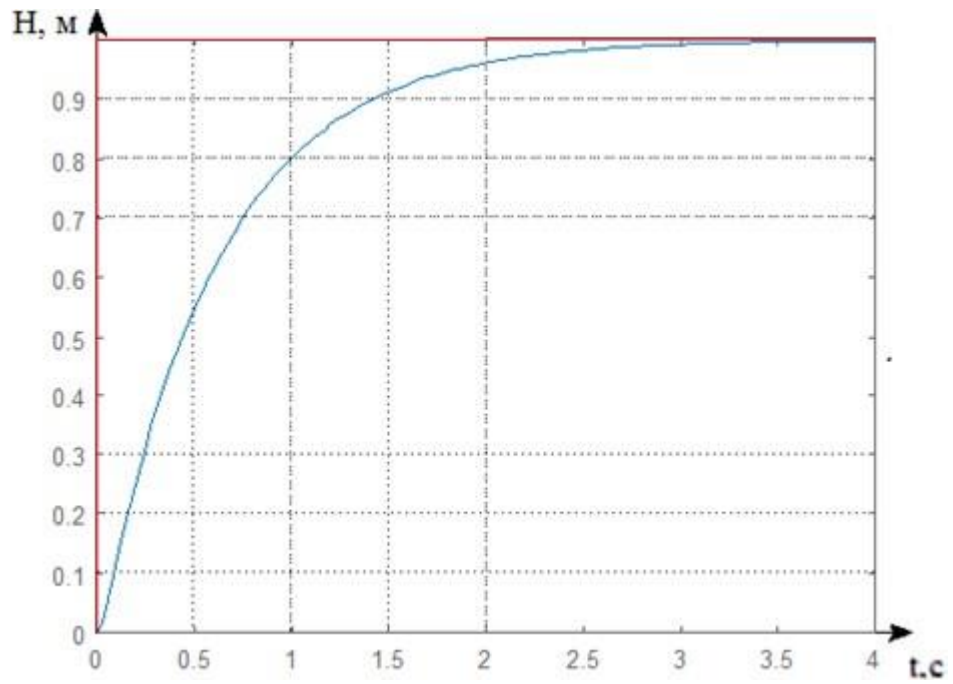


Рисунок 2.32 – Процес САС кута тангажу за задавальним
ВПЛИВОМ

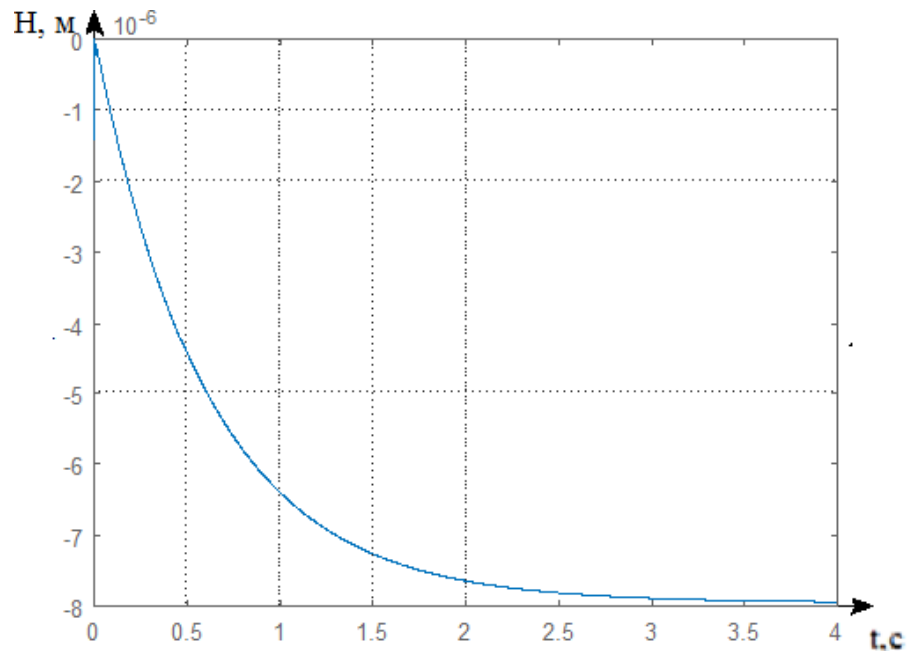


Рисунок 2.33 – Процес САС висоти за збуренням

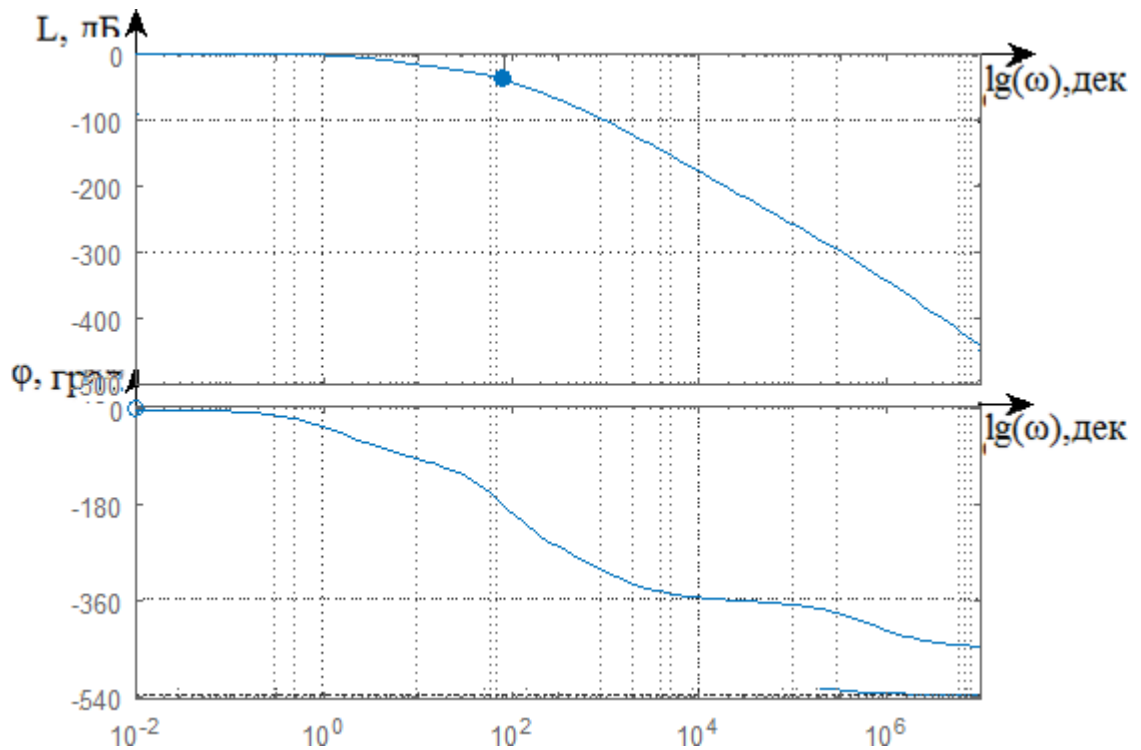


Рисунок 2.34 – Частотні характеристики САС висоти за задавальним впливом

Потім представимо показники якості в табл. 2.4.

Таблиця 2.4 – Значення показників якості системи

	$\epsilon_{уст}, \%$	$t_{пп}, с$	M	$\sigma, \%$	$L_z, дБ$	$\phi_z,$
за збуренням	0	4	0	0	38,6	180
за керуючим впливом	0	4	0	0	38,6	180

Система виявилася стійка, значення показників якості задовольняють заданим умовам ТЗ, при цьому час перехідного процесу більше за заданій, тобто потрібно ввести в систему П-регулятор. Коефіцієнт регулятора розраховуємо нижче.

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

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

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

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

$$\leq \Delta u_{\text{дод}},$$

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

де

$$W_H(s) =$$

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

Модель має вигляд (рис. 2.35), а результати моделювання (рис 2.36-2.38) приведені нижче.

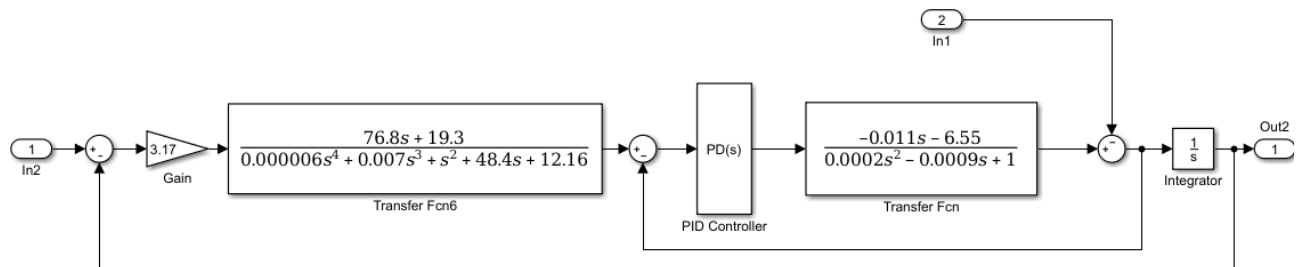


Рисунок 2.35 – Модель системи стабілізації висот БПЛА

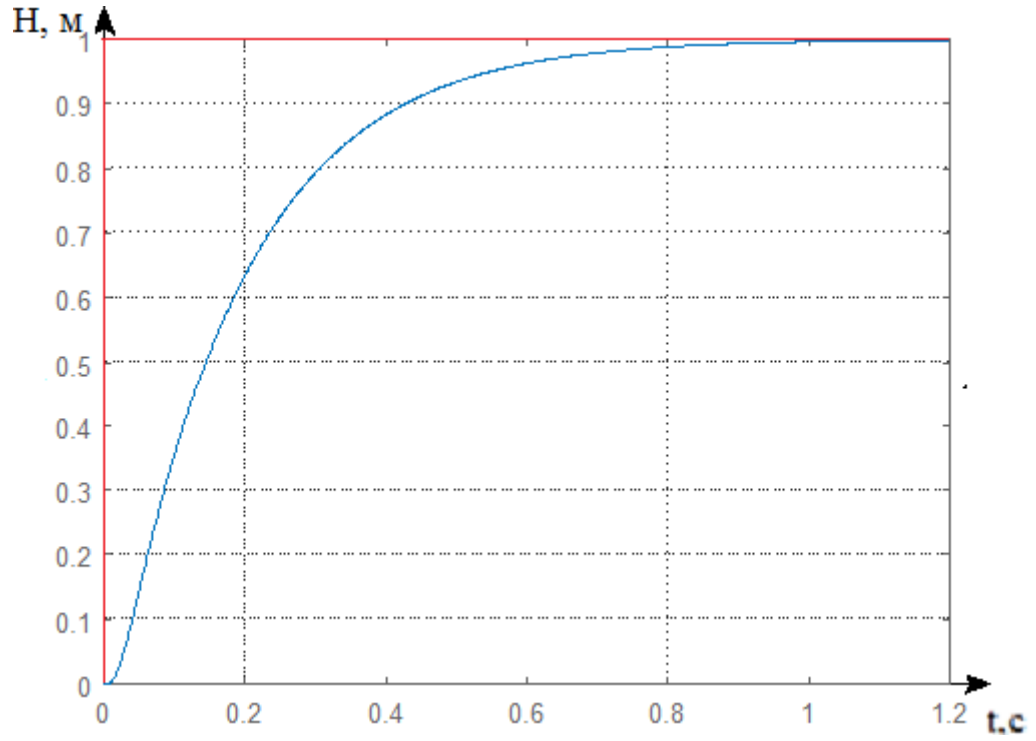


Рисунок 2.36 – Процес САС висот БПЛА

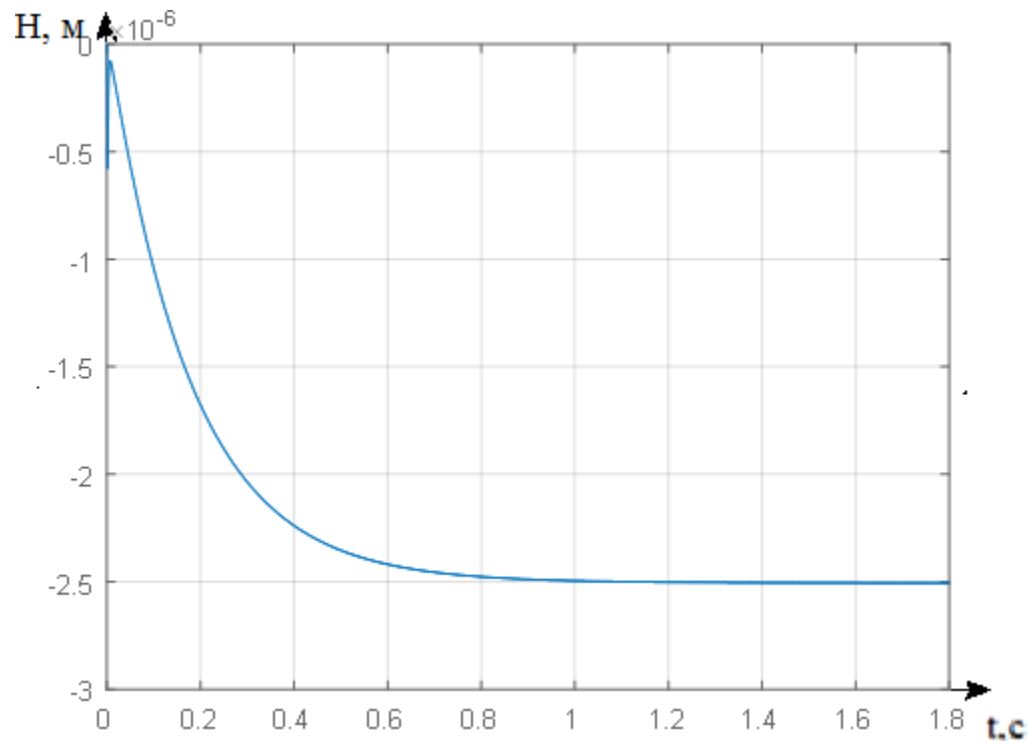


Рисунок 2.37 –Процес САС висоти БПЛА за збуренням

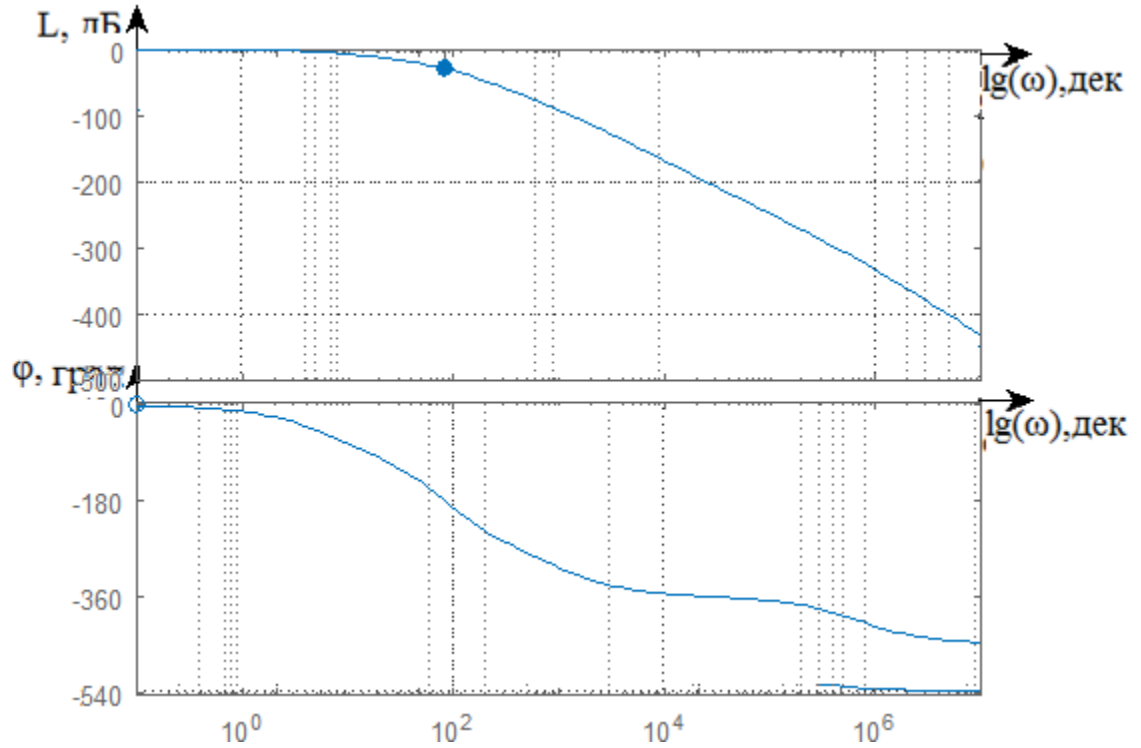


Рисунок 2.38 – Частотні характеристики САС висоти за задавальним впливом

Значення показників якості представлені в таблиці нижче.

Таблиця 2.5 – Значення показників якості в системі

	$\varepsilon_{уст}, \%$	$\sigma, \%$	$t_{пп},$ с	M	$\varphi_z,$	$L_z, дБ$
за збуренням	0	0	1,2	0	180	28,3
за керуючим впливом	0	0	1	0	180	28,3

Система задовольняє вимогам ТЗ, вона стійка.

3 КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА

Орієнтація квадрокоптера в просторі задається такими кутами як : тангаж, крен та рискання. Для керування БПЛА треба керувати каналами управління БПЛА , тобто газом, тангажем та рисканням [31]. Найважливішим є напрямок обертання гвинтів, що обирається з врахуванням обертального моменту. У випадку, коли всі двигуни можуть обертатись в один бік, корпус БПЛА починає обертатися в інший, з-за впливу обертальних моментів. По цій причині одна пара моторів БПЛА повинна обертатися в одну сторону, а друга пара в іншу. Виникнення обертальних моментів при цьому може бути використано для зміни значення кута рискання за рахунок того, що швидкість однієї пари моторів збільшується, а швидкість іншої пари при цьому залишається без змін, БПЛА в такому випадку робити оберти по вертикальній осі, що призводить до зміни кута рискання. Політний контролер управляє швидкістю обертання двигунів. Його головною задачею є циклічне виконання процедури декілька разів на протязі секунди, яка включає: зчитування показників сенсорів, перевірка каналів управління, обробка отриманої інформації та формування управляючих сигналів двигунам, для забезпечення виконання команд оператора.

На ринку присутня велика кількість сенсорів, використання яких можливе в БПЛА. Трьохосьовий акселерометр та трьохосьовий гіроскоп практично обов'язково використовується практично у всіх БПЛА. Гіроскоп призначений для вимірювання кутової швидкості, а акселерометр прискорення. Завдяки саме їм контролер може визначити поточні значення кутів. Дані сенсори можуть бути або внутрішніми (тобто вбудованими в політний контролер) , або під'єднаними зовнішніми. Визначення трьох кутів за інформацією сенсорів проводить плата MPU-6050. Розрахунки значення передаються далі на контролер у відповідності за протоколом i2c. Політний контролер зчитує цю інформацію, обробляє її і надалі передає сигнали управління моторам.

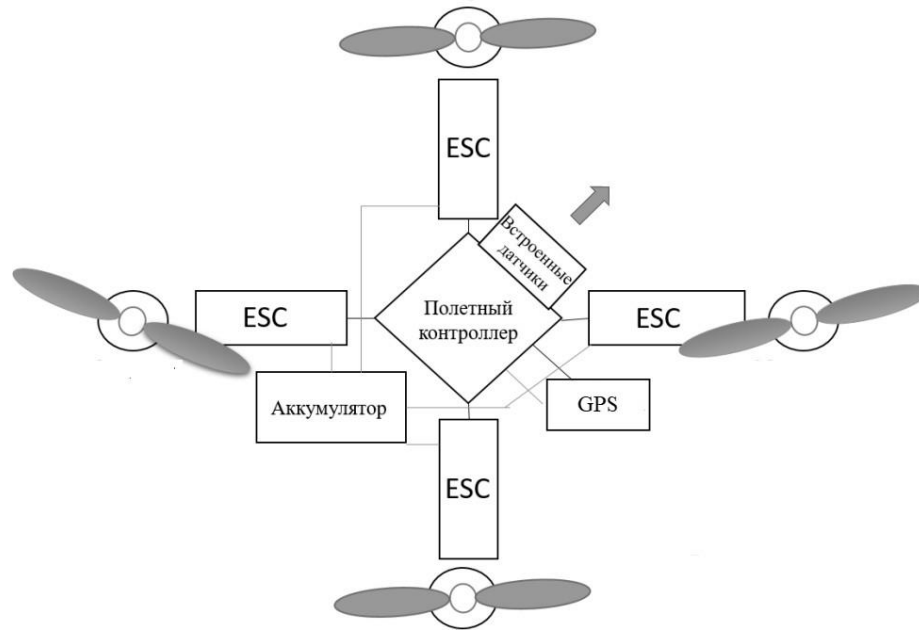


Рисунок 3.1 – Схема БПЛА

3.1 Опис складових елементів

В даній системі використовується рама типу F450 (рис. 3.2), яка має ширину 450мм з наявними отворами, призначеними для кріплення двигунів розмірами 16/19мм.

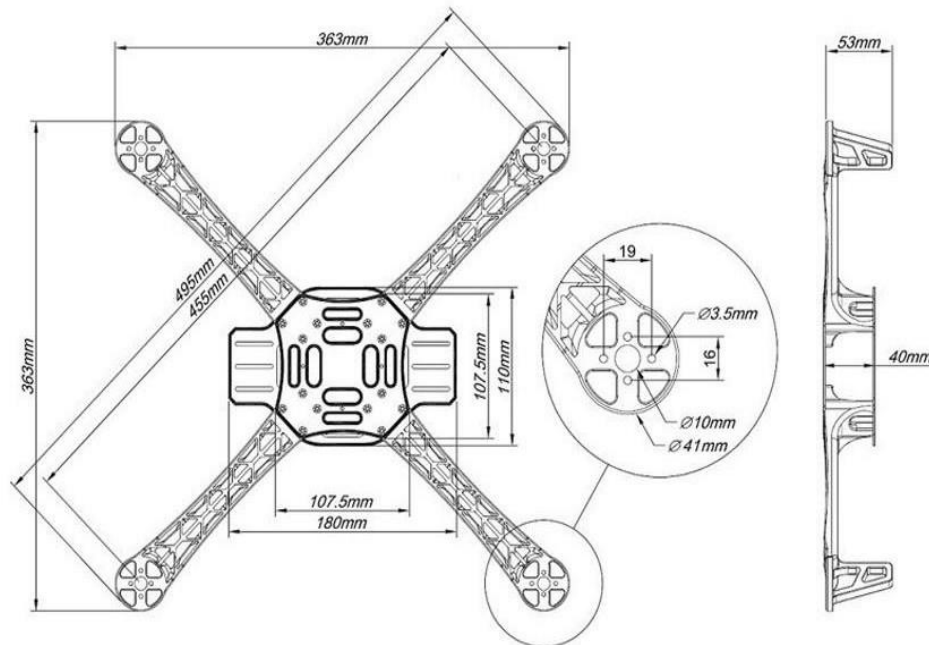


Рисунок 3.2 – Розміри рами F450 для квадрокоптера на кресленні

В квадрокоптері використовуються мотор ReadyToSky 2212920KV (зображений рис. 3.3) разом з пропелерами типу 9450.

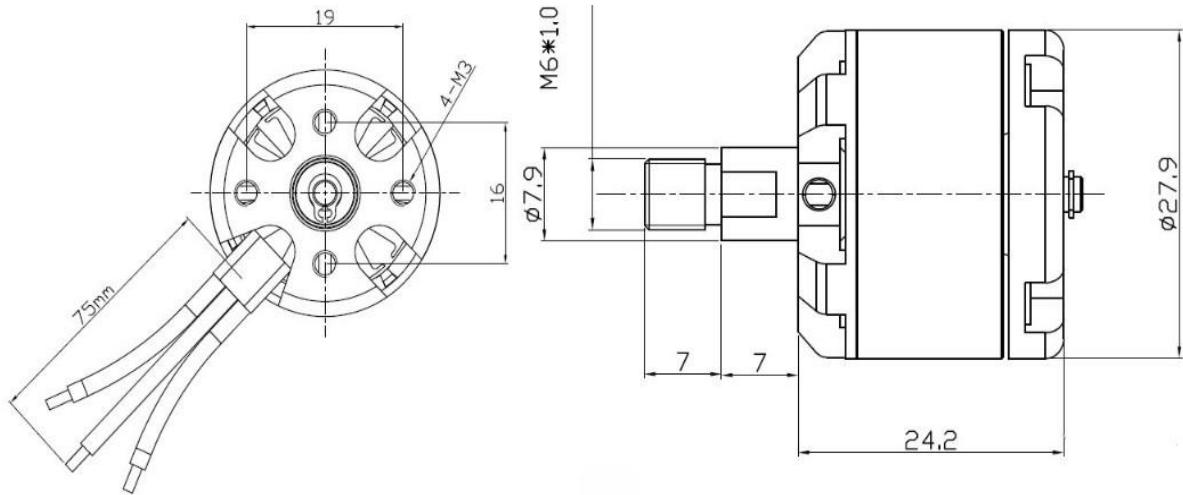


Рисунок 3.3 – Загальний вид двигуна типу ReadyToSky 2212920KV

Таблиця 3.1 – Основні характеристики двигуна типу ReadyToSky 2212920KV

Кількість оборотів на 1В	920 rpm/V
Тип двигуна	22x12 мм
Вага двигуна	53г.
Напруга живлення двигуна	7-12 В постійного струму (максимальна напруга 14В)

Для роботи GPS використаний модуль CRIUS NEO-6GPS (зображено на рис 3.4).



Рисунок 3.4 – Загальний вигляд модуля GPS типу CRIUS NEO-6GPS

Особливості використаного модуля:

- GPS-модуль типу U-blox NEO-6M;
- 32k I2C EEPROM для даних та інформації;
- частота оновлення 5 Гц;
- порт UART (TTL) з вбудованим захистом від ЕМІ;
- регулятор 3,3В LDO;
- вбудована накладна антена 25x25x4 мм;
- мікросхема SAW і LNA;
- літієва акумуляторна батарея напругою 3В;
- захист від напруги зворотної полярності;
- швидкість навігації: 1Гц;
- стандартний протокол NMEA;
- швидкість обміну даними: 9600бод;
- габаритний розмір модуля 40×40×9 мм.

Для керування частотою обертання на двигунах передбачені регулятори ходу типу xRotor 20A (зображені на рис. 3.5).



Рисунок 3.5 – Вигляд регулятора ходу типу xRotor 20A

Характеристики регулятора:

- пікова потужність регулятора – 30А;
- номінальна потужність – 20А;
- розмір регулятора – 52.4×21.5×7
- маса регулятора – 14г.;

Двигуни, застосовані на БПЛА, споживають великі значення струму, контролер не здатний в такому випадку керувати ними напряму, з огляду на це доводиться застосовувати для цього спеціальні апаратні драйвери, тобто регулятори швидкості (ESC). Регулятори живляться від акумулятора, для кожного мотору застосовується окремий регулятор, управляючий сигнал вони отримують безпосередньо від політного контролера, регулятори на виході мають три контактні виводи (А, В, С), ці виводи підключаються до моторів безпосередньо. Регулятори управляються програмно з використанням широтно-імпульсної модуляції (скорочено ШИМ) сигналом з контролера прямокутної форми напругою від 0 В до значення 3-5 В. Для обертання двигуна з максимальною швидкістю контролер має подати імпульси, які мають тривалість 2 мс, що при цьому розділені логічним нулем, що має тривалість 10-20 мс. Імпульс тривалістю в 1 мс відповідно призводить до зупинки мотора, імпульс тривалістю 1,1 мс – відповідає 10% від максимального значення швидкості, тривалістю 1,2 мс – відповідно 20% і так далі. Тривалість подачі нуля не грає ролі, основне значення має тривалість самого імпульсу напруги [7]. Діапазон тривалості від 1 до 2 мс не є універсальним, ці значення, в залежності від декількох факторів можуть виявитися іншими, тобто на практиці вказаний діапазон регулювання, наприклад, може знаходитися, в інших межах 1.1 -1.9 мс. Існує процедура калібрування, пов'язана з тим, що регулятор і контролер не у всіх випадках узгоджуються, щоб цього уникнути, проводять калібрування. Під час виконанні процедури калібрування змінюються діапазони регуляторів і вони стають відповідними діапазону контролера. Калібрування дозволяє знести в регулятор межі інтервалу, відповідні контролеру. Зліт з регуляторами, що не пройшли калібрування може призвести від ривків до повної нерухомості двигуна.

Таблиця 3.2 – Основні складові БПЛА

№	Назва елемента	Використана модель
1.	Мотор	ReadyToSky 2212920KV
2.	Тип рами	F450
3.	Акумуляторна батарея	
4.	GPS модуль	CRIUS NEO-6
5.	Барометр	MS5611
6.	Регулятори ходу	HOBBYWING 20A
7.	Пропелери	9450
8.	Магнітометр	HMC5883L
9.	Гіроскоп + Акселерометр	MPU6050

3.2 Вибір польотного контролера БПЛА

Польотний контролер керує загалом польотом ЛА. На ринку існує багато моделей контролерів. Характеристики їх в цілому для кожної цінової категорії аналогічні загалом, і тому вибір конкретної моделі в цілому залежить від особистих уподобань розробника. Ціновий діапазон коливається в межах від десятків доларів до тисяч доларів США.

Загалом до основні функції польотного контролера БПЛА:

- автоматичний політ БПЛА по заданим точками;
- підтримання висоти та позиції квадрокоптера;
- передача оператору параметрів польоту БПЛА в реальному часі (опція);
- стабілізація квадрокоптера в повітрі;
- під'єднання додаткових пристроїв : OSD (поєднання параметрів польоту з відео), індикація тощо;
- повернення в точку при можливій втраті сигналу, при необхідності автопосадка.

Польотний контролер зазвичай приймає команди від системи радіоуправління, проте можливе також і повністю автономне функціонування в режимі стеження, або в польоті по заданом. Режим автономного польоту може бути присутній як в персональних БПЛА так і в складних квадрокоптерах спеціального призначення [3].

В цьому підрозділі буде розглянуто польотні контролери від провідних світових виробників. В багатьох випадках вони використовуються для прискорення та здешевлення побудови мультироторних систем в тому числі, що мають в складі запрограмовану логіку для функції управління двигунами. Реалізація системи стабілізації польоту є однією з найбільших складностей у розробці таких систем.

Таблиця 3.3 включає порівняння можливостей польотних контролерів виробництва різних світових виробників такого обладнання.

Таблиця 3.3 – Порівняння функцій польотних контролерів різного типу

Тип контролера	Стабілізація польоту	Утримання висоти	Утримання позиції	Функція OSD	Політ по точкам	Передача телеметрії
ArduCopter	×	×	×	×	×	×
DJI Naza Lite	×	×	×	—	—	—
MultiWii	×	×	×	×	×	×
DJI Naza V1/V2	×	×	×	×	×	×
Rabbit	×	×	×	—	—	—
DJI Wookong	×	×	×	×	×	×
XAircraft SuperX	×	×	×	×	—	—
XAircraft	×	×	×	—	—	—
Zero UAV X4/X6	×	×	×	—	×	×
FY-41AP	×	×	×	×	—	×
FY-DOS	×	×	×	—	—	—
GU-344	×	—	—	—	—	—
KK	×	—	—	—	—	—
MicroKopter	×	×	×	×	×	×
CopterControl	×	—	—	—	—	—
Autoquad	×	×	×	×	×	×

3.3 Функціональна та електрична схеми контролера

Після аналізу для квадрокоптера вибрано польотний контролер MultiWii All in one PRO v2.0. Він достатньо простий та надійний в процесі експлуатації, до його складу включена більшість потрібних датчиків (рис. 3.6). Важливим фактором вибору є те, що у нього відкритий програмний код, таким чином, є можливість створити та записати для нього власну програму для управління польотом БПЛА.

На рисунку 3.6 приведена функціональна схема обраного контролера.

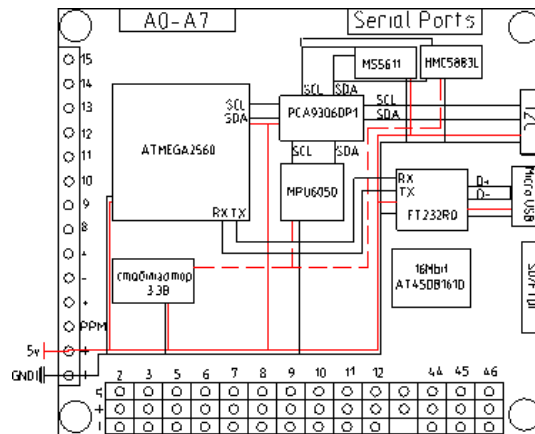


Рисунок 3.6 – Схема функціональна контролера MultiWii AIOP v.2

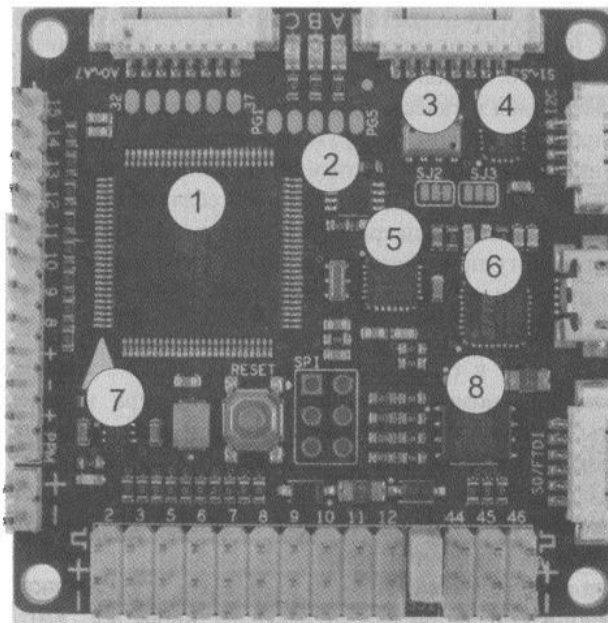


Рисунок 3.7 – Загальний вигляд контролера MultiWii:

- 1 – мікроконтролер типу ATMEGA2560;
- 2 – модуль конвертора логічних рівнів шини I2C PCA9306DP1;
- 3 – модуль барометра MS5611;
- 4 – модуль магнітометра HMC5883L;
- 5 – блок гіроскоп + акселерометр MPU6050;
- 6 – модуль адаптера шини USB/ FT232RQ;
- 7 – блок стабілізатора напруги +3.3В;
- 8 – модуль флеш-пам'яті AT45DB161D 16Mbit.

Мікроконтролер типу ATMEGA2560 реалізує алгоритм завдання сигналів управління на основі показань сенсорів та заданої польотної задачі, формує необхідні для регуляторів оборотів сигнали управління.

Вбудований стабілізатор 3.3В використовується для живлення мікроконтролера та інших складових контролера. Конвертор рівнів I2C призначений для узгодження потрібних логічних рівнів наявного мікроконтролера та підключених до шини зовнішніх пристроїв. Пов'язано це з тим, що мікроконтролер має на шині низьковольтні логічні рівні. Проте деякі зовнішні пристрої живляться напругою 5В. Наявна різниця логічних рівнів призводить до виводу з ладу мікроконтролера [31].

Вбудований в контролер конвертор USB/UART дає можливість підключати польотний контролер для запису прошивки або необхідних налаштувань до порту USB ноутбука або ПК.

Особливості контролера MultiWii:

- 8 вхідних каналів, призначених для входу по каналу PPM SUM та стандартного приймача;
- 3 наявні виходи для підключення сервоприводу карданної системи;
- наявність 4 послідовних портів для налагодження / GPS / OSD / модуля телеметрії / Bluetooth;
- наявність 8 аналогових портів, призначених для датчиків струмута напруги, повітряної швидкості, та для підключення світлодіодного контролера;
- для зовнішнього пристрою наявний порт I2C напругою 5В;
- для автоматичного реєстрації необхідних даних є чіп Dataflash 16Mbit;
- мікроконтролер типу ATMega 2560-16AU;
- модуль гіроскоп / акселерометр з 6 осями MPU6050 з модулем обробки руху;
- модуль HMC5883L 3-х осевий магнітометр;
- модуль барометр MS5611-01BA03;
- наявна відповідність стандарту RoHS;
- діаметр отвору кріплення: 3,1 мм;
- розміри між отворами кріплення: 45 мм;
- габаритні розміри: 50×50×11,6 мм;
- вага контролера: 14,5г.

3.3.1 Мікроконтролер ATmega2560-16AU

Мікроконтролер ATmega2560-16AU В обрано в якості обчислювача (рис. 3.8). Мікроконтролер може здійснювати автономне керування квадрокоптером за заданим заздалегідь алгоритмом. Він є розробленим AVR RISC процесором, працюючим з максимальною з усієї наявної лінійки продуктів ATMe1 частотою 16 МГц. Всі пристрої комп'ютерної системи знаходяться на кристалі чіпа мікроконтролера:

- flash пам'ять;
- оперативна та постійна пам'ять;
- інтерфейсні мости;
- перемножувач;
- перепрограмована постійна пам'ять [21].

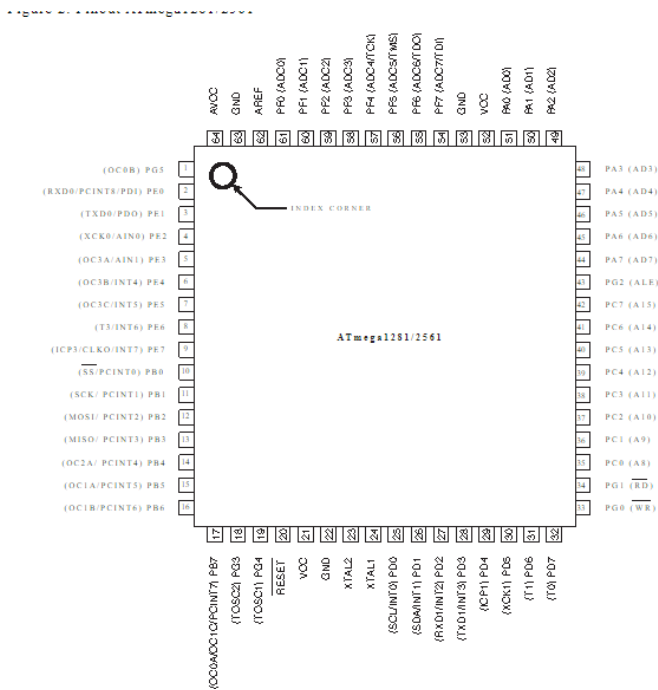


Рисунок 3.8– Виводи під'єднання мікроконтролера ATmega2560

Живлення процесору від виконання складності команд не залежить. Розрядність шини адресів та внутрішніх регістрів - 8 біт. Зовнішньої пам'яті SRAM, яка може бути підключена, має максимальний розмір 64 Кбайт.

На явний генератор частоти процесора включено в склад мікроконтролера, вигляд якого приведено на рис. 3.9



Рисунок 3.9 – Зовнішній вигляд АТмега2560-16АВ

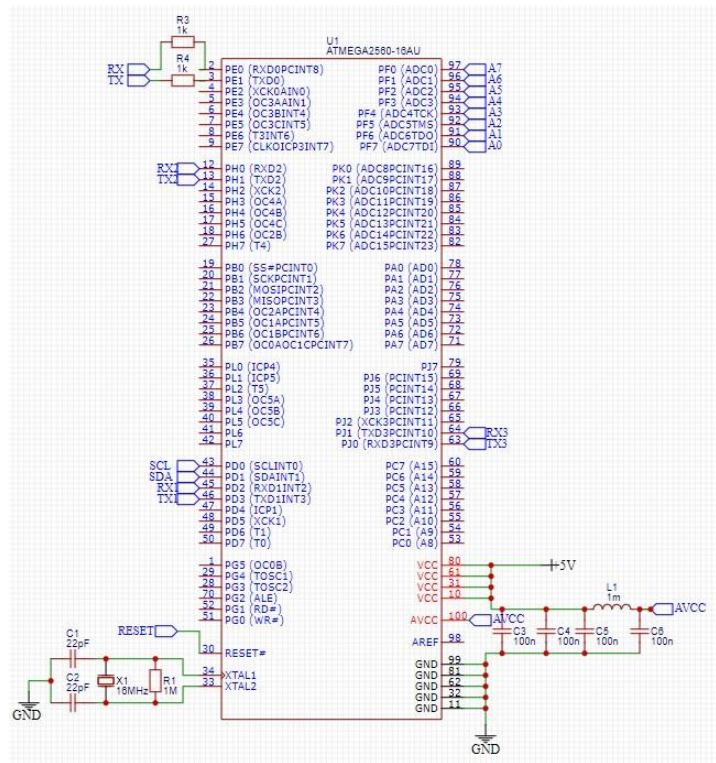


Рисунок 3.10 – Схема електрична АТмега2560-16АВ

Ядро AVR включає 32 регістра загального призначення та багатий набір інструкцій. Регістри підключені до арифметико-логічного пристрою (АЛУ), безпосередньо, що дозволяє використовувати одну інструкцію опрацьовувати за один цикл два регістра.

Дана архітектура дозволяє в порівнянні з CISC мікроконтролерами забезпечити в 10 разів більшою ефективністю коду і продуктивністю.

Основні характеристики ATmega2560:

- 1) об'єм програмованої флеш-пам'яті 256 кбайт з можливістю читання інформації під час запису;
- 2) наявність ROM-пам'яті - 4 кбайт і RAM-пам'яті - 8 кбайт;
- 3) кількість ліній введення-виведення- 86;
- 4) вбудований годинник реального часу;
- 5) наявні 6 таймерів-лічильників, які мають ШІМ і з режимами порівняння;
- 6) наявні інтерфейси UART- 4 інтерфейса;
- 7) вбудований АЦП - 16-ти канальний 10-ти розрядний;
- 8) наявний послідовний порт SPI;
- 9) інтерфейс з побайтною передачею - послідовний 2-х провідний;
- 10) програмований сторожовий таймер, що має внутрішній генератор;
- 11) для реально-часового налагодження, програмування, сканування адресного простору - вбудований JTAG інтерфейс.

3.3.2 Конвертор PCA9306DP1

PCA9306 уявляє собою двоспрямовану шину I2C, а також SMBus переключач рівня напруги, що дозволяє включити (EN) вхід, напруга 1,8 В – 5,5 В (вхід Vbias (ref) (2)), та в діапазоні 1,0 В д– 3,6 В (вхід Vref (1)). Конвертор PCA9306 дозволяє робити без напруги напрямного штифта двосторонній переключач напруги в діапазоні 1,0 В до 5 В. Низький опір ON (Ron) комутатора PCA9306 дозволяє при мінімальній затримці розповсюдження робити підключення.

При EN - НИЗЬКО, вимкнено перемикач переключача, і між портами присутній стан високого імпедансу. Даний конвертор не є буфером шини, як, наприклад конвертор PCA9509, який, якщо обидва сторони з'єднані, на шини на обидві сторони забезпечує обидва рівні трансляції і фізично ізолює ємність. Даний конвертор, коли він активний, забезпечує переключач рівня напруги, а коли пристрій вимкнено, ізолює обидві сторони. При високому EN, увімкнено перемикач переключача, і ввід / вивід SCL1 і SDA1 під'єднані до вводу / виводу SCL2 і SDA2, що вмикає між портами двосторонній потік даних.

Даний конвертор також може бути використаний, щоб запустити дві шини, на робочих частотах 100 кГц та 400 кГц відповідно. Шини 100 кГц та 400 кГц мають бути при роботі іншої шини ізольовані, якщо ці шини при роботі мають різні частоти. У випадку, коли ведуча шина має частоту 400 кГц, максимальне значення частоти в системі через затримки конвертора буде меншою ніж 400 кГц.

Для забезпечення логіки високого рівня на шині конвертора потрібні підтягуючі резистори, аналогічно для стандартної системи шини I2C. PCA9306 на виходах має відкритий колектор, типовий для конфігурації шини I2C. Значення цих підтягуючих резисторів буде залежати від конкретної системи, проте кожна зі сторін конвертора має власний резистор. Схема призначена для роботи як додаткова до схем режимів стандартного та швидкого шини I2C. Максимальна частота зазвичай досягає 2 МГц та залежить від значення постійної часу RC. Перемикач знаходиться в стані ON при низькому рівні на портах SDA2 або SDA1, при цьому через низький опір є зв'язок між цьома портами. Якщо порт SDA2 ВИСОКИЙ, коли більша напруга увімкнена на SDA2, при цьому на порту SDA1 встановлена VREF1 напруга обмежена. Якщо порт SDA1 ВИСОКИЙ, тоді на порт SDA2 встановлююча підтягуючими резисторами напруга живлення ($V_{pu(D)}$). Наявність цієї функції дозволяє забезпечити безперебійну конвертацію без потреби контролю між вибраними вищими та нижчими напругами. Канал SCL1 / SCL2 може також функціонувати в якості каналу SDA1/ SDA2.

3.3.3 Модуль барометра MS5611

Барометр MS5611 являє собою автономний датчик тиску та температури, він може працювати при нарузі живлення в діапазоні 1,5 В до 3.6V. В датчику 24-бітний ADC, який має заводське калібрування, низьку потужність та датчик лінійного тиску. Електрична схема та зовнішній вигляд барометра MS5611 представлені на рис. 3.11-3.12.



Рисунок 3.11 – Зовнішній вигляд MS5611

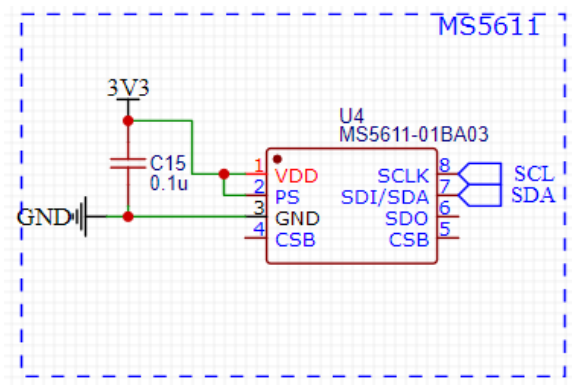


Рисунок 3.12 – Схема електрична барометра

3.3.4 Магнітометр Honeywell HMC5883L

Honeywell HMC5883L уявляє собою багаточиповий багатополосний, модуль з цифровим інтерфейсом, який розроблено для магнітного зондування низького поля для використання в таких додатках, як компактна магнітометрія. Магнітометр має в складі сучасні магніторезистивні датчики типу HMC118X, що мають високу роздільну здатність, а також ASIC, що включає автоматичне зміщення, та забезпечення точності компаса від 1° до 2° з використанням 12-розрядного АЦП. Послідовна шина 2С забезпечують простий інтерфейс для приєднання. Розмір HMC5883L - $3,0 \times 3,0 \times 0,9$ мм, є можливість монтажу без свинцю. Нетбуки, мобільні телефони, системи автоматичної навігації, особисті навігаційні пристрої, побутова електроніка можуть включати програми для HMC5883L.

Для забезпечення переваг перед іншими технологіями магнітних сенсорів, HMC5883L працює на базі анізотропної магніторезистивної технології (AMR) Honeywell. Такі датчики мають підвищену лінійність, чутливість та точність.

Твердотільна конструкція даних датчиків відрізняється низькою чутливістю до впливу поперечної осі, може застосовуватися як для вимірювання величини магнітних полів Землі, так і напрямку, значенням від мілігаус до 8 гаус.

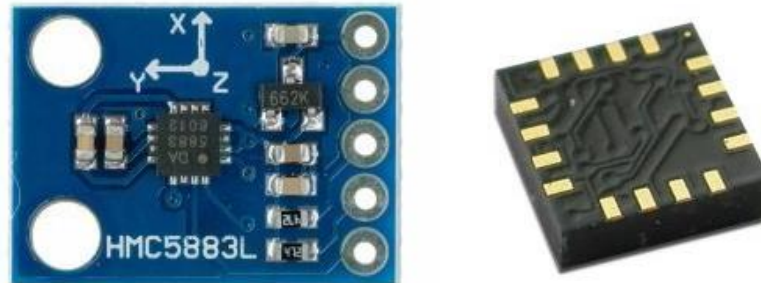


Рисунок 3.13 – Магнітометр HMC5883L

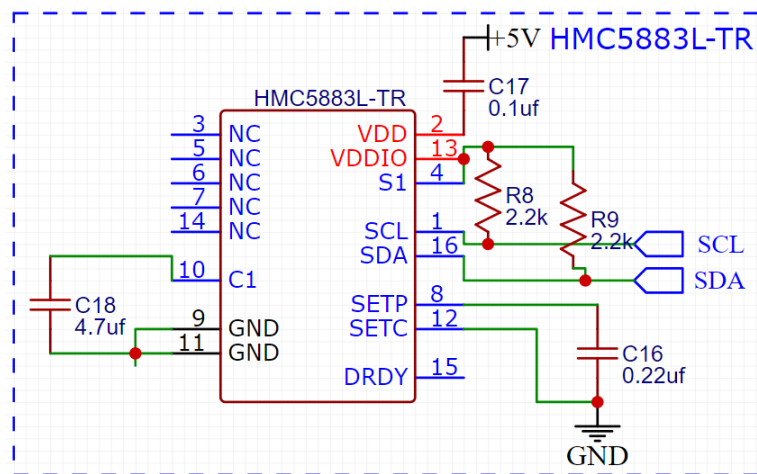


Рисунок 3.14 – Електрична схема магнітометра

3.3.5 Модуль MPU6050

Модуль MPU6050 забезпечує вимірювання значення гравітаційних сил які діють на БПЛА, швидкості БПЛА, його орієнтацію, за рахунок використання для поєднання акселерометрів та гіроскопів. Інерційний вимірювальний пристрій загалом може використовуватися в літаках, в тому числі в БПЛА, та інших ЛА [12].

Модуль MPU-6050 є надійним, достатньо якісним та доступним за ціною, завдяки цьому він набув широкого розповсюдження. Цей модуль застосовується для стабілізації польоту при прямолінійному русі, стабілізації руху ЛА при польоті по заданій кривій, для отримання інформації про положення в просторі та для використання в системах стабілізації положення. Наприклад, він використовується в автопілотах БПЛА, авіамоделюванні, балансирних пристроях, робототехніці, для вимірювання швидкості обертання, перевантажень, кутів нахилу тощо.

Головна частина модуля – власне мікросхема MPU-6050. Ця мікросхема включає два пристрої - гіроскоп і акселерометр. Отримані з них значення проходять попередню обробку, далі по послідовному інтерфейсу передаються в мікроконтролер.

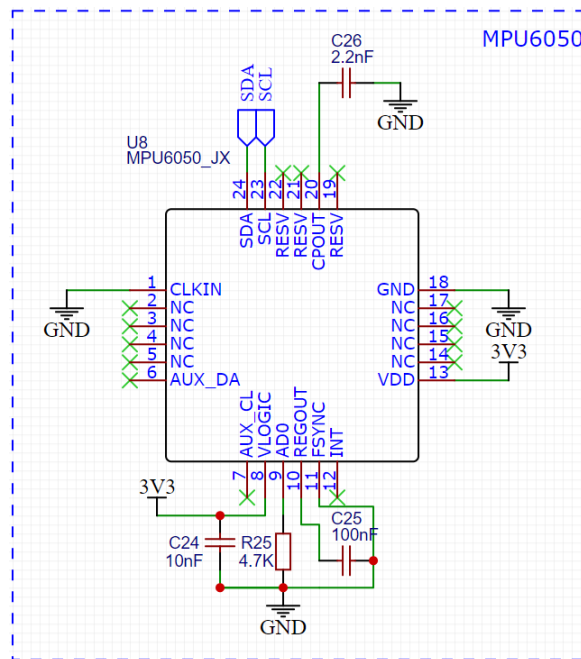


Рисунок 3.15 – Електрична схема модуля MPU6050

Модуль MPU-6050 3-х осьового акселерометра та гіроскопа являє собою електронний аналог вестибулярного апарату людини. Акселерометр створено на базі п'єзоелектричного ефекту. Даний модуль включає запатентований процесор обробки сигналів компанії InvenSense, викликаних рухом (DigitalMotion Processor, або DMP), призначений для обробки алгоритмів MotionFusion. Даний процесор може бути застосований для достатньо складних розрахунків. Даний процесор робить розрахунки, без участі мікроконтролера.

Він здатний також робити обробку інформації від під'єданого до шини I2C іншого датчика. після подачі живлення протягом близько однієї секунди в постійну пам'ять записується на мові DMP програма. Ця програма забезпечує первинну фільтрацію значень інформації з акселерометра та гіроскопа. Інформація далі завантажується в буфер FIFO. Наявна можливість для запису актуальних меж вимірювання для відстеження рухів. В подальшому дані можна зчитати інформацію з буфера FIFO розміром 1024 байт, та регістрів зберігання.

Мікросхема MPU-6050 має більше 100 регістрів. В залежності від стану виведення AD0, адреса мікросхеми MPU-6050 бех урахування біта читання / запису може мати два значення.

3.3.6 Послідовний інтерфейс USB з генератором тактових імпульсів

Чіп FTDI FT232R являє послідовний інтерфейс USB з виходом генератора тактових імпульсів. Він включає режими асинхронного та синхронного інтерфейсу. Разом з мікросхемою електрично перепрограмованої пам'яті , тактовою схемою та USB це розширює використання мікросхеми для деяких застосувань. Виход тактового генератора (на частоти 48 МГц, 24 МГц, 12 МГц, і 6 МГц) може бути використаний для управління зовнішньою логікою або мікроконтролером.

На пристрої гравірується FTDIChip-ID - унікальний номер під час виготовлення, він є основою для формування захисного ключа та може зчитуватися через інтерфейс USB. Надалі його можна використати для захисту наявного програмного забезпечення від копіювання. Безкоштовні драйвери для зв'язку з ПК для поширених операційних систем можна отримати на веб-сайті FTDI.

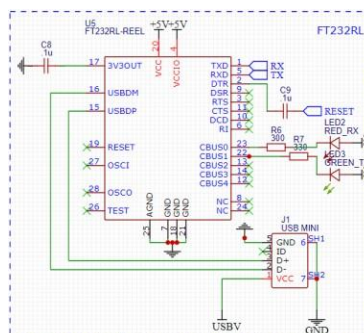


Рисунок 3.16 – Електрична схема модуля FT232R

3.3.7 Flash пам'ять AT45DB161D

Flash пам'ять послідовного доступу AT45DB161D з мінімальною напругою 2.5 В або 2.7 В, підходить для зберігання зображень, цифрового аудіо, даних та програмного коду. Пам'ять підтримує для додатків, в яких потрібна передача даних з високими швидкостями роботу з послідовним інтерфейсом RapidS. Пам'ять має 17 301 504 біта, які організовані у 4096 сторінок кожна по 528 або 512 байт. AT45DB161D має два буфера SRAM по 528/512 байта кожен, до основної пам'яті в доповнення. Дані буфери можуть зберігати дані під час перепрограмування чергової сторінки основної пам'яті чіпа. Буфери також можна використовувати для емуляції EEPROM та для тимчасової системної пам'яті.

Пристрої типу DataFlash виробництва компанії Adesto для доступу до даних використовують послідовний інтерфейс, який призначений для послідовного доступу, традиційна пам'ять Flash зазвичай з послідовним інтерфейсом за декількома лініями адресації і має довільний доступ. Використаний в DataFlash простий послідовний доступ зменшує розмір корпусу, збільшує надійність системи, спрощує розведення плати, і мінімізує комутаційні шуми. Ці мікросхеми оптимальними при вжитку в широкому колі використань, при яких потрібні мінімальне число виводів, великий обсяг пам'яті, знижене енергоспоживання та низька напруга живлення.

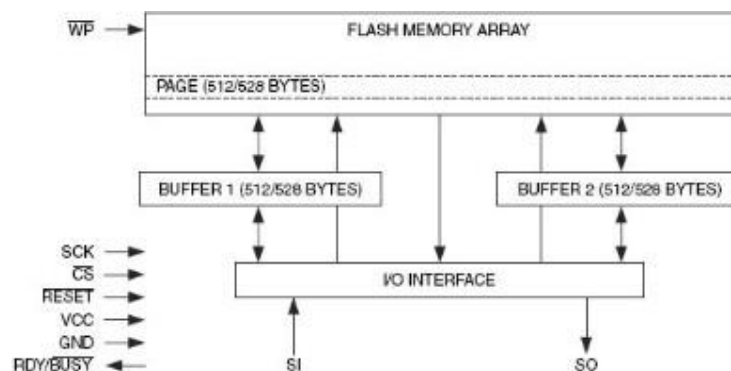


Рисунок 3.17 – Загальна блок-схема мікросхеми DataFlash

Мікросхема AT45DB161D працює від загальної шини живлення при напругах 2.5 до 3.6 В, в режимі стирання / читання / запису /. 2.7 В до 3.6 В. Доступ до чіпу надається за допомогою виводу Вибір чіпа (CS), обмін даними здійснюється від 3-х провідного сумісного з SPI інтерфейсу, що включає виводи SCK (Послідовний Тактовий Сигнал), SO (Послідовний Вихід) та SI (Послідовний Вхід).

Принципальна електрична схема модуля викладена в Додатку В.

3.4 Інтеграція об'єкта управління та контролера

На повністю готову раму монтуємо регуляторі двигун. Двигун має 3 виводи, регулятор також має 3 виводи. На рисунку 5.1 літерами а, б, с позначені порти регулятора. Дроти підключення мають різні кольори. Під'єднання виводів здійснюється в будь-якій полярності. При необхідності зміни напрямку обертання двигуна потрібно змінити будь які два виводи .

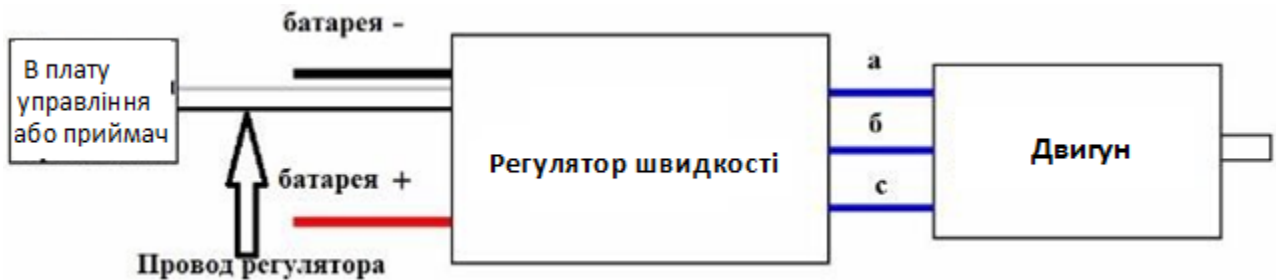


Рисунок 3.18 – Схема підключення регулятора ходу та двигуна

Для під'єднання регулятора до батареї живлення є два виводи- чорний та червоний. При підключенні регулятора чорний під'єднується до "-", червоний до "+".

При під'єднанні до батареї всіх регуляторів для зручності варто скористатися платою розводки живлення.

Для підключення є 4 послідовних порту на платі (рис 3.19). Порт S0 – для підключення чіпа FDTI FT232, який виведено на роз'єм S0 / FDTI і USB. Цей порт використовується для під'єднання до MissionPlanner по протоколу MAVLink.

Порти S3, S2, S1 підведені до окремого роз'єму і використовуються для:

- S3 – призначений для підключення радіомодуля, який потрібен для передачі телеметрії і зв'язку з наземною станцією;
- S2 – модуль GPS, що має сумісність з протоколом NMEA;
- S1 – підключення MinimOSD, MobyDroneOSD.

На платі контролера також розташовані 8 виходів PWM для підключення двигунів, 8 входів PWM для підключення приймача, 3 виходи PWM для сервопідвіса камери, а також сервоприводи спуску затвора камери крім портів I2C. Додатково для визначення відстані на малих висотах є можливість підключити ультразвуковий сонар.

На платі контролера є також 7 аналогових входів, які призначені для підключення додаткових датчиків.

Для живлення плати передбачено понижувач напруги, який під'єднано до основного контуру.

Регулятори до польотного контролера підключаються через ШИМ порти 6, 5, 3, 2. Земля поєднується через коричневий або чорний дріт. Сигнальний провід має жовтий або білий колір, він призначений для керуючого сигналу, який з'єднує регулятор з платою управління [35].

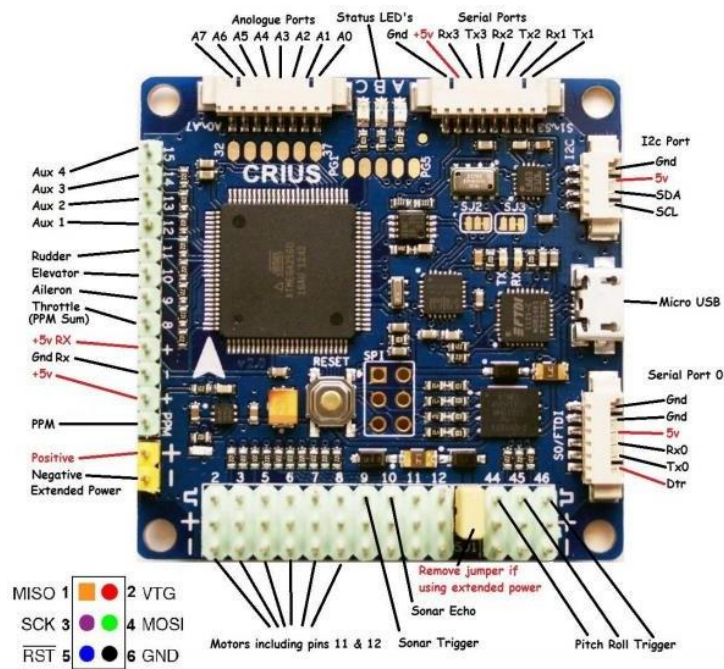


Рисунок 3.19 – Розташування інтерфейсів контролера MultiWii

Схема підключення елементів системи управління до плати польотного контролера показана на рис. 3.20

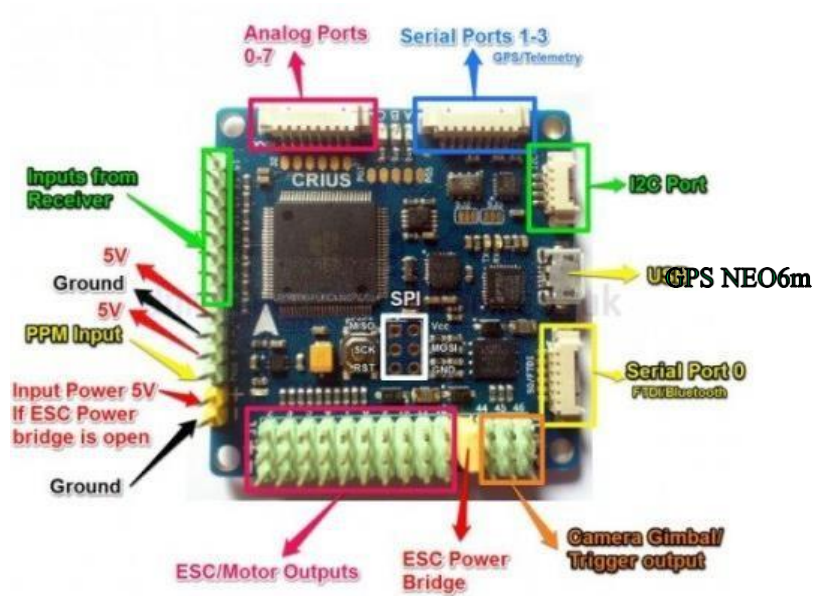


Рисунок 3.20 – Схема підключення до плати контролера MultiWii

4 ДОСЛІДНА ЧАСТИНА

4.1 Методи проведення дослідження і завдання

Покладаючись на досвід, практично налаштування системи стабілізації може виявитися доволі довгою та складною процедурою у разі, коли потрібно працювати вручну з кожним контуром. Це особливо актуально для систем стабілізації, що має декілька ланок зворотнього зв'язку та багато компонентів, що потребують налаштування.

Як приклад, можна означити каскадні коригуючі елементи з ПД структурою, структури керування прямої і зворотної дії, контури багатоканального керування з низкою перехресних зв'язків.

За один раз, традиційно, виконується налаштування лише одного елементу чи контуру стабілізації. Крім того, що подібний підхід вимагає значного досвіду, він є ітераційним і затратним за часом. Тому такий підхід важкий у засвоєнні для інженерів-початківців і не дає гарантії якості кінцевому результату.

Теперішні комп'ютерні технології відкривають для фахівців безліч засобів моделювання, що дають можливість не тільки виконувати моделювання систем, а й проводити їх експериментальне дослідження. Це, у свою чергу, дає можливість повніше дослідити систему загалом та окремі її складові. Задля цього було створено спеціалізовані обчислювальні засоби візуального моделювання.

ІТ-розробники пропонують декілька пакетів програм та інтегрованих програмних систем для автоматизації математичних розрахунків. Одним з таких продуктів є пакет MATLAB. В основі цього пакету лежить представлення та застосування матричних операцій. Основною причиною широкого використання MATLAB є широкий вибір різних засобів, якими має можливість користуватися оператор при вирішенні завдань у багатьох областях діяльності.

Лінійно-квадратичним регулятором (Linear quadratic regulator, LQR) у теорії автоматичного управління називається один з різновидів оптимальних регуляторів. LQR використовує квадратичний функціонал якості. Завдання, в якому система описується лінійними диференціальними рівняннями, а показник якості є квадратичним функціоналом, називається завданням лінійно-квадратичного керування.

До переваг лінійно-квадратичного регулятора можна віднести:

- забезпечення робастної стійкості;
- безінерційність.

Недоліками лінійно-квадратичного регулятора вважаються:

- наявність точної моделі об'єкту;
- ітераційність алгоритму.

Мета визначення параметрів лінійно-квадратичного регулятора полягає у знаходженні такого управління, яке забезпечить для замкненої системи стійкість, спостережуваність, керованість. При цьому наведений функціонал приймає мінімальне значення:

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} [x^T(t) Q x(t) + u^T(t) R u(t) + 2x(t) N u(t)] dt,$$

де Q , N і R – матриці ваги.

Визначений за лінійно-квадратичним алгоритмом закон керування матиме вигляд:

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

де P – рішення матричного рівняння Ріккати :

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

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

4.2 Програма проведення дослідження

При виконанні досліджень необхідно виконати наступні пункти:

- 1) побудувати систему керування у просторі станів;
- 2) проаналізувати функціональні особливості отриманої системи;
- 3) визначити параметри налаштувань лінійно-квадратичного регулятора;
- 4) порівняти результати роботи отриманого LQR-регулятора із ПД-регулятором.

4.3 Результати дослідження

Отримаємо матриці системи керування для подальших розрахунків.

$$A = \begin{array}{c|cccccc} & x1 & x2 & x3 & x4 & x5 & x6 \\ \hline x1 & 0 & 0 & 0 & 0 & -55 & -3.275e+04 \\ x2 & 0 & -10 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ x3 & 0 & 22.9 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ x4 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ x5 & 0 & 0 & 0 & 50.68 & 4.5 & -5000 \\ x6 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{array}$$

$$B = \begin{array}{c|c} & u1 \\ \hline x1 & 0 \\ x2 & 2.2 \\ x3 & 0 \\ x4 & 0 \\ x5 & 0 \\ x6 & 0 \end{array}$$

$$C = \begin{array}{c|cccccc} & x1 & x2 & x3 & x4 & x5 & x6 \\ \hline y1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{array}$$

$$D = \begin{array}{c|c} & u1 \\ \hline v1 & 0 \end{array}$$

Після отримання матриць системи у просторі станів переходимо до наступного кроку щодо розрахунку параметрів лінійно-квадратичного регулятора, а саме до перевірки керованості і спостережуваності.

Під керованістю будемо розуміти властивість системи, що полягає в тому, що у результаті впливу скінченного керуючого впливу $U(t)$, упродовж скінченного часу, систему можна перевести із початкового стану (x_0) у кінцевий стан (x_k) . У такому випадку система називається керованою. Коли така властивість виконується лише для частини станів, то таку систему називають частинно керованою. Якщо ця властивість відсутня за всіма станами, то систему називають некерованою. Для аналізу керованості потрібно проаналізувати відповідну матрицю:

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

Коли ранг матриці S дорівнює порядку системи (n), система повністю керована. Якщо порядок менше ніж n , але більше 0, система керована частково. Система є некерованою, якщо $n = 0$.

Спостережуваністю називається властивість системи, коли за спостереженням її вихідних сигналів $x(t)$ при даних вхідних управліннях $u(t)$, визначаються за проміжок часу всі змінні стану. Для аналізу спостережуваності потрібно проаналізуємо 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 H розглядаються мінори матриці. Якщо будь-який мінор порядку R не дорівнює нулю, а дорівнюють нулю мінори вищих порядків, в такому випадку рангом матриці H буде R .

Коли ранг матриці H дорівнює порядку системи n , то система повністю спостережувана. Якщо порядок менше ніж n , але більше 0, система частково спостережувана, У випадку, коли $n = 0$, система не спостережувана.

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

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

Система керована повністю та спостережувана повністю.

Наступний крок – безпосередній розрахунок параметрів налаштувань лінійно-квадратичного регулятора. Код програми для розрахунку наведено у Додатку Г. Результати розрахунку параметрів лінійно-квадратичного регулятора у середовищі MATLAB:

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

Коефіцієнт компенсації LQR-регулятора:

Nc_LQR =

-1.0000

Модель системи стабілізації з лінійно-квадратичним регулятором у Simulink наведено на рис.4.1

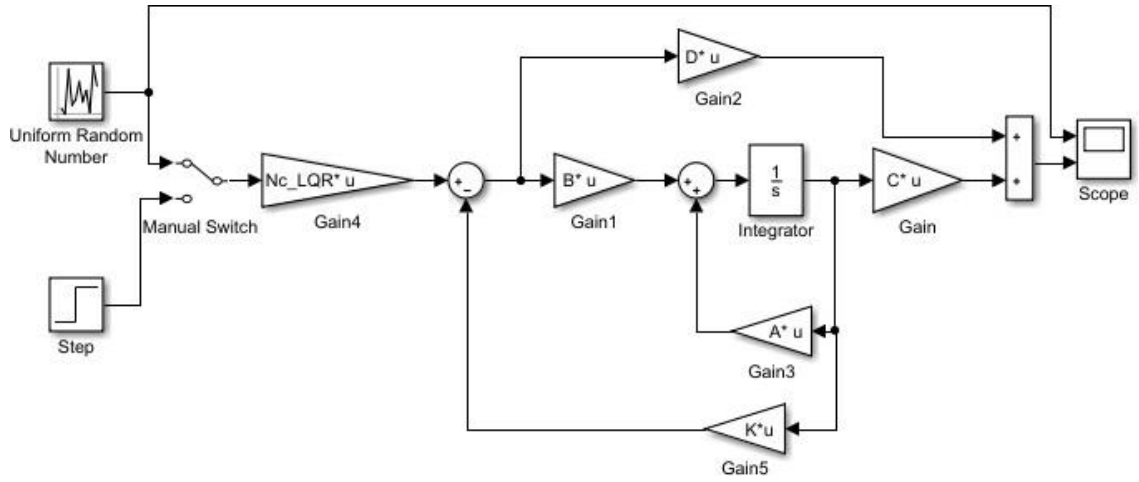


Рисунок 4.1 – Модель системи стабілізації з LQG-регулятором

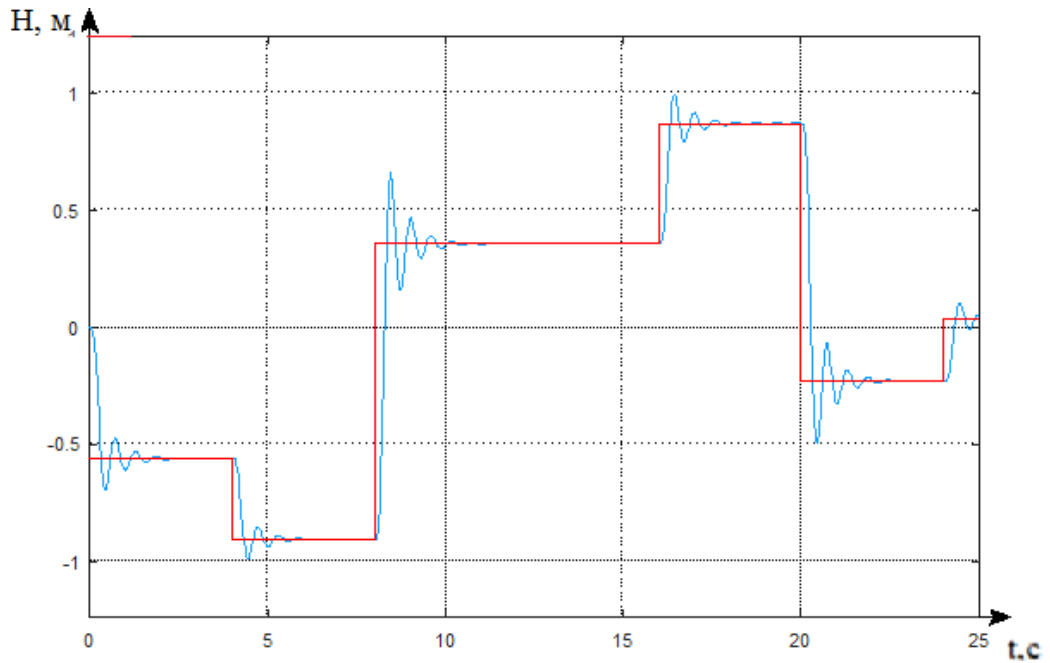


Рисунок 4.2 – Перехідні характеристики системи стабілізації з LQR-регулятором

4.4 Аналіз результатів дослідження

Проведемо моделювання системи стабілізації в Simulink та порівняємо результати з LQR-регулятором та ПІД-регулятором, що було отримано в розд. 2.

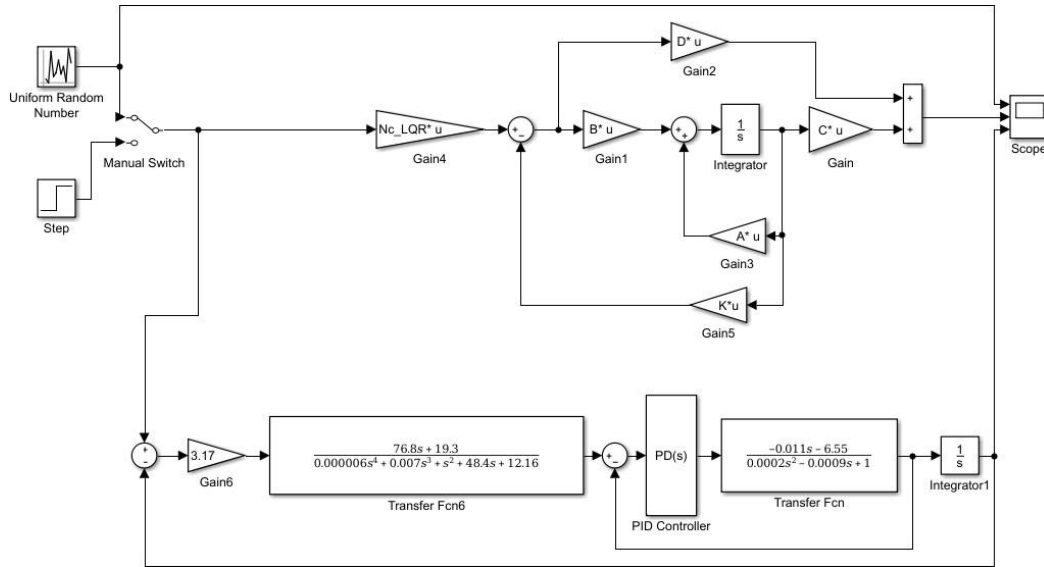


Рисунок 4.3 – Схема моделювання системи стабілізації з LQR-регулятором у Matlab

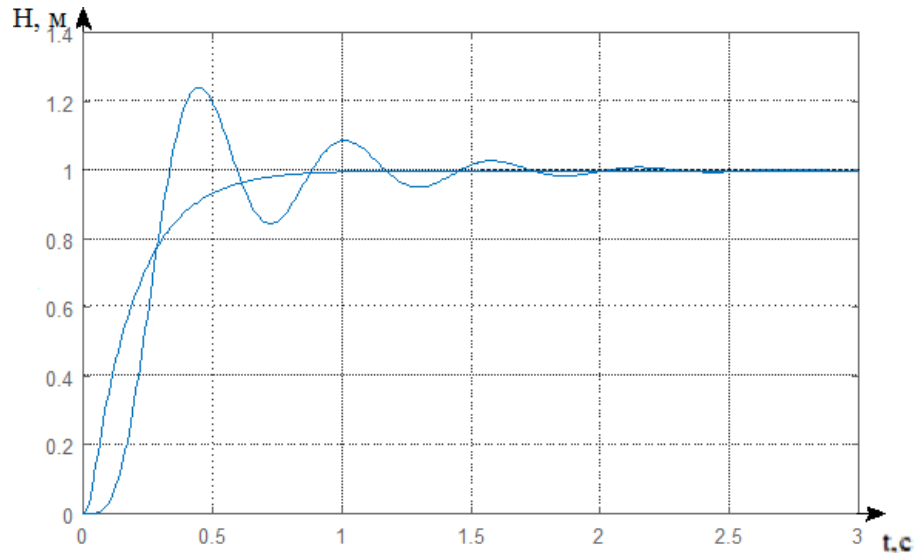


Рисунок 4.4 – Перехідні характеристики системи з ПІД та LQR-регуляторами

Характеристики, наведені на рис. 4.4 показують, що при практично однаковій швидкості переходу на ustalений рівень, система в якій використано LQR-регулятор, відрізняється процесом з досить значним перерегулюванням. У порівнянні з системою з ПД-регулятором вона має гірший результат, але час перехідного процесу однаковий для обох випадків. Доопрацювання регулятора може відігравати велике значення у процесі керування складними технологічними системами і процесами.

5 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ПРАКТИЧНА ЧАСТИНА

5.1 Засоби виконання експериментальної розробки і завдання

Завдання експериментально-практичної частини полягає у розробці машинних моделей системи автоматичної стабілізації та комп'ютерному моделюванні руху БПЛА. у цьому розділі потрібно виконати експериментальні дослідження й оцінити якість спроектованої системи стабілізації. Моделювання системи буде виконано у пакеті Matlab. Подібні дослідження сприяють розвитку таких безпілотних літальних апаратів. У результаті досліджень можливо не тільки виконати оцінення функціональних властивостей системи стабілізації, але й дослідження для подальшого вдосконалення та оптимізації системи, що дозволить вийти на новий рівень систем керування БПЛА. у ході роботи потрібно вирішити такі задачі:

- 1) розробити машинну модель системи стабілізації висоти польоту квадрокоптера у програмному пакеті MatLab;
- 2) створити середовище моделювання у SimScape, де квадрокоптер представлено твердим тілом з відомими інерційними характеристиками, а також реалізовано двосторонній зв'язок з MatLab, у якому розраховується керуюче діяння;
- 3) виконати комп'ютерні дослідження режимів польоту квадрокоптера.

5.2 Характеристика потрібного програмного забезпечення

Експериментальне дослідження будемо проводити з використанням пакету Matlab. Для перевірки працездатності та рівня оптимальності розробленого коригуючого елемента, необхідно побудувати машинну модель системи, що реалізовуватиме функціональні особливості алгоритму, крім того, виконає перевірку стійкості та якості стабілізації.

Процес моделювання системи стабілізації повздовжнього руху БПЛА проводилося у середовищі Simulink пакету MATLAB. Simulink – розширений додаток пакету MATLAB, в якому реалізується імітаційне та блочне візуально орієнтоване моделювання систем керування як у загальному, так і конкретному вигляді. У книзі [21] описано сучасні реалізації основних та важливих блоків

бібліотеки Blockset: Simulink Response Optimizarion додатку Simulink, що призначено для моделювання й оптимізації реакції нелінійних систем на зовнішні діяння; Sim Power Systems для моделювання й проектування енергетичних систем та пристроїв; SimScape (SimMechanics) для проектування та моделювання механічних систем та механізмів.

5.3 Аналіз результатів експериментального дослідження

Параметри системи автоматичної стабілізації визначаються шляхом проведення обчислювальних експериментів, тобто при моделюванні системи з використанням пакету прикладних програм з налаштуванням параметрів методів обчислень. У якості робочого середовища при проведенні експериментальних досліджень було обрано графічне середовище для імітаційного моделювання Simulink. Схему моделювання досліджуваної системи показано на рис. 5.1.

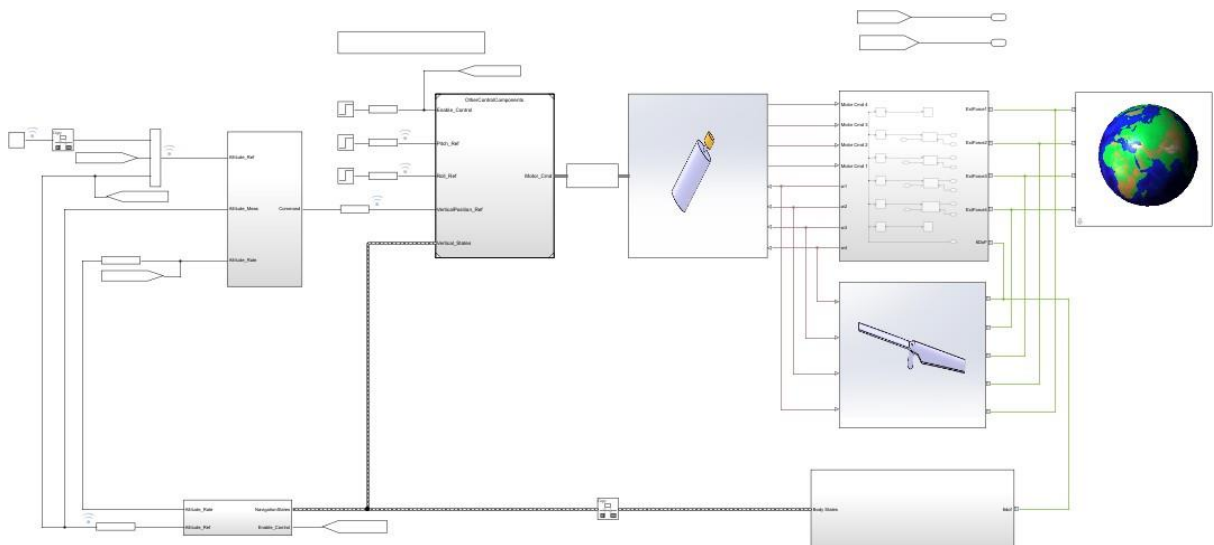


Рисунок 5.1 – Схема моделювання системи у середовищі Simulink

Для наближення властивостей моделі та результатів моделювання до реальних умов польоту було використано розроблену 3-D модель квадрокоптера. Моделі, що реалізують окремі функціональні блоки системи системи стабілізації показано на рис. 5.2–5.4.

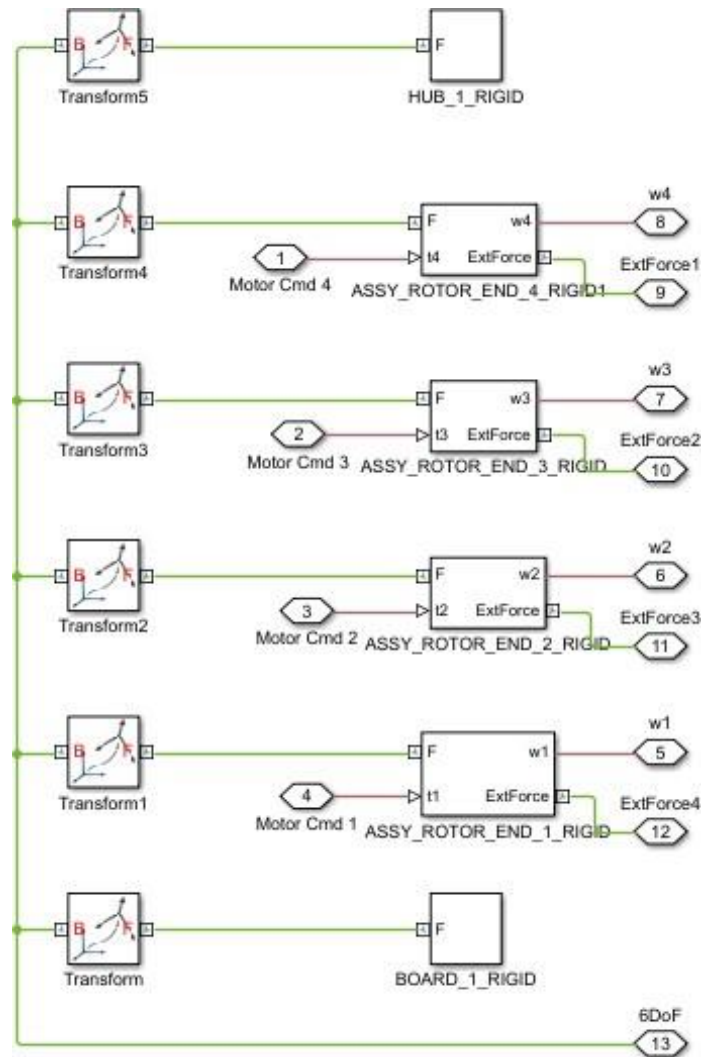


Рисунок 5.2 – Схема моделювання блоку електродвигунів квадрокоптера

Схему моделювання блоку електродвигунів квадрокоптера створено у середовищі SimScare з використанням 3D моделей відповідних вузлів.

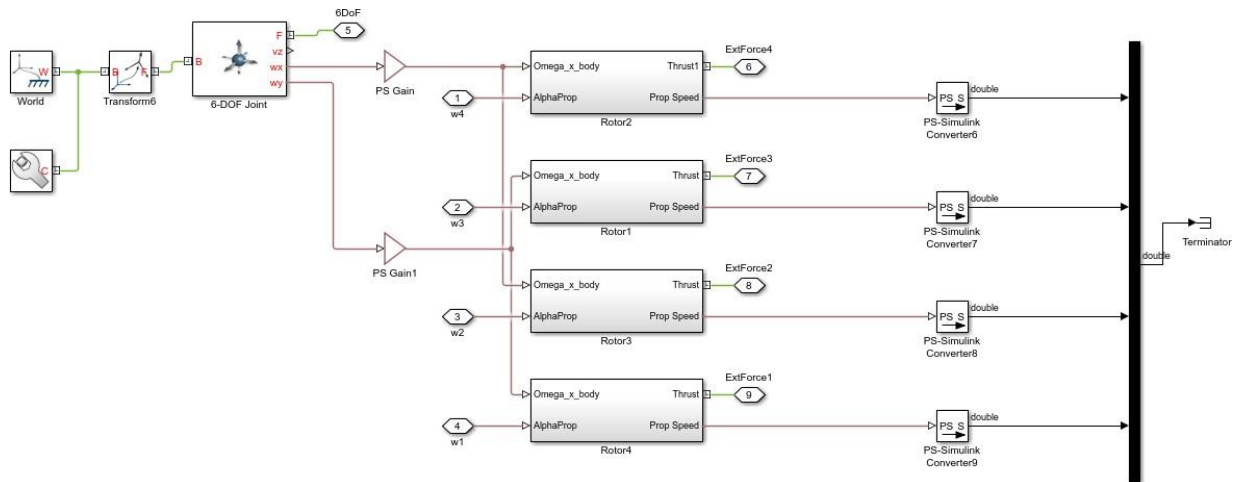


Рисунок 5.3 – Схема моделювання створюваних двигунами аеродинамічних сил

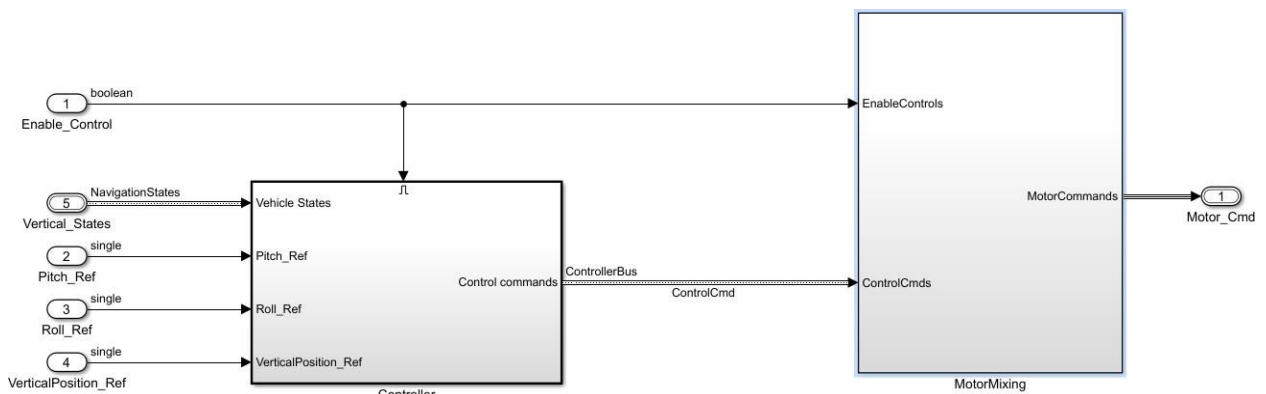


Рисунок 5.4 – Схема моделювання керуючих елементів

Складовими блока керуючих елементів є коригуючи елементи з ПДД структурою за різними каналами стабілізації, та формуються управляючі сигнали для електродвигунів.

3-D модель загального вигляду досліджуваного квадрокоптера представлено на рис. 5.5.

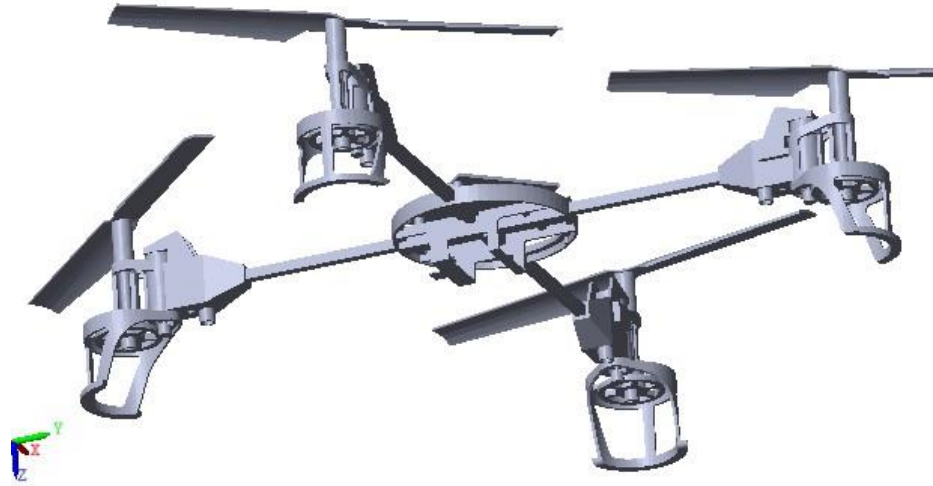


Рисунок 5.5 – 3-D модель загального вигляду квадрокоптера



Рисунок 5.6 – Результати моделювання системи у Matlab

5.4 Висновки

В розділі експериментально досліджена системи керування позовжнім рухом квадрокоптера, оптимальна за швидкодією. Розроблена система є працездатною, як це впливає з аналізу отриманих залежностей.

6 ЕКОНОМІЧНИЙ РОЗДІЛ

6.1 Мета економічного розділу

Ціллю даного розділу дипломної роботи є економічне обґрунтування розробки системи автоматичного стабілізації 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 панорамній 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 коротший 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 керування 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 стабілізації 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 ринку.

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 $S_{1\text{ ол.}}$ можна розрахувати по наступній формулі:

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

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			$S_1, \text{шт/рік}$
	N_1	$Q_1, \text{шт}$	$m_1, \text{шт}$	
«Новатор»	1	43	1	45
«Антонов»	1	25	1	27
Збройні 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 керування 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 монтажн ика, роб. дні
			Трудо- місткість керівника, роб. дні	Трудо- місткість програміст а, 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.

$$ОЗП = \sum N_i \cdot ЗП_{ср}, \quad (6.1)$$

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

$ЗП_{cp}$ – денні оклади i -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.

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:

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

де $ОС$ – вартість обладнання;

$Дг$ – кількість робочих днів у році;

$Др$ – кількість днів для розробки мобільного робота.

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

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

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	$= \sum N_i \cdot c_p$
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:

$$BC_0 = \frac{BC}{КПП},$$

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:

$$C_0 = BC_0 + AB_0 + BЗ_0 \quad (6.5)$$

Адміністративні витрати AB_0 , які приходяться на один екземпляр виробу, визначається формулою:

$$AB_0 = \frac{AB}{КПП}$$

$$AB_0 = \frac{11408,4}{100} = 114,08 \text{ грн}$$

Витрати на збут $BЗ_0$, які приходяться на один екземпляр виробу, визначається формулою

$$B3_0 = \frac{B3}{\text{КПП}}$$

$$B3_0 = \frac{1364,19}{100} = 13,6 \text{ грн}$$

(6.7)

Таким чином, $C_0 = 545,7 + 114,08 + 13,6 = 673,42$ 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):

$$P_n = \frac{Ц-BC}{BC} \cdot 100\%, \quad (6.8)$$

де Ц – ціна одиниці продукції;

BC – собівартість одиниці продукції.

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

Отже, рентабельність складає 48%.

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

$$\text{ЦПП} = \text{СП} \cdot \left(1 + \frac{P_n}{100}\right),$$

де P_n – коефіцієнт рентабельності.

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

6.4 Розрахунок точки безбитковості

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 безбитковості (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:

$$ДР = ЦПП \cdot КПП \quad (6.10)$$

$$Д = 996,66 \cdot 100 = 99666$$

Аналітичний розмір критичної програми (РКП) розраховують діленням постійних витрат $Р_{остВ}$ на різницю між ціною одного виробу ЦПП і змінними витратами, які приходяться на один виріб ($З_mV_0$), тобто

$$РКП = \frac{Р_{остВ}}{ЦПП - З_mV_0} \quad (6.11)$$

Річні постійні витрати $Р_{остВ}$ складаються із суми наступних витрат:

$$Р_{остВ} = ВУО + А_m + ДВ + АВ + ВЗ, \quad (6.12)$$

де ВУО – витрати на утримання обладнання;

A_m – амортизація;

ДВ – додаткові витрати;

АВ – адміністративні витрати;

ВЗ – витрати на збут.

$$Р_{остВ} = 2677,6 + 998,88 + 10140,8 + 11408,4 + 1364,19 = 26589,87 \text{ рн.}$$

Річні змінні витрати $Р_{З_mВ}$ складаються із суми наступних витрат:

$$Р_{З_mВ} = ВМ + ФОП + ЄСВФОП,$$

де ВМ – матеріали та куплені вироби;

ФОП – фонд оплати праці;

ЄСВФОП – єдиний соціальний внесок.

$$Р_{З_mВ} = 3635,13 + (25352 + 5070,4) + 6692,92 = 40750,45 \text{ рн.}$$

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

$$z_{mB_0} = \frac{Pz_{mB}}{KПП}$$

$$Z_m B_0 = \frac{40750,45}{100} = 407,50 \text{ грн.}$$

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

Річний дохід в точці безбитковості:

$$DP_3 = 996,66 \cdot 45 = 44849,70 \text{ рн}$$

Графічне представлення точки безбитковості представлено на рис. 6.1

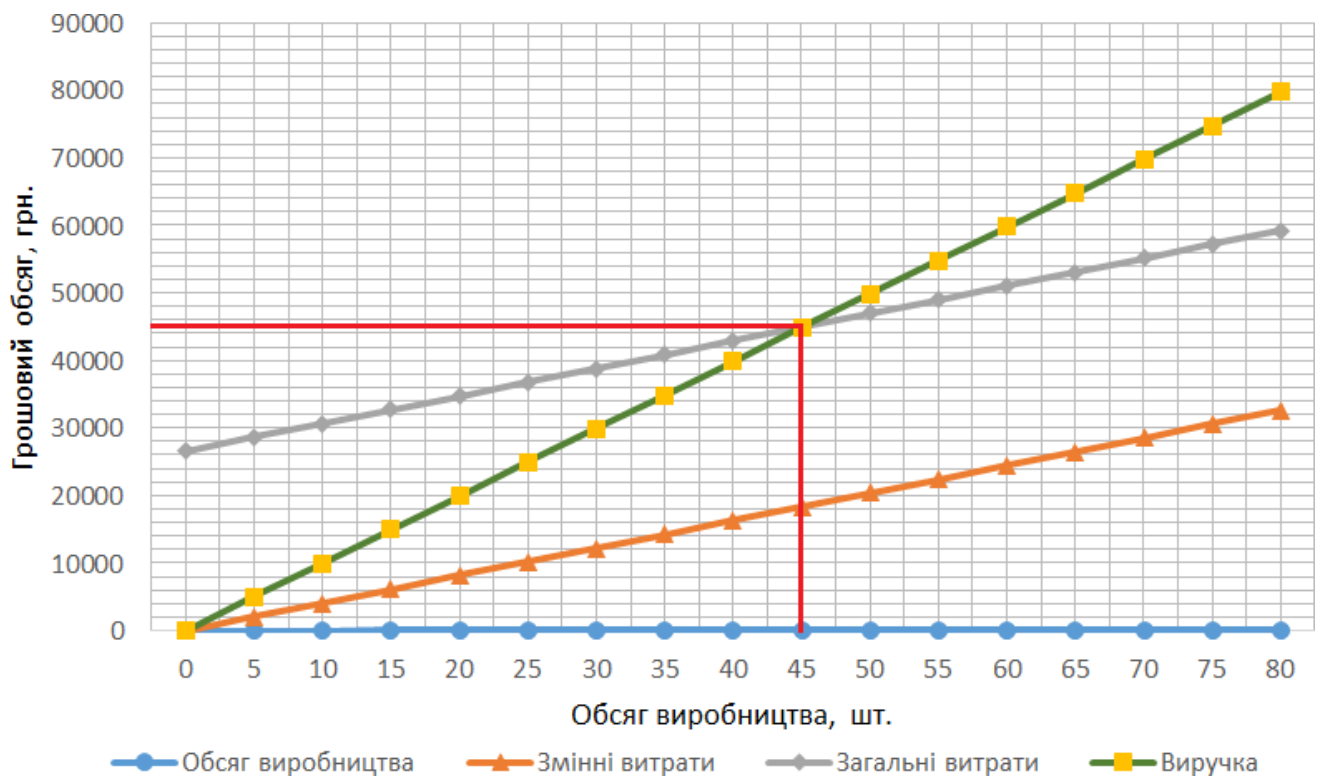


Рисунок 6.1 - Графік безбитковості.

6.5 Висновки

При виконанні даного розділу було виконано ряд розрахунків та визначено:

- 1) повна собівартість одного екземпляру, яка складає 673,42 ;
- 2) точка безбитковості, 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

В дипломному проекті проведена розробка системи стабілізації повздовжнього руху квадрокоптера. Для цього біло розроблено технічне завдання, проведено патентний пошук, зроблено аналіз завдання, де були проаналізовані існуючі рішення проблеми у відповідності до завдання. Було заданий вид руху БПЛА, описаний математично об'єкт керування, проведено дослідження об'єкта, розроблена його математична модель та побудовані його характеристики об'єкта. На базі функціональної схеми об'єкта сформована структурна схема, та визначені моделі складових елементів об'єкта керування. На основі моделювання по отриманих перехідних процесах та частотних характеристиках визначені показники яксті.

Аналіз отриманих показників показав не повну відповідність вимогам технічного завдання, тому в роботі використано ППД – регулятор для забезпечення потрібних показників. Також розрахували передавальну функцію корегуючої ланки для повної відповідності завданню. Отримане значення перехідного процесу 1 с, перехідний процес носить астатичний характер, що відповідає вимогам завдання.

У технологічній частині підібрана плата та елементи. В економічній частині проведено розрахунок вартості плати обчислювача та створення квадрокоптера, розрахована вартість всіх витрат та значення і відрахувань у відповідні фонди. Розроблена система є конкурентоздатною. Розраховано графік беззбитковості, мінімальний обсяг беззбитковості - 45 шт

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Прикладна теорія керування 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 керування. Науковий посібник Галкін Е.Ф.,Шабалов П.Г. Самара: СГАУ,2004. С 26-28
4. Методи моделювання об'єктів автоматичного керування [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. 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 звернення: 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 23-25, 2015, Qingdao, China. – P. 1588-1593.
28. Антти 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 керування квадрокоптером методом пасифікації // Керування 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 Керування квадрокоптером // 36. науч. Тр. «Керування В Морських І Аерокосмічних Системах» (УМАС-2014), 7-9 жовтня 2014 г., Санкт-Петербург. С. 621-624.

35. Гур'янов А. Е. Моделювання керування квадрокоптера // Інженерний вісник, 2014 №8, С. 4.

36. Дівєєв, А. І. та ін. Метод ідентифікаційного синтезу керування і його застосування до мобільного роботу / А. І. Дівєєв, 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/kvadrokoptyery/sobiraem-prostejshij-kvadrokopter-svoimi-rukami/> (дата звернення: 22.11.2019).

38. Зенкевич С.Л., Галустян Н.К. Децентралізоване керування групою квадрокоптерів // Мехатроніка, автоматизація, керування. 2016. №11. С 774-782.
39. Зенкевич С.Л., Галустян Н.К. Розробка математичної моделі і синтез алгоритму кутовий стабілізації руху квадрокоптера // Мехатроніка, автоматизація, керування. 2014. № 3. С 27-32.
40. Зенкевич С.Л., Галустян Н.К. Синтез і апробація алгоритму керування рухом квадрокоптера по траєкторії // Мехатроніка, автоматизація, керування. 2015. № 8. С 530-535.
41. Іванов Д. Я. Побудова формацій в групах квадрокоптерів з використанням віртуального ладу // Праці XII Всеросійська нарада з проблем керування 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. Керування 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-kameroj/> (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-rasprayannimi-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 керування 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 керування» / А.С. Кулік / Текст / – Х.: ХАІ, 2013.
64. Кулік, А.С. Розрахунок і проектування елементів і систем керування / А.С. Кулік / Текст / – Х.: ХАІ, 1986. – 108 с.
65. Кулік, А.С. Словник термінів по системам керування літальних апаратів / А.С. Кулік, А.Г. Гордін, В. І. Картунов, 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 керування космічних апаратів / Е. А. Мікрін // М.: Видавництво МГТУ ім. Н. Е. Баумана. 2014 г. 246 с.
70. Морозова Н. С. Керування 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 керування 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: Триумф, 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 керування БПЛА для польоту на малих висотах / Т.В. Білоцерківський – Національний технічний університет України.

90. Система керування польотом квадрокоптера і планування траєкторії методами оптичної одометра [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.konf.x-pdf.ru/18tehicheskie/681220-2-sistema-upravleniya-poletomkvadrokoptera-planirovanie-traektorii-metodami-opticheskoy-odometrii.php> (дата звернення: 22.11.2019).

91. Тактирование Ардуіно від внутрішнього RC-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-chto-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 ПІД-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 М'ят Ту, Моделювання Системи Автоматичного Керування 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/chto-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/chto-takoe-kvadrocopter.html> (дата звернення: 22.11.2019).

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

99. Як зробити квадрокоптер на базі arduino. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://infocopter.ru/kak-sdelat-kvadrocopter-na-baze-arduino/> (дата звернення: 22.11.2019).

100. 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	2011
Автори	Ведерникова Оксана Григорьевна; Джулгаков Віталій Георгійович; Винник Ксенія Вікторівна; Руденко Кирило Ігорович; Кісс Денис Сергійович
Організація	НАУ ім. Н.С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»
Країна	Україна
Назва	Відмовостійкий блок вимірювачів параметрів руху мультироторного літального апарату
Мета винаходу	Покращення точності, стабільності та надійності мультикоптера в порівнянні з наявними системами навігації та орієнтації безпілотних мультикоптерів
Метод і спосіб досягнення мети	Доданий до вимірювального блоку додатковий акселерометр з АЦП, пов'язаний з акселерометром та датчиками кутової швидкості. Вихід має підключення до вимірювального мікроконтролера. Також в перпендикулярних площинах компаси- висотоміри, сигнал з яких пов'язаний з головним і дублюючим вимірювальними контролерами і з'єднані окремими шинами з центральним модулем
Результат	Підвищена стабільність, точність і надійність мультикоптера за допомогою самотестування датчиків
Недоліки	Система керування безпілотним мультикоптером має нестабільність, що потребує нелінійного керування, що є недоліком. Гироскопічні датчики зміщені щодо центру системи координат, що впливає на появу помилок в навігації.
Патент № 2	
№ патенту	11582
Дата	2006
Автори	Сергій Вікторович, Бандура Іван Миколайович, АмелінСимонов Володимир Федорович

Продовження таблиці 1 – Патентний пошук

Організація	НАУ ім. Н.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»
Країна	Україна
Назва	Система стабілізації безпілотної літального апарату
Мета винаходу	Мета- покращення під час польоту якості перехідних процесів, точності та швидкості керування
Метод і спосіб досягнення мети	Забезпечення завдання введенням в систему стабілізації БПЛА, порівняльного пристрою, підсилювача, першого суматора, датчика кутової швидкості тангажа і кута тангажа та рульового привода. Також фільтр по куту тангажа в колі зворотного зв'язку, що включає компаратор, тригер, елемент затримки, електронний ключ, третій суматор там обмежувач рівня сигналу. Також обчислювач містить блок вибору нелінійності, другий акумулятор, блок формування керуючих сигналів, перший блок керування. Другий блок керування, під'єднано між входом другого суматора та блоком вибору не лінійності.
Результат	В двоконтурну систему включено фільтр і обчислювач, що підвищує швидкодію системи, якість перехідних процесів, точність під час польоту.
Недоліки	Керування виконується виходячи з того, що швидкість БПЛА є постійною, що є недоліком.
Патент № 3	
№ патенту	29176
Дата	2008
Автори	Амеліна Ірина Вікторівна, Суботів Анатолій Максимович, Симонов Володимир Федорович
Організація	НАУ ім. Н.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»
Країна	Україна
Назва	Пристрій для кутової стабілізації БПЛА
Мета винаходу	Забезпечення необхідної точності, працездатності та якості процесів в системі керування, при можливості того перетворювач аналог-код відмовив.

Продовження таблиці 1 – Патентний пошук

Метод і спосіб досягнення мети	Завдання вирішується введенням пристрою кутовий стабілізації БПЛА, з датчиком відхилення кутового положення ЛА від програмного значення, форсуючою ланкою, першим перетворювачем аналог-код, Чотирма блоками інтегрування, рульовим приводом керування, трьома інверторами, блок визначення функції зрушення, двома блоками виділення знака, суматора. Додатково введено джерело еталонного сигналу, три електронні ключі, другий перетворювач, мультиплексор і мікропроцесор.
Результат	В пристрій додатково включено джерела еталонного сигналу, електронні ключі - перший, другий, третій, , другий перетворювача сигналу аналог-код, мікропроцесор забезпечує відмовостійкість системи керування БПЛА при можливості відмови перетворювача.
Недоліки	Не забезпечується компенсація під час польоту відмов перетворювача аналог-код.
Патент № 4	
№ патенту	2002106771/09
Дата	2002
Автори	Коржавин Г.А., Нікольцев В.А., Подоплєкін Ю.Ф.,Симановский І.В., Войнов Е.А., Яковлев В.М., Горбачов Е.А., Іванов В.П., Леонов А.Г.,Єфремов Г.А., Царьов В.П., Зімін С.М.,Бурганський А.І., Сема А.Н, Артамасов О.Я.
Організація	ФДУП "Центральний науково-дослідний інститут" Граніт "
Країна	Росія
Назва	Бортова апаратура систем керування безпілотним літальним апаратом
Мета винаходу	Мета- високоточне наведення БПЛА
Метод і спосіб досягнення мети	Складові пристрою – СОСН- система виявлення та самонавігації та СУД- систему керування рухом. До складу СУД входять інерційних блок, датчик кутових швидкостей, ЦВМ, пристрій перетворення інформації, радіовисотомір, кермові агрегати, підсилювально-перетворювальний пристрій дя рульових приводів, магістраль інформаційного обміну. До складу СОСН входить пристрій обробки сигналів та керування, ЦВМ, система електроживлення, антенний пристрій, приймальний пристрій, магістраль інформаційного обміну, передавальний пристрій.

Продовження таблиці 1 – Патентний пошук

Результат	Комплекс бортових систем для керуванняБПЛА, з можливостями системи до адаптації у відповідності до умов польоту в у м о в а х складної по міхової ситуації для високоточного наведення.
Недоліки	Слаба відмовостійкість пристрою
Патент № 5	
№ патенту	2015141137/11
Дата	2015
Автори	Петров Андрій Борисович, Камальдінова Рауза Абдулхаковна, Пучков Олександр Михайлович, Жданович Надія Павлівна, Тацюк Дмитро Григорович, Шеломанов Дмитро Олексійович, Тарасов Володимир Ілліч.
Організація	ФГУП Московське дослідно- конструкторське бюро" Марс "
Країна	Росія
Назва	Формування нелінійного адаптивного цифро - аналогового сигналу стабілізації кутового положення БПЛА і система стабілізації його здійснення
Мета винаходу	Покращення стабілізації кутового положення БПЛА
Метод і спосіб досягнення мети	Нелінійний адаптивний сигнал для стабілізації кутового положення подають в систему і вимірюють аналоговий сигнал відповідно кутової швидкості, вимірюють цифровий сигнал відповідний кутовому положенню, вимірюють також сигнал швидкісного напору, формують сигнал неузгодженості та обмеження в адаптивної функції сигналу запізнювання і сигналу кутового положення, який залежить від сигналу швидкісного напору, як різницю між обмеженими сигналами формують сигнал неузгодженості, також формують вихідний сигнал. В система стабілізації входить датчик кутової швидкості, датчик кута, задатчик кута, цифроаналоговий перетворювач, блок порівняння, підсилювач, виконавчий пристрій, датчик швидкісного напору, блок запізнювання зворотного зв'язку, два адаптивних обмежувача.
Результат	Процес керування має зменшену коливальність по координатах, точність системи стабілізації покращена
Недоліки	Виготовлення системи значною мірою ускладнене.
Патент № 6	
№ патенту	58777942
Дата	2015

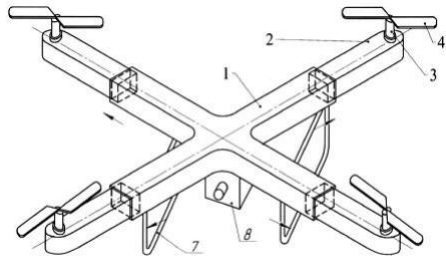
Продовження таблиці 1 – Патентний пошук

Автори	Kuang-Shine Fu; Chih-Ming, Yang; Ho-Chung, Lu; Chih-Ming; Ying-Cherng, Chiou
Організація	Центр досліджень Метал Индастріз
Країна	USA
Назва	Літальні апарати з декількома роторами і метод керування
Мета винаходу	Літальні апарати з декількома роторами, системи їх керування, методи і характеристики керування
Метод і спосіб досягнення мети	У літаку з декількома роторами для вимірювання положення використовується інерційний навігаційний датчик. Для отримання функцій регулювання посилення і функцій оцінки орієнтації обирається функція помилки.
Результат	Забезпечення адаптивної системи управління досягається використанням значення помилки між цільової позицією та поточною позицією.
Недоліки	Система навігації відсутня.
Патент № 7	
№ патенту	JP 2018108775
Дата	12.07.2018
Автори	Yoshihara Masanori; Hirajo Daisuke; MatsumuraDaisuke; Yoshiyama Hiroaki; Shinomiya Takashi; Niwa Tomoharu
Організація	Ямаха мотор компани ЛТД
Країна	Japan
Назва	Мультикоптер
Мета винаходу	Мета- забезпечення швидкого польоту в будь- якому напрямку
Метод і спосіб досягнення мети	Літальний апарат має чотири ротора та додатково коаксіальні обертові ротори в кількості двох пар. Вони розташовані в вершинах шестикутника симетрично до першої лінії, центральної точки шестикутника.

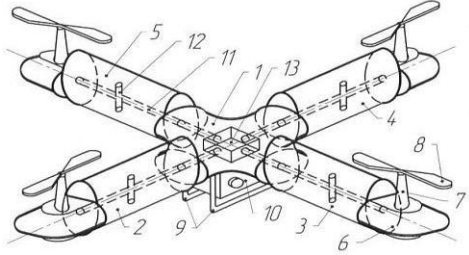
Продовження таблиці 1 – Патентний пошук

Результат	
Недоліки	Система керування апаратом відсутня.
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 включає раму з балками, на якій розміщені консолі з роторами, який відрізняється тим, що він додатково оснащений механізмами повороту консолей, встановленими шарнірно відносно балок рами. Квадрокоптер має додатковий механізм, призначений для повороту шарнірно встановлених консолей.
Недоліки	Неможливість змінювати габаритні розміри квадрокоптера. Ускладнене також користування у умовах обмеженого простору, що знижує ефективність використання.
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. 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	Утримання мультикоптера на малій швидкості у стійкому положенні значною мірою ускладнене, що створює проблеми для використання при обстеженні об'єктів. Неможливість змінювати габаритні розміри квадрокоптера. Ускладнене також використання у умовах обмеженого простору.
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	Утримання мультикоптера на малій швидкості у стійкому положенні значною мірою ускладнене, що створює проблеми для використання при обстеженні об'єктів.
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°.</p> <p>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	Утримання мультикоптера на малій швидкості у стійкому положенні значною мірою ускладнене, що створює проблеми для використання при обстеженні об'єктів.

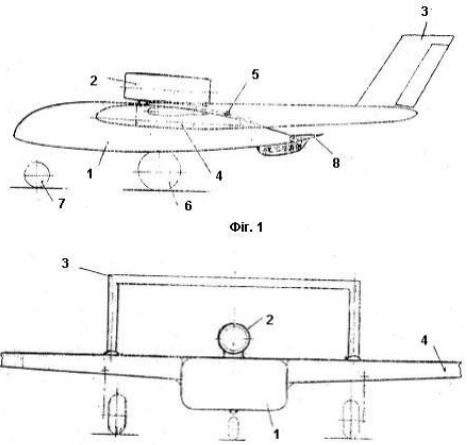
Продовження таблиці 1 – Патентний пошук

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, Каратєєв Станіслав Михайлович
Організація	Харківський національний університет повітряних сил імені Івана Кожедуба
Країна	Україна
Назва	Азимутальний канал системи РСБН-4Н з перепрограмуваним контролером "arduino uno"
Завдання винаходу	Створити азимутальний канал системи РСБН4Н з перепрограмуваним 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 перепрограмуваним контролером "ARDUINO UNO", що містить комбінований азимутально-опорний радіопередавач, сервопривід, колонну приводу азимутальної антени, блок керування сервоприводом направленої антени, ненаправлену та направлену антени, який відрізняється тим, що додатково введено перепрограмуваний 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 бортової радіотехнічної системи 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 об'легшення 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> 
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
%-----Коефіцієнти 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);

```

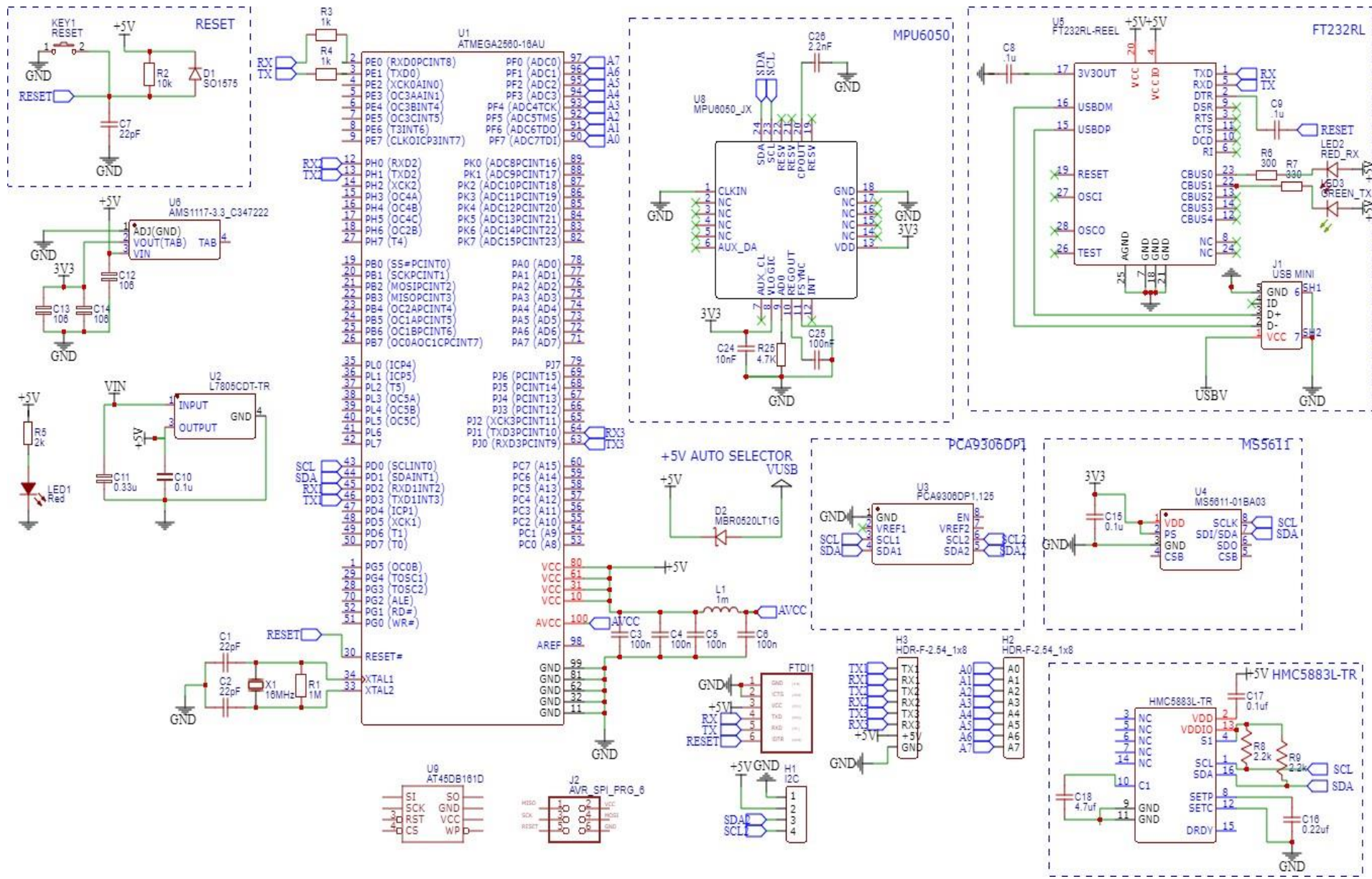
```

ompi(j,i)=oml(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 керованість 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 керованості системи;
unco = length(sys.A)-rank(Co);% – Перевірка керованості 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

```