

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 кутової стабілізації ударостійкого
БПЛА

ХАІ.301.3-96ав.22О.173.хххххххх 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»

Кунцевський І.В.

(прізвище та ініціали студента)

Керівник Пасічник С.М.

(прізвище та ініціали)

Рецензент Меша Ю.В.

(прізвище та ініціали)

Харків – 2023

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
Куцевському Ігореві Вікторовичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема роботи: Розробка і дослідження системи кутової стабілізації ударостійкого 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: 06 січня 2023 року.
3. Вихідні дані до роботи: розглядається клас ударостійких БПЛА з кардановим підвісом у захисній пружній оболонці. БПЛА структурно поділяється на літальний апарат гелікоптерного типу з двома співвісними гвинтами та підвіс у захисній оболонці. ЛА виконує політ у спокійній атмосфері в обмеженому просторі. Основне збурне діяння – ударні та дотичні зіткнення з перешкодами.
4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити) 1. Оцінка стану проблеми. Аналіз ТЗ. 2. Опис функціонування об'єкта автоматичного управління. Математичний опис ОАУ. Синтез системи стабілізації кутового положення БПЛА. 3. Конструкторська частина. 4. Дослідження

функціональних властивостей САС. 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) – Мета роботи, опис устрою ударостійкого БПЛА; 2-й плакат (формат А1) – Опис ряду моделей ударостійкого БПЛА. Фізична модель; 3-й плакат (формат А1) – Опис ряду моделей ударостійкого БПЛА. Нелінійна математична модель БПЛА; 4-й плакат (формат А1) – Опис ряду моделей ударостійкого БПЛА. Лінеаризована математична модель БПЛА; 5-й плакат (формат А1) – Синтез САС методом ЛАЧХ; 6-й плакат (формат А1) – Синтез САС методом ЛАЧХ; 7-й плакат (формат А1) – Синтез САС методом ЛАЧХ; 8-й плакат (формат А1) – Дослідна частина; 9-й плакат (формат А1) – Дослідна частина; Експериментальна частина; 10-й плакат (формат А1) – Конструкторська 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 | 06.01.2023 |
| 2 | Пасічник С.М., доцент каф. 301 | 19.09.2022 | 06.01.2023 |
| 3 | Джұлгаков В.Г., доцент каф. 301 | 19.09.2022 | 06.01.2023 |
| 4 | Пасічник С.М., доцент каф. 301 | 19.09.2022 | 06.01.2023 |
| 5 | Пасічник С.М., доцент каф. 301 | 19.09.2022 | 06.01.2023 |
| 6 | Попов О.С., к.е.н, доцент каф. 601 | 19.09.2022 | 06.01.2023 |

Нормоконтроль _____ С.М. Пасічник «09» 01 2023 р.
(підпис) (ініціали та прізвище)

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 об'єкту автоматичного 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 | 09.01.2023 | |
| 6. | Попередній захист роботи. Рецензування роботи | 12.01.2023 | |
| 7. | Захист роботи | 18.01.2023 | |

Студент _____ Ігор КУНЦЕВСЬКИЙ
(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
Кунцевського Ігоря Вікторовича

1. Тема роботи: Розробка і дослідження системи кутової стабілізації ударостійкого БПЛА, затверджена наказом по університету від «17» листопада 2022 р., № 1602-уч.
2. Строк здачі студентом закінченої роботи «06» січня 2023 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 стабілізації кутового положення ударостійкого БПЛА у поздовжньому русі.
 - 4.2 Загальні відомості: розглянуто поздовжній горизонтальний рух ударостійкого БПЛА у кардановому підвісі з захисною оболонкою з урахуванням ударних зіткнень з перешкодами.
5. Технічні вимоги до системи управління
 - 5.1 Питання, що підлягають розробці: в розрахунковій частині: опис функціонування об'єкта автоматичного управління: опис устрою і принципу функціонування об'єкта автоматичної стабілізації (ОАС) і збурювальних впливів, 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. Математичний опис ОАС: отримання і опис нелінійних математичних моделей; лінеаризація нелінійних моделей ОАС; формування функціональних і структурних схем САС у каналі тангажу; синтез коригуючого елемента САС методом ЛАЧХ; дослідження функціональних властивостей САС за керуючим і збурним впливами. В експериментальній частині: моделювання САС з елементами діагностування функціонального стану БПЛА.

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

5.3 Показники якості системи управління: усталена відносна похибка $\varepsilon_{уст} \leq 5\%$; час перехідного процесу $t_{mn} \leq 0,1$ с; перерегулювання $\sigma_{max} = 20\%$.

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

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 -10 °С до $+40$ °С;
- б) вологість навколишнього середовища до 80%;
- в) атмосферний тиск до висоти 100 м стандартної атмосфери.

6.2 Механічні вимоги (вібрація, тряска, можливі перекоси, удари, нахили): допускаються ударні навантаження.

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 ОАС, 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, нелінійної та лінеаризованої математичних загального випадку руху та відносного обертального руху ЛА у вертикальній площині, синтез САС кутового положення, конструкторська частина, експериментально-практична частина, дослідна частина, економічна частина.

8.2 Обсяг розробки за кожним етапом: Титульний лист (1 сторінка), специфікація (7 сторінок), реферат (1 сторінка), зміст (2 сторінки), список символів, скорочень (1 сторінка); аналіз процесів проектування систем керування ударостійких БПЛА (9 сторінок); математичні моделі, аналіз результатів дослідження функціональних властивостей ОАС, синтез САС (38 сторінок); проведення експериментальних досліджень, отримання характеристик, обробка результатів (5 сторінок), економічна частина (9 сторінок), висновки (1 сторінка).

9 Параметри устаткування системи: не задано.

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

11 Дослідницька частина: дослідження функціональних властивостей ОАУ у відносному обертальному русі.

12 Експериментально-практична частина: тестування елементів системи керування польотом БПЛА.

13 Економічна частина

13.1 Розробити (розрахувати, одержати): розрахувати собівартість, ціну розробки та виготовлення плати управління; 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) – Мета роботи, опис устрою ударостійкого БПЛА;

2-й плакат (формат А1) – Опис ряду моделей ударостійкого БПЛА. Фізична модель;

3-й плакат (формат А1) – Опис ряду моделей ударостійкого БПЛА. Нелінійна математична модель БПЛА;

4-й плакат (формат А1) – Опис ряду моделей ударостійкого БПЛА. Лінеаризована математична модель БПЛА;

5-й плакат (формат А1) – Синтез САС методом ЛАЧХ;

6-й плакат (формат А1) – Синтез САС методом ЛАЧХ;

7-й плакат (формат А1) – Синтез САС методом ЛАЧХ;

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

9-й плакат (формат А1) – Дослідна частина; Експериментальна частина;

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

Керівник роботи

Пасічник С.М.

(П.І.Б.)

«19» _____ 09 _____ 2022 р.

Прийняв до виконання

Кунцевський І.В.

(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 102, рисунків 58, таблиць 8, джерел 16, додатків 2.

Об'єктом дослідження є процеси кутової стабілізації ударостійкого БПЛА у поздовжньому русі за умов ударних збурень.

Мета роботи – розробка системи кутової стабілізації ударостійкого БПЛА.

Безпілотні літальні апарати (БПЛА) у кардановому підвісі з захисною пружною оболонкою є новим класом ударостійких БПЛА. Такий апарат являє собою літаючу платформу з двома безколекторними двигунами з співвісними гвинтами. Переміщення апарата відбуваються шляхом зміни сили тяги гвинтів на кожному з двигунів та відхиленням кермів поздовжнього та бічного управління.

Виконано огляд безпілотних літальних апаратів мультироторного типу. Розроблено ряд моделей загального випадку руху ударостійкого БПЛА, а саме змістовну модель з роз'ясненням устрою й принципу функціонування об'єкту, фізичну модель у вигляді кінематичних схем руху БПЛА, нелінійну математичну модель у вигляді нелінійних диференціальних рівнянь поступального та обертального руху й лінеаризовану математичну модель поздовжнього руху. Синтезовано коригуючий елемент системи автоматичної стабілізації кутового положення БПЛА.

У конструкторській частині описано плату керуючого обчислювача системи стабілізації. Дослідницька частина присвячена отриманню діагностичних моделей функціонування БПЛА у поздовжньому довгоперіодичному русі. В експериментально-практичній частині проведено моделювання функціональних властивостей БПЛА з урахуванням дестабілізуючих впливів у середовищі Matlab. В економічній частині розраховано собівартість і ціну виготовлення плати обчислювача.

УДАРОСТІЙКИЙ БПЛА, МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ, ОБ'ЄКТ АВТОМАТИЧНОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ, ФУНКЦІОНАЛЬНА СХЕМА, СТРУКТУРНА СХЕМА, ПЕРЕДАВАЛЬНА ФУНКЦІЯ, ДЕСТАБІЛІЗУЮЧА ДІЯ.

ЗМІСТ

| | |
|---|-----------|
| Перелік умовних позначень і скорочень..... | 12 |
| Вступ..... | 13 |
| 1 ОГЛЯД СИСТЕМ КЕРУВАННЯ БЕЗПЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ..... | 14 |
| 1.1 Використання принципів автоматичного керування польотом БПЛА.... | 14 |
| 1.2 Інструментальні засоби проектування раціональних систем керування.. | 18 |
| 1.3 Аналіз технічного завдання | 20 |
| 2 СИНТЕЗ СИСТЕМИ КУТОВОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ БПЛА..... | 22 |
| 2.1 Опис ударостійкого БПЛА як об'єкту автоматичної стабілізації..... | 22 |
| 2.1.1 Опис конструкції та принципу функціонування ударостійкого БПЛА..... | 22 |
| 2.1.2 Побудова нелінійної математичної моделі БПЛА..... | 23 |
| 2.1.2.1 Визначення числа ступенів свободи досліджуваної матеріальної системи..... | 24 |
| 2.1.2.2 Вибір і обґрунтування систем відліку і координат..... | 25 |
| 2.1.2.3 Вибір довільного положення матеріальної механічної системи для складання рівняння руху..... | 27 |
| 2.1.2.4 Діючі в польоті сили і моменти..... | 29 |
| 2.1.3 Лінеаризована математична модель ударостійкого БПЛА у поздовжньому русі..... | 35 |
| 2.2 Дослідження функціональних властивостей нескоригованої САС..... | 43 |
| 2.2.1 Формування структури замкненої системи кутової стабілізації..... | 43 |
| 2.2.2 Дослідження стійкості нескоригованої САС..... | 48 |
| 2.3 Синтез коригуючого елемента методом ЛАЧХ..... | 49 |
| 2.3.1 Побудова наявної ЛАЧХ розімкненої системи..... | 49 |
| 2.3.2 Побудова бажаної ЛАЧХ і ЛАЧХ коригуючого елемента..... | 52 |
| 2.3.3 Аналіз якості процесів кутової стабілізації скоригованої системи. | 54 |
| 2.4 Дослідження цифрової САС кутової стабілізації БПЛА..... | 57 |
| 3 КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА..... | 61 |
| 3.1 Підготовка алгоритмів керування до реалізації на контролері..... | 61 |
| 3.2 Побудова функціональної схеми плати керування..... | 61 |
| 3.3 Вибір контролера по сформованим критеріям и формування схеми | |

| | |
|---|-----|
| комунікацій с периферійним обладнанням..... | 62 |
| 4 ДІАГНОСТУВАННЯ ФУНКЦІОНАЛЬНОГО СТАНУ | |
| УДАРОСТІЙКОГО БПЛА У ПОЗДОВЖНЬОМУ РУСІ..... | 71 |
| 4.1 Загальні положення діагностування об'єкту..... | 71 |
| 4.2 Методика формування діагностичних моделей..... | 71 |
| 5 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ПРАКТИЧНА ЧАСТИНА..... | 81 |
| 5.1 Моделювання динаміки БПЛА з дестабілізацією..... | 81 |
| 5.2 Моделювання алгоритмів виявлення нештатної ситуації..... | 85 |
| 6 ЕКОНОМІЧНА ЧАСТИНА..... | 91 |
| 6.1 Мета економічного розділу..... | 91 |
| 6.2 Опис створюваного БПЛА..... | 91 |
| 6.3 Розрахунок собівартості БПЛА..... | 92 |
| 6.3.1 Розрахунок собівартості БПЛА за участю виконавців роботи..... | 92 |
| 6.4 Розрахунок точки беззбитковості..... | 97 |
| ВИСНОВКИ..... | 100 |
| ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ..... | 101 |
| ДОДАТОК А | |
| ДОДАТОК Б | |

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ І СКОРОЧЕНЬ

- АЧХ – амплітудно-частотна характеристика;
- БВ – блок вимірювачів;
- БД – блок діагностики;
- БП – блок приводів;
- БПЛА – безпілотний літальний апарат;
- ЛА – літальний апарат;
- ЛАЧХ – логарифмічна амплітудно-частотна характеристика;
- ОАК – об’єкт автоматичного керування;
- ОК – об’єкт керування;
- ОАС – об’єкт автоматичної стабілізації;
- ОС – об’єкт стабілізації;
- РСК – раціональна система керування;
- САК – система автоматичного керування;
- САС – система автоматичної стабілізації;
- ТЗ – технічне завдання;
- ФЧХ – фазо-частотна характеристика.

ВСТУП

Протягом кількох останніх років безпілотні літальні апарати (БПЛА) знаходять дедалі більшого застосування у різних сферах діяльності, від сільського господарства до безпосередньо бойових дій. Причини бурхливого розвитку безпілотної авіації різні. По-перше, висока вартість навчання пілотів, у той час як для вирішення широкого кола завдань наявність людини на літальному апараті зовсім необов'язково. По-друге, щодо можливості зменшення втрат серед «дорогих» у всіх сенсах льотчиків використання БПЛА має незаперечну перевагу.

Головною перевагою безпілотного апарату є відсутність на борту льотчика, завдяки чому БПЛА можна використовувати при вирішенні особливо складних завдань, особливо тих, які пов'язані з ризиком для життя людини, наприклад, в умовах радіаційного та хімічного забруднення. Крім того, БПЛА не потрібні системи життєзабезпечення екіпажу, що дозволяє значно знизити вагу літального апарату та, у свою чергу, розмістити додаткове обладнання, або цільове навантаження.

Одним з основних недоліків БПЛА є висока чутливість до атмосферних течій та уразливість конструкції в результаті зіткнень з перешкодами, тому забезпечення стійкості та якості кутової стабілізації апарату є актуальним завданням.

Метою роботи є забезпечення стійкості та якості стабілізації кутового положення ударостійкого БПЛА у поздовжньому русі.

Завдання дослідження:

1) аналіз процесів проектування інтелектуальних систем стабілізації ударостійких безпілотних літальних апаратів;

2) розробка ряду моделей ударостійкого БПЛА вертикального зльоту й посадки в захисній пружній оболонці як об'єкту керування;

3) синтез системи стабілізації кутового положення ударостійкого БПЛА у поздовжньому русі;

4) розробка плати обчислювача та економічне обґрунтування її виробництва.

Область використання – проектування систем управління літальними апаратами.

1 ОГЛЯД СИСТЕМ КЕРУВАННЯ БЕЗПЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

1.1 Використання принципів автоматичного керування польотом БПЛА

Будь-яка класифікація літальних апаратів дає уявлення про різноманіття типів та специфіку навігації у просторі. На кожен тип літальних апаратів діє безліч впливів, що обурюють, які дестабілізують його працездатність. Під працездатністю розуміється стан об'єкта, що характеризує здатність виконувати задані функції відповідно до технічного завдання. Дестабілізуючі впливи погіршують якість виконання заданих функцій та переводять об'єкт у непрацездатні стани. Розглянемо ряд типів літальних апаратів та характерні для них дестабілізуючі впливи.

Конструкція літака є планером, що складається з фюзеляжу, крил, оперення і оснащений силовою установкою і шасі. Фюзеляж – основна частина конструкції літака, що служить для з'єднання в одне ціле всіх його частин, а також для розміщення авіоніки, екіпажу, пасажирів та вантажів. Крила є несучими поверхнями літака, призначені для створення аеродинамічної підйомної сили. Оперення крил використовується задля забезпечення керованості літака. Силова установка, основними елементами якої є двигуни, є створення тяги. Шасі являє собою систему опор літака, що служить для зльоту та посадки, пересування та стоянки в аеропортах.

В умовах експлуатації на працездатність планера істотно впливають ряд факторів, зумовлених особливостями конструкції літака та умовами польоту. Літак здійснює політ у нестационарних зовнішніх умовах, обумовлених змінними характеристиками атмосфери, зміною ваги та моментів інерції, руйнуваннями та поломками елементів конструкції, тощо. причинами, що призводять до зміни його динамічних параметрів та реакцій на керуючі зовнішні та внутрішні дії. Наприклад, причинами порушення працездатності планера можуть бути такі явища:

- 1) пружні деформації планера, що призводять до зміни його аеродинамічних характеристик;
- 2) вертикальні та горизонтальні пориви вітру;
- 3) зміна польотної ваги, пов'язаної з витратою палива;
- 4) зміна ешелону польоту;

- 5) зледеніння крил та оперення;
- 6) відхилення сил та моментів, що діють на планер, від розрахункових;
- 7) заклинювання керованих поверхонь (кермів висоти, напрямки, елеронів та ін).

Введення нових функціональних блоків у замкнутий контур управління зумовлює необхідність формування показників якості їх функціонування з метою оцінки вкладу в показники якості всієї системи раціонального керування (РСК). Надаються доцільними для блоку діагностування (БД) такі показники якості діагностування:

- 1) час діагнозу;
- 2) повнота;
- 3) точність;
- 4) достовірність.

Під часом діагнозу розуміється час, що витрачається на обробку сигналів при отриманні діагнозу, що включає момент появи дестабілізуючого впливу, його місце, клас і вид. Повнота діагнозу має характеризувати ступінь виявлення причин усіх можливих позаштатних ситуацій. Під точністю діагнозу слід розуміти точність чисельної оцінки ознаки, що характеризує усунутий фізичний вид дестабілізуючого впливу. Достовірність діагнозу – це показник ступеня довіри до виявлених причин появи нештатних ситуацій.

Для кількісних оцінок функціонування системи керування (СК) пропонуються такі показники якості відновлення працездатності:

- 1) час відновлення;
- 2) точність;
- 3) вичерпність.

Під часом відновлення розумітимемо час, що витрачається на вибір прийняттого ресурсного засобу, його введення в роботу і парування усуненого виду дестабілізації, а також компенсацію відхилень у функціонуванні РСК. Показник точності відновлення покликаний характеризувати точність парування видалення дестабілізації. Показник вичерпності ресурсів характеризує що залишилися, наявні надлишкові ресурси і рівень їх покриття нештатних ситуацій, тобто. вагові характеристики.

Очевидно, що чисельні значення низки запропонованих показників якості залежать від виду дестабілізуючого впливу. Тому інтегральна оцінка цих показників має бути інтервальною.

Таким чином, використання принципу управління діагнозу породжує як нові поняття, так і нові функціональні блоки в контурі управління, нову блок-схему САК і новий підхід до розробки таких САК, що базується на положеннях раціонального управління. Розглянемо базові положення раціонального керування об'єктом раціонального керування (ОРК) [1, 2]:

1) положення, принципи, інструментальні засоби раціонального управління ОРУ закладаються на етапі ескізного проектування РСК та не змінюються на всіх наступних етапах життєвого циклу виробу;

2) раціональне управління ОРК формується в результаті розумного поєднання аналітичних засобів, макетних та стендових експериментальних досліджень, інтуїції та здорового глузду розробників [3];

3) подієва невизначеність дестабілізуючих впливів на ОРК породжує безліч його можливих станів і зумовлює необхідність раціонального управління його працездатністю;

4) раціональне управління працездатністю ОРК можливе лише з урахуванням знання причин дестабілізуючих впливів. Причини цих впливів неможливо знайти безпосередньо виміряні. Непрямі виміри наслідків впливів призводять до необхідності вирішення зворотних завдань, зокрема діагностичних. Тому раціональне управління базується на діагнозі усунутих причин дестабілізуючих впливів;

5) безліч можливих станів ОРК, що породжуються дестабілізуючими впливами, обумовлює необхідність формування безлічі надлишкових ресурсів, що дозволяють відновлювати працездатність. Тому раціональне управління базується на подійному виборі та продуктивному використанні надлишкових ресурсів;

6) складність, багатозв'язковість, багатовимірність, гетерогенність та унікальність сучасних та перспективних ОРК призводить до необхідності декомпозиції раціонального управління на три послідовно взаємопов'язані завдання:

- раціонального керування працездатністю блоку приводів (БП);
- раціонального керування блоку вимірювачів (БВ);

– раціонального керування ОК. Такий підхід породжує блок-схему РСК, подану на рис. 1.1.

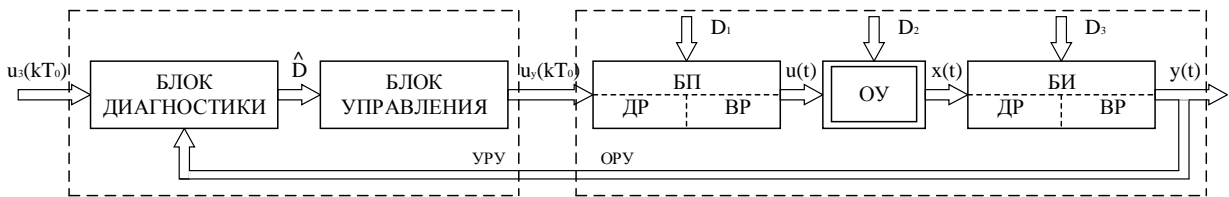


Рисунок 1.1 – Блок-схема раціональної системи автоматичного керування

Блоки БП та БВ забезпечені засобами діагностування – ДП та відновлення – ВП працездатності, що дозволяють нейтралізувати позаштатні ситуації, що виникають від дестабілізуючих впливів відповідно до множин D_1 і D_3 . Нештатні ситуації ОК, викликані дестабілізуючими впливами множини діагностуються в ПРК і тут же виробляються керуючі впливи $u_y(kT_0)$, що відновлюють працездатність ОК і в цілому всієї РСК та забезпечують якісне відпрацювання задавального впливу $u_3(kT_0)$;

7) раціональне керування об'єктами, схильними до дії подієво невизначеної дестабілізації базується на глибокому діагностуванні усунутих причин порушення працездатності та на гнучкому її відновленні в реальному масштабі часу. Тому раціональне управління – це мистецтво можливого інтелектуального управління.

З представлених базових положень раціонального управління випливає, що об'єктами такого управління можуть бути як блоки датчиків вимірювальних підсистем та інших вимірювачів, блоки приводів, сервоприводів та інших виконавчих органів, а також ОК, іншими словами, об'єкти, схильні до істотного впливу дестабілізуючих впливів, що змінюють як структуру, так і параметри. Для раціонального управління такими об'єктами потрібно сформулювати безліч можливих дестабілізуючих впливів. Гіпотеза подієвої невизначеності цих впливів дозволяє сформулювати наступний підхід до визначення їхньої множини для будь-яких об'єктів раціонального управління. Перетворювальні властивості об'єктів відбиваються в встановлених режимах функціонування у вигляді статичних показників, а динамічних режимах – відповідними впливам перехідними характеристиками.

Як статичні, і перехідні характеристики описуються у номінальних режимах функціонування, кінцевим числом параметрів, однозначно характеризуючих їх властивості у відповідних математичних моделях. Виходячи з цієї обставини, будь-які відхилення цих параметрів слід розглядати як елементи множини D -

множини фізичних видів дестабілізуючих впливів, доступних для діагностування. Доступність для діагностування означає, що з доступним виміру вхідним і вихідним сигналам об'єкта можна встановити конкретний фізичний вид діючого у час дестабілізуючого впливу, тобто. об'єкт повинен мати, як раніше зазначалося, властивістю діагностування.

Таким чином, для організації раціонального управління об'єкт крім необхідних для його призначення перетворювальних властивостей сигналів, повинен мати і достатні властивості діагностування та відновлюваності. Отже, об'єкт раціонального управління потрібно відповідним чином проектувати, щоб забезпечити його як необхідними, і достатніми властивостями. Тоді використання принципу управління діагнозу дозволяє долати апіорну невизначеність працездатності таких об'єктів у реальному масштабі часу.

1.2 Інструментальні засоби проектування раціональних систем керування

Об'єктами раціонального керування можуть бути як функціональні елементи систем автоматичного управління, так і об'єкти автоматичного управління, схильні до суттєвого впливу дестабілізуючих впливів на їх працездатність. Функціональні можливості ОРК характеризуються їх властивостями. Всі властивості ОРК можна представити за допомогою двох множин, що не перетинаються. Перша безліч містить властивості керованості та спостережуваності об'єкта, що відповідають його номінальному функціональному призначенню. Друге безліч включає властивості діагностованості і відновлюваності об'єкта. Перше і друге безлічі властивостей відбиваються за допомогою відповідних моделей.

Таким чином, ОРК – це об'єкт автоматичного керування, що володіє властивостями як керованості та спостережальності, а також діагностованості та відновлюваності працездатності. Раціональну систему керування можна графічно уявити що складається з двох підсистем (рис. 1.2).

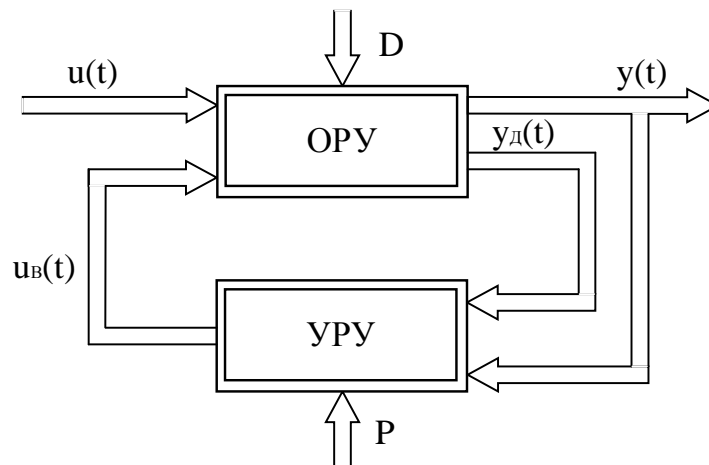


Рисунок 1.2 – Укрупнена схема структури раціональної системи керування

На рисунку використовуються такі позначення: ПРК – пристрій раціонального керування; $u(t)$ – функціональні входи ОРК; $y(t)$ – функціональні виходи ОРК; $y_d(t)$ – додаткові виходи ОРК; $u_v(t)$ – впливу щодо відновлення працездатності; D – множина дестабілізуючих впливів; P – безліч параметрів працездатності РСК.

В ОРК повинні бути крім основних функціональних виходів ще додаткові, які в сукупності дозволяють зробити діагностування до причини дестабілізації. На ОРК подається додатковий вплив щодо відновлення працездатності для введення в роботу засобів відновлення. Докладніше структуру ОРК і відповідно РСК можна представити наступною схемою (рис. 1.3).

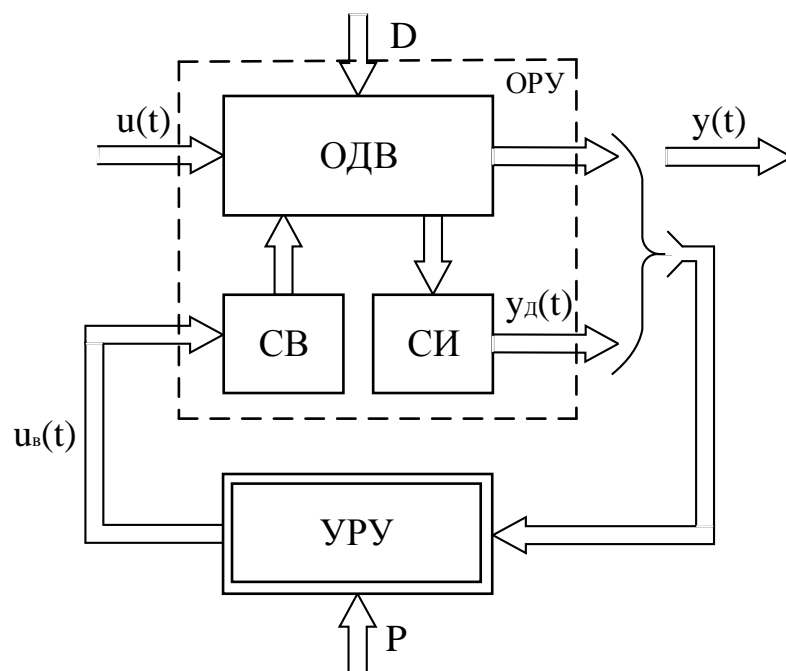


Рисунок 1.3 – Розгорнута схема структури раціональної системи керування

На схемі: ОДВ – об'єкт діагностування та відновлення; ЗВд – засоби відновлення; ЗВм – засоби вимірювання.

За допомогою ЦДІФАК-основи формуються моделі номінального режиму функціонування [4]. На етапі побудови математичних моделей для повнішого відображення динамічних властивостей використовуються рівняння Лагранжа другого роду [4] для об'єктів з n ступенями свободи.

За допомогою методів аналітичної та графічної лінеаризації спрощують отримані нелінійні рівняння та перетворюють до форми Коші з наступним поданням у безперервному просторі станів.

Для того, щоб отримана математична конструкція стала інструментом для дослідження функціональних властивостей об'єкта, інструментом, що називається математичною моделлю, потрібно сформулювати ряд таких атрибутів [4]:

- 1) точність лінеаризації, виражена кількісно;
- 2) функціональні характеристики незбуреного руху;
- 3) діапазон та характер зміни керуючих впливів;
- 4) діапазон та характер зміни реакцій;
- 5) лінійні диференціальні рівняння збуреного руху, що зв'язує вхідні та вихідні змінні об'єкта;
- 6) чисельні значення коефіцієнтів рівнянь із необхідною точністю;
- 7) діапазон та масштаб зміни часу моделювання.

1.3 Аналіз технічного завдання

В роботі розглядається клас ударостійких БПЛА з кардановим підвісом у захисній пружній оболонці. БПЛА структурно поділяється на літальний апарат гелікоптерного типу з двома співвісними гвинтами та підвіс у захисній оболонці. ЛА виконує політ у спокійній атмосфері в обмеженому просторі. Основне збурне діяння – ударні та дотичні зіткнення з перешкодами.

Призначенням системи є забезпечення стійкості та якості стабілізації кутового положення ударостійкого БПЛА у поздовжньому русі.

Необхідно виконати опис функціонування об'єкта автоматичного керування, а саме опис устрою і принципу функціонування об'єкта автоматичної стабілізації (ОАС) і збурювальних впливів, 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. Математичний опис ОАС у вигляді нелінійних математичних моделей, лінеаризація нелінійних рівнянь руху ОАС, формування функціональних і структурних схем САС у каналі тангажу, синтез коригуючого елемента САС методом ЛАЧХ, дослідження функціональних властивостей САС за керуючим і збурним впливами. В експериментальній частині потрібно виконати моделювання САС з елементами діагностування функціонального стану БПЛА.

Потрібні показники якості системи стабілізації: усталена відносна похибка $\epsilon_{уст} \leq 5\%$; час перехідного процесу $t_{mn} \leq 0,1$ с; перерегулювання $\sigma_{max} = 20\%$.

Допускається робота об'єкту у середовищі з вологістю до 80%, атмосферним тиском, що відповідає висоті двісті метрів стандартної атмосфери. Робочий діапазон за температурою від -10°C до $+30^{\circ}\text{C}$. Напруга джерела живлення $+14,8$ В.

У додатку А подано результати патентного пошуку.

2 СИНТЕЗ СИСТЕМИ КУТОВОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ БПЛА

2.1 Опис ударостійкого БПЛА як об'єкту автоматичної стабілізації

2.1.1 Опис конструкції та принципу функціонування ударостійкого БПЛА

Ударостійка літаюча платформа – це представник нового класу малогабаритних літальних апаратів гвинтокрилового типу.

Ударостійкий літальний апарат (ЛА) являє собою апарат гвинтокрилового типу з двома співвісними повітряними гвинтами фіксованого кроку і протилежного обертання, що приводяться в рух кожний своїм валом електричного двигуна постійного струму, маючого два співвісних і відокремлених ротора протилежного обертання (див. рис. 2.1).

Живлення електродвигуна – від акумулятора. ЛА має дві відхилені управляючі поверхні для поздовжнього та бокового управління. Відхилення кожної керуючої поверхні здійснюється своєю електричною рульовою машиною. Керують ЛА за допомогою системи автоматизованого управління, яка працює в режимах автоматичного управління і ручного радіоуправління.



Рисунок 2.1 – Зовнішній вигляд ударостійкого літального апарата

Захисна оболонка – це силова просторова стрижнева конструкція. В захищаючій оболонці шарнірно закріплені зовнішні та внутрішні кільця карданового підвісу. Усі шарніри вільні, у результаті чого ЛА вільно обертається відносно захисної оболонки.

В термінах механіки літальний апарат – це механічно змінна матеріальна система декількох твердих тіл, які в рамках розглянутої задачі абсолютно тверді.

тобто деформації цих тіл не враховуються. Така матеріальна система може бути представлена двома групами матеріальних тіл. Перша група – власне ЛА, друга – захищаюча оболонка у вигляді усіченого ікосаедра з кардановим підвісом, де шарнірно закріплений ЛА.

Таким чином, досліджуваний об'єкт при його русі в повітрі – це вільна матеріальна система, яка змінюється частинами і параметрами:

- 1) кутові швидкості обертання роторів двигуна і їх кінетичні моменти;
- 2) кутові положення рульових поверхонь і зв'язане з цим зміни положення центра мас ЛА та його моментів інерції. У першому приближенні змінами положення центра мас ЛА і його моментів інерції можна знехтувати зважаючи на малу масу рульових поверхонь;
- 3) кутові положення ЛА в кардановому підвісі і зв'язані з цими змінами положення центра мас ЛА в кардановому підвісі, також положення центра мас системи і моментів інерції системи;
- 4) кутові положення кільця карданового підвісу і захисною оболонкою та зв'язаним з цими змінами моментів інерції.

Незмінні наступні параметри:

- 1) маса системи, ЛА, кільця карданового підвісу і захисна оболонка;
- 2) положення центра мас кільця карданового підвісу і захисної оболонки.

Центр мас кільця карданового підвісу і захисної оболонки співпадає з їх геометричним центром і знаходиться в центрі осі обертання ЛА відносно внутрішнього кільця. Центр мас системи лежить на прямій, яка з'єднує центри мас ЛА і кільця карданового підвісу з захисною оболонкою. У результаті всі центри мас лежать у тілі ЛА на його вертикальній осі, яка збігається з віссю обертання повітряних гвинтів та роторів двигуна. Найвище положення займають центри мас захисної оболонки і кільця карданового підвісу, які розташовані в одній точці. Нище знаходяться центри мас системи. Найвище положення займають центри мас ЛА.

2.1.2 Побудова нелінійної математичної моделі БПЛА

Для дослідження динаміки повного руху розглянутого літаючого об'єкта доцільно побудувати математичну модель за допомогою рівнянь Лагранжа другого роду.

Користуючись методами теоретичної механіки, зокрема методами динаміки і аналітичної механіки, викладеними в роботах [5–7], і методичними вказівками та порадами [8] був складений наступний план рішення задачі:

1) визначити число ступенів свободи досліджуваної матеріальної системи і ввести незалежні узагальнені координати q_i , відповідні числу ступенів свободи, вибрати систему координат;

2) описати активні сили, що діють на систему;

3) сформулювати узагальнені сили системи Q_1, Q_2, \dots, Q_s , відповідні обраним узагальненим координатам;

4) обчислити кінетичну енергію T розглянутої матеріальної системи. Кінетичну енергію системи необхідно визначити в її абсолютному русі і висловити енергію через узагальнені координати q_i і узагальнені швидкості \dot{q}_i ;

5) визначити приватні похідні кінетичної енергії по узагальненим швидкостям q_1, q_2, \dots, q_s , тобто $\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_1}, \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_2}, \dots, \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_s}$, а потім вираховуємо їх похідні

за часом: $\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_1} \right), \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_2} \right), \dots, \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_s} \right)$;

6) визначити приватні похідні кінетичної енергії T за загальними координатам q_1, q_2, \dots, q_s , тобто $\frac{\partial T}{\partial q_1}, \frac{\partial T}{\partial q_2}, \dots, \frac{\partial T}{\partial q_s}$;

7) отримані результати підставити в рівняння Лагранжа:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_1} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_1} = Q_1, \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_2} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_2} = Q_2, \quad \dots, \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_s} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_s} = Q_s.$$

2.1.2.1 Визначення числа ступенів свободи досліджуваної матеріальної системи. Досліджувана матеріальна система має 11 ступенів свободи (рис. 2.2).

Перерахуємо їх з призначенням узагальнених координат, які відповідають цим ступеням свободи: радіус-вектор положення центра мас системи $r = q_1$; кут міста положення центра мас системи $\sigma = q_2$; кут азимута положення центра мас системи $\chi = q_3$; кут тангажа $\upsilon = q_4$; кут рискання $\psi = q_5$; кут крену $\gamma = q_6$; кут повороту ЛА відносно внутрішнього кільця карданова підвісу $\phi_1 = q_7$; кут повороту зовнішнього кільця карданового підвісу відносно захисної оболонки $\phi_2 = q_8$; кут повороту внутрішнього кільця карданового підвісу відносно

зовнішнього кільця $\varphi_3 = q_9$; кут повороту ротора двигуна з верхнім повітряним гвинтом $\varepsilon_1 = q_{10}$; кут повороту ротора двигуна з нижнім повітряним гвинтом $\varepsilon_2 = q_{11}$.

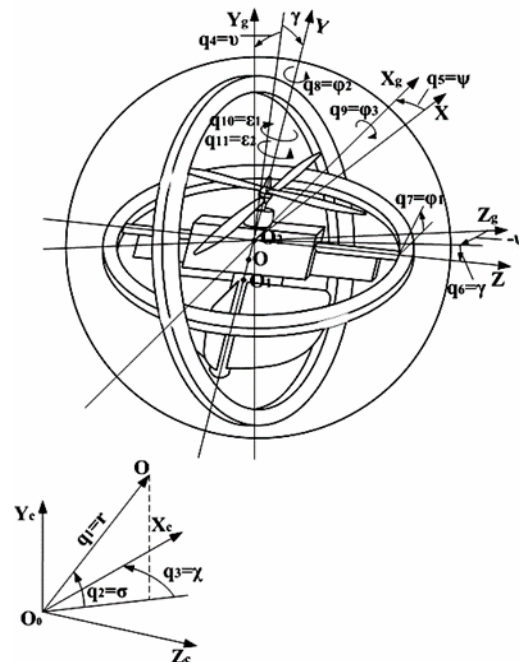


Рисунок 2.2 – Узагальнені координати матеріальної системи

2.1.2.2 Вибір і обґрунтування систем відліку і координат. У загальному випадку рух розглядається матеріальної системи тіл характеризується рухом центру мас системи і рухом тіл системи відносно центру мас системи. Рух центру мас матеріальної системи визначається трьома незалежними координатами щодо початку відліку або відповідним вектором положення точки.

Оскільки ЛА призначений для польотів в замкнутих просторах, то рух його доцільно розглядати щодо місця старту і в просторі, обмеженому поверхнями, що утворюють простір приміщення. У якості системи відліку для дослідження траєкторії руху ЛА приймаємо стартову систему відліку $O_o X_c Y_c Z_c$ з початком O_o в точці старту. Відповідно до стандарту [9] вісь $O_o X_c$ лежить в горизонтальній площині і спрямована по лінії прицілювання, вісь $O_o Y_c$ розташована вертикально, а вісь $O_o Z_c$ утворює праву трійку. В рамках цього завдання система відліку є інерціальною нерухомою земною системою відліку.

При аналізі руху центру мас матеріальної системи у стартовій системі відліку можна користуватися трьома декартовими координатами x , y , z або полярними координатами – радіусом-вектором \vec{r} і кутами азимута χ і місця σ .

Щодо осей цієї системи відліку будемо орієнтувати осі пов'язаних систем координат, що визначають положення тіл, матеріальної системи.

Рух тіл матеріальної системи навколо центру мас визначається орієнтацією осей пов'язаних з тілами систем координат в кожен момент часу щодо базової системи відліку. Положення осей пов'язаних систем координат відносно земної системи координат характеризується трьома кутами: тангажу υ , крену γ і ристання ψ . Осі стартовою системи відліку і осі пов'язаних систем об'єкта показані на рисунку 2.3.

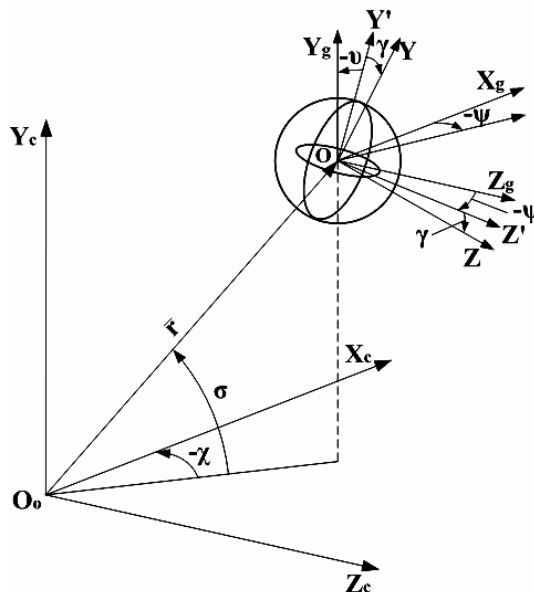


Рисунок 2.3 – Стартова, нормальна і пов'язана системи координат

При виборі осей зв'язаних систем тіл матеріальної системи потрібно враховувати, що в якості осей доцільно приймати головні центральні осі інерції тіл, так як щодо головних центральних осей інерції відцентрові моменти інерції дорівнюють нулю, а це спрощує вид запису рівнянь руху. При виборі осей зв'язаної системи координат ЛА прийнято до уваги наступне. З огляду на те, що ЛА – вертоліт співвісній схеми, за вісь OY приймаємо вертикальну вісь обертання співвісних повітряних гвинтів і роторів двигуна, яка є вертикальною віссю матеріальної симетрії ЛА і головною центральною віссю ЛА.

Такий вибір осей зв'язаної системи координат для ударостійкого ЛА вертикального зльоту і посадки дозволяє істотно спростити структуру математичної моделі і в подальшому алгоритмічне забезпечення процесу польоту.

Далі візьмемо до уваги, що допускається зіткнення захисної оболонки з перешкодою. Бажано мати конструктивний елемент, що амортизує, енергію удару

разом із захисною оболонкою. Таким елементом в конструкції ЛА є поперечна балка ЛА, за допомогою якої ЛА підвішується у внутрішньому кільці карданового підвісу. Якщо за вісь OX прийняти вісь, що проходить перпендикулярно цій балці через центр мас ЛА в напрямку прицілювання вперед, то вісь, перпендикулярна площині матеріальної симетрії, – головна центральна вісь інерції, одночасно поперечна балка буде служити ресорою, що сприймає частину енергії удару. Вісь OZ залишається направити з центру мас паралельно балці вправо для освіти правої трійки.

Кільця карданова підвісу – осесиметричні однорідні тіла, тому осі, перпендикулярні площині кілець, і будь-які осі, що лежать в їх площині, – головні центральні осі інерції.

2.1.2.3 Вибір довільного положення матеріальної механічної системи для складання рівняння руху. Через деякий час після початку руху розглянута матеріальна механічна система буде відхилитися від первісної орієнтації своїх осей координат.

Щоб скласти рівняння руху досліджуваної матеріальної механічної системи, проаналізуємо її в довільному положенні. Щоб уникнути помилки у визначенні знаків кутів, кутових швидкостей і векторів за довільне положення системи приймемо її положення, яке розглядається в стандарті [9] і роботі [7].

Щоб обчислити кінетичну енергію обертального руху, необхідно знати кутову швидкість обертання тіла. Для визначення залежності між кутами тангажа, рискання і крену з проекціями ω_x , ω_y , ω_z вектору кутової швидкості $\bar{\omega}$ на осі зв'язаної системи координат наведемо правило, викладене в роботі [7].

Нехай в деякий початковий момент часу положення зв'язаної системи координат збігається з положенням земної нормальної системи координат. Виконаємо послідовно три повороти навколо осей координат так, щоб зв'язана система координат зайняла нове положення. Послідовність поворотів обумовлена введеними трьома кутами ψ , υ , γ .

Спочатку повернемо зв'язану систему навколо осі OY_g на довільний кут; цей кут повороту згідно з визначенням буде кутом рискання ψ (див. рис. 2.4).

Далі здійснимо довільний поворот навколо осі OZ ; цей кут повороту, очевидно, є кут тангажу υ .

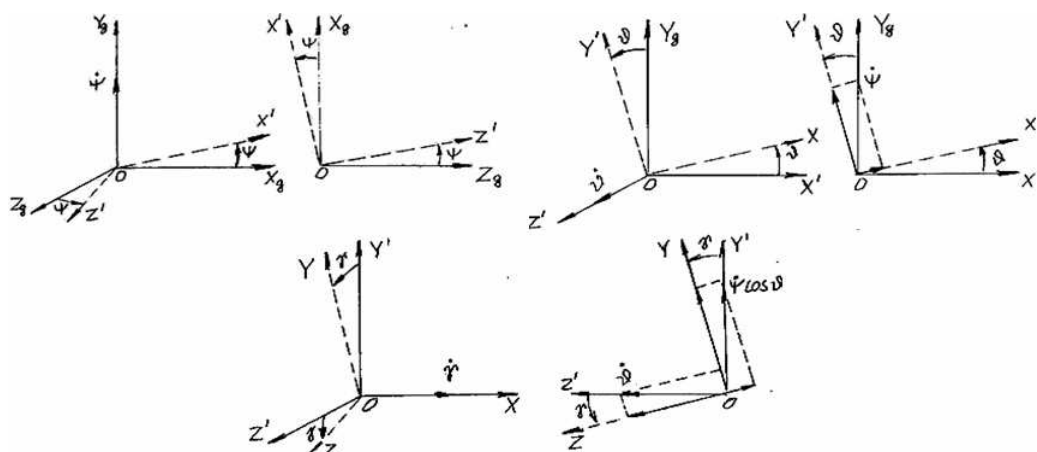


Рисунок 2.4 – Поворот пов'язаної системи координат відносно нормальної системи координат

Нарешті, повернемо систему щодо осі OX знову на довільний кут, який, очевидно, буде кутом крену γ . В результаті зазначених поворотів отримаємо три вектору кутових швидкостей: при повороті навколо осі OY_g – вектор $\dot{\psi}$ уздовж осі OY_g , при другому повороті – вектор $\dot{\nu}$ уздовж осі OZ і при третьому повороті – вектор $\dot{\gamma}$ уздовж осі OX .

Проектуючи вектори $\dot{\psi}$, $\dot{\nu}$ і $\dot{\gamma}$ на напрям осей координат OX , OY , OZ , отримуємо

$$\begin{cases} \omega_x = \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \nu; \\ \omega_y = \dot{\omega}'_y \cos \gamma + \dot{\nu} \sin \gamma = \dot{\psi} \cos \nu \cos \gamma + \dot{\nu} \sin \gamma; \\ \omega_z = \dot{\nu} \cos \gamma - \dot{\omega}'_y \sin \gamma = \dot{\nu} \cos \gamma - \dot{\psi} \cos \nu \sin \gamma. \end{cases} \quad (2.1)$$

Ці рівняння визначають проекції вектору кутової швидкості на осі зв'язаної системи координат в залежності від величин кутів ψ , ν , γ і їх похідних.

Вирішуючи ці рівняння щодо невідомих $\dot{\psi}$, $\dot{\nu}$ і $\dot{\gamma}$, знаходимо такі вирази:

$$\begin{cases} \dot{\nu} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma; \\ \dot{\gamma} = \omega_x - \operatorname{tg} \theta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma); \\ \dot{\psi} = (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) / \cos \nu. \end{cases} \quad (2.2)$$

Межі зміни кутів: $-\pi < \psi \leq \pi$; $-\pi/2 < \nu \leq \pi/2$; $-\pi < \gamma \leq \pi$.

2.1.2.4 Діючі в польоті сили і моменти. У польоті на матеріальну систему діють сили і моменти (див. рис. 2.5):

- 1) сили ваги частин системи;
- 2) реактивні сила \bar{P} і моменти M_1 і M_2 рушіїв;
- 3) керуючі сили \bar{P}_H і \bar{P}_B ;
- 4) аеродинамічна сила R , викликана рухом матеріальної системи в повітрі;
- 5) моменти опору обертанню в шарнірах карданова підвісу;
- 6) сила \bar{N} зіткнення з перешкодою.

При розгляді рівнянь руху центру мас системи всі сили наводимо до центру мас системи статичним нулем. Сили ваги і тяги – центральні.

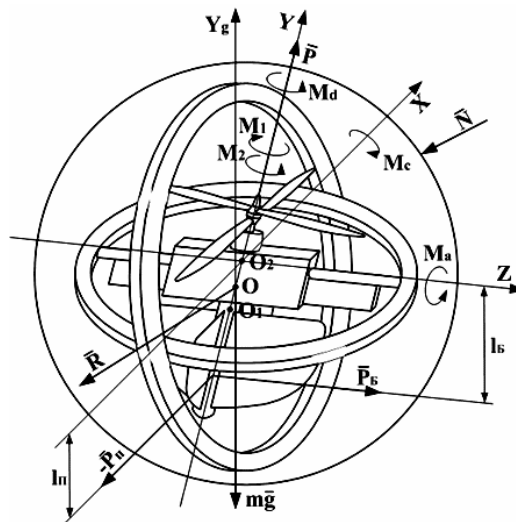


Рисунок 2.5 – Сили та моменти, які діють на систему

Сили ваги. Ця вага складається з ваги ЛА, прикладеного в центрі мас ЛА – точці O_1 , і ваги захисної оболонки з кільцями карданова підвісу, прикладеного в точці O_2 – центрі мас захисної оболонки з кільцями карданова підвісу, що збігається з геометричним центром кілець підвісу. Вага системи mg – центральна сила, завжди спрямована по осі OY_g вертикально вниз.

Визначаємо проекції ваги системи на радіус-вектор \bar{r} і напрямки σ і χ . Проекція ваги системи на радіус-вектор: $mg_r = -mg \sin \sigma$, проекція ваги системи на напрям σ : $mg_\sigma = -mg \cos \sigma$, проекція ваги системи на напрям χ : $mg_\chi = 0$.

Сили тяги двигунів. Реактивні сили і моменти двигунів представлені силами тяги повітряних гвинтів і реактивними моментами опору повітряних гвинтів обертання.

Вектор тяги \bar{P} у зв'язаній системі координат спрямований вертикально вгору по пов'язаній осі OY . Для визначення проєкцій вектору \bar{P} на радіус-вектор і напрямки σ і χ необхідно спроектувати \bar{P} на осі зв'язаної системи координат, а потім – проєкції на радіус – вектор і на напрямку σ і χ .

Проєкції вектору на осі зв'язаної системи координат: $P_x = 0$, $P_y = P$, $P_z = 0$. Тоді проєкції вектору \bar{P} на осі нормальної системи координат можна представити в наступному вигляді:

$$P_{xg} = P(\sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \nu \cos \gamma) \quad (2.3)$$

$$P_{yg} = P \cos \nu \cos \gamma; \quad (2.4)$$

$$P_{zg} = P(\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \nu \cos \gamma). \quad (2.5)$$

Проєкції P_{xg} и P_{zg} , що лежать в горизонтальній площині, спроектуємо на горизонтальну проєкцію радіуса-вектора r_n :

$$P_{rn} = P_{xg} \cos \chi + P_{zg} \sin \chi. \quad (2.6)$$

Проєкція вектору \bar{P} на радіус-вектор \bar{r} :

$$P_r = P_{rn} \cos \sigma + P_{yg} \sin \sigma = (P_{xg} \cos \chi + P_{zg} \sin \chi) \cos \sigma + P_{yg} \sin \sigma. \quad (2.7)$$

Проєкція вектору \bar{P} на напрямок χ :

$$P_\chi = P_{xg} \sin \chi + P_{zg} \cos \chi. \quad (2.8)$$

Проєкція вектору \bar{P} на напрямок σ :

$$P_\sigma = P_{yg} \cos \sigma. \quad (2.9)$$

Сила аеродинамічного опору. Сила аеродинамічного опору чисельно дорівнює:

$$R = C_R \rho \frac{v^2}{2} S, \quad (2.10)$$

де C_R – коефіцієнт аеродинамічного опору, що залежить від числа Рейнольдса і орієнтації частин системи по відношенню до швидкості потоку;

ρ – щільність повітря;

v – швидкість потоку, що дорівнює при відсутності вітру швидкості руху ЛА;

S – характерна площа ЛА, до якої наведено коефіцієнт аеродинамічного опору C_R .

Сила аеродинамічного опору R прикладена в центрі аеродинамічного тиску і спрямована проти швидкості руху. У першому наближенні будемо вважати, що сила R прикладена в центрі мас матеріальної системи і не створює моментів, що обертають систему. Силу аеродинамічного опору розкладаємо на напрямки радіусу-вектору і перпендикулярно йому за напрямками σ і χ .

Враховуючи, що $v^2 = \dot{r}^2 + r^2 \dot{\sigma}^2 + r^2 \dot{\chi}^2$, отримуємо проекції сили аеродинамічного опору:

1) на радіус-вектор:

$$R_r = C_r \dot{r}^2, \quad (2.11)$$

де C_r – коефіцієнт, що враховує проекцію C_R на радіус-вектор;

2) на напрямок σ :

$$R_\sigma = C_\sigma r^2 \dot{\sigma}^2, \quad (2.12)$$

де C_σ – коефіцієнт, що враховує проекцію на C_R по напрямку σ ;

3) на напрямок χ :

$$R_\chi = C_\chi r^2 \dot{\chi}^2, \quad (2.13)$$

де C_χ – коефіцієнт, що враховує проекцію C_R на напрямок χ .

На інші узагальнені координати сила аеродинамічного опору проєкцій не дає.

Сила \bar{N} взаємодії ЛА із зовнішньою перешкодою. У польоті ЛА можливі зіткнення з перешкодами, при цьому з боку останніх на захисну оболонку діє сила \bar{N} . Поверхня захисної оболонки близька до сферичної. Взаємодія оболонки з перешкодою може відбуватися з боку передньої півсфери, якщо дивитися по вектору швидкості польоту ЛА. Величина і напрямок сили взаємодії з перешкодою – це невизначені величини, що залежать від гладкості і жорсткості перешкоди і захисної оболонки.

В рамках даної задачі силу \bar{N} взаємодії з перешкодою переносимо з точки взаємодії на захисній оболонці в центр мас системи статичним нулем, тобто з додаванням моменту, рівного добутку сили на плече до центру мас системи. Далі чинимо так: момент впливає на обертові частини системи через рухливі корпус і кільця підвісу, а силу розкладаємо на складові уздовж радіуса – вектору і перпендикулярно йому за напрямками, що задається кутами σ і χ .

Сила керма поздовжнього керування. Визначаємо проєкції сили керма поздовжнього керування \bar{P}_Π на радіус-вектор і напрямки σ , χ , ν . Сила керма поздовжнього керування \bar{P}_Π створюється кермом поздовжнього керування внаслідок відхилення потоку повітря, створюваного повітряними гвинтами, і (як тяга) в першому наближенні дорівнює сумі сил, що створюються кожним гвинтом окремо. Сила \bar{P}_Π прикладена в центрі тиску керма поздовжнього керування на відстані l_Π від осі обертання ЛА:

$$P_\Pi = K_\Pi P \sigma_\Pi, \quad (2.14)$$

де K_Π – коефіцієнт пропорційності по тязі; σ_Π – кут відхилення керма поздовжнього управління.

Сила \bar{P}_Π лежить в площині, перпендикулярній \bar{P} , і її проєкції на осі зв'язаної системи координат такі:

$$P_{\Pi x} = -P_\Pi, \quad P_{\Pi y} = 0, \quad P_{\Pi z} = 0. \quad (2.15)$$

Проекції \bar{P}_Π на осі нормальної системи координат:

$$P_{\Pi xg} = -P_\Pi \cos \psi \cos \nu; P_{\Pi yg} = -P_\Pi \sin \nu; P_{\Pi zg} = -P_\Pi \sin \psi \cos \nu. \quad (2.16)$$

Спроекуємо горизонтальні проекції $P_{\Pi xg}$ і $P_{\Pi zg}$ на горизонтальну проекцію радіуса-вектора:

$$P_{\Pi r\Pi} = P_{\Pi xg} \cos \chi + P_{\Pi zg} \sin \chi. \quad (2.17)$$

Проекція сили поздовжнього управління \bar{P}_Π на радіус-вектор:

$$P_{\Pi r} = P_{\Pi r\Pi} \cos \sigma + P_{\Pi yg} \sin \sigma = \cos \sigma (P_{\Pi xg} \cos \chi + P_{\Pi zg} \sin \chi) + P_{\Pi yg} \sin \sigma. \quad (2.18)$$

Проекція сили поздовжнього управління \bar{P}_Π на напрямок σ :

$$P_{\Pi \sigma} = P_{\Pi yg} \cos \sigma. \quad (2.19)$$

Проекція сили поздовжнього управління \bar{P}_Π на напрямок χ :

$$P_{\Pi \chi} = P_{\Pi xg} \sin \chi - P_{\Pi zg} \cos \chi. \quad (2.20)$$

Проекція сили поздовжнього управління \bar{P}_Π на напрямок ν :

$$P_{\Pi \nu} = P_\Pi l_\Pi. \quad (2.21)$$

Сила керма бічного керування. Визначаємо проекцію сили керма бокового управління \bar{P}_B на радіус-вектор і напрямки σ , χ , ν . Сила керма бокового управління \bar{P}_B створюється кермом бокового управління внаслідок відхилення потоку повітря, створюваного повітряними гвинтами, і (як тяга) в першому наближенні дорівнює сумі сил, що створюються кожним гвинтом окремо. Сила

\bar{P}_B прикладена в центрі тиску керма бокового управління на відстані l_B від осі обертання ЛА по крену:

$$P_B = K_B P \sigma_B, \quad (2.22)$$

де K_B – коефіцієнт пропорційності по тязі;

σ_B – кут відхилення керма бічного керування.

Сила \bar{P}_B лежить в площині, перпендикулярній \bar{P} , і її проекції на осі зв'язаної системи координат відповідно рівні:

$$P_{Bx} = 0, \quad P_{By} = 0, \quad P_{Bz} = -P_B. \quad (2.23)$$

Проекції \bar{P}_B на осі нормальної системи координат:

$$\begin{aligned} P_{Bxg} &= -P_B (\sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \nu \sin \gamma); \\ P_{Byg} &= P_B \cos \nu \sin \gamma; \\ P_{Bzg} &= -P_B (\cos \psi \cos \gamma + \sin \psi \sin \nu \sin \gamma). \end{aligned} \quad (2.24)$$

Спроектуємо горизонтальні проекції P_{Bxg} і P_{Bzg} на горизонтальну проекцію радіуса-вектора:

$$P_{Br\Pi} = P_{Bxg} \cos \chi + P_{Bzg} \sin \chi. \quad (2.25)$$

Проекції сили бокового управління \bar{P}_B на радіус-вектор:

$$P_{Br} = P_{Br\Pi} \cos \sigma + P_{Byg} \sin \sigma = \cos \sigma (P_{Bxg} \cos \chi + P_{Bzg} \sin \chi) + P_{Byg} \sin \sigma. \quad (2.26)$$

Проекції сили керма бокового управління \bar{P}_B на напрямок σ :

$$P_{B\sigma} = P_{Byg} \cos \sigma. \quad (2.27)$$

Проекція сили керма бокового управління \bar{P}_B на напрямок χ :

$$P_{B\chi} = P_{Bxg} \sin \chi - P_{Bzg} \cos \chi. \quad (2.28)$$

Проекція сили керма бокового управління \bar{P}_B на напрямок v :

$$P_{Bv} = P_B l_B. \quad (2.29)$$

Знайдені проекції активних сил дозволяють визначити створювані ними моменти і узагальнені сили.

2.1.3 Лінеаризована математична модель ударостійкого БПЛА у поздовжньому русі

Для розв'язання задачі управління розглянемо не загальний випадок, а простіший вид руху ЛА. Найбільш наочним з погляду прояву динамічних властивостей є варіант поздовжнього руху (рис. 2.6), математична модель якого побудована в декартовій, а не у сферичній системі координат.

Для отримання лінеаризованих рівнянь математичної моделі поздовжнього руху використовуватимемо метод аналітичної лінеаризації, заснований на розкладанні нелінійних рівнянь у ряд Тейлора.

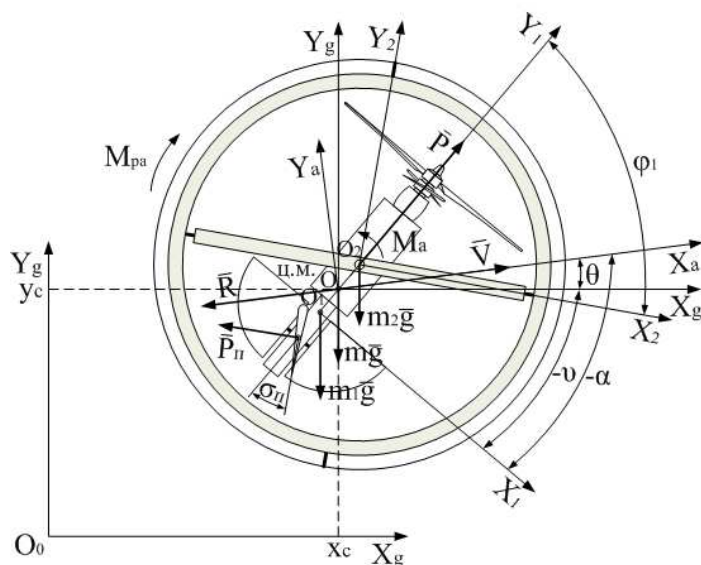


Рисунок 2.6 – Фізична модель поздовжнього руху ЛА

Враховуючи, що $V^2 = V_x^2 + V_y^2 = \dot{x}_c^2 + \dot{y}_c^2$, запишемо вираз кінетичної енергії поступального руху центру мас системи:

$$T_{цм} = \frac{1}{2} m (\dot{x}_c^2 + \dot{y}_c^2). \quad (2.30)$$

Тоді вираз (2.40) набуде вигляду:

$$T = \frac{1}{2} m (\dot{x}_c^2 + \dot{y}_c^2) + \frac{1}{2} (m_1 \cdot l_1^2 + m_2 \cdot l_2^2 + I_{1z}) \dot{\nu}^2 + \frac{1}{2} (I_{об} + I_{нс} + I_{мн}) \dot{\phi}_1^2. \quad (2.31)$$

Відповідні похідні кінетичної енергії за узагальненими координатами та швидкостями:

$$\frac{\partial T}{\partial q_1} = \frac{\partial T}{\partial x_c} = 0; \quad \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_1} = \frac{\partial T}{\partial \dot{x}_c} = m \dot{x}_c; \quad \frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_1} = m \ddot{x}_c; \quad (2.32)$$

$$\frac{\partial T}{\partial q_2} = \frac{\partial T}{\partial y_c} = 0; \quad \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_2} = \frac{\partial T}{\partial \dot{y}_c} = m \dot{y}_c; \quad \frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_2} = m \ddot{y}_c; \quad (2.33)$$

$$\frac{\partial T}{\partial q_3} = \frac{\partial T}{\partial \nu} = 0; \quad \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_3} = \frac{\partial T}{\partial \dot{\nu}} = I_{z1np} \dot{\nu}; \quad \frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_3} = I_{z1np} \ddot{\nu}; \quad (2.34)$$

$$\frac{\partial T}{\partial q_4} = \frac{\partial T}{\partial \phi_1} = 0; \quad \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_4} = \frac{\partial T}{\partial \dot{\phi}_1} = I_{z2np} \dot{\phi}_1; \quad \frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_4} = I_{z2np} \ddot{\phi}_1, \quad (2.35)$$

де $I_{z1np} = m_1 \cdot l_1^2 + m_2 \cdot l_2^2 + I_{1z}$ – наведений момент інерції щодо осі Z_1 ;

$I_{z2np} = I_{об} + I_{нс} + I_{мн}$ – наведений момент інерції щодо осі Z_2 .

Представимо проекції абсолютного прискорення центру мас через повітряну швидкість та кут нахилу траєкторії:

$$\ddot{x}_c = \dot{V}_x = \frac{d}{dt} (V \cos(\theta)) = \cos(\theta) \dot{V} - \sin(\theta) V \dot{\theta}; \quad (2.36)$$

$$\ddot{y}_c = \dot{V}_y = \frac{d}{dt} (V \sin(\theta)) = \sin(\theta) \dot{V} + \cos(\theta) V \dot{\theta}. \quad (2.37)$$

Узагальнені сили на елементарних переміщеннях δx_c , δy_c , δv та $\delta \phi_1$ можуть бути представлені у вигляді:

$$Q_1 = P_{xg} - R_x - P_{\Pi xg}; \quad (2.38)$$

$$Q_2 = P_{yg} - R_y - P_{\Pi yg} - mg; \quad (2.39)$$

$$Q_3 = P_{\Pi} l_{\Pi} \cos(\sigma_{\Pi}) + (m_2 l_2 - m_1 l_1) g \sin(\nu); \quad (2.40)$$

$$Q_4 = -M_a \text{sign}(\dot{\phi}_1), \quad (2.41)$$

де $R_x = R \cos(\theta)$, $R_y = R \sin(\theta)$ – проекції сили аеродинамічного опору на осі нормальної системи координат.

Зважаючи на вирази (2.32)–(2.35), з урахуванням (2.3)–(2.5), (2.10), (2.14), (2.16), запишемо диференціальні рівняння поздовжнього руху:

$$m(\cos(\theta)\dot{V} - \sin(\theta)V\dot{\theta}) = P \sin(\nu) - R \cos(\theta) - P_{\Pi} \cos(\sigma_{\Pi}) \cos(\nu); \quad (2.42)$$

$$m(\sin(\theta)\dot{V} + \cos(\theta)V\dot{\theta}) = P \cos(\nu) - R \sin(\theta) + P_{\Pi} \cos(\sigma_{\Pi}) \sin(\nu) - mg; \quad (2.43)$$

$$I_{z1np} \dot{\omega}_z = P_{\Pi} l_{\Pi} \cos(\sigma_{\Pi}) + (m_2 l_2 - m_1 l_1) g \sin(\nu); \quad (2.44)$$

$$I_{z2np} \ddot{\phi}_1 = M_a \text{sign}(\dot{\phi}_1). \quad (2.45)$$

Доповнимо рівняння динаміки кінематичними співвідношеннями:

$$\dot{v} = \omega_z; \quad \nu = \theta + \alpha; \quad \dot{H} = V \sin(\theta), \quad (2.46)$$

где \dot{H} – вертикальна швидкість, а також вираженням для вертикальної перегрузки

$$n_y = \frac{P \cos(\nu) - R \sin(\theta) + P_{\Pi} \cos(\sigma_{\Pi}) \sin(\nu)}{mg}. \quad (2.47)$$

Коефіцієнт аеродинамічної сили опору може бути найбільш істотною залежністю

$$C_R = C_R(\alpha, V). \quad (2.48)$$

Сумарна сила тяги гвинтів є функцією кутової швидкості обертання роторів:

$$P = P(\dot{\epsilon}) = P(\omega_p). \quad (2.49)$$

Сила керма поздовжнього керування з урахуванням (2.14), (2.49):

$$P_{II} = P_{II}(\omega_p, \sigma_{II}). \quad (2.50)$$

Для отримання лінеаризованих рівнянь математичної моделі поздовжнього руху використовуватимемо метод аналітичної лінеаризації, заснований на розкладанні нелінійних рівнянь (2.42)–(2.50) до ряду Тейлора без урахування (2.45). Як початкові умови приймемо параметри стійкого та незбуреного польоту по криволінійній траєкторії:

$$V_0, \theta_0 = 0, \dot{\theta}_0, \nu_0, \alpha_0, \varphi_{10}, \sigma_{II0}, P_0, P_{II0}, R_0, M_{a0} = 0, \omega_{p0}, \omega_{z0} = 0, \dot{H}_0 = 0. \quad (2.51)$$

Розкладання рівняння (2.42) у ряд Тейлора:

$$F_1 = m(\cos(\theta)\dot{V} - \sin(\theta)V\dot{\theta}) - P \sin(\nu) + R \cos(\theta) + P_{II} \cos(\sigma_{II}) \cos(\nu);$$

$$\Delta F_1 = \left(\frac{\partial F_1}{\partial \dot{V}}\right)_0 \Delta \dot{V} + \left(\frac{\partial F_1}{\partial V}\right)_0 \Delta V + \left(\frac{\partial F_1}{\partial \dot{\theta}}\right)_0 \Delta \dot{\theta} + \left(\frac{\partial F_1}{\partial \theta}\right)_0 \Delta \theta + \left(\frac{\partial F_1}{\partial \nu}\right)_0 \Delta \nu +$$

$$+ \left(\frac{\partial F_1}{\partial P}\right)_0 \Delta P + \left(\frac{\partial F_1}{\partial R}\right)_0 \Delta R + \left(\frac{\partial F_1}{\partial P_{II}}\right)_0 \Delta P_{II} + \left(\frac{\partial F_1}{\partial \sigma_{II}}\right)_0 \Delta \sigma_{II} + \dots;$$

$$\left(\frac{\partial F_1}{\partial \dot{V}}\right)_0 = m \cos(\theta_0) = a_{11}; \quad \left(\frac{\partial F_1}{\partial V}\right)_0 = -m \sin(\theta_0) \dot{\theta}_0 = a_{12};$$

$$\left(\frac{\partial F_1}{\partial \dot{\theta}}\right)_0 = -m \sin(\theta_0) V_0 = a_{13};$$

$$\left(\frac{\partial F_1}{\partial \theta}\right)_0 = -m \sin(\theta_0) \dot{V}_0 - m \cos(\theta_0) V_0 \dot{\theta}_0 - R_0 \sin(\theta_0) = a_{14};$$

$$\begin{aligned} \left(\frac{\partial F_1}{\partial v}\right)_0 &= -P_0 \cos(v_0) - P_{\Pi 0} \cos(\sigma_{\Pi 0}) \sin(v_0) = a_{15}; \quad \left(\frac{\partial F_1}{\partial P}\right)_0 = -\sin(v_0) = a_{16}; \\ \left(\frac{\partial F_1}{\partial R}\right)_0 &= \cos(\theta_0) = a_{17}; \quad \left(\frac{\partial F_1}{\partial P_{\Pi}}\right)_0 = \cos(\sigma_{\Pi 0}) \cos(v_0) = a_{18}; \\ \left(\frac{\partial F_1}{\partial \sigma_{\Pi}}\right)_0 &= -P_{\Pi 0} \sin(\sigma_{\Pi 0}) \cos(v_0) = a_{19}; \end{aligned}$$

$$a_{11}\Delta\dot{V} + a_{12}\Delta V + a_{13}\Delta\dot{\theta} + a_{14}\Delta\theta + a_{15}\Delta v + a_{16}\Delta P + a_{17}\Delta R + a_{18}\Delta P_{\Pi} + a_{19}\Delta\sigma_{\Pi} = 0. \quad (2.52)$$

Розкладання рівняння (2.43) у ряд Тейлора:

$$\begin{aligned} F_2 &= m(\sin(\theta)\dot{V} + \cos(\theta)V\dot{\theta}) - P \cos(v) + R \sin(\theta) - P_{\Pi} \cos(\sigma_{\Pi}) \sin(v) + mg; \\ \Delta F_2 &= \left(\frac{\partial F_2}{\partial \dot{V}}\right)_0 \Delta\dot{V} + \left(\frac{\partial F_2}{\partial V}\right)_0 \Delta V + \left(\frac{\partial F_2}{\partial \dot{\theta}}\right)_0 \Delta\dot{\theta} + \left(\frac{\partial F_2}{\partial \theta}\right)_0 \Delta\theta + \left(\frac{\partial F_2}{\partial v}\right)_0 \Delta v + \\ &+ \left(\frac{\partial F_2}{\partial P}\right)_0 \Delta P + \left(\frac{\partial F_2}{\partial R}\right)_0 \Delta R + \left(\frac{\partial F_2}{\partial P_{\Pi}}\right)_0 \Delta P_{\Pi} + \left(\frac{\partial F_2}{\partial \sigma_{\Pi}}\right)_0 \Delta\sigma_{\Pi} + \dots; \\ \left(\frac{\partial F_2}{\partial \dot{V}}\right)_0 &= m \sin(\theta_0) = a_{21}; \quad \left(\frac{\partial F_2}{\partial V}\right)_0 = m \cos(\theta_0) \dot{\theta}_0 = a_{22}; \quad \left(\frac{\partial F_2}{\partial \dot{\theta}}\right)_0 = m \cos(\theta_0) V_0 = a_{23}; \\ \left(\frac{\partial F_2}{\partial \theta}\right)_0 &= m \cos(\theta_0) \dot{V}_0 - m \sin(\theta_0) V_0 \dot{\theta}_0 + R_0 \cos(\theta_0) = a_{24}; \\ \left(\frac{\partial F_2}{\partial v}\right)_0 &= P_0 \sin(v_0) - P_{\Pi 0} \cos(\sigma_{\Pi 0}) \cos(v_0) = a_{25}; \quad \left(\frac{\partial F_2}{\partial P}\right)_0 = -\cos(v_0) = a_{26} \\ \left(\frac{\partial F_2}{\partial R}\right)_0 &= \sin(\theta_0) = a_{27}; \quad \left(\frac{\partial F_2}{\partial P_{\Pi}}\right)_0 = -\cos(\sigma_{\Pi 0}) \sin(v_0) = a_{28}; \\ \left(\frac{\partial F_2}{\partial \sigma_{\Pi}}\right)_0 &= P_{\Pi 0} \sin(\sigma_{\Pi 0}) \sin(v_0) = a_{29}; \end{aligned}$$

$$a_{21}\Delta\dot{V} + a_{22}\Delta V + a_{23}\Delta\dot{\theta} + a_{24}\Delta\theta + a_{25}\Delta v + a_{26}\Delta P + a_{27}\Delta R + a_{28}\Delta P_{\Pi} + a_{29}\Delta\sigma_{\Pi} = 0. \quad (2.53)$$

Розкладання рівняння (2.44) у ряд Тейлора:

$$F_3 = I_{z1np} \dot{\omega}_z - P_{\Pi} l_{\Pi} \cos(\sigma_{\Pi}) - (m_2 l_2 - m_1 l_1) g \sin(v);$$

$$\begin{aligned}
\Delta F_3 &= \left(\frac{\partial F_3}{\partial \dot{\omega}_z} \right)_0 \Delta \dot{\omega}_z + \left(\frac{\partial F_3}{\partial \sigma_{II}} \right)_0 \Delta \sigma_{II} + \left(\frac{\partial F_3}{\partial \nu} \right)_0 \Delta \nu + \left(\frac{\partial F_3}{\partial P_{II}} \right)_0 \Delta P_{II} + \dots; \\
\left(\frac{\partial F_3}{\partial \dot{\omega}_z} \right)_0 &= I_{z1np} = a_{31}; \quad \left(\frac{\partial F_3}{\partial \sigma_{II}} \right)_0 = P_{II0} l_{II} \sin(\sigma_{II0}) = a_{32}; \\
\left(\frac{\partial F_3}{\partial \nu} \right)_0 &= -(m_2 l_2 - m_1 l_1) g \cos(\nu_0) = a_{33}; \quad \left(\frac{\partial F_3}{\partial P_{II}} \right)_0 = -l_{II} \cos(\sigma_{II0}) = a_{34}; \\
a_{31} \Delta \dot{\omega}_z + a_{32} \Delta \sigma_{II} + a_{33} \Delta \nu + a_{34} \Delta P_{II} &= 0. \quad (2.54)
\end{aligned}$$

Розкладання рівняння (2.46) у ряд Тейлора:

$$\Delta \dot{\omega}_z = \Delta \omega_z; \quad \Delta \nu = \Delta \theta + \Delta \alpha; \quad \Delta \dot{H} + a_{41} \Delta V + a_{42} \Delta \theta = 0, \quad (2.55)$$

де $a_{41} = -\sin(\theta_0)$; $a_{42} = -V_0 \cos(\theta_0)$.

Розкладання рівняння (2.47) у ряд Тейлора:

$$\begin{aligned}
F_5 &= n_y - P \cos(\nu) - R \sin(\theta) + P_{II} \cos(\sigma_{II}) \sin(\nu) / mg; \\
\Delta F_5 &= \left(\frac{\partial F_5}{\partial n_y} \right)_0 \Delta n_y + \left(\frac{\partial F_5}{\partial P} \right)_0 \Delta P + \left(\frac{\partial F_5}{\partial R} \right)_0 \Delta R + \left(\frac{\partial F_5}{\partial P_{II}} \right)_0 \Delta P_{II} + \\
&+ \left(\frac{\partial F_5}{\partial \nu} \right)_0 \Delta \nu + \left(\frac{\partial F_5}{\partial \theta} \right)_0 \Delta \theta + \left(\frac{\partial F_5}{\partial \sigma_{II}} \right)_0 \Delta \sigma_{II} + \dots; \\
\left(\frac{\partial F_5}{\partial n_y} \right)_0 &= 1; \quad \left(\frac{\partial F_5}{\partial P} \right)_0 = -\frac{\cos(\nu_0)}{mg} = a_{51}; \quad \left(\frac{\partial F_5}{\partial R} \right)_0 = \frac{\sin(\theta_0)}{mg} = a_{52}; \\
\left(\frac{\partial F_5}{\partial P_{II}} \right)_0 &= -\frac{\cos(\sigma_{II0}) \sin(\nu_0)}{mg} = a_{53}; \\
\left(\frac{\partial F_5}{\partial \nu} \right)_0 &= \frac{P_0 \sin(\nu_0) - P_{II0} \cos(\sigma_{II0}) \cos(\nu_0)}{mg} = a_{54}; \quad \left(\frac{\partial F_5}{\partial \theta} \right)_0 = \frac{R_0 \cos(\theta_0)}{mg} = a_{55}; \\
\left(\frac{\partial F_5}{\partial \sigma_{II}} \right)_0 &= \frac{P_{II0} \sin(\sigma_{II0}) \sin(\nu_0)}{mg} = a_{56}; \\
\Delta n_y + a_{51} \Delta P + a_{52} \Delta R + a_{53} \Delta P_{II} + a_{54} \Delta \nu + a_{55} \Delta \theta + a_{56} \Delta \sigma_{II} &= 0. \quad (2.56)
\end{aligned}$$

У рівняннях (2.52), (2.53), (2.56) відхилення аеродинамічної сили опору можна знайти розкладанням (2.10) у ряд Тейлора з урахуванням (2.48):

$$\begin{aligned} \Delta R &= \left(\frac{\partial R}{\partial \alpha} \right)_0 \Delta \alpha + \left(\frac{\partial R}{\partial V} \right)_0 \Delta V + \dots; \left(\frac{\partial R}{\partial \alpha} \right)_0 = \frac{\rho V^2 S}{2} \cdot \frac{\partial R}{\partial C_R} \cdot \frac{\partial C_R}{\partial \alpha} \Big|_0 = \frac{\rho S V_0^2}{2} C_{R0}^\alpha = a_{R\alpha}; \\ \left(\frac{\partial R}{\partial V} \right)_0 &= \frac{\rho S}{2} \left(\frac{\partial R}{\partial C_R} \cdot \frac{\partial C_R}{\partial V} + 2VC_R \right) \Big|_0 = \frac{\rho S V_0}{2} (V_0 \cdot C_{R0}^V + 2C_{R0}) = a_{RV}; \\ \Delta R &\approx a_{R\alpha} \Delta \alpha + a_{RV} \Delta V. \end{aligned} \quad (2.57)$$

За аналогією для виразів сумарної сили тяги гвинтів та сили керма поздовжнього керування:

$$\Delta P \approx a_P \Delta \omega_p; \quad (2.58)$$

$$\Delta P_{II} \approx a_{P_{II}} \Delta \omega_p + a_\sigma \Delta \sigma_{II}, \quad (2.59)$$

$$\text{де } a_P = \left(\frac{\partial P}{\partial \omega_p} \right)_0; \quad a_{P_{II}} = \left(\frac{\partial P_{II}}{\partial \omega_p} \right)_0; \quad a_\sigma = \left(\frac{\partial P_{II}}{\partial \sigma_{II}} \right)_0.$$

Підставимо (2.55), (2.57)–(2.59) у вирази (2.52)–(2.54), (2.56) і, виконавши перетворення з урахуванням початкових умов (2.51), отримаємо:

$$\left\{ \begin{aligned} \Delta \dot{V} + a_x^V \Delta V + a_x^\alpha \Delta \alpha + a_x^v \Delta v + a_x^{\omega_p} \Delta \omega_p + a_x^\sigma \Delta \sigma_{II} &= 0; \\ \Delta \dot{\alpha} + a_y^\alpha \Delta \alpha + a_y^V \Delta V - \Delta \omega_z + a_y^v \Delta v + a_y^{\omega_p} \Delta \omega_p + a_y^\sigma \Delta \sigma_{II} &= 0; \\ \Delta \dot{\omega}_z + a_{m_z}^v \Delta v + a_{m_z}^{\omega_p} \Delta \omega_p + a_{m_z}^\sigma \Delta \sigma_{II} &= 0; \\ \Delta \dot{H} + a_H^\theta \Delta \theta &= 0; \\ \Delta \dot{v} &= \Delta \omega_z; \\ \Delta v &= \Delta \theta + \Delta \alpha; \\ \Delta n_y &= n_y^\alpha \Delta \alpha + n_y^v \Delta v + n_y^{\omega_p} \Delta \omega_p + n_y^\sigma \Delta \sigma_{II}, \end{aligned} \right. \quad (2.60)$$

$$\begin{aligned}
\text{де } a_x^V &= \frac{\rho S V_0}{2m} (V_0 C_{R_0}^V + 2C_{R_0}); \quad a_x^\alpha = \frac{\rho S V_0^2}{2m} C_{R_0}^\alpha + V_0 \dot{\theta}_0; \\
a_x^v &= -V_0 \dot{\theta}_0 - \frac{1}{m} (P_0 \cos(\nu_0) + P_{\Pi 0} \cos(\sigma_{\Pi 0}) \sin(\nu_0)); \\
a_x^{\omega_p} &= \frac{1}{m} (P_{\Pi 0}^{\omega_p} \cos(\sigma_{\Pi 0}) \cos(\nu_0) - P_0^{\omega_p} \sin(\nu_0)); \\
a_x^\sigma &= \frac{\cos(\nu_0)}{m} (P_{\Pi 0}^\sigma \cos(\sigma_{\Pi 0}) - P_{\Pi 0} \sin(\sigma_{\Pi 0})); \quad a_y^\alpha = \frac{R_0}{m V_0}; \quad a_y^v = -\frac{\dot{\theta}_0}{V_0}; \\
a_y^v &= -a_y^\alpha - \frac{1}{m V_0} (P_0 \sin(\nu_0) + P_{\Pi 0} \cos(\sigma_{\Pi 0}) \cos(\nu_0)); \\
a_y^{\omega_p} &= \frac{1}{m V_0} (P_0^{\omega_p} \cos(\nu_0) + P_{\Pi 0}^{\omega_p} \cos(\sigma_{\Pi 0}) \sin(\nu_0)); \quad a_y^\sigma = \frac{\operatorname{tg}(\nu_0)}{V_0} a_x^\sigma; \\
a_{m_z}^v &= -\frac{m_2 l_2 - m_1 l_1}{I_{z1np}} g \cos(\nu_0); \quad a_{m_z}^{\omega_p} = -\frac{l_{\Pi} \cos(\sigma_{\Pi 0})}{I_{z1np}} P_{\Pi 0}^{\omega_p}; \\
a_{m_z}^\sigma &= \frac{l_{\Pi}}{I_{z1np}} (P_{\Pi 0} \sin(\sigma_{\Pi 0}) - P_{\Pi 0}^\sigma \cos(\sigma_{\Pi 0})); \quad a_H^\theta = -V_0; \\
n_y^V &= \frac{\sin(\theta_0)}{g} a_x^V; \quad n_y^\alpha = \frac{V_0}{g} a_y^\alpha; \quad n_y^v = \frac{V_0}{g} (a_y^v + 2a_y^\alpha); \quad n_y^{\omega_p} = \frac{V_0}{g} a_y^{\omega_p}.
\end{aligned}$$

У лінеаризованих рівняннях (2.60) можна виділити аперіодичний характер внутрішньої динаміки ЛА по відношенню до повітряної швидкості та кута атаки і коливальний – за кутом тангажа. Загалом це характеризує поздовжній рух як коливальний чи маятниковий.

Виділимо з математичної моделі повного поздовжнього руху БПЛА рівняння короткоперіодичного руху:

$$\Delta \dot{\omega}_z + a_{m_z}^v \Delta \nu = -a_{m_z}^{\omega_p} \Delta \omega_p - a_{m_z}^\sigma \Delta \sigma_{\Pi}. \quad (2.61)$$

Враховуючи те, що тяга електродвигунів з гвинтами не змінюється у короткоперіодичному русі $\Delta \omega_p = 0$, а також п'яте рівняння системи (2.60), можна подати рівняння (2.61) так:

$$\Delta \dot{\nu} + a_{m_z}^v \Delta \nu = -a_{m_z}^\sigma \Delta \sigma_{\Pi} + a_{m_z}^{m_3} \Delta m_3, \quad (2.62)$$

$$\text{де } a_{m_z}^{m_3} = \frac{1}{I_{z1np}};$$

Δm_3 – зміненн крутного збурного моменту як результат ударного зіткнення з перешкодою.

2.2 Дослідження функціональних властивостей нескоригованої САС

2.2.1 Формування структури замкненої системи кутової стабілізації

Виходячи з завдання, сформуємо функціональну схему системи кутової стабілізації БПЛА у поздовжньому русі, використавши принцип атоматичного керування за відхиленням (рис. 2.7) [10].

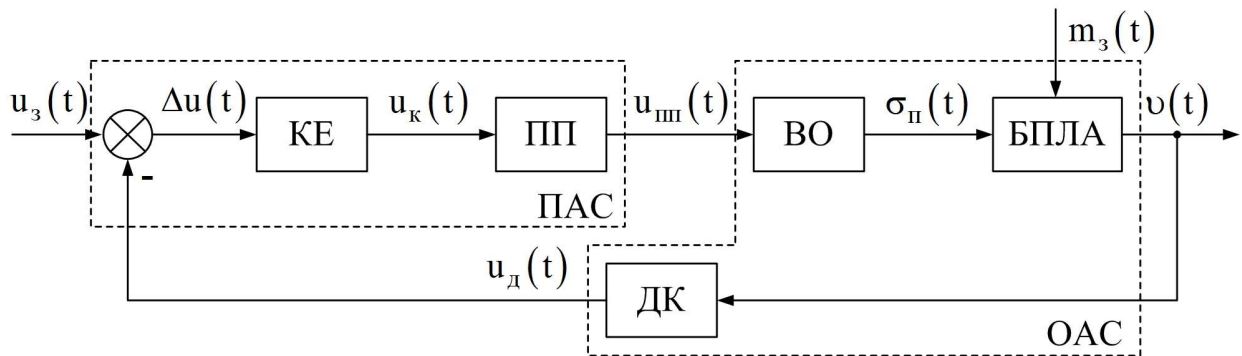


Рисунок 2.7 – Функціональна схема САС

На функціональній схемі (рис. 2.7) уведені наступні позначення: БПЛА – безпілотний літальний апарат; ВО – виконавчий орган; ПП – підсилювач потужності; КЕ – коригуючий елемент; ДК – датчик кута; $u_3(t)$ – задавальна напруга; $u_d(t)$ – напруга датчика кута; $\Delta u(t)$ – сигнал відхилення; $u_k(t)$ – напруга коригуючого елемента; $u_{ин}(t)$ – напруга підсилювача потужності; $\sigma_n(t)$ – відхилення керма поздовжнього керування; $v(t)$ – кут тангажу; $m_3(t)$ – крутний збурний момент.

Система автоматичної стабілізації (САС) складається з об'єкту автоматичної стабілізації (ОАС) та пристрою автоматичної стабілізації (ПАС). До ОАС, відповідно, входять об'єкт стабілізації (ОС), виконавчий орган і вимірювач керованої величини. Об'єктом стабілізації (рис. 2.7) є БПЛА, що рухається у вертикальній площині. Керованою величиною САС, згідно з завданням, є кут тангажу $\Delta v(t)$, величина якого впливає на значення й напрямок вектору

повітряної швидкості, тобто на траєкторію центру мас БПЛА. У якості збурного діяння прийнято крутний момент $\Delta m_3(t)$, що виникає унаслідок ударного зіткнення з перешкодою. Цілеспрямоване змінення кута тангажу виконується за рахунок змінення кута відхилення керма поздовжнього керування $\Delta\sigma_{II}(t)$, що формує виконавчий орган. У якості виконавчого органу використано електромеханічний привод. Відхилення кута тангажу вимірюється за допомогою датчика кута, яким обрано гіроскоп.

Пристрій автоматичної стабілізації формує керуюче діяння для ОАС, виходячи з інформації про величину задавального діяння $u_3(t)$ та сигналу зворотного зв'язку, що являє собою напругу датчика кута $u_\delta(t)$. На основі цих двох сигналів у суматорі розраховується величина відхилення $\Delta u(t) = u_3(t) - u_\delta(t)$. Використовуючи змінення $\Delta u(t)$ коригуючий елемент формує сигнал $u_k(t)$ згідно з законом стабілізації. Вироблений сигнал керування $u_k(t)$ подається через підсилювач потужності на виконавчий орган системи.

Для виконання подальших розрахунків на основі функціональної схеми представимо структурну схему САС (рис. 2.8).

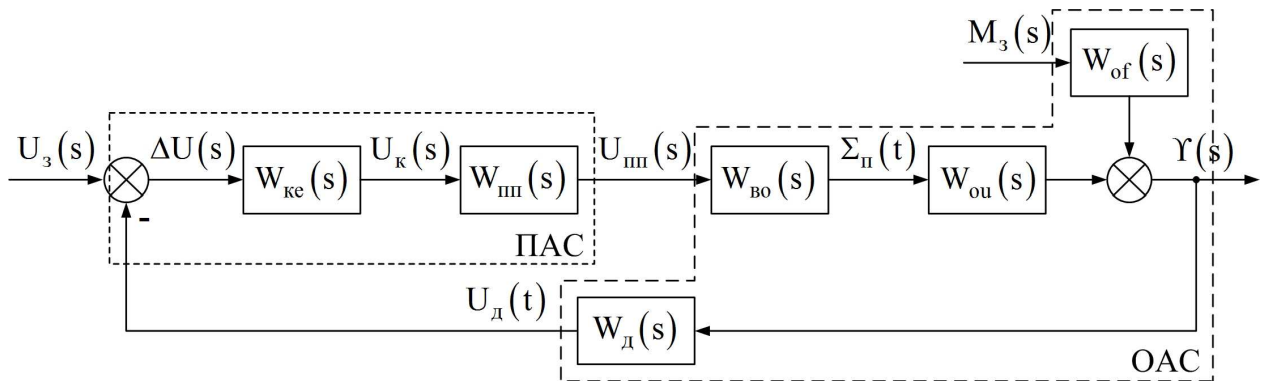


Рисунок 2.8 – Структурна схема САС

На структурній схемі (рис. 2.8) уведені наступні позначення: $W_{ou}(s)$, $W_{of}(s)$ – передавальні функції безпілотного літального апарату відповідно за керувальним та збурним діяннями; $W_{во}(s)$ – передавальна функція виконавчого органу; $W_{пн}(s)$ – передавальна функція підсилювача потужності; $W_{ke}(s)$ – передавальна функція коригуючого елемента; $W_\delta(s)$ – передавальна функція датчика кута; $U_3(s)$ – зображення задавальної напруги; $\Delta U(s)$ – зображення сигналу відхилення; $U_\delta(s)$ – зображення напруги датчика кута; $U_k(s)$ –

зображення напруги коригуючого елемента; $U_{nn}(s)$ – зображення напруги підсилювача потужності; $\Sigma_n(s)$ – зображення відхилення керма поздовжнього керування; $\Upsilon(s)$ – зображення кута тангажу; $M_3(s)$ – зображення крутного збурного моменту.

Запишемо передавальні функції елементів системи. Залучимо претворення Лапласа для рівняння (2.62) та отримаємо математичну модель БПЛА у зображеннях:

$$s^2\Upsilon(s) + a_{m_z}^v \Upsilon(s) = -a_{m_z}^\sigma \Sigma(s) + a_{m_z}^{m_3} M_3(s). \quad (2.63)$$

Виконавши відповідні перетворення, запишемо передавальні функції БПЛА за керуючим і збурним впливами:

$$W_{ou}(s) = \frac{\Upsilon(s)}{\Sigma(s)} = \frac{\kappa_{ou}}{T_o^2 s^2 + 1}; \quad (2.64)$$

$$W_{of}(s) = \frac{\Upsilon(s)}{M_3(s)} = \frac{\kappa_{of}}{T_o^2 s^2 + 1}, \quad (2.65)$$

де $\kappa_{ou} = \frac{l_{II} P_{II0}^\sigma}{g(m_1 l_1 - m_2 l_2)}$ – коефіцієнт передачі БПЛА за керуючим впливом;

$\kappa_{of} = \frac{1}{g(m_1 l_1 - m_2 l_2)}$ – коефіцієнт передачі БПЛА за збурним впливом;

$T_o = \sqrt{\frac{I_{z1np}}{g(m_1 l_1 - m_2 l_2)}}$ – постійна часу БПЛА.

Математичну модель виконавчого органу представимо у вигляді інерційної ланки першого порядку:

$$W_{\sigma o}(s) = \frac{\Sigma(s)}{U_{nn}(s)} = \frac{\kappa_{\sigma o}}{T_{\sigma o} s + 1}, \quad (2.66)$$

де $\kappa_{\omega o}$, $T_{\omega o}$ – відповідно коефіцієнт передачі та постійна часу виконавчого органу.

Математичні моделі підсилювача потужності та датчика кута представимо безінерційними ланками:

$$W_{nn}(s) = \frac{U_{nn}(s)}{U_{\kappa}(s)} = \kappa_{nn}; \quad W_{\partial}(s) = \frac{U_{\partial}(s)}{Y(s)} = \kappa_{\partial}, \quad (2.67)$$

де κ_{nn} , κ_{∂} – відповідно коефіцієнти передачі підсилювача потужності та датчика кута тангажу.

Для подальшого розрахунку задамо значення параметрів передавальних функцій елементів системи: $\kappa_{ou} = 8,6$; $\kappa_{of} = -500$ рад/(Н·м); $T_o = 0,4$ с; $\kappa_{\omega o} = 0,1$ рад/В; $T_{\omega o} = 0,05$ с; $\kappa_{nn} = 1$; $\kappa_{\partial} = 3,2$ В/рад.

Отримаємо передавальні функції САС з конкретними значеннями параметрів:

1) передавальна функція прямої ланки за задавальним діянням

$$\begin{aligned} W_{np}(s) &= \frac{Y(s)}{U_3(s)} = W_{nn}(s)W_{\omega o}(s)W_o(s) = \\ &= \frac{\kappa_{np}}{(T_{\omega o}s + 1)(T_o^2s^2 + 1)} = \frac{0,86}{(0,05s + 1)(0,16s^2 + 1)}, \end{aligned} \quad (2.68)$$

де $\kappa_{np} = \kappa_{nn}\kappa_{\omega o}\kappa_{ou}$ – коефіцієнт передачі прямої ланки за задавальним діянням;

2) передавальна функція прямої ланки за збурним діянням

$$W_{npf}(s) = \frac{Y(s)}{M_3(s)} = \frac{\kappa_{of}}{T_o^2s^2 + 1} = -\frac{500}{0,16s^2 + 1}; \quad (2.69)$$

3) передавальна функція розімкненої системи за задавальним діянням

$$\begin{aligned}
 W(s) &= \frac{U_{\partial}(s)}{U_3(s)} = W_{mn}(s)W_{\partial o}(s)W_o(s)W_{\partial}(s) = \\
 &= \frac{\kappa}{(T_{\partial o}s+1)(T_o^2s^2+1)} = \frac{2,75}{(0,05s+1)(0,16s^2+1)}, \quad (2.70)
 \end{aligned}$$

де $\kappa = \kappa_{mn}\kappa_{\partial o}\kappa_{ou}\kappa_{\partial}$ – коефіцієнт передачі розімкненої системи за задавальним діянням;

4) предавальна функція розімкненої системи за збурним діянням

$$W_f(s) = \frac{U_{\partial}(s)}{M_3(s)} = \frac{\kappa_f}{T_o^2s^2+1} = -\frac{1600}{0,16s^2+1}, \quad (2.71)$$

де $\kappa_f = \kappa_{of}\kappa_{\partial}$ – коефіцієнт передачі розімкненої системи за збурним діянням;

5) предавальна функція замкненої системи за задавальним діянням

$$\begin{aligned}
 \Phi(s) &= \frac{Y(s)}{U_3(s)} = \frac{W_{np}(s)}{1+W(s)} = \frac{\kappa_{np}}{(T_{\partial o}s+1)(T_o^2s^2+1)+\kappa} = \frac{\kappa_{np}}{T_{\partial o}T_o^2s^3+T_o^2s^2+T_{\partial o}s+1+\kappa} = \\
 &= \frac{\kappa_3}{a_3s^3+a_2s^2+a_1s+1} = \frac{0,23}{0,002s^3+0,043s^2+0,013s+1}, \quad (2.72)
 \end{aligned}$$

де $\kappa_3 = \frac{\kappa_{np}}{1+\kappa}$ – коефіцієнт передачі замкненої системи за задавальним діянням;

б) предавальна функція замкненої системи за збурним діянням

$$\begin{aligned}
 \Phi_f(s) &= \frac{Y(s)}{M_3(s)} = \frac{W_{npf}(s)}{1+W(s)} = \frac{\kappa_{of}(T_{\partial o}s+1)}{(T_{\partial o}s+1)(T_o^2s^2+1)+\kappa} = \frac{\kappa_{of}(T_{\partial o}s+1)}{T_{\partial o}T_o^2s^3+T_o^2s^2+T_{\partial o}s+1+\kappa} = \\
 &= \frac{\kappa_{3f}}{a_3s^3+a_2s^2+a_1s+1} = -\frac{133,3}{0,002s^3+0,043s^2+0,013s+1}, \quad (2.73)
 \end{aligned}$$

де $\kappa_{zf} = \frac{\kappa_{of}}{1+\kappa}$ – коефіцієнт передачі замкненої системи за збурним діянням;

7) предавальна функція замкненої системи для похибки від задавального діяння

$$\begin{aligned}\Phi_{\varepsilon}(s) &= \frac{\Delta U(s)}{U_3(s)} = \frac{1}{1+W(s)} = \frac{(T_{60}s+1)(T_o^2s^2+1)}{(T_{60}s+1)(T_o^2s^2+1)+\kappa} = \frac{(T_{60}s+1)(T_o^2s^2+1)}{T_{60}T_o^2s^3+T_o^2s^2+T_{60}s+1+\kappa} = \\ &= \frac{\kappa_{\varepsilon}(T_{60}s+1)(T_o^2s^2+1)}{a_3s^3+a_2s^2+a_1s+1},\end{aligned}\quad (2.74)$$

де $\kappa_{\varepsilon} = \frac{1}{1+\kappa}$ – коефіцієнт передачі замкненої системи для похибки за задавальним діянням;

7) предавальна функція замкненої системи для похибки від збурного діяння

$$\begin{aligned}\Phi_{\varepsilon f}(s) &= \frac{\Delta U(s)}{M_3(s)} = -\frac{W_f(s)}{1+W(s)} = -\frac{\kappa_f(T_{60}s+1)}{(T_{60}s+1)(T_o^2s^2+1)+\kappa} = \\ &= -\frac{\kappa_f(T_{60}s+1)}{T_{60}T_o^2s^3+T_o^2s^2+T_{60}s+1+\kappa} = -\frac{\kappa_{\varepsilon f}(T_{60}s+1)}{a_3s^3+a_2s^2+a_1s+1},\end{aligned}\quad (2.75)$$

де $\kappa_{\varepsilon f} = -\frac{\kappa_f}{1+\kappa}$ – коефіцієнт передачі замкненої системи для похибки за збурним діянням.

2.2.2 Дослідження стійкості нескоригованої САС

Стійкість є необхідною умовою працездатності системи автоматичної стабілізації. Для визначення стійкості САС скористаємося алгебраїчним критерієм Гурвиця [10]. Розглянемо характеристичне рівняння замкненої нескоригованої системи у виразу (2.72):

$$A(s) = a_3 s^3 + a_2 s^2 + a_1 s + 1 = 0,002s^3 + 0,043s^2 + 0,013s + 1. \quad (2.76)$$

Необхідною умовою стійкості за критерієм Гурвиця є позитивність коефіцієнтів характеристичного рівняння (2.76). Дослідимо достану умову стійкості, для чого сформуємо матрицю Гурвиця з коефіцієнтів рівняння (2.76):

$$G = \begin{bmatrix} a_2 & 1 & 0 \\ a_3 & a_1 & 0 \\ 0 & a_2 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,043 & 1 & 0 \\ 0,002 & 0,013 & 0 \\ 0 & 0,043 & 1 \end{bmatrix}. \quad (2.77)$$

Знайдемо діагональні визначники матриці (2.77):

$$\Delta_1 = a_2 = 0,043 > 0;$$

$$\Delta_2 = \begin{vmatrix} a_2 & 1 \\ a_3 & a_1 \end{vmatrix} = a_2 a_1 - a_3 = 0,043 \cdot 0,013 - 0,002 = -0,0014 < 0;$$

$$\Delta_3 = 1 \cdot \Delta_2 < 0.$$

Оскільки другий та третій діагональні визначники негативні, замкнена нескоригована система нестійка. Для забезпечення стійкого та якісного процесу кутової стабілізації необхідно скоригувати структуру початкової системи шляхом введення коригуючого елементу.

2.3 Синтез коригуючого елементу методом ЛАЧХ

2.3.1 Побудова наявної ЛАЧХ розімкненої системи

Побудова наявної ЛАЧХ почнемо з визначення положення низькочастотної асимптоти, яка відповідає за точність системи в усталеному режимі [8]. Для цього використаємо передавальні функції замкненої системи для похибки. Використовуючи теорему про кінцеве значення оригіналу і рівняння (2.74), (2.75), отримаємо формули для розрахунку сталої похибки:

1) від задавального діяння

$$\begin{aligned}\Delta u_{cm} &= \lim_{t \rightarrow \infty} \Delta u(t) = \lim_{s \rightarrow 0} \Phi_{\varepsilon}(s) U_3(s) s = \lim_{s \rightarrow 0} \frac{(T_{\varepsilon 0} s + 1)(T_o^2 s^2 + 1)}{(T_{\varepsilon 0} s + 1)(T_o^2 s^2 + 1) + \kappa} \cdot \frac{\Delta u_3}{s} s = \\ &= \frac{\Delta u_3}{1 + \kappa} \leq \Delta u_{max};\end{aligned}\quad (2.78)$$

2) від збурного діяння

$$\begin{aligned}\Delta u_{cmf} &= \lim_{t \rightarrow \infty} \Delta u_f(t) = \lim_{s \rightarrow 0} \Phi_{\varepsilon f}(s) M_3(s) s = \lim_{s \rightarrow 0} \frac{\kappa_f (T_{\varepsilon 0} s + 1)}{(T_{\varepsilon 0} s + 1)(T_o^2 s^2 + 1) + \kappa} \cdot \frac{\Delta m_3}{s} s = \\ &= \frac{\kappa_f \Delta m_3}{1 + \kappa} \leq \Delta u_{max}.\end{aligned}\quad (2.79)$$

Розв'язуючи (2.78), (2.79) відносно κ і підставляючи числові значення параметрів при $\Delta u_3 = 1$ В і $\Delta m_3 = 0,002$ Н·м, отримуємо:

$$\kappa_1 \geq \frac{\Delta u_3}{\Delta u_{max}} - 1 = \frac{1}{0,05} - 1 = 19;\quad (2.80)$$

$$\kappa_2 \geq \frac{\kappa_f \Delta m_3}{\Delta u_{max}} - 1 = \frac{1600 \cdot 0,002}{0,05} - 1 = 63,\quad (2.81)$$

де Δu_{max} – максимальна допустима похибка згідно ТЗ.

Як потрібне для подальших розрахунків приймаємо більше значення коефіцієнта передачі розімкненої системи $\kappa_n = 63$. Знаходимо коефіцієнт передачі коригуючого елемента:

$$\kappa_{\kappa} = \frac{\kappa_n}{\kappa} = \frac{63}{2,75} = 22,9.\quad (2.82)$$

Перепишемо рівняння (2.70) з урахуванням (2.82):

$$W_{ck}(s) = \frac{U_d(s)}{U_3(s)} = \kappa_k W(s) = \frac{\kappa_n}{(T_{60}s+1)(T_o^2s^2+1)} = \frac{63}{(0,05s+1)(0,16s^2+1)}. \quad (2.83)$$

Отримаємо частотну передавальну функцію розімкненої системи, виконавши у рівнянні (2.83) заміну $s = j\omega$:

$$W(j\omega) = \frac{U_d(j\omega)}{U_3(j\omega)} = \frac{63}{(0,05j\omega+1)(-0,16\omega^2+1)}. \quad (2.84)$$

Представимо частотну передавальну функцію (2.84) у показовій формі:

$$W(j\omega) = \frac{U_d(j\omega)}{U_3(j\omega)} = A(\omega)e^{j\varphi(\omega)} = \frac{A_1(\omega)e^{j\varphi_1(\omega)}}{A_2(\omega)e^{j\varphi_2(\omega)}A_3(\omega)e^{j\varphi_3(\omega)}}, \quad (2.85)$$

де $A_1(\omega) = 63$; $A_2(\omega) = \sqrt{(0,05\omega)^2 + 1}$; $A_3(\omega) = |1 - 0,16\omega^2|$;

$\varphi_1(\omega) = 0$; $\varphi_2(\omega) = \arctg(0,05\omega)$;

$$\varphi_3(\omega) = \begin{cases} 0, & 0 \leq \omega \leq \frac{1}{T_o}; \\ \pi, & \omega > \frac{1}{T_o}; \end{cases} \quad \frac{1}{T_o} = 2,5 \text{ рад/с.}$$

Виділимо з рівняння (2.85) вираз амплітудно-частотної (АЧХ) та фазо-частотної (ФЧХ) характеристик:

$$A(\omega) = \frac{A_1(\omega)}{A_2(\omega)A_3(\omega)} = \frac{63}{\sqrt{(0,05\omega)^2 + 1} \cdot |1 - 0,16\omega^2|}. \quad (2.86)$$

$$\varphi(\omega) = \varphi_1(\omega) - \varphi_2(\omega) - \varphi_3(\omega) = \begin{cases} -\arctg(0,05\omega), & 0 \leq \omega \leq 2,5; \\ \pi - \arctg(0,05\omega), & \omega > 2,5. \end{cases} \quad (2.87)$$

Визначимо частоти сполучення асимптот та запишемо рівняння наявної логарифмічної амплітудно-частотної характеристики (ЛАЧХ), виходячи з виразу (2.86):

$$0,16\omega_{c1}^2 = 1; \omega_{c1} = 2,5 \text{ рад/с}; \lg \omega_{c1} = 0,4 \text{ дек};$$

$$0,05\omega_{c2} = 1; \omega_{c2} = 20 \text{ рад/с}; \lg \omega_{c2} = 1,3 \text{ дек};$$

$$L_H(\omega) = 20 \lg A(\omega) = 20 \lg 127 - 20 \lg \sqrt{(0,05\omega)^2 + 1} - 20 \lg |1 - 0,16\omega^2|. \quad (2.88)$$

Отримаємо рівняння асимптот, для чого визначимо частоти сполучення асимптот, використовуючи рівняння (2.88):

1) у діапазоні частот $0 < \omega \leq 2,5$

$$L_{H1}(\omega) = 20 \lg 63 = 36 \text{ дБ}; \quad (2.89)$$

2) у діапазоні частот $2,5 < \omega \leq 20$

$$L_{H2}(\omega) = 20 \lg 127 - 20 \lg 0,05\omega; \quad (2.90)$$

3) у діапазоні частот $20 < \omega < \infty$

$$L_{H3}(\omega) = 20 \lg 127 - 20 \lg 0,05\omega - 20 \lg 0,16\omega^2. \quad (2.91)$$

Нахили асимптот відповідно до виразів (2.89)–(2.91) будуть такими:

- 1) 0 дБ/дек для першої;
- 2) –20 дБ/дек для другої;
- 3) –60 дБ/дек для третьої.

Рівняння (2.89)–(2.91) дозволяють побудувати з урахуванням нахилів наявну асимптотичну ЛАЧХ розімкненої САС, яка задовольняє вимоги щодо точності функціонування у сталому режимі (рис. 2.9).

2.3.2 Побудова бажаної ЛАЧХ і ЛАЧХ коригуючого елемента

Побудову бажаної ЛАЧХ почнемо з знаходження бажаної частоти зрізу $\omega_{зрб}$ системи, виходячи з потрібних значень показників якості t_{mmax} і σ_{max} . Для цього

скористаємося номограмою [8], згідно з якою заданому перерегулюванню $\sigma_{max} = 20\%$ відповідає співвідношення

$$t_{nn} = \frac{3,1\pi}{\omega_{зрб}}. \quad (2.92)$$

Отже, бажана частота зрізу при $t_{nnmax} = 0,6$ с буде дорівнювати $\omega_{зрб} = 15,2$ рад/с, $lg \omega_{зрб} = 1,2$ дек.

Через точку на осі частот, що відповідає $lg \omega_{зрб} = 1,2$ дек, проводимо середньочастотну асимпту з нахилом -20 дБ/дек та обмежуємо її зліва і справа точками на відстані від осі частот, що дорівнює запасам за модулем L_3 . Значення L_3 визначаємо за допомогою графіків залежності запасів за модулем й за фазою від перерегулювання [8], згідно з якими для $\sigma_{max} = 20\%$ отримуємо $L_3 = 21$ дБ.

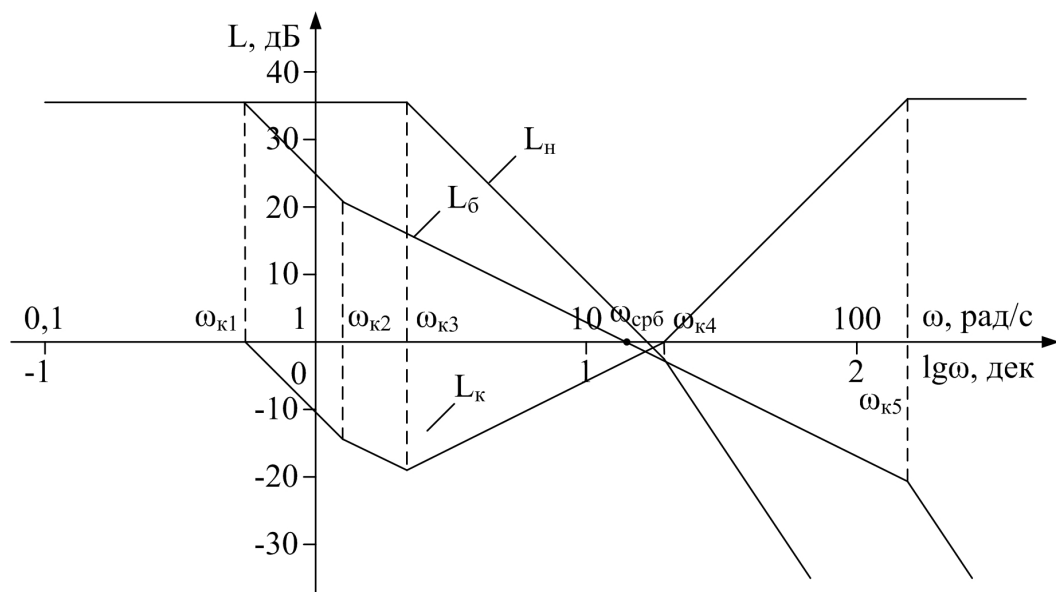


Рисунок 2.9 – ЛАЧХ системи кутової стабілізації БПЛА: 1 – наявна; 2 – бажана; 3 – коригуючого елементу

Низькочастотна асимптота бажаної характеристики збігається з низькочастотною асимптою наявної характеристики, оскільки її положення визначається потрібним значенням коефіцієнта передачі розімкненої системи $\kappa_n = 63$.

Сполучення середньочастотної ділянки бажаної ЛАЧХ і низько-частотної ділянки наявної ЛАЧХ проводимо за допомогою проміжної асимптоти, яка має

нахил -40 дБ/дек (рис. 2.9). Область високих частот суттєво не впливає на якість перехідного процесу тому, що об'єкт керування завдяки своїй інерційності пригнічує високочастотний сигнал, тобто являє собою фільтр низьких частот. Виходячи з цього у високочастотній області бажану ЛАЧХ формуємо за допомогою асимптоти з нахилом -60 дБ/дек паралельно наявній характеристиці (рис. 2.9).

ЛАЧХ коректувального елемента отримуємо графічним відніманням від бажаної ЛАЧХ наявної характеристики $L_k(\omega) = L_{\bar{o}}(\omega) - L_n(\omega)$ (рис. 2.9). За графіком $L_k(\omega)$ визначаємо частоти сполучення та сталі часу коригуючого елемента:

$$\begin{aligned} \lg \omega_{k1} &= -0,26 \text{ дек}; \omega_{k1} = 0,55 \text{ рад/с}; T_{k1} = 1,8 \text{ с}; \\ \lg \omega_{k2} &= 0,1 \text{ дек}; \omega_{k2} = 1,26 \text{ рад/с}; T_{k2} = 0,8 \text{ с}; \\ \lg \omega_{k3} &= 0,34 \text{ дек}; \omega_{k3} = 2,18 \text{ рад/с}; T_{k3} = 0,4 \text{ с}; \\ \lg \omega_{k4} &= 1,3 \text{ дек}; \omega_{k4} = 20 \text{ рад/с}; T_{k4} = 0,05 \text{ с}; \\ \lg \omega_{k5} &= 2,19 \text{ дек}; \omega_{k5} = 15,6 \text{ рад/с}; T_{k5} = 0,0065 \text{ с}. \end{aligned}$$

Запишемо передавальну функцію коригуючого елемента:

$$W_{ke}(s) = \frac{U_k(s)}{\Delta U(s)} = K_k \frac{(T_{k2}s + 1)(T_{k3}s + 1)^2(T_{k4}s + 1)}{(T_{k1}s + 1)^2(T_{k5}s + 1)^2} = 23 \frac{(0,8s + 1)(0,4s + 1)^2(0,05s + 1)}{(1,8s + 1)^2(0,0065s + 1)^2}. \quad (2.93)$$

Отримана передавальна функція КЕ дозволить оцінити якість процесу стабілізації кута тангажу.

2.3.3 Аналіз якості процесів кутової стабілізації скоригованої системи

Для розрахунку перехідних характеристик запишемо передавальні функції замкненої скоригованої системи за задавальним і збурним діями згідно з структурною схемою (рис. 2.8) та використавши рівняння (2.64)–(2.67), (2.93):

1) за задавальним впливом

$$\begin{aligned}
W_{np}(s) &= \frac{\Upsilon(s)}{U_3(s)} = W_{ke}(s)W_{nn}(s)W_{eo}(s)W_o(s) = \\
&= \kappa_{\kappa} \frac{(T_{\kappa 2}s+1)(T_{\kappa 3}s+1)^2(T_{\kappa 4}s+1)}{(T_{\kappa 1}s+1)^2(T_{\kappa 5}s+1)^2} \cdot \frac{\kappa_{np}}{(T_{eo}s+1)(T_o^2s^2+1)} = \\
&= \frac{19,7(0,8s+1)(0,4s+1)^2}{(1,8s+1)^2(0,0065s+1)^2(0,16s^2+1)}; \tag{2.94}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
W(s) &= \frac{U_{\delta}(s)}{U_3(s)} = W_{ke}(s)W_{nn}(s)W_{eo}(s)W_o(s)W_{\delta}(s) = \\
&= \kappa_{\kappa} \frac{(T_{\kappa 2}s+1)(T_{\kappa 3}s+1)^2(T_{\kappa 4}s+1)}{(T_{\kappa 1}s+1)^2(T_{\kappa 5}s+1)^2} \cdot \frac{\kappa}{(T_{eo}s+1)(T_o^2s^2+1)} = \\
&= \frac{63(0,8s+1)(0,4s+1)^2}{(1,8s+1)^2(0,0065s+1)^2(0,16s^2+1)}, \tag{2.95}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\Phi(s) &= \frac{\Upsilon(s)}{U_3(s)} = \frac{W_{np}(s)}{1+W(s)} = \frac{\frac{19,7(0,8s+1)(0,4s+1)^2}{(1,8s+1)^2(0,0065s+1)^2(0,16s^2+1)}}{1 + \frac{63(0,8s+1)(0,4s+1)^2}{(1,8s+1)^2(0,0065s+1)^2(0,16s^2+1)}} = \\
&= \frac{19,7(0,8s+1)(0,4s+1)^2}{(1,8s+1)^2(0,0065s+1)^2(0,16s^2+1) + 63(0,8s+1)(0,4s+1)^2}; \tag{2.96}
\end{aligned}$$

1) за збурним впливом

$$\begin{aligned}
\Phi_f(s) &= \frac{\Upsilon(s)}{M_3(s)} = \frac{W_{npf}(s)}{1+W(s)} = \frac{-\frac{500}{0,16s^2+1}}{1 + \frac{63(0,8s+1)(0,4s+1)^2}{(1,8s+1)^2(0,0065s+1)^2(0,16s^2+1)}} = \\
&= \frac{-500(1,8s+1)^2(0,0065s+1)^2}{(1,8s+1)^2(0,0065s+1)^2(0,16s^2+1) + 63(0,8s+1)(0,4s+1)^2}. \tag{2.97}
\end{aligned}$$

Для отримання перехідних характеристик скоригованої САС сформуємо схему моделювання системи, скориставшись пакетом Matlab/Simulink (рис. 2.10).

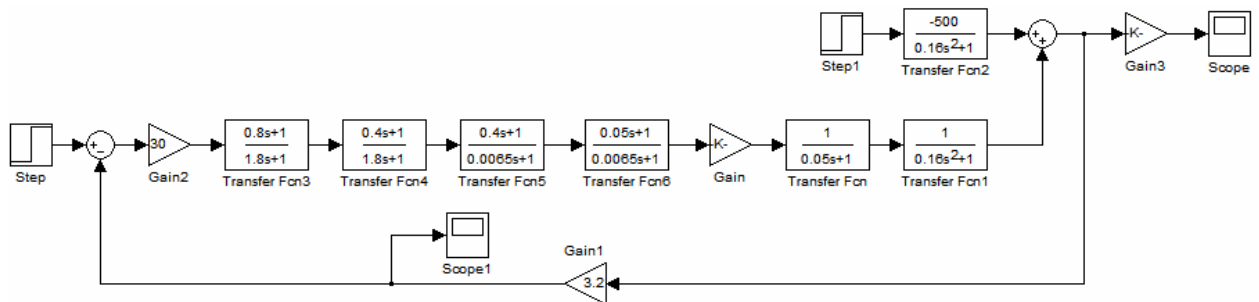


Рисунок 2.10 – Схема моделювання скоригованої САС

Отримаємо перехідні характеристики САС за такими вхідними діями: задавальний ступінчатий сигнал $u_3(t) = 1(t)$; збурне діяння $m_3(t) = 0,002 \cdot 1(t)$.

Графіки перехідних характеристик показано на рис. 2.11.

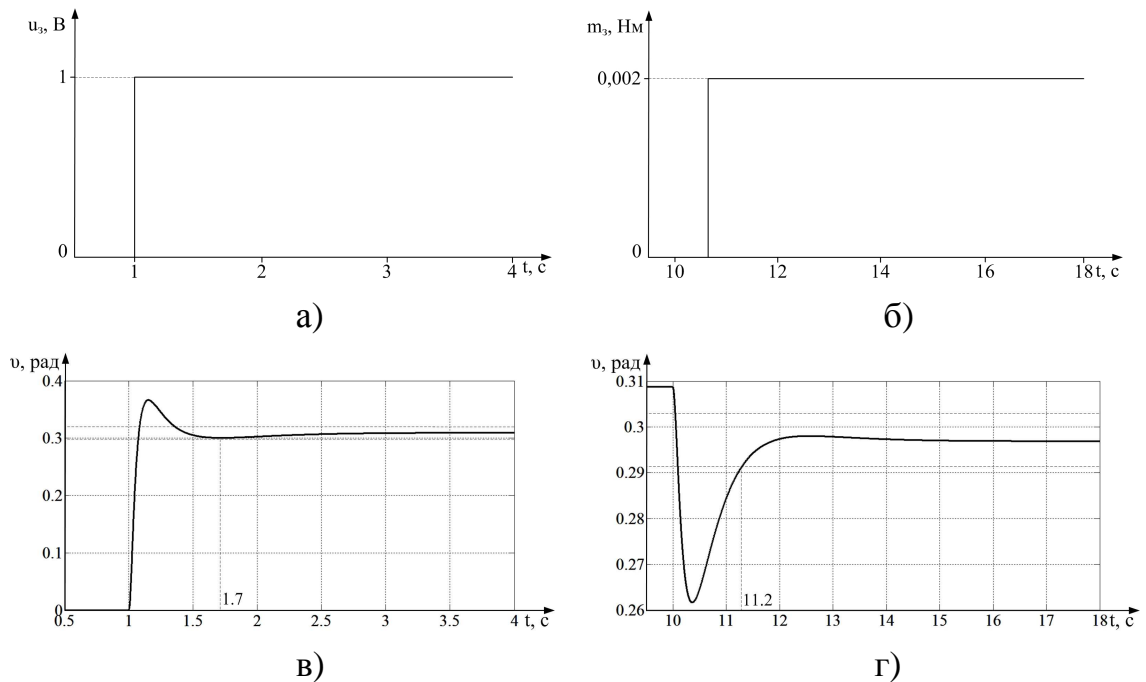


Рисунок 2.11 – Перехідні характеристики скоригованої САС: а – задавальне ступінчасте діяння; б – збурне ступінчасте діяння; в – реакція на задавальне діяння; г – реакція на збурне діяння

Визначимо, виходячи з графіків перехідних характеристик, основні показники якості САС:

1) за задавальним діянням:

– стала похибка

$$\Delta v_{ст} = v_{стз} - v_{ст} = \frac{\Delta u_3}{K_D} - v_{ст} = \frac{1}{3,2} - 0,309 = 0,0035 \text{ рад};$$

$$\varepsilon = \frac{\Delta v_{cm}}{v_{cm}} 100\% = 1,12\%;$$

– час перехідного процесу $t_{nn} = t_2 - t_1 = 1,7 - 1 = 0,7$ с;

– перерегулювання

$$\sigma = \frac{v_{cm3} - v_{cm}}{v_{cm}} 100\% = \frac{0,3664 - 0,309}{0,309} 100\% = 18,5\%;$$

1) за задавальним діянням:

– стала похибка

$$\Delta v_{cm} = v_{1cm} - v_{2cm} = 0,309 - 0,297 = 0,012 \text{ рад};$$

$$\varepsilon = \frac{\Delta v_{cm}}{v_{cm1}} 100\% = 3,88\%;$$

– час перехідного процесу $t_{nn} = t_4 - t_3 = 11,2 - 10 = 1,2$ с;

– перерегулювання

$$\sigma = \frac{|v_{min} - v_{cm2}|}{v_{cm2}} 100\% = \frac{0,262 - 0,297}{0,297} 100\% = 11,8\%.$$

Отримані значення основних показників якості перехідних характеристик скоригованої САС за задавальним та збурним діяннями відповідають вимогам технічного завдання, що дає можливість отримати дискретну передавальну функцію коригуючого елемента для реалізації цифрової САС.

2.4 Дослідження цифрової САС кутової стабілізації БПЛА

Однією з основних умов якісного функціонування цифрової системи автоматичного стабілізації кутового положення БПЛА є вибір раціонального значення періоду квантування T_0 .

Для вирішення задачі вибору T_0 доцільно скористатися теоремою Котельникова-Шеннона, що дозволяє визначити максимальне значення періоду квантування, яке забезпечить відновлення безперервного сигналу за його дискретними значеннями без спотворень [11].

Скориставшись результатами синтезу безперервної САС (рис. 2.9), можна подати бажану ЛАЧХ безперервної розімкнутої системи, як показано на рис. 2.12.

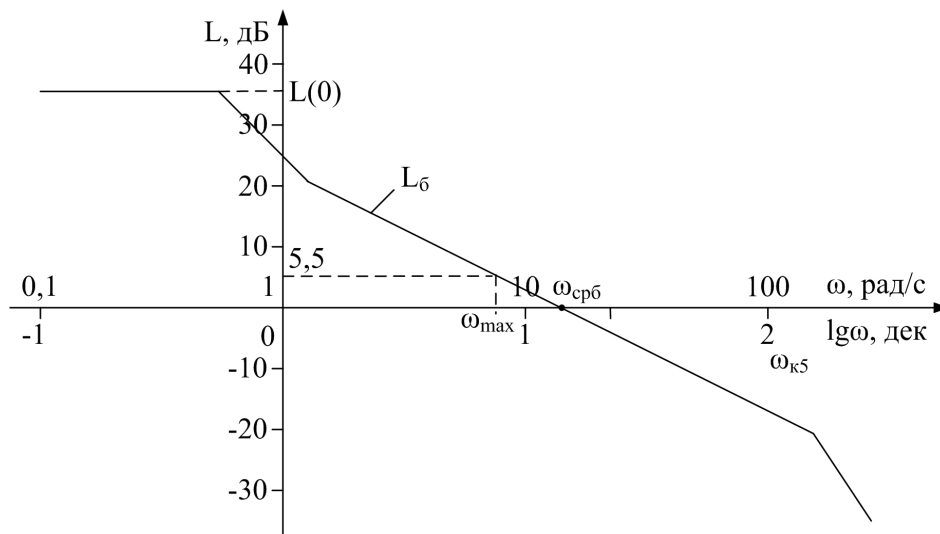


Рисунок 2.12 – Визначення макимальної частоти спектру

Максимальне значення T_{0max} визначається значенням частоти ω_{max} , яку можна знайти по ЛАЧХ розімкнутої САС, використовуючи співвідношення для допустимого обмеження безперервного спектру сигналу:

$$L_{дон}(\omega_{max}) = L(0,03\dots 0,05) + L(0). \quad (2.98)$$

Для бажаної ЛАЧХ значення логарифмічної функції на частоті $\omega=0$ рівне $L(0) = 20 \lg \kappa_n = 36$ дБ. Тоді, згідно (2.98) допустиме значення логарифмічної функції складе $L_{дон}(\omega_{max}) = L(0,03) + 36 = 5,5$ дБ. Відповідне значення максимальної частоти спектру дорівнює $\omega_{max} = 7,5$ рад/с.

Максимальне значення періоду квантування отримано з використанням залежності

$$T_{0max} = \frac{\pi}{\omega_{max}}. \quad (2.99)$$

Після підстановки у (2.99) значення ω_{max} отримуємо $T_{0max} = 0,4$ с. Для подальших розрахунків виберемо $T_0 = 0,02$ с.

Отримаємо дискретну передавальну функцію коригуючого елемента, для чого необхідно виконати z-перетворення передавальної функції розімкненої скоригованої системи (2.93):

$$W_{ke}(z) = \frac{U_{\partial}(z)}{U_3(z)} = \frac{z-1}{z} Z \left\{ \frac{W_{ke}(s)}{s} \right\}. \quad (2.100)$$

Отримаємо передавальну функцію (2.100), скориставшись функцією Matlab «C2D»:

$$W_{ke}(z) = \frac{U_{\partial}(z)}{U_3(z)} = \frac{30(0,44z - 0,4)(0,22z - 0,17)(61,6z - 60,5)(7,7z - 6,7)}{(z - 0,95)^2 (z - 2 \cdot 10^{-7})^2}. \quad (2.101)$$

Для визначення перехідних характеристик скоригованої дискретної САС сформуємо схему моделювання системи, скориставшись пакетом Matlab/Simulink (рис. 2.13).

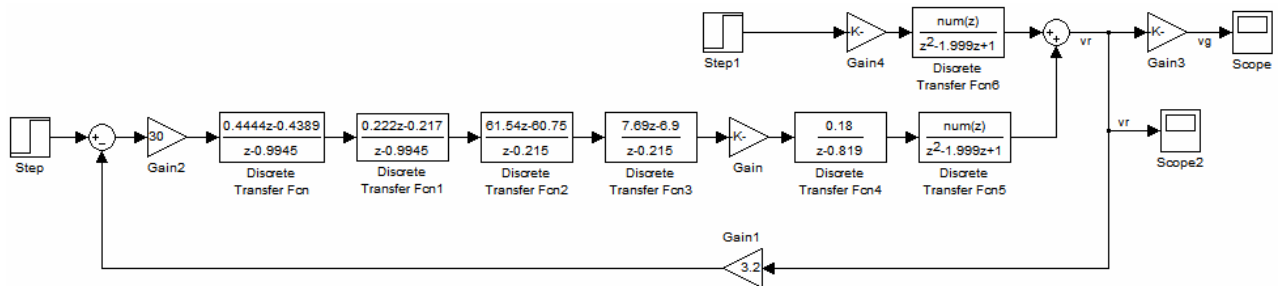


Рисунок 2.13 – Схема моделювання дискретної скоригованої САС

Отримаємо перехідні характеристики САС за вхідними діями. Графіки перехідних характеристик показано на рис. 2.14, рис. 2.15.

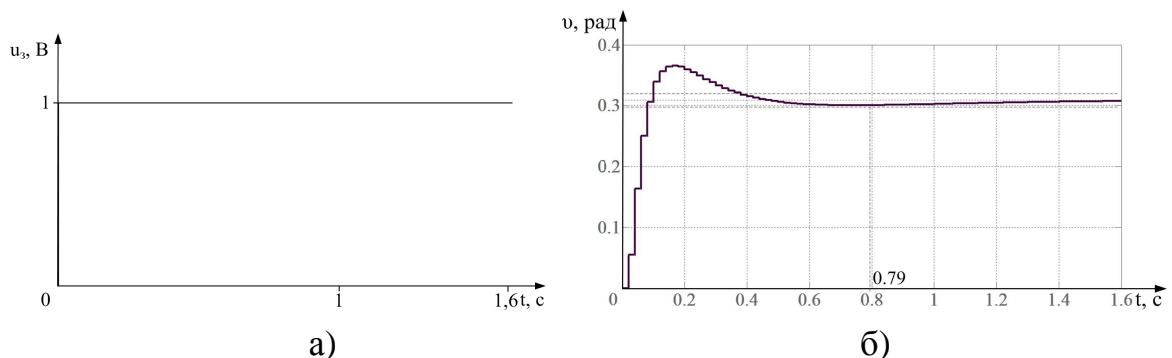
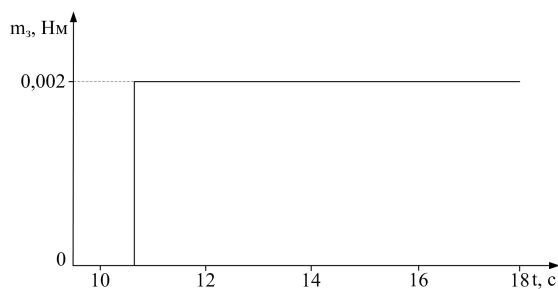
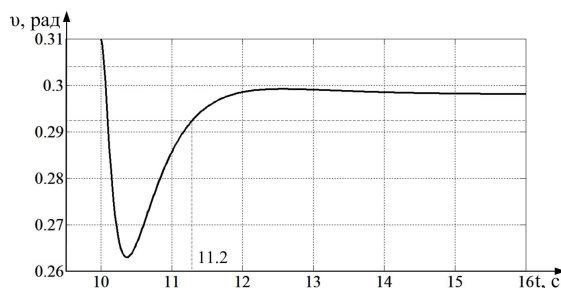


Рисунок 2.14 – Перехідна характеристика скоригованої дискретної САС: а – задавальне ступінчасте діяння; б – реакція на задавальне діяння



а)



б)

Рисунок 2.15 – Перехідна характеристика скоригованої дискретної САС: а – збурне ступінчасте діяння; б – реакція на збурне діяння

Визначимо, виходячи з графіків перехідних характеристик (рис. 2.14, рис. 2.15), основні показники якості САС:

1) за задавальним діянням:

– стала похибка $\Delta v_{cm} = 0,0035$ рад; $\varepsilon = \frac{\Delta v_{cm}}{v_{cm}} 100\% = 1,12\%$;

– час перехідного процесу $t_{nn} = t_2 - t_1 = 0,79$ с;

– перерегулювання $\sigma = 18,5\%$;

1) за збурним діянням:

– стала похибка $\Delta v_{cm} = 0,012$ рад; $\varepsilon = \frac{\Delta v_{cm}}{v_{cm1}} 100\% = 3,88\%$;

– час перехідного процесу $t_{nn} = t_4 - t_3 = 11,2 - 10 = 1,2$ с;

– перерегулювання $\sigma = 11,8\%$.

Отримані значення основних показників якості перехідних характеристик скоригованої цифрової САС за задавальним та збурним діяннями відповідають вимогам технічного завдання. Дискретизація часу не призвела до суттєвого погіршення якості стабілізації.

3 КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА

3.1 Підготовка алгоритмів керування до реалізації на контролері

Контролер буде приймати чотирнадцять вхідних сигналів. Шість з них – це сигнали, отримані з роторів. Сім вхідних сигналів – це отримані приймачем сигнали з пульта. Один вхідний сигнал – це показники GPS приймача. До вихідних сигналів відноситься лише сигнал до роторів, що контролює їх роботу.

Таблиця 3.1 – Перелік вхідних і вихідних значень контролера

| Вид сигналу | Тип сигналу | Значення | Прилад |
|-------------|--------------|-----------------|--------------------|
| Вхідний | Цифровий ШИМ | 2.408-2.475 ГГц | Сигнали з приймача |
| Вхідний | Цифровий ШИМ | ~ 10 ГГц | Сигнал з GPS |
| Вихідний | Електричний | 5В | Сигнал на ротори |

3.2 Побудова функціональної схеми плати керування

Оцінюючи основні задачі контролеру та склад вихідної і вхідної інформації можна скласти функціональну схему. Першим кроком є склад потрібного периферійного обладнання. Окрім самого контролера, для побудови схеми нам знадобиться шість датчиків частоти(вбудованих в ротори), GPS приймач, та приймач сигналу, який і буде задавати параметри польоту. На основі цих складових ми можемо сформувавши функціональну схему плати управління, зображену на рис. 3.1.

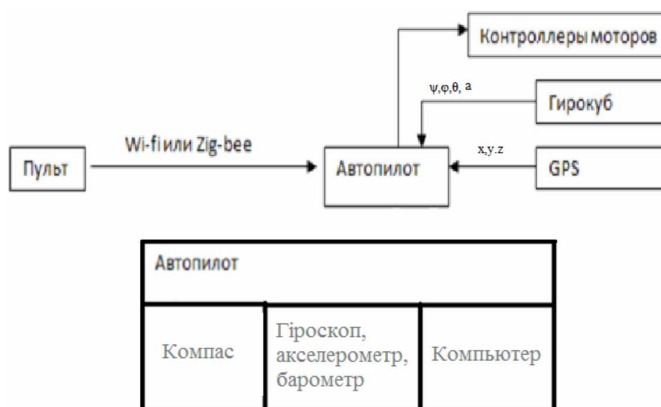


Рисунок 3.1 – Функціональна схема плати управління

3.3 Вибір контролера по сформованим критеріям и формування схеми комунікацій с периферійним обладнанням

Основні вимогам при виборі контролера та периферійного обладнання:

- 1) осьовий гіроскоп, акселерометр, магнітометр і високоточний барометр;
- 2) малі габарити плати;
- 3) живлення периферійного обладнання 5V;
- 4) радіозв'язок і телеметрія з борту літального апарата.

По сформованим критеріям, враховуючи основні задачі, склад вхідної та вихідної інформації, в якості контролера ми будемо використовувати ArdupilotMega2.6 (рис. 3.2) [12].



Рисунок 3.2 – Польотний контролер ArdupilotMega2.6

Контролер АРМ на сьогодні самий багатofункціональний і не дорогий, його використовують найчастіше на мультикоптерах (прошивка Arducopter) і на літаках (прошивка Ardupilot) а також підтримує автомобіль і вертоліт, в загальному ось платформи які підтримує контролер:

АРМ має найбільшу кількість польотних режимів з усіх контролерів, що є на ринку, можливість управляти дроном за допомогою смартфона, з великим функціоналом: створення польотного завдання, управління, перемикання режимів, моніторинг і телеметрія із зазначенням всіх даних, і т.ін. (рис. 3.3).

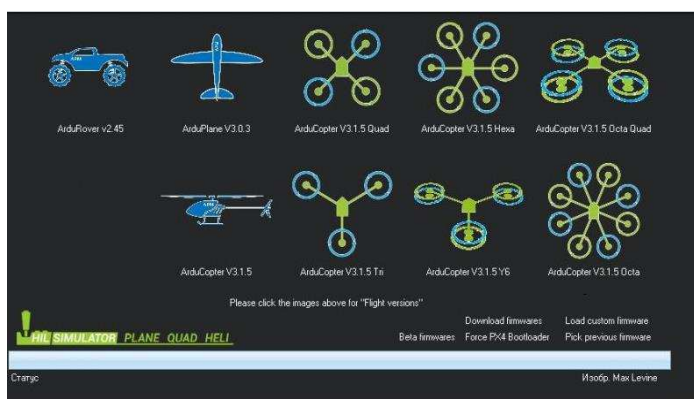


Рисунок 3.3 – Платформи які підтримує контролер АРМ

Він заснований на автопілоті APM 2.x, які розробляються спільнотою DIY Drones і базується на open-source проект, що дозволяє перетворити будь-який апарат в автономне засіб і ефективно використовувати його не тільки в розважальних цілях, але і для виконання професійних проектів.

Особливості польотного контролера ArdupilotMega2.6:

- 1) осьовий гіроскоп, акселерометр, магнітометр і високоточний барометр;
- 2) система стабілізації;
- 3) утримання позиції по GPS, політ по точках і повернення на точку старту;
- 4) можливість використання інфрачервоного датчика для обходу перешкод;
- 5) підтримка ультразвукового датчика (Sonarsensor) для автоматичного зльоту і посадки;
- 6) автоматичне проходження за маршрутними точками;
- 7) управління двигунами за допомогою ШІМ (PWM) з використанням дешевих регуляторів швидкості (ESC);
- 8) радіозв'язок і телеметрія з борта літаючого апарата;
- 9) підтримка датчика рівня заряду батареї;
- 10) настройка світлової індикація при польотах;
- 11) сумісний з багатьма радіокерованими приймачами PWM і PPM сигналів;
- 12) передача в реальному часі телеметричних даних;
- 13) підтримка OSD телеметрії (накладення на відео передачу телеметричних даних) використовуючи протокол MAVLINK;
- 14) конфігурування точок польоту за допомогою GoogleMaps і системи GPS;
- 15) бортова флеш пам'ять 16Мбіт для автоматичної реєстрації даних;
- 16) цифровий компас працює на HMC5883L;
- 17) ступенів свободи в Inven Sense акселерометрі, гіроскоп MPU-6000;
- 18) датчик барометричного тиску оновлений MS5611-01BA03 Measurement Specialties;
- 19) контролер Atmel ATmega2560-16AU і ATMEGA32U-2 чіп для обробки і функції USB;
- 20) можливість загрузки оновлень вбудованого програмного забезпечення і конфігурації.

Таблиця 3.2 – Загальна характеристика мікроконтролера ATmega2561

| | |
|----------------------------------|---|
| Маса | 50,5 г |
| Мікроконтролер | ATmega2561 |
| Напруга живлення | 4,5 В ... 5,5 В |
| Робоча температура | -25°C ... 70°C |
| Внутрішній вхід / вихід пристрою | датчик напруги живлення; 3 світлодіода, 1 кнопка скидання («Mode»); група датчиків інерціального позиціонування |
| Зовнішній вхід / вихід пристрою | порт для підключення до USB ПЕВМ, 1 шт.; порт для периферійного пристрою, 6 шт.; порт для бездротового зв'язку, 1 шт. |

Основним елементом польотного контролера ArdupilotMega являється мікроконтролер ATmega2561. На рис. 3.4 і в табл. 3.3 показано призначення і кількість контактів мікроконтролера.

Технічні характеристики мікроконтролера ATmega2561 наведені в табл. 3.3.

Для вимірювання основних параметрів БПЛА будемо використовувати датчики МЕМС-типу (рис. 3.4).

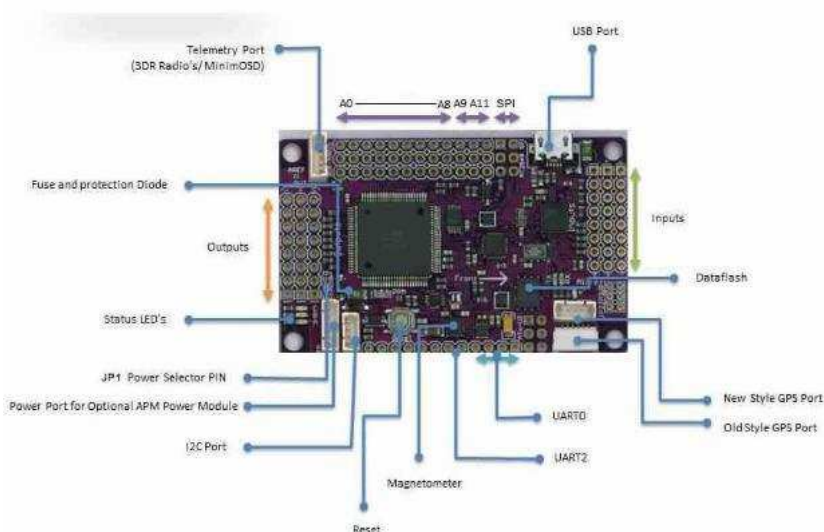


Рисунок 3.4 – Призначення контактів контролера

MEMS-технології і пристрої, що поєднують в собі мікроелектронні і мікромеханічні компоненти. MEMS-пристрої зазвичай виготовляють на кремнієвій підкладці за допомогою технології мікрообробки, аналогічно технології виготовлення однокристальних інтегральних мікросхем.

Таблиця 3.3 – Технічні характеристики мікроконтролера ATmega2561

| | |
|------------------------------------|---------------|
| Центральний процесор | 8-bit AVR |
| Об'єм флеш-пам'яті | 256 КБ |
| Об'єм SRAM | 8 КБ |
| Об'єм EEPROM | 4 КБ |
| Число контактів | 64 |
| Максимальна робоча частота | 16 МГц |
| Макс. число контактів вводу-виводу | 54 |
| Число зовнішніх переривань | 17 |
| Число каналів SPI | 3 |
| Число каналів TWI(I2C) | 1 |
| Число каналів UART | 2 |
| Число каналів АЦП | 8 |
| Розширення АЦП | 10 біт |
| Швидкість АЦП | 15 Кбіт/с |
| Число аналогових компараторів | 1 |
| Робоча температура | -40 – 85 °C |
| Напруга живлення | 4,5 В – 5,5 В |

Для вимірювання основних параметрів БПЛА будемо використовувати датчики MEMS-типу. MEMS-технології і пристрої, що поєднують в собі мікроелектронні і мікромеханічні компоненти. MEMS-пристрої зазвичай виготовляють на кремнієвій підкладці за допомогою технології мікрообробки, аналогічно технології виготовлення однокристальних інтегральних мікросхем.

Для виконання завдання будемо використовувати мікросхему MPU6050, яка містить в собі як акселерометр, так і гіроскоп. Датчики гіроскопа і акселерометра виготовлені як MEMS (мікроелектромеханічна система) – зовнішній вплив на датчик спочатку змінює стан механічної частини, потім зміна стану механічної

частини призводить до зміни сигналу електричної частини. Одним словом в одному корпусі зібрано не тільки електроніка, а й механіка. Приклад вибраної мікросхеми представлений на рис. 3.5, але у нашому випадку ця система включена до складу польотного контролера, та зручно розташована на його платі.

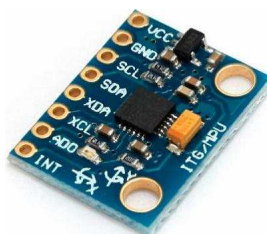


Рисунок 3.5 – Мікросхема MPU6050

Крім цієї мікросхеми на платі контролера розташована необхідна обв'язка MPU6050, в тому числі підтягує резистори інтерфейсу I2C, а також стабілізатор напруги на 3,3 В з малим падінням напруги (при напрузі живлення 3,3 В на виході стабілізатора буде дорівнювати 3 В) з фільтруючими конденсаторами.

Характеристики MPU6050:

- 1) напруги живлення 2,375 В–3,46 В;
- 2) споживаний струм до 4 мА;
- 3) інтерфейс передачі даних – I2C;
- 4) максимальна швидкість I2C – 400 кГц;
- 5) вхід для інших датчиків I2C.

Для управління швидкістю двигунів було використано регулятор ходу Mystery 30A. На макет було встановлено шість регуляторів на вході до кожного двигуна. Регулятор зображено на рис. 3.6.



Рисунок 3.6 – Регулятор ходу Mystery 30A

Регулятор ходу виконує ряд простих дій, а також несе відповідальність за деякі додаткові функції.

Наприклад:

- 1) гальмування. За допомогою цієї функції можливо значно зменшити швидкість руху гвинтів;
- 2) реверс двигуна, коли він починає обертатися в іншому напрямку;

3) плавний старт. Дозволяє запустити двигун на максимальні оберти не зразу а поступово;

4) скидання під час включення. Ця функція особливо важлива, коли є ймовірність поломки. А за рахунок блокування двигуна не відбудеться непередбачених ситуацій.

Регулятор ходу виконує ряд простих дій, а також несе відповідальність за деякі додаткові функції.

Наприклад:

1) гальмування. За допомогою цієї функції можливо значно зменшити швидкість руху гвинтів;

2) реверс двигуна, коли він починає обертатися в іншому напрямку;

3) плавний старт. Дозволяє запустити двигун на максимальні оберти не зразу а поступово;

4) скидання під час включення. Ця функція особливо важлива, коли є ймовірність поломки. А за рахунок блокування двигуна не відбудеться непередбачених ситуацій.

Характеристики регулятора ходу Mystery 30A:

1) вихідний струм: 30А (в піках до 35 А протягом 10 с);

2) вхідна напруга: 2–3 осередки літєвих батарей (7,4 В – 11,1 В) або 5–8 осередків NiCd / NiMH;

3) вбудований ВЕС на 5В / 2А;

4) макс. швидкість 210 000 об/хв для двополюсних моторів, 70 000 об/хв для шестиполюсних моторів, 35 000 об/хв для дванадцятиполюсних двигунів;

5) розміри: 45 x 24 x 8 мм;

6) вага 24 г.

У якості силового агрегату, який буде створювати тягу, будемо використовувати двох безколекторних двигунів (БКД) постійного струму серії BL 2215/20 1200KV (рис. 3.7).



Рисунок 3.7 – Безколекторний двигун BL 2215/20

Вони створюють силу тяги, необхідну для приведення апарату в рух. До кожного двигуну приєднаний регулятор швидкості Mystery 30A, який дозволяє плавно варіювати електричну потужність, що подається на двигун.

Головними перевагами такого двигуна є:

- 1) термін служби значно довше, ніж у звичайних колекторних аналогів;
- 2) високий ККД;
- 3) швидкий набір максимальної швидкості обертання;
- 4) він потужніший, ніж КД;
- 5) відсутність іскор при роботі дозволяє використовувати привід в пожежонебезпечних умовах;
- 6) не потрібно додаткове охолодження;
- 7) проста експлуатація.

Недоліки: складний дорогий електронний блок управління.

Використовується пульт Turnigy 9X з приймачем 9X8C-V2.

Опис пульта і приймача. Особливості:

- 1) велика кількість польотних пресетів;
- 2) топова конфігурація обладнання;
- 3) підтримка SBUS, PPM і PWM;
- 4) економічна система харчування;
- 5) захист від переполюсовки;
- 6) розрядність 12 біт (4096 кроків) мультирежимну система оповіщень;
- 7) зручний механізм швидкого налаштування;
- 8) програмовані мікшери.

Характеристики:

- 1) розміри пульта: 190 мм x 112 мм x 257 мм;
- 2) вага 0,69 кг;
- 3) струм споживання: менш 105 мА;
- 4) напруга живлення 7,4 В – 15 В;
- 5) радіус управління: до 4 км (реальні характеристики залежать від польотних умов);
- 6) кількість каналів: 9; 5–9 канали настроюються;
- 7) підтримувані моделі: включає всі вертольоти з 120 ° і 90 ° тарілками перекосу, все літаючі крила, планери і мультикоптери;

8) режим симуляції: передавач вимикається, або переходить в енергозберігаючий режим;

9) екран: 167 мм x 34 мм, ч/б;

10) підтримувані приймачі: T6A v2, R6B, 3ch, iA8 і 9x8c-v2;

11) частота передачі: 2,4 ГГц (2.408-2.475 ГГц);

12) модуляція: QPSK;

13) ширина діапазону: 5,0 МГц;

14) розширення спектра: DSSS і FHSS;

15) поділ каналів: не менше 38 дБ/мВт;

16) потужність передавача: до 100 мВт (20 дБ/мВт);

17) розміри приймача: 41 мм x 23 мм x 14 мм.

Комплектація: пульт Turnigy 9X, 1 шт; приймач Turnigy 9X8C-V2, 1 шт.

Додатково необхідно: батареї AA – 8 шт., або акумулятор 2S-4S з JST конектором.

На рис. 3.8 – рис. 3.10 зображені вид Turnigy 9X з приймачем 9X8C-V2 та його монтаж на контролері.



Рисунок 3.8 – Передавач (пульт) Turnigy 9X



Рисунок 3.9 – Приймач 9X8C-V2

Рисунок 3.10 – Підключення 9X8C-V2 до контролера

У результаті, після вибору всіх потрібних нам елементів периферійного обладнання та самого контролера ми можемо зобразити функціональну схему плати позиціонування висоти гексакоптера. Живлення забезпечують два акумулятори ONBO 8000mAh 6S 25C Lipo Pack що з'єднані з блоком телеметрії, для зчитування даних, та індикатором напруги.

Функціональна схема з нашими елементами зображена на рис. 3.11.

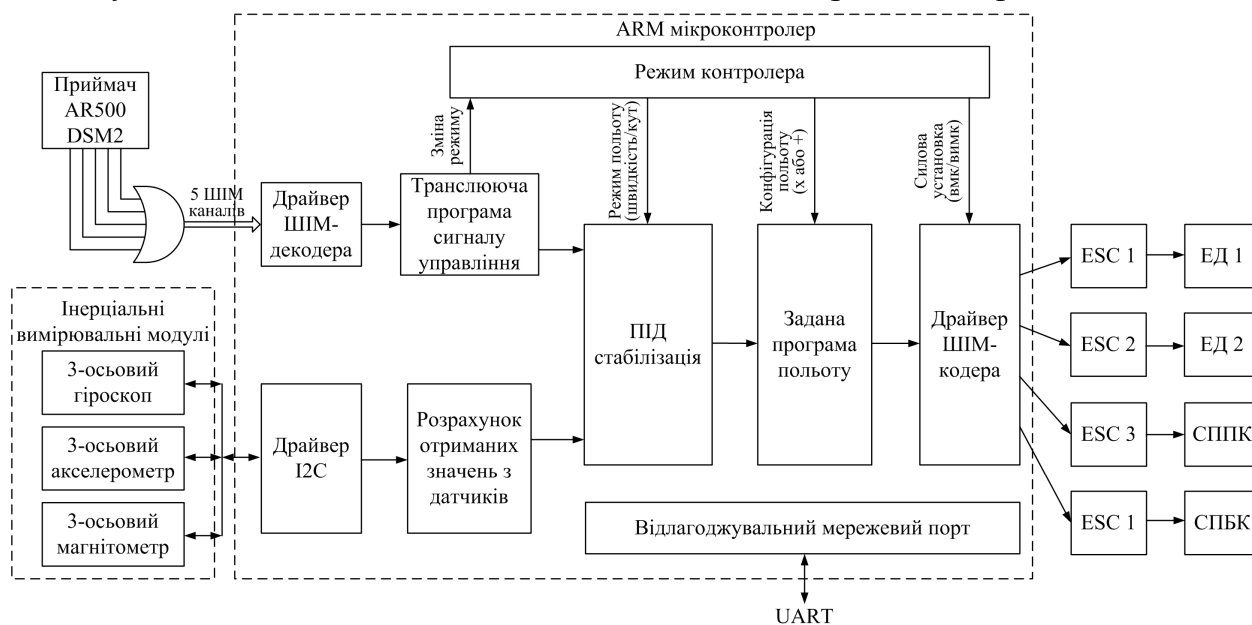


Рисунок 3.11 – Функціональна схема з'єднання контролера та периферійних пристроїв

На рис. 3.11 прийняті наступні скорочення:

- 1) ЕД – електродвигун;
- 2) СППК – сервопривод керма поздовжнього керування;
- 3) СПБК – сервопривод керма бічного керування.

Після розробки функціональної схеми, вибору елементів периферійного обладнання та плати контролера, можна сформувавши повний алгоритм роботи контролера плати (додаток Б).

Сформований повний алгоритм роботи контролера дозволить виконати налаштування польотного контролера відповідно до завдання польоту.

4 ДІАГНОСТУВАННЯ ФУНКЦІОНАЛЬНОГО СТАНУ УДАРСТІЙКОГО БПЛА У ПОЗДОВЖНЬОМУ РУСІ

4.1 Загальні положення діагностування об'єкту

Як відомо, діагностування – це виявлення причин порушення працездатності об'єкта раціонального управління [13]. Він зводиться до виявлення дестабілізуючих впливів та їх локалізації. Подальша ідентифікація дестабілізуючого впливу передбачає формування різницевого сигналу від об'єкта раціонального управління та його еталонної моделі.

Так, наприклад, для аналогової техніки характерно застосування ручних способів діагностики відмов з використанням функціональних та електричних схем з нанесеними епюрами сигналів у контрольних точках. Однак такий підхід потребує певної підготовки фахівців, а іноді через недостатню повноту та достовірність інформаційних ресурсів призводить до неправильних діагностичних висновків.

Подібно до того, як на схемах аналогових пристроїв вказуються осцилограми і деякі параметри аналогових сигналів у цифровій техніці використовуються сигнатури в контрольних точках, які вимірюються на заздалегідь працездатній системі і вказуються на принциповій схемі. Іншими словами, проводиться зіставлення реальної сигнатури (у конкретній точці пристрою), що відображається на дисплеї сигнатурного аналізатора, з еталонною сигнатурою цієї точки (зазначеної на схемі або в таблиці).

Грунтуючись на наведених прикладах, у наступних розділах буде розглянуто методика формування діагностичних моделей різних об'єктів для отримання та обробки різницевого сигналу, що характеризує несправність, проведено дослідження з урахуванням різних факторів, що дестабілізують, з метою розробки пропозицій щодо створення структури машинного пошуку порушення працездатності.

4.2 Методика формування діагностичних моделей

Опис функціонування аналогової техніки проводиться системою диференціальних рівнянь, розв'язання якої часто утруднене. Також складніша

інтерпретація отриманих результатів: значення сигналів стають безперервними і протяжними у часі. Однак, для діагностування технічного стану об'єкта необхідно отримувати та обробляти сигнал різниці, що характеризує несправність.

Розглянемо методику формування діагностичної моделі з прикладу поздовжнього руху літального апарату.

Рух БПЛА у спокійній атмосфері описується системою лінійних рівнянь виду

$$\begin{cases} \Delta\dot{\omega}_z + a_{m_z}^{\omega_z} \cdot \Delta\omega_z + a_{m_z}^{\alpha} \cdot \Delta\alpha = a_{m_z}^{\phi} \cdot \Delta\phi + m_{z\phi}; \\ \Delta\dot{\alpha} - \Delta\omega_z - a_y^{\alpha} \Delta\alpha = 0; \\ \Delta\dot{\nu} = \Delta\omega_z; \\ \Delta\theta = \Delta\nu - \Delta\alpha; \\ \Delta n_y = n_y^{\alpha} \Delta\alpha, \end{cases} \quad (4.1)$$

де $\Delta\omega_z$, $\Delta\alpha$, $\Delta\phi$, $\Delta\nu$, $\Delta\theta$, Δn_y – малі відхилення поточних значень параметрів руху літака від значень, що відповідають початковому режиму польоту; $m_{z\phi}$ – зовнішнє моментне обурення, яке приведено до еквівалентного відхилення стабілізатора.

Геометричні, масові, інерційні та аеродинамічні характеристики досліджуваного БПЛА, для прикладу, що розглядається, спрощені.

Перехід з тимчасової області область зображень Лапласа дозволяє поставити у відповідність розглянутій системі лінійних рівнянь структурну схему, наведену на рис. 4.1.

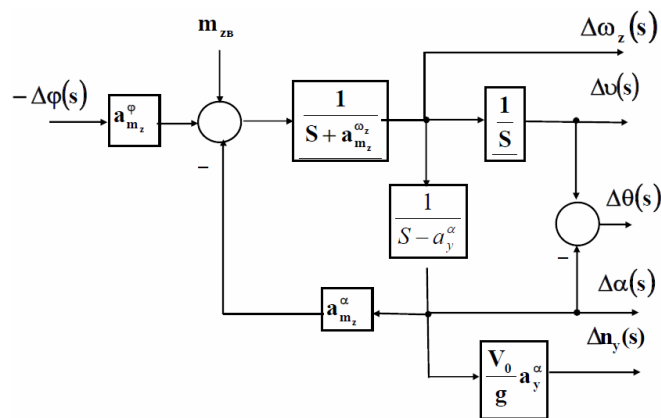


Рисунок 4.1 – Структурна схема поздовжнього руху БПЛА

Для подальшого аналізу обмежимося вихідними сигналами $\Delta\omega_z$ – кутової швидкості, $\Delta\upsilon$ – кута тангажу та Δn_y – перевантаження. Значення коефіцієнтів моделі взято для одного з режимів польоту літального апарату відповідно до [14].

Структурна схема поздовжнього руху БПЛА в Simulink, з урахуванням прийнятих обмежень, наведено на рис. 4.2.

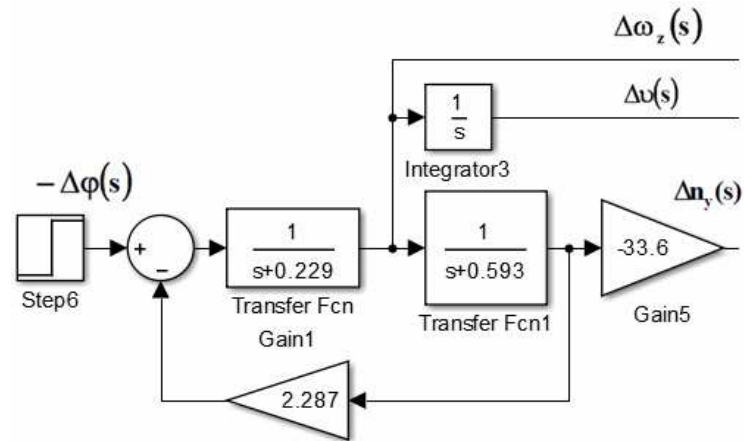


Рисунок 4.2 – Структурна схема поздовжнього руху БПЛА в Simulink

Прийmemo представлену структурну схему як ідеальну модель поздовжнього руху БПЛА.

Для дослідження впливу факторів, що дестабілізують, і формування різницевого сигналу, що характеризують несправність, послідовно перетворимо отриману модель наступним чином. Блок формування сигналу управління перетворимо так, щоб була можливість задавати сигнал управління різної форми та вносити зміну його як фактор дестабілізації. Перетворений блок сигналу керування представлений на рис. 4.3.

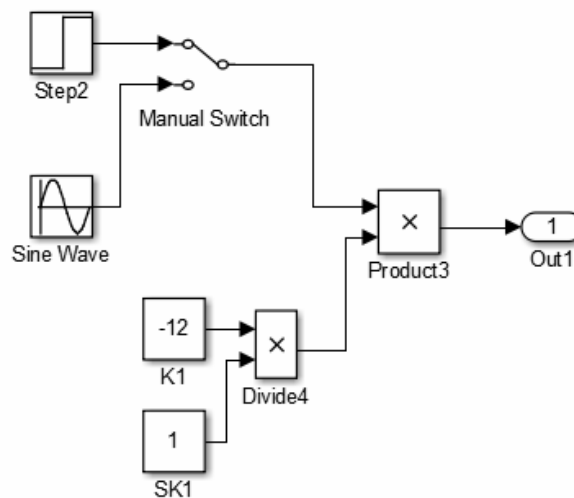


Рисунок 4.3 – Перетворений блок формування сигналу керування

У цьому схемою позначені: $K1$ – коефіцієнт передачі для керуючого сигналу, а $SK1$ – його усунення, тобто. дестабілізуючий вплив. На другому кроці блоки обраної моделі (рис. 4.2) приведемо до стандартного виду інерційної ланки, в яких передбачимо можливість зміни коефіцієнта передачі K_x та постійного часу T_x .

На рис.4.4 наведено блоки вихідної моделі, які підлягають перетворенню.

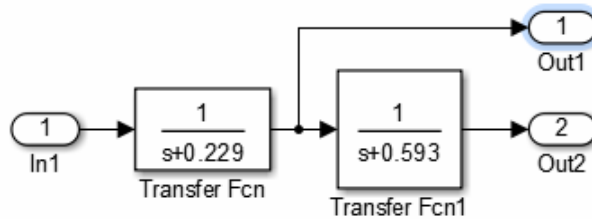


Рисунок 4.4 – Блоки вихідної моделі

Виконавши перетворення, отримуємо розгорнуту модель першого (рис. 4.5) та другого (рис. 4.6) блоків вихідної моделі, які дозволяють формувати постійні часу, коефіцієнти передачі та вводити їхню дестабілізацію.

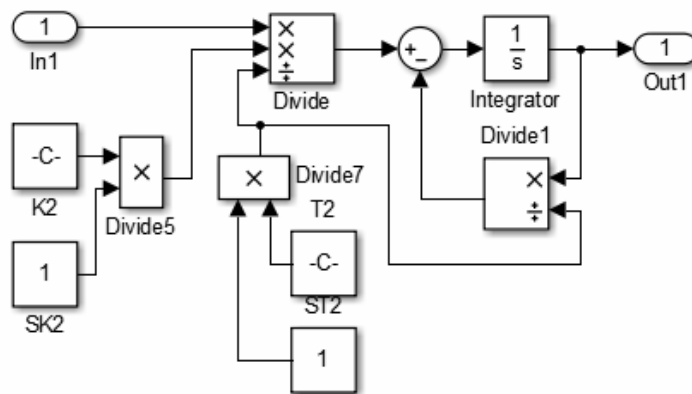


Рисунок 4.5 – Розгорнута модель першого блоку

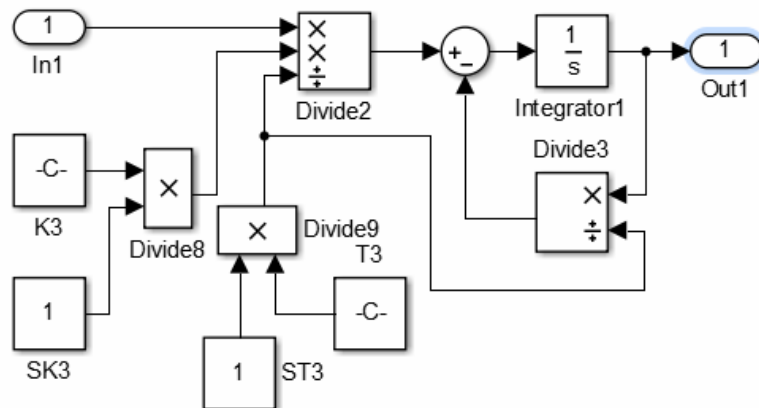


Рисунок 4.6 – Розгорнута модель другого блоку

На рис. 4.5 і рис. 4.6 введені такі позначення:

- K2, K3 – коефіцієнти передачі;
- T2, T4 – постійні часу відповідних ланок.

Для імітації дестабілізуючих впливів введені елементи SK2, SK3 ST2, ST4, які дозволяють змінювати значення вихідних параметрів моделі.

Аналогічно виконаємо перетворення елементів зворотного зв'язку (рис. 4.7) і каналу перевантаження (рис. 4.8) вихідної моделі.

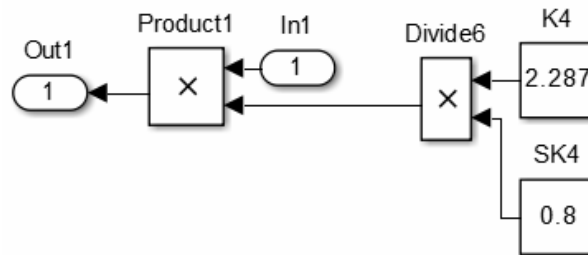


Рисунок 4.7 – Перетворений канал зворотного зв'язку

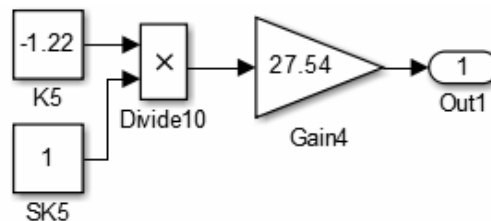


Рисунок 4.8 – Перетворений канал перевантаження

Як і попередніх випадках позначимо коефіцієнти передачі відповідних елементів – K4, K5, а імітації дестабілізуючих впливів введемо оператори SK4, SK5.

Таким чином, виконавши перетворення елементів вихідної ідеальної моделі до форми, що дозволяє вводити вплив, що дестабілізує, отримуємо остаточний варіант реалізації моделі в SIMULINK, який наведений на рис. 4.9.

Подальший етап запропонованої методики передбачає отримання різницевого сигналу від об'єкта раціонального управління та його еталонної моделі, з подальшою обробкою, для формування пропозицій щодо створення структури машинного пошуку порушення працездатності.

Різний сигнал може бути отриманий досить просто при відніманні значення досліджуваного параметра перетвореної моделі від відповідного йому значення еталонної моделі.

Рисунок 4.9 – Остаточний варіант реалізації вихідної моделі у SIMULINK

Для проведення проміжних спостережень та контролю ці сигнали позначимо як NevTeta, NevW і NevN – нев'язки відповідно по куту тангажу (ϑ), кутової швидкості (ω_ϑ) та перевантаження (N).

Модель на формування разностных сигналів наведено на рис. 4.10, а на рис. 4.11 представлений їхній вид для деяких значень факторів, що дестабілізують. З аналізу цих діаграм видно, що безпосереднє визначення місця несправності вкрай утруднено.

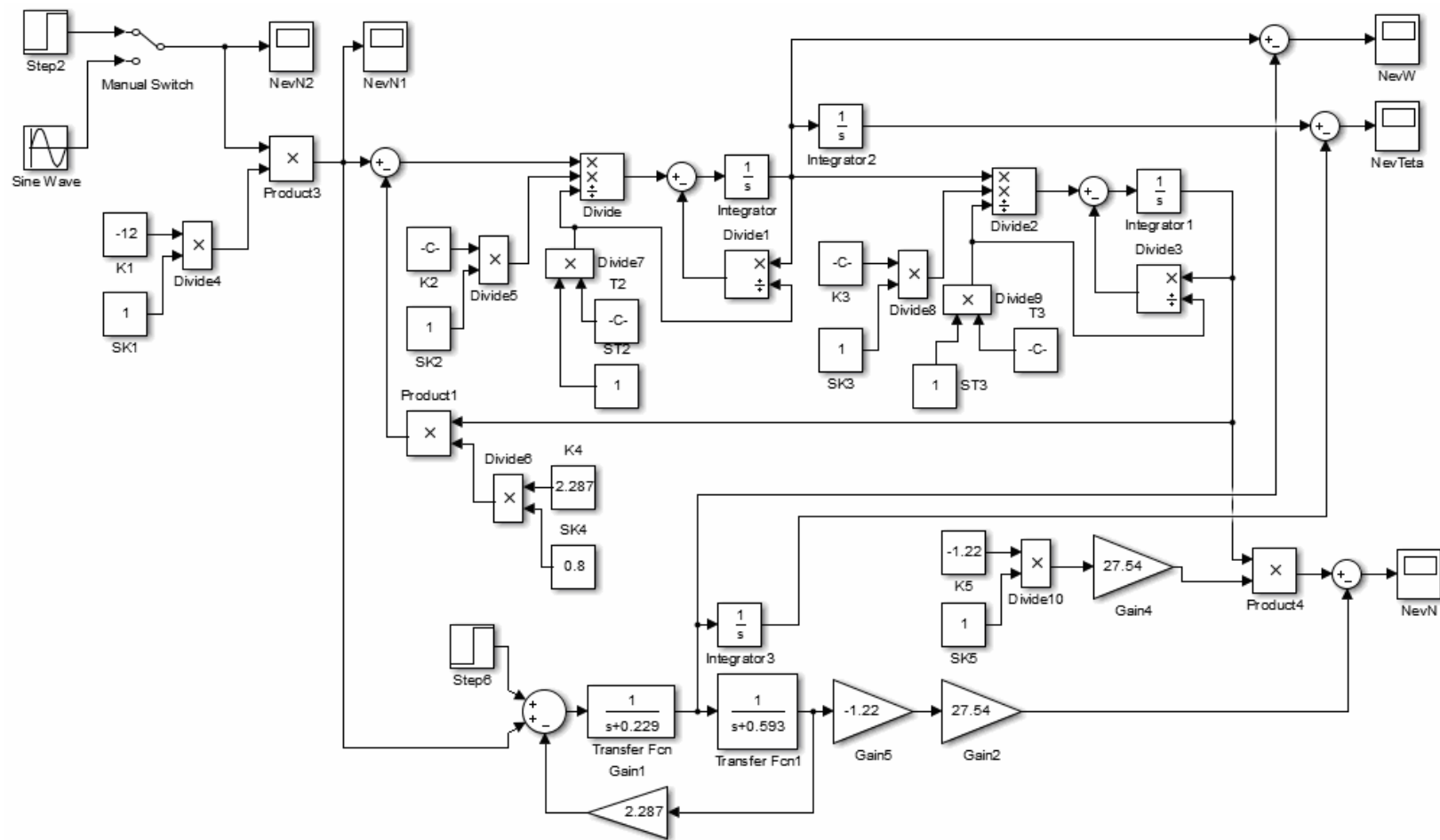


Рисунок 4.10 – Модель для формування різницевого сигналу

а)

б)

в)

г)

д)

е)

ж)

и)

к)

а, б, в – $\theta(t)$, $\omega(t)$, $n_y(t)$ при $SK2=0.8$; г, д, е – $\theta(t)$, $\omega(t)$, $n_y(t)$ при $SK2=1.1$; ж, и, к – $\theta(t)$, $\omega(t)$, $n_y(t)$ при $ST2=0.8$

Рисунок 4.11 – Формирование разностных сигналов для некоторых значений дестабилизирующих факторов

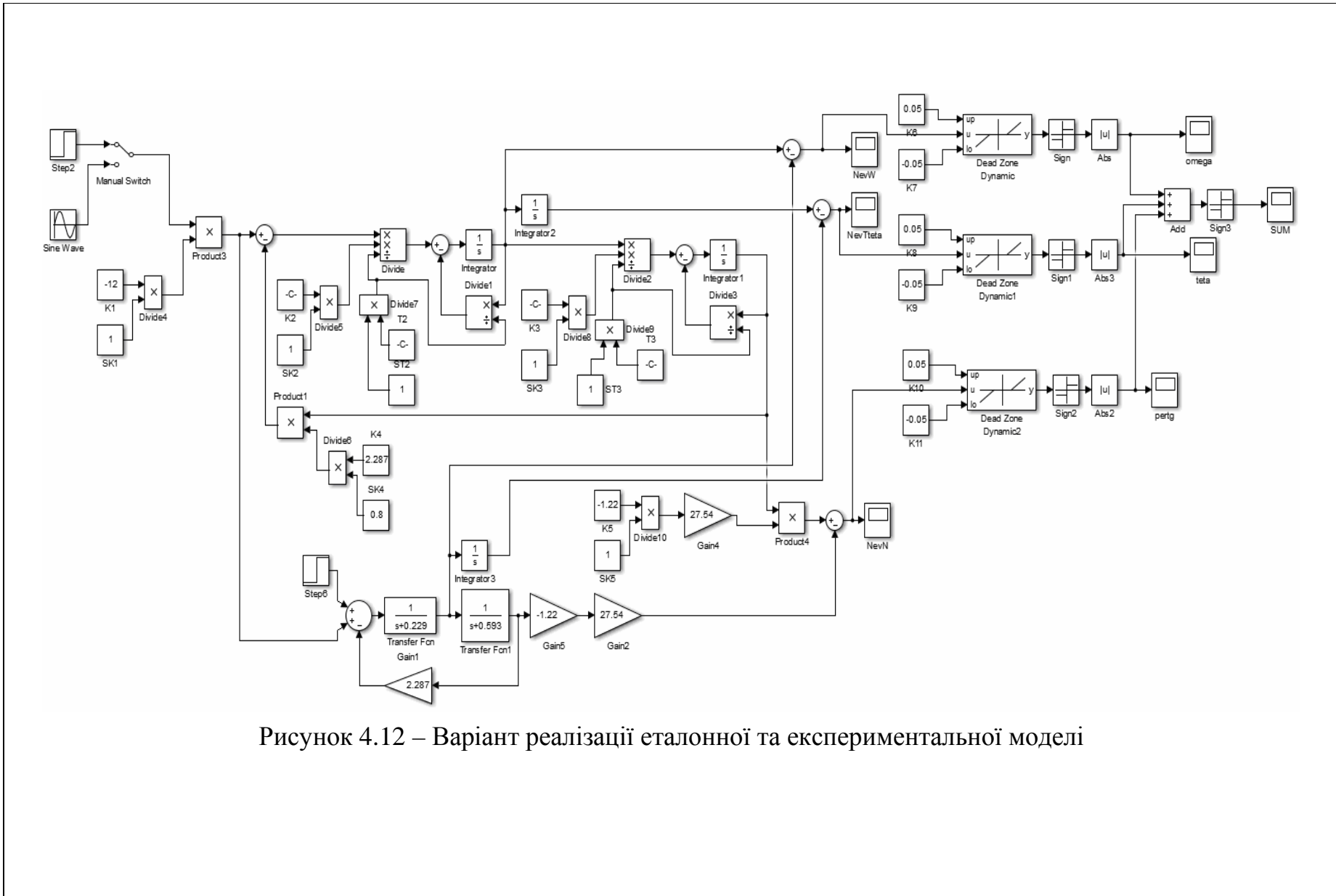


Рисунок 4.12 – Варіант реалізації еталонної та експериментальної моделі

Тому доцільно при формуванні результату ввести пороговий рівень, що виключає перешкоду та провести нормування сигналу до рівня «+1» і «-1» у відносних одиницях вимірювання.

Аналогічним чином обробимо різницеві сигнали каналами кута тангажу і перевантаження. Додатково сформуємо сумарну ознаку для діагностування, що враховує зазначені параметри.

Виконавши всі перетворення отримаємо остаточний варіант реалізації еталонної та експериментальної схеми моделі у SIMULINK, яка представлена на рис. 4.12.

5 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ПРАКТИЧНА ЧАСТИНА

5.1 Моделювання динаміки БПЛА з дестабілізацією

Як було зазначено вище, запропонований варіант реалізації еталонної та експериментальної моделі дозволяє вводити дестабілізуючі зміщення SKx коефіцієнтів передачі та STx – постійних часу для вибраних елементів x .

Крім того, є можливість формування діагностичних ознак для різних фізичних величин, а саме – кута тангажу ϑ (на схемі Simulink – *teta*), кутової швидкості по тангажу ω (у Simulink відповідно – *omega*), перевантаження n (на схемі – *pertg*) та сумарна ознака Σ (SUM). Вибраний набір ознак, по-перше, дозволить перевірити можливість діагностування обраної моделі об'єкта та, по-друге, визначити мінімальну їх кількість для виявлення місця та характеру несправності.

Задамося дестабілізуючими зсувами досліджуваних параметрів, наприклад, у бік зменшення – 0,8 та 0,9, а також у бік збільшення – 1,1 та 1,2 від їхнього номінального значення.

Графічне відображення обмеженого набору реакцій системи для різних значень факторів, що дестабілізують, наведено на рис. 5.1–5.3.

а)

б)

в)

г)

Рисунок 5.1 – Реакція системи для різних значень дестабілізуючих факторів при $SK2=0,8$

а)

б)

в)

г)

Рисунок 5.2 – Реакция системы для різних значень дестабілізуючих факторів при $SK_2=1,1$

а)

б)

в)

г)

Рисунок 5.3 – Реакция системы для різних значень дестабілізуючих факторів при $ST_2=0,8$

Для проведення подальшого аналізу виконаємо підрахунок кількості одиничних значень номованого різницевого сигналу повного набору зсувів для отримання кількісної оцінки ознаки, що діагностується

Аналіз наведених результатів показує недостатність використання однієї діагностичної ознаки. Так, наприклад, для зміщення $SK2$ рівного 0,8 і 0,9 ознака по куту тангажу приймає однакові значення рівні 125. Однак застосування будь-якої пари, а то і трьох комбінацій ознак, дозволяє однозначно визначити місце і характер несправності.

Для проведення досліджень бокового руху БПЛА та отримання діагностичних ознак скористаємося диференціальними рівняннями наступного виду:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta\dot{\omega}_x + a_{m_x}^{\omega_x} \cdot \Delta\omega_x + a_{m_x}^{\omega_y} \cdot \Delta\omega_y + a_{m_x}^{\beta} \cdot \Delta\beta = a_{m_x}^{\delta_e} \cdot \Delta\delta_e + m_{x\epsilon}; \\ \Delta\dot{\omega}_y + a_{m_y}^{\omega_x} \cdot \Delta\omega_x + a_{m_y}^{\omega_y} \cdot \Delta\omega_y + a_{m_y}^{\beta} \cdot \Delta\beta = a_{m_y}^{\delta_n} \cdot \Delta\delta_n + m_{y\epsilon}; \\ \Delta\dot{\beta} - \Delta\omega_y + a_z^{\beta} \cdot \Delta\beta + a_z^{\gamma} \cdot \Delta\gamma = 0; \\ \Delta\dot{\gamma} = \Delta\omega_x; \\ \Delta\dot{\psi} = \Delta\omega_y; \\ n_z = -\frac{V_0}{g} a_z^{\beta} \Delta\beta, \end{array} \right. \quad (5.1)$$

де $\Delta\omega_x$, $\Delta\omega_y$, $\Delta\gamma$, $\Delta\psi$, $\Delta\beta$, $\Delta\delta_e$, $\Delta\delta_n$ – малі відхилення поточних значень параметрів руху БПЛА від значень, що відповідають початковому обуреному режиму польоту;

$m_{x\epsilon}, m_{y\epsilon}$ – зовнішні моментні обурення, які приведені до еквівалентних відхилень елеронів і керма напрямку відповідно.

Для побудови моделі можна виділити два простіші варіанти. Перший відповідає ізольованому руху БПЛА по крену (координований розворот) і описується рівняннями:

$$\begin{cases} \Delta \dot{\omega}_x + a_{m_x}^{\omega_x} \cdot \Delta \omega_x = a_{m_x}^{\delta_e} \cdot \Delta \delta_e + m_{x\delta}; \\ -\Delta \omega_y + a_z^\gamma \cdot \Delta \gamma = 0; \\ \Delta \dot{\gamma} = \Delta \omega_x. \end{cases} \quad (5.2)$$

Переходячи в область зображень Лапласа, отримаємо структурну схему, яка наведена на рис. 5.4.

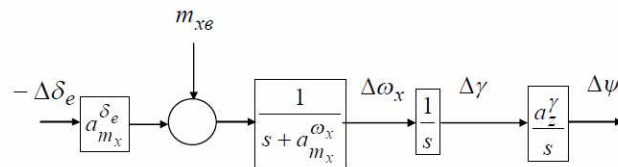


Рисунок 5.4 – Структурна схема ізольованого руху по крену

Як другий варіант досліджуваного бокового руху виступає математична модель ізольованого руху БПЛА по рисканню (плоский розворот). Лінійні рівняння моделі мають вигляд:

$$\begin{cases} \Delta \dot{\omega}_y + a_{m_y}^{\omega_y} \cdot \Delta \omega_y + a_{m_y}^\beta \cdot \Delta \beta = a_{m_y}^{\delta_H} \cdot \Delta \delta_H + m_{y\delta}; \\ \Delta \dot{\beta} - \Delta \omega_y + a_z^\beta \cdot \Delta \beta = 0; \\ \Delta \dot{\psi} = \Delta \omega_y; \\ n_z = -\frac{V_0}{g} a_z^\beta \Delta \beta. \end{cases} \quad (5.3)$$

Структурна схема ізольованого руху по рисканню наведена на рис. 5.5.

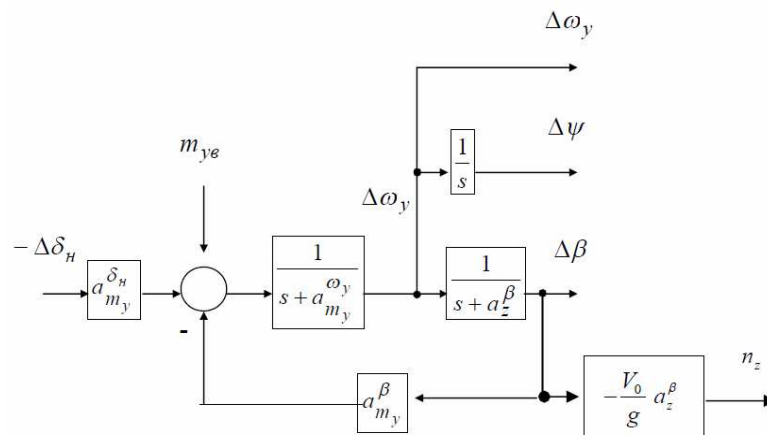


Рисунок 5.5 – Структурна схема ізольованого руху по рисканню

Зазначимо, що схема має багато спільного з варіантом поздовжнього руху. Виконавши всі перетворення, згідно з описаною методикою, можемо отримати остаточний варіант реалізації еталонної та експериментальної схеми моделі Simulink для формування кількісних оцінок діагностованих ознак бічного руху літального апарату.

5.2 Моделювання алгоритмів виявлення нештатної ситуації

Як відомо, у моделі спочатку закладена невизначеність, обумовлена її наближеною точністю відображення реальних властивостей об'єкта автоматичного управління [13]. Крім того, модель часто не враховує різні невизначеності, перешкоди та зовнішні нерегулярні впливи, що обурюють.

Виходячи зі сказаного, розумним на наш погляд, є отримання моделі реального об'єкта в ході його випробувань, яку можна використовувати як ідеальну.

У ході проведення льотних випробувань БПЛА було отримано перехідну характеристику при наборі висоти та початкової ділянки режиму «висіння». Для цього шукані значення висоти та часу фіксувалися польотним контролером та використовувалися в ході подальшої обробки. Графічне відображення перехідного процесу наведено на рис. 5.6.

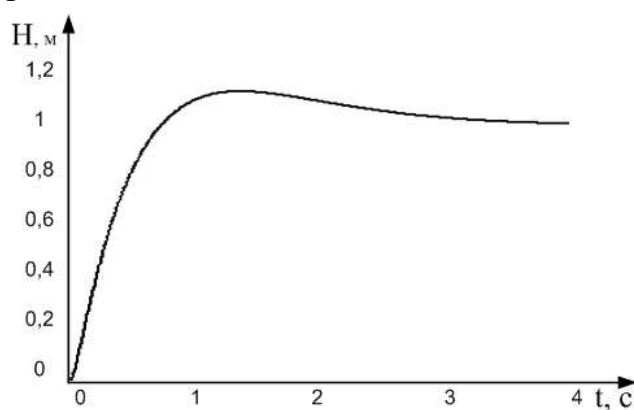


Рисунок 5.6 – Перехідний процес після попередньої обробки

На другому етапі було проведено визначення передавальної функції обраного літального апарату. Обмежившись ступенем наближення 93 %, отримали результат, представлений у форматі Simulink на рис. 5.7.

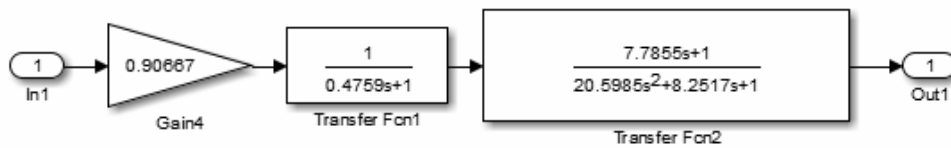
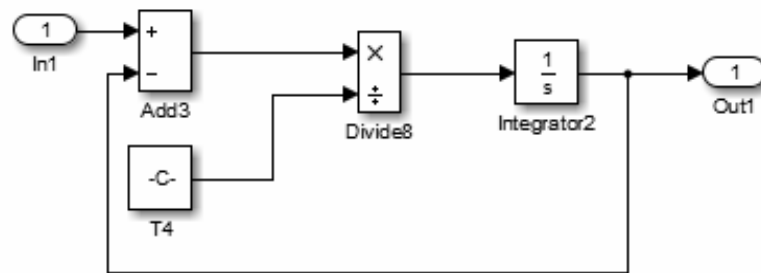


Рисунок 5.8 – Перетворена передавальна функція БПЛА

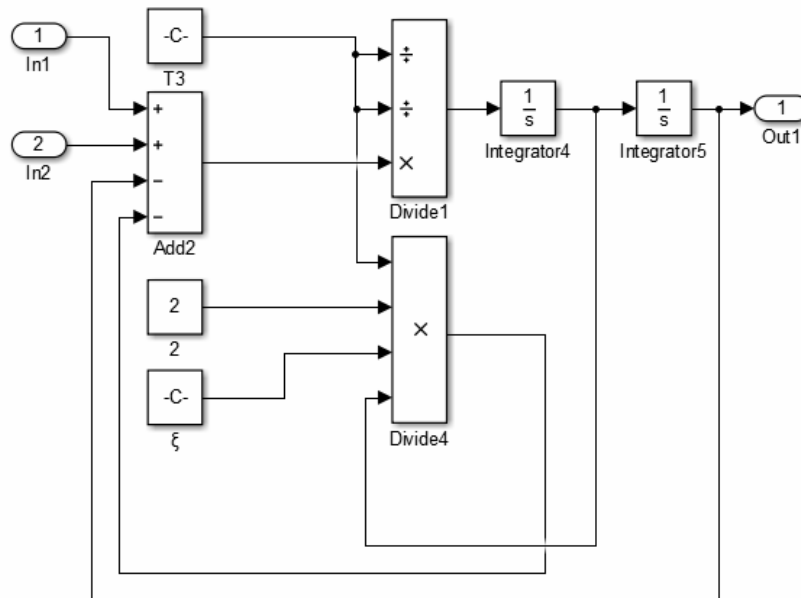
Для подальшого відображення використуваних коефіцієнтів на схемах СИМУЛІНК введемо позначення $T1=7.7855$, $T2=0.4759$, $T3=4.5386$ та $\xi=0.90906$.

Зазначимо, що значення коефіцієнтів знаменника другої (диференційно-коливальної) ланки отримані, як відповідні передавальні функції твору $20.598=T3^2$ та $8.2517=2T3\xi$.

На наступному кроці кожен з ланок перетворимо до виду, що дозволяє вводити фактори, що дестабілізують. Результат проміжного перетворення для першої ланки наведено на рис. 5.9, а та для другого – на рис. 5.9, б.



а)



б)

Рисунок 5.9 – Схеми моделювання передавальної функції БПЛА: а – інерційна ланка; б – коливальна ланка

Для введення дестабілізуючих факторів додамо ряд операторів у моделі Simulink. Зміщення параметрів $T1$, $T2$, $T3$ та ξ будемо проводити за допомогою змінних $ST1$, $ST2$, $ST3$ та $S\xi$. Остаточний варіант виконання розглянутих ланок наведено, відповідно, на рис. 5.10 та рис. 5.11.

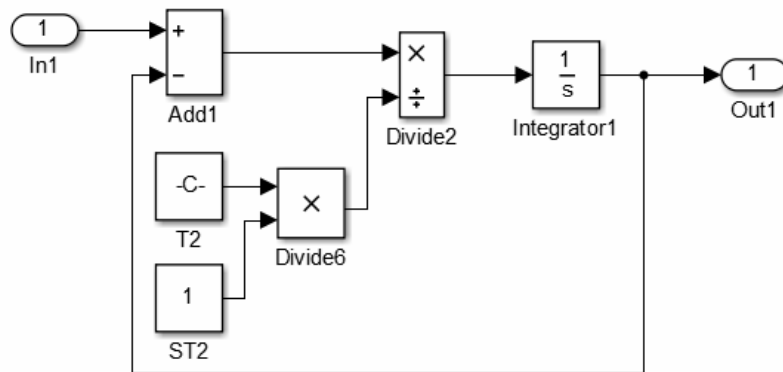


Рисунок 5.10 – Варіант виконання першого елемента моделі

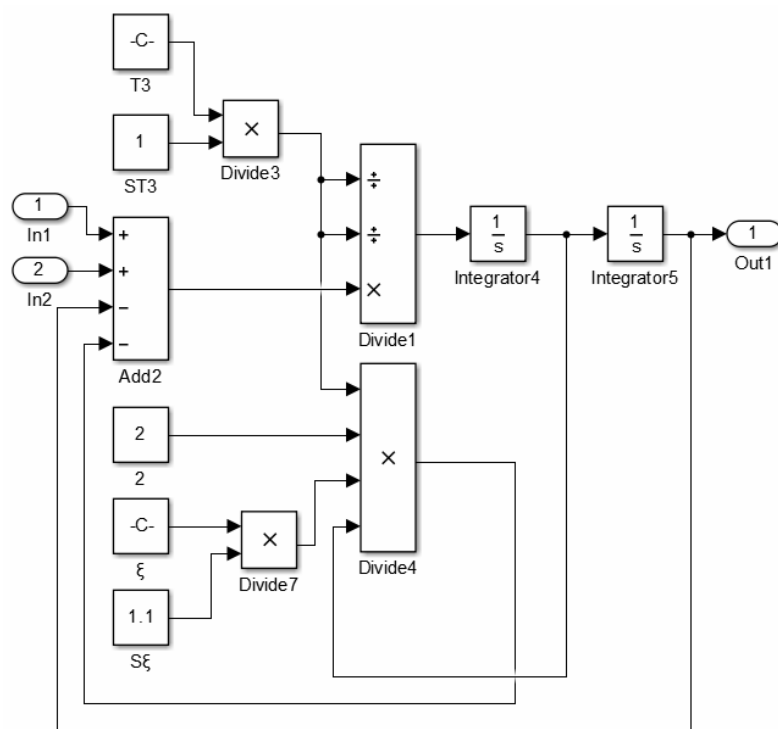


Рисунок 5.11 – Варіант виконання другого елемента моделі

Виконавши всі необхідні перетворення, складемо схему Simulink, що містить ідеальну модель об'єкта і модель, що дозволяє вносити дестабілізуючі фактори $ST1$, $ST2$, $ST3$ і $S\xi$. Така узагальнена схема наведена на рис. 5.12.

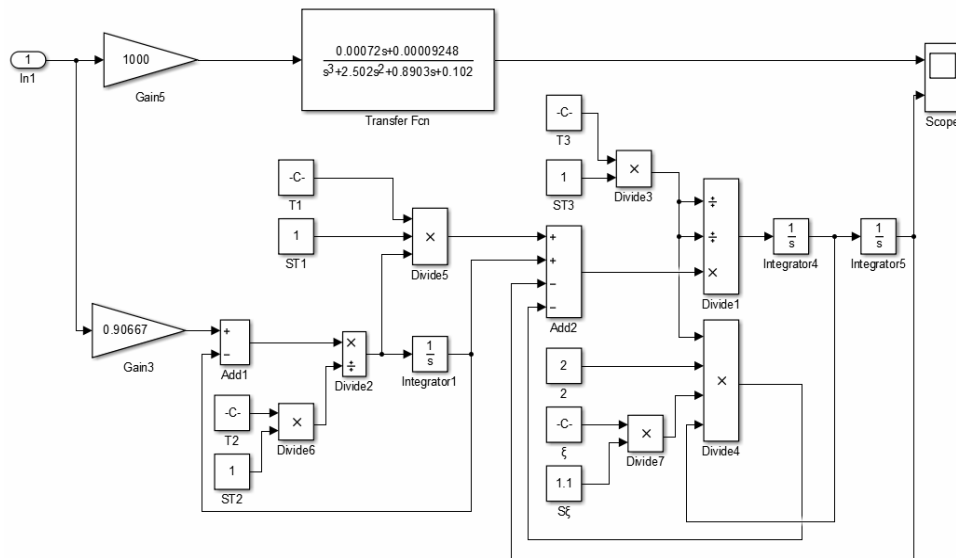


Рисунок 5.12 – Узагальнена схема ідеальної та досліджуваної моделі

Розглянута схема передбачає використання однієї діагностичної ознаки для дослідження дестабілізуючих впливів, а саме висоти підйому літального апарату. Не важко ввести додаткові ознаки, наприклад, швидкість зміни висоти – VH та їх суму, яку назвемо сумарною ознакою – SUM .

Відповідно до запропонованої методики введемо обробку різницевих сигналів по висоті, швидкості її зміни та сигналу, що відповідає їх сумі. З огляду на це, перетворимо схему в Simulink для реєстрації швидкості зміни висоти та сумарної ознаки при діагностуванні.

Виконавши всі перетворення отримаємо остаточний варіант реалізації еталонної та експериментальної схеми моделі БПЛА (рис. 5.13).

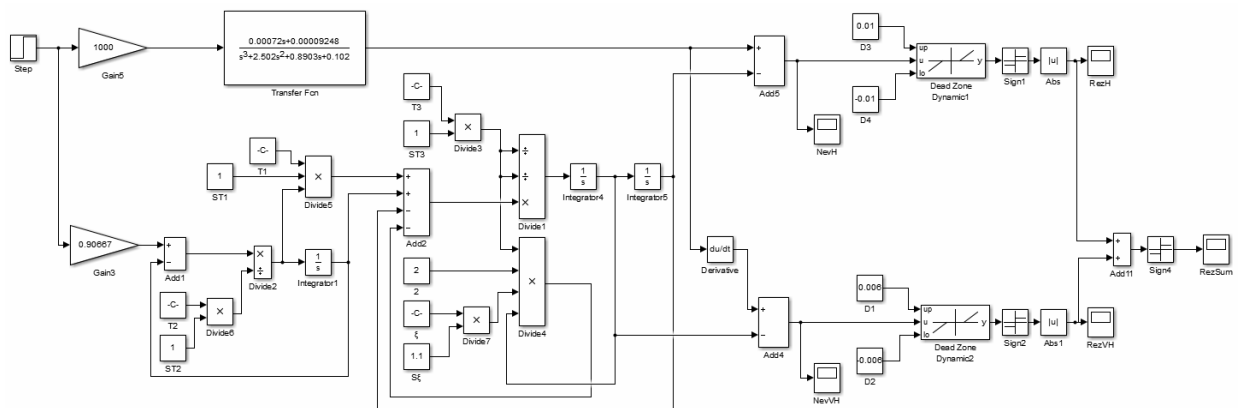


Рисунок 5.13 – Остаточний варіант моделі БПЛА щодо досліджень

Проведення досліджень передбачає виконання двох взаємозалежних етапів: це, по-перше, визначення реакцій об'єкта на вплив дестабілізуючих факторів у графічній формі подання та, по-друге, реєстрація реакцій як кількісна оцінка. Для

цього, задамося зсувами дестабілізуючих впливів $ST1$, $ST2$, $ST3$ і $S\xi$ досліджуваних параметрів, наприклад, у бік зменшення – 0,8 та 0,9, а також у бік збільшення – 1,1 та 1,2 від їхнього номінального значення. Графічне відображення обмеженого набору реакцій БПЛА для різних значень факторів, що дестабілізують, наведено на рис. 5.14–5.16.

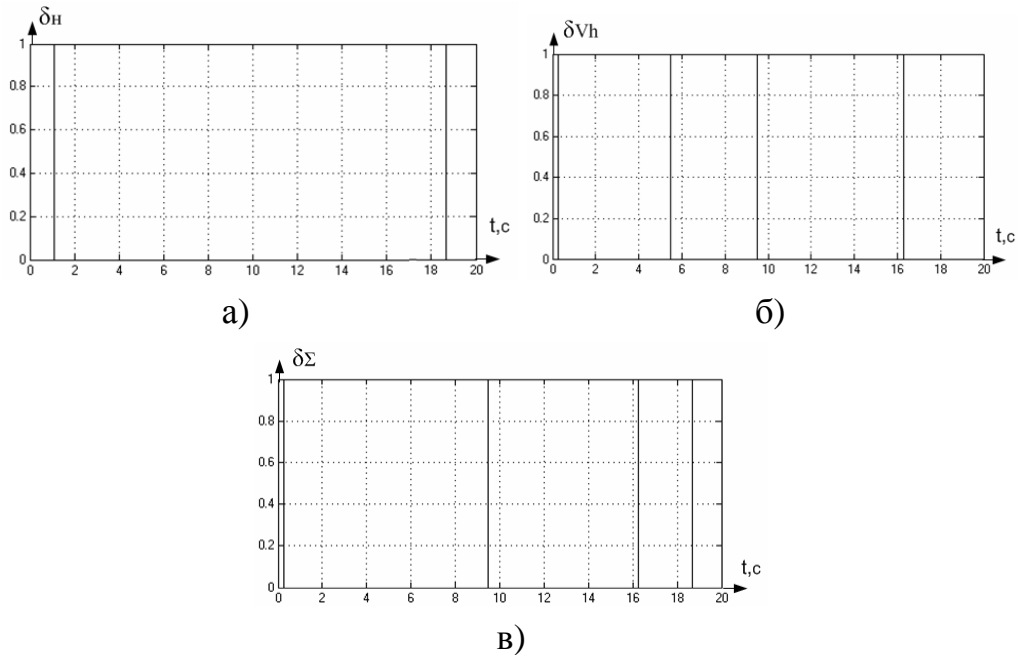


Рисунок 5.14 – Реакція моделі БПЛА для $ST1=0,8$: а – по висоті; б – за швидкістю; в – сумарна

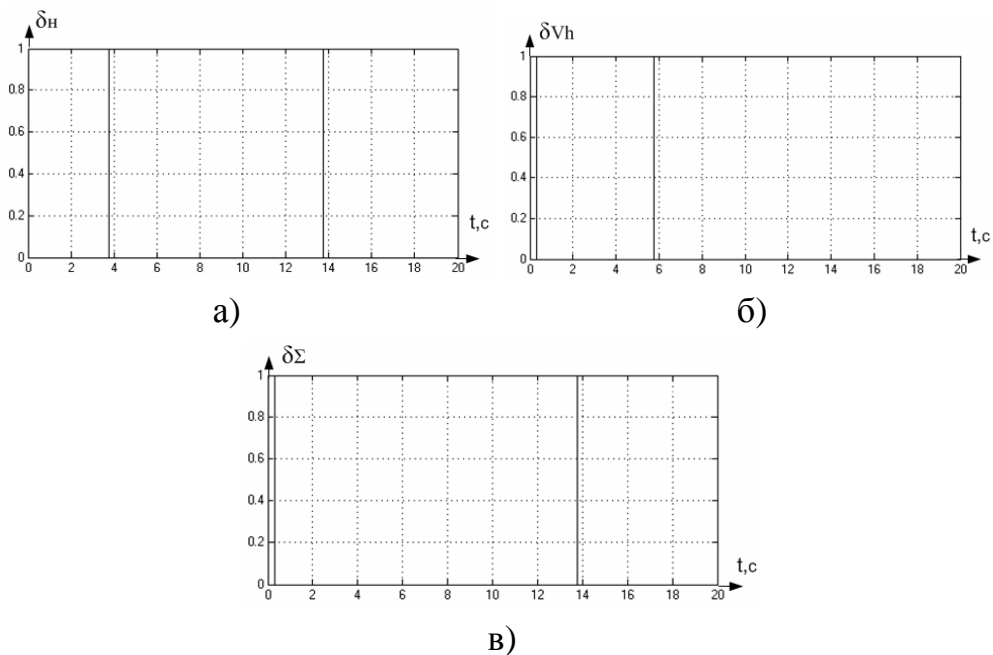


Рисунок 5.15 – Реакція моделі БПЛА для $ST2=1,1$: а – по висоті; б – за швидкістю; в – сумарна

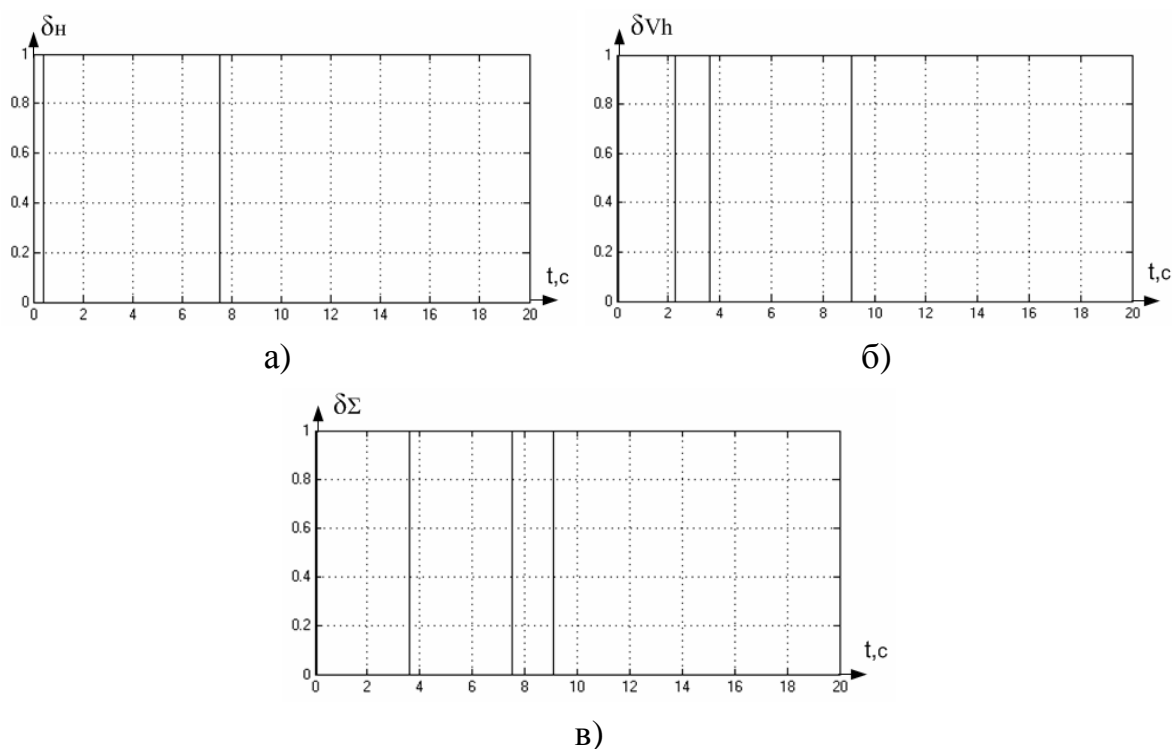


Рисунок 5.16 – Реакція моделі БПЛА для $ST3=0.9$: а – по висоті; б – за швидкістю; в – сумарна

Для проведення подальшого аналізу виконаємо підрахунок кількості одиничних значень номованого різницевого сигналу повного набору зсувів для отримання кількісної оцінки ознаки, що діагностується.

Аналіз наведених результатів показує недостатність використання однієї діагностичної ознаки. Так, наприклад, для зміщення $ST2 = 1,2$ і $S\xi = 1,1$ ознака по висоті δH приймає однакові значення рівні 41. Однак застосування будь-якої пари, а то й трьох комбінацій ознак дозволяє однозначно визначити місце і характер несправності. Крім того, наведено приклади спільного використання дестабілізуючих факторів, які показують можливість діагностування об'єкта не тільки для однієї несправності, але і їх комбінацій.

6 ЕКОНОМІЧНА ЧАСТИНА

6.1 Мета економічного розділу

Ударостійкі безпілотні літальні апарати у кардановому підвісі із захисною пружною оболонкою є новим класом БПЛА, що призначені для польотів в обмеженому просторі з можливістю ударних зіткнень з перешкодами. Подібні апарати можуть застосовуватися при обстеженні складних конструкцій, скануванні місцевості, моніторингу невеликих територій, при панорамній зйомці та виявленні противника і т.ін.

Основною перевагою ударостійких БПЛА порівняно з іншими класами апаратів є можливість забезпечення стійкого польоту при зіткненні з твердою поверхнею. Така можливість пояснюється особливостями конструкції БПЛА, серед яких можна виділити наявність чотирьох елементів, що можуть вільно обертатися відносно одна одної. Крім того, пружна захисна оболонка, що захищає літальний апарат від ушкоджень.

Такі особливості конструкції ударостійких БПЛА призводять до ускладнень, пов'язаних з розробкою та виготовленням. Тому метою завдань економічної частини є встановлення прийнятної ціни продажу подібних апаратів.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити наступні завдання:

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

6.2 Опис створюваного БПЛА

Розроблюваний продукт призначений для маневреного 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 у процеси керування безпілотним літальним апаратом.

Новим напрямком у сучасному авіамоделізмі є побудова мультикоптерів або дронів – безпілотних літальних апаратів (БПЛА) з парною кількістю роторів, що обертаються діагонально в протилежних напрямках. На сьогодні одним з напрямків є створення невеликого безпілотного ударостійкого апарата.

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

Для того, щоб ефективно керувати ударостійким БПЛА у 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 вимірювачі (гіроскоп, акселерометр, магнітометр, висотомір і т.ін.), що забезпечують зворотний зв'язок. Керуючий вплив надають за допомогою зміни швидкості обертання двигунів та відхилення кермів поздовжнього та бічного керування.

Важливість розробки полягає у розробці та дослідженні управлінських моделей БПЛА у кардановому підвісі.

6.3 Розрахунок собівартості БПЛА

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

Наведемо перелік робіт для розробників програмного продукту. Було встановлено тривалість робіт для кожного із співробітників, а також тривалість роботи над проектом в цілому [16].

6.3.1 Розрахунок собівартості БПЛА за участю виконавців роботи

У табл. 6.1 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 табл. 6.2 і становить 22 робочих дні на місяць.

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

Таблиця 6.1 – 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 табл. 6.2.

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

$$ОЗП = \sum_{i=1}^n N_i ЗП_{срi}, \quad (6.1)$$

де N_i – кількість днів, відпрацьованих i -м виконавцем;

$ЗП_{срi}$ – денний оклад i -го виконавця;

n – кількість виконавців.

Таблиця 6.2 – Розрахунок трудомісткості робіт

| Вид робіт | Тривалість, дні | Трудомісткість, роб. дні | Трудомісткість керівника, роб. дні | Виконавець | |
|-------------------|-----------------|--------------------------|------------------------------------|---------------------------------------|-------------------------------------|
| | | | | Трудомісткість конструктора, роб. дні | Трудомісткість монтажника, роб. дні |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 |
| Попередня робота | | | | | |
| Постановка задачі | 3 | 3 | + | - | - |

Продовження таблиці 6.2

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 |
|-------------------------------|----|----|----|----|----|
| Попередня робота | | | | | |
| Постановка задачі | 3 | 3 | + | - | - |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 |
| Розробка системи керування | 2 | 4 | + | + | - |
| Технічне завдання (ТЗ) | | | | | |
| Розробка ТЗ | 3 | 6 | + | + | - |
| Узгодження та затвердження ТЗ | 1 | 2 | + | + | - |
| Розробка продукту | | | | | |
| Розробка БПЛА | 6 | 6 | - | + | - |
| Розробка програми | 17 | 17 | - | + | - |
| Налаштування | 2 | 2 | - | + | + |
| Тестування | 2 | 2 | - | + | + |
| Впровадження | | | | | |
| Випробування | 2 | 4 | + | + | + |
| Здача в експлуатацію | 1 | 2 | + | + | + |
| Всього | 39 | 48 | 12 | 36 | 10 |

Додаткова заробітна плата (ДЗП) розраховується за формулою:

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

Таким чином, основна заробітна плата за місяць згідно з формулою (6.1) складає: $ОЗП = 12 \cdot 581 + 36 \cdot 445 + 10 \cdot 236 = 25352$ грн.

Додаткова заробітна плата відповідно з формулою (6.2) складає: $ДЗП = 0,2 \cdot 25352 = 5070,4$ грн.

Далі необхідно розрахувати вартість покупних виробів, необхідних для

виготовлення системи, перерахованих в табл. 6.3. Ціни вказані у гривнях.

Таблиця 6.3 – Перелік покупних виробів

| № з/п | Найменування покупних виробів | Тип | Кількість виробів на один прилад | Ціна за одиницю виробу, грн | Сума, грн |
|-------|-------------------------------|-----------------------------|----------------------------------|-----------------------------|-----------|
| 1 | Мікроконтролер | АРМ 2.6 в корпусі | 1 | 1230 | 1230 |
| 2 | МЭМС датчик | MPU6050 | 1 | 53 | 53 |
| 3 | Приймач | Turnigy 9X 2.4GHz 8Ch | 1 | 3500 | 3500 |
| 4 | USBкабель | Mini USB 0.3м | 1 | 30 | 30 |
| 5 | Регулятор ходу | 30A Markus Hobby, MAR-H30 | 2 | 340 | 680 |
| 6 | Гвинти | 127mm TL300H1 | 2 | 0,1 | 0,2 |
| 7 | Двигуни | EMAX BL2215/20 1200KV | 2 | 230 | 460 |
| 8 | Дроти | JUMPERS-FM-100MM | 1 упаковка | 26 | 26 |
| 9 | Акумулятор | ZOP Power 11.1V 5000мАч 30C | 2 | 1010 | 2020 |
| 10 | Стабілізатор напруги | HXT UBEC 5/6v (HOXT-BEC) | 1 | 34 | 34 |
| 11 | Перемикач | SS-12F15-EG6 | 1 | 8 | 8 |
| Разом | | | | | 8041,2 |

Визначимо ціну основних засобів згідно з табл. 6.4.

Таблиця 6.4 – Ціна основних засобів

| № з/п | Основні засоби | Ціна за одиницю, грн. | Кількість, шт. | Ціна, грн. |
|-------|-------------------|-----------------------|----------------|------------|
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
| 1 | Комп'ютерний стіл | 1200 | 2 | 2400 |
| 2 | Стілець | 400 | 2 | 800 |

Продовження таблиці 6.4

| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
|---|----------------------------|--------|---|-------|
| 3 | Комп'ютер | 10 000 | 1 | 10000 |
| 4 | Принтер | 1000 | 1 | 1000 |
| 5 | Лампа настільна | 250 | 2 | 500 |
| 6 | Паяльна установка | 626 | 1 | 626 |
| 7 | Робочій стіл з лещатами | 1450 | 1 | 1450 |
| 8 | Всього | | | 16776 |

Таким чином, з табл. 6.4 можна побачити, що вартість обладнання становить 16776 грн.

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

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

де OC – вартість обладнання;

$Др$ – кількість робочих днів у році;

$Дроз$ – кількість днів для розробки мобільного робота.

Підставивши у (6.3) відповідні значення, отримуємо

$$A_m = \frac{0,25 \cdot 16776 \cdot 39}{12 \cdot 22} = 659,56 \text{ грн.}$$

Розрахунок собівартості і договірної ціни наведено в табл. 6.5.

Таблиця 6.5 – Розрахунок собівартості виробу за статтями

| № | Статті | Сума, грн. | Примітки |
|---|---------------------------------|------------|-----------------|
| 1 | 2 | 3 | 4 |
| 1 | Основна заробітна плата (ОЗП) | 25352 | |
| 2 | Додаткова заробітна плата (ДЗП) | 5070,4 | 15% від ОЗП |
| 3 | Єдиний соціальний податок | 6692.92 | 22% · (ОЗП+ДЗП) |

Продовження таблиці 6.5

| 1 | 2 | 3 | 4 |
|----|----------------------------|----------|----------------------|
| 4 | Матеріали й куплені вироби | 8041,2 | Із табл. 6.3 |
| 5 | Амортизація | 998,88 | 25% от Сп/ Нднів· Пр |
| 6 | Позавиробничі витрати | 10140,8 | 40% від ОЗП |
| 7 | Собівартість (С) | 56296,2 | п.1+п.2+п.3...п.6 |
| 8 | Прибуток (П) | 5629,62 | 10% від С |
| 9 | Ціна без ПДВ | 61925,82 | П + С |
| 10 | НДС | 12385,16 | 20% від ціни без ПДВ |
| 11 | Ціна з ПДВ | 74310,98 | п.9 + п.10 |

Отримана собівартість складає 56296,2 грн. при обліку роботи розробника. Розробка займає 39 днів. Вважаючи, що розподіл обов'язків в розробці між конструктором та монтажником може значно скоротити час розробки програмного продукту, тому є сенс розрахувати другий варіант собівартості додатку за участю декількох розробників.

6.4 Розрахунок точки беззбитковості

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

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

Точку беззбитковості можна розрахувати за формулою:

$$N_6 = \frac{K}{C - C'}, \quad (6.4)$$

де K – умовно-постійні витрати, приймаємо рівними ціні теми;

C, C – ціна і собівартості одиниці виробу.

Ціна теми визначається за формулою:

$$C_{теми} = C_{теми} + P_{теми}, \quad (6.5)$$

де $C_{теми}$ – загальний кошторис витрат (собівартості) теми, грн;

$P_{теми}$ – плановий прибуток, що забезпечує рентабельну роботу безпосередніх виконавців теми, грн.

Розрахуємо ціну теми:

$$C_{теми} = 56296,2 + 5629,62 = 61925,82 \text{ грн.}$$

Розрахована ціна є переддоговірною ціною розробника – це мінімально допустима ціна, що враховує кошторис витрат на розробку теми і прибуток, розрахований за установчим коефіцієнтом рентабельності.

При остаточному призначенні ціни теми необхідно врахувати надбавки, пов'язані зі збутом виробу. Податок на додану вартість приймається 20% від вартості об'єкта. Точка беззбитковості дорівнює:

$$N_0 = 61925,82 / (74310,98 - 56296,2) = 3.44 \approx 4 \text{ шт.}$$

Таким чином, показник $TБ = 4$. Це означає, що реалізація четвертого приладу забезпечить беззбитковість проекту.

Графічне представлення $TБ$ показано на рис. 6.1. Графік беззбитковості показує, що при обсязі продажів 4 шт. Дохід від реалізації продукції перевищує загальні витрати, таким чином, в зоні між ними ми отримуємо прибуток.

Були проаналізовані існуючі аналоги, що пропонує ринок аналізу даних.

Конкурентоспроможність розроблюваного зразка підтверджується порівняльними даними інших фірм розробників, та підтверджується собівартістю системи, з урахуванням всіх пунктів розрахунку економічної частини.

У даному розділі був проведений розрахунок двох варіантів собівартості програмного продукту. Виходячи з проведеного аналізу, встановлена собівартість БПЛА складає 57406,08 грн. Розрахунки показали, що для розробки системи

краще залучити програміста та монтажника, який виконає основні роботи складання, паяння, збоу готового продукту. Такий підхід дозволить зменшити собівартість розроблюваного безпілотного апарату більш ніж на 26% та зменшити час розробки з 39 днів до 22.

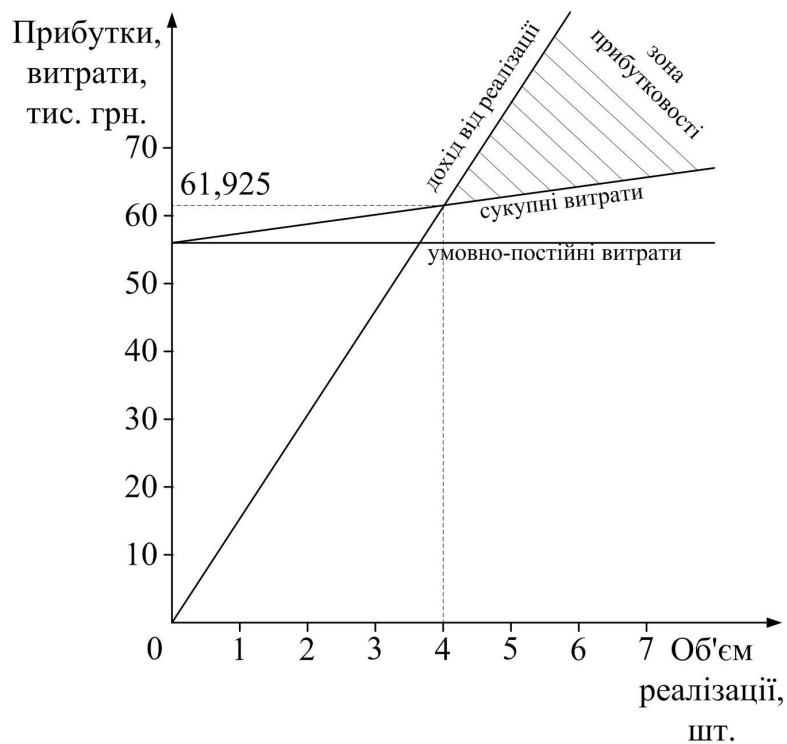


Рисунок 6.1 – Графік беззбитковості

Розрахунок зроблений з урахуванням усіх необхідних трудовитрат, ПДВ, відрахувань до пенсійного фонду, фонду зайнятості і відрахувань на соціальне страхування, накладних витрат. Розроблений продукт має хороші показники якості, високу надійність та довговічність. Даний продукт є вигідним, з точки зору всіх розрахунків, що показує точка беззбитковості. Виходячи з отриманих даних, після чотирьох впроваджень безпілотного літального апарату, розроблювана система вийде на рівень прибутку.

ВИСНОВКИ

У ході виконання завдань випускної роботи магістра отримано такі результати. Проведено аналіз етапів становлення та розвитку БПЛА. Показано, що сучасний етап характеризується розширенням функціональних здібностей апаратів орієнтуватися у незнайомих умовах та знаходити раціональні рішення польотних завдань за допомогою методів та засобів штучного інтелекту.

Розглянуто використання класичних принципів автоматичного керування за задавальним діянням, за збурним діянням і за відхиленням для забезпечення працездатності БПЛА. Показано обмежені можливості класичних принципів керування щодо парирования дестабілізуючих діянь.

Виконано опис устрою та принципу функціонування ударостійкого БПЛА у пружній захисній оболонці, розроблено фізичну модель БПЛА у вигляді кінематичних схем руху. Побудовано, з використанням лагранжевого підходу, нелінійну математичну модель поздовжнього руху БПЛА з урахуванням ударних збурних діянь. Отримано, шляхом розвинення нелінійних рівнянь у ряд Тейлора, лінеаризовані диференціальні рівняння математичної моделі руху БПЛА.

Розроблено функціональну та структурну схему замкненої системи кутової стабілізації БПЛА. Виконано дослідження функціональних властивостей нескоригованої САС, показано, що наявна система є нестійкою.

Виконано синтез коригуючого елемента системи методом логарифмічних частотних характеристик, отримано передавальну функцію КЕ. Досліджено якість перехідних процесів. Показано, що значення основних показників якості скоригованої системи відповідають вимогам технічного завдання.

Визначено, з використання теорема Котельникова-Шеннона максимальне значення періоду квантування та отримано дискретну передавальну функцію КЕ. Виконано дослідження якості перехідних процесів цифрової САС, показано, що показники якості цифрової системи відповідають вимогам технічного завдання.

У конструкторській частині розглянуто підготовку алгоритмів керування до реалізації на контролері ArdupilotMega2.6. В експериментально-практичній частині проведено моделювання процесів діагностування функціонального стану ОАС у поступальному русі. В економічній частині була розрахована вартість створення БПЛА з урахуванням всіх витрат і відрахувань. Об'єкт, розроблений у цьому проекті, є конкурентно здатним.

ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ

1. Кулик, А. С. Становление и развитие рационального управления объектами в нештатных ситуациях [Текст] / А. С. Кулик // Радиоелектронні і комп'ютерні системи. – 2007. – № 5 (24). – С. 8–15.

2. Kulik, A. Formation of Rational Object of Control in Abnormal Mode [Text] / A. Kulik // Proc. 15th East-West Fozzy Colloquium, September 17–19, Zittau, German. – 2014. – P. 186–191.

3. Экспериментальная отработка систем управления объектов ракетно-космической техники [Текст] : учеб. пособие / А. Н. Батырев, Б. Н. Батырев, Г. К. Бондарец и др.; под общ. ред. Ю. М. Златкина, В. С. Кривцова, А. С. Кулика, В. И. Чумаченко. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», НПП «Хартрон-Аркос», 2008. – 501 с.

4. Кулік, А. С. Методи моделювання об'єктів автоматичного керування [Текст] : навч. посіб. / А. С.Кулік, С. М. Пасічник. – Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харк. авиац. ін-т», 2018. – 168 с.

5. Лойцянский, Л. Г. Курс теоретической механики: В 2-х томах [Текст]. Т. 2. Динамика. – 6-е изд. перераб. и доп. / Л. Г. Лойцянский, А. И. Лурье. – М. : Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1983. – 640 с.

6. Тарг, С. М. Краткий курс теоретической механики [Текст]: Учебник для вузов. – 10-е изд., перераб. и доп. / С. М. Тарг. – М. : Высшая школа, 1986. – 416 с.

7. Добронравов, В. В. Курс теоретической механики [Текст]: Учебник для вузов. – 3-е изд. перераб. / В. В. Добронравов, Н. Н. Никитин, А. Л. Дворников. – М. : Высшая школа, 1974. – 528 с.

8. Бать, М. И. Теоретическая механика в примерах и задачах [Текст]: Учебное пособие для вузов. В 3-х томах. Т. 2 Динамика. – 8-е изд. перераб. / М. И. Бать, Г. Ю. Джанелидзе, А. С. Кельзон. – М. : Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1991. – 640 с.

9. ГОСТ 20058-80 Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения [Текст] – М. : Изд-во стандартов, 1980. – 54 с.

1. 10. Кулік, А. С. Методи синтезу систем автоматичної стабілізації та позиціонування [Текст] : навч. посіб. / А. С.Кулік, С. М. Пасічник, Н. М. Харіна, А. Є. Басова. – Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харк. авиац.

ін-т», 2019. – 192 с.

11. Кулик, А. С. Введение в теорию цифровых систем автоматического управления [Текст]: учеб. пособие / А. С. Кулик, И. Ю. Дыбская. – Харьков : Нац. аэрокосм. ун-т «Харьков. авиац. ін-т», 2007. – 165 с.

2. 12. Archived:APM 2.5 and 2.6 Overview [Електронний ресурс] / Режим доступу: <https://ardupilot.org/copter/docs/common-arduino25-and-26-overview.html>. – 09.12.2022 р.

13. Кулик, А. С. Рациональное управление работоспособностью автономных летательных аппаратов [Текст] / А. С. Кулик // Проблемы управления и информатики. – 2017. – № 3. – С. 25–39, № 4. – С. 87–104.

14. Боднер, В. А. Системы управления летательными аппаратами / В. А. Боднер. – М. : Машиностроение, 1973. – 506 с.

15. Дорф, Р. Современные системы управления [Текст] / Р. Дорф, Б. Бишоп. – М. : Лаборатория базовых знаний, 2002. – 832 с.

16. Варталян, В. М. Методи ціноутворення: теорія і практикум: навч. посіб. [Текст] / В. М. Варталян, М. А. Голованова, С. М. Мельніков. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харк. авиац. ін-т», 2010. – 224 с.

ДОДАТОК А

Таблиця А 1.1 – Патентний пошук

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

Продовження таблиці А 1.1

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

| | |
|--------------------------------|--|
| | ланка, перетворювач код-аналог, рульовий привод органів управління, перший, другий, третій і четвертий блоки інтегрування, перший, другий і третій інвертори, перший і другий блоки виділення знака сигналу, блок визначення функції зрушення і суматор, відповідно до винаходу введені додатково перший, другий, третій електронні ключі, джерело еталонного сигналу, другий перетворювач аналог-код, мультиплексор і мікропроцесор. |
| Результат | Введення до складу пристрою додатково першого, другого, третього електронного ключів, джерела еталонного сигналу, другого перетворювача аналог-код, мультиплексори і мікропроцесора дозволяє забезпечити відмовостійкість системи управління безпілотним літальним апаратом під час польоту і виконання ним маневрів і наявності відмов перетворювача аналог-код. |
| Недоліки | Недоліком цього пристрою є те, що не забезпечується парировання можливих відмов перетворювача аналог-код під час польоту і виконання літаком маневрів. |
| Патент № 4 | |
| № патенту | 2002106771/09 |
| Дата | 15.03.2002 |
| Автори | Нікольцев В.А., Коржавин Г.А., Симановский І.В., Подоплєкін Ю.Ф., Войнов Е.А., Горбачов Е.А., Яковлев В.М., Іванов В.П., Єфремов Г.А., Леонов А.Г. |
| Організація | Федеральне державне унітарне підприємство "Центральний науково-дослідний інститут" Граніт " |
| Країна | Росія |
| Назва | Бортова апаратура систем управління безпілотним літальним апаратом |
| Мета винаходу | Високоточне наведення БПЛА на меті |
| Метод і спосіб досягнення мети | Пристрій містить систему управління рухом (СУД) і систему виявлення і самонавігації (СОСН), при цьому СУД містить датчик кутових швидкостей, інерційних блок, ЦВМ, радіовисотомір, пристрій перетворення інформації, підсилювально-перетворювальне пристрій рульових приводів, кермові агрегати, магістраль інформаційного обміну, а СОСН містить ЦВМ, систему електроживлення, пристрій обробки сигналів і управління, приймальний пристрій, антенний пристрій, передавальний пристрій, магістраль інформаційного обміну. |
| Результат | Технічним результатом є створення комплексу бортових систем управління безпілотним літальним апаратом, що володіє широкими можливостями адаптації до умов польоту і складається помеховою обстановці для забезпечення високоточної наведення на ціль. |
| Недоліки | Пристрій має слабку відмовостійкість |
| Патент № 5 | |

| | |
|--------------------------------|---|
| № патенту | 2015141137/11 |
| Дата | 29.09.2015 |
| Автори | Камальдінова Рауза Абдулхаковна, Петров Андрій Борисович, Пучков Олександр Михайлович, Тацюк Дмитро Григорович, Жданович Надія Павлівна, Тарасов Володимир Ілліч, Шеломанов Дмитро Олексійович |
| Організація | Федеральне державне унітарне підприємство МОКБ Марс. |
| Країна | Росія |
| Назва | Спосіб формування нелінійного адаптивного цифроаналогового сигналу стабілізації кутового положення безпілотного літального апарату і система стабілізації для його здійснення |
| Мета винаходу | Поліпшення способу і системи стабілізації кутового положення безпілотного літального апарату |
| Метод і спосіб досягнення мети | Для формування нелінійного адаптивного цифроаналогового сигналу стабілізації кутового положення задають і вимірюють цифровий сигнал кутового положення, вимірюють аналоговий сигнал кутової швидкості, формують цифровий сигнал неузгодженості і перетворюють його в аналоговий, вимірюють сигнал швидкісного напору, формують обмеження сигналу запізнювання в адаптивній функції і заданого сигналу кутового положення в адаптивній функції в залежності від сигналу швидкісного напору, формують сигнал неузгодженості, як різниця між сформованими обмеженими сигналами, формують вихідний сигнал певним чином. Система стабілізації містить цифровий датчик кута, датчик кутової швидкості, цифровий задатчик кута, цифровий блок порівняння, цифроаналоговий перетворювач, підсумовує підсилювач, виконавчий пристрій, елемент запізнювання зворотного зв'язку, датчик швидкісного напору, два адаптивних обмежувача, з'єднаних певним чином. |
| Результат | Забезпечується підвищення точності системи стабілізації, зменшення коливальності координат процесу управління. |
| Недоліки | Складність виготовлення системи. |
| Патент № 6 | |
| № патенту | 58777942 |
| Дата | 30.11.2015 |
| Автори | Chih-Ming, Yang; Kuang-Shine Fu; Ho-Chung, Lu; Ying-Cherng, Chiou; Chih-Ming |
| Організація | Центр досліджень і розробок Metal Industries |
| Країна | США |
| Назва | Літаки з декількома роторами і метод управління |
| Мета винаходу | Спосіб керування літальним апаратом, зокрема, літак з декількома роторами на основі характеристики і способу управління |

| | |
|--------------------------------|---|
| Метод і спосіб досягнення мети | У літальному апараті з декількома роторами інерційний навігаційний елемент застосовується для вимірювання положення польотного літака з кількома роторами, а функція помилки, приймається для отримання функцій оцінки орієнтації і функцій регулювання посилення, щоб регулювати приріст управління і ставлення польоту. |
| Результат | Значення помилки між поточною позицією і цільової позицією досягає швидкого ефекту збіжності, що забезпечує надійну адаптивну систему управління. |
| Недоліки | Відсутня система навігації. |

ДОДАТОК Б

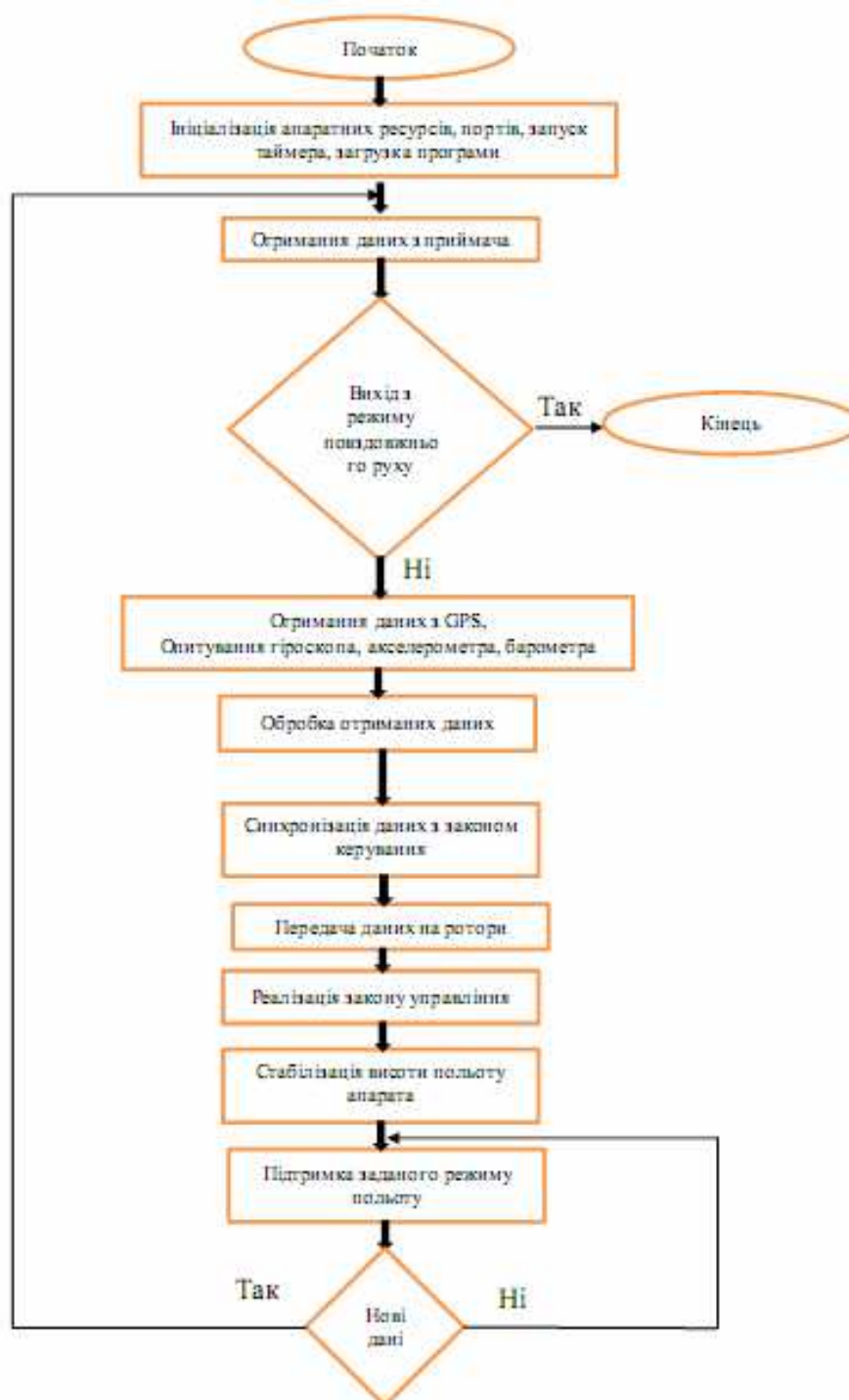


Рисунок Б 3.1 – Алгоритм роботи контролера