

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 та дослідження автоматичної системи розвороту літака при його зльоті та виході на курс”

ХАІ.301.362.24О.151.00153011. ПЗ

Виконав: студент 2 курсу, групи 362
Галузь знань 15 “Автоматизація та
приладобудування”

Спеціальність

151”Автоматизація та комп’ютерно-
інтегровані технології”

Освітня програма

“Інженерія мобільних додатків”

Челомбійко Микита Володимирович

(прізвище та ініціали)

Керівник доц. Мирошніченко Г. А.

(прізвище та ініціали)

Рецензент проф. Штомпель М. А.

(прізвище та ініціали)

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

Факультет систем управління літальних апаратів

Кафедра систем управління літальних апаратів (301)

Рівень вищої освіти магістр

Галузь знань 15 Автоматизація та приладобудування

Спеціальність 151 Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології

Освітня програма Інженерія мобільних додатків

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри 301

Костянтин Дергачов

“ ” _____ 2024 р.

ЗАВДАННЯ
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

Челомбійко Микита Володимирович

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема кваліфікаційної роботи: “ Розробка та дослідження автоматичної системи розвороту літака при його зльоті та виході на курс ”

керівник кваліфікаційної роботи к.т.н., доц. Мирошніченко Г. А.,

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

затверджені наказом Університету № 1968-уч від 06.11.2023 року

2. Термін подання здобувачем кваліфікаційної роботи 12.01.2024 року

3. Вихідні дані до роботи система стабілізації повинна відповідати наступним вимогам: час перехідного процесу $t_{\text{сп}}$ не більше 8 с., перерегулювання $\sigma = 0,14$

4. Зміст пояснювальної записки (перелік завдань, які потрібно розробити) Оцінка стану проблеми. Аналіз ТЗ. Патентний пошук. Опис функціонування об'єкта автоматичного управління. Математичний опис ОУ, дослідження ОУ. Динамічний

розрахунок системи стабілізації. Моделювання системи стабілізації.
 Конструкторська частина. Розробка обчислювача. Підготовка до друку.
 5. Перелік графічного матеріалу: плакати формату А1 у вигляді слайдів
 6. Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
Стан проблеми	доц. Мирошніченко Г. А.	15.09.2023	22.09.2023
Аналіз і синтез СУ	доц. Мирошніченко Г. А.	22.09.2023	05.10.2023
Конструктор. частина	доц. Мирошніченко Г. А.	05.10.2023	20.10.2023
Досл. частина	доц. Мирошніченко Г. А.	20.10.2023	22.12.2023
Експериментально- практична частина	доц. Мирошніченко Г. А.	20.10.2023	22.12.2023
Економічне обґрунтування	доц. Мирошніченко Г. А.	20.10.2023	22.12.2023

Нормоконтроль _____ доц. Мирошніченко Г. А. «11» 01 2024 р.
 (підпис) (ініціали та прізвище)

7. Дата видачі завдання 15 вересня 2023 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів кваліфікаційної роботи	Примітка
1	Формулювання теми проекту	05.09.2023	
2	Розробка технічного завдання	08.09.2023	
3	Огляд стану проблеми і патентний пошук. Математичний опис системи управління.	15.09.2023	
4	Аналіз і синтез системи управління	04.10.2023	
5	Конструкторська частина роботи.	08.11.2023	
6	Дослідницька та експериментально-практична частина	08.12.2023	
7	Економічна частина	18.12.2023	
8	Оформлення розрахунково-пояснювальної записки і графічного матеріалу. Попередній захист роботи	22.12.2023	
9	Рецензування проекту. Захист проекту в ЕК	12.01.2024	

Здобувач _____ Микита ЧЕЛОМБІТЬКО
 (підпис) (ім'я та прізвище)

Керівник кваліфікаційної роботи _____ Галина МІРОШНИЧЕНКО
 (підпис) (ім'я та прізвище)

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

Кафедра систем управління літальних апаратів (№301)

«ЗАТВЕРДЖУЮ»

Завідуючий кафедрою 301

к.т.н., с.н.с., доцент

_____ Костянтин ДЕРГАЧОВ

«__» _____ 2024 р.

ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ
на дипломне проектування
Челомбїтько Микити Володимирович
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема роботи: “Розробка та дослідження автоматичної системи розвороту літака при його зльоті та виході на курс”

затверджені наказом Університету № 1968-уч від 06.11.2023 року

2. Строк здачі студентом закінченої роботи «12» січня 2024 р.

3. Область застосування розробки авіаційна та космічна техніка.

4. Початкові дані для системи розвороту літака при його зльоті та виході на курс: математична модель об'єкта управління та первинні характеристики об'єкту

4.1 Призначення та мета створення системи: керування літаком у каналі курсу при мінливих параметрах атмосфери під час його зльоту та виходу на курс

4.2 Загальні відомості об'єкт управління - дводвигуновий реактивний авіалайнер великої дальності середньої ширини, розроблений Bombardier

5. Технічні вимоги до каналів системи управління

5.1. Питання, що підлягають розробці. У розрахунковій частині розробка системи стабілізації кутового положення об'єкта управління .

В експериментальній частині провести комп'ютерне моделювання спроектованої системи управління. У конструкторській частині розробити схему електричної принципової плати польотного контролера.

5.2. Режим роботи системи – циклічний.

5.3. Показники якості роботи системи: час перехідного процесу для режиму стабілізації кутового положення не повинна перевищувати 3 с; перерегулювання – не більше 5%; колівальність – відсутня; статична помилка - не більше 5%; запаси стійкості: $L_3 \geq 15$ дБ, $\varphi \geq 50$ град.

5.4. Вимоги до приладового складу системи: на борту літального апарату необхідно передбачити наявність вимірюваних приладів таких, як магнітометр, датчик кутової швидкості, вимірювач вертикальної швидкості, датчики кутів курсу, крену, тангажу, а також відповідні датчики кутових швидкостей.

5.5. Вимоги до взаємозамінності блоків: при відмові одного з функціональних блоків, що входить до системи управління, а останній повинен бути заміненим на аналогічний за тактико-технічними характеристиками.

6. Умови експлуатації системи:

6.1. Кліматичні вимоги: оптимальна вологість 5-15%; хімічно активні компоненти повинні бути відсутні.

6.2. Механічні вимоги вібрація, тряска, можливі перекося, удари, нахили як на борту літального апарату.

6.3. Наявність перешкод - можливі радіоперешкоди та магнітні поля

6.4. Електричні параметри системи: живлення змінним струмом частотою 400 Гц і напругою 36 В.

6.5. Характер роботи системи - функціонування циклічної дії.

7. Додаткові функції, реалізовані системою управління - наявність самоконтролю функціональних блоків системи управління та реєстрація необхідної інформації.

8. Обсяг виконуваних в роботі робіт:

8.1. Етапи виконання роботи стан проблеми, аналіз та синтез системи, конструкторська частина, дослідницька частина, експериментальна частина, економічна частина.

8.2 Обсяг розробки по кожному етапу: технічне завдання (3 стор.), реферат (1 стор.), список скорочень (1 стор.), зміст (2 стор.), вступ (1 стор.), стан проблеми (10 стор.), аналіз та синтез системи (30 стор.), конструкторська частина (10 стор.), дослідницька частина (10 стор.), експериментально-практична частина (10 стор.), економічна частина (8 стор.), заключення (2 стор.), список використаних джерел (2 стор.).

9. Параметри устаткування системи

9.1. Граничні габарити мінімізується.

9.2. Маса визначається в процесі розробки.

9.3. Вимоги до конструктивного виконання та розміщення визначаються у процесі проектування.

9.4. Інші вимоги не вказані.

10. Вимоги щодо безпеки визначаються у процесі проектування.

11. Дослідницька частина

11.1. Дослідження процесу розвороту літака та виходу на заданий курс.

11.2. Умови та вимоги процесу розвороту літака та виходу на заданий курс

11.3. Очікуваний результат: оптимальний процес розвороту літака та виходу на заданий курс.

12. Експериментально-практична частина

12.1. Практична реалізація процесу розвороту літака та виходу на заданий курс.

12.2. Умови та вимоги практичної реалізації та експериментальне підтвердження процесу розвороту літака та виходу на заданий курс.

12.3. Очікуваний результат: практична реалізація та експериментальне підтвердження оптимального процесу розвороту літака та виходу на заданий курс.

13. Економічна частина

13.1. Провести розрахунок собівартості та ціни управляючого обчислювача.

13.2. Умови необхідно враховувати можливості зниження собівартості розробки та виготовлення виробу.

13.3. Очікуваний результат розрахунок собівартості виробу.

14. Перелік графічних матеріалів із зазначенням форматів пояснювальна записка: А4 – 90 стор., плакати – 10 аркушів А1 (у вигляді презентації)

14. Мова підготовки пояснювальної записки (захисту) українська.

Керівник роботи

доцент Мірошніченко Г. А.

«15» вересня 2023р.

Прийняв виконавця

Челомбійко М. В.

(П.І.Б. студента)

«15» вересня 2023р.

« » _____ 2023 р.

Погоджено з питань:

конструкції

доцент Мірошніченко Г. А.

«10» листопада 2023 р.

дослідницької частини

доцент Мірошніченко Г. А.

« 14» грудня 2023р.

економіки

доцент Мірошніченко Г. А.

« 14» грудня 2023р.

РЕФЕРАТ

У цій випускній роботі 86 сторінок, 16 таблиць, 32 рисунки.

Робота присвячена розробці та дослідженню системи управління координованим розворотом літального апарату для виходу на курс польоту при зльоті, побудові лінійної моделі об'єкта управління, а також аналізу динамічних властивостей об'єкта автоматичного управління. За допомогою параметричного синтезу здійснюється формування закону управління, що в свою чергу забезпечує необхідну якість перехідних процесів. Результати були отримані з проведеного аналізу, після цього синтезовано закон управління.

У конструкції обчислювача блоку управління розроблено систему автоматичної стабілізації процесу розворота літака на початкових етапах польоту. Обчислювач - це мікроконтролер із робочою програмою, який реалізує закон управління даного алгоритму.

В дослідницькій частині проведено дослідження.

У експериментально-практичній частині походилися дослідження для перевірки працездатності розробленого алгоритму управління та моделі літального апарату для режиму польоту координований розворот літального апарату для виходу на курс польоту при зльоті.

У частині економічного обґрунтування розробки було виконано економічний розрахунок виготовлення блоку обчислювача для керування кутовим положенням.

ШЛЯХ ПОЛЬОТУ, СИСТЕМА СТАБІЛІЗАЦІЇ, ФУНКЦІОНАЛЬНА ДІАГРАМА, СТРУКТУРНА ДІАГРАМА, ФУНКЦІЇ ПЕРЕДАЧІ, ЧАСТОТНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ, СТІЙКІСТЬ, РЕГУЛЯТОР, ОПТИМАЛЬНА ТРЕЄКТОРІЯ.

СПИСОК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ ТА СКОРОЧЕНЬ

Ψ - кут нахилу курсу;

φ - кут крену;

ψ - кут нишпорення;

H – висота над рівнем моря;

G – прискорення під дією сили тяжіння, м/с²;

ρ – щільність повітря, кг/м³;

V – швидкість/швидкість м/с;

ω_z -проекція кутової швидкості на осі системи координат, рад/с;

α - кут атаки, радий;

δ_B - кут нахилу рульового колеса, радий;

m – маса транспортного засобу, кг;

X_a - сила опору,

P – потужність двигуна, тяга, Н;

C_y – коефіцієнт поперечної сили;

C_x – коефіцієнт сили лобового опору;

A, B, C, D – матриця стану, контроль, моніторинг відповідних вимірювань;

САУ – система автоматичного управління;

СУ – система управління;

СС – система стабілізації;

ТЗ – технічне завдання;

КО – контрольований об'єкт;

РМ – рульова машина;

ММ – математична модель;

АЦП – аналого-цифровий перетворювач;

ЦАП – цифро-аналоговий перетворювач.

ЗМІСТ

ВСТУП	11
1 СТАН ПРОБЛЕМИ РОЗВОРОТУ ЛІТАКА ПРИ ЙОГО ЗЛЬОТІ ТА ВИХОДІ НА КУРС	12
1.1 Загальна характеристика проблеми та існуючі підходи до її вирішення.....	12
1.2 Аналіз технічного завдання	16
1.3 Огляд науково-технічної літератури і патентів.....	17
1.4 Постановка задач проектування	18
2 АНАЛІЗ І СИНТЕЗ СИСТЕМИ РОЗВОРОТУ ЛІТАКА ПРИ ЙОГО ЗЛЬОТІ ТА ВИХОДІ НА КУРС	30
2.1 Вибір і обґрунтування функціональної схеми системи	30
2.2 Розробка моделей об'єкта автоматичного управління і елементів системи	32
2.3 Аналіз властивостей об'єкта автоматичного управління... ..	40
2.4 Синтез закону управління для пристрою автоматичного управління.....	47
2.5 Моделювання динаміки системи управління при заданих початкових умовах і зовнішніх впливах.....	50
2.6 Висновки за розділом.....	51
3 КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА	52
3.1 Підготовка алгоритмів управління, які будуть реалізовані в обчислювачі	52
3.2 Структура повного алгоритму роботи системи	53
3.3 Розробка функціональної схеми операційного калькулятора.....	53
3.4 Вибір елементної бази та калькулятора схем розробки.....	55
3.5 Розрахунок елементів принципової схеми контролера.....	55
3.6 Обґрунтування конструкції блока контролера.....	58
3.7 Висновки за розділом.....	59
4 ДОСЛІДНИЦЬКА ЧАСТИНА	60
4.1 Задачі та методи проведення досліджень	60
4.2 Програма проведення досліджень.....	65
4.3 Результати досліджень.....	67
4.4 Аналіз результатів досліджень	67
4.5 Висновки за розділом	67
5 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ПРАКТИЧНА ЧАСТИНА	68
5.1 Побудувати функціональну діаграму напівнатурального моделювання з використанням PID	68

5.2	Опис лабораторної установки.....	55
5.3	Характеристика розробленого програмного забезпечення.....	55
5.4	Аналіз результатів проведення експериментів.....	70
5.5	Висновки за розділом.....	72
6.	ЕКОНОМІЧНЕ ОБҐРУНТУВАННЯ РОЗРОБКИ.....	73
6.1	Опис об'єкта і практичних результатів дослідження	73
6.2	Собівартість продукції	74
6.3	Витрати на підготовку та розвиток виробництва	79
6.4	Витрати на технічне обслуговування та експлуатацію обладнання.....	80
6.5	Висновки за розділом	80
	ВИСНОВКИ.....	82
	СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	83

ВСТУП

Система контролю курсу для автоматичного управління польотом займають важливе місце на сучасних літаках. Невірний або невчасний автоматичний розворот літака може вести до серйозних авіаційних інцидентів. Навіть невеликі помилки у керуванні при вильоті чи посадці можуть впливати на безпеку польоту та призводити до аварій. Без таких систем ефективне використання літаків неможливе.

Система автоматичного управління польотом (СУ) складається з датчиків, призначених для отримання інформації про режими та умови польоту; обчислювачах та коригувальні пристрої, що служать для обробки інформації та формування контрольних законів; підсилювальні пристрої та виконавчі механізми, що служать для посилення сигналів та передачі на органи управління і т. д. Структурні особливості СУ оцінюються за законом управління, що означає необхідну залежність вихідних сигналів виконавчих механізмів від набору вхідних сигналів.

Система управління отримує інформацію, необхідну для формування керуючого сигналу, який надходить у керуючий привод від системи наведення та від вимірювачів параметрів руху об'єкта: кутів нишпорення та крену, кутових швидкостей.

Система управління призначена для генерації необхідного значення параметрів стану на пряму об'єкта по всьому інтервалі часу, протягом якого проводять розворот. Система стабілізації призначена для вимірювання значень параметрів стану, порівняння їх з необхідними умовами та у разі відхилення правильні значення управляючих впливів зменшують похибку польоту. У цьому проекті ми розробляємо систему стабілізації курсу в режимі зльоту на виходу літака на курс.

Система стабілізації призначена для визначення значень параметрів стану, їх порівняння з необхідними та у разі відхилення корекції значень діючих впливів для зменшення помилок польоту.

1 СТАН ПРОБЛЕМИ РОЗВОРОТУ ЛІТАКА ПРИ ЙОГО ЗЛЬОТІ ТА ВИХОДІ НА КУРС

1.1 Загальна характеристика проблеми та існуючі підходи до її вирішення

Автоматичний розворот літака та виход на курс є критичними аспектами польотного контролю, визначаючи напрямок та орієнтацію повітряного судна. Ці етапи є складовими частинами рутинного керування повітряним транспортом, але водночас представляють потенційні загрози для безпеки авіаційних операцій, особливо у випадках аварій чи системних несправностей.

Важливість до проблеми безпеки авіації складається в першу чергу з наслідків аварійних ситуацій. Невірний або нечасний автоматичний розворот літака може вести до серйозних авіаційних інцидентів. Навіть невеликі помилки у керуванні при вильоті чи посадці можуть впливати на безпеку польоту та призводити до аварій. Також у випадку виникнення несправностей у системах автоматичного керування, недостатньо розвинуті або неправильно налаштовані автопілоти можуть викликати суттєві труднощі та небезпеку для екіпажу та пасажирів. Зміна погодних умов або несподівані ситуації під час польоту можуть вимагати швидкого та точного реагування. Недостатня автоматизація може ускладнити власне керування літаком та призвести до ризиків [1].

Ефективне керування повітряним транспортом включає в себе і оптимізацію маршрутів. Правильний автоматичний розворот та виход на курс можуть сприяти паливній економії та покращити ефективність польотів.

Наслідками неправильного вирішення проблеми можуть бути збитки та втрати людських життів, бо неправильний автоматичний розворот літака може вести до серйозних авіаційних катастроф, зі збитками як для пасажирів, так і для екіпажу. Також це може вплинути на погіршення репутації авіакомпаній: Події, пов'язані з неправильним автоматичним розворотом літаків, можуть призвести до втрати довіри пасажирів та негативного впливу на репутацію авіакомпаній. Авіакатастрофи та інциденти в повітряному транспорті призводять до значних економічних збитків, включаючи втрати на компенсації та відновлення. Неправильне вирішення проблем автоматичного розвороту може викликати зміни у відповідних авіаційних правилах та стандартах, що впливає на всю галузь авіації. Усі ці аспекти вказують на те, що проблема автоматичного розвороту літака є важливою для безпеки авіації та вимагає системного та дослідницького підходу для забезпечення оптимальних рішень.

Для забезпечення працездатності літальних апаратів різного призначення використовуються класичні принципи автоматичного керування [2]: за задавальним впливом, за збурним впливом та за відхиленням. Використання цих класичних принципів породжує функціональні схеми, які складаються з двох підсистем. Де перша – це об'єкт автоматичного управління (ОАУ), що включає об'єкт управління, виконавчі органи та вимірювачі стану – датчики. Друга підсистема – пристрій автоматичного управління (ПАУ), що складається з блоків апаратно-програмного інтерфейсу й блоків цифрової обробки інформації, що реалізовані на спеціалізованих обчислювальних машинах й формують керуючі впливи на ОАУ. Рівень надійності й безпеки використовуваних апаратних та програмних засобів цифрової обробки сигналів в ПАУ вищий за рівень ОАУ. Тому найуразливішою від дестабілізуючих діянь є підсистема ОАУ.

Під працездатним станом системи автоматичного управління (САУ) розумітимемо її стан, де значення всіх параметрів, які характеризують здатність виконувати функції які відповідають вимогам технічного завдання.

Дестабілізуючі впливи – це впливи, що порушують працездатність САУ.

Для забезпечення працездатності САУ потрібно виконати необхідні та достатні умови. В сучасному рівні розвитку теорії автоматичного управління необхідні умови – це забезпечення необхідних показників запасів стійкості. А достатніми умовами є забезпечення необхідних показників якості.

Таким чином виконання необхідних й достатніх умов працездатності САУ на етапі експлуатації дозволяє задовольняти цілий низці вторинних вимог щодо живучості, безвідмовності, безаварійності, відмовостійкості, а загалом безпеці функціонування [3].

Широке використання принципу управління за відхиленням обумовлено низкою безперечних переваг перед іншими принципами. По-перше, здатність виявляти появу в контурі управління будь-яких дестабілізуючих впливів. По-друге, властивість компенсувати «незначні» відхилення від заданої поведінки, що спричинені дестабілізуючими впливами. По-третє, використання такого принципу дозволяє коригувати з допомогою відповідних алгоритмів динамічні властивості ОАУ метою забезпечення вимог технічного завдання (ТЗ) щодо запасів стійкості й показників якості.

При таких перевагах використання принципу управління за відхиленням не дозволяє нам повною мірою забезпечити необхідні й достатні умови працездатності сучасних й перспективних САУ. Розглянемо обмежені можливості принципу керування за відхиленням, що відносяться до парирування описаних раніше дестабілізуючих впливів:

- 1) компенсація наслідків дестабілізуючих впливів, а не парирування усунутих причин цих впливів;
- 2) внутрішня суперечливість принципу, яка обумовлена необхідністю допустити дестабілізацію, а потім її компенсувати;
- 3) у процесі компенсації працездатні функціональні елементи САУ працюють у витратних, інтенсивних режимах, при цьому витрачають енергію та ресурс;
- 4) дестабілізуючі впливи, що призводять до суттєвої зміни параметрів системи управління та її структури, зовсім не компенсуються;
- 5) час компенсації залежний від часу перехідного процесу САУ;
- 6) неможливо локалізувати дестабілізуючі впливи й гнучко, адресно т їх нейтралізація;
- 7) дестабілізуючі впливи – це повністю неконтрольовані та невимірювані входи САУ.

Використання для управління ОАУ принципу управління за збурюючим впливом дозволяє, по-перше, виявляти з усіх дестабілізуючих діянь суттєві, вимірювати їх вплив на цільові змінні. По-друге, компенсувати дестабілізуюче діяння на цільові змінні. По-третє, забезпечувати якісну компенсацію вимірюваних дестабілізуючих діянь.

Недоліки принципу управління за збуренням:

- 1) використання лише інформації про суттєві дестабілізуючі впливи;
- 2) необхідність виміру збурень за допомогою відповідних датчиків;
- 3) компенсація їх впливу на працездатність САУ, а не на парирування причин дестабілізації.

Класичні принципи управління не дозволяють повною мірою зберегти працездатність САУ, оскільки працездатність на етапах проектування сприймається як статичний, незмінний стан. Аварії й катастрофи на аерокосмічній техніці, зумовлені непрацездатностями різних САУ, переконують у необхідності розглядати працездатність як динамічний стан, яким необхідно управляти в процесі експлуатації з метою стабілізації в умовах дестабілізуючих впливів. Подальшим розвитком й вдосконаленням принципів управління за відхиленням й збуренням, це дозволяє зберегти та примножити їх переваги й усунути виявлені недоліки, є принцип управління за діагнозом [4]. Блок-схему раціональної системи управління (PCY), що сформована за цим принципом, наведено в рис. 1.1.

Отже, блок-схема PCY складається з двох взаємозалежних підсистем. Перша – об'єкт раціонального управління (OPY), що включає об'єкт управління, блок приводів та блок вимірювачів стану. На всю підсистему OPY діє безліч

неконтрольованих, невизначених дестабілізуючих впливів, що впливають на вектор стану ОУ.



Рисунок 1.1 – Блок-схема раціональної системи управління за діагнозом

Друга підсистема – пристрій раціонального управління (ПРУ) складається з блоку діагностики працездатності, в якому за векторними сигналами, задавальним $u_3(kT_0)$ та розширеним вихідним $y_p(kT_0)$ формується діагноз працездатності ОАУ у формі оцінок дестабілізуючих впливів \hat{D} . У блоці управління формуються керуючі впливи $u_B(kT_0)$ на блоці приводів для відновлення працездатності ОРУ за результатами його діагностування – \hat{D} .

Ключовим у представленій блок-схемі є блок діагностування. Призначення блоку полягає у формуванні діагнозу ОРУ. Для формування його потрібно виявити дестабілізуючий вплив, локалізувати й ідентифікувати його за допомогою і пошуку місця, і визначення класу, і встановлення виду впливу.

Виявлення дестабілізуючого впливу – встановлення факту відхилення у працездатності ОРУ. Місце – це конкретна, конструктивно закінчена частина – фрагмент ОРУ, схильний до дестабілізуючого впливу, який порушує його працездатність. Наприклад, і-тий виконавчий орган, j-тий вимірник стану і т.п. Клас – група дестабілізуючих впливів, які призводять до однотипного характеру порушення працездатності ОРУ. Наприклад, дрейфи вимірювача, зменшення коефіцієнта передачі виконавчого органу тощо. Вид дестабілізуючого впливу – конкретний фізичний його прояв, який усувається за допомогою наявних надлишкових ресурсів відновлення працездатності й компенсації відхилень. Наприклад, дрейф нуля j-того вимірювача – позитивний, величиною 0,5 град, зменшення коефіцієнта передачі і-того виконавчого органу і ін. Таким чином, у блоці діагностування саме й проводиться діагностування, що є процесом послідовного встановлення наявності факту появи дестабілізації, місця її дії, далі йде визначення класу і встановлення конкретного виду.

Призначення блоку управління полягає в раціональному виборі такого надлишкового ресурсу серед наявних у РСУ, використання якого дозволяє саме для

встановленої причини дестабілізації відновити працездатність ОРУ найкращим чином за поточних умов. Відновлення працездатності за суттю представляє три етапний процес. На першому – це раціональний вибір, з наявних в ОРУ та блока управління безліч надлишкових ресурсів, найбільш прийнятної у поточній нештатній ситуації. На другому – парирування виявлених усунутих видів дестабілізації з допомогою обраних ресурсів. На третьому - проводиться компенсація відхилень, які з'явилися під час діагностування й попередніх етапів відновлення вихідних змінних ОУ від необхідної його заданої поведінки.

В запропонованій схемі структура й функції ОРУ відрізняються від традиційних, класичних. Разом з властивостями керованості та спостережуваності, ОРУ повинен мати низку достатніх властивостей, які забезпечують діагностованість й відновлюваність його працездатність.

Під діагностованістю ОРУ будемо розуміти його властивість, яка полягає у можливості однозначного встановлення причини дестабілізуючого впливу по доступним вимірюванім станам за обмежений проміжок часу. Під відновлюваністю ОРУ розумітимемо таку властивість, що дозволяє за допомогою наявних в його складі надлишкових засобів відновити працездатність за обмежений час. Таки чином задля забезпечення діагностованості ОРУ потрібні відповідні глибині діагнозу саме обсяги інформації та її характер, тобто це сигнали, а для відновлюваності відповідної глибині діагнозу це надлишкові ресурси. Тому блоки БП та БВ, як правило, це блоки зі структурною, сигнальною та параметричною надмірностями.

1.2 Аналіз технічного завдання

Система польоту літака типу Bombardier Challenger 650. Основним завданням стабілізації руху літака є компенсація сил, що обуовлені дією повітряного потоку, та повернення системи до зазначеної поведінки, що обумовлює необхідні засоби контролю якості для вирішення цієї проблеми, застосування основних принципів та результатів сучасної теорії управління для побудови адаптивних систем, а також методу діагностики систем на основі модельно-керованих методів. Моделі, що використовуються в системному підході, є комплекснішими, вони дозволяють моделювати об'єкт, як у штатних, так і в аварійних умовах. У цьому проекті, оскільки об'єктом управління є бізнес-літак великої потужності, виконаних за звичайною аеродинамічною конфігурацією. Керуючими впливами у ЛА є сумарна сила тяги реактивних двигунів та відхилення кермів поздовжнього й бічного керування. Основним збурним впливом для такого об'єкту є різкі зміни в руці аеродинамічни мас і, відповідно зумовлені цим сили та моменти. Таким чином,

даний клас ЛА як вільна рухома система тіл має декілька ступенів рухомості, що у сукупності з наявністю трьох керуючих діянь та аеродинамічних навантажень значно ускладнює завдання керування польотом. Тому основним завданням роботи є отримання повного ряду моделей ЛА для загального випадку руху.

1.3 Огляд науково-технічної літератури і патентів

Існує багато варіантів на онлайн-патентних базах даних United States Patent and Trademark Office (USPTO), European Patent Office (EPO) Google Patents, Espacenet, або Patentscope [2].

Відносно практичної реалізації стабілізації кутового положення літального апарату відомі деякі методи аналізу стійкості систем по коренях характеристичного рівняння дозволяють вивчити існуючі методи реалізації системи стабілізації кутового положення літаком, проведено патентний пошук по системі стабілізації кутового положення та виявлено Спосіб стабілізації польоту безпілотного літального апарата (патент UA93824U) на траєкторіях баражування, який включає передавання сигналів про кутові швидкості, повітряний тиск, географічні координати місця положення від блока датчиків до аналого-цифрового перетворювача, передавання сигналів від аналого-цифрового перетворювача до обчислювального модуля, який автоматично оцінює кутове положення безпілотного літального апарата по параметрах курсу, крену, тангажа, поточної і заданої висоти, а також швидкості, автоматично обчислює розузгодження із заданою траєкторією і забезпечує автоматичне корегування положення безпілотного літального апарата у повітрі, забезпечує автоматичне формування та передавання управляючих сигналів через модуль сполучення до виконавчих механізмів.

Також відомий патент (UA29176U) Пристрій для кутової стабілізації безпілотного літального апарата містить датчик відхилення кутового положення літального апарата від програмного значення, перетворювач аналог-код, форсууючу ланку, перший перетворювач код-аналог, рульовий привід органів керування, перший, другий, третій та четвертий блоки інтегрування, перший, другий та третій інвертори, перший і другий блоки виділення знака сигналу, блок визначення функції зсуву та суматор. Для забезпечення працездатності системи керування до складу введено перший, другий, третій електронні ключі, джерело еталонного сигналу, другий перетворювач аналог-код, мультиплексор та мікропроцесор [3].

Дослідження які підтверджують, що використання автоматизованих систем керування значно покращує безпеку польоту та забезпечує більш ефективну роботу повітряного транспорту зображені в наукових працях [4] та адаптивні автопілоти

можуть автоматично адаптуватися до змінних умов польоту, що покращує ефективність та безпеку [5].

Також доведено, що Сучасні автоматичні системи включають системи уникнення зіткнень (ACAS), які допомагають у виявленні та уникненні конфліктів з іншими повітряними суднами. [6, 7] Сучасні технології включають системи діагностики несправностей, які дозволяють виявляти та реагувати на технічні проблеми у реальному часі, покращуючи надійність систем. Автоматизовані системи допомагають у мінімізації впливу людських помилок на авіаційні операції, забезпечуючи надійність та точність. Використання автоматизованих систем, таких як IFCS та Fly-by-Wire, сприяє підвищенню точності та стійкості польоту, особливо під час виконання маневрів. Все це безпосередньо впливає на безпеку польотів.

Подальше дослідження в [8] має спрямовуватися на розвиток інтегрованих систем, які комбінують переваги різних технологій для покращення ефективності та безпеки польоту.

Дослідження в галузі машинного навчання та штучного інтелекту сприятиме розвитку автоматичних систем, здатних ефективно пристосовуватися до різноманітних умов та швидко реагувати на зміни [9, 10].

Ці патенти та статті підтверджують потребу в подальших дослідженнях та розвитку технологій для покращення автоматичного розвороту літака та безпеки польоту.

1.4 Постановка задач проектування

Теорія автоматичного управління має справу з принципами проектування систем автоматичного управління та правилами процесів, що відбуваються в них, які досліджуються за допомогою динамічного моделювання реальних систем з урахуванням умов експлуатації, конкретної мети.

У найпростішому типі автоматичного контуру управління контролер порівнює виміряне значення процесу з необхідним заданим значенням та обробляє отриманий сигнал помилки, щоб змінити деякі вхідні дані процесу таким чином, щоб процес залишався на своєму рівні. точка, незважаючи на порушення. Це управління зі зворотним зв'язком є додатком негативного зворотного зв'язку до системи. У цій задачі об'єктом управління є дводвигуновий реактивний авіалайнер великої дальності середньої ширини, розроблений Bombardier.

За типом контролю розрізняють

- Система управління з розімкненим контуром (Open-Loop Control System), також відома як система з відкритим контуром, — це тип системи управління, в якій

вихідна змінна (вихід) не зв'язана або не залежить від поточного стану системи управління. У системах з розімкненим контуром відсутня інформація про вихід системи, яка повертається на вхід для корекції або регулювання. Сигнал вхідної команди встановлюється на початку процесу і не змінюється протягом всього часу функціонування системи. Немає засобів автоматичного реагування на виникаючі збої чи зміни в системі. Системи з розімкненим контуром часто використовуються для випадків, де немає потреби в постійному корекційному втручанні або зворотньому зв'язку.

- Замкнена система зворотного зв'язку. (Closed-Loop Control System), також відома як система з замкненим контуром, — це тип системи управління, в якій вихідна змінна (вихід) зв'язана з поточним станом системи за допомогою зворотного зв'язку (feedback). У цьому типі системи інформація про вихід використовується для корекції чи регулювання входу. Інформація про вихід системи подається назад на вхід для корекції чи регулювання входу. Цей механізм називається зворотнім зв'язком і дозволяє системі реагувати на зміни та коригувати свою дію для досягнення бажаного результату. Система автоматично реагує на виникаючі збої, зміни у внутрішній або зовнішній середовищі та інші фактори за допомогою інформації, яка надходить зворотнім шляхом. Зворотний зв'язок дозволяє системі досягати більшої стабільності та точності у вихідних параметрах, оскільки вона може реагувати на зміни та компенсувати їх. Замкнені системи зворотного зв'язку широко використовуються в складних технічних системах, де важливо забезпечити точність та стабільність. Замкнені системи зворотного зв'язку дозволяють автоматично підтримувати бажані параметри та коригувати вихід системи для досягнення поставленої мети.

- Дискретне управління (Discrete Control) - це тип системи управління, де величини часу та вхідні/вихідні сигнали представлені дискретними (відокремленими) значеннями. В інших словах, час і сигнали вимірюються в обмеженій кількості точок у часі чи значеннях. Це відрізняється від неперервного управління, де час і сигнали можуть приймати будь-які значення в області визначення. В дискретних системах управління час розділений на визначені інтервали, і величини вимірюються та обчислюються в окремі моменти часу. Вхідні та вихідні сигнали управління мають лише обмежені значення в конкретних моментах часу. Змінні, які визначають керування, можуть приймати лише обмежені значення в обрані моменти часу. Дискретні системи управління використовують алгоритми для обробки інформації та видачі команд відповідно до заданих умов. Дискретні системи управління часто використовують цифрові контролери, які обробляють цифрові сигнали та видають цифрові команди. Важливою перевагою дискретного управління

є можливість точного представлення та обробки інформації за допомогою цифрових технологій, що робить його ефективним та надійним для багатьох застосувань.

Однією з основних характеристик маневреного літака є його здатність швидко змінювати напрямок вектора швидкості в процесі польоту. Найбільш типовим прикладом такого типу є розворот у горизонтальній площині. Такий маневр здійснюється зазвичай під час виконання режиму заходу на посадку, коли літак прибуває на ЗПС з протилежної порога боку. При цьому літак пролітає дальній приводний маяк, робить відворот на кут α , здійснює політ протягом деякого часу t_1 , здійснює розворот на деякий радіус R_1 та кутовою швидкістю ω . Після польоту маршрутом, перпендикулярному ЗПС, літак здійснює другий розворот у бік ЗПС і далі по глісаді летить на посадку. Схема розвороту з необхідними позначеннями для розрахунку заданого навантаження наведено на рис. 1.2.

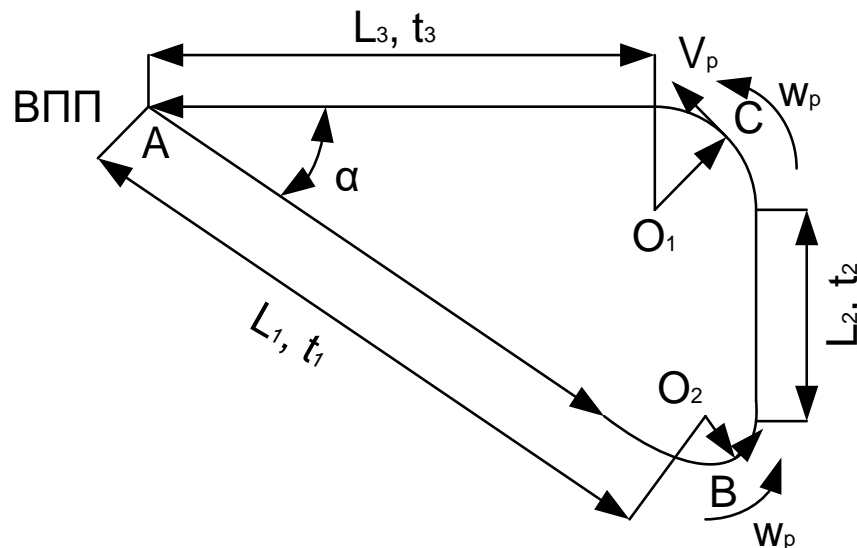


Рисунок 1.2 – Схема розвороту літака у горизонтальній площині

Як вихідні дані зазвичай задають час прольоту окремих ділянок t_i , перевантаження при розвороті n_i і кутові швидкості розвороту ω_p . Згідно з вихідними даними $n_p \leq 1, \omega_p = 0,1 \text{ с}^{-1}$.

Як відомо швидкість розвороту V_p дорівнює

$$V_p = \frac{g n_y}{\omega_p}, \quad (1.1)$$

де $g \approx 10 \text{ м/с}^2$ – прискорення сили тяжіння.

Після підстановки у формулу (1) вихідних даних отримаємо

$$V_p = \frac{1 \cdot 10}{0,1} = 100 \frac{\text{м}}{\text{с}} \text{ или } V_p = 360 \frac{\text{км}}{\text{ч}}.$$

Оскільки $t_0 = 100/0,1 = 1000 \text{ м-коду}$. $V_p = R_p \cdot \omega_p R_p = V_p / \omega_p$

Зазвичай час на проліт ділянки L3 складаємо 1 хвилину, тоді

$$L_2 = V \cdot t_2 = 100 \cdot 60 = 6000 \text{ м.}$$

Час прольоту ділянки L3 зазвичай становить 90 секунд. Тоді

$$L_3 = V \cdot t_3 = 100 \cdot 90 = 9000 \text{ м.}$$

Якщо знайти довжину L4 то вихідну схему можна як трикутника ABC.

Відповідно до рис.1 маємо

$$L_4 = L_2 + \frac{1}{4} \pi R_p + \frac{1}{4} \pi R_p = 6000 + \frac{1}{2} \pi R_p$$

Отже, трикутник ABC можна представити у вигляді:

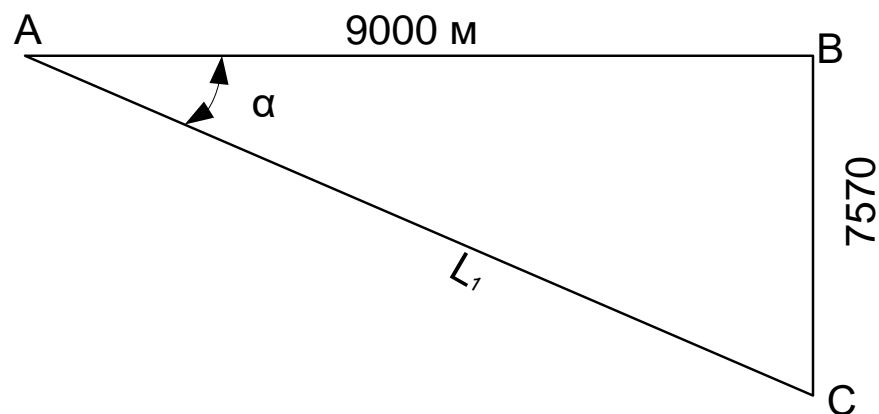


Рисунок 1.3 – Спрощена схема розвороту літака з відомими та невідомими параметрами

Відповідно до рис.1.3 відстань L1 визначається як

$$L_1 = \sqrt{9000^2 + 7570^2} = \sqrt{138304900} = 11760 \text{ м.}$$

Тоді кут відвороту

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{7570}{9000} = \tan^{-1} 0,8411$$

Звідки $\alpha = 40^\circ$.

Структурна схема - це графічне уявлення системи із зазначенням всіх блоків, зв'язків між ними сигналів та впливів. Вербальний опис принципів функціонування сигналів та фізичних зв'язків між елементами, принципів перетворення енергії та інформації.

Блок-схеми систем управління зазвичай будуються відповідно до структурного, функціонального або алгоритмічного дизайну. Блок-схема в проектній документації є графічним поданням системи із зазначенням основних блоків, зв'язків між ними, сигналів і впливів.

На рис. 1.4 бачимо блок-схему системи управління

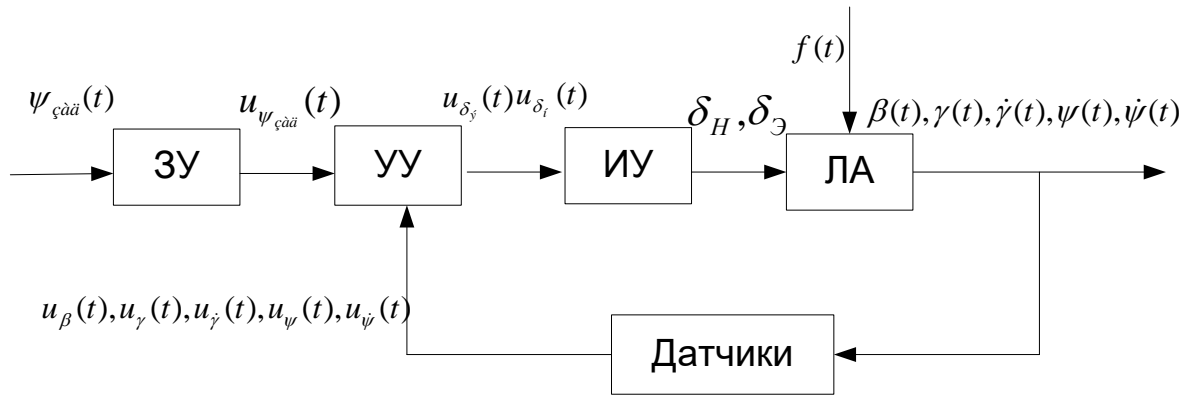


Рисунок 1.4 - Структурна схема системи управління з розімкненим контуром

При управлінні без зворотний зв'язок керуюча дія від контролера залежить від «процесу виведення». Система з відкритим контуром також відома як система керування без зворотного зв'язку. Ці системи не мають будь-якої частини вихідного зворотного зв'язку на вхід для порівняння та вимірювання. Компонентами цих систем є: введення, система обробки та виведення. У розімкненому циклі ми використовуємо принцип керування шляхом встановлення дії.

При управлінні по замкнутому контуру керуюча дія від контролера залежить від виходу процесу, і по зворотному зв'язку подається сигнал, що гарантує, що контролер підтримує будівлю в заданих умовах. Контролер із замкнутим контуром для цього має контур зворотного зв'язку, який гарантує, що контролер виконує керуючу дію, щоб дати вихід процесу такий самий, як «опорний вхід» або «задане значення». Тому контролер із замкнутим контуром також називають контролерами зворотного зв'язку.

Визначення системи управління зі зворотним зв'язком - це система управління, що має зворотний моніторинг, сигнал відхилення, сформований в результаті цього зворотного зв'язку, використовується для управління дією кінцевих елементів управління таким чином, щоб зменшити відхилення до нуля.

Сигнал обурення зазвичай зустрічається у системах управління. Наприклад, пориви вітру, що ударяють антену антени радара, що стежить, створюють великі небажані моменти, які впливають на положення антени. Іншим прикладом є морські хвилі, що б'ють про фольгу на підводних крилах, які створюють дуже великі небажані моменти, що впливають на положення фольги. Максимальна підйомна сила для підводного крила досягається, коли носова фольга знаходиться під оптимальним кутом приблизно

40 °. Порушення цього кута моментами, що крутять, створюваними морськими хвилями, що врізаються в цю фольгу, може серйозно вплинути на підйомну силу судна на підводних крилах.

Сигнали перешкод є небажаними входами, які впливають на вихід системи управління і призводять до збільшення системної помилки. Завдання інженера системи управління полягає у тому, щоб належним чином спроектувати систему управління, щоб частково усунути вплив перешкод на вихід та системну помилку.

Динамічні властивості контуру керування під час плоского розвороту описуються рівняннями ізольованого руху по нишпоренню. Якщо в САУ реалізовано закон управління при жорсткому зворотному зв'язку на сервопривід, то дані рівняння мають такий вигляд:

$$\begin{aligned}\dot{\omega}_y &= -\bar{M}_y^{\omega_y} \omega_y - \bar{M}_y^{\beta} \beta + \bar{M}_y^{\delta_n} \delta_n; \\ \dot{\psi} &= \omega_y; \\ \dot{\beta} &= \omega_y - \bar{Z}^{\beta} \beta; \\ \Psi &= \psi + \beta_B; \\ \delta_n &= \kappa_n^{\omega_y} \omega_y + \kappa_n^{\psi} (\psi - \psi_3).\end{aligned}\tag{1.2}$$

Видно, що передатна функція в замкнутому контурі керування курсом має вигляд (формула 1.3) аналогічний і передавальній функції контуру керування тангажем.

$$W_{\psi_3}^{\psi}(p) = \frac{-\kappa_n^{\psi} \bar{M}_y^{\delta_n} (p + \bar{Z}^{\beta})}{p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + a_0}.\tag{1.3}$$

Вибір передавальних коефіцієнтів у законі управління також можна здійснювати, проте щоб реалізувати таку якість перехідних процесів, як і при управлінні кутом у каналі тангажу, у разі плоского розвороту вже не вдасться. Перехідні процеси в даному випадку виходять дуже затягнутими, мають більшу коливність і перерегулювання. Це з тим, що попутне демпфування зазвичай слабше поздовжнього. Тому щоб одержати якісно однакові перехідні процеси передавальне число і з кутової швидкості ризику має бути значно більше передавального числа з кутової швидкості тангажу, що у реалії складно реалізувати практично.

І в інших каналах, САУ з жорстким зворотним зв'язком властивий прояв статичних помилок по курсу при дії моментів, що обурюють, як, наприклад, при несиметричній тязі двох двигунів.

Відстеження кута курсу здійснюється зміни напрямку польоту, тобто. викривлення траєкторії у потрібному за програмою напрямку. Інакше кажучи,

необхідно і як повернути поздовжню вісь літака, і навіть повернути (в горизонтальній площині) вектор швидкості. Цей поворот вектора швидкості виконується під дією керуючої сили, яка направлена по нормалі траєкторії. У разі плоского розвороту як нормальна керуюча сила виступає бічна сила - аеродинамічна сила $Z = Z^\beta \beta$. Оскільки бічна ця аеродинамічна сила істотно менша за підйомну силу ($c_z^\beta \ll c_y^\alpha$), то коли виконується керування кутом курсу за допомогою керма напрямку кут курсу змінюється значно повільніше, ніж кут тангажу. Тому і управління курсом за допомогою керма напрямку застосовується дуже рідко і тільки на тих етапах, де в умовах бойового застосування крен неприпустимий (польоти на фотографування, і на гранично малих висотах та ін.). Для оцінки динамічних властивостей контуру управління "САУ – літак" отримаємо та проаналізуємо передатну функцію $W_{\psi_3}^\psi(p)$.

Структурна схема контуру керування представлена на рис. 1.5.

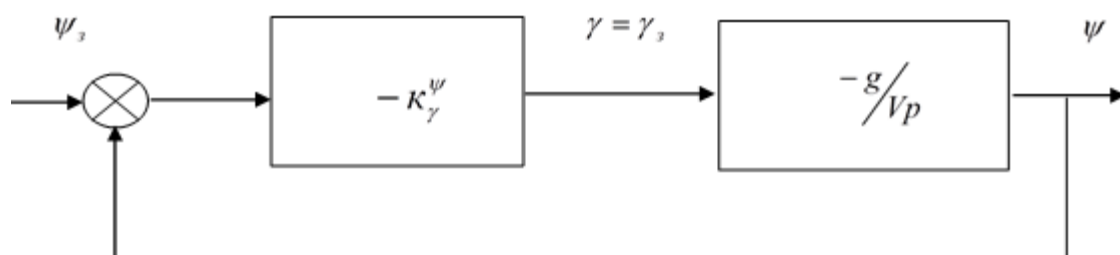


Рисунок 1.5 - Структурна схема контуру управління нишпоренням

Структурній схемі відповідає наступна функція передавання

$$W_{\psi_3}^\psi(p) = -\frac{\kappa_\gamma^\psi \left(-\frac{g}{Vp}\right)}{1 + \kappa_\gamma^\psi \frac{g}{Vp}} = \frac{\frac{g}{V} \kappa_\gamma^\psi}{p + \frac{g}{V} \kappa_\gamma^\psi} = \frac{1}{T_\psi p + 1}, \quad (1.4)$$

де $T_\psi = V/(g\kappa_\gamma^\psi)$ - постійна часу. Аналіз цієї передавальної функції (2.2) показує, що з прийнятих нами припущеннях динамічні властивості контуру управління можна описувати аперіодичною ланкою, тобто. при управлінні ним перерегулювання відсутнє;

час регулювання визначається швидкістю польоту та передатним числом САУ κ_γ^ψ . Враховуючи, що час регулювання в даному випадку дорівнює приблизно трьом

постійним часу $t_{pez} \approx 3/T_\psi$ значення передавального числа САУ визначиться наступним чином $\kappa_\gamma^\psi = 3V/(gt_{pez})$. Час регулювання встановлюється не більше 20...30 с; після закінчення перехідного процесу $\psi_{уст} = \psi_3$ тобто САУ успішно виводить літак на заданий програмою польоту курс і надалі стабілізує його вже без статичної помилки.

У цій роботі використовується принцип управління з відхилення- це спостереження за об'єктом, на який впливають фактори, що обурюють. Система управління під час польоту відстежує всі необхідні параметри, і на основі спостережень створює алгоритм управління. Особливість принципу - це система управління починає діяти на об'єкт тільки після того, як факт відхилення стався - спостерігається негативний «зворотний зв'язок».

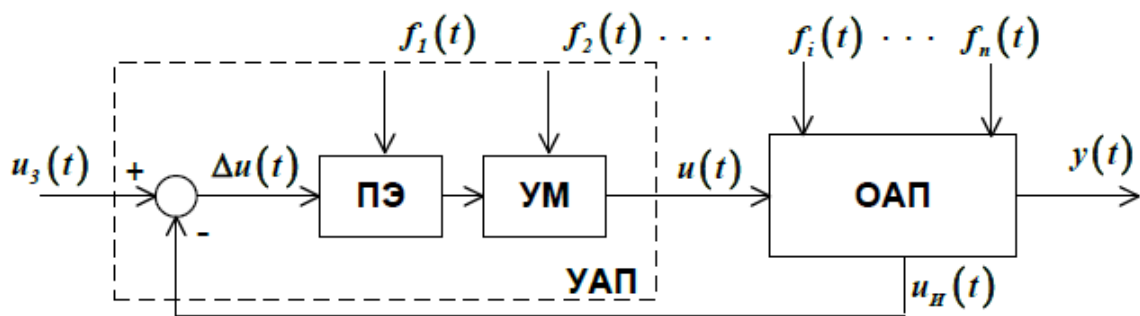


Рисунок 1.6 – Принцип управління за відхиленням

де ОАП – об'єкт автоматичного позиціонування;

УАП- Пристрій автоматичного позиціонування;

ПЭ- Перетворювальний елемент;

УМ- підсилювач потужності;

$f_i(t)$ – вплив, що задає, U_3

$y(t)$ - керована величина;

$\square u(t) = -$ відхилення; $u_3(t) - u_H(t)$

$f_i(t), i = -$ впливи, що обурюють. $\overline{1, n}$

Для реалізації цього принципу необхідно здійснювати порівняння дійсного виміряного значення керованої величини із значенням, що задає, і керувати в залежності від результатів цього порівняння. Отже, для реалізації принципу управління з відхилення необхідно використовувати негативний зворотний зв'язок.

Негативний зворотний зв'язок – це зв'язок, що здійснює передачу вимірювань керованої величини негативний вхід суматора, що формує сигнал.

У розглянутій схемі керуючий вплив $u(t)$ формується в залежності від величини та знака відхилення керованої величини від впливу, що задає. Цю залежність у загальному вигляді можна уявити таким чином $u(t)=[u_z(t), u_n(t), u(t)]$.

На будь-якому етапі польоту літак піддається зовнішнім возм.ним впливам. Обурення можуть бути викликані, наприклад заходів, випадковими поривами вітру, турбулентністю атмосфери, ударними хвилями, утвореними пролітаючими поблизу літаними апаратами, вибухами тощо. До обурень слід віднести та обурення f_u , викликане різницею тяг двигунів. У будь-якому випадку система управління повинна працювати так, щоб ці обурення найменше впливали на виконання необхідних режимів польоту.

Блок корекції в основному використовується для корекції, як впливає з назви. Він видаляє з усієї системи, оскільки він змінює коефіцієнт K системи.

Основне використання блоку корекції – збільшення продуктивності.

Підсилювач потужності – це пристрій, який використовується для посилення сигналу. Головним чином у багатьох системах вхідний сигнал дуже малий, тому не може служити мети, коли безпосередньо подається на виконавчі механізми. Завдяки цьому підсилювач використовується для посилення сигналу для правильної роботи. І РА вхідний сигнал $e(t)$ - сигнал помилки AVS, альтиметр та зворотний зв'язок елеватора сервоприводу

Обираємо такий електричний сервопривід без гідравліки і пневматики через вимоги до величини крутного моменту цього легкого літака. Використовується сервопривід з номіналом 24 за принципом широтно-імпульсної модуляції. Сервомеханізм також містить електронну схему, потенціометр зворотного зв'язку і редуктор, а вал сервомеханізму безпосередньо і прикріплений до валу керуючої поверхні керма напрямку. Вихідний сигнал сервоприводу позначимо $\delta(t)$ - кут серводвигуна.

Система стабілізації нишпорення використовує різні унікальні елементи. Датчики ретельно вибираються, щоб мінімізувати вагу системи. Дизайнер збере датчики параметрів.

Датчик кутового положення або датчики кутової швидкості нишпорення - це пристрої, які безпосередньо вимірюють кутову швидкість. Гіроскопи також вимірюють кутову швидкість. Зазвичай гіроскопи здатні вимірювати постійну швидкість обертання, в той час як датчики швидкості також включають пристрої низької частоти зрізу, відмінної від нуля.

Пропорційно-інтегрально-диференціальне (ПІД) управління: ПІД-регулятори є найбільш поширеними алгоритмами управління, що використовуються в промисловості, і є загальноприйнятим у промисловому управлінні. Популярність ПІД-контролерів можна частково пояснити їхньою надійною роботою в широкому діапазоні умов експлуатації та частково їхньою функціональною простотою, яка дозволяє інженерам керувати ними простим і зрозумілим чином.

Як випливає з назви, алгоритм PID складається із трьох основних коефіцієнтів; пропорційні, інтегральні та похідні, які варіюються, щоб отримати оптимальну відповідь. Системи із замкнутим контуром, теорія класичного PID та ефекти налаштування замкнутої системи управління.

ПІД-регулятори використовуються в широкому спектрі програм для управління виробничими процесами. Приблизно 95% операцій промислової автоматики із замкнутим контуром використовують ПІД-регулятори. PID означає пропорційно-інтегрально-виробничий. Ці три контролери об'єднані таким чином, що він видає керуючий сигнал.

На рис. 1.7 бачимо блок-схему ПІД-регулятора в контурі зворотний зв'язок.

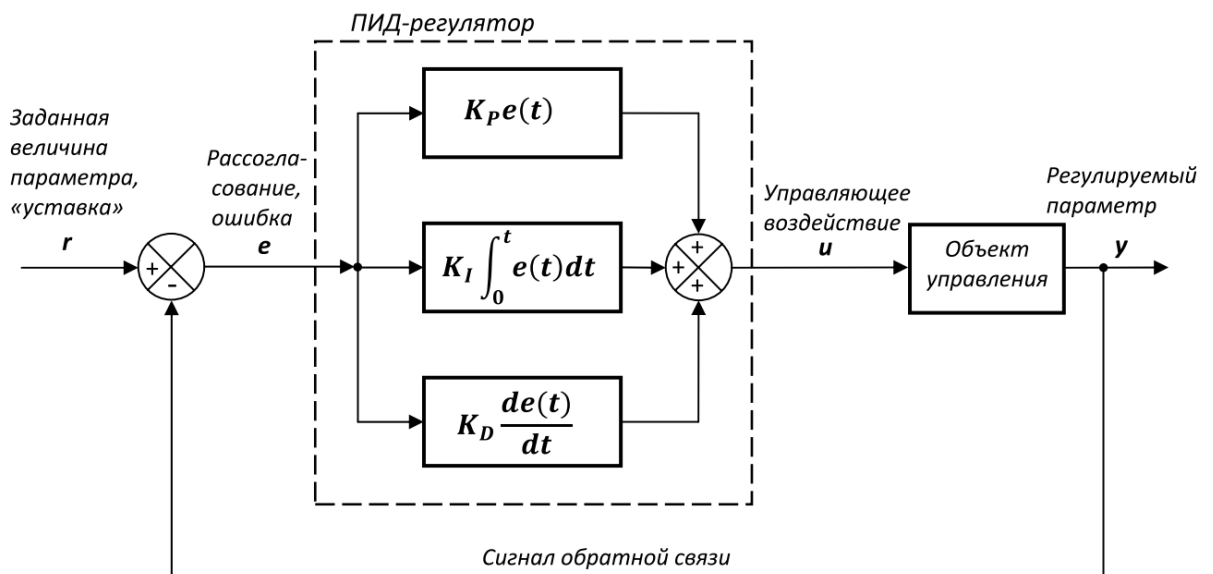


Рисунок 1.8 - Блок-схема ПІД-регулятора

Контролер зворотного зв'язку видає керуючий вихід бажаних рівнях. до винаходу мікропроцесорів ПІД-регулятор підтримував вихідний сигнал таким чином, щоб при роботі в замкнутому контурі нульова помилка між змінною процесом і заданим значенням заданого вихідного сигналу виконувалася за допомогою замкнутих циклів. PID використовує три основні управляючі поведінки, які описані нижче:

Пропорційний регулятор: (P):

Пропорційний компонент залежить тільки від різниці між уставкою та змінною процесу. Ця різниця називається терміном "помилка". Пропорційний коефіцієнт посилення (K_c) визначає відношення вихідного відгуку сигналу помилки.

Інтегруючий контролер (I):

Інтегральний компонент підсумовує термін помилки з часом, тому ефект зводить помилку стаціонарного стану нанівець. Помилка усталеного стану - це остаточна різниця між змінною процесом і заданим значенням.

Диференціюючий контролер (D):

Похідний компонент змушує вихідний сигнал зменшуватись, якщо змінна процесу швидко збільшується. Збільшення параметра похідного часу (T_d) викликає сильнішу реакцію системи управління на зміни члена помилки та збільшить швидкість загального відгуку системи управління.

Сучасний етап розвитку систем управління характеризується впровадженням принципів адаптації та використанням бортових цифрових обчислювальних пристроїв для генерації алгоритмів управління та систем управління з використанням комплексних методів моніторингу умов у польоті, підвищення надійності одержання та обробки інформації. При вивченні матеріалу про методи синтезу та технічної реалізації системи управління польотом враховуються вимоги надійності та працездатності. При синтезі систем управління також враховуються динамічні властивості літальних апаратів, що описуються їх математичними моделями. Вивчення деяких типів систем управління польотом починається з розробки блок-схем, аналіз перехідних процесів та вибір оптимальних параметрів законів управління та закінчується розглядом понять. Побудова цифрового управління літальним апаратом пов'язане з вирішенням складних науково-технічних завдань, які в першу чергу включають дослідження нових принципів бортових навігаційних систем, розробку блоків пам'яті, процесорів і т.д., що реалізуються у спеціальних обчислювальних машинах (СКМ). Система управління польотом, в яку СКМ входить безпосередньо в траєкторію або траєкторію стабілізації кутового руху літального апарату, відноситься до класу дискретних систем прямого цифрового управління, що включають наступне: розрахунок сигналів помилок, процесорів тощо.

Опис принципу функціонування об'єктів та його управління. Загальний опис постановки проектного завдання. Існуючі підходи до її вирішення. Сучасний етап розвитку системи управління. Вивчення впливу квантування часу та рівня динаміки польоту певного типу системи керування польотом починається з розробки структурних схем. Концепція стійкості та управління, динаміка літаків та сучасна теорія управління досягають найвищої точки у розробці конкретних, важливих

конструкції систем автоматичного управління польотом. Також розуміння успішної реакції літака на атмосферну турбулентність та конструктивну гнучкість також має важливе значення для успішного проектування. Системи контролю орієнтації літаків використовують у різних умовах польоту.

Автоматичні системи управління польотом підтримки кутів орієнтації повітряного судна, системи управління висотами знаходять широке застосування усім сучасним літакам. Системи підвищення стійкості інформують внутрішній цикл системи управління орієнтацією, тоді системи орієнтації утворюють внутрішній цикл системи управління траєкторією польоту. Системи керування орієнтацією використовують кілька систем керування літаком, або можуть використовувати сигнали зворотний зв'язок, які залежить від змінних руху. Проблема, що розглядається у цій статті, полягає у розробці та оцінці закону надійного управління. Аерокосмічні інженери розробляють системи управління (відносини) щодо його центру мас. Системи підвищення стійкості та системи орієнтації в управлінні рухом літальних апаратів виконують різні функції. Головна мета систем підвищення стійкості полягає в тому, щоб підтримувати або покращувати стійкість літака в польоті, особливо в умовах, коли можуть виникнути небажані аеродинамічні явища, такі як перевертання або ковзання. Системи підвищення стійкості виправляють або компенсують небажані рухи апарата, забезпечуючи плавний та стійкий політ. Вони можуть використовувати автоматичні електронні системи для коригування поверхні керування, такі як елерони, руль висоти та руль напрямку. Системи орієнтації спрямовані на управління орієнтацією (кутовим положенням) літального апарата. Орієнтація включає в себе кутові параметри, такі як кути крену, тангажу та нишпорення (roll, pitch, yaw). Головна мета систем орієнтації - це забезпечити точне керування положенням або орієнтацією апарата в просторі. Ці системи використовуються для управління аеродинамічними поверхнями апарата, такими як елерони, руль висоти та руль напрямку, для досягнення необхідної орієнтації. Ці дві системи можуть використовуватися разом для досягнення більшої ефективності в управлінні літальним апаратом. Системи підвищення стійкості можуть вирівнювати апарат та уникати небажаних рухів, тоді як системи орієнтації дозволяють точно контролювати його орієнтацію в просторі для досягнення конкретних завдань. Функції, пов'язані з керуванням і стабілізацією літального апарата в повітрі [4].

2 АНАЛІЗ І СИНТЕЗ СИСТЕМИ РОЗВОРОТУ ЛІТАКА ПРІ ЙОГО ЗЛЬОТІ ТА ВИХОДІ НА КУРС

2.1 Вибір і обґрунтування принципіальної схеми

У задачі проектування наведено приклади проектування та аналізу системи управління для різних типів руху та режимів польоту. В одних і тих же джерелах докладний опис кожного типу руху стосовно широкого кола класів повітряних суден. Деякі джерела дають уявлення динаміку різних літальних апаратів без прив'язки до систем управління, які, безумовно, можуть допомогти на етапі формування математичної моделі об'єкта управління, розширилося розуміння динаміки польоту різних типів літальних апаратів. Приклади систем проектування та аналізу, які представлені у літературі, у майбутньому допоможуть у проведенні та аналізі математичних моделей об'єкта управління.

Функціональна схема - це графічне зображення, на якому представлені функціональні частини і зв'язки між ними з поясненням процесів, що відбуваються в окремих функціональних ланцюгах виробу або у виробі в цілому [6].

Внутрішній контур керування є контуром регулювання кута крену. Зовнішній контур стабілізації траєкторії є контуром стабілізації за кутом курсу (нишпорення). Процес стабілізації траєкторії польоту про зльоту літака та виході його на заданий курс здійснюється наступним чином. Знаючи поточну напругу на виході вимірювача напрямку польоту і задану напругу, визначаємо невідповідність ΔU . Після цього ΔU збільшиться. Під дією якого рульова машина відкидає рульові. Відхилення рульової висоти (δPV) викликає появу аеродинамічного моменту M_z навколо осі O_y літака. Цей момент повертає літальному апарату задане значення кута курсу та кутової швидкості ω_y . Датчики кута та кутової швидкості перетворюють отримані курсовий кут та кутову швидкість ω_y у відповідні напруги $\vartheta_3(t)$ $U_{GB}(t)$,. Далі ці сигнали надходять на входи нормалізуючих підсилювачів НУ1 і НУ2 відповідно, щоб підсилити сигнал і запобігти перерегулюванню. Після нормалізуючих підсилювачів сигнали надходять на суматори і процес повторюється знову $U_{CG}(t)$.

Розглянемо функціональну схему управління бічним рухом літака (рис. 2.1)

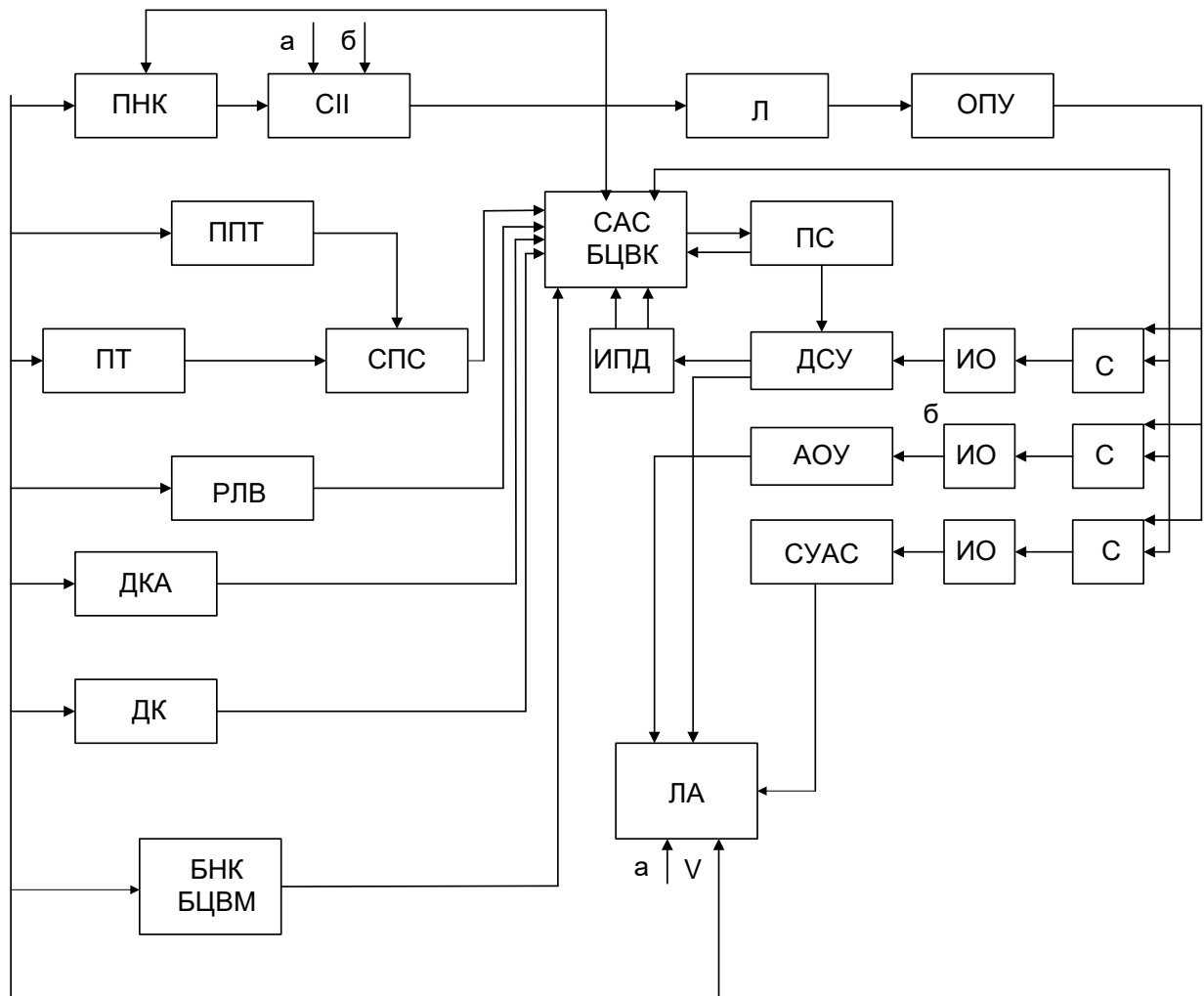


Рисунок 2. 1 – Функціональна схема управління літаком

На вище представленому рисунку взяті такі позначення:

БНК – бортовий навігаційний комплекс; СПС – система повітряних сигналів
 БКС – базова курсова система; ПН - перетворювач нищпорення;; ППТ – приймач
 повітряного тиску; ДКА – датчик кута атаки; ПНК - пілотажний-навігаційний
 комплекс; РЛВ-радіо локаційний висотомір; ОРУ – органи ручного управління; САС
 – система автоматичної стабілізації; ДСУ – двигуни силової установки; Л – людина;
 ІПД – система джерел інформації ДСУ; ТС – паливна система; ВО – виконавчий
 орган; ДУ - датчик кута СУАС - засіб керування з аеродинамічними силами; АОУ -
 аеродинамічні органи управління; ЛА - літальний апарат;

У режимі координованого розвороту дана схема набуває наступного більш
 конкретного вигляду (рис. 2.2).

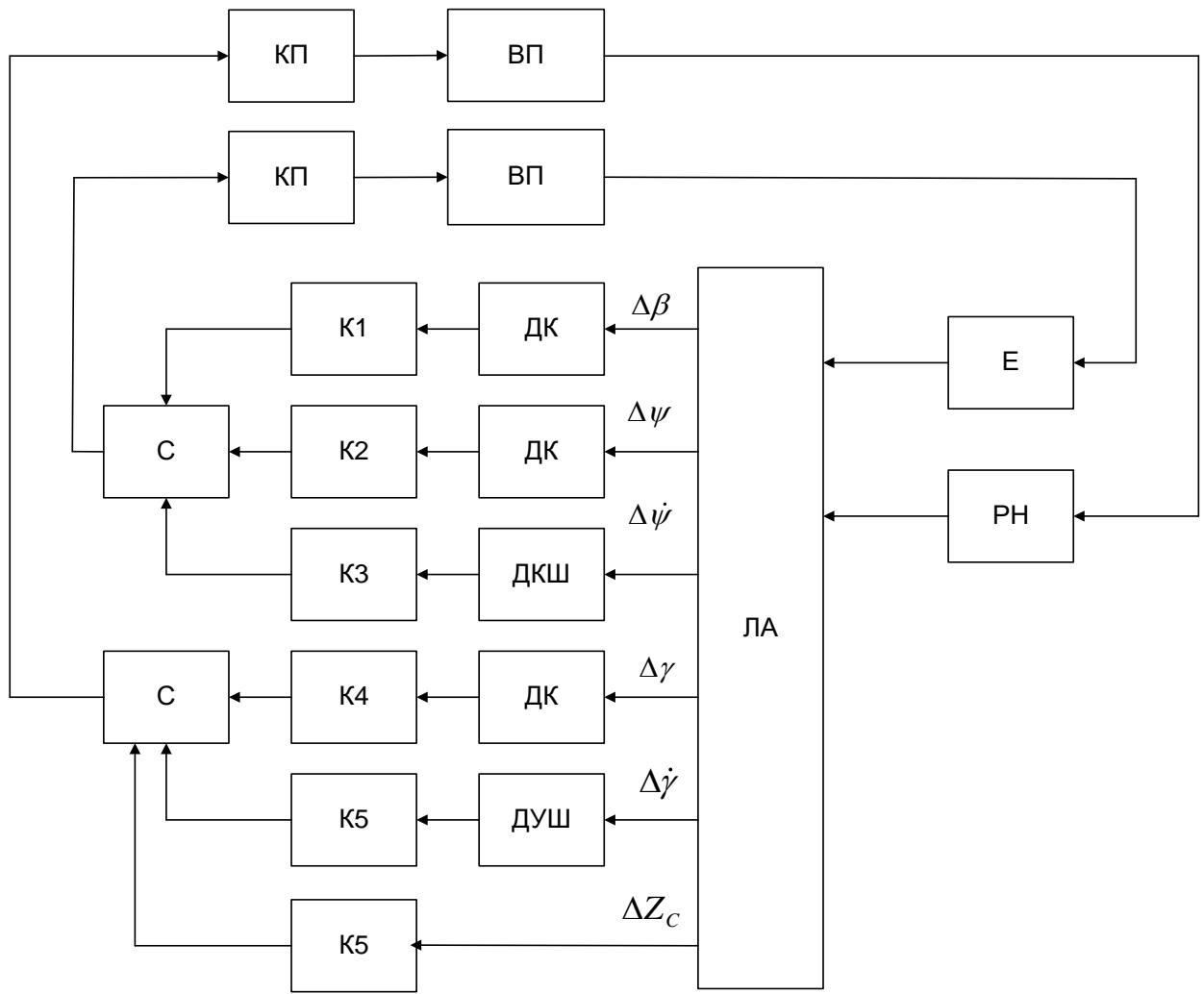


Рисунок 2.2 – Функціональна схема каналу бокового руху

На наведеному вище рис. 2.2 прийняті такі позначення:

КП - коригуючий пристрій; ВО – виконавчий орган; Е - керуючі вплив елеронами; С – суматор; ДК - датчик кута; ДКШ – датчик кутової швидкості; РН - керуючі вплив керма напрямку.

Основними органами управління з метою здійснення розвороту є і елерони, і кермо напрямку. Вимірювальний комплекс має бути в центрі мас ЛА або поблизу нього для досягнення зменшення моментів щодо центру мас.

Сила тяги також змінюється у вигляді зміни режиму робіт двигуна, висоти польоту. Зміна сили ваги відбувається переважно внаслідок зміни запасу палива на ЛА. Для заданого режиму польоту (координований розворот) припускаємо, що внаслідок малого часу розвороту відбувся незначний витрата палива і, отже, маса ЛА залишається постійною і під час розвороту швидкість також постійна.

2.2 Отримання робочих моделей об'єкта управління та систематизація їх параметрів

Вихідна модель є сукупністю з лінійних диференціальних рівнянь. У загальному вигляді лінійна модель руху літака представлена у вигляді:

$$\dot{X} = AX + BU; \quad (2.1)$$

$$Y = CX + DU, \quad (2.2)$$

де A – власна матриця ОУ; B – матриця управління або матриця входу СУ; C – матриця виходу (або вимірів); D – матриця обходу; U – це вектор керуючих та обурювальних впливів; X – параметри стану об'єкта.

Параметри отримуємо з технічних характеристик об'єкта управління.

Загальний вигляд об'єкта управління представлено на рис. 2.3.



Рисунок 2.3 - Загальний вигляд Bombardier Challenger 650

Bombardier Challenger 650 - це бізнес-джет класу "суперсередній" (super-midsize), розроблений та вироблений канадською компанією Bombardier Aerospace, оснащений сучасними системами авіоніки, такими як система управління політами Bombardier Vision, яка включає в себе EFIS, системи навігації та інші сучасні технології. Система управління політами Bombardier Vision - це сучасна та інтегрована авіонічна система, яка використовується на бізнес-джетах Bombardier Challenger 650 та інших моделях літаків від Bombardier Aerospace. Ця система розроблена з метою покращення продуктивності, безпеки та комфорту польотів на літаках Bombardier Challenger 650 та інших моделях. Точні функції можуть

варіюватися в залежності від конкретної конфігурації та оновлень системи. Тому розробка вдосконаленої системи, що базується на нові електронній базі та покращених алгоритма управління. Bombardier Aerospace перебудовано в розділ компанії Airbus, і її бізнес-літаки та програма C Series були передані Airbus, що призвело до утворення Airbus Canada Limited Partnership. Таким чином, тема роботи є актуальною.

У наведеній нижче таблиці 2.1 наведені технічні характеристики різних моделей літаків Bombardier Challenger 650:

Таблиця 2.1 - Характеристики об'єкта управління

Екіпаж	2 пілота
Пасажиромісткість	до 19 осіб (залежно від конфігурації)
Довжина	20,85 м
Розмах крила	19,61 м
Висота	6,30 м
Маса порожня	9292 кг
Максимальна злітна маса	19 550 кг
Корисне навантаження	1 814 кг
Двигуни	2× General Electric CF34-3A
	turbofans з тягою по 40,7 кН кожен
Крейсерська швидкість	851 км/год
максимальна швидкість	882 км/год
Максимальна дальність	6236 км
Практична стеія	12500 м

А також презентується широкий салон з розкладними сидіннями, конференц-зонами, кухнею та сучасною авіонікою для комфортного та продуктивного польоту.

Bombardier Challenger 650 може бути оснащений сучасними системами авіоніки, такими як система управління політами Bombardier Vision, яка включає в себе EFIS, системи навігації та інші сучасні технології. Всезонний, комфортний кабінний простір, підвищені показники тяги для кращих характеристик польоту та інші додаткові можливості. Все це підвищує попит на розробку сучасних систем і нових рішень.

Визначимо значення потрібних параметрів системи. Для цього необхідно врахувати вид траєкторії руху. Деякі можна відразу задати, виходячи з режиму руху: $\ddot{\vartheta}_{aT} = 0 \dot{\vartheta}_{aT} = 0$

Необхідний рух характеризується постійною швидкістю. Значення необхідної швидкості поставимо рівне $V_T = 850 \text{ м/с}$.

Масова щільність повітря на висоті 200м. Вважатимемо, що це значення постійне у всьому діапазоні висот. $\rho_T = 1,05 \text{ кг/м}^3$

- Площа крила літака; - Розмах крила; $F=2940000 \text{ Н}$ – сила тяги двох двигунів; $S = 845 \text{ м}^2$; $l = 79.8 \text{ м}$

$$J = \begin{bmatrix} J_{XX} & J_{XY} & 0 \\ J_{YX} & J_{YY} & 0 \\ 0 & 0 & J_{ZZ} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1910000 & -287000 & 0 \\ -287000 & 2400000 & 0 \\ 0 & 0 & 2200000 \end{bmatrix}$$

Це тензор інерції літака

Задаємо значення аеродинамічних коефіцієнтів:

$$C_z^\beta = -0.242; m_Y^\beta = -0.0084; m_Y^\beta = -0.324; m_Y^{\omega_Y} = -0.462;$$

$$m_Y^{\omega_X} = -0.122; m_X^\beta = -0.0075; m_X^{\omega_Y} = -0.018;$$

$$m_X^{\omega_X} = -0.27; m_X^{\delta_\epsilon} = -0.245; m_X^{\delta_{PH}} = -0.0136.$$

Використовуючи значення для аеродинамічних коефіцієнтів, знаходимо аеродинамічні моменти та сили.

$$Z_\alpha^\beta = -9980770,31; M_Y^\beta = -23105653,6; M_Y^\beta = -883451460,9.$$

$$M_Y^{\omega_Y} = 1250423606.; M_Y^{\omega_\epsilon} = -326197462,5; M_Y^{\delta_{PH}} = -100577550,9.$$

$$M_Y^{\omega_Y} = -25823965,8; M_X^{\omega_Y} = -489296194; M_X^{\omega_X} = -7339442906$$

$$M_X^{\delta_\epsilon} = -665986485,9; M_X^{\delta_{PH}} = -37240876,97.$$

Лінійна математична модель об'єкта

Вихідна математична модель це система не лінійних диференціальних рівнянь. Внаслідок того процес синтезу значно ускладнюється. Необхідно спростити цю систему, скориставшись методом малих збурень, що ґрунтується на наступних припущеннях [11]:

- необхідні значення даних параметрів стану об'єкта характеризують його програмний рух;

- реальні значення параметрів мало відрізняються від необхідних їх значень;

- під час розгляду необхідного по ТЗ вда руху обурені впливу не враховуються;

- при лінеаризації вводять варіації змінних, які характеризують стан об'єкта для заданого режиму польоту.

Представимо модель літака як об'єкта управління у векторно-матричній формі:

$$\dot{X} = AX + BU; \quad (2.3)$$

$$Y = CX + DU; \quad (2.4)$$

$$X = \begin{bmatrix} \Delta\beta \\ \Delta\psi \\ \Delta\dot{\psi} \\ \Delta\gamma \\ \Delta\dot{\gamma} \\ \Delta Z_C \end{bmatrix}; \quad U = \begin{bmatrix} \delta_{\Theta} \\ \delta_{PH} \\ M_{yB} \end{bmatrix}$$

Аналітичний вид матриць з урахуванням наведених вище числових значень коефіцієнтів отримаємо:

$$A = \begin{bmatrix} 0.0937 & 0 & 1 & -0.0342 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -374.017 & 0 & -483.48 & 0.3842 & -91.668 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -42.657 & 0 & -307.5 & -0.0618 & 409.9 & 0 \\ 250 & -240 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 42.17 & -424.24 & 0.422 \times 10^{-6} \\ 0 & 0 & 0 \\ -353.122 & 44.24 & -0.62 \times 10^{-7} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad D = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Для аналізу властивостей системи скористаємося програмним пакетом Matlab [14] і введемо матриці A, B, C, D.

Задамо робочу модель командою: `sys=ss(...)` і наведемо систему до виду передавальних функцій, що зв'язують вхід та вихід.

Для першого керуючого впливу (елерони):

$$W_{\beta}^{\delta_{\Theta}}(s) = \frac{\Delta\beta(s)}{\delta_{\Theta}(s)} = \frac{42.37 s^2 + 1.501 \cdot 10^4 + 7 \ 210}{s^4 + 83.5s^3 - 2.302 \cdot 10^5 s^2 - 1.354 \cdot 10^5 s + 3723} \quad (2.5)$$

$$W_{\psi}^{\delta\vartheta}(s) = \frac{\Delta\psi(s)}{\delta_3(s)} = \frac{42.37s^3 + 1.5 \cdot 10^4 s^2 - 1541s - 5234}{s^5 + 83.5s^4 - 2.302 \cdot 10^5 s^3 - 1.354 \cdot 10^5 s^2 + 3723s}; \quad (2.6)$$

$$W_{\dot{\psi}}^{\delta\vartheta}(s) = \frac{\Delta\dot{\psi}(s)}{\delta_3(s)} = \frac{42.37s^3 + 1.5 \cdot 10^4 s^2 - 1541s - 5234}{s^4 + 83.5s^3 - 2.302 \cdot 10^5 s^2 - 1.354 \cdot 10^5 s + 3723}; \quad (2.7)$$

$$W_{\gamma}^{\delta\vartheta}(s) = \frac{\Delta\gamma(s)}{\delta_3(s)} = \frac{-353.1s^2 - 1.873 \cdot 10^5 s - 1.162 \cdot 10^5}{s^4 + 83.5s^3 - 2.302 \cdot 10^5 s^2 - 1.354 \cdot 10^5 s + 3723}; \quad (2.8)$$

$$W_{\dot{\gamma}}^{\delta\vartheta}(s) = \frac{\Delta\dot{\gamma}(s)}{\delta_3(s)} = \frac{-353.1s^3 - 1.873 \cdot 10^5 s^2 - 1.163 \cdot 10^5 s - 1.453 \cdot 10^{-10}}{s^4 + 83.5s^3 - 2.302 \cdot 10^5 s^2 - 1.354 \cdot 10^5 s + 3723}; \quad (2.9)$$

$$(s) = W_{Z_C}^{\delta\vartheta} \frac{\Delta Z_C(s)}{\delta_3(s)} = \frac{4455s^2 - 2.188 \cdot 10^6 s - 1.308 \cdot 10^6}{s^6 + 83.5s^5 - 2.302 \cdot 10^5 s^4 - 1.354 \cdot 10^5 s^3 + 3723s^2}. \quad (2.10)$$

За керуючим впливом величина кут відхилення керма напрямку (кермо курсу або нишпорення):

$$W_{\beta}^{\delta_{PH}}(s) = \frac{\Delta\beta(s)}{\delta_{PH}(s)} = \frac{-424.2s^2 + 1.698 \cdot 10^5 s - 5996}{s^4 + 83.5s^3 - 2.312 \cdot 10^5 s^2 - 1.354 \cdot 10^5 s + 3723}; \quad (2.11)$$

$$W_{\psi}^{\delta_{PH}}(s) = \frac{\Delta\psi(s)}{\delta_{PH}(s)} = \frac{-424.2s^3 + 1.699 \cdot 10^5 s^2 - 1.596 \cdot 10^4 s + 1358}{s^5 + 83.5s^4 - 2.312 \cdot 10^5 s^3 - 1.354 \cdot 10^5 s^2 + 3723s}; \quad (2.12)$$

$$W_{\dot{\psi}}^{\delta_{PH}}(s) = \frac{\Delta\dot{\psi}(s)}{\delta_{PH}(s)} = \frac{-424.2s^3 + 1.699 \cdot 10^5 s^2 - 1.596 \cdot 10^4 s + 1358}{s^4 + 83.5s^3 - 2.312 \cdot 10^5 s^2 - 1.354 \cdot 10^5 s + 3723}; \quad (2.13)$$

$$W_{\gamma}^{\delta_{PH}}(s) = \frac{\Delta\gamma(s)}{\delta_{PH}(s)} = \frac{44.25s^2 + 1.527 \cdot 10^5 s + 2.031 \cdot 10^4}{s^4 + 83.5s^3 - 2.312 \cdot 10^5 s^2 - 1.354 \cdot 10^5 s + 3723}; \quad (3.14)$$

$$W_{\dot{\gamma}}^{\delta_{PH}}(s) = \frac{\Delta\dot{\gamma}(s)}{\delta_{PH}(s)} = \frac{44.25s^2 + 1.527 \cdot 10^5 s^2 + 2.031 \cdot 10^4 s + 2.31 \cdot 10^{-12}}{s^4 + 83.5s^3 - 2.312 \cdot 10^5 s^2 - 1.354 \cdot 10^5 s + 3723}; \quad (2.15)$$

$$W_{Z_C}^{\delta_{PH}}(s) = \frac{\Delta Z(s)}{\delta_{PH}(s)} = \frac{-1.039 \cdot 10^4 s^2 + 2.49 \cdot 10^6 s - 3.397 \cdot 10^5}{s^6 + 83.5s^5 - 2.312 \cdot 10^5 s^4 - 1.354 \cdot 10^5 s^3 + 3723s^2}. \quad (2.16)$$

За впливом, що обурює:

$$W_{\beta}^{M_{yB}}(s) = \frac{\Delta\beta(s)}{M_{yB}(s)} = \frac{4.23 \cdot 10^{-7} s^2 - 0.0001676s + 6.336 \cdot 10^{-6}}{s^4 + 83.5s^3 - 2.312 \cdot 10^5 s^2 - 1.354 \cdot 10^5 s + 3723}; \quad (2.17)$$

$$W_{\psi}^{M_{yB}}(s) = \frac{\Delta\psi(s)}{M_{yB}(s)} = \frac{4.23 \cdot 10^{-7} s^3 - 0.0001677s^2 + 1/574 \cdot 10^{-5} s - 1.631 \cdot 10^{-6}}{s^5 + 83.5s^4 - 2.312 \cdot 10^5 s^3 - 1.354 \cdot 10^5 s^2 + 3723s}; \quad (2.18)$$

$$W_{\dot{\psi}}^{M_{yB}}(s) = \frac{\Delta\dot{\psi}(s)}{M_{yB}(s)} = \frac{4.23 \cdot 10^{-7} s^3 - 0.0001677s^2 + 1.574 \cdot 10^{-5} s - 1.631 \cdot 10^{-6}}{s^4 + 83.5s^3 - 2.312 \cdot 10^5 s^2 - 1.354 \cdot 10^5 s + 3723}; \quad (2.19)$$

$$W_Y^{M_{yB}}(s) = \frac{\Delta Y(s)}{M_{yB}(s)} = \frac{-6.3 \cdot 10^{-8} s^2 - 0.0001616 s - 2.643 \cdot 10^{-5}}{s^4 + 83.5 s^3 - 2.312 \cdot 10^5 s^2 - 1.354 \cdot 10^5 s + 3723} \quad ; (2.20)$$

$$W_{\dot{Y}}^{M_{yB}}(s) = \frac{\Delta \dot{Y}(s)}{M_{yB}(s)} = \frac{-6.3 \cdot 10^{-8} s^3 - 0.0001616 s^2 - 2.643 \cdot 10^{-5} s - 1.532 \cdot 10^{-20}}{s^4 + 83.5 s^3 - 2.312 \cdot 10^5 s^2 - 1.354 \cdot 10^5 s + 3723}; \quad (2.21)$$

$$W_{Z_C}^{M_{yB}}(s) = \frac{\Delta Z_C(s)}{M_{yB}(s)} = \frac{1.055 \cdot 10^5 s^2 - 0.002351 s + 0.0004078}{s^6 + 83.5 s^5 - 2.312 \cdot 10^5 s^4 - 1.354 \cdot 10^5 s^3 + 3723 s^2} \quad . (2.22)$$

Коріння характеристичного рівняння та коефіцієнти згасання математичної моделі представлені в табл.2.2

Таблиця 2.2 Коріння характеристичного рівняння та коефіцієнти згасання

Власні значення	Коефіцієнт демпфування	Частота
0.00 e+000	-1.00 e+000	0.00 e+000
0.00 e+000	-1.00 e+000	0.00 e+000
2.64 e-002	1.00 e+000	2.64 e-002
-6.13e-001	1.00 e+000	6.13 e-001
4.41 e+002	-1.00 e+000	4.43 e+002
-5.24 e+002	-1.00 e+000	5.24 e+002

Керованою станом є система, за визначенням стан якої можна змінити від будь-якого початкового значення до будь-якого кінцевого за обмежений час а також і за допомогою обмеженого управління.

Керованою виходом є система, вихід якої можна змінити від будь-якого заданого початкового значення до будь-якого кінцевого за обмежений час і при обмеженому керуванні.

Керованість та спостережуваність оцінимо за допомогою команд:

`co = ctrb (w);`

`unco = length (w)-rank (w);`

`ob = obsv (w);`

`unob = length (ц)-rank (ц);`

отримуємо:

- `unco = 0` - означає система керована;

- `unob = 0` - означає система спостерігається.

Командою `pzmap(ц)` виведемо графічно розташування полюсів (рис.2.4)

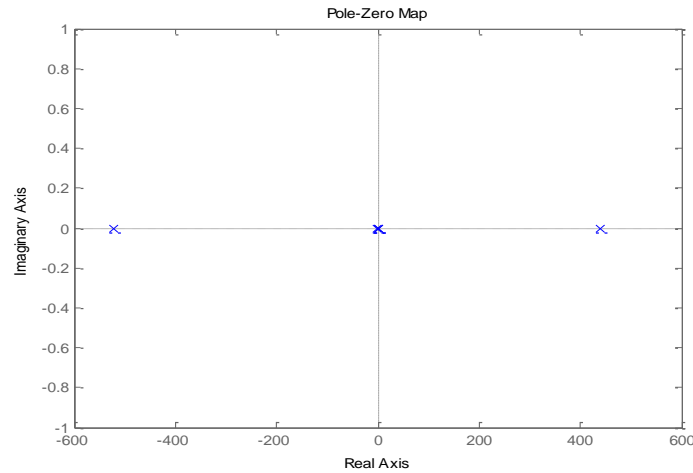


Рисунок 2.4 - Розташування полюсів моделі літака

Використовуючи метод визначення стійкості по корінням характеристичного рівняння полінома бачимо, що система не стійка по управлінню, так як її полюси моделі літака лежать у правій s-напівплощині.

Вибір ланок системи та їх моделей

Для побудови системи керування нам необхідно вибрати моделі виконавчого пристрою – і сервоприводу та датчиків кута та кутової швидкості.

Вибір моделі сервоприводу

Як виконавчого пристрою для даної системи управління використовується сервопривід для управління кермом напрямку і елероном [8]. Передаточна функція сервоприводу описується коливальною ланкою:

$$W_{СП}(s) = \frac{k}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (2.23)$$

Що стосується жорсткого закріплення ланок системи $k=0.15$.

Для досягнення прийнятної якості перехідних процесів сервопривід має наступні параметри: ω_n , рад/с, $T_{СП} = 0.0632$ $\omega_{СП} = 15.8\xi = 0,99$

Отже, модель сервоприводу визначається наступним виразом:

$$W_{СП}(s) = \frac{0.15}{s^2 + 31.5s + 250} \quad (2.24)$$

Вибір моделі датчика кута

Як датчик кута курсу і крену вибираємо спеціальну курсову систему, що описується пропорційною ланкою.

$$W_{\text{ДУ}}(s) = K_{\text{ДУ}}; \quad (2.25)$$

$$K_{\text{ДУ}}=0,2\text{В/рад}. \quad (2.26)$$

Вибір моделі датчика кутової швидкості

Для вимірювання кутової швидкості скористаємося датчиком кутової швидкості (ДУС). Передаточна функція представимо як коливальної ланки, параметри якого такі: $T_{\text{ДУС}} = 0,01$; $K_{\text{ДУС}} = 0.12\xi = 0.8$

$$W_{\text{ДУС}}(s) = \frac{K_{\text{ДУС}}s}{T_{\text{ДУС}}^2s^2 + 2T_{\text{ДУС}}\xi s + 1}; \quad (2.27)$$

$$W_{\text{ДУС}}(s) = \frac{0.12 s}{0.0001s^2 + 0.016 s + 1}. \quad (2.28)$$

2.3 Вибір та обґрунтування первинних законів управління

Як закон управління будемо використовувати ПД - закон регулювання, тому що в повній моделі присутні коливальні ланки, які погіршують якість системи в цілому. Введемо інтегральну складову для покращення якості перехідних процесів та для зменшення статичної помилки:

$$U_{\text{РН}}(t) = KU_{\Delta\psi}(t) + \frac{1}{T_U} \int U_{\Delta\psi}(t) \cdot dt + K \frac{dU_{\Delta\psi}}{dt}; \quad (2.29)$$

$$U_{\Sigma}(t) = KU_{\Delta\gamma}(t) + \frac{1}{T_U} \int U_{\Delta\gamma}(t) \cdot dt + K \frac{dU_{\Delta\gamma}}{dt}. \quad (2.30)$$

При незадовільній якості перехідних процесів введемо коригувальні ланки, що й ускладнює систему, але робить її якість відповідною вимогою ТЗ.

Закон або алгоритм управління - це характер залежності керуючого впливу від впливу, що задає і обурює, від відхилення керованої величини, від параметрів об'єкта управління.

Закон управління - це правило, за яким формується керуючий вплив: $U=U(g,\xi,f,p)$.

Отримання моделі каналу системи стабілізації

Задаємо модель системи управління з урахуванням отриманих раніше моделей датчиків, літака, сервопривода [7].

На рис.2.5 наведено функціональну схему системи стабілізації бічного каналу.

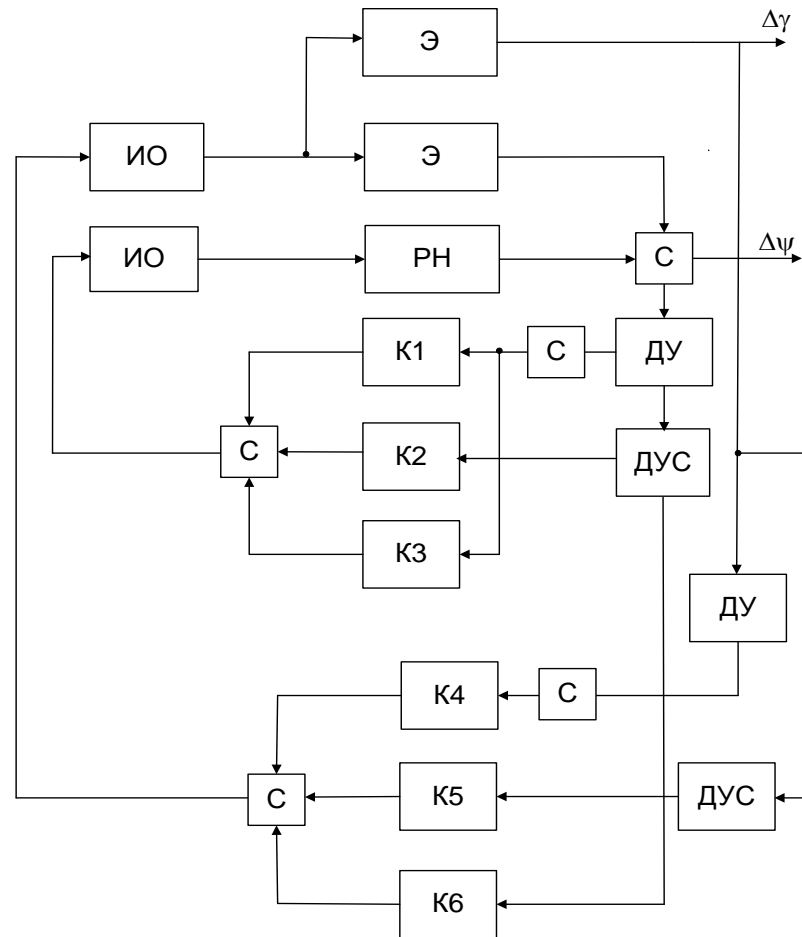


Рисунок 2.5 – Функціональна схема системи стабілізації бічного каналу

На вище представленій схемі прийнято такі позначення

С – суматор; ВВ – виконавчі органи; Е - керуючі вплив елерону; ДУ - датчик кута; РН - керуючі вплив керма напрямку; ψ - кут курсу; γ - кут крену, К1,К4 - пропорційний коефіцієнт; К2,К5 – інтегральний коефіцієнт; К3, К6 – диференціальний коефіцієнт; ДКШ – датчик кутової швидкості.

Об'єкт управління описується у формі простору станів, входом є керуючі впливу керма напрямку та елерони. Вихідним параметром є кут крену та курсу. Далі сформуємо закон управління на основі параметрів, що вимірюються приладами, що описуються передатними функціями. Сигнал закону управління подається на сервопривід, який реалізує відхилення керма напрямку та елеронів $\delta_{РН}$ $\delta_{Э}$. Відповідно до цього система представляється на рис. 2.6.

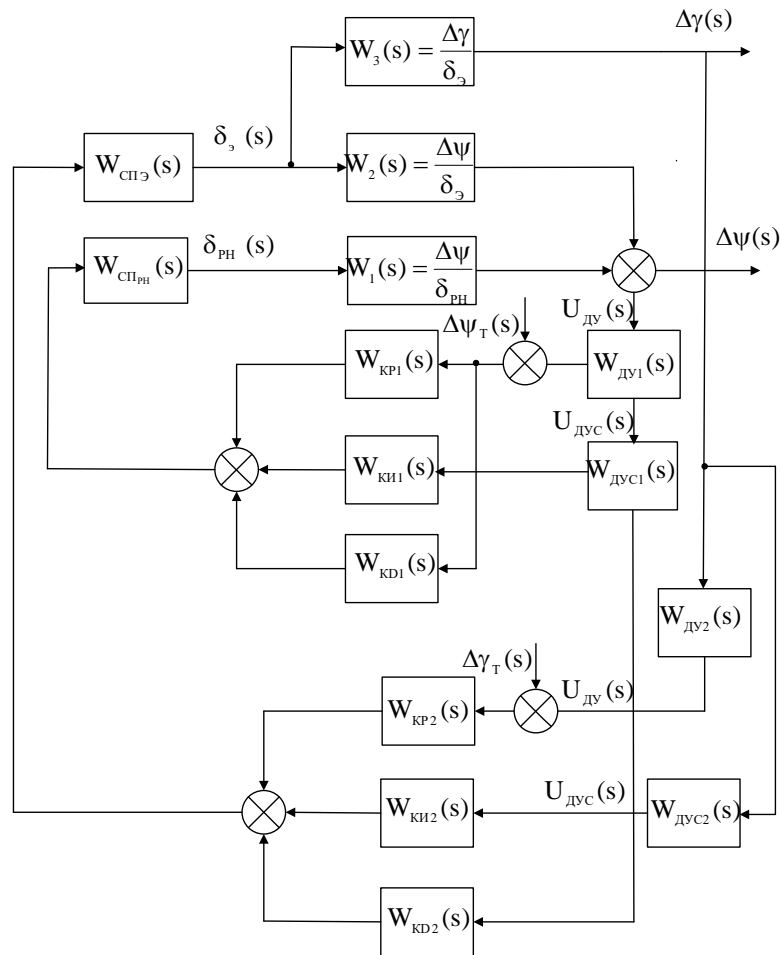


Рисунок 2.6 – Структурна схема системи стабілізації бічного каналу

На вищенаведеній схемі прийняті такі позначення:

$W_{ДУ1}(s), W_{ДУ2}(s)$ - датчик кута; $W_{ДУС1}(s), W_{ДУС2}(s)$ - датчик кутової швидкості; $\delta_{РН}(s)$ - керуючі вплив керма напрямку; $\delta_3(s)$ - керуючі вплив елеронами; $W_1(s) = \frac{\Delta\psi}{\delta_{РН}}, W_2(s) = \frac{\Delta\psi}{\delta_3}, W_3(s) = \frac{\Delta\gamma}{\delta_3}$ - передавальні функції об'єкта управління; $W_{СПРН}(s), W_{СПЗ}(s)$ - передавальні функції сервоприводу; $U_{ДУ}(s)$ - напруга на виході датчика кута; $U_{ДУС}(s)$ - напруга на виході датчика кутової швидкості; $\Delta\dot{\psi}(s)$ - вихідний параметр кута курсу;

$\Delta\beta(s)$ - вихідний параметр кута ковзання; $W_{КР1}(s), W_{КН1}(s), W_{КД1}(s), W_{КР2}(s), W_{КН2}(s), W_{КД2}(s)$ - коефіцієнти законів управління; $\Delta\gamma_T(s)$ - що задають вплив кута нахилу; $\Delta\psi_m(s)$ - що задають вплив кута курсу.

Визначимо передавальні функції всієї системи управління керуючого впливу для бічного каналу руху. При цьому для отримання їх у чисельному вигляді скористаємось лінійним рівнянням кута курсу (для керма напрямку та елеронів):

$$\dot{X}_3 = B_{22} X_2 + B_{220} X_3 + B_1 \delta_3 + B_2 \delta_{РН} + B_3 F_{ZB} + B_4 M_{XB} + B_5 M_{YB}. \quad (2.31)$$

Лінійне рівняння кута крену (для елеронів):

$$\dot{X}_5 = B_{43} X_4 + B_{430} X_5 + B_1 \delta_{\vartheta} + B_2 \delta_{PH} + B_3 F_{ZB} + B_4 M_{XB} + B_5 M_{YB}. \quad (2.32)$$

З використанням впливу руху, що обурює і задає, по курсу і крену представлені у вигляді лінійних рівнянь. Кут курсу керма напряду можна виразити так:

$$-\Delta\ddot{\psi} = B_{22} \Delta\psi + B_{220} \Delta\dot{\psi} + B_2 \delta_{PH} + B_5 M_{YB}. \quad (2.33)$$

Кут курсу елеронів:

$$-\Delta\ddot{\psi} = B_{22} \Delta\psi + B_{220} \Delta\dot{\psi} + B_1 \delta_{\vartheta} + B_5 M_{YB}. \quad (2.34)$$

Кут крену елеронів можна уявити:

$$-\Delta\ddot{\beta} = B_{43} \Delta\beta + B_{430} \Delta\dot{\beta} + B_1 \delta_{\vartheta} + B_5 M_{YB}. \quad (2.35)$$

Передавальні функції об'єкта управління з керуючого впливу:

$$W_1(s) = \frac{\Delta\psi(s)}{\delta_{PH}(s)} = \frac{B_2}{s^2 + B_{220}s}; \quad (2.36)$$

$$W_1(s) = \frac{424.24}{s^2 + 493,489s}; \quad (2.37)$$

$$W_2(s) = \frac{\Delta\psi(s)}{\delta_{\vartheta}(s)} = \frac{B_1}{s^2 + B_{220}s}; \quad (2.38)$$

$$W_2(s) = \frac{42.37}{s^2 + 493,489s}; \quad (2.39)$$

$$W_3(s) = \frac{\Delta\gamma(s)}{\delta_{\vartheta}(s)} = \frac{B_1}{s^2 + B_{430}s - B_{43}}; \quad (2.40)$$

$$W_3(s) = \frac{42.37}{s^2 + 409.9s - 0.0611}. \quad (2.41)$$

Передавальні функції об'єкта управління з впливу, що обурює:

$$W_1^f(s) = \frac{B_5}{s^2 + B_{220}s}; \quad (2.42)$$

$$W_1^f(s) = \frac{0.00000423}{s^2 + 493,489s}; \quad (2.43)$$

$$W_2^f(s) = \frac{B_5}{s^2 + B_{220}s}; \quad (2.44)$$

$$W_2^f(s) = \frac{0.00000423}{s^2 + 493,489s}; \quad (2.45)$$

$$W_3^f(s) = \frac{B_5}{s^2 + B_{430}s - B_{43}}; \quad (2.46)$$

$$W_3^f(s) = \frac{0.00000423}{s^2 + 409.9s - 0.0611}. \quad (2.47)$$

Коригуючий елемент

Синтез послідовного коригувального пристрою методом LAFC

При дослідженні стійкості системи ми повинні використовувати характеристичне рівняння та знайти його коріння. Характеристичним рівнянням є рівняння, отримане із знаменника розімкнутої петлі передавальної функції.

$$Wac(s) = \frac{\vartheta(s)}{\delta(s)} = \frac{25}{s^2 + 5.5s + 41.80} \quad (2.48)$$

Для побудови LAFC нам потрібні деякі дані, які можна розрахувати, як показано нижче:

$$S1 = -2,75 + 5,85i \quad T1 = 1/s1 = 0,36$$

$$S2 = -2,75 - 5,85i \quad T2 = 1/s2 = 0,36$$

$$S3 = 0$$

Для побудови LAFC нам потрібні деякі дані, які можна розрахувати, як показано нижче:

$$U_{max} = 1$$

$$tt = 1$$

$$V_{max} = \frac{U_{amx}}{tt} \quad (2.49)$$

Максимальна помилка

$$E = 0,05$$

Кр_ необхідний коефіцієнт системи

$$Kr = \frac{V_{max}}{E} \quad (2.50)$$

$$Kr = 2$$

$$20 \log(kr) = 6,2$$

$$\log(1/T1) = 0,4$$

$$\log(1/T2) = 0,4$$

Частота зрізу

$$w_{cf} = \frac{2.7\pi}{tt} \quad (2.51)$$

$$Wcf = 0,85$$

$$\log(0,85) = 0,1$$

Побудувати оригінальну та коригуючу систему ЛАЧХ

Складання ЛАЧХ, визначення передавальної функції пристрою послідовної корекції. Побудуємо ЛАЧХ коригувального пристрою, використовуючи вираз:

$$L_W(\omega) = L_L(\omega) + L_C(\omega)$$

$$L_C(\omega) = L_W(\omega) - L_L(\omega)$$

Побудуємо по бажаний, розташований LAFC і LAFC коригувального елемента

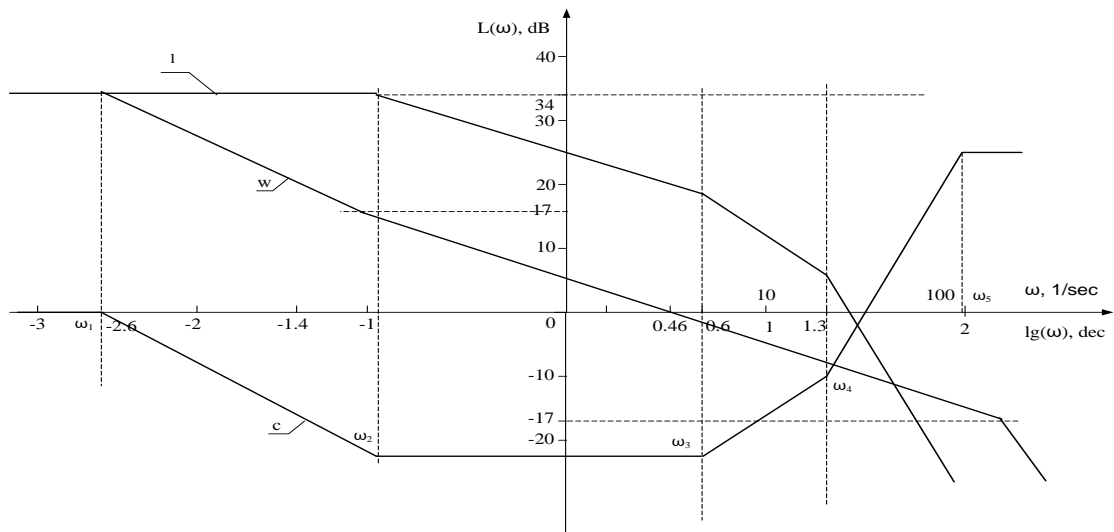


Рисунок 2.7 - Логарифмічна амплітудно-частотна характеристика

Отримання значення T від ЛАЧХ:

$$T1 = \frac{1}{10^{-0.9}} = 7.9 \quad (2.52)$$

$$T2 = \frac{1}{10^{-1.6}} = 39.8 \quad (2.52)$$

$$T3 = \frac{1}{10^{1.4}} = 0.03 \quad (2.53)$$

$$T4 = \frac{1}{10^{0.9}} = 0.12 \quad (2.54)$$

Ми будемо бажаний LAFC, використовуючи монограми Солодовнікова, і перевіряємо його. Якщо нас не задовольняє, ми переїхали LAFC. Монограми солодовникових не задовольняли мою вимогу, тому я перемістився назад на бажаний LAFC і знову проаналізував систему, вона задовольняє мою вимогу.

Передатна функція для коригувального елемента

Визначення вимог до продуктивності виправної системи з корекцією

$$K_{cor} = \frac{K_r}{K_{giv}} \quad (2.55)$$

$$K_{cor} = 0,0049$$

Використовуючи, ми можемо перерахувати елемент, що коригує. Використовуючи дані, одержані з логарифмічного графіка частотної характеристики (T1 T2 T3 T4) K_{cor}

$$W_{cor}(s) = K_{cor} \frac{(T_1 s + 1)(T_3 s + 1)^2}{(T_2 s + 1)(T_4 s + 1)^2} \quad (2.56)$$

Тепер додайте коригуючий елемент для системи та створіть відповідь кроку, використовуючи Matlab

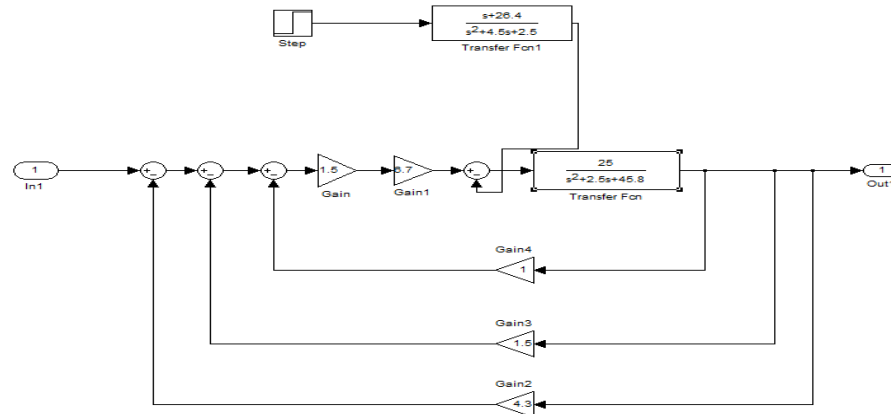


Рисунок 2.8 - Схема для скорегованої системи Matlab

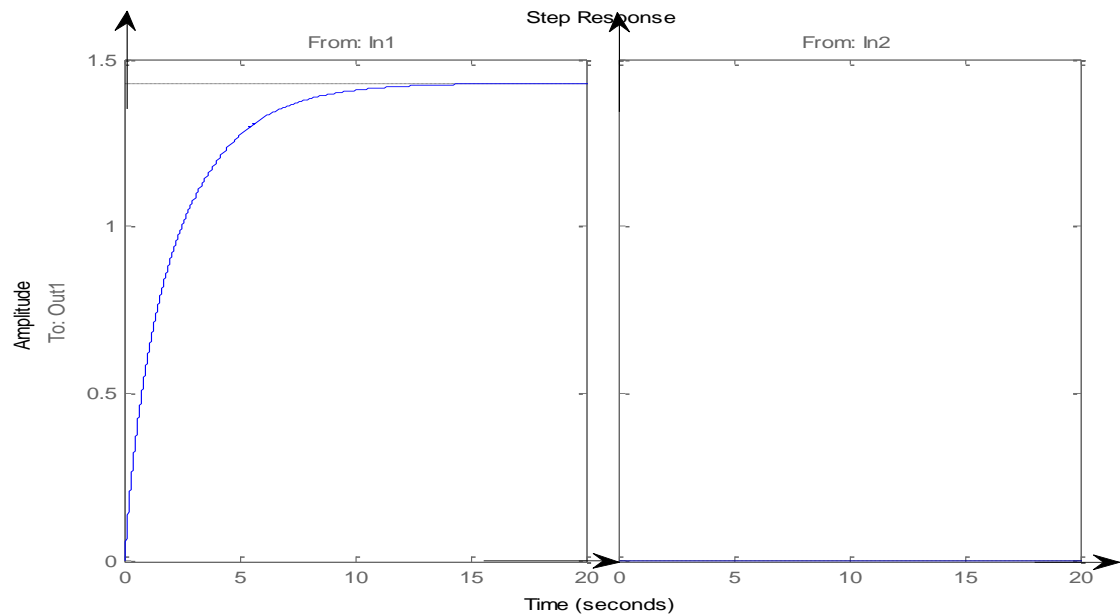


Рисунок 2.9 - Відгук скорегованої системи на управління та збурення

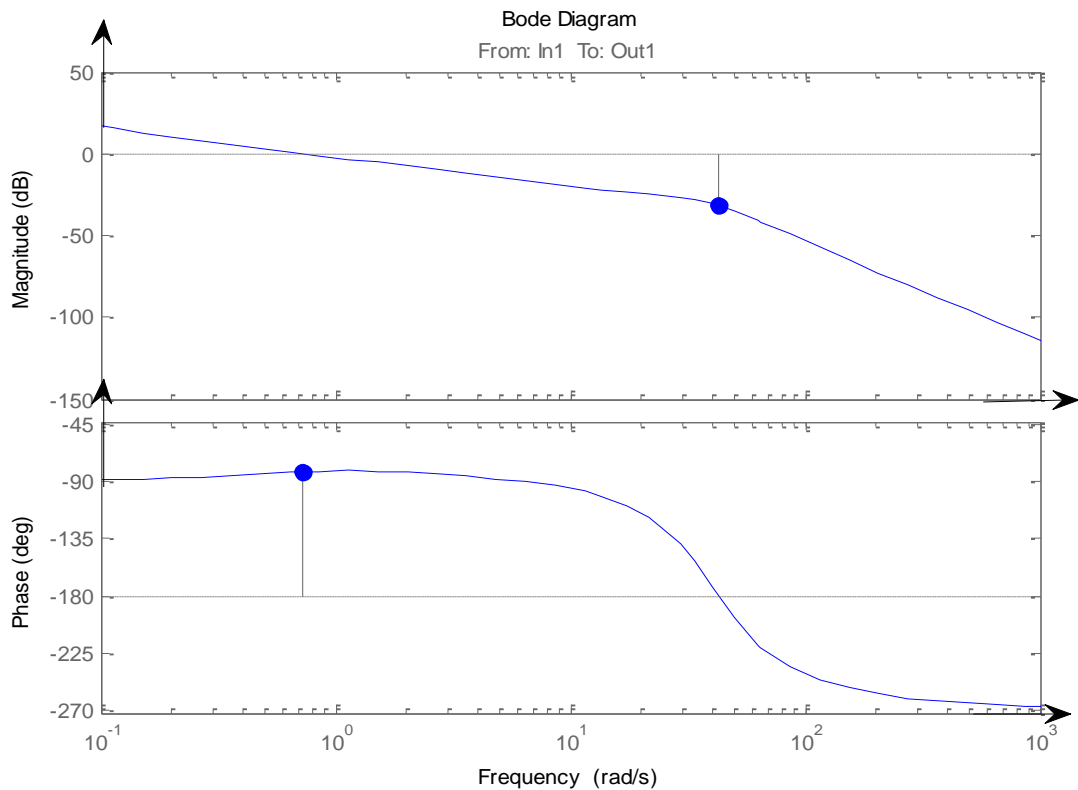


Рисунок 2.10 - Діаграма Бode для скоригованої системи

У таблиці 2.3 наведено параметри якості для виправленої системи посилання та діаграми порушень та Бode для виправленої системи.

Таблиця 2.3 Параметри якості системи:

Параметри якості	$\sigma, \%$	M	$\gamma z, \text{дб}$	$\phi z, \text{град}$
Для довідки	0	1	15.6rad/c	49.1rad/c

2.4 Синтез дискретної системи

Одним із методів, розроблених, для аналізу й проектування дискретних систем це z-перетворення. Застосування z-перетворення дозволяє перенести в дискретні системи частотні методи, розроблені для аналогових систем.

Для синтезу параметрів цифрового регулятора на основі його z-передавальні функції для руху за курсом:

$$W_{\text{РЕГ1}}(z) = \frac{z-1}{z} \left\{ \frac{W_1(s)}{s} \right\} = \frac{z-1}{z} \left\{ \frac{K_{P1}}{s} + \frac{K_{D1}}{s^2} \right\}; \quad (2.57)$$

$$W_{\text{РЕГ2}}(z) = \frac{z-1}{z} \left\{ \frac{W_2(s)}{s} \right\} = \frac{z-1}{z} \left\{ \frac{K_{И1}}{s} \right\}; \quad (2.58)$$

$$W_{\text{РЕГ1}}(z) = \frac{z-1}{z} \left(\frac{K_{\text{P1}}}{z-1} + \frac{K_{\text{D1}} T_0 z}{(z-1)^2} \right) = \frac{z(K_{\text{P1}} - K_{\text{D1}} T_0) - K_{\text{P1}}}{z(z-1)}; \quad (2.59)$$

$$W_{\text{РЕГ2}}(z) = \frac{z-1}{z} \left(\frac{K_{\text{И1}} z}{z-1} \right) = K_{\text{И1}}. \quad (2.60)$$

z-передавальні функції для руху по крену:

$$W_{\text{РЕГ3}}(z) = \frac{z-1}{z} \left\{ \frac{W_1(s)}{s} \right\} = \frac{z-1}{z} \left\{ \frac{K_{\text{P2}}}{s} + \frac{K_{\text{D2}}}{s^2} \right\}; \quad (2.61)$$

$$W_{\text{РЕГ4}}(z) = \frac{z-1}{z} \left\{ \frac{W_2(s)}{s} \right\} = \frac{z-1}{z} \left\{ \frac{K_{\text{И2}}}{s} \right\}; \quad (2.62)$$

$$W_{\text{РЕГ3}}(z) = \frac{z-1}{z} \left(\frac{K_{\text{P2}}}{z-1} + \frac{K_{\text{D2}} T_0 z}{(z-1)^2} \right) = \frac{z(K_{\text{P2}} - K_{\text{D2}} T_0) - K_{\text{P2}}}{z(z-1)}; \quad (2.63)$$

$$W_{\text{РЕГ4}}(z) = \frac{z-1}{z} \left(\frac{K_{\text{И2}} z}{z-1} \right) = K_{\text{И2}}. \quad (2.64)$$

Період квантування у дискретній системі управління вибираємо з урахуванням вимог теореми Котельникова та вимог можливості забезпечення стійкості: $T_0 \leq \frac{2\pi}{\omega_{\text{ПП}}}$

Для побудови дискретної системи приймаємо період квантування $T_0 = 0.002 \text{ с}$.

Підставивши, числові значення формули отримаємо:

$$W_{\text{РЕГ1}}(z) = \frac{z + \frac{0.0045}{0.00405}}{z(z+1)} = \frac{z+1.1}{z(z+1)}; \quad (2.65)$$

$$W_{\text{РЕГ2}}(z) = 15000; \quad (4.20); \quad W_{\text{РЕГ3}}(z) = \frac{z + \frac{0.045}{0.04455}}{z(z+1)} = \frac{z+1}{z(z+1)}; \quad (2.66)$$

$$W_{\text{РЕГ4}}(z) = 135000. \quad (2.67)$$

Отримавши z-передавальні функції регулятора, виробляється синтез дискретної системи, в яку входять екстраполятор нульового порядку (математичний аналог аналого-цифрового перетворювача), сервопривід та ЛА.

Перетворені s-передавальні функції регулятора в z-передавальні функції та отримана гібридна структура, коли регулятор цифровий та всі інші ланки безперервні.

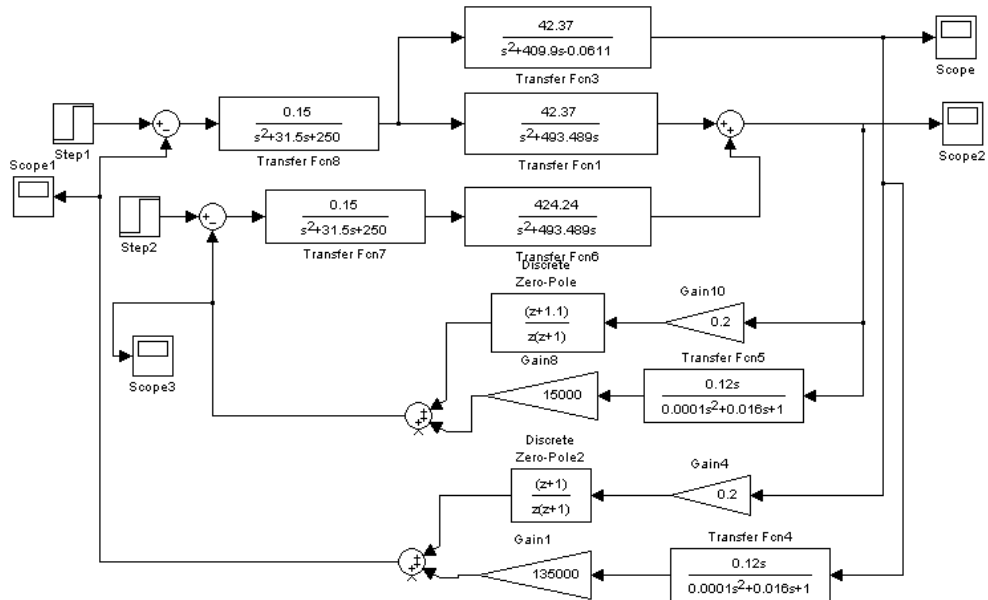


Рисунок 2.11 – Схема моделювання дискретної системи

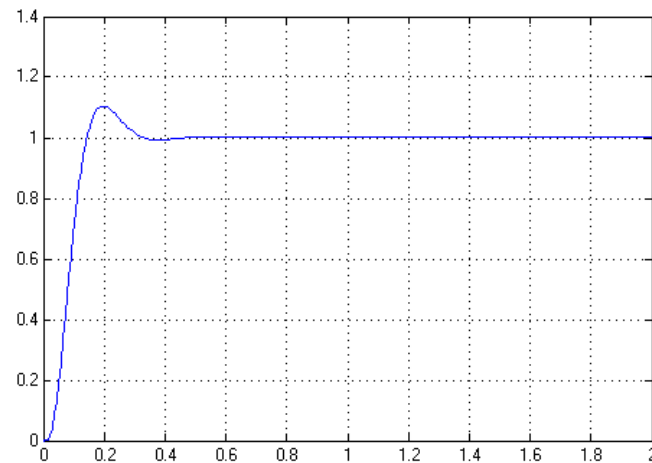


Рисунок 2.12 - Результат моделювання дискретної системи з кута крену

Час перехідного процесу при ступінчастому впливі – 0.3с, перегулювання – 9.1%.

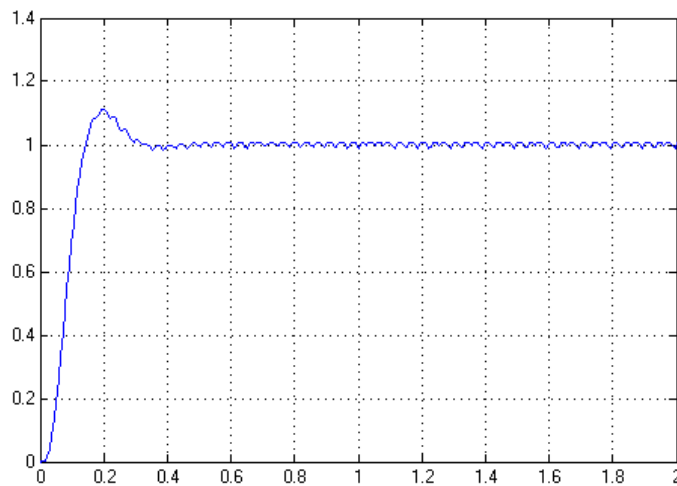


Рисунок 2.13 - Результат моделювання дискретної системи з кута курсу

Час переходного процесу при ступінчастому впливі – 0.3с, перерегулювання – 9.1%. Показники якості відповідають вимогам технічного завдання.

2.5 Аналіз динаміки дискретної системи

Досліджуємо реакцію системи на імпульсний вплив:

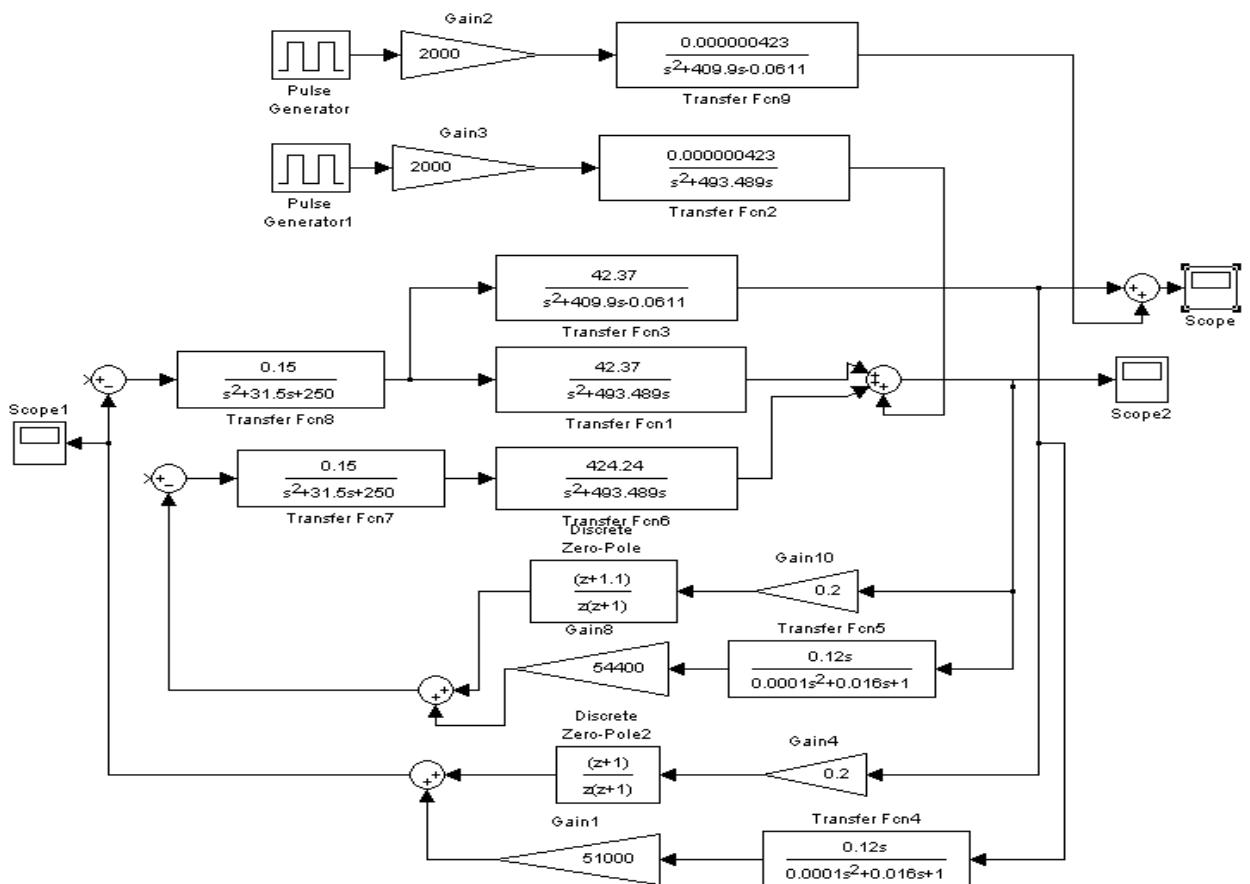


Рисунок 2.14 – Дослідження системи стабілізації на імпульсний вплив

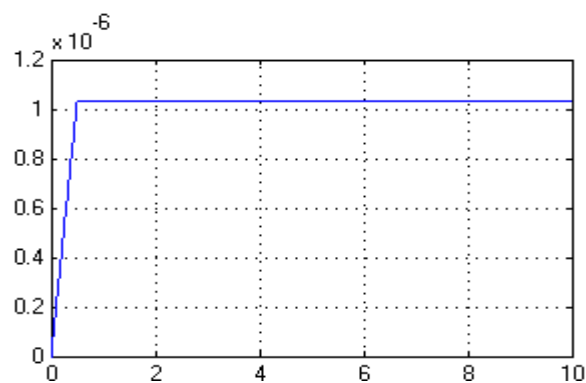


Рисунок 2.15 - Результат дослідження системи стабілізації на імпульсний вплив по куту крену

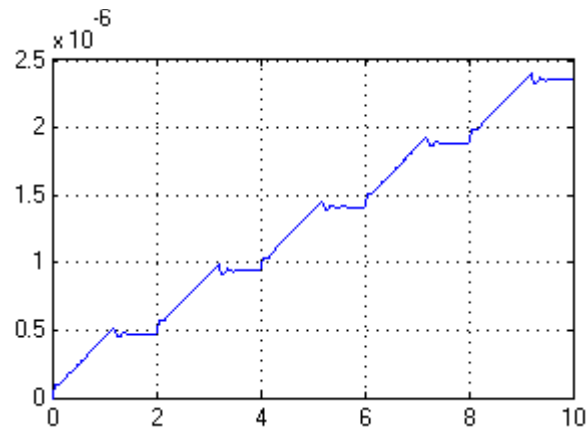


Рисунок 2.16 – Результат дослідження системи стабілізації на імпульсний вплив по куту курсу

2.6 Висновки за розділом

В результаті отриманого дослідження при подачі впливу, що обурює, у вигляді імпульсного, вихідний параметр змінюється в межах ради., тобто. в межах реальної помилки вихідного сигналу система працює ідеально, чітко відстежує вплив імпульсу 10^{-6} .

3 КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА

3.1 Підготовка алгоритмів управління та реалізація на обчислювачі

При синтезі системи стабілізації нишпорення були сформовані кінцівково-різнісні рівняння, реалізація яких на обчислювачі, що управляє, і призводить до корекції системи. Після аналізу алгоритмів управління вхідною інформацією для обчислювача є сигнали з датчика нишпорення U_z і сигнал зворотного зв'язку, що надаються рівнем однополярного сигналу U_z і U_{oc} в діапазоні 0 ... 20В (на підставі вихідних даних).

Також вхідний є інформація про задане (необхідне) значення напруги $U_{зад}$, що приймається в послідовному коді в стандарті RS-232.

Вихідною інформацією є однополярний сигнал U_δ впливу управління, також наведений до діапазону амплітуд 0 ... 10 В.

Оскільки вхідні параметри алгоритму надходять безпосередньо з відповідного датчика, то попередня обробка (диференціювання, інтегрування тощо) не потрібна.

Вхідні дані надходять з датчиків в аналоговому вигляді, а це значить, їх необхідно перетворити на цифровий вигляд. Для цього потрібно блок аналого-цифрового перетворення сигналу використати. Формат вхідних та вихідних даних визначає точність подання інформації у цифровому вигляді. Необхідна довжина розрядної сітки визначається за наступною залежністю:

$$n = n_{АЦ} + n_{в}, \quad (3.1)$$

де $n_{АЦ}$ - розрядність аналого-цифрового перетворювача,

$n_{в}$ – додаткові розряди компенсації похибки при обчисленні.

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

Абсолютна похибка АЦ-перетворення становить:

$$\Delta_{АЦ} = \delta_{АЦ} * U_{\max} = 0.005 * 10 = 0.05В, \quad (3.2)$$

де U_{\max} – максимальне значення сигналу, ке приймається з датчиків.

Далі знайдемо необхідну розрядність АЦП:

$$n_{AC} = \log_2 \alpha_{MAX} - \log_2 (\delta_{AC} \cdot U_{max}) = \log_2 10 - \log_2 (0.05) = 7,64. \quad (3.3)$$

З урахуванням округлення й похибки перетворення АЦП приймаємо значення $n_{AC} = 10$ розрядів, тобто АЦП має бути як мінімум десятирозрядним.

3.2 Структура повного алгоритму роботи системи

Типовий алгоритм функціонування обчислювача у вирішенні завдання управління складається з наступних етапів, що виконуються циклічно з періодом T_0 :

- 1) прийом коду АЦП зі значенням напруги $U[kT_0]$;
- 2) масштабування та перетворення формату для $U [kT_0]$;
- 3) реалізація обчислювальних залежностей відповідно до співвідношення;
- 4) очікування завершення періоду, що реалізується через очікування сигналу переривання від таймера;
- 5) реініціалізація таймера (запис стартового числа) та перехід до пункту 1.

Асинхронні події в системі є сигнали переривань. Переривання - це тимчасове припинення виконання основної програми з метою реалізації більше термінових на поточний момент дій (що безпосередньо не пов'язані з основною програмою), що відбувається в довільний момент часу по запиту зовнішнього пристрою або у разі особливої ситуації процесора. Використання системи переривань дозволяє організувати паралельну та незалежну роботу процесора й периферійних пристроїв так, що пристрої, працюючи одночасно з процесором, інформують про закінчення чергового циклу (тобто фази) своєї роботи сигналами запиту на переривання [9].

Джерелом переривань слугує таймер, який реалізує період дискретності обчислень T_0 , та послідовний порт, що формує переривання після прийому байта. Працюючи, в мікросхемі можлива ситуація, коли одночасно надходять запити на переривання від різних джерел. Для уникнення конфліктів в МК80 реалізована дворівнева апаратно-програмна шкала пріоритетів, відповідно якої пристрій управління вибирає джерело переривання, яке може бути обслугованим раніше. Переривання від таймера повинно мати більший пріоритет. А для синхронізації роботи послідовного порту необхідно використовувати другий таймер, проте переривання від нього не потрібно обробляти програмно.

3.3 Розрахунок принципової схеми адресного селектора для сполучення процесорного блоку та елементів пам'яті

Потрібно розробити схему адресного селектора для блоку пам'яті, що має таку структуру:

- область ПЗП: обсяг $W_{ПЗУ} = 16K$; адреса початку області – 0000h;
- Місткість мікросхеми $W_{ИСПЗУ} = 16K$;
- область ОЗП: обсяг $W_{ОЗУ} = 8K$; адреса початку області – A000h;
- Місткість мікросхеми $W_{ИСОЗУ} = 8K$;
- обсяг адресного простору процесора $W_{АП} = 64K$;
- Розрядність шини адреси $m = 16$.

Аналіз області ПЗП:

Для внутрішньої адресації мікросхем ПЗП слід використовувати таку кількість адресних ліній:

$$m_{ИСПЗУ} = \log_2(W_{ИСПЗУ}) = \log_2 16000 = 14 - \text{це лінії } A_0 \dots A_{12}.$$

Необхідна кількість ІВ ПЗУ становить: $P_{ПЗУ} = 16K / 16K = 1$.

Таким чином, потрібно формувати 2 сигнали CSПЗП - для двох мікросхем ПЗП. Для цього слід використовувати таку кількість адресних ліній:

$$m_{ПЗУ} = m - m_{ИСПЗУ} = 16 - 14 = 2 - \text{це лінії } A_{14}, A_{15}.$$

Аналіз області ОЗП: для внутрішньої адресації мікросхем ОЗП слід використовувати таку кількість адресних ліній:

$$m_{ИСОЗУ} = \log_2(W_{ИСОЗУ}) = \log_2 8000 = 13 \text{ ліній, тобто. це лінії } A_0 \dots A_{12}.$$

Необхідна кількість мікросхем ОЗП складає: $P_{ОЗУ} = 1$. Таким чином, для формування сигналів $\overline{CS}_{ОЗУ}$, загального для блоку ОЗУ та для чотирьох мікросхем ОЗУ, слід використовувати $k_{ОЗУ} = m - m_{ИСОЗУ} = 16 - 13 = 3$ лінії - це будуть лінії A_{13} , A_{14} і A_{15} .

Принцип дешифрації вхідних сигналів адресного селектора таблиці 5.1.

Таблиця 3.1 Адресні лінії та формовані сигнали керування мікросхемою пам'яті

A 15	A 14		A 13	
0	0	0000h-	0	0000h-1FFFh
		3FFFh	1	2000h-3FFFh
	1	4000h-	0	4000h-5FFFh
		7FFFh	1	6000h-7FFFh
1	0	8000h-	0	8000h-9FFFh
		BFFFh	1	A000h-BFFFh
	1	C000h-	0	C000h-DFFFh
		FFFFh	1	E000h-FFFFh

Запис логічних функцій на формування сигналів \overline{CS} дозволу роботи мікросхем пам'яті виходячи з таблиці адресних сигналів.

Таблиця 3.2 Логічні рівняння

Область	Логічне рівняння
0000h - 1FFFh	$\overline{CS}_{\text{ПЗУ}} = \overline{A_{15}} \cdot \overline{A_{14}}$
2000h - 3FFFh	$\overline{CS}_{\text{ОЗУ}} = \overline{A_{15}} \cdot A_{14}$

3.4 Побудова схеми адресного селектора

Для формування адресного селектора елементів пам'яті будемо використовувати дешифратор із організацією (3x8) – мікросхему K161ІД14. При цьому на входи 0, 1, 2 подаватимемо сигнали з ШД А14, А15 відповідно. Виходячи з таблиці адресних сигналів, сигнали на виходах 0, 1, 2, 3 дешифратора будуть сигналами $\overline{CS}_{\text{ПЗУ1}}$, $\overline{CS}_{\text{ОЗУ}}$ відповідно. (Див. принципову електричну схему мікропроцесорної системи).

3.5 Вибір елементної бази та розробка принципової схеми обчислювача

Мікропроцесор K580BM80 є програмованим універсальним БІС, здатною виконувати функції центрального процесора ЕОМ, таким чином мікропроцесор може зчитувати інформацію із зовнішніх пристроїв, пам'яті та виробляти арифметичні та логічні операції, аналізувати результати обчислень та записувати дані у пам'ять й зовнішні пристрої, функціонувати цьому під керуванням команд з деякої фіксованої множини.

Конструктивно шини виконуються у вигляді набору дротів або друкованих провідників, що з'єднують висновки БІС або контакти роз'ємів, до яких підключаються модулі мікропроцесорної системи. МП 8080 оперує з восьмирозрядними словами даних. Тому шина даних тут складається з восьми окремих провідників, якими передаються двійкові сигнали. Шина даних у мікропроцесорній системі – двоспрямована.

Шина управління в системі складається з набору окремих провідників, кожен з яких призначений для передачі певного сигналу в певному напрямку. МП 8080 виконаний у корпусі, що має 40 висновків. Це виявляється недостатнім для того, щоб надати кожному сигналу керування окремий висновок. Тому частина сигналів керування передається за висновками шини даних у режимі розподілу часу.

Розрядністю шини адреси визначається гранично можливий обсяг пам'яті, якою може бути укомплектована МП – система. МП типу 8080 має 16-розрядну адресну шину. Враховуючи, що з кожної адресою може зберігатися 8-розрядне слово (1 байт), отримуємо, що граничний обсяг пам'яті становить 64 кбайт. Шина адреси – односпрямована.

Оскільки передбачається використовувати лише внутрішню пам'ять мікроконтролера, то елементи АЦП і ЦАП можуть бути підключені безпосередньо до портів МК80, і всі сигнали цих елементів формуватимуться програмним шляхом.

Десятирозрядний АЦП реалізований на мікросхемі К1113ПВ1, розрахований на входні напруги 0...10,24 або -5,12...5,12 В. Перемикання режиму роботи проводиться по входу V (рисунок 9.1.1): якщо $V=1$, то перетворюються сигнали $U_{вх}$ від 0 до 10,24, якщо ж $V=0$, то перетворювач працює в двополярному режимі ($U_{вх}=-5,12...5,12$ В).

Сигнал готовності від АЦП підключено як сигнал переривання. Номер переривання сформований на основі регістру К1533ІР22. Реєстрами називаються пристрої, що виконують функції прийому, зберігання та передачі.

Регістр запитів переривань служить для фіксації сигналів асинхронних запитів від зовнішніх пристроїв.

Контролер автоматично здійснює фіксацію зовнішніх сигналів запиту, їхню обробку на основі маски переривань та пошук пріоритетного з активних запитів. У разі виявлення такого запиту контролер видає у процесор спеціальний сигнал INT – сигнал запиту переривання для процесора. Якщо процесор може обробити сигнал входу INT, він видає на контролер переривань відповідний сигнал INTA – підтвердження переривання. Цей сигнал виконує функцію строга зчитування з контролера байта, що містить умовний номер запиту, що обробляється, або номер переривання. Таким чином, прийнявши сигнал підтвердження INTA, контролер

видає на шину даних код номера переривання і таким чином повідомляє процесор, запит від якого джерела вимагає обробки. Код, що містить номер переривання, є тією інформацією,

Так як в системі регулювання нищпорення виконавчий пристрій з аналоговим входом, то для перетворення сигналу використовуємо широтно-імпульсний модулятор.

Широтно-імпульсний модулятор - це пристрій перетворення повільно - змінного сигналу постійного струму в послідовність імпульсів, що мають постійну амплітуду та період прямування.

При зміні величини вхідного сигналу відбувається пропорційна зміна ширини імпульсу.

ШІМ складається з лічильника, регістру та цифрового компаратора.

Як лічильник використовуємо мікросхему K155IE4 (рис. 3.1).

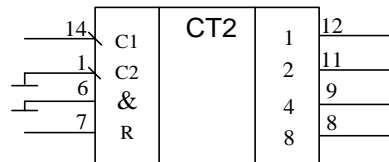


Рисунок 3.1 - Мікросхема K155IE4

Ця мікросхема містить чотири рахункових тригера, кожен з якої має окремий вхід C1 і прямий вихід, три тригери, що залишилися, з'єднані між собою так, що утворюють дільник на 6. При з'єднанні виходу першого тригера з входом C2 ланцюжка з трьох тригерів утворюються дільник на 12. Дільник на 12 працює у коді 1-2-4-6.

У ШІМ використовуємо два таких лічильники. На вхід C1 лічильника йде сигнал з генератора КР531ГГ1, в якому частота коливань, що генеруються, визначається конденсатором підключеним до висновків C1 і C2.

Для порівняння кодів двох чотиризначних двійкових чисел застосовуємо мікросхему K555СП1 (рис. 3.2). Коди порівнюваних чисел подають на входи А1-А8, більше числа, код якого подано на входи В1-В8, на виході мікросхеми з'явиться логічна одиниця, на виходах $= i <$ - логічний нуль. Якщо коди, подані на входи А і В дорівнюють, мікросхема передає на свої виходи сигнали зі входів $>$, $< i =$, якщо на цих входах лише одна логічна одиниця.

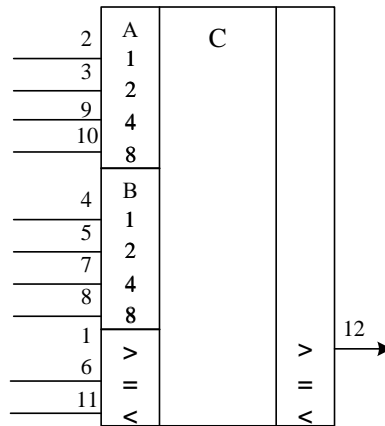


Рисунок 3.2 – Цифровий компаратор К555СП1

Мікросхеми К555СП1 з'єднуються в багаторозрядний пристрій порівняння.

Блок послідовного введення в стандарті RS-232 виконаний за типовою структурою з використанням спеціальної мікросхеми перетворення рівнів стандарту RS-232 (-12В для "1" та +12В для "0") на рівні ТТЛ.

Принципова електрична схема обчислювача представлена у додатку.

3.6 Формування протоколів обміну з УВВ

Протокол видачі та прийому сигналів керування для блоку АЦП складається з таких дій.

- 1) сформувати сигнал адреси необхідної аналогової лінії, що відповідає фазі опитування каналу датчика напруги;
- 2) сформувати сигнал скидання АЦП на 3-4 мкс;
- 3) видати сигнал запуску АЦП;
- 4) опитувати лінію #Ready до появи сигналу з рівнем "0";
- 5) прочитати вихідний код АЦП через порти МК80 у резидентну пам'ять даних, причому спочатку молодший байт через порт P1, а потім 2 старші біти – через лінії P2.2, P2.3.

Протокол видачі сигналів управління блок ЦАП визначається такими действиями.

- 1) видати через порт P0 старші 8 бітів 10-розрядного вихідного коду на ЦАП;
- 2) видати через лінії P2.0, P2.1 два молодші розряди вихідного коду на ЦАП.

Протокол обміну з послідовним портом у складі МК80 будується стандартним чином і виконується переривання від послідовного порту. Має бути визначено ознаку прийому 2-го байта, при активності якого нове значення УЗАД сприйматиметься функціональним алгоритмом. Швидкість обміну – 9600 біт/с. При прийомі байта повинен проводитися контроль достовірності з урахуванням

перевірки ознак парності. При виявленні збою відповідна частина попереднього значення параметра не замінюється новим значенням. Для точного відпрацювання заданої швидкості обміну слід змінити тактову частоту МК80 значення 11,0592 МГц, для чого використовуємо відповідний кварцовий резонатор. Через послідовний інтерфейс при фізичній реалізації системи виконується завантаження програми користувача, яка підлягає тестуванню та обробці, на згадку про МК-стенд.

3.7 Висновок за розділом

Було розроблено структура повного алгоритму роботи системи. Проведено розрахунок принципової схеми адресного селектора для сполучення процесорного блоку та елементів пам'яті. Зроблено вибір елементної бази та розроблена принципової схеми обчислювача. Проведено формування протоколів обміну з УВВ.

4 ДОСЛІДНИЦЬКА ЧАСТИНА

4.1 Задачі та методи проведення досліджень

Задачами даного дослідження є встановлення можливості впливу нестабільності роботи двигунів, в тому числі і відмова одного з двигунів під час маневрування поблизу злітно-посадкової смуги. В результаті лінеаризації система лінійних диференціальних рівнянь що має постійні коефіцієнти й дозволяє нам розглянути кутові рухи незалежно від інших рухів літального апарату. Більш того, відповідно принципу суперпозиції, можна розглядати й аналізувати вплив керуючих і збурних впливів на кутові рухи окремо в каналах ристання та крену із використанням математичного апарату передавальних функцій.

В поздовжній площині залежність відхилення кута тангажа од відхилення керма поздовжнього управління описується наступним рівнянням

$$\Delta\ddot{y} = a_1\Delta\sigma_{II} . \quad (4.1)$$

Застосувавши перетворення Лапласа, отримуємо операторне рівняння виду

$$s^2\Delta Y(s) = a_1\Delta\Sigma_{II}(s) , \quad (4.2)$$

де s – змінна перетворень Лапласа;

$\Delta Y(s)$ – це зображення змінної Δy ;

$\Delta\Sigma_{II}(s)$ – це зображення відхилення керма поздовжнього управління $\Delta\sigma_{II}$.

Передавальна функція, яка описує цей процес, буде такою:

$$W_1(s) = \frac{\Delta Y(s)}{\Delta\Sigma_{II}(s)} = \frac{a_1}{s^2} , \quad (4.3)$$

і відповідає інтегруючій ланці 2го порядку. Як відомо, що інтегруючі ланки описують нестійкі перехідні процеси. Таким чином, наш літальний апарат являє собою аперіодично нестійкий об'єкт керування в каналі тангажу, оскільки характеристичне рівняння $s^2 = 0$ справедливе саме при нульових значеннях коренів $s_1 = s_2 = 0$.

Розглянемо вплив як керуючих так і збурних діянь у бічній площині на відхилення кута курсу за допомогою рівнянь, отриманих у результаті лінеаризації:

$$\begin{aligned}
 \Delta\ddot{\psi} &= a_2(\Delta\dot{q}_1 + \Delta\dot{q}_2) + a_3\Delta\sigma_B; \\
 \Delta\ddot{\epsilon}_1 &= a_6\Delta\dot{q}_1 + a_7\Delta M_{c1}; \\
 \Delta\ddot{\epsilon}_2 &= a_8\Delta\dot{q}_2 + a_9\Delta M_{c2}; \\
 \Delta\ddot{q}_1 &= a_{10}\Delta\dot{q}_1 + a_{11}\Delta u_1 + a_{12}\Delta\dot{\phi}_1; \\
 \Delta\ddot{q}_2 &= a_{13}\Delta\dot{q}_2 + a_{14}\Delta u_2 + a_{15}\Delta\dot{\phi}_2.
 \end{aligned} \tag{4.4}$$

Відповідно принципу суперпозиції, розглянемо вплив першого двигуна на відхилення кута курсу, тоді

$$\begin{aligned}
 \Delta\dot{\psi}_1 &= a_2\Delta\dot{q}_1 + a_3\Delta\sigma_B; \\
 \Delta\ddot{\epsilon}_1 &= a_6\Delta\dot{q}_1 + a_7\Delta M_{c1}; \\
 \Delta\ddot{q}_1 &= a_{10}\Delta\dot{q}_1 + a_{11}\Delta u_1 + a_{12}\Delta\dot{\epsilon}_1.
 \end{aligned} \tag{4.5}$$

Для зменшення, з цих рівнянь виразимо з другого рівняння $\Delta\dot{q}_1$ та підставимо у перше і третє рівняння. Після відповідних перетворень ми отримаємо:

$$\begin{aligned}
 \Delta\dot{\psi}_1 &= \frac{a_2}{a_6}\Delta\dot{\omega}_1 - \frac{a_2a_7}{a_6}\Delta M_{c1} + a_3\Delta\sigma_B; \\
 \Delta\ddot{\omega}_1 &= a_{10}\Delta\dot{\omega}_1 + a_7\Delta\dot{M}_{c1} - a_{10}a_7\Delta M_{c1} + a_6a_{11}\Delta u_1 + a_6a_{12}\Delta\omega_1,
 \end{aligned} \tag{4.6}$$

де $\Delta\omega_1 = \Delta\dot{\epsilon}_1$.

З цих двох рівнянь і за допомогою перетворень Лапласа сформуємо наступні передавальні функції [12]:

$$W_2(s) = \frac{\Delta\Psi_1'(s)}{\Delta\Omega_1(s)} = \frac{a_2s}{a_6s^2}; \quad W_3(s) = \frac{\Delta\Psi_1''(s)}{\Delta M_{c1}(s)} = -\frac{a_2a_7}{a_6s^2}; \tag{4.7}$$

$$W_4(s) = \frac{\Delta\Psi_1'''(s)}{\Delta\Sigma_B(s)} = \frac{a_3}{s^2}; \quad W_5(s) = \frac{\Delta\Omega_1'(s)}{\Delta M_{c1}(s)} = \frac{a_7s - a_{10}a_7}{s^2 - a_{10}s - a_6a_{12}}; \tag{4.8}$$

$$W_6(s) = \frac{\Delta\Omega_1''(s)}{\Delta U_1(s)} = \frac{a_6a_{11}}{s^2 - a_{10}s - a_6a_{12}}. \tag{4.9}$$

Отримані таким чином передавальні функції описують вплив зображень керуючого впливу $\Delta U_1(s)$, а також відхилення керма $\Delta \Sigma_B(s)$ та збурного впливу $\Delta M_{c1}(s)$ на зображення відхилення кута курсу $\Delta \Psi_1(s)$.

Передавальні функції дозволяють перейти на графічну модель взаємозв'язку зображень в формі структурної схеми (рис. 4.1) [13].

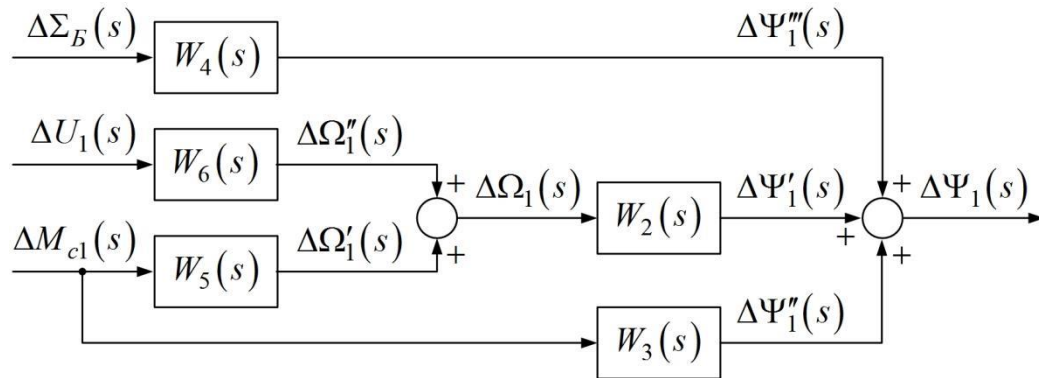


Рисунок 4.1 – Структурна схема каналу рискання літального апарата для першого двигуна

Вплив другого двигуна на відхилення кута курсу описується наступними рівняннями:

$$\begin{aligned}\Delta \ddot{\Psi}_2 &= a_2 \Delta \dot{q}_2 + a_3 \Delta \sigma_B; \\ \Delta \ddot{\epsilon}_2 &= a_8 \Delta \dot{q}_2 + a_9 \Delta M_{c2}; \\ \Delta \dot{q}_2 &= a_{13} \Delta \dot{q}_2 + a_{14} \Delta u_2 + a_{15} \Delta \dot{\epsilon}_2.\end{aligned}\quad (4.10)$$

Після відповідних алгебраїчних перетворень, пов'язаних із виключенням змінної Δq_2 з цих виразів, отримаємо наступні рівняння:

$$\begin{aligned}\Delta \ddot{\Psi}_2 &= \frac{a_2}{a_8} \Delta \dot{\omega}_2 - \frac{a_2 a_9}{a_8} \Delta M_{c2} + a_3 \Delta \sigma_B; \\ \Delta \ddot{\omega}_2 &= a_{13} \Delta \dot{\omega}_2 + a_9 \Delta \dot{M}_{c2} - a_{13} a_9 \Delta M_{c2} + a_8 a_{14} \Delta u_2 + a_8 a_{15} \Delta \omega_2,\end{aligned}\quad (4.11)$$

де $\Delta \omega_2 = \Delta \dot{\epsilon}_2$.

За допомогою перетворень по Лапласу отримаємо наступні передавальні функції:

$$W_7(s) = \frac{\Delta \Psi_2'(s)}{\Delta \Omega_2(s)} = \frac{a_2 s}{a_8 s^2}; \quad W_8(s) = \frac{\Delta \Psi_2''(s)}{\Delta M_{c2}(s)} = -\frac{a_2 a_9}{a_8 s^2};$$

$$W_9(s) = \frac{\Delta\Psi_2'''(s)}{\Delta\Sigma_B(s)} = \frac{a_3}{s^2}; \quad W_{10}(s) = \frac{\Delta\Omega_2'(s)}{\Delta M_{c2}(s)} = \frac{a_9s - a_{13}a_9}{s^2 - a_{13}s - a_8a_{15}}; \quad (4.12)$$

$$W_{11}(s) = \frac{\Delta\Omega_2''(s)}{\Delta U_2(s)} = \frac{a_8a_{14}}{s^2 - a_{13}s - a_8a_{15}}.$$

Зв'язок цих отриманих передавальних функцій $W_9(s)$ - $W_{11}(s)$ представимо за допомогою графічної структурної схеми (рис. 4. 2).

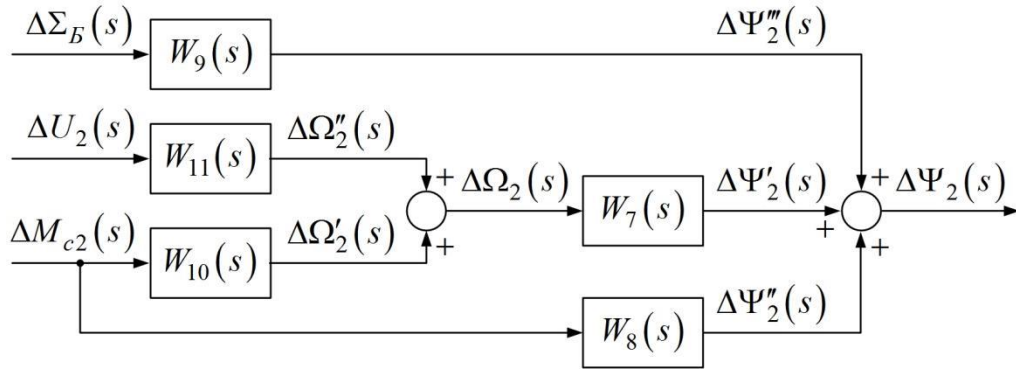


Рисунок 4.2 – Структурна схема каналу ризику літального апарата для другого двигуна

За допомогою розглянутих структурних схем (рис. 4.1 та рис. 4.2) можна представити об'єкт автоматичного управління в каналі курсу таким чином (рис. 4.3).

Далі розглянемо вплив управляючих та збурних діянь в бічній площині на відхилення кута крену за допомогою рівнянь, що отримані у результаті лінеаризації:

$$\begin{aligned} \Delta\dot{\gamma} &= a_4(\Delta\dot{q}_1 + \Delta\dot{q}_2) + a_5\Delta\sigma_B; \\ \Delta\ddot{\epsilon}_1 &= a_6\Delta\dot{q}_1 + a_7\Delta M_{c1}; \\ \Delta\ddot{\epsilon}_2 &= a_8\Delta\dot{q}_2 + a_9\Delta M_{c2}; \\ \Delta\ddot{q}_1 &= a_{10}\Delta\dot{q}_1 + a_{11}\Delta u_1 + a_{12}\Delta\dot{\phi}_1; \\ \Delta\ddot{q}_2 &= a_{13}\Delta\dot{q}_2 + a_{14}\Delta u_2 + a_{15}\Delta\dot{\phi}_2. \end{aligned} \quad (4.13)$$

Відповідно принципу суперпозиції, розглянемо вплив першого двигуна на відхилення кута крену, тоді маємо

$$\Delta\dot{\gamma}_1 = a_4\Delta\dot{q}_1 + a_5\Delta\sigma_B; \quad \Delta\ddot{\epsilon}_1 = a_6\Delta\dot{q}_1 + a_7\Delta M_{c1}; \quad (4.14)$$

$$\Delta\ddot{q}_1 = a_{10}\Delta\dot{q}_1 + a_{11}\Delta u_1 + a_{12}\Delta\dot{\epsilon}_1. \quad (4.15)$$

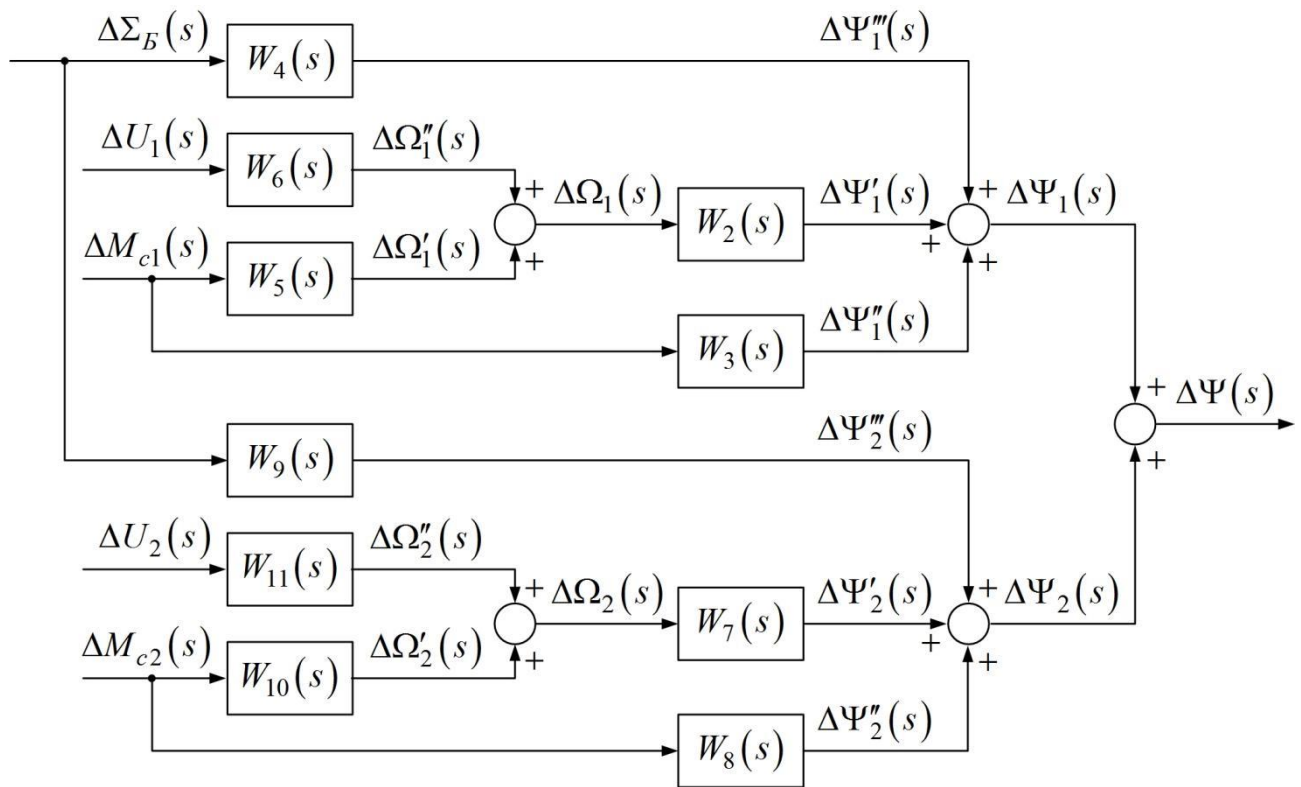


Рисунок 4.3 – Структурна схема об'єкта управління в каналі курсу

Для зменшення кількості рівнянь виразимо із другого рівняння $\Delta \dot{q}_1$ та підставимо його в перше та третє рівняння. Після відповідних алгебраїчних перетворень отримаємо:

$$\Delta \ddot{\gamma}_1 = \frac{a_4}{a_6} \Delta \dot{\omega}_1 - \frac{a_4 a_7}{a_6} \Delta M_{c1} + a_5 \Delta \sigma_B; \quad (4.16)$$

$$\Delta \ddot{\omega}_1 = a_{10} \Delta \dot{\omega}_1 + a_7 \Delta \dot{M}_{c1} - a_{10} a_7 \Delta M_{c1} + a_6 a_{11} \Delta u_1 + a_6 a_{12} \Delta \omega_1.$$

З наведених вище рівнянь за допомогою перетворень Лапласа сформуємо такі передавальні функції:

$$\begin{aligned} W_{12}(s) &= \frac{\Delta \Gamma_1'(s)}{\Delta \Omega_1(s)} = \frac{a_4 s}{a_6 s^2}; & W_{13}(s) &= \frac{\Delta \Gamma_1''(s)}{\Delta M_{c1}(s)} = -\frac{a_4 a_7}{a_6 s^2}; \\ W_{14}(s) &= \frac{\Delta \Gamma_1'''(s)}{\Delta \Sigma_B(s)} = \frac{a_5}{s^2}; & W_{15}(s) &= \frac{\Delta \Omega_1'(s)}{\Delta M_{c1}(s)} = \frac{a_7 s - a_{10} a_7}{s^2 - a_{10} s - a_6 a_{12}}; \\ W_{16}(s) &= \frac{\Delta \Omega_1''(s)}{\Delta U_1(s)} = \frac{a_6 a_{11}}{s^2 - a_{10} s - a_6 a_{12}}. \end{aligned} \quad (4.17)$$

Отримані передавальні функції описують і вплив зображень керуючого впливу $\Delta U_1(s)$, і відхилення керма $\Delta \Sigma_B(s)$, та збурного впливу $\Delta M_{c1}(s)$ на зображення відхилення по куту крену $\Delta \Gamma_1(s)$.

Передавальні функції дозволяють на скласти графічну модель взаємозв'язку зображень в формі структурної схеми (рис. 4.4).

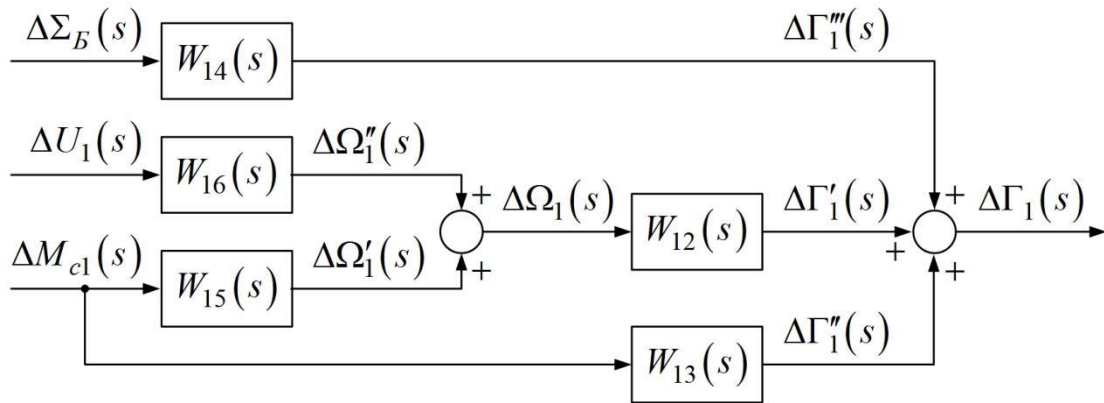


Рисунок 4. 4 – Структурна схема каналу крену літального апарата для першого двигуна

4.2 Дослідження стійкості кутових рухів літального апарату в частотній області

Передавальні функції літального апарату при маневрувальному русі за кутами рискання й крену дозволяють нам виконати аналіз умов стійкості ЛА за керуючими впливами $\Delta U_1(s)$ і $\Delta U_2(s)$, відхиленням керма бічного управління $\Delta \Sigma_B(s)$ та за збурними впливами $\Delta M_{c1}(s)$ та $\Delta M_{c2}(s)$.

Рівняння мають однакову структуру, і це пояснюється наявністю в конструкції ЛА принаймі однієї площини симетрії. Передавальні функції характеризують динамічні властивості ЛА по кутам рискання й крену у часових процесах, які зумовлені відхиленням керма бічного керування $\Delta \Sigma_B(s)$. Структура рівнянь якраз відповідає інтегруючій ланці 2го порядку, так само, як і рівняння (4.3) обертального руху в каналі тангажа. Тобто, ЛА являє собою при відмовах одного з дригунів аперіодично нестійкий об'єкт управління каналами тангажу, рискання та крену за відхиленням керма бічного керування $\Delta \Sigma_B(s)$, оскільки його характеристичне рівняння $s^2 = 0$ справедливе при нульових значеннях коренів $s_1 = s_2 = 0$.

Для проведення аналізу умов стійкості перехідних процесів рискання й крену за управляючими впливами $\Delta U_1(s)$, $\Delta U_2(s)$ й за збурними впливами $\Delta M_{c1}(s)$, $\Delta M_{c2}(s)$ розглянемо ті характеристичні рівняння передавальних функцій. Характеристичні рівняння саме передавальних функцій, які відповідають впливу

режимних параметрів першого двигуна на кути рискання і крену мають однакову структуру. Введемо для неї наступне позначення

$$A_1(s) = s^2(s^2 - a_{10}s - a_6a_{12}). \quad (4.18)$$

Відповідні характеристичні рівняння передавальних функцій (4.17), (4.19), які відображають вплив режимних параметрів другого двигуна на кути рискання та крену. Введемо для цієї структури наступне означення

$$A_2(s) = s^2(s^2 - a_{13}s - a_8a_{15}). \quad (4.19)$$

Щоб детально провести розгляд, виразимо коефіцієнти рівнянь (4.13), (4.14) через параметри ЛА, використавши рівняння (4.18), (4.19):

$$a_6 = \frac{\kappa_m}{I_{p1}}; a_8 = \frac{\kappa_m}{I_{p2}}; a_{10} = -\frac{R_{я1}}{L_{я1}}; a_{12} = -\frac{\kappa_e}{L_{я1}}; a_{13} = -\frac{R_{я2}}{L_{я2}}; a_{15} = -\frac{\kappa_e}{L_{я2}}. \quad (4.20)$$

Після підстановки рівня (4.20) у рівня (4.19), (4.18) отримуємо

$$A_1(s) = s^2 \left(s^2 + \frac{R_{я1}}{L_{я1}} s + \frac{\kappa_m \kappa_e}{I_{p1} L_{я1}} \right); A_2(s) = s^2 \left(s^2 + \frac{R_{я2}}{L_{я2}} s + \frac{\kappa_m \kappa_e}{I_{p2} L_{я2}} \right). \quad (4.21)$$

Вираз (4.36) відрізняються лиш значеннями параметрів першого й другого двигунів, тому для подальшого аналізу запишемо загальне характеристичне рівняння, опустивши індекси:

$$A_2(s) = s^2 \left(s^2 + \frac{R_{я}}{L_{я}} s + \frac{\kappa_m \kappa_e}{I_p L_{я}} \right) = s^4 + \frac{R_{я}}{L_{я}} s^3 + \frac{\kappa_m \kappa_e}{I_p L_{я}} s^2. \quad (4.22)$$

Згідно з критерієм стійкості Гурвиця [14] необхідними умовами стійкості є зберегінання позитивність коефіцієнтів характеристичного рівняння. Оскільки конструктивно $\frac{R_{я}}{L_{я}} > 0$ й $\frac{\kappa_m \kappa_e}{I_p L_{я}} > 0$, й за наявності двох нульових коефіцієнтів таким чином необхідні умови стійкості не виконуються Знайдемо корені наступного характеристичного рівняння (4.37):

$$s_1 = 0; s_2 = 0; s_3 = -\frac{R_{\text{я}}}{2L_{\text{я}}} + \frac{1}{2} \sqrt{\left(\frac{R_{\text{я}}}{L_{\text{я}}}\right)^2 - \frac{4\kappa_m \kappa_e}{I_p L_{\text{я}}}}; \text{ i } s_4 = -\frac{R_{\text{я}}}{2L_{\text{я}}} - \frac{1}{2} \sqrt{\left(\frac{R_{\text{я}}}{L_{\text{я}}}\right)^2 - \frac{4\kappa_m \kappa_e}{I_p L_{\text{я}}}}. \quad (4.23)$$

Знайдено корені (4.23) показують нам, що динамічні властивості ЛА по рисканню та крену, які зумовлені дією першого та другого двигунів, відповідають інтегруючій ланці 2го порядку з аперіодичною або коливальною складовою, що визначається технічними характеристиками двигунів.

4.3 Висновки за розділом

Таким чином, літальний ЛА у каналах рискання і крену має одну характерну рису, а це знаходження на аперіодичній межі стійкості, які пояснюється наявністю в характеристичних рівняннях всіх передавальних функцій нульових коренів. Динамічні властивості об'єкту управління за управляючими впливами $\Delta U_1(s)$, $\Delta U_2(s)$ й збурними впливами $\Delta M_{c1}(s)$, $\Delta M_{c2}(s)$ зумовлені, й динамічними властивостями першого та другого двигунів.

5 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ПРАКТИЧНА ЧАСТИНА

5.1 Задачі та засоби виконання експериментальної розробки

Розробка системи управління є складним завданням, і для її експериментальної розробки важливо визначити конкретні задачі та вибрати відповідні засоби.

Розробка математичних моделей системи та їх імітація для вивчення поведінки системи під різними умовами вирішується використанням математичних пакетів (наприклад, MATLAB, Simulink) для побудови та аналізу моделей. Для розробки програмного забезпечення для вбудованих систем управління прітоманне використання мов програмування для вбудованих систем (C, C++, Python), вбудованих платформ, середовищ розробки (IDE). Для інтеграції та калібрування сенсорів та датчиків для отримання вхідних даних для системи управління прітоманне використання сучасних сенсорів, мікроконтролерів, програм для калібрування. Перевірка та валідація розробленої системи управління під реальними умовами ведеться з використанням тестового обладнання, симуляторів, реальних тестових майданчиків. Також прітоманне використання реальних об'єктів для тестування та підтвердження ефективності системи управління.

5.2 Опис лабораторної установки

В роботі в якості засобів виконання експериментально-практичної розробки оберемо інженерні пакети для моделювання MATLAB Simulink для математичного моделювання та симуляції систем управління.

5.3 Характеристика розробленого програмного забезпечення

Оцінюємо стійкість і якості управління при різних формах і величинах впливу, що задає і обурює.

Коректором для системи через складність системи буде PID-контролер. Використовуючи функцію «налаштування» PID у Simulink, ми можемо налаштувати параметри PID для отримання бажаних властивостей нашої системи. На рисунку 5.1 показано модель системи з ПД-регулятором.

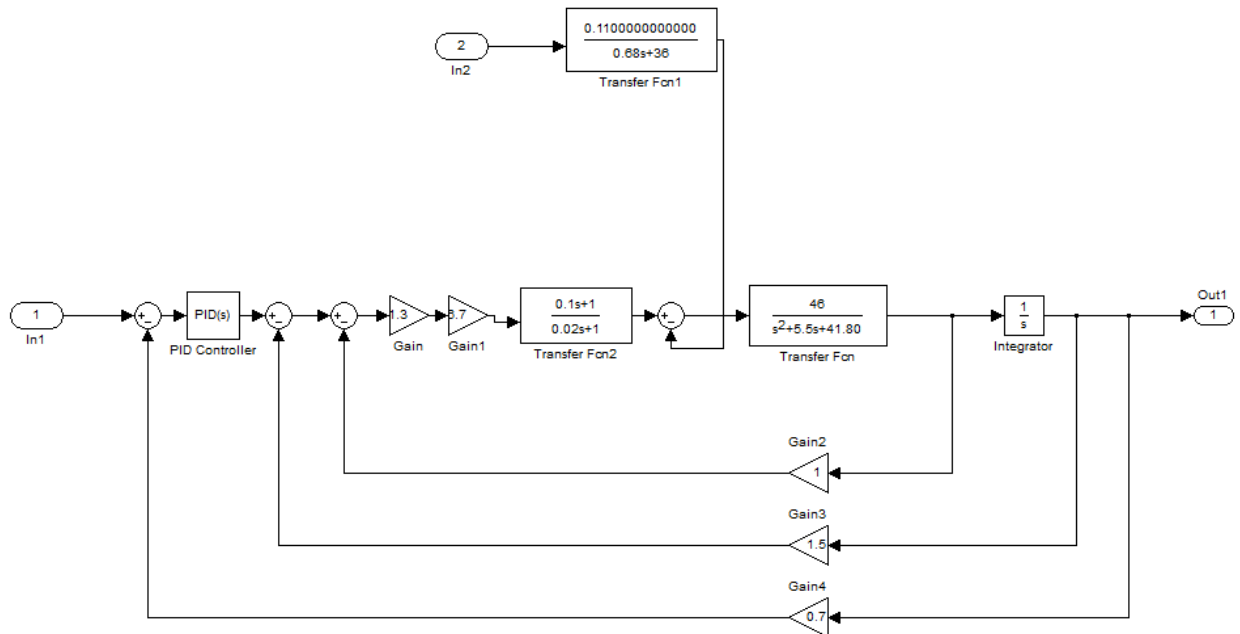


Рисунок 5.1 - Діаграма для моделювання в Matlab з використанням ПІД-регулятора

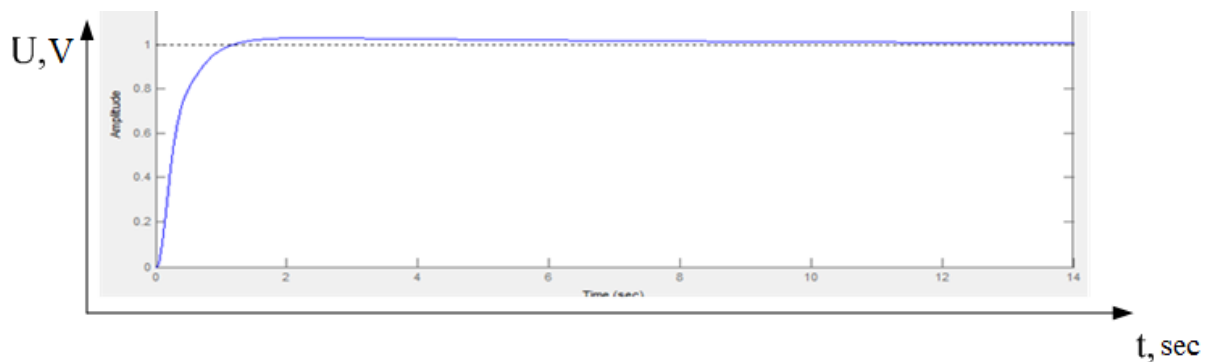


Рисунок 5.2 – Схема еталонної реакції кроку з використанням ПІД-регулятора

Таблиця 5.1 -Якісні характеристики

Показники якості	t, сек	Пререгулювання, %	M
За керуванням	2,2	0	0

Коли наша передатна функція всіх коефіцієнтів велика чи мала, нам потрібно масштабувати для отримання хороших коефіцієнтів, а також наші значення та змінна стеда відрізняються, тому нам потрібне масштабування.

Для масштабування, використовуючи передатну функцію об'єктів керування

$$Wac(s) = \frac{\vartheta(s)}{\delta(s)} = \frac{25.07}{0.25s^2+1.6s+2.4} \quad (5.1)$$

Сформувати формулу передавальної функції: на вході-виході отримано рівняння системи

$$U_{out}(s) \times (0.25s^2 + 1.6s + 2.4) = U_{inp}(s) \times (25.07) \quad (5.2)$$

$$\frac{d^2U_{out}}{dt^2} + 0.25 \frac{dU_{out}}{dt} + 1.6U_{out} = 25.08 U_{inp}(t) \quad (5.3)$$

Отримана відповідність між фізичною та машинною змінними здійснюється за допомогою шкал.

Давайте введемо масштаб за часом

$$M_t = \frac{t_M}{t} = 0.02s; \quad (5.4)$$

Давайте введемо масштаб по куту

$$M_{vout} = \frac{\vartheta_{max}}{U_{\vartheta_{max}}} = \frac{15}{10} = 1.5^\circ/v \quad (5.5)$$

$$M_{vin} = \frac{U_{in \text{ of ben}(s)}}{U_{in \text{ of obj}(s)}} = \frac{100}{10} = 10V \quad (5.6)$$

де

$$\begin{aligned} 1. \frac{dU_{out}}{dt} &= \frac{M_t}{M_{vout}} \frac{d\vartheta_{max}}{dt_M}, \\ 2. \frac{d^2U_{out}}{dt^2} &= \frac{M_t^2}{M_{vout}} \frac{d^2U_{out}}{dt^2 M}, \\ 3. \frac{dU_{inp}}{dt} &= \frac{M_t}{M_{vin}} \frac{dU_{in}}{dt_M}. \end{aligned}$$

Підставивши значення, ми отримали рівняння як:

$$5.29 \frac{d^2U_{out}}{dt^2} + 1.19 \frac{dU_{out}}{dt} + 1.6U_{out} = 25.08U_{inp} \quad (5.7)$$

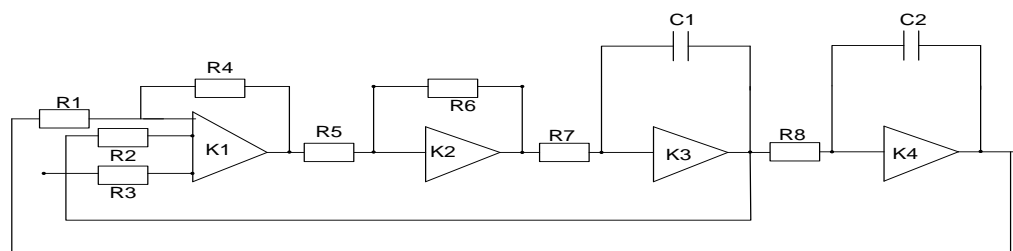


Рисунок 5.3 – Аналогова схема для моделювання

$$K1 = 0,24, K2 = 1,37, K3 = 10,41, K4 = -42$$

5.4 Аналіз результатів проведення експериментів і впровадження розробки

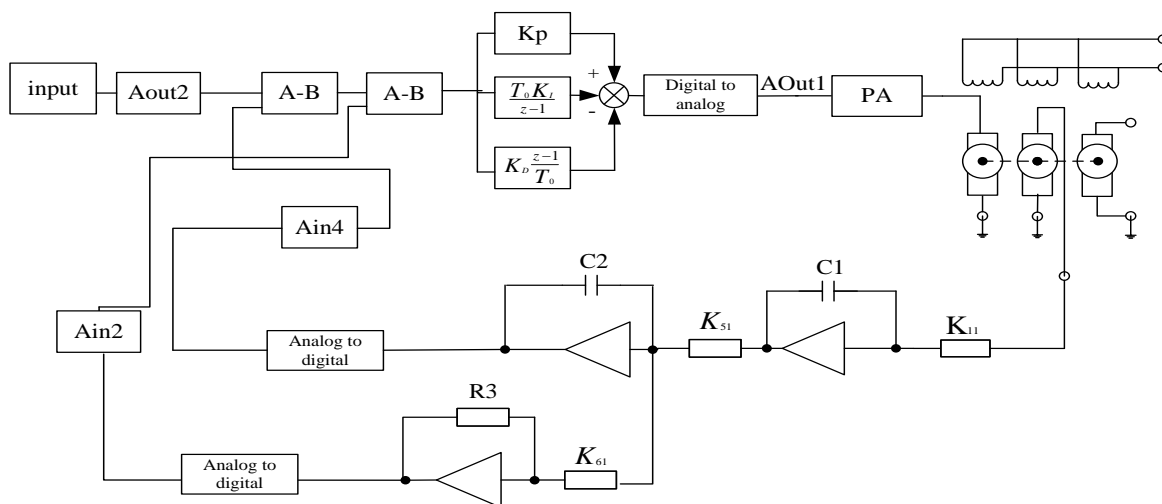


Рисунок 5.4 - Повна схема стенду

На рис. 5.5 зображено результат моделювання системи стабілізації в бічному каналі:

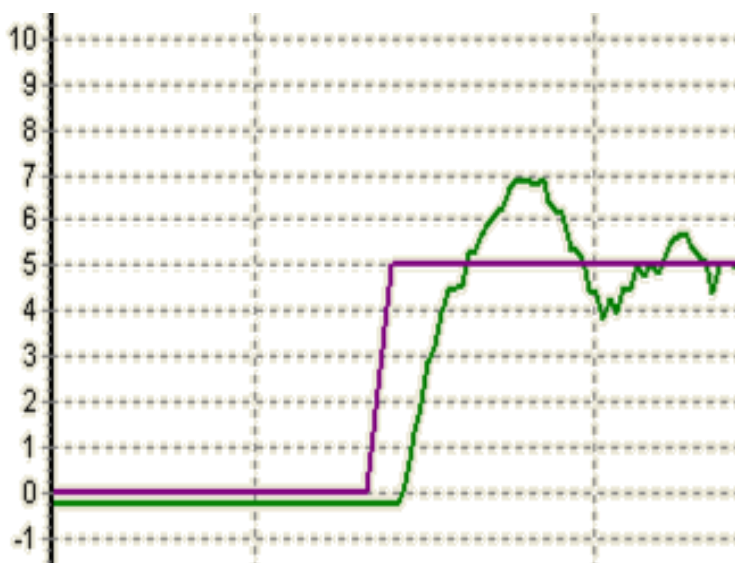


Рисунок – 5.5 Результат моделювання системи стабілізації в бічному каналі

Оцінюємо якості управління:

Час переходного процесу при ступінчастому впливі – 5с, перерегулювання – 10%.

Показники якості відповідають вимогам технічного завдання.

Досліджуємо систему на вплив, що обурює:

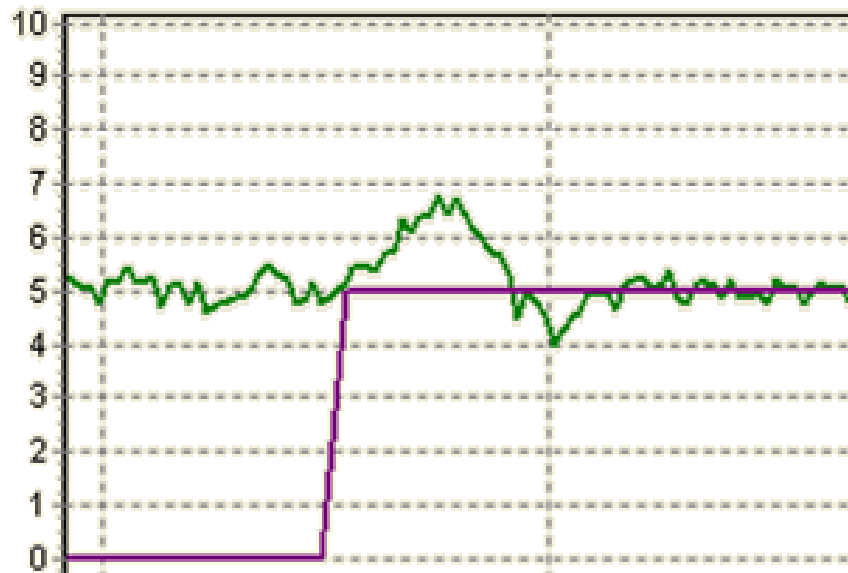


Рисунок 5.6 – Результат моделювання системи стабілізації в бічному каналі на вплив, що обурює

Час перехідного процесу при ступінчастому впливі – 3с, перерегулювання – 9%.

5.5 Висновки за розділом

У ході проведення напівнатурного моделювання та аналізу одержаних результатів було встановлено, що показники якості роботи системи задовольняють вимоги технічного завдання.

В результаті виконання випускної роботи було проведено аналіз, синтез властивостей об'єкта та напівнатурне моделювання системи стабілізації у бічному каналі. Показники якості та необхідні параметри системи стабілізації задовольняють всі вимоги технічного завдання.

6 ЕКОНОМІЧНЕ ОБҐРУНТУВАННЯ РОЗРОБКИ

6.1 Опис об'єкта і практичних результатів дослідження

Для роботи в умовах зльоту та виходу на курс розробляється спеціальний клас систем, які мають здатність до переміщення в просторі навіть в ускладнених умовах.

Система управління забезпечує контрольованість руху і роботу технічного обладнання, а також адаптивне керування ходовою частиною і силовою установкою з врахуванням взаємодії транспортної системи із навколишнім середовищем. Система контролю руху забезпечує планування руху на основі картографічної бази даних та постійно враховує вхідну інформацію в технічному сенсі.

В даний час одним з найпопулярніших рішень для мобільних роботів є використання платформи Arduino. Вона містить усе необхідне для підтримки мікроконтролера, просто підключіть його до комп'ютера за допомогою USB-кабелю. Перевагою Arduino є її активна спільнота користувачів і відносно низька вартість порівняно з іншими мікроконтролерами.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі наступні завдання:

- 1) розрахувати складність виконання роботи;
- 2) оцінити вартість розробки системи;
- 3) розрахувати заробітну плату та визначити вартість програмного продукту й оцінити очікуваний прибуток від впровадження системи.

Подробніше розглянемо вартість розробки, яка включає в себе суму всіх витрат підприємства на виробництво й продаж продукту, що виражено в грошових одиницях.

Розроблений продукт спрямований на забезпечення швидкого та інтуїтивно зрозумілого управління літальним апаратом. Ця система дозволяє виконувати різноманітні завдання і вимагають мінімального втручання пілотів.

Продукт конкурентоспроможний на ринку. Аналіз конкурентоспроможності здійснюється шляхом порівняння характеристик проектованої системи з параметрами аналогічної продукції. Використовуємо метод комплексних показників якості й обчислення узагальнених показників якості. Узагальнені показники враховують весь комплекс ключових параметрів, вкладених в розробку обладнання.

Важливість розробки полягає в дослідженні задач управління, а також в пошуку альтернативних методів управління і розробки апаратних та програмних систем керування.

6.2 Розрахунок собівартості системи

Відомості, що містяться в Таблиці 6.1, детально описують працівників, зайнятих у проекті, та їх заробітну плату на денній та місячній основі. У Таблиці 6.2 наведено список виконаних робіт і тривалість їх виконання, припадаючу на 22 робочих дня або еквівалентних днях у місяць.

Для розрахунків будуть використані експертні кваліфікації працівників, що приймуть участь у проекті. В таблиці наведені середні заробітні плати для вакансій цього рівня в Україні.

Таблиця 6.1 – Склад виконавців роботи

Посада	Оклад, грн	
	Місяць	День
Директор	22 000	1 000
Конструктор -програміст	20 000	900
Монтажник	13 500	600

Отже, денна зарплата директора та конструктора та монтажника становить 1000 грн, 900 грн. та 600 грн відповідно. У таблиці 6.2 наведено розрахунки тривалості розробки за видами роботи.

Таблиця 6.2 – Розрахунок трудомісткості робіт

Вид робіт	Тривалість робіт , дні	Трудо-місткість, роб. дні	Виконавець		
			Трудо-місткість директора, роб. дні	Трудо-місткість конструктор-програміста, роб. дні	Трудо-місткість монтажника, роб. дні
Попередня робота					

Продовження табл. 6.2

Постановка задачі	3	3	+	-	-
Розробка системи управління	2	4	+	+	-
Технічне завдання (ТЗ)					
Розробка технічного завдання	3	6	+	+	-
Узгодження та затвердження Технічного завдання	1	2	+	+	-
Розробка програмного продукту					
Розробка МР	6	6	-	+	-
Розробка програмного коду	17	17	-	+	-
Налаштування	2	2	-	+	+
Тестування	2	2	-	+	+
Впровадження					
Тестування коду	2	4	+	+	+
Здача в експлуатацію	1	2	+	+	+
Усього	39	48	12	36	10

Нижче наведені формули для розрахунку собівартості придбаної продукції, як показано у Таблиці 6.3:

Собівартість = Ціна_1 * Кількість_1 + Ціна_2 * Кількість_2 + ... + Ціна_n * Кількість_n

де:

Ціна_1, Ціна_2, ..., Ціна_n - ціни на придбану продукцію

Кількість_1, Кількість_2, ..., Кількість_n - кількості придбаної продукції

За вказаною формулою, необхідно перемножити ціни на придбану продукцію на їх відповідні кількості та додати отримані результати. Будь ласка, надайте конкретні ціни та кількості з таблиці 8.3, і я з радістю допоможу вам розрахувати собівартість придбаної продукції.

Таблиця 6.3 – Перелік покупних виробів

Елементи робота	Ціна за одиницю, грн.	Кількість, шт.	Ціна, грн.
Камера SANNCE	860	1	860
Драйвер мотора L298N	131	1	131
Мотори на колесах	35	2	140
Arduino NANO	200	1	200
Power Bank Xiaomi	1100	1	1100
Пачка паперу	124	1	124
Чорнила для принтера	155	1	155
Інтернет послугу	260	2	520
Флеш -карта	280	1	280
Набір канцелярії	1	75	75
Всього			3485

Таблиця 6.4 – Ціна основних засобів

Основні засоби	Ціна за одиницю, грн.	Кількість, шт.	Ціна, грн.
Стіл	1200	2	2 400
Стілець	400	2	800
Ноутбук	20 000	2	40 000
Принтер	1000	1	1000
Настільна лампа	250	2	500
Паяльна установка	626	1	626
Стіл з лещатами	1 450	1	1 450
Всього			46 776

Отже, з таблиці 6.4 видно, що вартість обладнання становить 46 776 грн. Далі необхідно розрахувати амортизацію на виготовлення 1 системи, що становить 25% основних фондів, за такою формулою:

$$A_m = \frac{OC \cdot 0,25 \cdot D_p}{D_g}, \quad (6.1)$$

Дг – кількість робочих днів у році;

де ОС – вартість обладнання;

Др – кількість днів для розробки мобільного робота.

$$A_m = (0,25 \cdot 46776 \cdot 39) / (12 \cdot 22) = 998,88 \text{ грн}$$

Розрахунок собівартості та договірної ціни наведено в таблиці 6.5.

Таблиця 6.5 – Розрахунок собівартості виробу за статтями

№	Статті	Сума, грн.	Примітки
1	Основна заробітна плата (ОЗП)	50 400	
2	Додаткова заробітна плата (ДЗП)	10 080	15% від ОЗП
3	Єдиний соціальний податок	13 305,6	22%*(ОЗП+ ДЗП)
4	Матеріали та куплені вироби	3 485	з табл. 6.3
5	Амортизація	998,88	25% от Сп/ Нднів* Пр
6	Позавиробничі витрати	20 160	40% від ОЗП
7	Собівартість (С)	98 419.48	п.1+п.2+п.3...п.6
8	Прибуток (П)	19 683.896	20% від С
9	Ціна без НДС	118 103.376	П + С
10	НДС	23 620.6752	20% від ціни без НДС
11	Ціна з НДС	141 724.051	п. 9 + п.10

Було отримано вартість у розмірі 98419,48 грн. під час оцінки розробником. Розробка системи управлінн зайняла 39 днів. Враховуючи можливість розподілу обов'язків між конструктором та програмістом під час розробки програмного забезпечення, розумно розрахувати іншу вартість програми залучаючи декількох розробників.

6.3 Розрахунок точки безбитковості

При впровадженні продукту в виробництво, важливо оцінити його економічну ефективність та очікуваний прибуток. Одним з ключових критеріїв є визначення точки безбитковості (ТБ) і графічне відображення цього показника.

Для підтвердження стійкості проекту необхідно, щоб вартість точки безбитковості була меншою за вартість номінального виробництва. Чим ближче значення (відсотки) ТБ до номінального виробництва, тим більш стабільним є проект. В цілому, проект вважається стійким, коли значення ТБ знаходиться далеко від номінального виробництва.

Точку безбитковості можна розрахувати за формулою:

$$N_6 = K / (Ц - С), \quad (6.2)$$

де K - умовно-постійні витрати, приймаємо рівними ціні теми; $Ц$, $С$ - ціна і собівартості одиниці виробу.

Ціна теми визначається за формулою:

$$Ц_{теми} = С_{теми} + П_{теми}, \quad (6.3)$$

де $С_{теми}$ - загальний кошторис витрат (собівартості) теми, грн;

$П_{теми}$ - плановий прибуток, який забезпечує рентабельну роботу безпосередніх виконавців теми, грн.

Розрахуємо вартість об'єкта:

$$Ц_{теми} = 98419.48 + 19683.896 = 118\,103.376 \text{ грн.}$$

Передконтрактна ціна, розрахована для забудовника, є найнижчою припустимою ціною, яка враховує передбачувану вартість та прибуток теми розробки, вираховану з рентабельності.

При уточненні ціни теми, необхідно враховувати надбавки, пов'язані з продажем товару. ПДВ приймається як 20 % від вартості об'єкта. Точка безбитковості обчислюється наступним чином:

$$N_6 = 118\,103.376 / (141\,724.051 - 98\,419.48) = 2.72727 \approx 3 \text{ шт.}$$

Таким чином, показник ТБ = 3. Це означає, що реалізація третього приладу забезпечить безбитковість проекту.

Графічне представлення ТБ представлено на рис. 6.

Графік беззбитковості показує, що при обсязі продажів 3 шт., дохід від реалізації продукції перевищує загальні витрати, таким чином, в зоні між ними ми отримуємо прибуток.

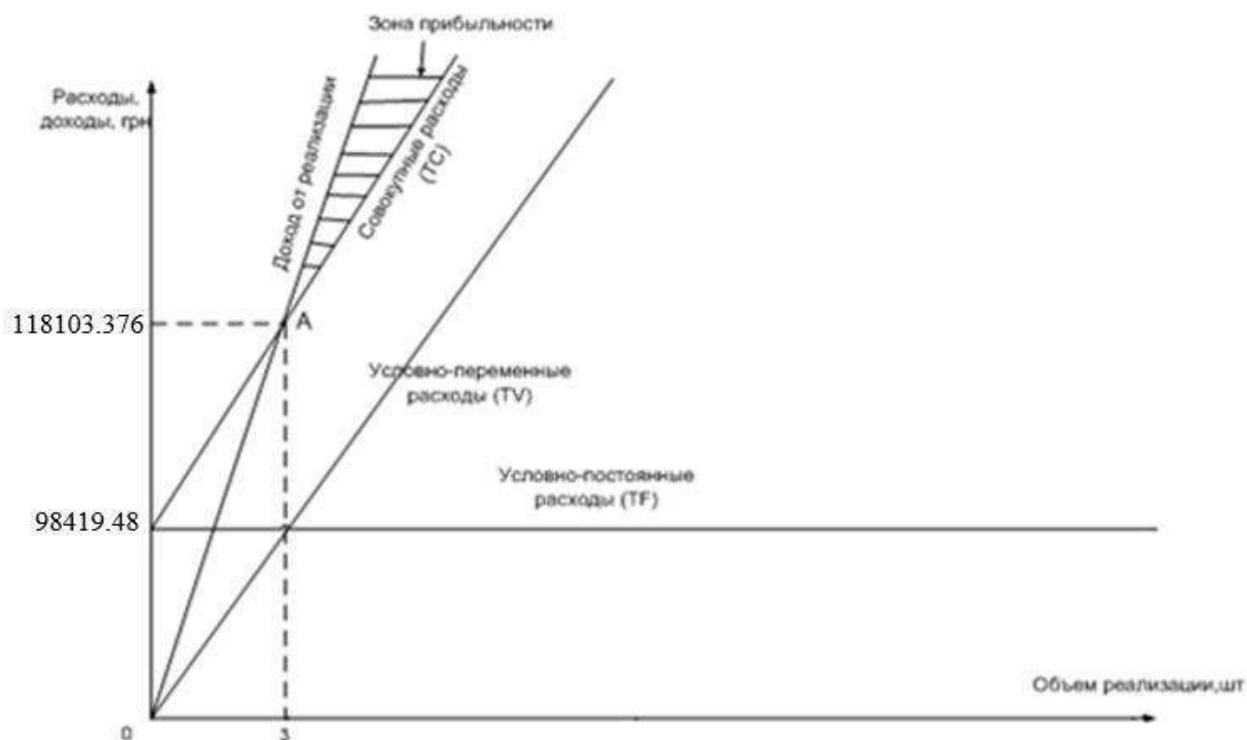


Рисунок 6.1 - Графік беззбитковості

6.4 Висновки

Була проведена аналітична оцінка наявних аналогів, що пропонуються на ринку аналітики даних. Конкуреноспроможність розробленого додатку підтверджується порівняльними даними інших розробників, а також вартістю системи з урахуванням всіх економічних розрахункових показників. Розрахунки показують, що для розробки системи найкраще залучити front-end і back-end розробників, а не повний стек. Такий підхід дозволить знизити вартість програмного продукту на понад 26% і скоротити час розробки з 39 днів до 22 днів.

При розрахунку враховуються всі необхідні витрати, такі як оплата праці, ПДВ, внески до пенсійного фонду, фонду зайнятості та соціального страхування, а також непрямі витрати. Програмний продукт має високі показники якості і відрізняється надійністю та довговічністю. Застосування новітніх технологій у створенні мобільних роботів допомагає вирішити

задачу інтелектуального аналізу переміщення рухомих об'єктів. Згідно з планом, після трьохразового впровадження мобільного робота, розроблена система буде прибутковою. Мета розрахунку вартості мобільного робота була досягнута, і всі поточні розрахунки здійснені.

ВИСНОВКИ

В результаті виконання даної роботи було вирішено основні завдання розробки системи стабілізації нишпорення в польоті легкого літака. Виконаний вибір ланок системи. Розроблено математичну модель даної системи, а також обрано закон управління, реалізований за допомогою ПД-регулятора. Регулятор дозволяє забезпечити швидкодію, стійкість та точність системи.

Далі проводилося моделювання розробленої САУ на універсальному дослідницькому стенді у лабораторії автоматичного керування. Для моделювання САУ на стенді було розроблено принципову схему САУ, яка реалізує заданий закон управління.

У результаті експериментальних досліджень було знято часові характеристики змодельованої системи з керуючого та обурювального впливу.

У конструкторській частині розроблено важливу схему плати керівника обчислювача для системи автоматичної стабілізації курсу польоту.

В дослідницькій частині розглянуто кутові рухи незалежно від інших рухів літального апарату. Відповідно принципу суперпозиції, розглянуто й проведено аналіз впливу керуючих і збурних впливів на кутові рухи окремо в каналах ристання та крену із використанням математичного апарату передавальних функцій.

У експериментально-практичній частині проведена перевірка та валідація розробленої системи управління під реальними умовами в симуляторі.

В економічній частині визначено витрати на створення блоку обчислювача кута курсу.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Dorf, R. C. Modern Control System [Текст] / R. C. Dorf, R. H. Bishop. – 13th Edition. – London : Pearson, 2019. – 1032 p.
2. Kulik, A. Progressive tendencies of unmanned aerial vehicle functions intellectualization [Text] / A. Kulik // VI International Scientific Conference “Transport problems”, Silesian University of Technology, 2014. – P. 379–383.
3. Кулик, А. С. Концепція активної відмовостійкості систем орієнтації та стабілізації супутників [Текст] / А. С. Кулик // Радіоелектронні та комп'ютерні системи. 2009. № 2 (36). С. 101-108.
4. Kim, J., & Tomlin, C. J. (2010). Aircraft collision avoidance using a decentralized algorithm for multi-agent systems. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 55(10), 2330-2343.
5. Blaschke, T., et al. (2018). A survey of unmanned aerial vehicle sense and avoid systems. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 92(1), 1-33.
6. Chang, K. C., & Kaminer, I. (2002). Adaptive control of aircraft using neural networks. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 25(1), 6-14.
7. Cao, C., & Zhao, H. (2019). Fault diagnosis and fault-tolerant control for aircraft systems: A review. *Aerospace Science and Technology*, 87, 105-129.
8. Anderson, J. M., & Karimi, H. A. (2018). "Fly-by-wire flight control system with adaptive control." U.S. Patent No. 9,828,512.
9. Strojnik, M., & Bosnak, M. (2019). "A review of adaptive control techniques in aviation applications." *Progress in Aerospace Sciences*, 105, 100546.
10. Ravela, S., & Hines, J. (2015). "Adaptive autopilot control of unmanned aerial vehicles." *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 38(11), 2117-2130.
11. Статистика Canadair Challenger". Мережа авіаційної безпе. " .Перевірено 12 березня 2018 року
12. Лойцянский, Л. Г. Курс теоретической механики: У 2-х томах [Текст]. Том 2. Динамика. – 6-е вид., перероб. і доп. / Л. Г. Лойцянский, А. І. Лур'є. – К. : Наука, Головна редакція фізико-математичної літератури, 2003. – 640 с.
13. Добронравов, В. В. Курс теоретической механики [Текст]: Підручник – 3-е вид., перероб. / В. В. Добронравов, Н. Н. Нікітін, А. Л. Дворников. – К., 2014. – 528 с.
14. Тарг, С. М. Короткий курс теоретической механики [Текст]: Підручник для вузів. – 10-е вид., перероб. і доп. / С. М. Тарг. – К., 2006. – 416 с.

15. Пасічник, С. М. Конспект лекцій з курсу «Основи моделювання систем авіоніки» [Електронний ресурс] / Режим доступу: <https://drive.google.com/drive/folders/18G6NILs94mXXFF5eKw1ihFLTWteRThFR>. – 09.12.2022 р.

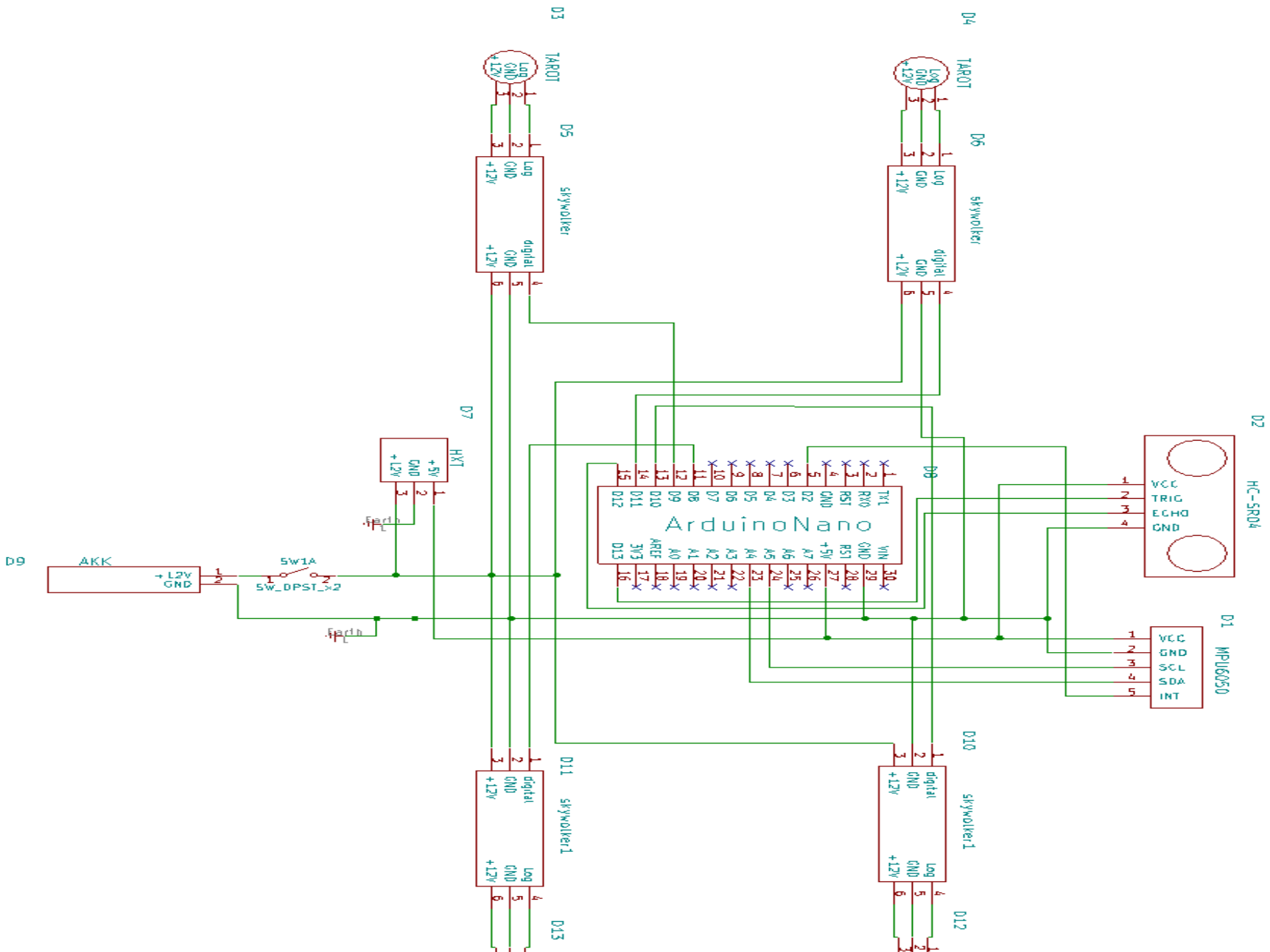
16. Archived: APM 2.5 and 2.6 Overview [Електронний ресурс] / Режим доступу: <https://ardupilot.org/copter/docs/common-arduino-25-and-26-overview.html>. – 09.12.2022 р.

17. К. Ю. Дергачев, С. Н. Пасічник, Ю. А. Немшилов // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2020. – № 3 / 163. – С. 4–14.

18. Кулік, А. С. Конспект лекцій з курсу «Теорія автоматичного керування» [Електронний ресурс] / Режим доступу: https://drive.google.com/drive/folders/1uSEeqs2-U_JC2KRIsdcmJy_NtzfWV2. – 09.12.2022 р.

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

Додаток А



Презентація до дипломного проекту магістра
на тему:

РОЗРОБКА ТА ДОСЛІДЖЕННЯ АВТОМАТИЧНОЇ СИСТЕМИ РОЗВОРОТУ ЛІТАКА ПРИ ЙОГО ЗЛЬОТІ ТА ВИХОДІ НА КУРС

Здобувач: Челомбітько Микита Володимирович Гр. 362

Спеціальність: 151 Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані
технології

Освітня програма: «Інженерія мобільних додатків»

Керівник: к.т.н., доц. Мірошніченко Г.А.

Дата захисту: 25 січня 2024 р.



Мета роботи: розробити та дослідити систему управління координованим розворотом літального апарату для виходу на курс польоту при зльоті; побудувати лінійну модель об'єкта управління, а також проаналізувати динамічні властивості об'єкта автоматичного управління.

Актуальність дослідження: Система контролю курсу для автоматичного управління польотом займають важливе місце на сучасних літаках. Невірний або невчасний автоматичний розворот літака може вести до серйозних авіаційних інцидентів. Навіть невеликі помилки у керуванні при вильоті чи посадці можуть впливати на безпеку польоту та призводити до аварій.

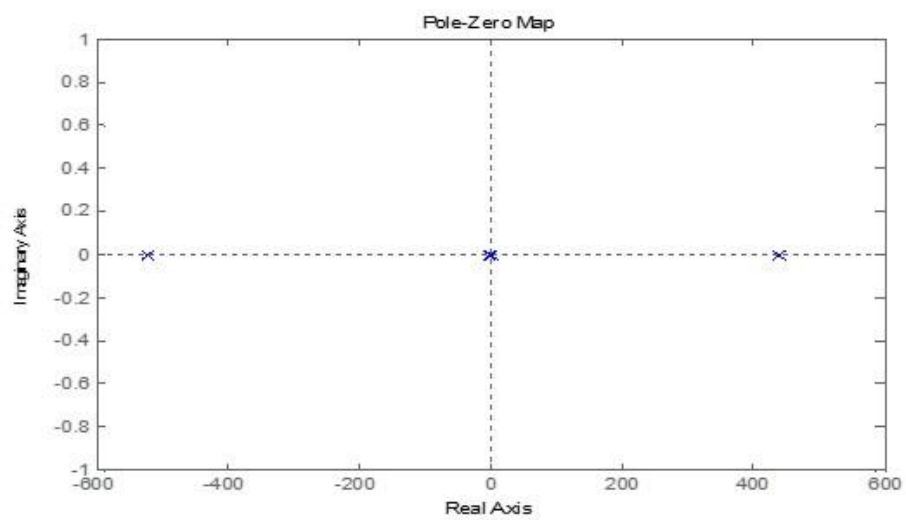


• СТАН ПРОБЛЕМИ РОЗВОРОТУ ЛІТАКА ПРИ ЙОГО ЗЛЬОТІ ТА ВИХОДІ НА КУРС

Блок-схема раціональної системи управління за діагнозом

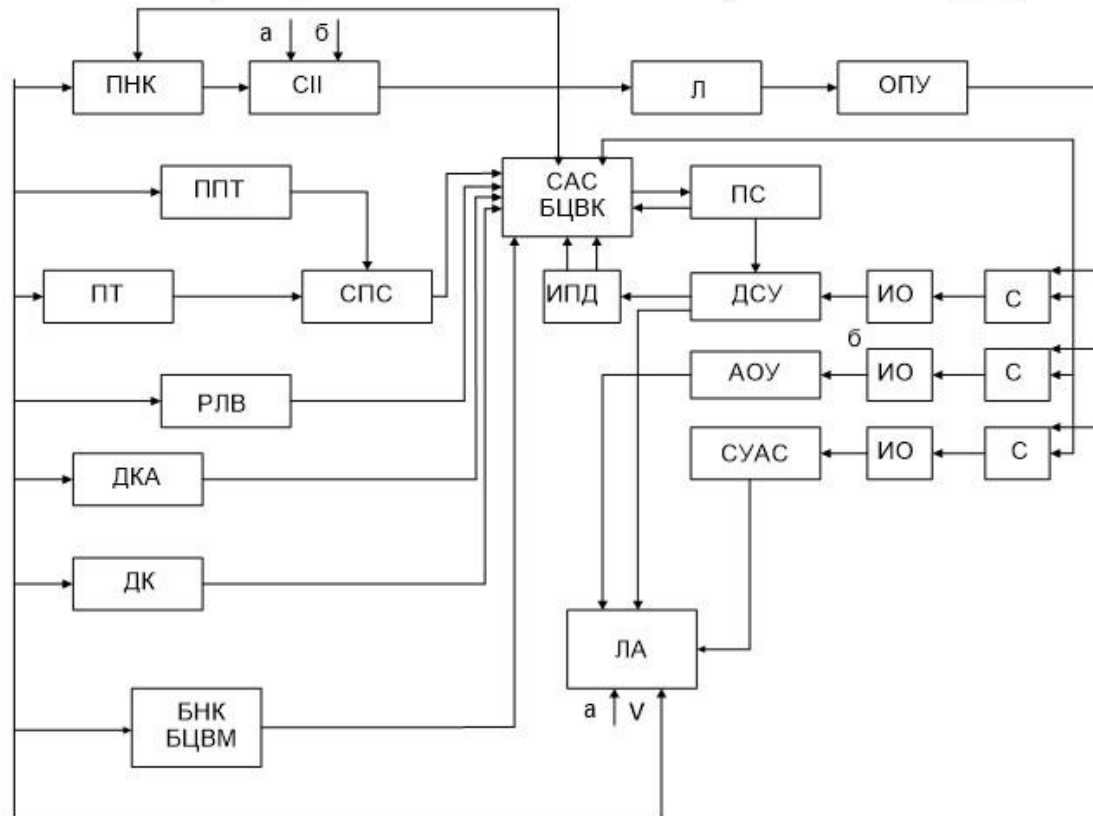


Розташування полюсів моделі літака

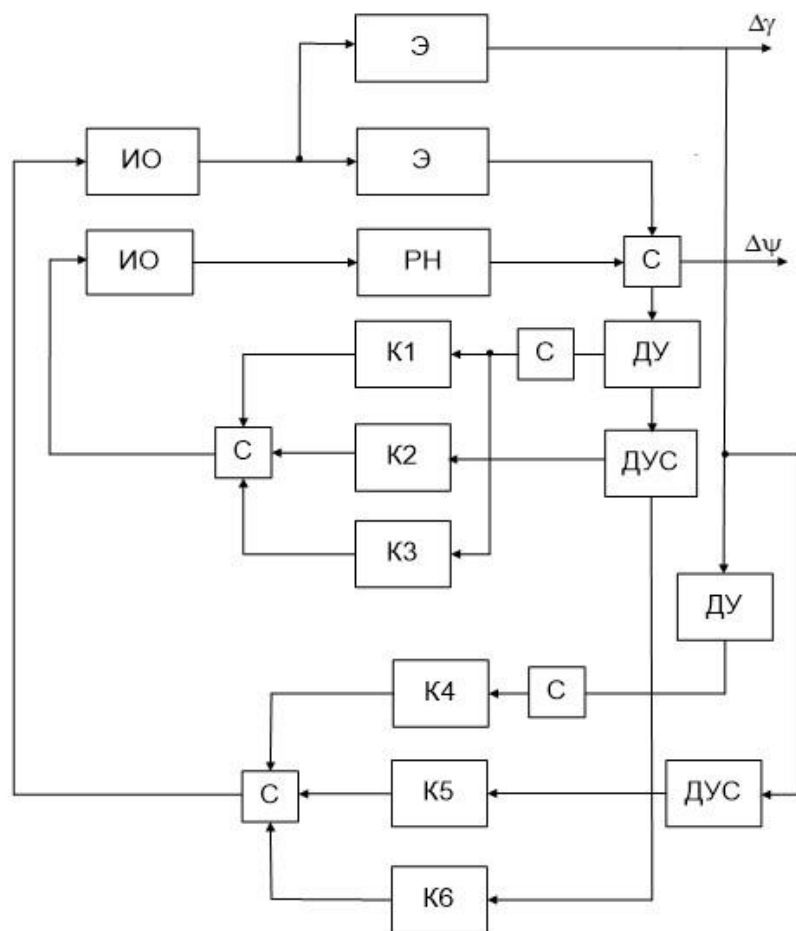


АНАЛІЗ І СИНТЕЗ СИСТЕМИ РОЗВОРОТУ ЛІТАКА ПРІ ЙОГО ЗЛЬОТІ ТА ВИХОДІ НА КУРС

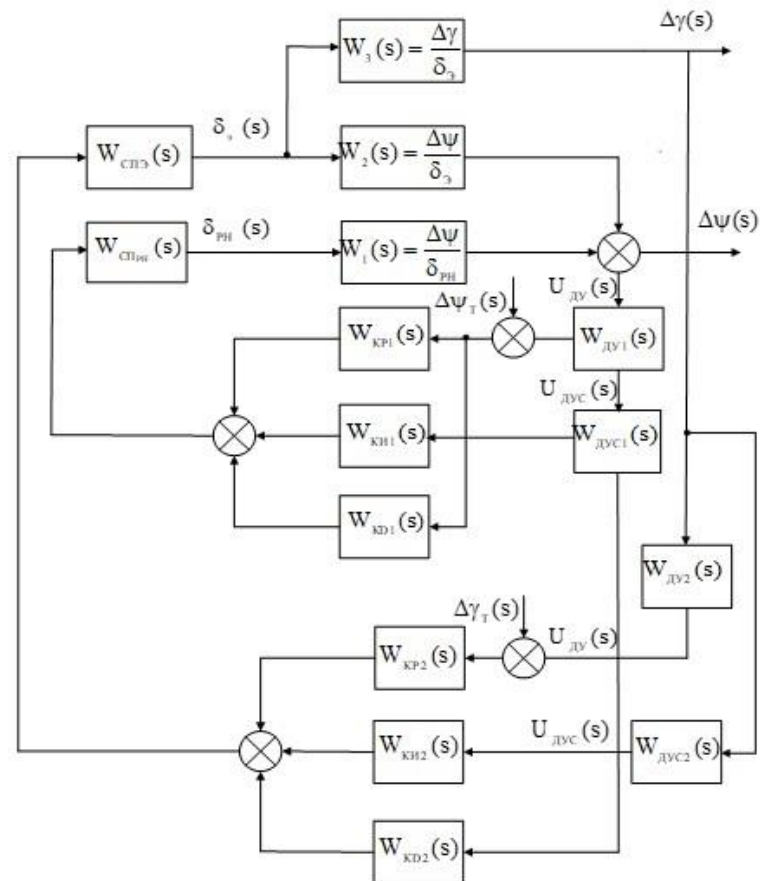
Функціональна схема каналу бокового руху



Функціональна схема системи стабілізації бічного каналу

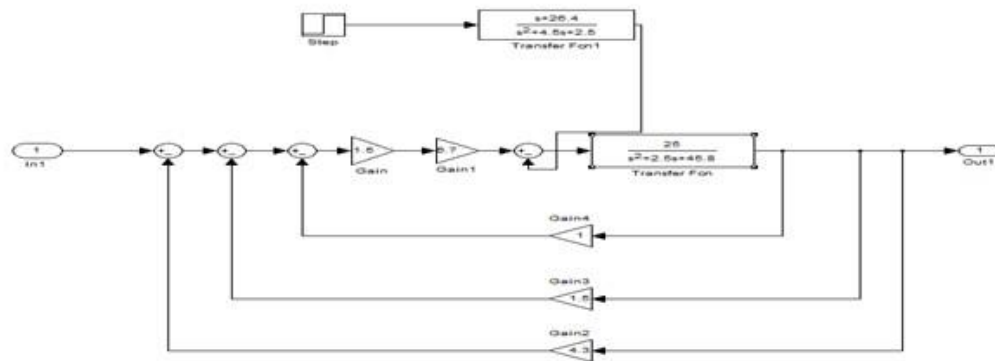


Структурна схема системи стабілізації бічного каналу

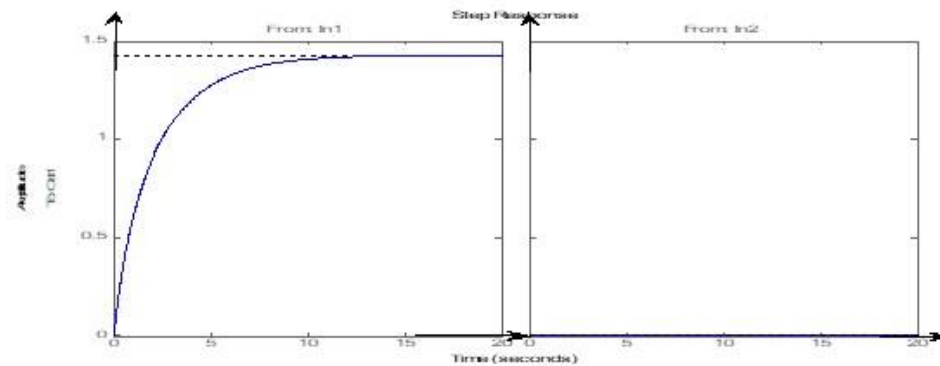


ДОСЛІДЖЕННЯ АВТОМАТИЧНОЇ СИСТЕМИ

Схема для скорегованої системи в Matlab

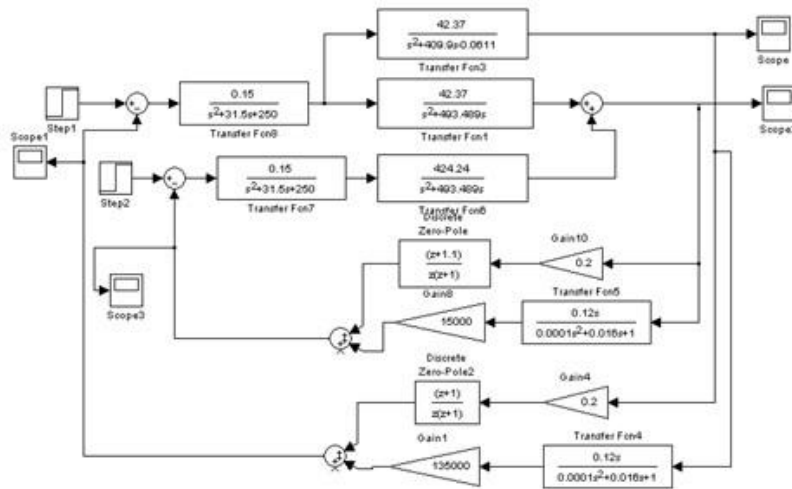


Відгук скорегованої системи на управління та збурення

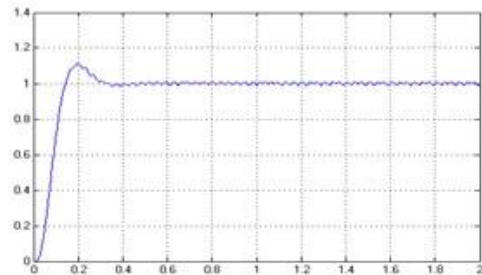


Синтез дискретної системи

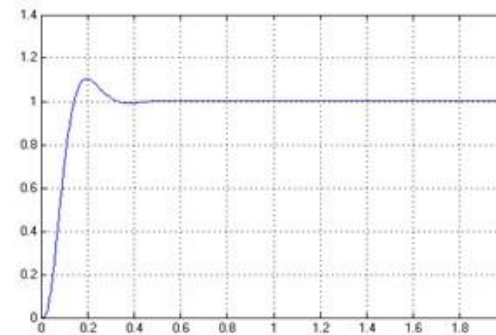
Схема моделювання дискретної системи



Результат моделювання дискретної системи з кута курсу



Результат моделювання дискретної системи з кута крену



Час перехідного процесу при ступінчастому впливі – 0.3с, перерегулювання – 9.1%. Показники якості відповідають вимогам технічного завдання.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ПРАКТИЧНА ЧАСТИНА

Діаграма для моделювання в Matlab з використанням ПІД-регулятора

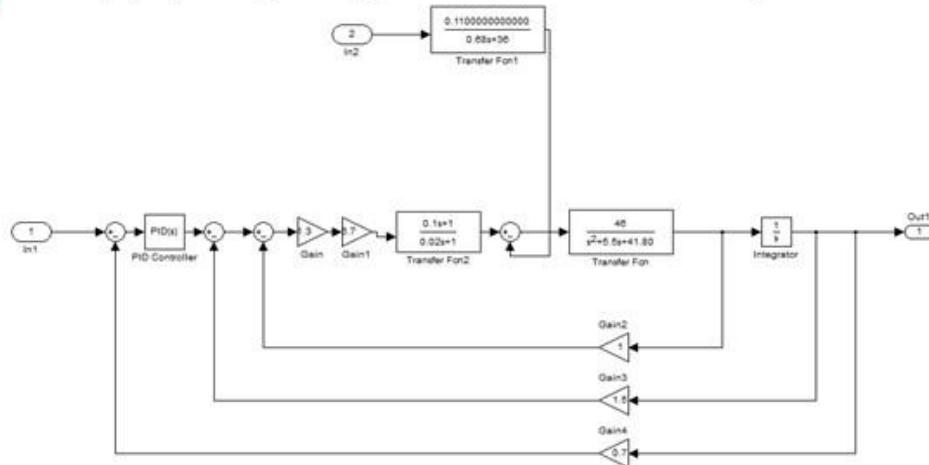
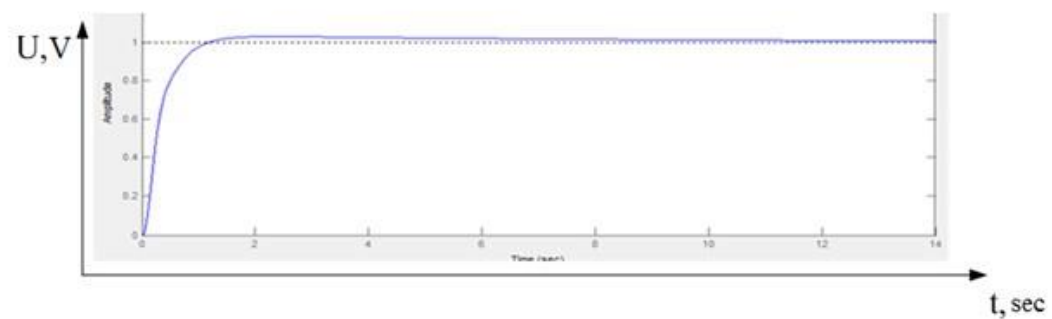


Схема еталонної реакції кроку з використанням ПІД-регулятора





ВИСНОВКИ

- В результаті виконання даної роботи було вирішено основні завдання розробки системи стабілізації нишпорення в польоті легкого літака. Виконаний вибір ланок системи. Розроблено математичну модель даної системи, а також обрано закон управління, реалізований за допомогою ПД-регулятора. Регулятор дозволяє забезпечити швидкодію, стійкість та точність системи.
- Далі проводилося моделювання розробленої САУ на універсальному дослідницькому стенді у лабораторії автоматичного керування. Для моделювання САУ на стенді було розроблено принципову схему САУ, яка реалізує заданий закон управління.
- У результаті експериментальних досліджень було знято часові характеристики змодельованої системи з керуючого та збурюючого впливу.
- У конструкторській частині розроблено важливу схему плати керівника обчислювача для системи автоматичної стабілізації курсу польоту.
- В дослідницькій частині розглянуто кутові рухи незалежно від інших рухів літального апарату. Відповідно принципу суперпозиції, розглянуто й проведено аналіз впливу керуючих і збурюючих впливів на кутові рухи окремо в каналах ристання та крену із використанням математичного апарату передавальних функцій.
- У експериментально-практичній частині проведена перевірка розробленої системи управління під реальними умовами в симуляторі.
- В економічній частині визначено витрати на створення блоку обчислювача кута курсу.