

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

Факультет систем управління літальними апаратами
Кафедра систем управління літальних апаратів

Пояснювальна записка

до випускної роботи

магістра

(освітньо-кваліфікаційний рівень)

На тему «Розробка адаптивної системи керування боковим рухом
літака при заході на посадку»

ХАІ.301.360.200.173.00153023 ПЗ

Виконала: студентка 6 курсу, групи 350
спеціальності

173 «Авіоніка»

Освітньо-професійна програма

«Системи автономної навігації та
адаптивного управління літальних
апаратів»

Дробітько К.Д.

(прізвище та ініціали)

Керівник Субота А.М.

(прізвище та ініціали)

Рецензент Меша Ю.В.

(прізвище та ініціали)

м. Харків – 2020 рік

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

Факультет систем управління літальними апаратами

Кафедра систем управління літальних апаратів

Ступінь вищої освіти магістр.

Освітньо-кваліфікаційний рівень Системи автономної навігації та адаптивного управління літальних апаратів.

Напрямок підготовки 173 «Авіоніка».

(шифр і назва)

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
систем управління ЛА

к. т. н., доц. _____ К.Ю. Дергачов

“ _____ ” _____ 2020 р.

З А В Д А Н Н Я НА ДИПЛОМНИЙ ПРОЕКТ СТУДЕНТУ

Дробітько Катерині Дмитрівні

(прізвище, ім'я, по батькові)

1.Тема проекту «Розробка адаптивної системи керування боковим рухом літака при заході на посадку»

керівник проекту проф. Субота А.М. ., затверджені наказом вищого

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

навчального закладу від «26 » 10 2020 року № 1775 уч

2.Строк подання студентом роботи: 17 грудня 2020року

3. Вихідні дані до роботи: час переходу не більше 6 секунд, відхилення 20%, запас стійкості за амплітудою не менше 20 дБ, запас стійкості по фазі не менше 40 градусів, допустима статична похибка 2%.

4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити) 1. Стан проблеми та постановка задач проектування. 2. Аналіз і синтез керування. 3. Конструкторська частина. 4. Дослідна частина. 5. Експериментально-практична частина. 6. Економічна частина.

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

1. Плакат А1 – Система керування бічним рухом літака при заході на посадку

2. Плакат А1 – Математичний опис об'єкта автоматичного управління

3. Плакат А1 – Динамічний розрахунок системи керування

4. Плакат А1 – Нескоригована система, побудова перехідних характеристик

5. Плакат А1 – Синтез послідовного коригуючого пристрою методом ЛАЧХ

6. Плакат А1 – Вибір апаратної платформи

7. Плакат А1 – Електрична принципіальна схема досліджуваного контролера

8. Плакат А1 – Дослідна частина

9. Плакат А1 – Експериментальна частина

10. Плакат А1 – Економічна частина

6. Консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
Стан проблеми	проф., к.т.н. Субота А.М.		
Аналіз і синтез СУ	проф., к.т.н. Субота А.М.		
Конструктор. частина	К.т.н., Джулгаков В.Г.		
Експ.-практ. частина	проф., к.т.н. Субота А.М.		
Дослідницька частина	проф., к.т.н. Субота А.М.		
Економічне обґрунтування	д.екон.наук проф., Хлівна І.В.		

7. Дата видачі завдання _____

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів дипломного проектування	Строк виконання етапів проекту	Примітка
1.	Початок переддипломної практики.	01.09.2020	
2.	Формування теми проекту. Розробка технічного завдання.	18.09.2020	
3.	Математичний опис системи управління. Аналіз і синтез системи управління. Проведення експериментальних досліджень.	16.10.2020	Залік з переддипломної практики
4.	Конструкторська частина роботи. Дослідна частина роботи. Експериментально-практична частина. Економічне обґрунтування розробки	20.11.2020	
5.	Оформлення розрахунково-пояснювальної записки і графічного матеріалу.	04.12.2020	
6.	Попередній захист роботи.	11.12.2020	
7.	Рецензування проекту. Захист проекту в ДЕК.	17.12.2020	

Студент _____ Дробітько К.Д.
(підпис) (прізвище та ініціали)

Керівник роботи _____ Субота А.М
(підпис) (прізвище та ініціали)

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

Кафедра 301

«ЗАТВЕРДЖУЮ»

Завідуючий кафедрою

к.т.н., с.н.с., доцент

_____ К. Ю. Дергачов

«__» _____ 2020 р.

ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ
 на дипломне проектування
Дробітько Катерини Дмитрівни

1 Тема роботи: «Розробка адаптивної системи керування боковим рухом літака при заході на посадку».

затверджена наказом по університету від «__» _____ 2020 р. № _____.

2 Строк здачі студентом закінченої роботи «11» _____ грудня 2020 р.

3 Область застосування розробки: авіація.

4 Початкові дані для розроблювальної системи

4.1 Призначення і мета створення системи: розробка адаптивної системи керування бічним рухом літака при заході на посадку.

4.2 Загальні відомості обраний літак АН-24, метод дослідження показників якості в частотній і часовій областях – відповідно до законів керування П, ПД, ППД.

5 Технічні вимоги до каналів системи управління

5.1 Питання, що підлягають розробці: 1) Аналіз літератури джерел та патентний пошук; 2) Вибір та обґрунтування функціональної схеми системи керування бічним рухом літака при заході на посадку; 3) Розробка математичних моделей окремих функціональних елементів, що входять до функціональної схеми; 4) Проведення досліджень у часовій та частотній областях з метою здобуття показників якості відповідно до законів керування:

пропорційного, ПД, П, Ш, ПД.; 5) Аналіз показників якості з точки зору відповідності до заданих у технічному завданні; 6) Розробка коректуючого елементу на базі синтезу ЛАЧХ.

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

5.3 Показники якості системи управління: час перехідного процесу менше або дорівнює 5 секундам, перерегулювання менше або дорівнює 5 відсоткам, помилка в сталому режимі менше 5 відсотків, запас стійкості більше 10 децибел, запас по фазі менше 60, допустима статична похибка 2%.

5.4 Вимоги до приладового складу системи: склад та тактико технічні характеристики повинні відповідати вимогам ІКАО.

5.5 Вимоги до взаємозамінності блоків: у разі відмови одного з блоків бортового обладнання осатаній повинен бути замінений блоками з аналогічними тактико технічними характеристиками.

6 Умови експлуатації системи

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

а) температура навколишнього середовища: -50°C до $+50^{\circ}\text{C}$;

б) вологість навколишнього середовища: до 90%;

в) атмосферний тиск: до висоти 400 м в стандартній атмосфері.

6.2 Механічні вимоги (вібрація, тряска, можливі перекося, удари, нахили і т.ін.): вібрація у місці установки навігаційних приладів до 1g.

6.3 Наявність перешкод (електричні наведення радіоперешкоди, магнітні впливи): відсутні.

6.4 Електричні параметри системи (напруга джерел живлення, потужність, стабільність, частота): визначаються функціональними вимогами елементів системи, робоча напруга становить + 5 В, потужність менше 5Вт.

7 Додаткові функції, реалізовані системою (сигналізація про несправності, реєстрація необхідної інформації, самоконтроль самої системи і т.ін.): контроль несправностей системи керування.

8 Обсяг виконуваних розроблювачем робіт

8.1 Етапи проведення роботи: аналітичний огляд літератури, проектування системи управління, експериментально-практична частина,

дослідницька частина, економічна частина, висновок, перелік використаних джерел, додатки.

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

9 Параметри устаткування системи: габарити – 10x10x5 сантиметрів; маса – 0.5 кілограмів.

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

11 Дослідницька частина: провести дослідження нечіткого регулятора відповідно до заданих показників якості системи керування.

12 Експериментально-практична частина: проведення досліджень з точки зору підвищення точності, функціонування системи керування при заході на посадку.

13 Економічна частина

13.1 Розробити (розрахувати, одержати): собівартість розробки системи управління при літака при заході на посадку при боковому русі .

13.2 Умови і вимоги: оцінити економічну ефективність розвитку.

13.3 Очікуваний результат: ринкова вартість розробки плати.

14 Перелік графічних матеріалів із зазначенням форматів: 10 плакатів формату A1.

Керівник роботи

Субота А.М.

(П.І.Б.)

« » _____ 2020 р.

Прийняв до виконання

Дробітько К.Д.

(П.І.Б. студента)

« » _____ 2020 р.

Погоджено з питань:

конструкції

Джулгаков В.Г.

(П.І.Б.)

« » _____ 2020 р.

дослідницької частини

Субота А.М.

(П.І.Б.)

« » _____ 2020 р.

економіки

Хлівна І.В.

(П.І.Б.)

« » _____ 2020 р.

РЕФЕРАТ

Дипломна магістерська робота містить: 102 сторіноки, 48 літературних джерела, 2 додатки, 51 рисунок, 12 таблиць.

Назва дипломної роботи: «Розробка адаптивної системи керування боковим рухом літака при заході на посадку»

Дипломна робота присвячена розробці адаптивної системи керування бічним рухом літака при заході на посадку. Було проведено огляд предметної області і доведено актуальність роботи.

Метою дипломної роботи є розробка адаптивної системи керування бічним рухом літака при заході на посадку.

В роботі був проведено аналітичний огляд літературних джерел на досліджувану тему; дослідження проблем авіації при заході на посадку; вибір функціональних елементів для функціональної схеми; обґрунтування функціональної схеми системи керування літаком при автоматичному заході на посадку; розробка математичних моделей окремих функціональних елементів системи, котрі входять до функціональної схеми; проведення досліджень у часовій та частотній областях для здобуття показників якості системи відповідно до обраних законів керування: П, ПД, ПДД; аналіз показників якості відповідно до заданих у технічному завданні; розробка коригуючого елемента на базі розрахунку логарифмічно амплітудо-частотних характеристик, вибір необхідних пристроїв для контролера, розробка принципової схеми контролера, досліджена система траєкторного управління літаком для автоматичного заходу на посадку; досліджений самоналаштовуючийся автопілот і знаходження його показників якості; було розраховано ціну регулятора та побудовано точку беззбитковості.

В ході виконання роботи було проведено дослідження з точки зору підвищення точності, функціонування адаптивної системи керування при заході на посадку.

Ключові слова: літак, система керування, злітно-посадкова смуга, функціональна схема, перехідна характеристика, математична модель, супутникова навігаційна система, курсовий радіомаяк, глісадний радіомаяк, контролер, пристрій автоматичного управління, пілотажно-навігаційний пристрій, пропорційний закон, пропорційно-диференційний закон, об'єкт управління.

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СИМВОЛІВ, СКОРОЧЕНЬ І ТЕРМІНІВ

GP – глісадний радіомаяк.

LOC – курсовий радіомаяк.

АСП – автоматизована система посадки.

АЦП – Аналогово-цифровий перетворювач.

БІНС – Безплатформенна Інерціальна Навігаційна Система.

БЦОМ – Бортова цифрова обчислювальна машина.

ДК – диференціальний контур.

ДМЕ – далекомірний радіомаяк спрямованої дії.

ДУС – датчик кутової швидкості.

ЗПС – злітно-посадкова смуга.

І – Інтегральний закон.

ІНС – Інерціальна система посадки.

КБО – Комплекс бортового обладнання.

КГС – курсо-глісадна система.

ККС – контрольнo-коригуюча станція.

КС – курсова система.

ЛА – літальний апарат.

ОУ – об'єкт управління.

П – пропорційний закон.

ПД – пропорційно-диференційний закон.

ПІ – Пропорційно-інтегральний закон.

ПІД – Пропорційно-інтегрально-диференціальний закон.

ПНП – пілотажно-навігаційний пристрій.

РАУ – рульовий автоматичний пристрій.

РМ – рульова машинка.

СНС – супутникова навігаційна система.

ССК – Система стійкості і керованості.

ССП – супутникова система посадки.

СТУ – система траєкторного управління.

Ф – фільтр.

ЦАП – Цифро-аналоговий перетворювач.

ЦГВ – центральна гіроскопічна вертикаль.

ЧЕ – чутливі елементи.

ЗМІСТ

РЕФЕРАТ	9
ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СИМВОЛІВ, СКОРОЧЕНЬ І ТЕРМІНІВ	10
ВСТУП	13
1 СТАН ПРОБЛЕМИ ТА ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ ПРОЕКТУВАННЯ.....	15
1.1 Концепція побудови адаптивної системи посадки.....	15
1.2 Оцінка стану проблеми та способи її вирішення.....	17
1.3 Аналіз технічного завдання	19
1.4 Аналіз науково – технічної літератури.....	19
2 АНАЛІЗ І СИНТЕЗ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ	22
2.1 Опис функціонування об’єкта автоматичного управління.....	22
2.2 Математичний опис об’єкта управління. Дослідження ОУ	32
2.3 Формування пристрою автоматичного управління.....	38
2.4 Висновок	43
3 КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА	45
3.1 Підготовка алгоритмів управління к реалізації на контролері.....	45
3.2 Вибір необхідних пристроїв.....	47
3.3 Розробка принципової електричної схеми контролера.....	54
3.4 Формування повного алгоритму роботи контролера	55
3.5 Оцінка швидкодії контролера та зручності експлуатації.....	56
3.6 Висновок	58
4 ДОСЛІДНИЦЬКА ЧАСТИНА.....	59
4.1 Завдання і методи проведення досліджень	59
4.2 Результати дослідження	59
4.3 Висновки	66
5 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ПРАКТИЧНА ЧАСТИНА	67
5.1 Постановка задачі проектування	67
5.2 Побудова аналогової математичної моделі.....	67
5.3 Висновки	72
6 ЕКОНОМІЧНА ЧАСТИНА	73
6.1 Основні поняття і положення	73
6.2 Опис виробу.....	73

	12
6.3 Сегментування ринку	73
6.4 Аналіз конкурентоспроможності	74
6.5 Розрахунок собівартості і ціни виробу	77
6.6 Розрахунок точки беззбитковості.....	83
6.7 Висновок	85
ВИСНОВОК.....	86
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	87
ДОДАТОК А.....	91
ДОДАТОК Б	101

ВСТУП

В даний час створення навігаційних систем для автоматичної посадки літального апарату (ЛА) приділяється велика увага.

З середини 1990-х рр. проводяться експерименти по реалізації автоматичної посадки різних ЛА на основі супутникових навігаційних систем (СНС) і комплексних навігаційних систем, що включають СНС і інерційну навігаційну систему (ІНС).

Реалізація режиму автоматичної посадки буде допустима тільки в разі, коли система автоматичної посадки задовольняє необхідному рівню безвідмовності. Таким чином, найважливішим питанням розробки систем автоматичної посадки є забезпечення безпеки посадки, яка визначається точністю навігація і управління літаком [4].

Експерименти по автоматичній посадці літаків Boeing 727, 757, A340 на основі американської СНС (Global Positioning System, GPS) в диференціальному режимі роботи показали що в разі використання вимірювання дальності (псевдо) точність оцінки координат місця розташування відповідала категорії III (по боковому каналу) і категорії I чи II (по вертикальному каналу). У разі вимірювання різниці фаз точність оцінки координат місця розташування відповідала категорії III. Однак через відсутність видимості деяких супутників і при розривах сигналів, виникали ситуації, коли координати ЛА не визначались або визначалися недостатньо точно. Крім того, складність реалізації даного підходу пов'язана з необхідністю встановлення додаткового наземного обладнання [8].

Найбільш небезпечним режимом автоматичного управління є посадка. Режим посадки є не настільки тривалим по відношенню до загального часу польоту пасажирського літака, тому проводити оптимізацію траєкторії, виходячи з показників економічних, тимчасових і інших не є беззастережно вірним рішенням. Найголовнішим при посадці є безпеку з можливістю ефективного ручного резервування. Тобто траєкторію автоматичної посадки мабуть слід вибрати максимально схожою на траєкторії, що реалізуються льотчиком (виходячи з аналізу дії конкретного льотчика коли він здійснює на тренуванні по ручному управлінню) тоді перехід в будь-який момент часу на ручний режим не викликає у льотчика стрес і буде підвищена ймовірність благополучного завершення посадки [11].

Варіанти ручних посадок, використовувані в обґрунтуванні траєкторій автоматичної посадки, очевидно слід вибирати виходячи з аналізу розвитку ситуацій на борту ЛА, навичок льотчика і його стану, тобто алгоритм повинен бути адаптивним.

Розробка адаптивних алгоритмів управління – один з перспективних напрямків розвитку систем поліпшення стійкості і керованості (ССК) літаків. Ці алгоритми, засновані на ідентифікації динамічних характеристик літака і налаштування параметрів системи відповідно до її результатами, дозволяють забезпечити більш високі запаси стійкості замкнутої системи «літак – ССК» і знизити потрібні швидкості відхилення органів управління в порівнянні з системами з програмною налаштуванням параметрів.

Метою дипломної роботи є розробка адаптивного до поточному стану і навичкам льотчика алгоритму управління автоматичною посадкою літака виходячи з максимізації зручності переходу льотчика при необхідності на ручний режим управління на основі узгодження траєкторій ручного та автоматичного керування посадкою.

1 СТАН ПРОБЛЕМИ ТА ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ ПРОЕКТУВАННЯ

1.1 Концепція побудови адаптивної системи посадки

Реалізувати перспективну систему посадки з використанням сучасних технологій, що задовольняє всі зростаючим вимогам не тільки за точністю, але і по цілісності навігаційної інформації, використовуючи існуючі системи (Наприклад, ILS) або тільки сигнали від орбітального угруповання супутникових навігаційних систем (СНС), не представляється можливим. У зв'язку з цим, з метою підвищення безпеки, надійності і точності (особливо в вертикальному каналі) навігації, необхідно:

- 1) використовувати інформацію від бортового обладнання СНС спільно з іншими бортовими навігаційними системами і пристроями;
- 2) забезпечити роботу диференціального режиму СНС з використанням наземних засобів підтримки [2].

На рисунку 1.1 наведено приклад побудови супутникової системи посадки (ССП) з використанням контрольно-коригуючої станції (ККС) в якості наземного доповнення СНС.

Обладнання, що входить до складу ССП можна розділити на три сегменти:

- сузір'я орбітальних угруповань супутників GPS і ГЛОНАСС, які утворюють космічний сегмент ССП;
- ККС, що утворюють наземну частину ССП;
- бортовий сегмент, що включає в себе приймач сигналів СНС і датчики і системи комплексу бортового обладнання (КБО) ЛА.

Основний навігаційною системою в сучасному КБО ЛА є ІНС. До основних переваг якої слід віднести автономність, перешкодозахищеність і точність на короткому інтервалі часу [18].

Диференціальний режим дає можливість визначити місце розташування з точністю до 1,0-2,0 м (СКП) в динамічній навігаційної обстановці і з точністю до 1 м і краще – в стаціонарних умовах.

Для реалізації ССП необхідно використовувати комплексну обробку інформації від датчиків та систем КБО БЛА спільно з даними від ККС з метою забезпечення необхідних характеристик по точності і надійності визначення навігаційних параметрів. До таких систем, що входить в типовий склад КБО БЛА слід віднести: інерційну навігаційну систему, систему

повітряних сигналів (СВС), радіовисотомір (РВ), магнітний компас (МК), СНС приймач.

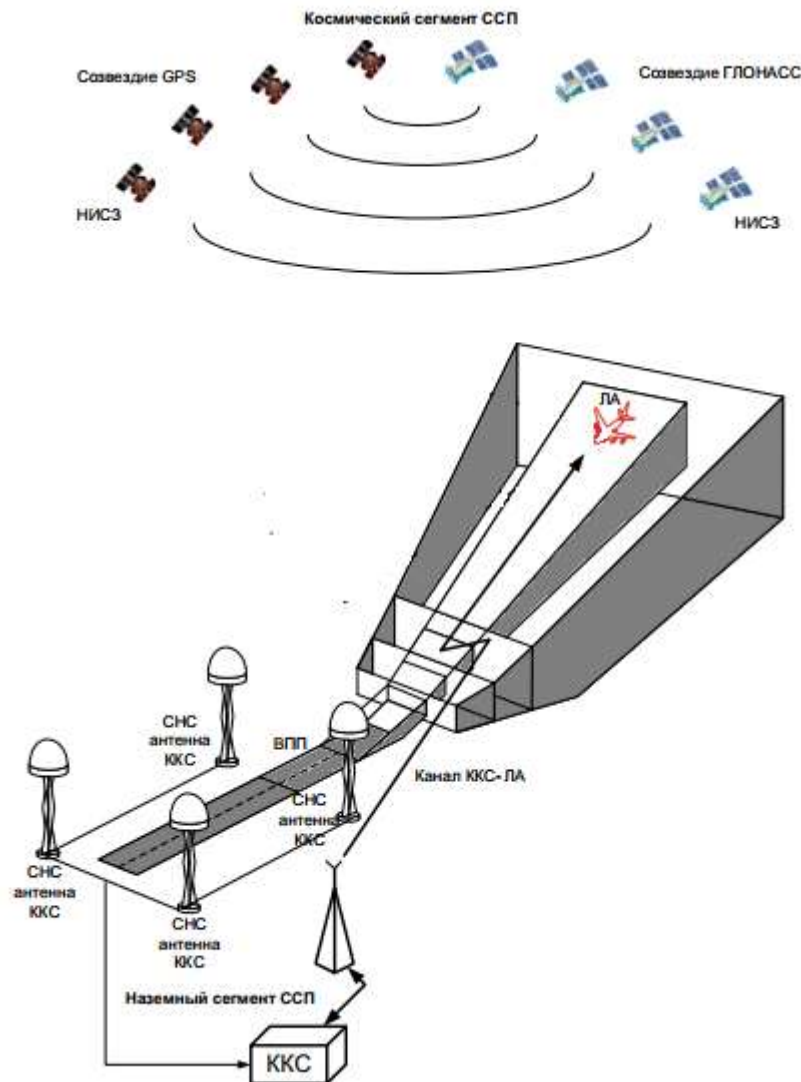


Рисунок 1.1 – Структура супутникової системи посадки з використанням ККС і побудова меж областей допусків для точного заходу на посадку і посадки

Налагодження та регулювання проміння КРМ проводиться за лінійним відхиленням у вихідній кромці ЗПС(ϵ_0). Ширина зони тут становить 210м.

Умовно етап заходу на посадку розбивається на три моменти:

- 1) етап захоплення променів КРМ і ГРМ;
- 2) етап проходження по рівносигнальним зонам маяків КРМ і ГРМ;
- 3) етап закінчення процесу заходу на посадку, тобто моменту прийняття рішення про приземлення або відхід на друге коло.

Важливими характеристиками вимог етапів заходу на посадку є вимоги до точносних характеристик і надійності систем, що забезпечують посадку.

При русі по рівносигнальним зонам подаються такі вимоги:

- з висоти 213м до висоти прийняття рішення літак повинен слідувати по променю курсового маяка з точністю до ± 20 мкА;
- по глісаді зниження - з точністю до 35мкА (або $\pm 3,6$).

Зазначені вимоги повинні виконуватися при поєднаннях наступних умов:

- зустрічний вітер - 45км / год;
- попутний вітер - 28км / год;
- градієнт зміни вітру по висоті - 7км / год на висоті 30м для категорії II та 15 км / год на висоті 30 м - для категорії III.

Більш жорсткі вимоги пред'являються до кінцевого етапу режиму заходу на посадку.

Посадка літака характеризується істотною не стаціонарністю режиму польоту, як через вимірювання швидкості, великого кута атаки, що наближається до $\alpha_{кр}$, так і внаслідок аеродинамічного впливу землі. Часу, відведеного на виконання цього етапу мало і складає він 10 ... 15с, максимум 20с, тобто порівняно з часом перехідного процесу стабілізації літака на заданій траєкторії при різних збуреннях, що може привести до неможливості парирования цих збурень і збільшення помилок системи.

1.2 Оцінка стану проблеми та способи її вирішення

Літак дозволяє швидко долати величезні відстані. Щорічно у всьому світі ним користуються більше сотні млн. чоловік. Надійність, безпека авіації поліпшується постійно. Впроваджуються сучасні технології захисту при аварії на повітряному транспорті, що включають системи огляду пасажирів і багажу в аеропортах, огляд судна перед вильотом, тісний контакт з метеослужбами, наявність і дотримання чіткого регламенту при керуванні літаком. Незважаючи на те, що забезпечення безпеки польоту в авіації приділяється першочергове значення, аварії різного ступеня тяжкості продовжують відбуватися.

Статистика свідчить, що близько 36% усіх катастроф на авіаційному транспорті відбувається на етапах заходу на посадку і посадки. З них на етап

заходу на посадку припадає понад 14% катастроф. Якщо врахувати, що тривалість етапів заходу на посадку і посадки у середньому не перевищує 3-4% часу польоту літака, то стає зрозумілим, що рівень безпеки польоту на цих етапах у десятки разів менший, ніж рівень безпеки протягом усього польоту [15].

Остання резонансна трагічна подія з літаком Boeing 737-800 авіакомпанії FlyDubai 19 березня 2016 року, який під час руху по глісаді потрапив у зону зсуву вітру в аеропорту Ростов-на-Дону і зазнав катастрофи. В таблиці 1.1 проведені авіакатастрофи які відбулися на ЗПС.

Таблиця 1.1. – Авіакатастрофи які відбулися на ЗПС

Рік	Місце	Літак	Країна	Причина катастрофи	Жертви
2019	Іран	Boeing 707	Іран	Вантажний літак не зміг загальмувати на злітно-посадковій смузі і врізався в міські будівлі в околицях Тегерана.	16
2018	Україна	McDonnell Douglas MD-83	Україна	Під час посадки в аеропорту викотився за межі злітно-посадкової смуги.	0
2017	Киргизія	Boeing-747	Туреччи на	Через туман зазнав аварії при заході на посадку, впавши на житлові будинки під Бішкеком.	37
2016	ОАЕ	Boeing-737	ОАЕ	Загорівся при посадці в аеропорту.	0
2016	Росія	Boeing-737	ОАЕ	Погані погодні умови. Розбився при посадці в аеропорту.	62
2015	Єгипет	Airbus A321	Росія	Зник з екранів радарів і розбився. Впав з ешелону.	224
2013	Україна	АН-24	Україна	Розколовся при заході на посадку.	5

Адаптивна система керування розроблена в даному дипломному проекті направлена на зменшення аварійних ситуацій, які можуть трапитися на ЗПС.

Для підвищення безпеки польоту необхідно здійснювати впровадження систем автоматичного управління. Автоматизація виключає суб'єктивні помилки льотчика під час прийняття рішення, що природно справедливо за умови високої експлуатаційної надійності системи.

1.3 Аналіз технічного завдання

В рамках дипломного проекту необхідно провести дослідження з точки зору підвищення точності, функціонування системи керування при заході на посадку.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити наступні задачі:

- 1) Вибір та обґрунтування функціональної схеми системи керування бічним рухом літака при заході на посадку
- 2) Розробка математичних моделей окремих функціональних елементів, що входять до функціональної схеми; здобуття показників якості відповідно до законів керування: ПД, П,
- 3) Проведення досліджень у часовій та частотній областях з метою ПІ, ПІД.
- 4) Аналіз показників якості з точки зору відповідності до заданих у технічному завданні
- 5) Розробка коригуючого елемента на базі синтезу ЛАЧХ.

Вимоги до приладового складу системи: час перехідного процесу менше або дорівнює 5 секундам, перегулювання менше або дорівнює 5 відсоткам, помилка в сталому режимі менше 5 відсотків, запас стійкості більше 10 децибел, запас по фазі менше 60.

1.4 Аналіз науково – технічної літератури

На тему даної роботи було написано чимало літератури.

[14] викладені теоретичні і практичні питання, необхідні для розуміння принципів роботи ручного та автоматичного керування літаків. У ньому розглянуті принципи побудови, структура, функціонування типових контурів

управління, виходячи з обсягу розв'язуваних в польоті завдань, вимог льотчика і особливостей літака.

Підручник охоплює широке коло питань, пов'язаних з управлінням, від загальної структури та опису літаків як об'єкта управління до детального розбору систем штурвального управління, стабілізації, управління траєкторією і аналізу систем автоматичної посадки і зльоту.

[23] розглядаються глобальні супутникові радіонавігаційні системи та навігаційні характеристики з позицій потреб систем CNS / ATM і міжнародних організацій: ICAO, IMO, Євро контролю. Наводяться характеристики сигналів навігаційних супутників, алгоритми формування сигналів і коректує інформації, методи розрахунку орбітального руху супутників, перетворення координат і вирішення навігаційних завдань. Викладаються питання проектування авіаційних диференціальних супутникових станцій і адаптивних антенних систем для протидії перешкод. Додаються програми в середовищі MatLab, що стосуються всіх процедур вторинної обробки даних навігаційних процесів.

[46] викладаються методи аналізу і синтезу сучасних систем автоматичного управління. Показано, як з використанням принципу зворотного зв'язку, можуть бути створені високоефективні системи управління різного призначення (аерокосмічна техніка, промислові роботи, автомобілебудування, медична апаратура і ін.). Значне місце в книзі приділено застосуванню для аналізу і синтезу систем управління інтегрованого середовища MATLAB і програми Simulink. Книга містить велику кількість прикладів і близько 800 завдань для самостійного рішення і призначена для студентів, викладачів і аспірантів вищих навчальних закладів, а також інженерів-практиків, що займаються проектуванням систем управління.

[6] викладені питання теорії, принципи побудови, схеми, особливості пристрою, застосування і проектування систем автоматичного управління літальними апаратами. Розглянуто теорія автоматичного управління кутовими рухами, рухом центру мас, рухом під час заходу на посадку, при польоті ладом. Висвітлено питання технічної реалізації систем управління і питання комплексної автоматизації літаків при використанні бортових обчислювальних пристроїв. Значне місце приділено системам автоматичного управління ракетами і космічними літальними апаратами. За матеріалами

відкритої радянської та зарубіжної літератури розглянуто ряд питань, які отримали розвиток в останній час: застосування пристроїв вбудованого контролю систем управління, методи і технічні засоби підвищення безпеки польоту при автоматичному управлінні, управління при польоті на малих висотах.

[47] розроблено алгоритм оцінювання допустимої точності системи навігації та орієнтації для забезпечення автоматичного приземлення літака, який на відміну від існуючих ураховує спосіб формування траєкторії вирівнювання. Запропоновано підхід до розв'язання задачі завдання програмного руху за автоматичного вирівнювання літака, який дозволяє одержати закон зміни висоти, що забезпечує бажані значення параметрів польоту в точці дотику при виконанні обмежень протягом даного етапу посадки. Закон зміни висоти знайдено у вигляді лінійної комбінації відомих функцій з невідомими коефіцієнтами, від яких дозволяє фізично реалізувати програму відхилення руля висоти, а кількість коефіцієнтів, що вимірюють, визначається числом параметрів руху, які потрібно забезпечити рівними заданим значенням у точці дотику, і обмеженнями на них під час вирівнювання. Запропоновано спосіб формування програми автоматичного вирівнювання, яка складається із жорстких і вільних частин. Даний спосіб дозволяє скоротити повітряну ділянку посадкової дистанції, а також підвищити якість стабілізації. При цьому вертикальна швидкість, на відміну від відомих способів, може задаватися пропорційно поточним значенням висоти й вертикального прискорення. Визначено, що для підвищення ефективності синтезу методом аналітичного конструювання оптимальних регуляторів функціонал якості і закони керування повинні містити кути й кутові швидкості повороту аеродинамічних органів. Для цього порядок диференціальних рівнянь, використовуваних як математична модель сервоприводу, повинен бути не менше двох.

[48] розглянуто нову ідеологічну концепцію наземного доповнення, яка підвищує можливості супутникової навігаційної системи на етапі посадки. Показано, що особливість цієї системи полягає в заміні традиційних наземних доповнень спрощеною технологією наземного доповнення.

Патентний пошук був проведений і представлений у Додатку А.

2 АНЛІЗ І СИНТЕЗ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ

2.1 Опис функціонування об'єкта автоматичного управління

Формування функціональної схеми

Функціональна схема – графічне зображення виробу, на якому представлені функціональні частини і зв'язок між ними з роз'ясненням процесів, що протікають в окремих функціональних колах виробу або у виробі в цілому.

Дана система повинна відображати процес прийому інформації від наземного курсового радіомаяка бортовим курсовим приймачем, здійснювати його диференціювання, сумування з вихідним сигналом курсової системи, сигнал якої повинен враховуватись при формуванні інформації про кути знесення при наявності вітрового навантаження. Далі здійснювати посилення, фільтрацію, обмеження за рівнем і з урахуванням вихідного сигналу ЦГВ видавати сигнал в блок формування заданого значення кута відхилення елеронів, керма напрямку, а також командною стрілкою пілотажно-навігаційного приладу. Згідно описаному вище принципу функціонування розробляється функціональна схема розімкнутої системи управління літаком при заході на посадку в горизонтальній площині, тобто при управлінні бічним рухом, може бути представлена на рис.2.1.

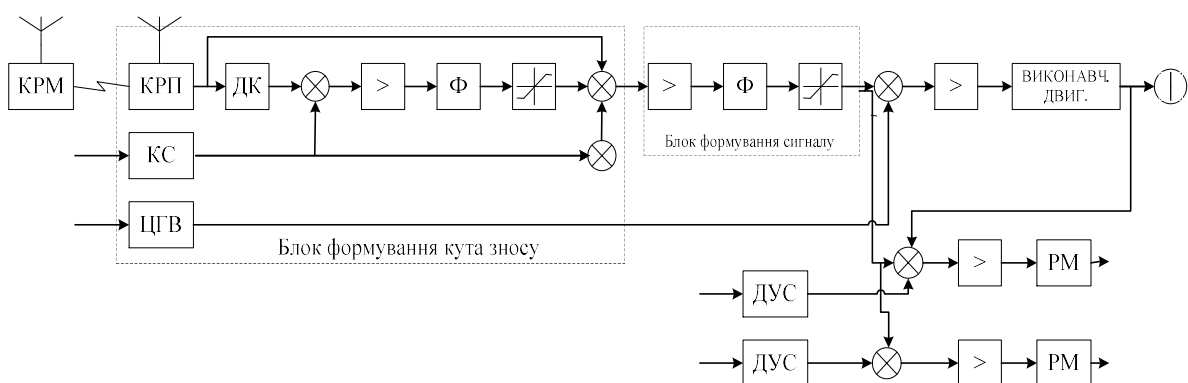


Рисунок 2.1 – Функціональна схема розімкнутої системи управління літаком при заході на посадку

На рис. 2.1 приведені наступні позначення:

KPM – курсовий радіомаяк;

KРП – курсовий радіоприймач;

ДК – диференціальний контур;

Ф – фільтр;

Вик. дв. – виконавчий двигун;

КС – курсова система;

ЦГВ – центральна гіроскопічна вертикаль;

ДУС – датчик кутової швидкості;

РМ – рульова машинка.

Вибір та обґрунтування закону управління

Як відомо, існують різні закони управління: П, І, Д, ПІ, ПД, ПІД. Найбільш поширений для вирішення завдань управління центру мас літального апарату є П, ПД, ПІ. Для формування пропорційного (П) закону керування для даної системи може бути використані вхідні сигнали бортового курсового радіоприймача (КРП) – ε_K , що визначає положення центра мас літака щодо рівносигнальної курсової зони, а також сигнал курсової системи – Ψ , з метою врахування впливу вітру. При цьому загальний вид пропорційного закону управління елеронами може бути представлений у вигляді:

$$\delta_\varepsilon = K_{\varepsilon K} \varepsilon_K + K_\Psi \Psi. \quad (2.1)$$

Для визначення коефіцієнтів – $K_{\varepsilon K}$, K_Ψ , K_γ у скористаємося відповідними статичними характеристиками КРП, КС ЦГВ, які представлені відповідно на рис. 2.2, рис. 2.3 рис. 2.4 та рис. 2.5 для визначення коефіцієнтів скористаємося відповідними статичними характеристиками КРП, КС ЦГВ ДУС, які представлені відповідно на рис. 2.2, рис. 2.3 рис. 2.4 та рис.2.5.

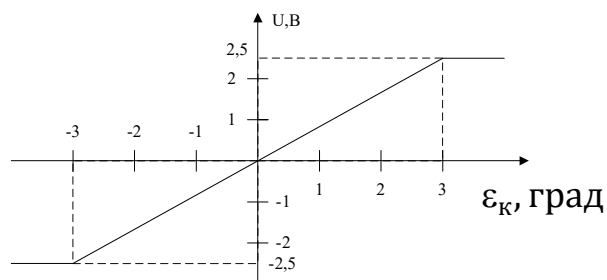


Рисунок 2.2 – Статична характеристика КРП

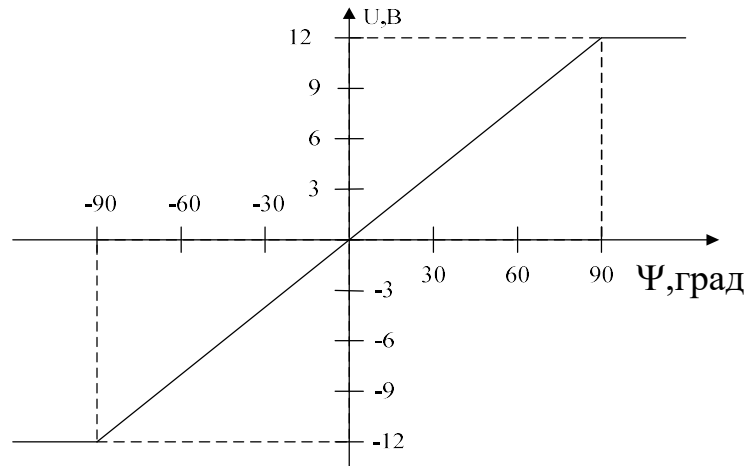


Рисунок 2.3 – Статична характеристика КС

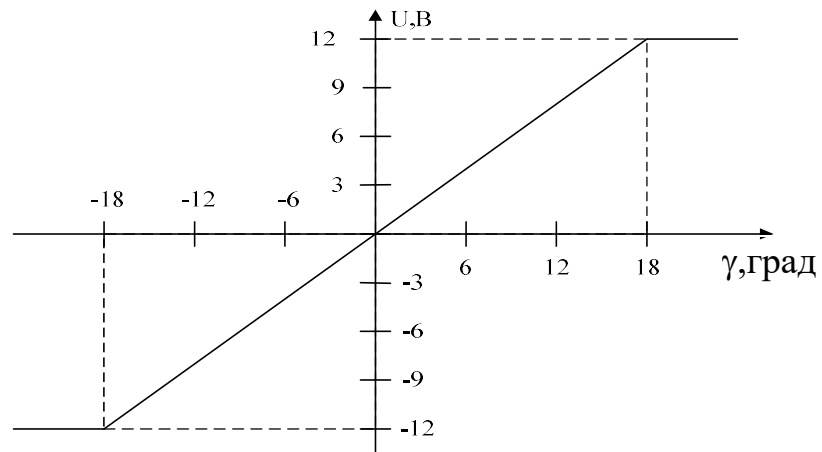


Рисунок 2.4 – Статична характеристика ЦГВ

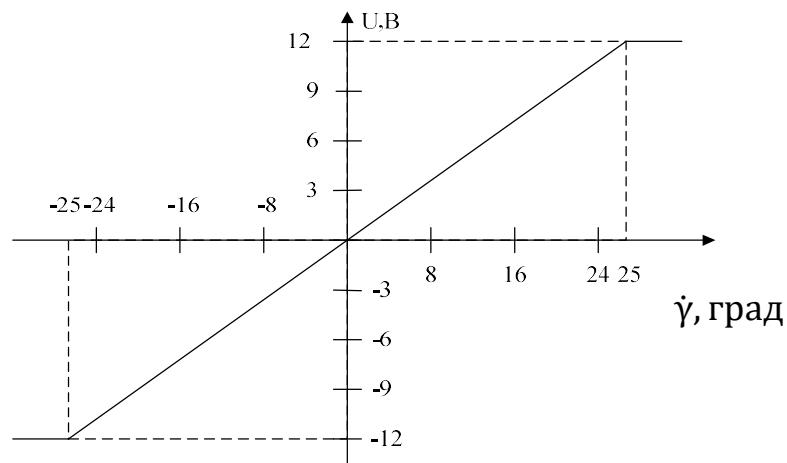


Рисунок 2.5 – Статична характеристика ДУС

На підставі статичних характеристик представлених на рис. 2.3–2.6 маємо наступні чисельні значення коефіцієнтів:

$$K_{\varepsilon_K} = \frac{2,5}{3} = 0,833 \frac{\text{В}}{\text{град}}, \quad (2.2)$$

$$K_{\Psi} = \frac{12}{90} = 0,133 \frac{\text{В}}{\text{град}}, \quad (2.3)$$

$$K_{\gamma} = \frac{12}{25} = 0,48 \frac{\text{В}}{\text{град}}, \quad (2.4)$$

$$K_{\dot{\gamma}} = \frac{12}{18} = 0,67 \frac{\text{В}}{\text{град}}. \quad (2.5)$$

При формуванні пропорційно – диференціального закону управління необхідно отримати інформацію про швидкість зміни величини для цієї мети скористаємося диференціальним контуром (ДК), передавальна функція якого має вигляд:

$$W_{\text{ДК}} = \frac{U_{\text{вих}}(s)}{U_{\text{вх}}(s)} = \frac{T_1 s}{T_2 s + 1}. \quad (2.6)$$

Оскільки ми маємо справу з низькочастотним сигналом, то в даному диференціальному контурі необхідно, щоб постійна часу T_1 відповідала максимально можливій частоті зміни сигналу. Для даної системи $\Omega_{\text{макс}} = 5-6$ Гц для розрахунків (з метою зменшення похибки диференціювання приймаємо) $\Omega_{\text{макс}} = 10$ Отже $T_1 = \frac{1}{\Omega_{\text{макс}}} = \frac{1}{10} = 0,1$ с, так можемо вибрати з умови $T_2 = (50 \dots 100)T_1$. Приймаємо $T_2 = 70T_1 = 7$ с.

Вибір низькочастотного фільтру

При проходженні сигналу через диференціальну ланку виникають перешкоди в схемі формування кута зносу, тому необхідно передбачити наявність низькочастотного фільтру, в якості фільтру вибираємо фільтр з передавальною функцією:

$$W_{\text{Ф1}}(s) = \frac{U_{\text{вих}}(s)}{U_{\text{вх}}(s)} = \frac{1}{T_2 s + 1}. \quad (2.7)$$

Для управління як становищем командного рядка директорного приладу ПНП, так і рульових сервоприводів елеронів і керма напряму необхідно результуючий сигнал, отриманий в результаті підсумовування сигналів ε_K , $\dot{\varepsilon}_K$, γ и Ψ , обмежити по рівню і пропустити через фільтр низьких

частот, що необхідно для згладжування результуючого сигналу управління. При цьому значення постійної часу $T_{\Phi 2}$ буде встановлено експериментально шляхом моделювання системи при наявності радіоперешкод низької частоти (3-5Гц) з амплітудою в межах 0,05 від результуючого сигналу, а також за умови, що амплітуда коливань директорної стрілки ПНП не перевищує 0,01 від її максимального зсуву $\Delta_{\text{стр}} = 0,01L_{\text{макс}}$, де $L_{\text{макс}} = 30\text{мм}$ –максимальне допустиме відхилення стрілки ПНП. Функціональна схема для формування вихідного сигналу заданого значення кута крену $U_{\gamma 3}$ представлена на рис 2.6

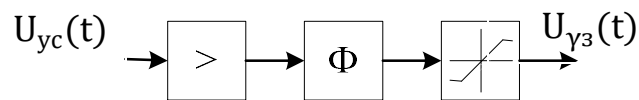


Рисунок 2.6 – Функціональна схема формування $U_{\gamma 3}(t)$

Оскільки на вихід підсилювача формування сигналу $U_{\gamma 3}$ з виходу блоку формування кута зносу надходить низькочастотний сигнал, то для його фільтрації використовуємо низькочастотний фільтр, передавальна функція якого має вигляд:

$$W_{\Phi 2} = \frac{U_{\gamma 3}(t)}{U_{yc}(t)} = \frac{1}{T_4 s + 1}. \quad (2.8)$$

Таким чином структурна схема блоку формування сигналу $U_{\gamma 3}$ з урахуванням виразу 2.8 має вигляд (рис 2.7):

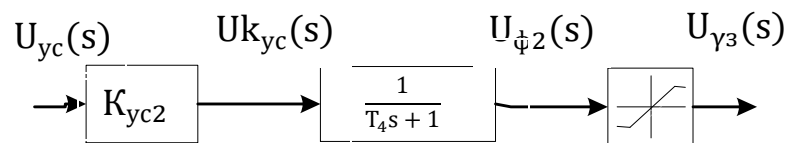


Рисунок 2.7 – Структурна схема формування сигналу $U_{\gamma 3}$

Функціональна схема блоку управління становищем вертикальної стрілки ПНП представлена на рис. 2.8:

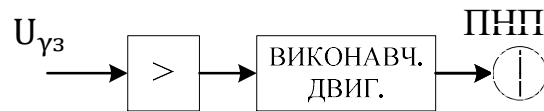


Рисунок 2.8 – Функціональна схема блоку управління становищем вертикальної стрілки ПНП

Вибір виконавчого двигуна

В якості виконавчого двигуна для переміщення стрілки вибираємо двигун з порожнистим ротором ДІД-0,6ТА, який має такі характеристики:

частота живлення, $f=400$ Гц;

напруга живлення, $U_f=36$ В;

напруга живлення нормальне, $U_{y\text{ ном}}=30$ В;

число пар обмотки полюсів, $P=1$;

швидкодія, $T_m = 110$ мс;

ККД, $\eta=13$;

відношення напруги зрушення до номінальної напруги, $\frac{U_{\text{тр}}}{U_{y\text{ ном}}} = 2$;

енергоозброєність $g=100$ г/Вт;

максимальна потужність на валу $P_{p\text{ ном}} = 0,6$ Вт.

Беручи до уваги, що вихідним сигналом двигуна є кутова швидкість, то для таких двигунів передавальна функція може бути представлена у вигляді аперіодичної ланки:

$$W_{\text{вик.дв.}}(s) = \frac{\omega(s)}{U_y(s)} = \frac{K_{\text{вик.дв.}}}{s(Ts+1)}. \quad (2.9)$$

На рис. 2.9 зображена планка ПНП, звідки видно, що при обертанні шестерні максимально можливе відхилення планки дорівнює 30 мм.

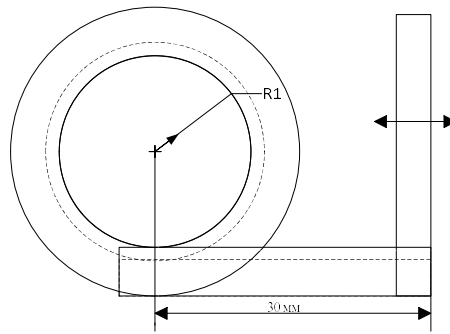


Рисунок .2.9 – Система перетворення кутового руху вала приводного двигуна лінійної змінної стрілки ПНП

Згідно рис. 2.9, радіус R буде дорівнювати:

$$R = \frac{L}{\pi} = \frac{30}{3.14} = 9.55 \text{ мм}, \quad (2.10)$$

$$\omega_1 = 2\pi * 400 = 2512 \text{ рад/с}, \quad (2.11)$$

$$V = \frac{S}{t} = \frac{30 \text{ мм}}{0,05 \text{ с}} = 600 \text{ мм/с}, \quad (2.12)$$

$$\omega_2 = \frac{V}{R} = \frac{600}{9.55} = 60 \frac{1}{\text{с}}. \quad (2.13)$$

При знаходженні коефіцієнта передачі по швидкості використовуємо відомі дані:

$$K_{\text{вик.дв.}} = \frac{\omega_2}{\omega_1} = \frac{60}{2512} = 0,024. \quad (2.14)$$

Таким чином, структурна схема блоку управління становищем вертикальної стрілки (рис. 2.10) з урахуванням виразу (2.9) буде мати вигляд:

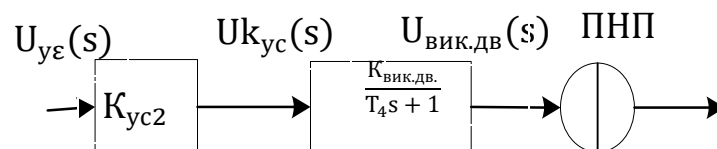


Рисунок 2.10 – Структурна схема блоку управління становищем вертикальної стрілки ПНП

Вибір сервоприводу

В якості основного елементу системи рульовий автоматичний пристрій РАУ-107А. Це стандартний вузол від електрогідравлічної системи управління рульовим пристроєм літака. У середині РАУ-107А знаходиться двигун постійного струму Д-25Г, а також зубчаста механічна передача типу гвинт-гайка, яка перетворює кут повороту двигуна в лінійне переміщення штока.

Коефіцієнт передачі редуктора:

$$k_1 = \frac{z_1 z_3}{z_2 z_4} = \frac{24 \cdot 42}{61 \cdot 43} = 0.384. \quad (2.15)$$

Коефіцієнт передачі гвинта-гайки:

$$k_2 = \frac{h_{ш}}{2\pi} = \frac{2}{2\pi} = 0.318. \quad (2.16)$$

Таким чином, загальний коефіцієнт механічної передачі РАУ-107А [мм/рад].

$$k_{п} = k_1 k_2 = 0.384 \cdot 0.318 = 0.12. \quad (2.17)$$

У рульовому агрегаті РАУ-107А встановлений двигун постійного струму Д-25Г, який має наступні параметри:

$$T_{эм} = 0.03с, T_{я} = 0.002с, k_{д} = 25.6 \frac{\text{рад}}{\text{В}}. \quad (2.18)$$

Передавальна функція двигуна, який зв'язує кут повороту вала двигуна з напругою, що подається на двигун має вигляд:

$$W_{д}(s) = \frac{\delta_{э}}{U(s)} = \frac{k_{д}}{s(T_{эм}T_{я}s^2 + T_{эм}s + 1)}. \quad (2.19)$$

Відповідно до основних технічних даних РАУ-107А хід штока від середнього положення до механічного упору становить 8 мм. Перетворювач механічний (ПМ) забезпечує перетворення даної величини в кутове

переміщення вихідного валу $15^\circ \alpha_{o.c.}$. Таким чином коефіцієнт передачі ПМ [град / мм]:

$$k_{\text{ПМ}} = \frac{\alpha_{o.c.}}{1} = \frac{15}{8} = 1.87. \quad (2.20)$$

На рис 2.11 представлена структурна схема сервоприводу елеронів РАУ-107А

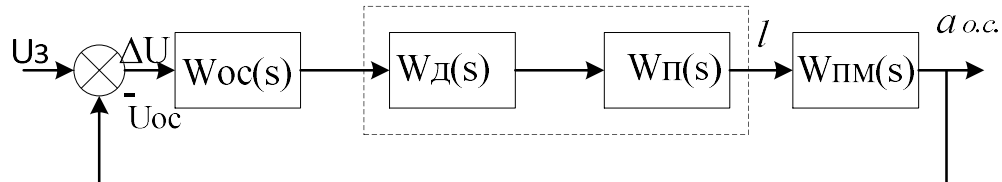


Рисунок 2.11 – Структурна схема сервоприводу елеронів

З структурної схеми (рис 2.13) можна записати передавальну функцію:

$$W_{\text{д}}(s) = \frac{\delta_{\text{э}}}{U(s)} = \frac{K}{s(T_{\text{эм}}T_{\text{я}}s^2 + T_{\text{эм}}s + 1)}, \quad (2.21)$$

де $K = k_{\text{yc}}k_{\text{д}}k_{\text{п}}k_{\text{пм}}$.

В передавальну функцію (2.21) підставимо вже відомі значення:

$$W_{\text{сп}}(s) = \frac{\delta_{\text{э}}}{\gamma(s)} = \frac{3,96}{0,03s^2 + s + 4,74}. \quad (2.22)$$

У зв'язку з тим, що постійна часу при старшому ступені дуже мала, спростуємо передавальну функцію:

$$W_{\text{сп}}(s) = \frac{\delta_{\text{э}}}{\gamma(s)} = \frac{3,96}{s + 4,74} = \frac{0,83}{0,21s + 1}. \quad (2.23)$$

У загальному випадку бічний рух літака може бути описано наступною системою рівнянь:

$$\begin{cases} (s + n_{11})\beta + n_{12}\overline{\omega_x} + n_{13}\overline{\omega_y} + n_{14}\gamma = f_1; \\ n_{12}\beta + (s + n_{22})\overline{\omega_x} + n_{23}\overline{\omega_y} = -n_{\epsilon}\delta_{\epsilon} + f_2; \\ n_{21}\beta + n_{32}\overline{\omega_y} + (s + n_{33})\overline{\omega_y} = -n_{\text{н}}\delta_{\text{н}} + f_3; \\ -\overline{\omega_x} + n_{43}\overline{\omega_y} + s\gamma = 0. \end{cases} \quad (2.24)$$

f_1, f_2, f_3 – наведені моменти обурення;

$\delta_H, \delta_\epsilon$ – кути поворотів відповідно елеронів і керма напрямку;

Ψ, γ – відповідно кути рискання і крену;

n_{ij} – коефіцієнти, що враховують вплив режимів польоту на динаміку літака.

Для отримання передавальної функції літака як ОУ по куту нахилу, запишемо друге рівняння системи (2.24) при $\beta=0, \omega_y=0$ і $f_2 = 0$ у вигляді:

$$s(s + n_{22})\gamma(s) = -n_\epsilon \delta_\epsilon, \quad (2.25)$$

де $\dot{\gamma}(s) = \omega_x(s) = s\gamma(s)$.

Знаходження передавальної функції літака по каналу крену.

Звідки передавальна функція літака, як об'єкт управління для режиму заходу на посадку при виконанні крену має вигляд:

$$W_{oy_\epsilon}(s) = \frac{\dot{\gamma}}{\delta_\epsilon} = -\frac{n_\epsilon}{s(s+n_{22})}. \quad (2.26)$$

Орієнтуємося на те, що даний літак середній, вибираємо відповідні значення:

$$n_\epsilon = 107,1, n_{22} = 7,03. \quad (2.27)$$

Таким чином, передавальна функція (2.28) має вигляд :

$$W_{oy_\epsilon}(s) = \frac{\dot{\gamma}}{\delta_\epsilon} = -\frac{107,1}{s(s+7,03)}. \quad (2.28)$$

Знаходження передавальної функції літака по каналу рискання.

Отримання передавальної функції літака як об'єкта управління по куту рискання. Вважаючи $\beta=0$ і $f_3 = 0$, третє рівняння системи (2.24) запишемо в наступному вигляді:

$$[n_{32}s + s(s + n_{33})]\Psi(s) = n_H \delta_H, \quad (2.29)$$

Звідки

$$W_{\text{оу}_H}(s) = -\frac{n_H}{s(s+n)}. \quad (2.30)$$

Маємо наступні числові значення:

$$n=0,845, n_H = 22,5. \quad (2.31)$$

Таким чином передавальна функція ЛА по русканню має вигляд:

$$W_{\text{оу}_H}(s) = -\frac{22,5}{s(s+0,845)}. \quad (2.32)$$

2.2 Математичний опис об'єкта управління. Дослідження ОУ

Аналіз властивостей об'єкта автоматичного управління.

Аналіз властивостей об'єкта автоматичного управління. Досліджуємо об'єкт управління при виконанні крену на стійкість, передавальна функція якого для даного режиму представлено виразом (2.33).

$$W_{\text{оу}_\epsilon}(s) = \frac{\dot{\gamma}}{\delta_\epsilon} = -\frac{107,1}{s(s+7,03)}. \quad (2.33)$$

Для знаходження коренів характеристичного рівняння системи використане середовище Matlab:

```
>> w=tf([-107,1],[1 7.03 0])
w =
      -107,1
-----
      s^2 + 7.03 s
Continuous-time transfer function.
>> pole(w)
ans =
         0
      -7.0300
>> zero(w)
ans =
      0x1 empty double column vector.
```


Діаграма Найквіста представлена на рис. 2.12

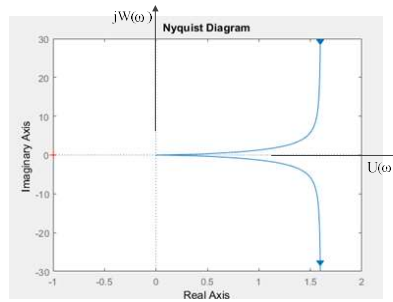


Рисунок 2.12 – Діаграма Найквіста

За отриманими характеристиками був зроблений висновок, що система знаходиться на аперіодичному кордоні стійкості. Для забезпечення стійкості і необхідних показників якості необхідно розробити замкнуту систему управління бічним рухом літального апарату під час заходу на посадку. У загальному випадку управління бічним рухом в режимі посадки недостатньо здійснювати тільки по каналу крену, оскільки при наявності вітру літак може бути розгорнуто по відношенню до напрямку ЗПС в протилежну сторону. З метою компенсації вітрового навантаження додатково вводяться в закон управління змінні, пов'язані з рухом по рисканню. Таким чином впливає завдання аналізу об'єкта управління по каналу рискання.

$$W_{\text{оу}_H}(s) = -\frac{22,5}{s(s+0,854)} \quad (2.34)$$

Використовуючи вирази (2.34) досліджуємо об'єкт на стійкість, на підставі критерію Ляпунова :на базі аналізу коренів характеристичного рівняння. Як і раніше використовуємо середу Matlab:

```
>> w=tf([-22,5],[1 0,854 0])
w =
    -22,5
    -----
    s^2 + 0,854 s
Continuous-time transfer function.
>> pole(w)
ans =
     0
    -0,85400
>> zero(w)
ans =
    0x1 empty double column vector.
```

Діаграма Найквіста представлена на рис. 2.13

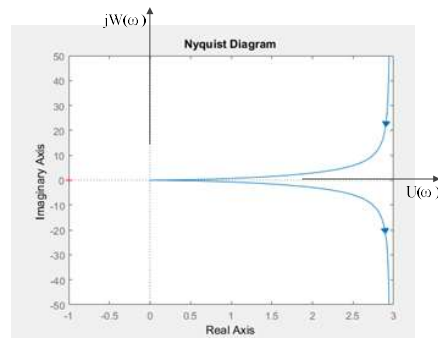


Рисунок 2.13 – Діаграма Найквіста

Система управління посадки літака при бічному русі повинна розроблятися з урахуванням взаємодії двох каналів: каналу крену і каналу рискання.

Синтез закону керування системи автоматичного управління.

Найбільш поширеними видами законів управління при обраному режимі руху є: пропорційні, пропорційно-диференціальні, пропорційно-інтегральні, пропорційно-інтегрально-диференціальні.

Аналіз функціональної схеми 2.1 показує, що найбільш раціональними законами управління є закони, які враховують як кути крену(γ) і рискання(Ψ) так і похідні, а також кут відхилення центру мас (ϵ_k) від рівносигнальної зони курсового радіомаяка. З метою формування закону керування розглянемо рис. 2.14.

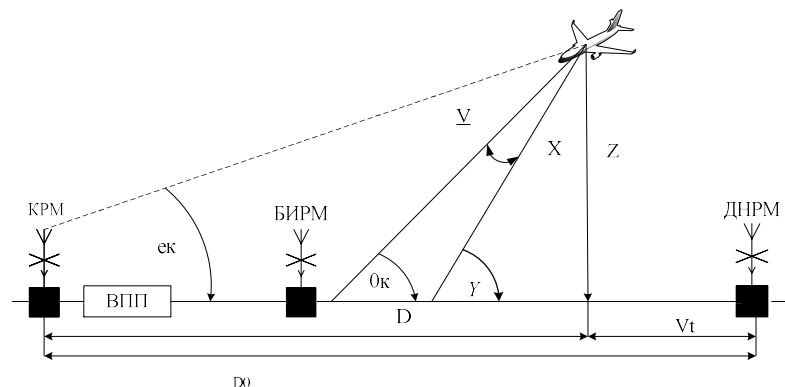


Рисунок 2.14 – Зв'язок параметрів руху з центром мас літального апарату під час заходу на посадку за сигналами курсового радіомаяка.

Для обраного закону управління (ПД-регулятора) функціональна схема системи управління при виконанні крену та рискання мають однаковий вигляд. Розглянемо систему управління для управління кутом крену, яке представлено на рис. 2.15.

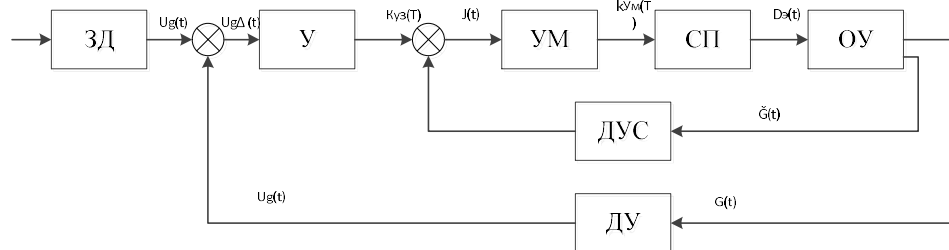


Рисунок 2.15 – Функціональна схема системи управління кутом крену

Досліджуємо систем управління каналом крену рис 2.16 на стійкість.

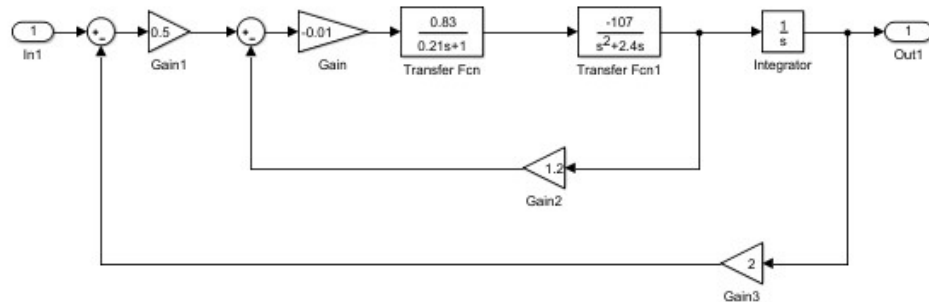


Рисунок 2.16 – Схема моделювання каналу крену

Передавальна функція замкненої системи управління каналом крену

$$\Phi_{\epsilon}(s) = \frac{\gamma(s)}{\gamma_3(s)} = \frac{\frac{W_{УМ}(s)W_{СП}(s)W_{ОУ_3}(s)}{1+W_{УМ}(s)W_{СП}(s)W_{ОУ_3}(s)W_{ДУС}(s)}W_Y(s)W_{IH}(s)}{1+\frac{W_{УМ}(s)W_{СП}(s)W_{ОУ_3}(s)}{1+W_{УМ}(s)W_{СП}(s)W_{ОУ_3}(s)W_{ДУС}(s)}W_Y(s)W_{IH}(s)W_{ДУ}(s)}}, \quad (2.35)$$

$$\text{де } W_{УМ}(s) = -0,01; \quad (2.36)$$

$$W_{ОУ_3}(s) = \frac{107,1}{s^2+2,4s}; \quad (2.37)$$

$$W_Y(s) = 0,5; \quad (2.38)$$

$$W_{IH}(s) = \frac{1}{s}; \quad (2.39)$$

$$W_{ДУ}(s) = 2; \quad (2.40)$$

$$W_{ДУС}(s) = 1,2. \quad (2.41)$$

Підставимо значення у вираз 2.35.

$$\Phi_{\epsilon}(s) = \frac{\gamma(s)}{\gamma_3(s)} = \frac{0.5}{0.012s^4 + 0.085s^3 + 0.135s^2 + 0.06s + 1} \quad (2.42)$$

Побудуємо перехідний процес досліджуваної системи рис 2.17.

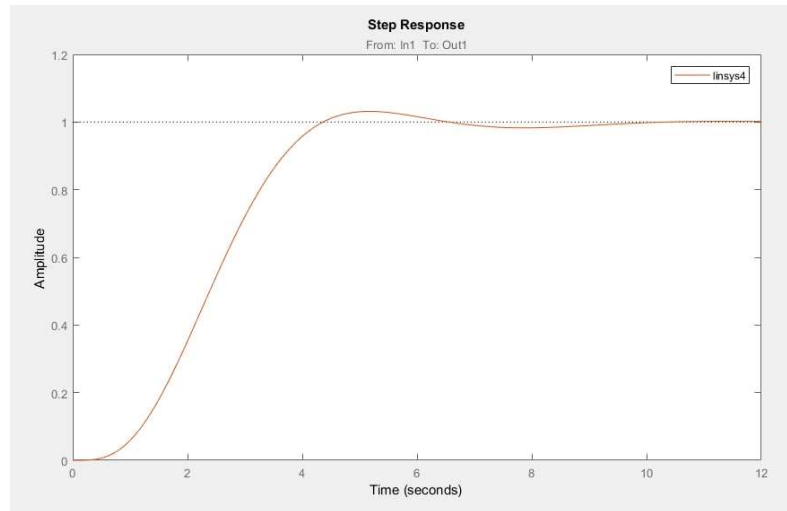


Рисунок 2.17 – Перехідний процес системи управління каналом крену

Як видно з отриманого перехідного процесу досліджуваної системи є стійкою, але показники якості не задовольняють вимогам ТЗ так як час перехідного процесу дорівнює 10 секунд, перерегулювання 12%, $M = 4$. Для того щоб система задовольняла вимогам ТЗ необхідно спроектувати коригувальний пристрій.

Досліджуємо систем управління каналом рискання рис 2.18 на стійкість.

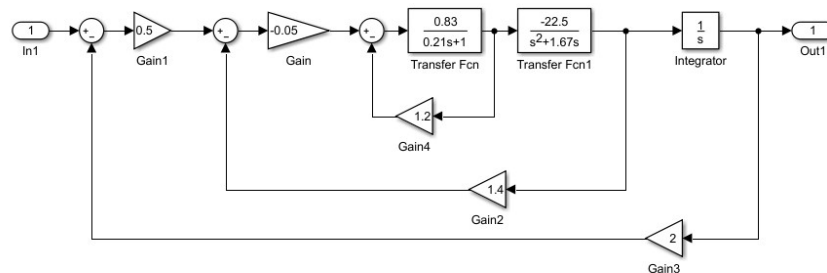


Рисунок 2.18 – Схема моделювання каналу рискання

Передавальна функція замкненої системи управління каналом рискання

$$\Phi_{\epsilon}(s) = \frac{\Psi(s)}{\Psi_3(s)} = \frac{\frac{W_{yM}(s)W_{cП}(s)W_{Oy_3}(s)}{1+W_{yM}(s)W_{cП}(s)W_{Oy_3}(s)W_{дyC}(s)}W_y(s)W_{IH}(s)}{1+\frac{W_{yM}(s)W_{cП}(s)W_{Oy_3}(s)}{1+W_{yM}(s)W_{cП}(s)W_{Oy_3}(s)W_{дyC}(s)}W_y(s)W_{IH}(s)W_{дy}(s)}}, \quad (2.43)$$

$$\text{де } W_{yM}(s) = -0,05; \quad (2.44)$$

$$W_{Oy_3}(s) = -\frac{22,5}{s^2+1,67s}; \quad (2.45)$$

$$W_y(s) = 0.5; \quad (2.46)$$

$$W_{IH}(s) = \frac{1}{s}; \quad (2.47)$$

$$W_{дy}(s) = 2; \quad (2.48)$$

$$W_{дyC}(s) = 1.4. \quad (2.49)$$

Підставимо значення у вираз 2.43.

$$\Phi_{\epsilon}(s) = \frac{\Psi(s)}{\Psi_3(s)} = \frac{0.5}{0.011s^4+0.072s^3+0.089+0.1s+1}. \quad (2.50)$$

Побудуємо перехідний процес досліджуваної системи рис 2.19.

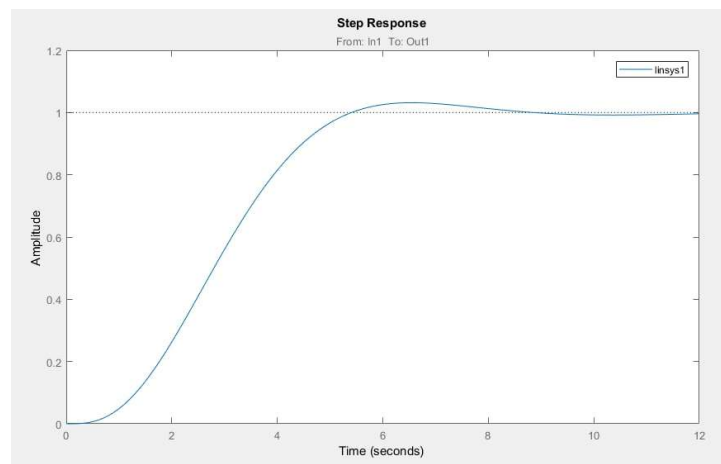


Рисунок 2.19 – Перехідний процес системи управління каналом
рискання

Як видно з отриманого перехідного процесу досліджуваної системи є стійкою, але показники якості не задовольняють вимогам ТЗ так як час перехідного процесу дорівнює 12 секунд, перерегулювання 9%, $M = 5$. Для того щоб система задовольняла вимогам ТЗ необхідно спроектувати коригувальний пристрій.

2.3 Формування пристрою автоматичного управління

Вибір коригуючого пристрою для системи керування по каналу крену. Побудова розташованої ЛАЧХ.

Моделювання динаміки системи управління при заданих початкових умовах і зовнішніх впливах. Щоб вибрати коригуючий пристрій використовуємо метод ЛАЧХ.

- 1) побудуємо розташовану ЛАЧХ.
- 2) Побудуємо бажану ЛАЧХ.
- 3) Віднімаючи з бажаної ЛАЧХ розташовану отримаємо ЛАЧХ коригувального пристрою.

Передавальна функція розімкнутої системи має вигляд.

$$W_{\text{э}} = \frac{\gamma_{\text{з}}}{\gamma} = \frac{20}{0.29s^4 + 2.04s^3 + 3.24s^2 + s}. \quad (2.51)$$

Перетворюємо систему в середовищі MATLAB за допомогою команди `zpk(w)` що б виділити постійні часу

$$W_{\text{э}} = \frac{\gamma_{\text{з}}}{\gamma} = \frac{20}{s(0.2s+1)(0.58s+1)(2.46s+1)}. \quad (2.52)$$

По отриманій передавальній функції визначаємо частоти сполучення.

$$T_1=0.2\text{с}, \omega_1 = \frac{1}{T_1} = 5 \frac{\text{рад}}{\text{с}}; \lg\omega_1 = 0.7\text{дек}; \quad (2.53)$$

$$T_2=0.58\text{с}, \omega_1 = \frac{1}{T_1} = 1.73 \frac{\text{рад}}{\text{с}}; \lg\omega_1 = 0.24\text{дек}; \quad (2.54)$$

$$T_2=2.46\text{с}, \omega_1 = \frac{1}{T_1} = 0.4 \frac{\text{рад}}{\text{с}}; \lg\omega_1 = -0.4\text{дек}; \quad (2.55)$$

$$L(\omega)=20\lg(k)=20\lg(20)=26\text{Дб}; \quad (2.56)$$

$$\omega_{\text{ср}} = \frac{3,5 \cdot 3,14}{5} = 5.5\text{рад/с}. \quad (2.57)$$

З умови допустимий показник коливальності $M=1.2$, визначимо інтервал середньочастотної асимптоти ЛАЧХ, нахил якої має дорівнювати 20дБ /дек:

$$20\lg\frac{M}{M-1} \geq L|W(j\omega)| \geq 20\lg\frac{M}{M+1}; \quad (2.58)$$

$$20\lg\frac{1.2}{0.2} \geq L|W(j\omega)| \geq 20\lg\frac{1.2}{2.2}; \quad (2.59)$$

$$15.5 \geq L|W(j\omega)| \geq -5.2. \quad (2.60)$$

На рис. 2.20 зображені розташована ЛАЧХ, бажана ЛАЧХ, коригувальна ЛАЧХ

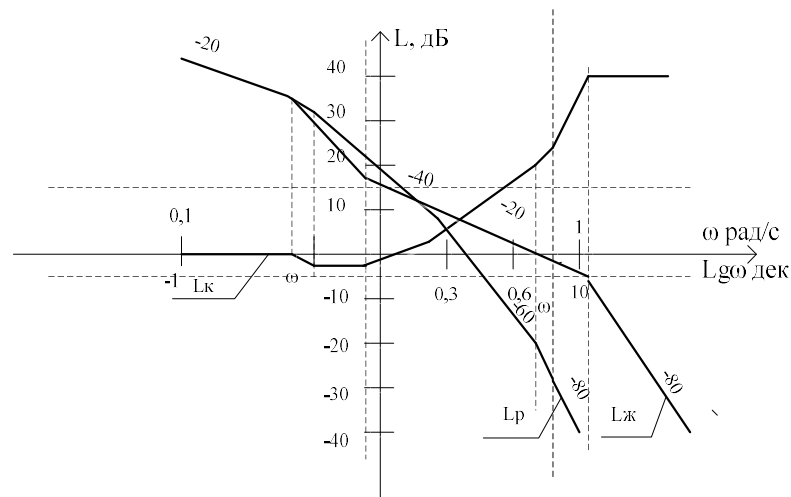


Рисунок 2.20 – ЛАЧХ розташована, бажана, коригувальна

На рис.2.20 введені наступні позначення: L_p – розташована ЛАЧХ, $L_ж$ – бажана ЛАЧХ, $L_к$ – коригувальна ЛАЧХ.

По отриманій коригувальній ЛАЧХ визначимо постійні часу:

$$T_1 = 0,2 \text{ с}; \quad (2.61)$$

$$T_2 = 0,58 \text{ с}; \quad (2.62)$$

$$T_3 = 2,46 \text{ с}; \quad (2.63)$$

$$T_4 = 3,57 \text{ с}; \quad (2.64)$$

$$T_5 = 1,1 \text{ с}; \quad (2.65)$$

$$T_6 = 0,09 \text{ с}. \quad (2.66)$$

За отриманням постійних часу, визначимо і запишемо передавальну функцію коригуючої ланки:

$$W_{к\epsilon}(s) = \frac{U_k(s)}{\Delta\gamma(s)} = \frac{(T_3s+1)(T_5s+1)(T_2s+1)(T_1s+1)}{(T_4s+1)(T_6s+1)^3}; \quad (2.67)$$

$$W_{к\epsilon}(s) = \frac{U_k(s)}{\Delta\gamma(s)} = \frac{(2,46s+1)(1,1s+1)(0,58s+1)(0,2s+1)}{(3,57s+1)(0,09s+1)^3}. \quad (2.68)$$

Проаналізуємо скориговану систему (рис.2.21).

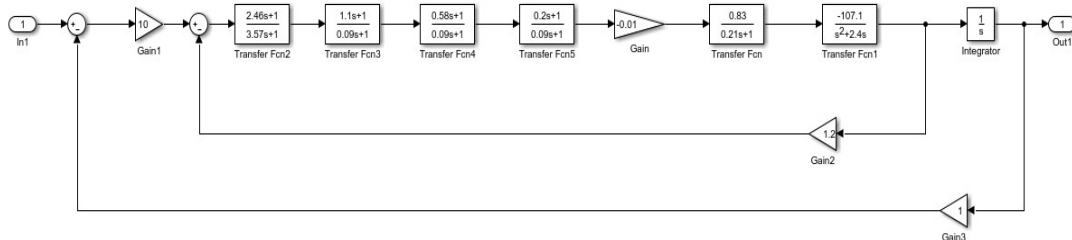


Рисунок 2.21 – Схема моделювання скоригованої системи управління за креном

Проаналізуємо перехідну характеристику (рис.2.22) та діаграму Найквіста (рис. 2.23).

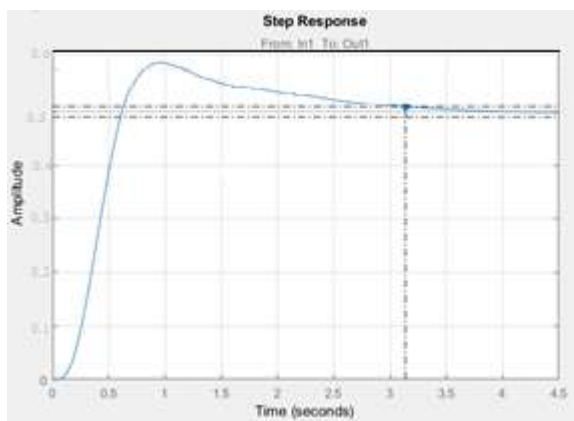


Рисунок 2.22 – Перехідна характеристика скоригованої системи

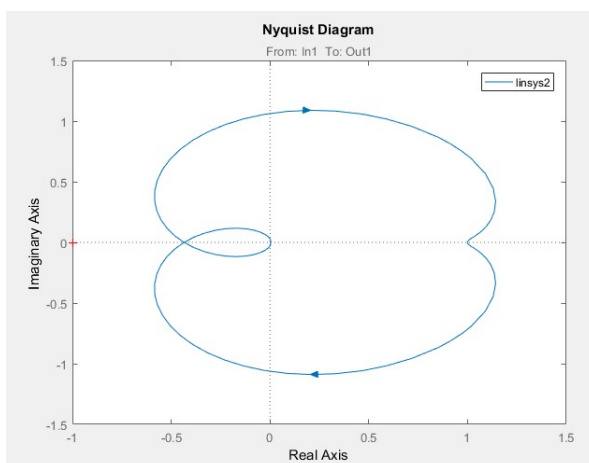


Рисунок 2.23 – Діаграма Найквіста

Після введення в систему коригуючого пристрою система задовольняє вимоги ТЗ, так як час перехідного процесу 3 с, перерегулювання 20%, коливальність не присутній. Згідно діаграмі Найквіста (рис.2.23) система управління стійка, тому що не охоплює точку (-1; 0).

Вибір коригуючого пристрою для системи керування по каналу рискання. Побудова розташованої ЛАЧХ.

Передавальна функція розімкненої системи має вигляд:

$$W_H = \frac{\Psi_3}{\Psi} = \frac{14,2}{0,16s^4 + 1,03s^3 + 1,27s^2 + s} \quad (2.69)$$

Перетворюємо систему в середовищі MATLAB за допомогою команди `zpk(w)` що б виділити постійні часу.

$$W_H = \frac{\Psi_3}{\Psi} = \frac{14,2}{s(0,19s+1)(0,82s^2+1,07s+1)} \quad (2.70)$$

По отриманій передавальній функції визначаємо частоти сполучення.

$$T_1=0,19\text{с}, \omega_1 = \frac{1}{T_1} = 5,26 \frac{\text{рад}}{\text{с}}; \lg\omega_1 = 0,72\text{дек}; \quad (2.71)$$

$$T_2^2=0,82\text{с}, T_2=0,9 \omega_2 = \frac{1}{T_2} = 1,11 \frac{\text{рад}}{\text{с}}; \lg\omega_2 = 0,05\text{дек}; \quad (2.72)$$

$$L(\omega)=20\lg(k)=20\lg(14,2)=23\text{Дб}. \quad (2.73)$$

Таким чином розташована ЛАЧХ буде мати 3 ділянки.

На рис. 2.24 зображені розташована ЛАЧХ, бажана ЛАЧХ, коригувальна ЛАЧХ.

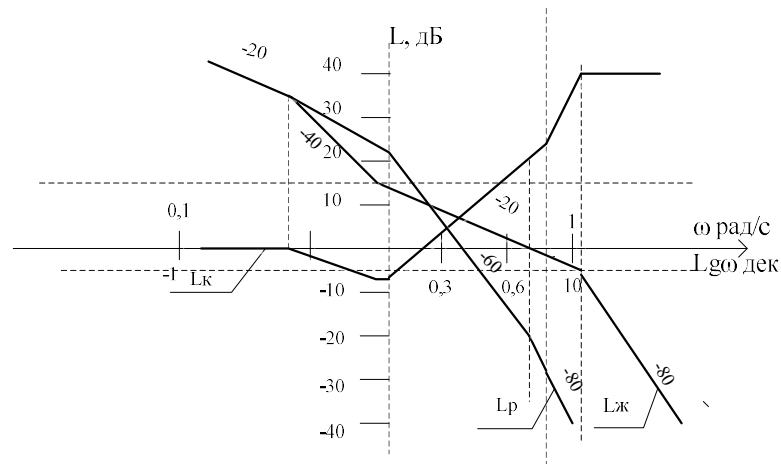


Рисунок 2.24 – ЛАЧХ розташована, бажана, коригувальна

На рис.2.24 введені наступні позначення: L_p – розташована ЛАЧХ, $L_ж$ – бажана ЛАЧХ, $L_к$ – коригувальна.

По отриманій коригувальній ЛАЧХ визначимо постійні часу:

$$T_1 = 0,19 \text{ с}; \quad (2.74)$$

$$T_2 = 0,9 \text{ с}; \quad (2.75)$$

$$T_3 = 2,46 \text{ с}; \quad (2.76)$$

$$T_4 = 1,1 \text{ с}; \quad (2.77)$$

$$T_5 = 0,09 \text{ с}. \quad (2.78)$$

За отриманням постійних часу, визначимо і запишемо передавальну функцію коригуючі ланки:

$$W_{KH}(s) = \frac{U_K(s)}{\Delta\Psi(s)} = \frac{(T_4s+1)(T_2s+1)^2(T_1s+1)}{(T_3s+1)(T_5s+1)^3}; \quad (2.79)$$

$$W_{KH}(s) = \frac{U_K(s)}{\Delta\Psi(s)} = \frac{(1,1s+1)(0,9s+1)^2(0,19s+1)}{(2,46s+1)(0,09s+1)^3}. \quad (2.80)$$

Проаналізуємо скориговану систему (рис. 2.25).

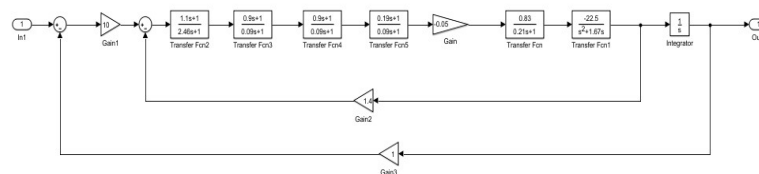


Рисунок 2.25 – Схема моделювання скоригованої системи управління за рисканням

Проаналізуємо перехідну характеристику (рис.2.26) та діаграму Найквіста (рис. 2.27).

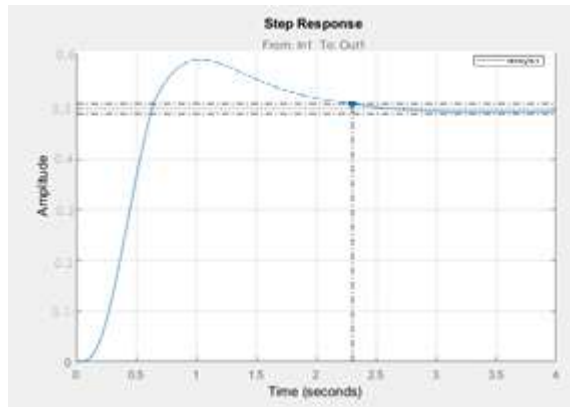


Рисунок 2.26 – Перехідна характеристика скоригованої системи

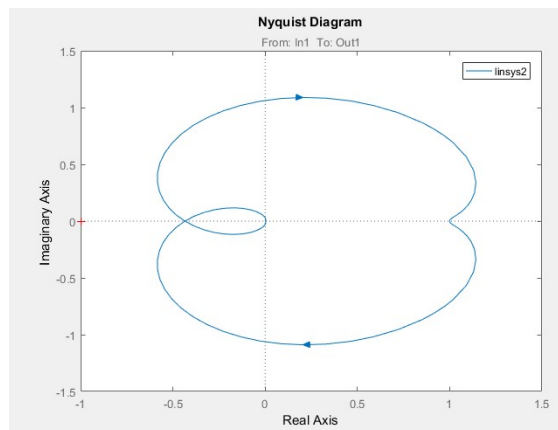


Рисунок 2.27 – Діаграма Найквіста

Після введення в систему коригуючого пристрою система задовольняє вимоги ТЗ, так як час перехідного процесу 2.1 с, перерегулювання 20%, коливальність не присутній. Згідно діаграмі Найквіста (рис.2.27) система управління стійка, тому що не охоплює точку $(-1; 0)$.

2.4 Висновок

У другій частині дипломного проекту була описана математична модель системи та знайдені її передавальні функції. Була розроблена функціональна схема та на основі її, структурна. Був обраний закон управління. Також були обрані з'єднані частини системи.

Були отримані нелінійні математичні моделі системи. Також була проведена лінеаризація нелінійних моделей ОАУ. Сформовані передавальні

функції за задаючим та збуруючим впливом ОАУ за каналом крену та рикання. Також були сформовані структурні схеми ОАУ за каналом крену та каналом рикання.

Також було скориговано систему методом ЛАЧХ. Був обраний коригувальний пристрій та його передавальна функція. Система була скоригована за двома каналами зв'язку – крену та рикання. Побудовані бажана, коригуюча та розташованої ЛАЧХ. Додавання коригуючого елемента призвело до зменшення часу перехідного процесу яке становить за каналом крену $t_{пп}=3с$, а за каналом рикання $t_{пп}=2,1с$, та зменшення перерегулювання за каналом крену $\delta=5\%$, за каналом рикання $\delta=5\%$, що задовольняє вимогам технічного завдання.

3 КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА

3.1 Підготовка алгоритмів управління к реалізації на контролері

Мікроконтролери є найбільш масовими представниками мікропроцесорної електроніки. Інтегруючи в одному корпусі мікросхеми високопродуктивний процесор, оперативну і постійну пам'ять, а також набір периферійних пристроїв, мікроконтролери дозволяють з мінімальними витратами реалізувати широку номенклатуру систем управління різними об'єктами і процесами.

Структурна організація, набір команд і апаратурно-програмні засоби введення/виводу інформації мікроконтролерів найкраще пристосовані для вирішення завдань управління і регулювання в приладах, пристроях і системах автоматички.

Аналіз функціональної схеми рис. 2.1 показує, законами керування для заданої системи є закони, які враховують як кути крену(γ) і рискання(Ψ) так і похідні, а також кут відхилення центру мас (ϵ_k) від рівносигнальної зони курсового радіомаяка. Обраний закон керування ПД-регулятор.

В системі ми маємо датчики ДУ та ДУС.

Кутова швидкість $\omega=18^\circ/\text{с}$. Період $T=3\text{с}$. Кожні 1,5 с буде відбуватися оновлення параметрів. Значення кута крену та рискання змінюються протягом 2с.

Для реалізації поставленої задачі використовуємо мікроконтролер з вбудованим АЦП. Та зовнішнє ЦАП.

Формування задач контролера на основі отриманих алгоритмів управління

При розробці системи виникає необхідність у виборі мікроконтролера, що задовольняє вимогам щодо продуктивності, надійності, умов застосування і т.д.

Проведення системного аналізу розроблюваної системи визначає наступні вимоги до мікроконтролера:

- 1) мінімальна кількість джерел живлення;
- 2) тип виконуваних операцій (числові або бітові);

- 3) інтегральна архітектура, що по максимуму містить такі функціональні елементи, як комутатор сигналів, АЦП;
- 4) робота системи (по перериванням, по готовності або по командам людини);
- 5) кількість пристроїв / бітів введення / виведення, Якими необхідно управляти;
- 6) тип пристроїв з числа багатьох можливих типів І / О пристроїв, які повинні контролюватися / управлятися;
- 7) напруга живлення, потрібна для системи;
- 8) відмовостійкість джерела живлення;
- 9) діапазон коливання напруги живлення;
- 10) найбільш енергозберігаючий;
- 11) специфічні вимоги до умов навколишнього середовища, а саме: температура, вологість, атмосфера (вибухонебезпечна, корозійна і т.д.), тиск і висота.

Визначення складу вхідної та вихідної інформації

До складу вхідної інформації входять дані з датчика ДУ та ДУС.

На виході отримуємо управляючу інформацію для управління кутом крену та рискання.

Побудова функціональної схеми контролера

Набір вимірювальних пристроїв, які необхідні для вирішення задачі: мікроконтролер, за допомогою якого можна подавати здавальний вплив та результати передавати на ПК, також необхідний датчик кута датчик, ДУС, ЦАП та кварцовий генератор.

Для вирішення цього завдання необхідно вибрати всі необхідні комплектуючі та побудувати функціональну схему контролера.

На рис. 3.1 представлена функціональна схема контролера.

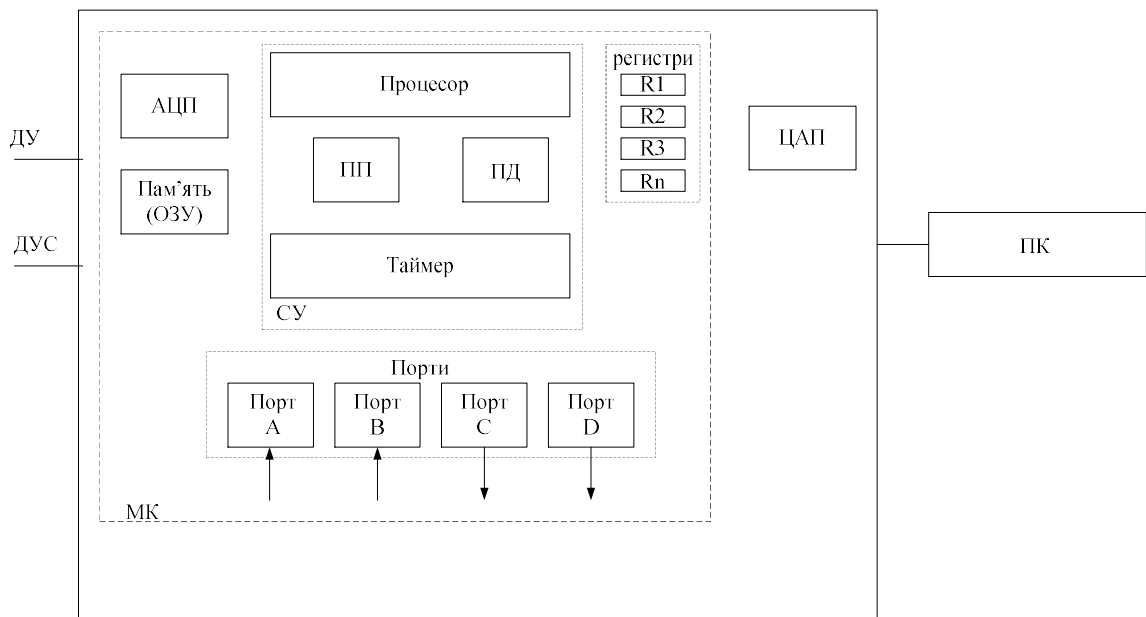


Рисунок 3.1 – Функціональна схема контролера

3.2 Вибір необхідних пристроїв

У роботі був обраний мікроконтролер МК EFMUB1 компанії Silicon Labs. Даний МК сконструйований на базі ядра 8051. Основні характеристики представлені нижче.

Конверсний 8 бітове ядро C8051 з максимальною частотою 50 MHz

1. 22 мультифункціональні лінії;
2. Енергозберігаючий USB;
3. Один 12 бітний ЦАП і два аналогових компаратора;
4. П'ять 16 бітних таймера;
5. Два UARTs, SPI, SMBus / I2C master / slave and I2C slave;
6. 32 програмовані I / O лінії;
7. Гнучка настройка ліній.

Даний контролер поставляється в корпусі, QFN і QSOP схема конфігурації ніжок МК для корпусу QFN28 представлена на рис 5.2. На рис 5.3 наочно представлені доступні функції мікроконтролера.

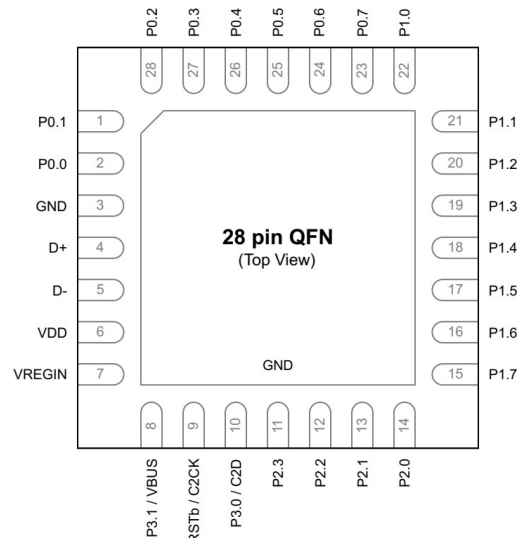


Рисунок 3.2 – Конфігурація ніжок EFMUB1

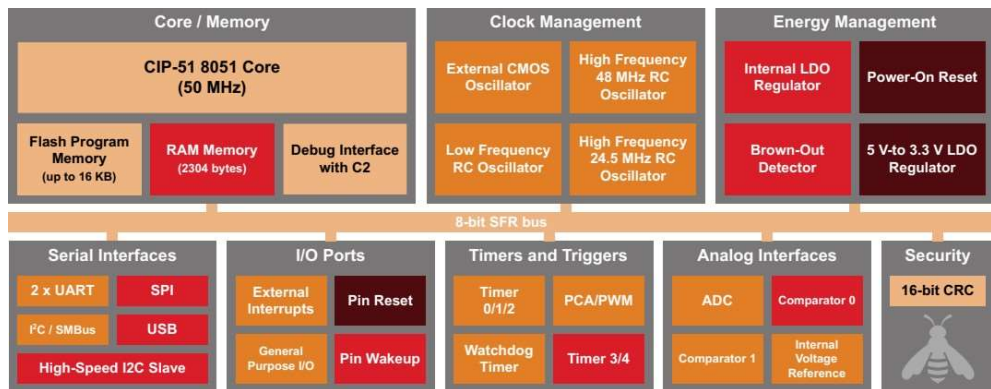


Рисунок 3.3 – Функціональні можливості EFMUB1

Завдяки вбудованому детектору скидання живлення, моніторингу джерела живлення, сторожовому таймеру і генератору тактових імпульсів пристрою EFM8UB1 дійсно автономний пристрій. Флеш-пам'ять є внутрішньо схемною перепрограмованою, забезпечуючи незалежне сховище даних і дозволяє оновлення прошивки за допомогою програматора. Вбудований інтерфейс налагодження (C2) дозволяє не нав'язливо (не використовує ніяких вбудованих ресурсів), на повній швидкості, всередині схемного налагодження. Ця логіка налагодження підтримує перевірку і зміна пам'яті і регістрів, установку контрольних точок, команди покрокової налагодження, запуск і установку. Всі аналогові і цифрові периферійні пристрої повністю функціональні при налагодженні. Вбудований стабілізатор від 5 до 3,3 В забезпечує роботу від 2,2 В до 5,25 В. Пристрої

доступні в 28-контактних QFN, 20-контактних QFN або 24-контактних QSOP-корпусах.

В даному проєкті використовується одна з таких можливостей даного МК як лінія I2C для взаємодії з іншими пристроєм на загальній платі. На даній лінії розмістився ШІМ драйвер.

Опис аналогових входів

Аналогові входу мікроконтролерного модуля представлені тільки вбудованим аналого-цифровим перетворювачем (АЦП).

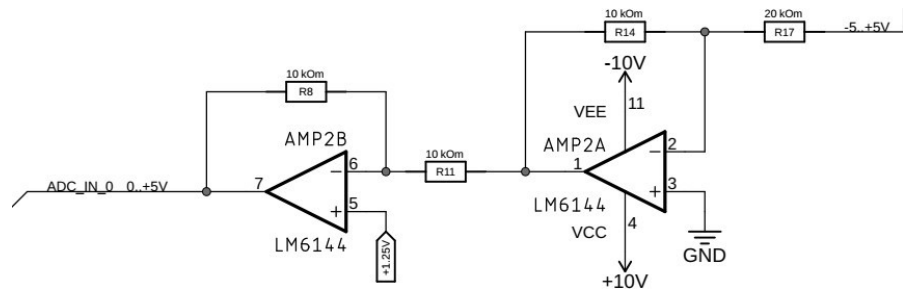
У даній роботі використовується вбудований в мікроконтролер 12 бітний 20 каналний АЦП.

Вибір вхідного каналу відбувається за допомогою аналогового мультиплексора, який підключає одну з ніжок порту до входу АЦП. Опорна напруга може бути отримано з внутрішнього прецизійного джерела 2.56 V або 1.65 V, також опорну напругу можна отримати з зовнішнього джерела.

АЦП перетворює аналоговий вхідний напруга в 12-розрядний цифрове значення через послідовне наближення. Мінімальне значення представляє GND, а максимальне значення є опорна напруга мінус 1 LSB. Результат перетворення зберігається в регістрах АЦП. За замовчуванням результат представлений, так що молодший біт перебувати праворуч, але можлива настройка, що б результат записувався в регістри зліва на право (молодший побут буде знаходитися зліва).

Одне перетворення запускається шляхом запису логічної «1» в біт ADC Start Conversion. Цей біт залишається активним протягом конвертування валюти і буде очищений апаратним забезпеченням після завершення перетворення. Якщо під час оптимізації вибрано інший канал для перетворення даних, то ADC завершить поточний перетворення, а після підключить інший канал.

В даному варіанті підключення до АЦП відбувається з використанням схем для перетворення вхідного сигналу з діапазону від -5 до +5 в діапазон від 0 до +5. Діапазон вимірюваного сигналу становить від 0 до +5. На рис 3.4 зображена схема перетворювача сигналу.



Малюнок 3.4 – Схема масштабування посилювача.

Принцип роботи даної схеми полягає в наступному: перший ОУ AMP1A є інвертуючим підсилювачем з коефіцієнтом посилення рівним 0.5, даний коефіцієнт отриманий з формули, представлені нижче:

$$k = \frac{R17}{R14} = \frac{10k\Omega}{20k\Omega} = 0.5. \quad (3.1)$$

На виході AMP2A буде сигнал від -2.5 до + 2.5В (при вхідному +5 ..-5В). Далі даний сигнал надходить на інвертується вхід ОП AMP2B, який є інвертуючим повторювачем сигналу (його коефіцієнт посилення дорівнює 1) зі зміщенням в 1.25В.

Перевіримо правильність роботи схеми при сигналі 5В на вході. Якщо на вхід подати сигнал амплітудою 5В, то він буде посилено в 0.5 раз і поміняє полярність, тобто на виході ОУ AMP2A вийде сигнал -2.5В.

Опис дискретних входів.

Дискретний вхід служить для зчитування інформації яка представлена логічною одиницею або нулем, в даній роботі дискретний вхід представлений інтерфейсом струмова петля і кнопками.

Кнопки служать для формування імпульсу при її замиканні. Кнопки в замкнутому натиснутому стані можуть давати рівень або «1» або «0», в даному варіанті розглядається приклад з кнопками, які при натисканні дають логічну «1».

Опис аналогових виходів.

Для передачі інформації іноді використовують широтно-імпульсну модуляцію. Інформація при цьому способом кодується щодо тривалості імпульсу і періоду імпульсу.

В даному варіанті потрібно використовувати зовнішній ШИМ драйвер, тому була обрана схема спеціально призначена для таких цілей. PCA9685 це

LED драйвер який на виході може видавати ШИМ з кроком 1/4096, дана схема зображена на рис 3.5.

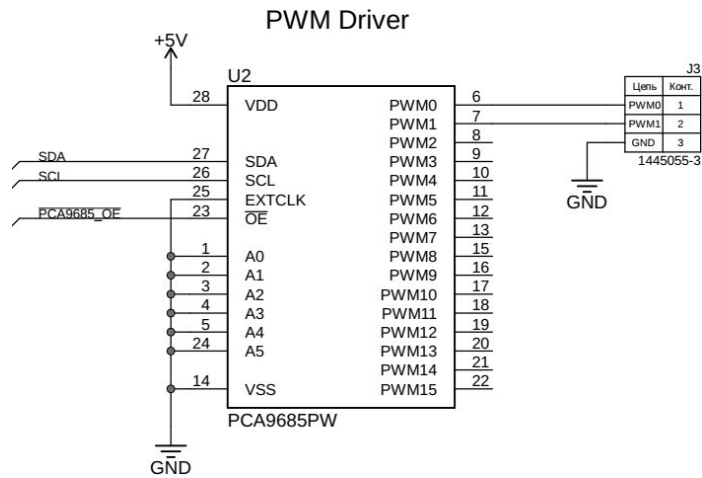


Рисунок 3.5 – Схема управління полярністю ШИМ сигналу

Дана схема має 16 виходів, але тільки два з них виведені на роз'єм. Виходи схеми можуть бути запрограмовані в режимі open-drain з пропускнуною спроможністю 25 мА при 5В або в режимі totem pole з пропускнуною спроможністю 10 мА. PCA9685 працює в діапазоні харчування від 2.3 до 5,5В. Світлодіоди можуть бути безпосередньо підключені до світлодіодів (до 25 мА, 5,5 В) або до зовнішніх драйверів.

Опис дискретних виходів.

Дискретний вихід відображає інформацію, яка представлена логічною одиницею або нулем і може служити для включення пристрою системи або просто для відображення стану, в даній роботі це інтерфейс струмова петля і семисегментний індикатор.

Розглянемо інтерфейс в цілому, з боку приймача він складається з транзистора, опору і джерела живлення. Транзистор грає роль підсилювача, який передає сигнал від МК на лінію. Опору потрібно для обмеження струму, що протікає по лінії, так як з боку приймача струм буде протікати через світлодіод оптрона, то струм повинен бути в певних рамках. Якщо в якості прикладу взяти оптрон 6N137, то мінімальний струм складає 5 мА, а максимальний 15 мА.

Мінімальний опір має бути не менше 333 Ом, а максимальна максимум 1 кОм. У даній роботі в передавач були поставлені резистори номіналом 360 Ом, що дає великий запас по струму, так як в реальності будуть падіння на світлодіоді, транзисторі, а також на самій лінії.

У даній роботі використовується два індикатора з динамічною індикацією. Індикатори управляються через спеціальний драйвер для семисегментних індикаторів, він зручний тим, що звільняють МК від потреби завжди підтримувати управління над ССІ, тобто регістри запам'ятовують значення, яке потрібно відобразити на індикаторах. Також даний індикатор сам займається реалізацією динамічної індикації. До особливостей також можна віднести, то що даний драйвер на виходах своїх ліній має стабілізується струм, тому потреба в токообмежуючих резисторах відпадає.

Обираємо цифро-аналоговий перетворювач який відповідає наступним критеріям:

- 4.1 Розрядність вихідного слова 16 бит;
- 4.2 Вимоги до джерел живлення;
- 4.3 Мінімальна кількість команд, що необхідна для запису і зчитування з ЦАП;
- 4.4 Двухполярний вихід.

В даній роботі був обраний цифро-аналоговий перетворювач DFRobot Gravity 12-бит I2C.

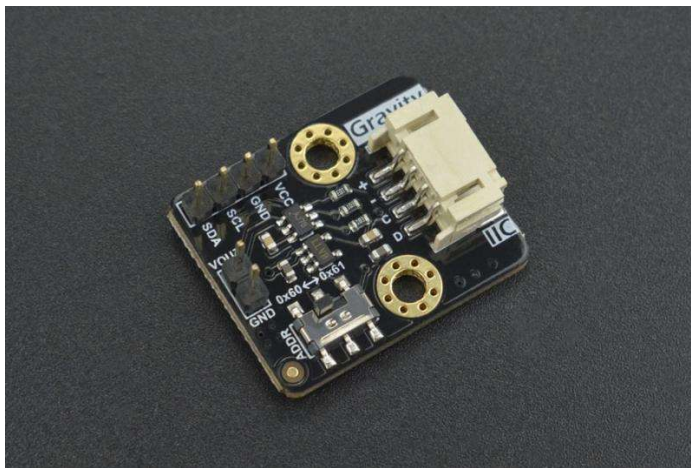


Рисунок 3.6 – ЦАП DFRobot Gravity 12-бит I2C

DFRobot Gravity 12-біт I2C ЦАП – це невеликий і простий у використанні 12-розрядний цифро-аналоговий перетворювач з EEPROM. Він може точно перетворювати цифрове значення в відповідне аналогове напруга, що корисно в творчих проектах і системах автоматичного управління.

Хоча аналоговий сигнал напруги може генеруватися PWM з традиційними контролерами, такими як Arduino і Raspberry Pi, такий сигнал є

не тільки "брудним" але і не дуже точним. Для отримання стабільного і якісного аналогового напруги ЦАП є найкращим рішенням. Крім застосування в системах автоматичного управління, модуль ЦАП може використовуватися в якості генератора функцій для генерації синусоїдальної напруги, трикутної форми і навіть довільної форми сигналу.

Модуль використовує 12-розрядний ЦАП MCP4725. Він не вимагає зовнішнього опорного напруги, підтримує напругу входних сигналів від 3.3В до 5В і має перемикач вибору I2C адреси (два адреси 0x60 і 0x61). Внутрішня EEPROM пам'ять може зберігати встановлений код і відновлювати вихідну напругу ЦАП при включенні харчування.

Особливості:

1. 12-бітний ЦАП з високою точністю;
2. Вбудований EEPROM, що запам'ятовує встановлене значення при відключенні харчування;
3. Стандартний Gravity інтерфейс I2C;
4. Додатковий Піни для каскадування пристроїв на шині;
5. Широкий діапазон входної напруги, сумісний з 3.3В і 5В контролерами;
6. Малий розмір і легкість установки.

Характеристики:

1. Вхідна напруга (VCC): 3,3 В ~ 5,0 В;
2. Вихідна напруга: 0 ~ VCC;
3. Дозвіл: 12 біт;
4. Робочий струм: <0,2 мА;
5. Інтерфейс: Gravity I2C (логічний рівень: 0-3,3 В);
6. Розмір: 27,0 мм * 22,0 мм;
7. Вага: 13,8 г.

Точність підтримки частоти в наведених схемах невисока. Частота «йде» приблизно на 10-20% при зміні напруги живлення від 5 до 15 В і в досить великій мірі залежить від температури (використання високо стабільних резисторів і конденсаторів не допоможе, і тому недоцільно). Щоб позбутися від цього, необхідно використовувати кварцовий генератор.

Тактова частота для нормального функціонування дорівнює 50 МГц, тому обираємо кварцовий генератор на мінімальну доступну частоту 50МГц.

Для точного вираження тактової частоти на платі буде передбачено для налаштування на вказану частоту додаткові регістри та конденсатори.

В роботі буде використаний кварцовий генератор КХО-210 50.0 MHz (Geyer Electronic).



Рисунок 3.7 – Кварцовий генератор КХО-210 50.0 MHz.

Характеристика:

Найменування – КХО-210 50.0 MHz ;

Виробник – Geyer Electronic (GEYER);

Тип виходу – TTL, HCMOS;

Макс. Температура – 70.00°C;

Тип генератора – XO;

Мін. доступна частота – 50.00MHz;

Кількість виходів – 1;

Корпус – DIL8[4PIN];

Макс, напруга – 5.00V;

Мін, напруга – 5.00V;

Мін. Температура – -20°C;

Макс. доступна частота – 50.00MHz;

Кількість висновків – 8.

3.3 Розробка принципової електричної схеми контролера

Специфікація принципової електричної схеми

Нижче наведено таблицю з переліченими елементами, які входять в розроблений модуль.

Таблиця 3.1 – Специфікація принципової електричної схеми

Позиція	Позначення	Найменування	Кількість	Примітка
1	MCU	EFM8UB1	1	МК
2	U2	PCA9685PW	1	PWM Driver
3	AMP1 AMP2	LM6144	2	ОУ
4	LED1 LED2		2	ССИ
5	T1	2N4401	1	Транзистор
6	U1	TM1637	1	SSI Driver
7	R1	Резистор	1	360 Ом
8	R2,R3	Резистор	2	2.2 kОм
9	R4,R5,R6-R14	Резистор	11	10 kОм
10	R52-R57	Резистор	6	2.2 kОм
11	R30,R23,R5, R10	Резистор	3	20 kОм
12	SW1-SW3	Кнопка	3	–
13	C1-C5	Конденсатор	5	1 мкФ

Принципова електрична схема представлена в додатку Б.

3.4 Формування повного алгоритму роботи контролера

МКС реалізує алгоритм збору і обробки даних з датчиків. Блок 1 виконує початкову установку системи і завантаження в вихідні канали початкових значень керуючих впливів і налаштовує модулі контролера на обрані режими роботи.

Блок 2 реалізує завдання логічного управління: приймає інформацію від дискретних датчиків X_1, \dots, X_n , обчислює значення булевої функції $Y_1 = f(X_1, \dots, X_n)$ відповідно до заданого виразу і видає це значення в якості керуючого сигналу (УС) Y_1 за відповідним вихідного каналу контролера на ІМ.

Блок 3 Забезпечує прийом інформації від аналогових датчиків V_1, \dots, V_M , її перетворення в цифрову форму, обчислення значень керуючих впливів Y_2 и Y_3 и видає їх на ІМ.

При цьому сигнали Y_2 і Y_3 є двійковими сигналами, які надходять за обраними каналах контролера. При виконанні цієї функції оператор задає значення уставок регульованого параметра з пульта управління (ПУ) контролера.

Блок 4 забезпечує циклічний режим управління або останов МКС відповідно до командою, яка надходить від оператора з ПУ.

Крім того, в системі є також двійковий датчик аварійної ситуації INT, що надходить в контролер в режимі переривання виконуваної програми. Сигнал переривання INT від аварійного датчика включає на пульті управління аварійну світлову або звукову сигналізацію шляхом запуску зумера.

На рис.3.8 представлений алгоритм роботи системи.

3.5 Оцінка швидкодії контролера та зручності експлуатації

Відповідно до поставленої задачі, наша система повинна володіти високою швидкістю і невеликою масою. З перерахованих вище контролерів нас задовольнив мікроконтролерний модуль на базі МК EFMUB1 компанії Silicon Labs . Перевага полягає в низькому енергоспоживанні, яке не відіб'ється на тривалості роботи системи в повітрі, швидкодія обчислювальних процесів дозволяє обробляти дані, отримані з датчиків в режимі реального часу , кількість портів дозволяє додавати велику кількість пристроїв і датчиків, оперативної пам'яті досить для швидкої обробки сигналів з датчиків.

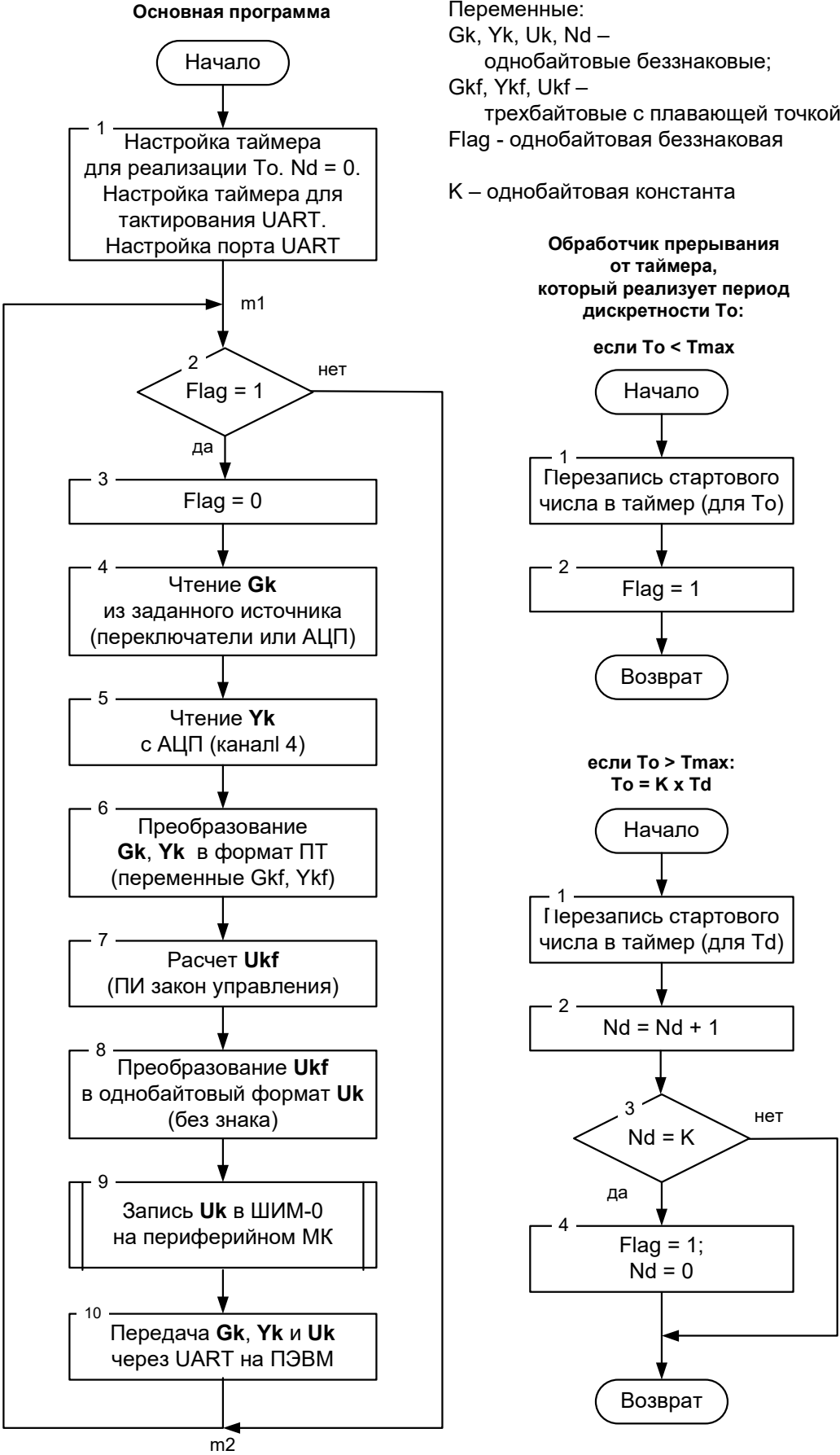


Рисунок 3.8 – Алгоритм работы системы

3.6 Висновок

В ході виконання дипломної роботи був спроектований мікроконтролерний модуль на базі МК EFMUB1 компанії Silicon Labs. Даний модуль має 3 канали для 12-бітного АЦП зі схемами перетворення сигналу з діапазону від 5В до +5 В в діапазон від 0В до + 5В. Також бути передавач інтерфейсу струмова петля для зв'язку з іншими пристроями. Для наочного відображення чисел використовується семисегментний індикатор. Для управління зовнішніми пристроями використовується зовнішній ШИМ. Був обраний ЦАП та кварцовий генератор.

4 ДОСЛІДНИЦЬКА ЧАСТИНА

4.1 Завдання і методи проведення досліджень

Автоматична бортова система управління (АБСУ) встановлюється на реактивних пасажирських літаках середньої дальності польоту для підвищення ефективності використання літака, полегшення праці екіпажу, забезпечення регулярності рейсів і підвищення безпеки польотів.

АБСУ призначена для автоматизації керування літаком на всіх етапах польоту, починаючи з висоти 200м на зльоті, до виконання заходу на посадку в автоматичному або директорному режимах до висоти 30м і відходу на друге коло в автоматичному або директорному режимах.

АБСУ є складовою частиною пілотажного комплексу і виконує наступні функції:

- 1 автоматичну стабілізацію кутового положення літака відносно трьох основних осей;
- 2 автоматичну стабілізацію заданої барометричної висоти польоту;
- 3 управління по крену і тангажу (координований розворот, набір висоти і зниження) від рукояток управління на пульті управління автопілотом;
- 4 автоматичне і директорне керування літаком при заході на посадку і відхід на друге коло;
- 5 автоматичне керування літаком в бічній площині в режимах польоту по радіомаяка VOR;
- 6 автоматичну стабілізацію і управління приладової швидкістю польоту за допомогою автомата тяги і так далі.

4.2 Результати дослідження

Система траєкторного управління (СТУ). Призначення: застосовується для автоматичного і директорного управління літаком при заході на посадку в умовах посадкового мінімуму II категорії ІКАО (30м × 400м) за сигналами радіотехнічної системи посадки і для автоматичного польоту по маяках ближньої навігації «VOR».

Система СТУ забезпечує:

1. формування команд управління бічним і поздовжнім рухом літака і видачу їх на директорну стрілку пілотажних приладів і автопілотів;
2. індикацію основних параметрів положення літака в просторі;
3. сигналізацію відмов.

Для свого функціонування система СТУ використовує сигнали від наступних датчиків:

1. курс ψ – від курсової системи (КС);
2. крен γ тангажу від ЦГВ;
3. курс φ від датчика АРК;
4. кут зносу (УС) - від датчика ДІСС;
5. відхилення від глісади ε_2 і від осі равносигнальної зони курсу або заданої лінії шляху (ε_K) - від радіоприймальних пристроїв апаратури «КРС-МП2» або РСБН.

В цьому режимі система СТУ при автоматичному і директорному управлінні забезпечує управління поздовжнім рухом, автоматичний захват глісади (за умови наявності сигналу +27 про випуск закрилків). Поріг спрацьовування пристрою захоплення глісади 40 мкА.

При формуванні команд управління система СТУ в цьому режимі забезпечує зміна порцій сигналів і постійних часу фільтрів по командам від взаємодіє з СТУ апаратури.

Формування командних сигналів в бічному каналі $\gamma_{зад}$ виробляється в обчислювачі шляхом підсумовування наступних сигналів:

1. сигналу відхилення від рівносигнальної лінії курсу в режимі (ε_K), що надходить від системи «КУРС-МП2»;
2. сигналу відхилення від заданого магнітного курсу ($\Delta\psi$), який формується навігаційним курсовим приладом шляхом вирахування з поточного курсу, що надходить від курсової системи КС, заданого курсу, що виставляється на НКП-4 за допомогою спеціальної кремальєри;
3. сигналу похідною від курсової зони ($d\varepsilon/dt$);
4. сигналу похідною від курсу ($d\psi/dt$).

Після підсумовування і посилення сигнали управління бічним рухом надходять на прилад ПП-75 для відхилення вертикальних командних стрілок («вліво» чи «вправо»).

Закони управління бічним рухом в режимі діректорного заходу на посадку мають вигляд:

$$\delta_z = K_\gamma \gamma - \frac{F_{\gamma_{заб}}}{T_\delta P + 1} \left[\frac{(-K_{P_{\Delta\psi}} \Delta\psi + K_{P_{\varepsilon_k}} \varepsilon_k) P}{T_\Sigma P + 1} + K_{\Delta\psi} \Delta\psi + \right. \\ \left. + F_{\Delta\psi} (K_{\varepsilon_k} \varepsilon_k - K_{\Delta\psi} \Delta\psi) \right] \quad (4.1)$$

для автоматичного заходу:

$$\gamma_{заб} = \frac{1}{K_\gamma} - F_{\gamma_{заб}} \left[\frac{(-K_{P_{\Delta\psi}} \Delta\psi + K_{P_{\varepsilon_k}} \varepsilon_k) P}{T_\Sigma P + 1} + K_{\Delta\psi} \Delta\psi + \right. \\ \left. + F_{\Delta\psi} (K_{\varepsilon_k} \varepsilon_k - K_{\Delta\psi} \Delta\psi) \right] \quad (4.2)$$

Структурна схема закону управління бічним рухом літака в режимах автоматичного або діректорного заходу на посадку системи СТУ приведена на рис. 4.1.

При заході на посадку курсові і глісадні радіомаяки систем СП-50 або ILS видають сигнали, пропорційні кутовому відхиленню від рівносигнальної зони, внаслідок чого у міру наближення літака до ВПС крутизна сигналів (мкА/м) змінюється. Тому для отримання задовільних характеристик руху літака в процесі заходу на посадку коефіцієнти законів управління необхідно коригувати. Для підвищення стійкості системи і точності прямування по траєкторії введено автоматичне перемикання (зміна) коефіцієнтів системи. Перше автоматичне перемикання коефіцієнтів відбувається в момент «Захоплення глісади». При цьому зменшуються коефіцієнти $K_{P_{\varepsilon_k}}$, а K_{ε_k} $K_{P_{\psi}}$ – збільшуються.

Зміна передавальних відносин відбувається як в автоматичному так і в діректорних режимах заходу на посадку.

Перелік параметрів закону управління бічним рухом наведено в таблиці. 4.1.

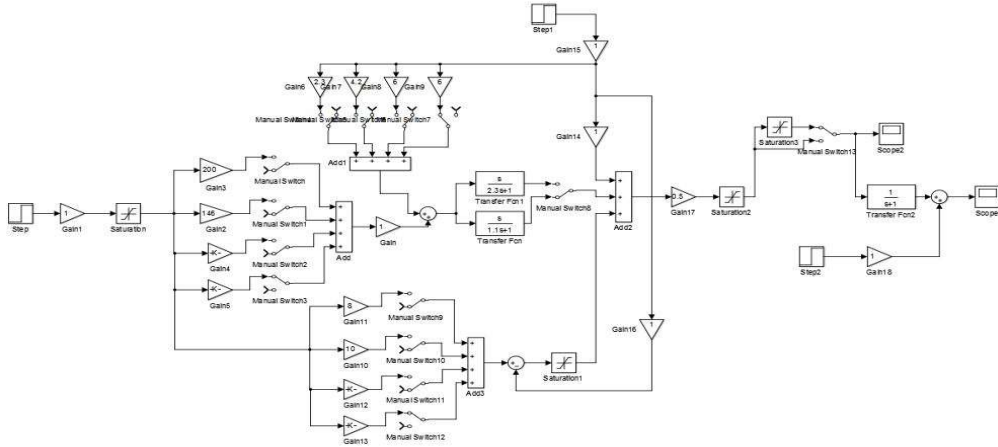


Рисунок 4.2 – Машинна модель досліджуваної системи в середовищі MatLab Simulinc.

5.1 До перемикання

На рис. 4.3 приведена перехідна характеристика системи до перемикання в каналі крену.

На рис. 4.4 приведена перехідна характеристика для бокового руху літака.

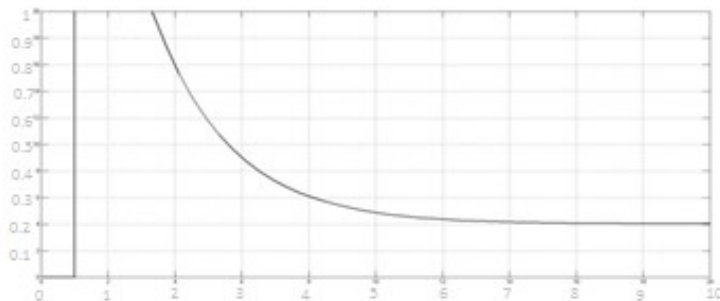


Рисунок 4.3 – Перехідна характеристика системи до перемикання в каналі крену

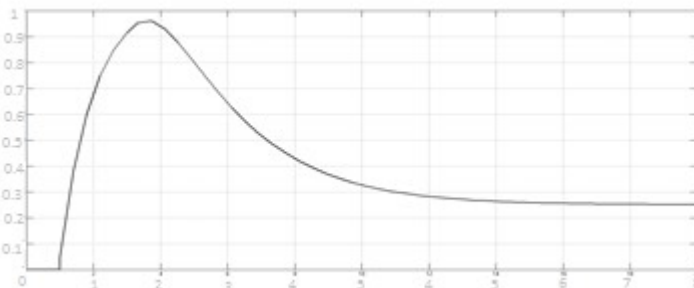


Рисунок 4.4 – Перехідна характеристика системи для бокового руху літака

5.2 Команда «глісада»

На рис. 4.5 приведена перехідна характеристика системи по команді «глісада» в каналі крену.

На рис. 4.6 приведена перехідна характеристика по команді «глісада» для бокового руху літака.

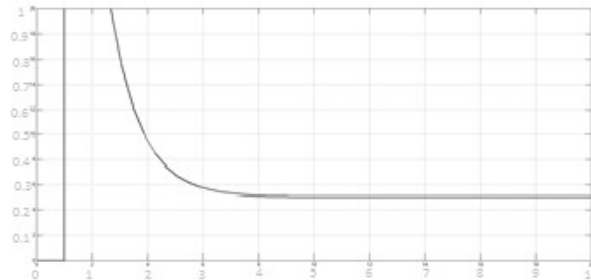


Рисунок 4.5 – Перехідна характеристика системи по команді «глісада» в каналі крену

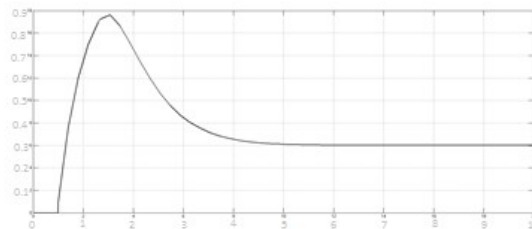


Рисунок 4.6 – Перехідна характеристика системи по команді «глісади» для бокового руху літака

5.3 Висота $H = 250$ м

На рис. 4.7 приведена перехідна характеристика системи на висоті $H = 250$ м в каналі крену.

На рис. 4.8 приведена перехідна характеристика на висоті $H = 250$ м для бокового руху літака.

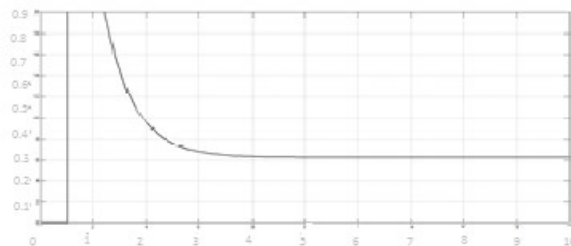


Рисунок 4.7 – Перехідна характеристика системи на висоті $H = 250$ м в каналі крену

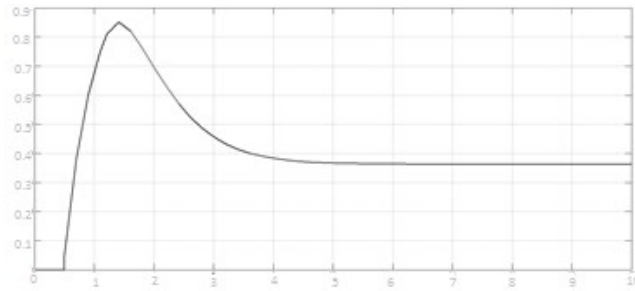


Рисунок 4.8 – Перехідна характеристика системи на висоті $H = 250$ м для бокового руху літака

5.4 Висота $H = 100$ м

На рис. 4.9 приведена перехідна характеристика системи на висоті $H = 100$ м в каналі крену.

На рис. 4.9 приведена перехідна характеристика на висоті $H = 100$ м для бокового руху літака.

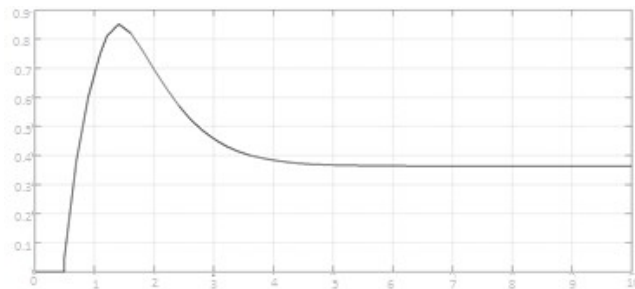


Рисунок 4.9 – Перехідна характеристика системи на висоті $H = 100$ м в каналі крену

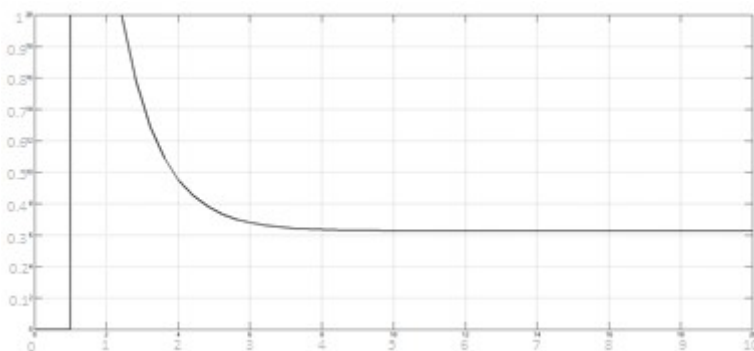


Рисунок 4.10 – Перехідна характеристика системи на висоті $H = 100$ м для бокового руху літака

4.3 Висновки

При виконанні даного розділу дипломної роботи була досліджена система автоматичного управління бічним рухом літака при заході на посадку. Розроблено структурну схему досліджуваної системи і схема моделювання в середовищі MathLab/Simulink. Було проведено дослідження впливу на якість управління коефіцієнтів k_y і k_{ω_x} . За результатами дослідження можна зробити висновок, що при деградації коефіцієнтів системи автоматичного управління в кілька разів показники якості системи вели себе таким чином: при зменшенні k_y збільшувався час перехідного процесу, але зменшувалось перерегулювання і збільшувалися запаси стійкості; зі змінною k_{ω_x} , так само збільшувався час перехідного процесу, але збільшувалось перерегулювання і з'явилась коливальність в системі, зменшилися запаси стійкості по фазі і амплітуді.

5 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ПРАКТИЧНА ЧАСТИНА

5.1 Постановка задачі проектування

Аналізуючи сучасний рівень розвитку авіаційної і ракетно-космічної техніки неможливо не відзначити те протиріччя, яке виникає між комп'ютерно-інтегруванні великими ботів системами і їх комплексами зростаючої ймовірністю відмов окремих функціональних елементів і компонентів цих систем. Така тенденція нерідко приводить часом до великих матеріальних і людських втрат, що неприпустимо. У зв'язку з цим виникає найважливіше завдання розробки методів і засобів підвищення функціонування як складних технічних систем в цілому, так і їх компонентів та пов'язаних з ними способів запобігання відмов.

5.2 Побудова аналогової математичної моделі

На рис. 5.1 приведена структурна схема самоналагоджувальної системи, що працює за принципом підтримки мінімуму інтегральної середньоквадратичної помилки.

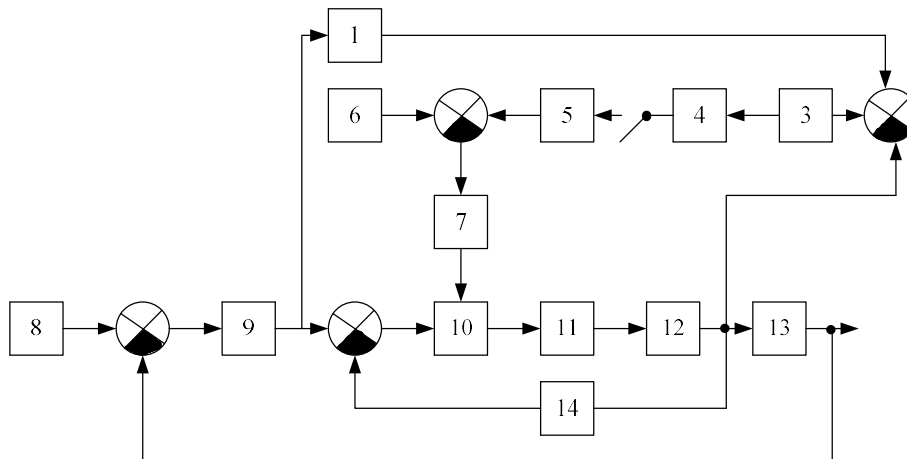


Рисунок 5.1 – Структурна схема самоналагоджувальної системи, що працює за принципом підтримки мінімуму інтегральної середньоквадратичної помилки

На рис. 3.2 приведено:

- 1 – $\left(\frac{1}{(T_M s + 1)^2}\right)$ – модель системи керування;
- 2 – сумуючий елемент;
- 3 – квадратор;
- 4 – синхронний детектор, виконаний на помножитильному елементі;
- 5 и 13 – $\left(\frac{1}{s}\right)$ – інтегратор;
- 6 – $(U = \Delta K \sin \omega_1 t)$ – блок опорної напруги;
- 7 – обмежувач;
- 8 – задавання сигналу збудження;
- 9 – (K_ϑ) – коефіцієнт перетворення датчика кута;
- 10 – (K) – помножуючий елемент;
- 11 – $\left(\frac{1}{(T_s + 1)s}\right)$ – сервопривод;
- 12 – $\left(\frac{K_\vartheta(T_1 s + 1)}{T_2^2 s^2 + 2\xi T_2 s + 1}\right)$ – об'єкт управління;
- 14 – $(T_3 s + 1)$ – датчик кутової швидкості.

Передавальна функція має вигляд та коефіцієнти не потребують масштабування.

По крену

$$W_{\text{кє}}(s) = \frac{U_{\text{к}}(s)}{\Delta\gamma(s)} = \frac{(2,46s+1)(1,1s+1)(0,58s+1)(0,2s+1)}{(3,57s+1)(0,09s+1)^3}. \quad (5.1)$$

По рисканню

$$W_{\text{кн}}(s) = \frac{U_{\text{к}}(s)}{\Delta\Psi(s)} = \frac{(1,1s+1)(0,9s+1)^2(0,19s+1)}{(2,46s+1)(0,09s+1)^3}. \quad (5.2)$$

На рис. 5.2 приведена машинна модель досліджуваного автопілота.

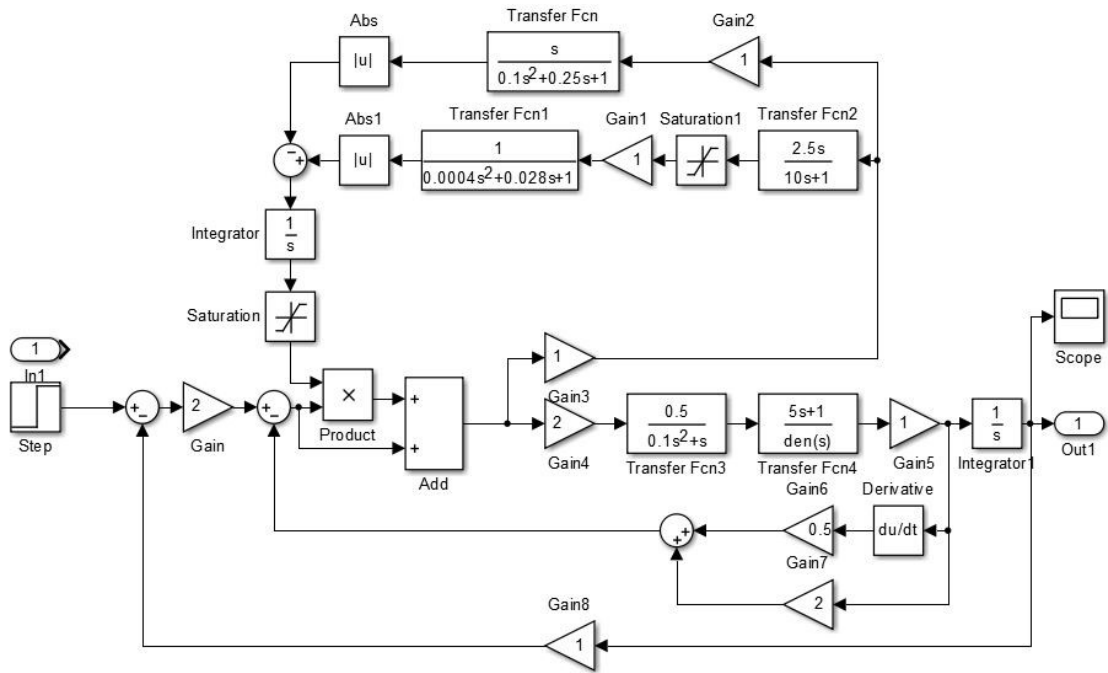


Рисунок 5.2 – Машинна модель самоналагоджувального автопілота

На рис. 5.3 – 5.6 наведені перехідні процеси для коефіцієнтів зворотного зв'язку $\kappa_{oc} = 1, 2, 4, 6$.

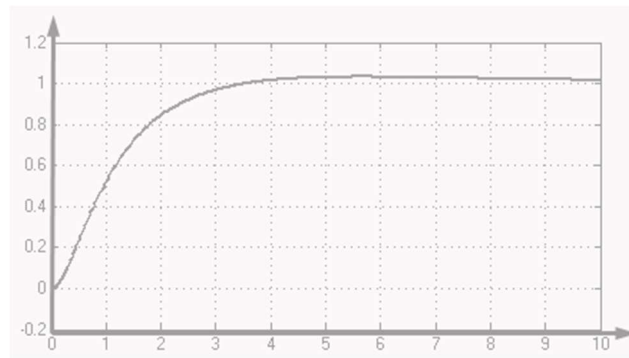


Рисунок 5.3 – Перехідний процес для $\kappa_{oc} = 1$

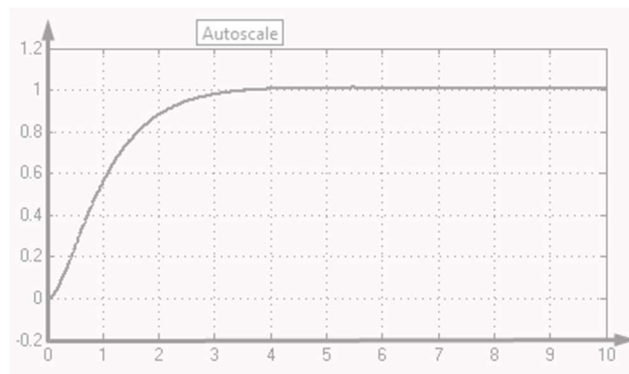
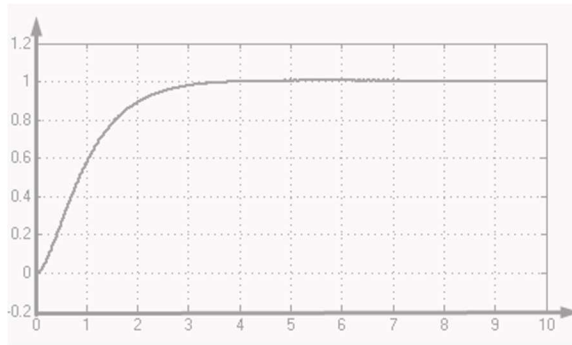
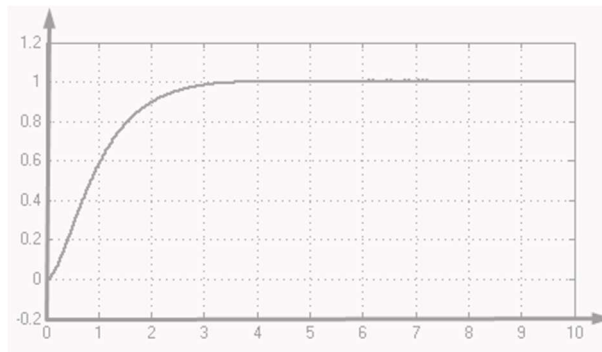


Рисунок 5.4 – Перехідний процес для $\kappa_{oc} = 2$

Рисунок 5.5 – Перехідний процес для $k_{oc} = 4$ Рисунок 5.6 – Перехідний процес для $k_{oc} = 4$

На рис. 5.7 наведені частотні характеристики самоналагоджувального автопілота.

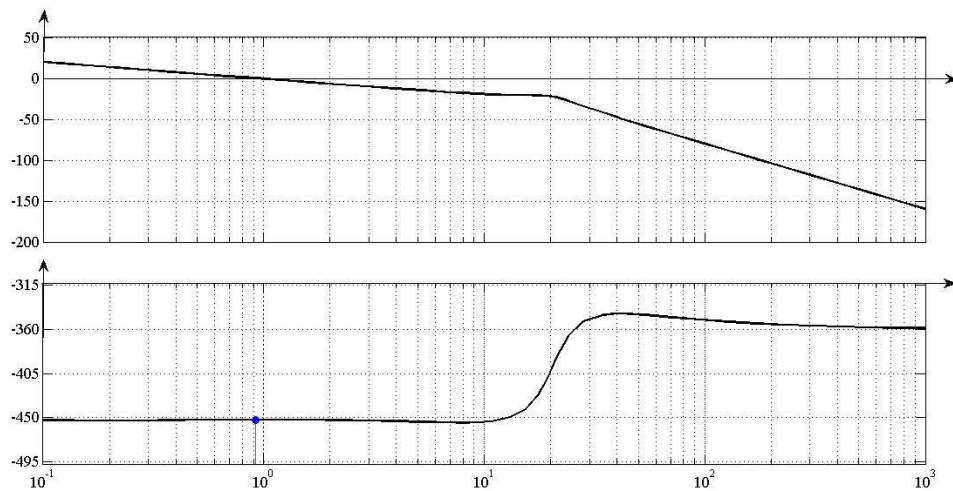


Рисунок 5.7 – Частотні характеристики самоналагоджувального автопілота

Показники якості досліджуваного автопілота наведені в табл. 5.1.

Лістинг програми в середовищі MatLab.

```
k = [1 2 4 6];
```

```
tpp = [3 2.8 2 1.9];
```

```

sigma = [0 2 3 6];
m = [1 1 1.12 1.3];
figure (1)
plot(k, tpp), title figure (2)
plot(k, sigma), title
figure (3)
plot(k, m), title

```

На рис. 5.8 приведена залежність час переходного процесу від коефіцієнта зворотного зв'язку.

На рис. 5.9 приведена залежність перегулювання від коефіцієнта зворотного зв'язку.

На рис. 5.10 приведена залежність коливальності від коефіцієнта зворотного зв'язку.

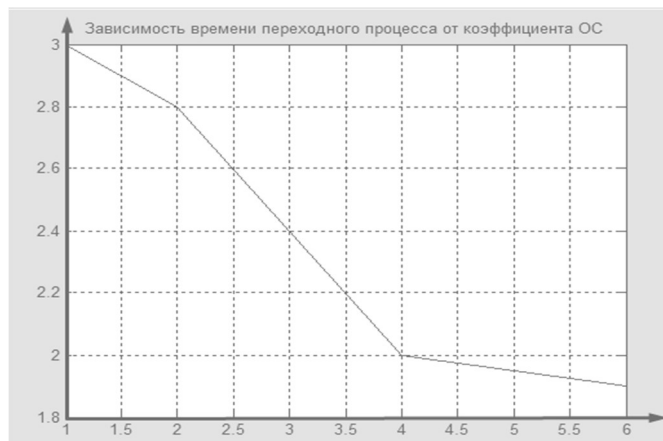


Рисунок 5.8 – Залежність часу переходного процесу від коефіцієнта ОС

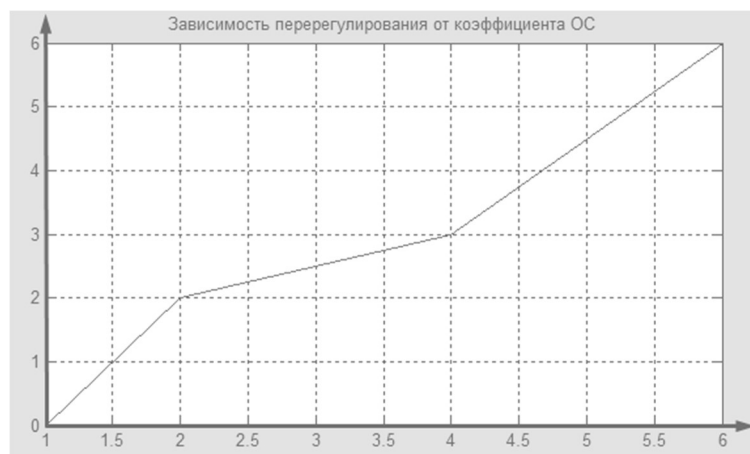


Рисунок 5.9 – Залежність часу перегулювання від коефіцієнта ОС

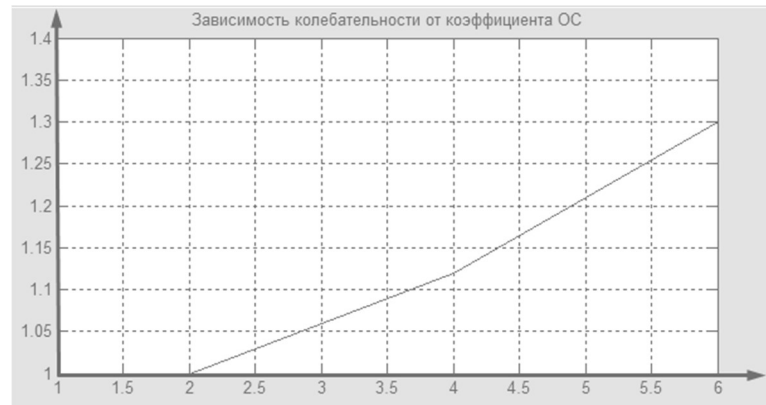


Рисунок 5.10 – Залежність часу коливальності а від коефіцієнта ОС

В табл.5.1 приведені показники якості досліджуваної системи.

Таблиця 5.1 – Показники якості самоналагоджувального автопілота

K_{oc}	$t_{пп}, c$	$\sigma, \%$	$\mathcal{E}_{уст},$ град.	$L_3, дБ$	$\varphi_3,$ град.	M
За принципом підтримки заданого запасу стійкості						
1	3	0	0	inf	88,1	1
2	2,8	2	0	inf	88,1	1
4	2	3	0	inf	88,1	1,12
6	1,9	6	0	inf	88,1	1,3

Отримані показники якості відповідають вимогам ТЗ.

5.3 Висновки

В результаті виконання дипломної магістерської роботи були досліджені методи побудови самоналагоджувального автопілота і проведена оцінка показників якості розглянутого автопілота при різних коефіцієнтах зворотного зв'язку. У дослідженні було використано метод побудови автопілота працює за принципом підтримки мінімуму інтегральної середньоквадратичної помилки. Аналіз отриманих показників якості показав, що збільшення коефіцієнта зворотного зв'язку призводить до збільшення швидкодії системи, але появи перерегулювання і коливальності .

6 ЕКОНОМІЧНА ЧАСТИНА

6.1 Основні поняття і положення

В економічній частині даного проекту розглядається розрахунок собівартості розробки системи управління при літака при заході на посадку при боковому русі, вивчення законів управління та практичного їх відпрацювання.

Далі розглядається собівартість розроблюваного макету даного приладу, тобто виражена в грошових одиницях сума усіх витрат підприємства на виробництво та реалізацію продукції. Собівартість продукції складається з ряду найменувань витрат. Сюди входять: витрати на основні матеріали, на комплектуючі вироби, пряма та додаткова заробітна плата, витрати на утримання та експлуатацію обладнання, утримання транспорту, а також цілий ряд загальнодержавних аналогів та відрахувань.

6.2 Опис виробу

В ході виконання роботи було розроблено система управління для вивчення та практичного відпрацювання законів управління.

В якості обчислювального пристрою було обрано мікроконтролер EFM8UB1, який забезпечує необхідну швидкодію, надійність і простоту експлуатації. Мікроконтролер відповідає сучасним вимогам по надійності, конструкції, габаритним розмірам і масі.

6.3 Сегментування ринку

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

Розроблювана система поставляється заводам, підприємствам, приватним особам, які займаються розробкою, складанням і налагодженням мультироторних пристроїв, виробникам автотранспорту, а також виробникам різних виробів, де використовуються обертові пристрої. Оскільки дані

системи виробляються на замовлення, то сегментування ринку доцільно проводити за кінцевими замовниками.

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

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

$$S_{1пол.} = N_1 \cdot Q_1 \cdot m_1; \quad (6.1)$$

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

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

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

Таблиця 6.1 – Сегментування і розрахунок повної ємності ринку

Виробник	Завод-виробник			
	N_1	Q_1 , шт	m_1 ,шт	S_1 ,шт/рік
«АгроФерм»	1	41	1	41
УкрЛогистик	1	24	1	24
Озброєні сили України	1	43	1	43
Разом	3	108	3	108

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

6.4 Аналіз конкурентоспроможності

Конкурентоспроможність товару – це ступінь його відповідності обраному ринку з комерційних, технічних і економічних показників, забезпечуючи можливість збуту товару на цьому ринку. Це ті характеристики, які вигідно вирізняють даний товар від товарів-конкурентів.

Проведемо аналіз конкурентоспроможності нового виробу, за допомогою узагальненого показника якості, який враховує всю систему основних одиничних показників, і характерний для даного пристрою.

У процесі аналізу ринку збуту були виявлені основні конкуренти на українському ринку, такі як PLX Devices, OCZNIA. Головною відмінністю їх виробів від розроблюваної системи є те, що їх системи аналогові, а не цифрові. Також є відмінності у технічних характеристиках, які будуть наведені нижче.

При порівнянні варіантів використовується наступний порядок розрахунку.

Виділяються еталонні значення окремих показників якості і формується гіпотетичний варіант.

Гіпотетичний варіант – штучно створений варіант, в якому кожен показник має найкраще можливе значення.

Кожному показнику якості присвоюємо коефіцієнт вагомості, в сумі рівні 1.3.

Розраховується відносне значення одиничних показників шляхом порівняння P_{ij} із $P_{i_{\text{гип}}}$ з урахуванням того, що для гіпотетичного варіанти відносні показники дорівнюють одиниці ($K_{i_{\text{гип}}} = 1$), для інших $K_{ij} \leq 1$.

$$K_{ij} = \frac{P_{ij}}{P_{i_{\text{гип}}}}; \quad (6.2)$$

де P_{ij} – абсолютні значення і-го показника для j-го варіанту;

$P_{i_{\text{гип}}}$ – абсолютні значення і-го показника для гіпотетичного варіанти

Отримані результати наведені в табл. 6.2

Таблиця 6.2 – Аналіз конкурентоспроможності

Показники якості	Коефіцієнт вагомості	Абсолютні значення показників якості				Відносні значення показників якості							
		1	2	3	4	1		2		3		4	
		Розроблюваний	PLXDevices	OCZ NIA	Гіпотетичний	K _{i1}	K _{i1} *b _i	K _{i2}	K _{i2} *b _i	K _{i3}	K _{i3} *b _i	K _{i4}	K _{i4} *b _i
Точність стабілізації	0.4	11	9	7	10	0.7	0.34	0.8	0.36	0.7	0.28	1.0	0.4
Здатність підлаштовуватися під зміну параметрів	0.15	10	9	6	10	1.0	0.15	0.9	0.131	0.7	0.1	1.0	0,15
Швидкодія	0.25	9	7	6	8	0.93	0.22	1.0	0.25	0.6	0.15	1.0	0.25
Складність реалізації	0.1	8	10	5	8	0.8	0.08	1.0	0.1	0.5	0.05	1.0	0.1
Напрацювання на відмову	0.1	9	7	10	10	0.9	0.09	0.7	0.05	1.0	0.1	1.0	0.1
Разом	1						0.88		0.891		0.68		1.00

Виходячи з результатів порівняльного аналізу, найбільше значення показника якості має розробляється виріб. Найближчим конкурентом є продукція PLX Devices. Рівень якості пропонованого виробу порівняно з цим конкурентом становить:

$$Y_{H-6} = Y_{1-2} = \frac{K_1^0}{K_2^0} = \frac{0.88}{0.89} = 0.988; \quad (6.3)$$

Порівняння виробів, присутніх на українському ринку, показало, що розробляється продукт забезпечує найбільшу точність стабілізації.

За отриманими рівнем якості можна зробити висновок, що становище на ринку виробу, буде стійким.

6.5 Розрахунок собівартості і ціни виробу

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

Для розробки лабораторного стенду необхідна участь наступних робочих: керівник, монтажник, регулювальник, програміст. Тривалість робочого місяця вважається 22 дні. Склад виконавців наведено в табл. 6.2.

Результати розрахунків тривалості розробки за видами робіт містяться в таблиці 6.3.

Таблиця 6.3 – Склад виконавців роботи

Посада	Посадові оклади, грн	
	За місяць	За день
Керівник	12500	568,18
Монтажник	5000	227,27
Програміст	9500	431.81

Таблиця 6.4 – Розрахунок трудомісткості робіт

Вид робіт	Тривалість, дні	Трудомісткість, чол./дні	Виконавці		
			Керівник	Монтажник	Програміст
Попередня робота					
Постановка задачі	1	1	+	–	–
Розробка графіку роботи	1	1	+	–	–
Технічне завдання (ТЗ)					
Визначення	1	3	+	+	+

вимог до розробки стенда і програмного забезпечення					
Розробка ТЗ	2	6	+	+	+
Погодження та затвердження ТЗ	1	3	+	+	+
Проектування стенду					
Підготовчі роботи	1	3	+	+	+
Складальні роботи	1	2	+	+	-
Монтажні роботи	2	4	+	+	-
Розробка алгоритмів	2	4	+	-	+
Розробка програми	6	12	+	-	+
Налаштування	2	4	+	-	+
Приймально-налагоджувальні роботи	2	6	+	+	+
Впровадження					
Налагодження продукту	3	6	+	-	+
Випробування і здача продукту в експлуатацію	1	1	+	-	-
Разом	26	56	27	11	20

Розрахунок собівартості робіт починається з розрахунку основної заробітної плати (ЗП). Обчислення ЗП розробників лабораторного стенду формується з урахуванням трудовитрат, кількості виконавців і

середньоденної ЗП. Для цього кількість днів, відпрацьованих окремими виконавцями за стадіями, множимо на їх денні оклади:

$$\text{ОЗП} = 27 \cdot 568.18 + 11 \cdot 227.27 + 20 \cdot 431.81 = 26\,477.03 \text{ грн.} \quad (6.4)$$

Додаткова заробітна плата складе:

$$\text{ДЗП} = \frac{20\% \cdot 26\,477.03}{100\%} = 5\,295.4 \text{ грн.} \quad (6.5)$$

Розрахунок вартості виробів, необхідних для виготовлення лабораторного стану, наведено в табл. 6.5. Ціни наведено в гривнях.

Таблиця 6.5 – Вартість виробів, необхідних для виготовлення лабораторного стану

Найменування покупних виробів	Тип	Кількість виробів на один прилад	Ціна за одиницю виробу (грн)	Сума (грн)
Мікроконтролер	MCS-51(8051)	1	150	150
Кварцовий генератор	KXO-210 50.0 MHz	1	170	170
ЦАП	Gravity I2C	1	149	149
USBкабель	Mini USB 0.3м	1	40	40
Друкована плата	PCB 5x7	1	22	22
Роз'єм для підключення вимірювальних елементів	NL4MD-H	1	111	111
Дроти	JUMPERS-FM-100MM	1 упаковка	30,5	30,5

Продовження табл.6.5

Гніздо ступінь на край плати	USB AF-90	1	1.35	1.35
Роз'єм для зв'язку з зовнішніми пристроями	XT60	1	64	64
Разом:				737,9

Вартість обладнання наведена в таблиці 6.6.

Таблиця 6.6 – Вартість основних засобів

Найменування обладнання	Ціна, грн
Ноутбук	10 000
Разом:	10 000

Норма амортизації становить 25% від основних коштів, для виготовлення 1 виробу, що розраховується по формулі:

$$A_m = \frac{OC \cdot 0.25 \cdot D_p}{D_r}; \quad (6.6)$$

де OC – вартість обладнання;

D_p – тривалість робочих днів;

D_r – кількість робочих днів у році.

$$A_m = \frac{10\,000 \cdot 0.25 \cdot 22}{264} = 208,33. \quad (6.7)$$

Розрахунок собівартості і договірної ціни наведено в табл. 6.7

Таблиця 6.7 – Розрахунок собівартості і ціни виробу за статтями

№	Статті	Сума, грн	Примітки
1	Основна заробітна плата (ОЗП)	26 477.03	$OЗП = \sum N_i \cdot ЗП_{cp}$

Продовження таблиці 6.7

2	Додаткова заробітна плата (ДЗП)	5 295,4	20% від ОЗП
3	Єдиний соціальний внесок	6 989,93	22% від (ОЗП+ДЗП)
4	Матеріали та куплені вироби	737,9	Із табл. 5
5	Амортизація	208,33	$A_m = \frac{OC \cdot 0.25 \cdot D_p}{D_r}$
6	Витрати на утримання обладнання	1000	10% від вартості основних засобів
7	Додаткові витрати	10 590,81	40% від ОЗП
8	Виробнича вартість (С)	51 299,4	п.1+п.2+п.3+...+п.7
9	Адміністративні витрати	11 914,66	45% від ОЗП
10	Витрати на збут	1 282,49	2.5% від п.8
11	Собівартість власних робіт	115 795,95	п.1+п.2+п.3+...+п.10
12	Прибуток (П)	23 159,19	20% відп.11
13	Ціна без ПДВ	138 955,14	П+п.11
14	ПДВ	27 791,02	20% від ціни без ПДВ
15	Ціна з ПДВ	166 746,16	п.13+п.14

Таким чином, собівартість власних робіт з розроблення лабораторної установки складає – 115 795,95грн., а його ціна з врахуванням ПДВ– 166 746,16грн.

Кількість замовлених екземплярів має бути не менше, ніж 108 шт.

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

$$BC_0 = \frac{BC}{KPP}; \quad (6.8)$$

де ВС – виробнича вартість;

КПП – кількість замовлених екземплярів.

$$BC_0 = \frac{51\,299,4}{108} = 474,99. \text{ грн.} \quad (6.9)$$

Повна собівартість одного екземпляру складається з суми виробничої собівартості (ВСП), адміністративних витрат (АВ) і витрат на збут (ВЗ), які приходяться на один екземпляр виробу:

$$СП_0 = ВС_0 + АВ_0 + ВЗ_0. \quad (6.10)$$

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

$$АВ_0 = \frac{АВ}{КПП}; \quad (6.11)$$

$$АВ_0 = \frac{11\,914,66}{108} = 110,32 \text{ грн.} \quad (6.12)$$

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

$$ВЗ_0 = \frac{ВЗ}{КПП}; \quad (6.13)$$

$$ВЗ_0 = \frac{1\,282,49}{108} = 11,87 \text{ грн.} \quad (6.14)$$

$$\text{Таким чином, } СП_0 = 474,99 + 110,32 + 11,87 = 597,18 \text{ грн.} \quad (6.15)$$

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

$$P_{\pi} = \frac{Ц-ВС}{ВС} \cdot 100\%, \quad (6.16)$$

де $Ц$ – ціна одиниці продукції;

$ВС$ – собівартість одиниці продукції.

$$P_{\pi} = \frac{166\,746,16 - 1\,795,95}{115\,795,95} \cdot 100\% = 44\%. \quad (6.17)$$

Отже, рентабельність складає 44%.

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

$$\text{ЦПП} = \text{СП} \cdot \left(1 + \frac{P_{\text{п}}}{100}\right), \quad (6.18)$$

де $P_{\text{п}}$ – коефіцієнт рентабельності.

$$\text{ЦПП} = 597,18 \cdot \left(1 + \frac{44}{100}\right) = 859,94 \text{ грн.} \quad (6.19)$$

6.6 Розрахунок точки безбитковості

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

Для підтвердження стійкості проекту необхідно, щоб значення ТБ було менше значень нормальних обсягів виробництва. Чим далі від них значення ТБ (у відсотковому співвідношенні), тим стійкіше проект.

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

$$\text{ДР} = \text{ЦПП} \cdot \text{КПП}; \quad (6.20)$$

$$\text{ДР} = 859,94 \cdot 108 = 92\,873,52. \quad (6.21)$$

Аналітичний розмір критичної програми (РКП) розраховують діленням постійних витрат $\text{РП}_{\text{остВ}}$ на різницю між ціною одного виробу ЦПП і змінними витратами, які приходяться на один виріб ($\text{З}_{\text{мВ}_0}$), тобто:

$$\text{РКП} = \frac{\text{РП}_{\text{остВ}}}{\text{ЦПП} - \text{З}_{\text{мВ}_0}}. \quad (6.22)$$

Річні постійні витрати $\text{РП}_{\text{остВ}}$ складаються із суми наступних витрат:

$$\text{РП}_{\text{остВ}} = \text{ВУО} + \text{А}_{\text{м}} + \text{ДВ} + \text{АВ} + \text{ВЗ}, \quad (6.23)$$

де ВУО – витрати на утримання обладнання;

A_M – амортизація;

ДВ – додаткові витрати;

АВ – адміністративні витрати;

ВЗ – витрати на збут.

$$\begin{aligned} \text{РП}_{\text{ост}}\text{В} &= 1000 + 208,33 + 10\,590,81 + 11\,914,66 + 1\,282,49 = \\ &24\,996,29 \text{ грн.} \end{aligned} \quad (6.24)$$

Річні змінні витрати $\text{РЗ}_M\text{В}$ складаються із суми наступних витрат:

$$\text{РЗ}_M\text{В} = \text{ВМ} + \text{ФОП} + \text{ЄСВФОП}, \quad (6.25)$$

де ВМ – матеріали та куплені вироби;

ФОП – фонд оплати праці;

ЄСВФОП – єдиний соціальний внесок.

$$\text{РЗ}_M\text{В} = 737,9 + (26\,477,03 + 5\,295,4) + 6\,989,93 = 39\,500,26 \text{ грн.}$$

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

$$Z_M B_0 = \frac{\text{РЗ}_M\text{В}}{\text{КПП}}. \quad (6.26)$$

$$Z_M B_0 = \frac{39\,500,26}{108} = 365,74 \text{ грн.} \quad (6.27)$$

$$\text{РКП} = \frac{24\,996,29}{859,94 - 3,74} = 50,58 \approx 51 \text{ шт.} \quad (6.28)$$

Річний дохід в точці беззбитковості:

$$\text{ДР}_{\text{БЗ}} = 859,94 \cdot 51 = 43\,856,94 \text{ грн.} \quad (6.29)$$

Графічне представлення точки беззбитковості представлено на рис. 6.1

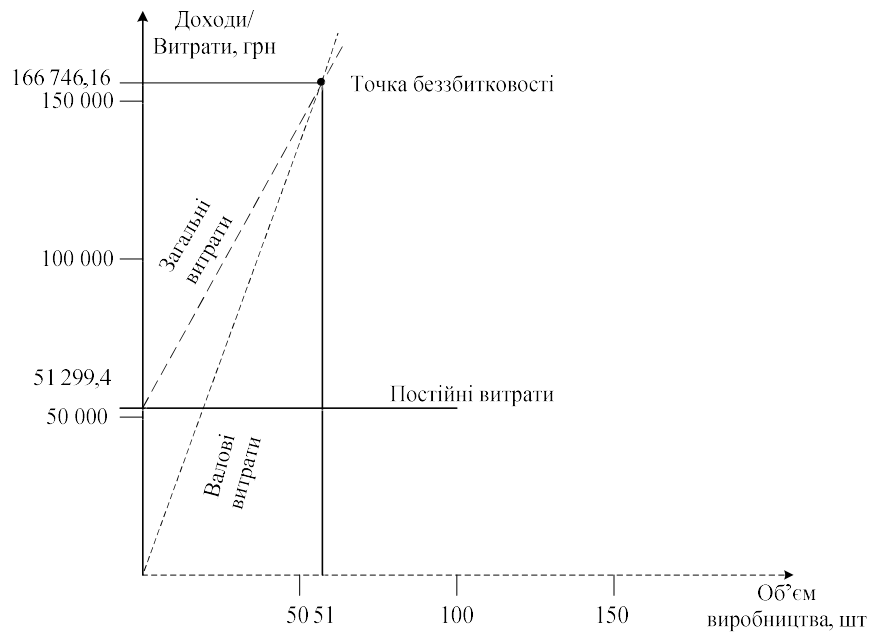


Рисунок 6.1 – Графік беззбитковості

Графік беззбитковості показує, що при об'ємі продаж 51 шт., дохід від реалізації продукції перевищує загальні витрати, таким чином, в зоні між ними ми отримуємо прибуток.

6.7 Висновок

В даному розділі було проведено розрахунок ціни і собівартості регулятора. Ціна регулятора без ПДВ склала 138 955,14 грн, ціна з ПДВ склала 166 746,16 грн. Собівартість становить 115 795,95 грн. Розрахунок проведений із урахуванням всіх необхідних трудовитрат. Цей пристрій може конкурувати на ринку.

Також було побудовано графік беззбитковості, на якому була визначена ТБ. Обсяг беззбитковості продукту дорівнює 51 шт.

ВИСНОВОК

У дипломному проекті вирішена задача керування літальним апаратом при заході на посадку. Метою даної роботи є вивчення та дослідження методів аналізу і синтезу систем управління на прикладі побудови системи позиціонування кута крену та рискання середнього літака..

В ході роботи виконано розрахунок схеми коригуючого пристрою, яка була реалізована в системі MATLAB.

Синтез було проведено за допомогою побудови логарифмічних характеристик розімкнутої системи, бажаної системи. Передавальна функція коригувального пристрою була отримана по ЛАЧХ коригувального елемента.

Експериментально були отримані перехідні характеристики, за якими були визначені показники якості. Розбіжність отриманих показників якості з розрахунковими пов'язано з тим, що в ході розрахунків не були враховані нелінійні властивості елементів системи. Отримані експериментальні результати є задовільними.

Конструкторська та частина була присвячена вибору апаратної обчислювальної системи та аналізу всіх елементів експериментальної моделі адаптивної системи керування бічним рухом літака при заході на посадку.

В експериментальному розділі систему було промодельовано систему в середовищі Simulink. Всі показники задовольнили бажані.

В економічній частині було проведено розрахунок ціни регулятора, аналіз конкурентоспроможності, розрахунок собівартості і ціни приладу, а також побудована точка беззбитковості.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Александров А. Г. Оптимальні і адаптивні системи / А. Г. Александров. – М.: Вища. шк., 1989. – 263 с.
2. Альошин Б.С., Афонін А.А., Веремеєнко К.К. та ін. Орієнтація і навігація рухомих об'єктів: сучасні інформаційні технології М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006.
3. Батенко А. П. Управління кінцевим станом рухомих об'єктів / А. П. Батенко – М.: Сов. радіо, 1977. – 256 с.
4. Білогородський С.Л. Автоматизація управління посадкою літака Транспорт, 1972. – 352 с.
5. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Аеродинаміка літака: Динаміка і бічного руху Машинобудування, 1979. – 352 с.
6. В. А. Боднер Системи управління літальними апаратами; Машинобудування 1973.–504 с.
7. В.Д. Андрєєв. Теорія інерціальної навігації. Частина 1. Автономні системи. М.: Наука, 1966 – 579 с.
8. Веремеєнко К.К., Желтов С.Ю., Кім Н.В., Себряков Г.Г., Фарбарів М.Н. Сучасні інформаційні технології в завданнях навігації і наведення безпілотних маневрених літальних апаратах. – М.: ФИЗМАТЛИТ 2009.
9. Відносний режим навігації СНС. Супутниковий радіонавігаційна комплекс уніфікований СРНК-У. Буклет. ГУП "Пілотажно-дослідний центр"ЛШ ім. М.М. Громова, 1999-2002. – 17 с.
10. Волошенюк Д.А., Павлова С.В. Керування посадки літаків в умовах Підвищення інтенсивності повітряного руху. Управляючі системи та машини. 2017. вип. 5. С. 62-74.
11. Воробйов В.В., Кисельов А.М., Поляков В.В. Системи керування літальних апаратів ВВИА ім.проф. М. Є. Жуковського, 2008. – 203 с.
12. ГОСТ 32453-2013 Глобальна навігаційна супутникова система. Системи координат. Методи перетворень координат визначаються точок.
13. Гришин В.Н., Дятлов В.А., Мілов Л.Т. Моделі, алгоритми та пристрої ідентифікації складних систем. – Л.: Вища школа, 1985. –104 с.
14. Гуськов Ю.П., Загайнов Г.І. Управління польотом літака Машинобудування, 1980. – 216 с.

15. Жданюк Б.Ф. Основи статистичної обробки траєкторних вимірювань. – М.: Радио и связь, 1978. – 384 с.
16. Збірник завдань по системам автоматичного управління. А. Г. Гордін, К. Ю. Дергачов, В. Г. Джулгаков і ін. За редакцією А. С. Кулика, В. Ф. Симонова. Національний аерокосмічний університет «ХАІ», 2009 – 206 стор.
17. зниженого порядку для синтезу цифрового адаптивного управління / Г. Н. Решетникова. – М., – Деп. в ВІНІТІ 15.05.96, № 1556-В96. – 1996. – 15 с.
18. І.І. Помикаєв, В.П. Селезньов, Л.А. Дмитроченко. Навігаційні прилади та системи: Навчальний посібник для вузів. Під ред. І.І. Помикаєва. – М.: Машинобудування, 1983, – 456 с.
19. Інтерфейсний контрольний документ GPS (Interface Control Document ICD-GPS-200C)
20. Казак В.М. Системні методи відновлення живучості літальних апаратів в особливих ситуаціях у польоті. Монографія. К.: «НАУ-друк», 2010. 240 с.
21. Кассин Ю.Г. Автоматичне керування літаком при заході на посадку / Кассин Ю. Г., Г. В. Анісімов, Н. М. Богданченко. – Ріга: РКП ГА, 1979. – 55 с.
22. Кваліфікаційні вимоги КТ-34-01 «бортового устаткування супутникової навігації»(4 в редакції).
23. Конін В.В., Харченко В.П. Системи супутникової радіонавігації Монографія. Київ: Холтех, 2010. – 520 с.
24. Конспект лекцій з дисципліни Аеродромне обладнання, 2019 рік, кафедра 301, лектор – Субота А.М.
25. Конспект лекцій з дисципліни Теорія автоматичного управління, 3 курс, весняний семестр, 2017/2018 уч. рік, кафедра 301, лектор – А. С. Кулик.
26. Костюков В.М., Запорожець А.В. Проектування систем відображення інформації. – М.: Машинобудування, 1992. – 336 с.
27. Котик М.Г. Динаміка зльоту і посадки літаків. – М.: Машинобудування, 1984, – 256 с.

28. Кубланов М.С. Математичне моделювання задач льотної експлуатації повітряних суден на зльоті і посадці: монографія. – М.: РІО МГТУ ГА, 2013.– 270 с.
29. Кулик А.С. Розрахунок і проектування елементів і систем управління: навчальний посібник. Харків, ХАІ, 1989.
30. Л.А. Дмитроченко, Г.Ф. Савінов, В.П. Гора. безплатформенні інерціальні навігаційні системи: Навчальний посібник. – М.: МАІ, 1984.
31. Л.А. Дмитроченко. Аналіз точності автономних інерційних навігаційних систем. М., МАІ, 1979, 55 с.
32. Лабораторний практикум з дисципліни Теорія автоматичного управління, 3 курс, весняний семестр, 2017/2018 уч. рік, кафедра 301, викладач – С. Н. Пасічник.
33. Лернер А.Я., Розенман Е.А. Оптимальне керування. – М.: Енергія, 1970. – 360 с.
34. Малишев В.В., Кібзун А.І. .. Аналіз і синтез високоточного управління літальними апаратами. – М.: Машинобудування, 1987. – 302 с.
35. Матеріали розслідування авіаційних подій на повітряному транспорті [Електронний ресурс]. <http://www.mak.r>
36. Орієнтація і навігація рухомих об'єктів: сучасні інформаційні технології. / Под ред. Б.С. Альошина. Москва: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 424 с.
37. Офіційний сайт «НВС Навігаційні Технології». Приймач NV08C-RTK-A <http://nvs-gnss.ru>
38. Петров А.К., Мінін В.В. Аналіз якості великих адаптивних стохастичних систем. – М.: МАІ, 1991.
39. Решетнікова Г. Н. Побудова і використання прогнозуючих моделей
40. Ривкін С.С. Метод оптимальної фільтрації Калмана і його застосування в інерційних навігаційних системах. Ч. 1,2. – Л.: Суднобудування, 1973.
41. Синєглазов В. М. Автоматизовані системи управління повітряних суден / В. М. Синєглазов, М. К. Філяшкін – К.: Вид-во НАУ, 2004. – 502 с.
42. Смирнов Ю.С., Ларіонов В.А., Юрасова Є.В. технології забезпечення безпеки інструментальних систем посадки літаків // Вісник Південно-Уральського державного університету. Серія: Комп'ютерні технології, управління, радіоелектроніка. 2014. № 3. Том 14.

43. Субота А. М., Хливнюк В.А. Дослідження процесу автоматичного заходу на посадку ХАІ. – Харків, 2014. – 23с.
44. Федосов Е.А., Бобронніков В.Т., Кухтенко В.І. динамічне проектування систем управління автоматичних маневрених літальних апаратів. Москва: Машинобудування, 1997. – 336 с.
45. Хованський Ю.М. Системи автоматичного керування літаком на посадці / Ю.М. Хованський, В.К. Пономарьов. – Л: ЛЕТИ, 1978. – 50 с.
46. Дорф Р., Бишоп Р. Современные системы управления Пер. с англ. Б. И. Копылова. – М.: Лаборатория базовых знаний, 2002. – 832 с.
47. Бурнашев В.В. Система навигации и управления для автоматической посадки беспилотного самолета: Диссертация к.т.н.: 05.11.03. – Киев, 2012. – 149 с.
48. Богунко Н. «Спутникова навігаційна система посадки з застосуванням спрощеного наземного доповнення».

ДОДАТОК А

№ п/п	№ патенту, організація, автори	Країна	Назва патенту	Мета дослідження	Спосіб досягнення мети	Технічний результат	Недоліки
1	В64С39 / 02 спеціального призначення В64С1 / 00 Фюзеляж; конструктивні елементи, загальні для фюзеляжу, крил, стабілізаторів і тп Антонов А.В., Воробйов Ю.В., Джамгаров С.Г., Климов В.Т., Костиков С.В., Пухов А.А., Шенгардт А.С.	Росія	Авіаційна техніка	Створення літака зі зменшеними габаритами при забезпеченні комфорту пасажирських перевезень, а також забезпечення збільшення вантажопідйомності і габаритів (по довжині) вантажів, що перевозяться, що дає можливість використовувати його в пасажирському, вантажному та змішаному вантажопасажирському варіантах.	Це завдання вирішується шляхом створення літака, що містить фюзеляж з основним і вантажним відсіками, поєднане з ним крило, хвостове горизонтальне і вертикальне оперення, встановлені під крилом, відмінністю якого є те, що поперечний переріз фюзеляжу має некруглу форму, утворену чотирма відрізками кіл в верхній, нижній і бічних частинах, що стикаються в зоні основного відсіку, хвостова частина фюзеляжу виконана прямокульно законцованной в плані з перетином, що створює подобу	Суть пропонованих технічних рішень представлено на кресленнях, де на фіг. 1 представлений літак - вид збоку, на фіг. 2 - вид в плані, на фіг. 3 - вид спереду, на фіг. 4-6 - варіанти перетинів А-А фіг. 1; на фіг. 7 - вид збоку на літак збільшеної вантажопідйомності (пасажиромісткості), на фіг. 8 - вид в плані, на фіг. 9-10 - варіанти перетину Б-Б фіг. 7, на фіг. 11 - варіант побудови перетину фюзеляжу, на фіг. 12 - перетин В-В фіг. 2 (і 8).	Вантажні люки не забезпечують можливості використання довгомірних контейнерів (10F, 20F, 30F) великих розмірів, так як не допускають торцевого завантаження; крім того, вантажні люки обтяжують конструкцію; форма фюзеляжу (його перетин) не забезпечує необхідного комфорту пасажирам і не дає можливості перевезення на головній палубі (основному відсіку) великогабаритних довгомірних контейнерів: задоволення цих вимог призведе до збільшення мідуля фюзеляжу і його

					прямокутника.		незмивною поверхні; форма фюзеляжу змушує проектувати літаки більшої довжини через наявність порожніх обсягів (мертвих зон) в хвостовій його частини.
2	РФ 2238418 Гельмедов Ф.Ш. (RU), Антонов А.Н. (RU), Езрохі Ю.А. (RU) Федеральне державне унітарне підприємство "Центральний інститут авіаційного моторобудування ім. П.І. Баранова" (RU)	Росія	Двоконтурний газотурбінний двигун	Метою винаходу є підвищення ваговій віддачі.	Зазначена мета досягається тим, що літак для середніх авіаліній, що містить два встановлені паралельно один одному фюзеляжу, стреловидное крило з керманичами поверхнями, встановлені між фюзеляжами додаткові несучі поверхні, передні балансувальні поверхні (площині), вертикальний стабілізатор з керманичами поверхнями, встановлені на крилі двигуни і шасі, забезпечений	Найбільш близьким технічним рішенням, обраним як прототип, є літак для середніх авіаліній, що містить два встановлених паралельно один одному фюзеляжу, стреловидное крило з керманичами поверхнями, встановлені між фюзеляжами додаткові несучі поверхні, передні балансирувальні площині, вертикальний стабілізатор з керманичами поверхнями, встановлені на крилі	Недоліком відомого літака є мала місткість пасажирського відсіку, обмеженість в кількості пасажирів, перевезених за один рейс. Недоліком відомого технічного рішення, обраного в якості прототипу, є те, що його фюзеляжі не приспособлені під перевезення пасажирів, тобто не є пасажирськими відсіками. Літак має обмежену дальність польоту через обмежений запасу палива в основних паливних баках. Стрілоподібне крило

					<p>розташованими між фюзеляжами об'єднаним центропланом крила, встановленим на центроплане додатковим двигуном і об'єднаним горизонтальним стабілізатором з керманичами поверхнями, фюзеляжі забезпечені пасажирськими відсіками і додатковими підвісними баками, крило виконано з нішею, а додаткові несучі поверхні виконані у вигляді відхиляються секцій, причому односекційні поверхні встановлені в ніші крила з можливістю утворення в розкладеному багатопланового крила.</p>	<p>двигуна і шасі.</p>	<p>літака-прототипу не дозволяє ефективно використовувати його несучі здібності, і як наслідок вагову віддачу.</p>
--	--	--	--	--	---	------------------------	--

3	<p>РФ 2244662 Гайнутдинов В.Г. (RU) Казанський державний технічний університет ім. А.Н. Туполева (RU), Гайнутдинов Володимир Григорович (RU)</p>	Росія	<p>Літак горизонтального зльоту і посадки з крилами</p>	<p>Пропонований винахід вирішує задачу зниження маси літального апарату за рахунок підвищення ефективності стабілізації.</p>	<p>Поставлена задача досягається тим, що літак горизонтального зльоту і посадки з крилами, встановленими з можливістю зміни кута установки несучої поверхні, що містить фюзеляж, два крила, розташованих в носовій і хвостовій частинах фюзеляжу на шарнірах, осі повороту яких призначені для забезпечення заданого кута атаки при здійсненні поздовжнього керування літаком шляхом зміни кута установки несучої поверхні крил, забезпечений автоматичною системою стабілізації, обидва крила забезпечені інтерцепторами або ру</p>	<p>Найбільш близьким за технічною сутністю є літальний апарат горизонтального зльоту і посадки з поворотним крилом з автоматично стійким профілем, розташованим попереду і вище центру ваги екраноплана в поєднанні з одним або декількома спойлерами спеціального аеродинамічного профілю, встановленими з можливістю зміни кута установки несучої поверхні, що містить фюзеляж, осі повороту шарнірів крил, призначені для забезпечення заданого кута атаки при здійсненні поздовжнього</p>	<p>Недоліком такого літального апарату (екраноплана) є велика маса конструкції і використання поворотного крила з автоматично стійким профілем, розташованим попереду і вище центру ваги екраноплана в поєднанні з одним або декількома спойлерами спеціального аеродинамічного профілю, розташованими в задній частині фюзеляжу, причому вони (крила) рознесені на відстані (менше хорди крила), що в свою чергу викликає великий аеродинамічний вплив переднього крила на задне, і виникнення статичної і динамічна й нестійкості.</p>
---	---	-------	--	--	---	--	---

					ями висоти і виконані однаковою геометричної форми і з однаковими розмірами, при цьому автоматична система стабілізації виконана з можливістю відключення в момент поздовжнього керування літаком.	керування Летательним апаратом шляхом зміни кута установки несучої поверхні. Патент США №6164591, В 64 С 3/38, 2000 г.	
4	US4593288A Роджер С. Фіцпатрік	США	Бортова система раннього попередження з висувним обтічником	Метою кращою форми цього винаходу є створення системи АЕВ, яка може бути встановлена на транспортному літаку за відносно короткий час як по суті повної діючої системи.	Відповідно до одним аспектом цього винаходу блок радіолокаційного сканера для бортової системи раннього попередження пристосований для тілесної установки через завантажувальний отвір у фюзеляж літака і містить опорний каркас, радарний сканер, розміщений в аеродинамічному обтічнику, тримає шарнірно	Винахід, зокрема, але не виключно призначене для застосування до транспортним літакам стандартної конфігурації, що має фюзеляж і задні завантажувальні двері. Сканер може бути вбудований в інтегровану систему АЕВ, яка може бути тілесно завантажена на транспортному літаку в якості по суті повної одиниці.	Блок радіолокаційного сканера, встановлений в літальному апараті, що має подовжений фюзеляж, що включає в себе засіб, що визначає перший закритий обсяг, і засіб, що визначає другий закритий обсяг, причому згаданий другий закритий обсяг знаходиться назад від згаданого першого замкнутого обсягу і забезпечений вантажоприймальним отвором, причому згаданий блок радіолокаційного

					<p>встановлений на несучій каркасі і приводні засоби, з'єднані з контейнером і каркасом, причому вказане приводное засіб виконано з можливістю поворотного переміщення контейнера і відводять контейнер до каркасу так, що, коли пристрій встановлено таким чином фюзеляжу літального апарату, стручок може бути збільшений і втягнутий в фюзеляж літака через вказаний отвір в польоті літака. Зазначене отвір може бути завантажувальним отвором або може бути розрізане на фюзеляж в будь-якому зручному місці. Літаком може бути літак або вертоліт.</p>		<p>сканера містить: (А) опорну раму, прикріплену до зазначеного засобу, який визначає згаданий другий закритий обсяг; (Б) аеродинамічний пілон встановлений з можливістю поворотом на поворотний рух, і по відношенню до зазначеного опорної рамці навколо першої осі, поперечною до осі подовження згаданого фюзеляжу, вказаною пілон є поворотним між розгорнутим становищем, в якому він виступає вниз від нижньої частини фюзеляж і втягнуте становище, в яке воно приймається в другому замкнутому просторі; (С) перше приводное засіб, поєднане між зазначеним опорним каркасом і згаданим пілоном для здійснення</p>
--	--	--	--	--	--	--	---

							поворотного розгортання і втягування згаданого пілона з і в засіб, що визначає другий обсяг, відповідно, через апертуру завантаження вантажу.
5	U5062, Пономаренко Анатолій Олександроча	Україна	Електрогідравлічний сліdkувальний привід	Підвищення к.к.д. і надійності, а т.'кже зменшення габаритів і маси приводу.	Рухливий елемент розподільника виконаний у вигляді наскрізної циліндричної втулки, закріпленої перпендикулярно осі повороту на штоку в гільзі розподільника. У гільзі утворені глівні камери і вона забезпечена двома чарами Соосно-радіально встановлених втулок Втулки виконані з глухими каналами, з'єднаними з лінією нагнітання насоса. Втулки виконані з глухими каналами. При подачі команди	Виключення гнучких трубопроводів за рахунок гідравлічної зв'язку порожнин обох гідродвигунів при мінімальній кількості гідроліній (дві), що з'єднують гідророзподільник з споживачами при забезпеченні незалежного і одночасного переміщення керування безпосередньо гідророзподілювачем в разі аварійного знеструмлення системи управління плунжерів гідродвигунів, що	Недоліком відомого гідроциліндра двосторонньої дії із ступінчастим поршнем є неможливість подачі робочої рідини через порожнину качалки до порожнини іншого гідродвигуна без одночасного подання робочої рідини в порожнину протитиску (зворотного ходу) для виключення гідравлічного впливу гідродвигунів один на одного.

					управління відбувається поворот штога.	дозволяє забезпечити дистанційне ручне.	
6	U 2015 12649 НАЦІОНАЛЬНА АКАДЕМІЯ НАЦІОНАЛЬНОЇ ГВАРДІЇ УКРАЇНИ, пл. Повстання, 3, м. Харків, 61001 (UA) Пісарев Валерій Петрович (UA), Склярів Микола Вячеславович (UA)	Україна	Гідравлічна система засобів керування	В основу корисної моделі поставлена задача в гарантованому забезпеченні потоком рідини роботу гідропідсилювача гальм.	Управління золотником регулятора виконано плунжером з зворотним клапаном, гідравлічно крізь порожнину в корпусі з'єднано з гідроаккумулятором і входом крізь зворотний клапан від резервного насоса з електроприводом. Для включення резервного насоса регулятор оснащений 35 електрогідравлічними датчиками	Має гарантоване забезпечення потоком рідини роботи гідропідсилювача гальм з метою підвищення надійності роботи гідросистеми з одночасною роботою гідропідсилювача рульового керування, управління золотником регулятора виконано плунжером з зворотним клапаном, гідравлічно крізь порожнину в корпусі з'єднано з гідроаккумулятором і входом крізь зворотний клапан від резервного насоса з електроприводом, для включення	Недоліком системи є зниження тиску рідини для роботи рульового гідропідсилювача в процесі дозарядки гідроаккумулятора. Що призводить до зменшення потоку рідини, який надходить до гідропідсилювача гальм при одночасній роботі гідропідсилювача рульового керування

						резервного насоса регулятор оснащенный электрогидравлическими датчиками	
--	--	--	--	--	--	--	--

ДОДАТОК Б

