

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

Факультет систем управління літальних апаратів

Кафедра систем управління літальних апаратів

Пояснювальна записка

до дипломної роботи

магістра

(освітньо-кваліфікаційний рівень)

на тему “Розробка та дослідження системи управління поздовжнім рухом літака при заході на посадку”

ХАІ.301.360.24О.173.10597421.ПЗ

Виконала: студентка 2 курсу, групи 360

Галузь знань 17 «Електроніка та телекомунікації»

Спеціальність 173 «Авіоніка»

Освітня програма

“Системи автономної навігації та адаптивного управління літальних апаратів”

Давидова Валерія Іванівна

(прізвище та ініціали)

Керівник проф. Свищ В. М.

(прізвище та ініціали)

Рецензент к.т.н., с.н.с. Кочура В. О.

(прізвище та ініціали)

Харків – 2024

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

Факультет систем управління літальних апаратів

Кафедра систем управління літальних апаратів (№ 301)

Рівень вищої освіти другий (магістерський)

Галузь знань 17 «Електроніка та телекомунікації»

Спеціальність 173 «Авіоніка»

Освітня програма «Системи автономної навігації та адаптивного управління літальних апаратів»

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри 301
Костянтин Дергачов
“ ” _____ 2024 р.

З А В Д А Н Н Я
НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

Давидова Валерія Іванівна
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема кваліфікаційної роботи: “Розробка та дослідження системи управління поздовжнім рухом літака при заході на посадку”

керівник кваліфікаційної роботи д.т.н., проф. Свищ В. М.,
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затвержені наказом Університету № 1968-уч від 06.11.2023 року

2. Термін подання здобувачем кваліфікаційної роботи 12.01.2024 року

3. Вихідні дані до роботи система стабілізації повинна відповідати наступним вимогам: час перехідного процесу $t_{\text{пн}}$ не більше 18 с., перерегулювання $\sigma = 0,14$.

4. Зміст пояснювальної записки (перелік завдань, які потрібно розробити) Оцінка стану проблеми. Аналіз ТЗ. Патентний пошук. Опис функціонування об'єкта автоматичного управління. Математичний опис ОУ, дослідження ОУ. Динамічний розрахунок системи стабілізації. Моделювання системи стабілізації. Конструкторська частина. Розробка обчислювача. Підготовка до друку.

5. Перелік графічного матеріалу плакати формату А1

6. Консультанти розділів кваліфікаційної роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
Стан проблеми	проф. Свищ В. М.	12.09.2023	22.09.2023
Аналіз і синтез СУ	проф. Свищ В. М.	22.09.2023	05.10.2023
Конструктор. частина	доц. Джулгаков В.Г.	05.10.2023	20.10.2023
Досл. частина	проф. Свищ В. М.	20.10.2023	22.12.2023
Експериментальна практична частина	проф. Свищ В. М.	20.10.2023	22.12.2023

Нормоконтроль _____ проф. Свищ В. М. « 11 » 01 2024 р.
(підпис) (ініціали та прізвище)

7. Дата видачі завдання 12 вересня 2023

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

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

Здобувач _____ Валерія ДАВИДОВА
(підпис) (ім'я та прізвище)

Керівник кваліфікаційної роботи _____ Володимир СВИЩ
(підпис) (ім'я та прізвище)

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

Кафедра систем управління літальних апаратів (№301)

«ЗАТВЕРДЖУЮ»
Завідуючий кафедрою 301
к.т.н., с.н.с., доцент
_____ Костянтин ДЕРГАЧОВ
«__» _____ 2024 р.

ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ
на дипломне проектування
Давидова Валерія Іванівна
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема роботи: “Розробка та дослідження системи управління поздовжнім рухом літака при заході на посадку”

затверджені наказом Університету № 1968-уч від 06.11 2023 року

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

3. Область застосування розробки авіаційна та космічна техніка.

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

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

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

5. Технічні вимоги до каналів системи управління

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

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

5.2. Режим роботи системи – циклічний.

5.3. Показники якості роботи системи: час перехідного процесу для режиму стабілізації кутового положення не повинна перевищувати 3 с;

перерегулювання – не більше 5%; коливальність – відсутня; статична помилка - не більше 5%; запаси стійкості: $L_3 \geq 10$ дБ, $\varphi \geq 60$ град.

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

5.5. Вимоги до взаємозамінності блоків при відмові одного з функціональних блоків що входить до системи керування останній повинен бути заміненим з аналогічними тактико-технічними характеристиками.

6. Умови експлуатації системи

6.1. Кліматичні вимоги (температура середовища, в якому працюватиме система управління, вологість, ступінь запиленості, склад хімічно активних компонентів тощо) оптимісна вологість 5-15%; всі хімічно активні компоненти повинні бути відсутні.

6.2. Механічні вимоги (вібрація, тряска, можливі перекося, удари, нахили тощо) транспортування квадрокоптера дозволяється тільки у захисному кейсі.

6.3. Наявність перешкод - можливі радіоперешкоди та магнітні впливи

6.4. Електричні параметри системи (напруга джерел живлення, потужність, стабільність, частота) живлення змінним струмом частотою 400 Гц і напругою 36 В.

6.5. Характер роботи системи -циклічної дії.

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

8. Обсяг виконуваних розробником робіт

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

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

9. Параметри устаткування системи

9.1. Граничні габарити мінірисьно можливі.

9.2. Маса визначається у процесі розробки.

9.3. Вимоги за конструктивним виконанням та розміщенням визначаються у процесі проектування.

9.4. Інші вимоги не вказані.

10. Вимоги щодо безпеки визначаються у процесі проектування.

11. Дослідницька частина

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

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

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

12. Експериментально-практична частина

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

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

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

13. Економічна частина

13.1. Провести розрахунок собівартості та ціни управляючого обчислювача.

13.2. Умови та вимоги при виборі ЄРЕ необхідно враховувати можливості зниження собівартості розробки та виготовлення виробу.

13.3. Очікуваний результат розрахунок собівартості виробу.

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

14. Мова підготовки пояснювальної записки (захисту) українська.

Керівник роботи
проф. Свищ В.М.

« 14» жовтня 2023р.

Принятый исполнитель
Давидова В. І.

(П.І.Б. студента)

« 14» жовтня 2023р.

» _____ 2023 р.

Погоджено з питань:

конструкції
доц. Джулгаков В.Г.

« 10» листопада 2023р.

дослідницької частини
проф. Свищ В.М.

« 14» грудня 2023р.

економіки
доц. Попов О.С.

« 14» грудня 2023р.

РЕФЕРАТ

Дипломна робота містить: 89 сторінок, 47 схем та рисунків, 8 таблиць.

Об'єкт дослідження: система стабілізації ЛА по тангажу під час посадки

Мета роботи: Вирішити завдання розробки системи стабілізації ЛА по тангажу під час посадки. З'ясувати особливості побудови систем управління заходом на посадку при поздовжньому русі. Провести аналіз скоригованої системи, показники якості якої задовольняють вимоги ТЗ.

Методи дослідження та апаратура: для експерименту обрати канал танганжу напівнатурне моделювання в MATLAB/SIMULINK.

Предмет дослідження: система стабілізації ЛА по тангажу під час посадки.

У дипломній роботі в конструкторській частині спроектовано регулятор, який є мікроконтролерним обчислювачем, який призначений для реалізації законів управління при заході на посадку.

У дослідній частині було розглянуто отримання функції зміни вектор відмови, а також діагностична система блоків ДКШ і ДУ при векторі відмови.

Ключові слова: ГЛІССАДНИЙ РАДІОМАЯК, ШВИДКІСТЬ ТАНГАЖА, КУТ ТАНГАЖУ, АВТОМАТИЧНА БОРТОВА СИСТЕМА УПРАВЛІННЯ, РЕГУЛЯТОР.

СПИСОК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ ТА СКОРОЧЕНЬ

АБСК - Автоматична бортова система керування
ЛА - Літальний апарат
СПЛ - Систем посадки літаків
ЦГВ - Центральна гіроскопічна вертикаль
ПНК - Пілотажно-навігаційний комплекс
ДКШ - Датчик кутової швидкості
ДК - Датчик кута
ІСАО – Міжнародна організація цивільної авіації (International Civil Aviation Organization)
УПР - Управління повітряним рухом
ПС - Повітряне судно
ВОРЛ - Вторинний оглядовий радіолокатор
КДП - Командно-диспетчерський пункт
КАП - Кермовий автоматичний пристрій
ІLS – Система інструментальної посадки;
MLS – Мікрохвильова система посадки
ЛАЧХ – Логарифмічна амплітудно-частотна характеристика
ДК1 - Диференціюючий контур

ЗМІСТ

ВСТУП.....	11
1. СТАН ПРОБЛЕМИ, ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ ПРОЄКТУВАННЯ.....	13
1.1 Стан проблеми.....	13
1.2 Аналіз технічного завдання.....	14
1.3. Огляд науково-технічної літератури та патентів	24
1.4. Висновки за розділом.....	26
2. АНАЛІЗ І СИНТЕЗ ПРОЦЕСУ АВТОМАТИЧНОГО ЗАХОДУ ЛІТАКА НА ПОСАДКУ	27
2.1 Вибір та обґрунтування функціональної та структурної схем системи	27
2.2 Розробка моделей об'єкта автоматичного керування та елементів системи	37
2.3 Аналіз властивостей об'єкта автоматичного керування.....	39
2.4 Синтез закону керування системи автоматичного керування.....	40
2.5 Моделювання динаміки системи управління при заданих початкових умовах та зовнішніх впливах	47
2.6 Висновок по розділу.....	52
3. КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА.....	53
3.1 Підготовка алгоритмів управління та реалізації на обчислювачі управителем...	53
3.2 Структура повного алгоритму роботи системи.....	54
3.3 Розробка функціональної схеми обчислювача	55
3.4 Вибір елементної бази та розробка принципової схеми обчислювача...	56
3.5 Розробка принципової схеми обчислювача управителя	61
3.6 Формування алгоритму роботи обчислювача керуючого	61
3.7 Висновок по розділу.....	62
4. ДОСЛІДНА ЧАСТИНА	63
4.1 Постановка завдання дослідження.....	64
4.2 Отримання інформації про виникнення відмови у функціонуванні нелінійної системи	64
4.3 Отримання інформації про виникнення відмови під час функціонування лінійної системи	65
4.4 Висновок по розділу.....	70
5. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ПРАКТИЧНА ЧАСТИНА	71

5.1 Завдання та засоби виконання експериментальної розробки	71
5.2 Опис лабораторної установки	71
5.3 Підготовка до експерименту	72
5.4 Висновок по розділу.....	73
6 ЕКОНОМІЧНА ЧАСТИНА	74
6.1 Описи програмного продукту	74
6.2 Розрахунок собівартості та ціни програмного продукту	74
6.3 Перелік робіт для створення програмного продукту	74
6.4 Економічної ефективності	77
6.5 Розрахунок точки беззбитковості	78
6.6 Висновок по розділу.....	79
ЗАКЛЮЧЕННЯ	80
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	81
ДОДАТОК А.....	83

ВСТУП

Системи автоматичного керування польотом займають важливе місце на сучасних літальних апаратах. Без таких систем неможливе ефективне застосування авіації, космічних літальних апаратів.

Сучасний етап розвитку систем управління характеризується широким впровадженням принципів адаптації, застосуванням бортових цифрових пристроїв для формування алгоритмів управління та контролю, застосуванням систем вбудованого контролю стану техніки у польоті, підвищенням надійності засобів отримання та переробки інформації та виконання команд управління.

Рухи літака з висоти 350-400м до приземлення та повної зупинки називається посадкою. Цей рух може міститися за жорстокою просторовою траєкторією, яка називається гліссадою. Жорстка глісада визначається за допомогою бортових приладів. У разі нежорсткої глісади інформація про положення літака стосовно точки приземлення виходить за допомогою бортових приладів, а іноді від наземних пристроїв.

Для полегшення літаком при посадці застосовуються різні системи заходу посаду, що полегшують орієнтування і дозволяють утримувати літак на глісаді посадки. На посадочних режимах при обмеженому часі льотчику доводиться користуватися показаннями великої кількості приладів, що ускладнює переробку знятих показань і вироблення сигналів, що управляють.

Статистика найбільші авіакатастрофи світу за період 2010-2013

Авіакатастрофи у світі одна з важливих проблем що гине один з 4,7 мільйона пасажирів, що сідають у літак. За даними різних експертних організацій, переважна більшість авіакатастроф відбувається через людський фактор.

Основа причини трагедії:

- а) Основні помилки пілотів повітряного судна (ПС);
- б) Помилки наземних служб;
- в) Види терактів.

Однією з найважливіших проблем у команд управління та в авіації є забезпечення регулярності, високої інтенсивності та підвищення безпеки польотів, особливо на етапах зльоту та посадки, як на стаціонарних категорійних аеродромах, так і на аеродромах зі складними кліматичними та рельєфними умовами та тимчасових майданчиках базування та палубних майданчиках.

У вдосконаленні структури систем посадки, збільшення пропускної спроможності аеропортів щодо прийняття літаків, збільшення тимчасового вікна прийняття літаків, розширення меж кліматичних умов, за яких посадка можлива, підвищення категорійності аеропортів. У різних системах посадки літаків (СПЛ) при досвіді експлуатація показують, що головною умовою підвищення безпеки польотів і пропускної спроможності аеропортів є зниження рівня аеродромних перешкод, викликаних множинними перевідображеннями сигналів радіомаяків УПС від місцевих предметів і поверхні території аеропорту, що підстилає. Ефект багато променевості при відображеннях викликає спотворення навігаційних керуючих сигналів і перешкоди в бортовому обладнанні літальних апаратів (ЛА), а як наслідок, викривлення лінії курсу і глісади, за якими відбувається наведення і посадка ЛА. Технічне переозброєння посадкового обладнання аеропортів, перспективи комплексування глобальних супутникових навігаційних систем (NAVSTAR и ГЛОНАСС). У цих системах зростає роль інформаційного забезпечення та математичного моделювання бортових навігаційних комплексів посадки.

1 СТАН ПРОБЛЕМИ, ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ ПРОЄКТУВАННЯ

1.1 Стан проблеми

В основі управління літака у вертикальній площині, тобто у площині глісади, є керування кутом тангажу. Необхідність керування кутом тангажу обумовлена статичністю літака як об'єкта керування по цій координаті в поздовжньому короткоперіодичному русі під дією зовнішнього моменту тангажу або вертикального вітру. При вирішенні цього завдання пілот, спостерігаючи за зміною кута тангажу за вказівником авіагоризонту або пілотажного приладу, впливає на колонку штурвала і відхиляє кермо висоти таким чином, щоб літак утримував необхідне значення кута тангажу або змінював його відповідним чином. Для звільнення пілота від необхідності ручної стабілізації та керування поздовжнім короткоперіодичним рухом літака застосовуються автопілоти кута тангажу. [10]

Важливим параметром при керуванні літаком є стабілізація (збереження) необхідного значення кута тангажу. Особливу увагу слід приділяти стабілізації висоти при посадці та зльоті літака.

Одним з основних завдань в автоматичному режимі посадки, що вирішуються автопілотом, є стабілізація кута тангажу та автоматичне керування ним. Це завдання виконується за допомогою поздовжнього каналу автопілота, що впливає або на кермо висоти або одночасно на кермо висоти і двигун. [1.с.35-40]

Завдання автоматичного управління кутовим положенням літака є одним із основних завдань, що виникають при пілотуванні. Історично це завдання ставилося і вирішувалося навіть раніше, ніж завдання автоматичного демпфування та покращення стійкості та керованості літака. Тому автоматичні засоби керування кутовим положенням літака – автопілоти стали прообразами сучасних систем автоматичного керування польотом. Автоматичне керування кутовим положенням здійснюється шляхом відхилення кермів при появі неузгодженостей між поточними та необхідними значеннями кутових параметрів положення літака.

Завдання забезпечення високоточної реалізації індивідуальних траєкторій руху літака покладається на автоматичну бортову систему управління (АБСК), здатну керувати всіма фазами польоту від запуску до посадки.

Автоматична система управління АБСК призначена для автоматизації керування літаком на всіх етапах польоту, починаючи з висоти 200 м на зльоті, до виконання заходу на посадку в автоматичному чи директорному режимах до висоти 30 м та догляду на друге коло в автоматичному чи директорному режимах. [4. с. 45-64]

Автоматична бортова система управління є комплексом взаємопов'язаних пристроїв. Складовою АБСК є система траєкторного управління. Система СТУ призначена для автоматичного та директивного керування літаком при заході на посадку в умовах посадкового мінімуму за вимогами ІКАО (300x400 м) за сигналами радіотехнічної системи посадки, що відповідає вимогам 2 категорії ІКАО та для автоматичного польоту маяками ближньої навігації VOR/DME. Вони забезпечують автоматичне захоплення глісади. Іншою частиною АБСУ є АП, який призначений для автоматичної стабілізації та виконує різні функції, необхідні для керування літаком.

В процесі заходу на посадку основним режимом роботи АБСК є режим автоматичного заходу на посадку з початку четвертого розвороту в бічній площині і з моменту автоматичного захоплення глісади в поздовжній площині.

На даний момент у всьому світі стабілізація кута тангажу при заході на посадку є найбільш актуальною проблемою, оскільки саме з цієї причини трапляється величезна кількість катастроф та аварій.

1.2 Аналіз технічного завдання

При проєктуванні системи управління та стабілізації основним документом, що містить усі необхідні вихідні дані та вимоги, є технічне завдання (ТЗ). Ретельно аналізуючи наявні ТЗ щодо наявності повної необхідної інформації для успішної розробки системи, пройдемо по всіх пунктах завдання.

У технічному завданні наведено вимоги до якості процесу управління, за допомогою яких можна однозначно визначити структуру та параметри законів управління контурів системи, що забезпечують стійкість та якість процесів управління..

Граничні масово-габаритні характеристики обладнання можна використовувати в конструкторській частині проєкту при проєктуванні або виборі вимірювальних пристроїв.

Відповідно до пунктів технічного завдання формується вербальна модель об'єкта управління - ЛА виконаного за норрисьюною аеродинамічною схемою з аеродинамічними органами управління, що являють собою площини, що відхиляються, керма висоти. Граничні значення кутів відхилення органів керування задано.

За допомогою виду руху та режиму польоту заданих у ТЗ можна отримати уявлення опорної траєкторії об'єкта управління.

Також вид руху і режим польоту є основним вивчення робочих моделей об'єкта управління як системи лінійних диференціальних рівнянь, передавальних функцій і матриць коефіцієнтів.

Як об'єкт управління обраний літак Боїнг 757 (рис.1.1), який призначений для перевезення 295 пасажирів на відстані 3600-4000 км, а габаритні розміри наведені на рис.1.2.



Рисунок 1.1- Загальний вигляд літака Боїнг 757

Літак Боїнг 757 є монопланом з низько розташованим по висоті фюзеляжу стрілоподібним крилом, оснащеним потужною механізацією (висувні щілинні передкрилки, двощілинні закрилки, гасники підйомної сили, гальмові щитки). Для керування по крену використовуються елерони, а також гасники підйомної сили в елеронному режимі.

Літак виконаний за нарисною схемою балансування і має стрілоподібне хвостове оперення з розташуванням горизонтального оперення на фюзеляжі (рис. 1.2). Управління за тангажем здійснюється за допомогою керма висоти, встановленого на стабілізаторі, а також шляхом перестановки самого стабілізатора. Управління по нишпоренню здійснюється за допомогою керма напрямку, встановленого на нерухомому кілі.

Літак має чотиріпорне шасі (одна носова і три основні опори). Носова опора встановлена в носовій частині фюзеляжу і є орієнтовною з можливістю управління екіпажем. Управління здійснюється від спеціальних рукояток та педалей (у злітно-посадковому режимі). Основні опори мають чотиріколісні візки з гальмівними колесами. Ліва та права основні опори кріпляться до крила, середня – до фюзеляжу. Шасі після зльоту забирається в ніші, розташовані в крилі та фюзеляжі.

Силова установка включає чотири турбореактивних двоконтурних двигуна НК-86 тягою по 13 тс кожен. Двигуни встановлені на пілонах під крилом. Нижче наведено основні льотно-технічні характеристики літака.

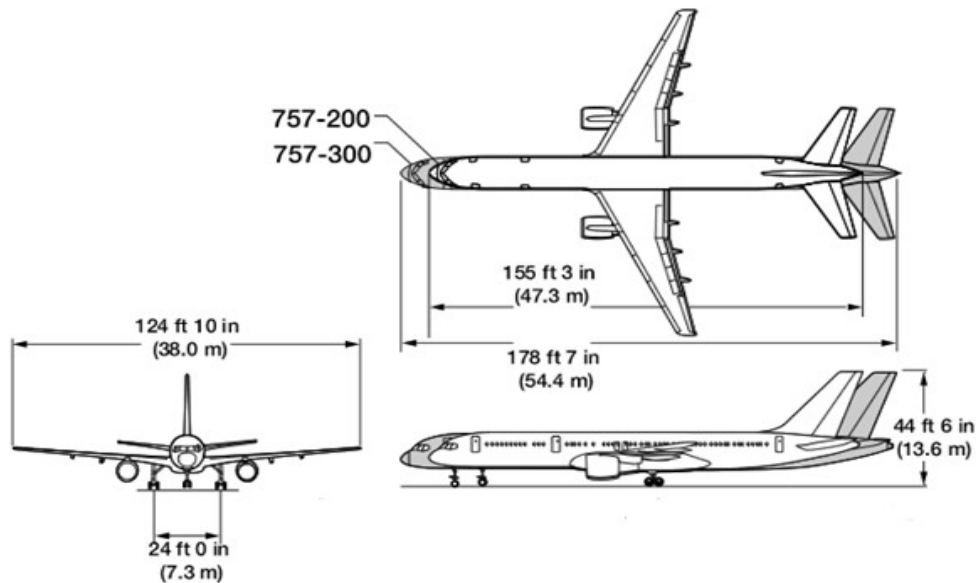


Рисунок 1.2 – Габаритні розміри літака Боїнг 757

Таким чином, має бути завдання управління літаком Боїнг 757 при вирішенні задачі заходу на посадку у вертикальній площині, тобто при управлінні по глісаді.

Для полегшення управління літаком при посадці застосовуються різні системи посадки, що полегшують орієнтування і дозволяють утримувати літак на глісаді посадки. На посадочних режимах при обмеженому часі льотчику доводиться користуватися показаннями великої кількості приладів, що ускладнює переробку знятих показань і вироблення сигналів, що управляють.

Льотно-технічні характеристики Боїнг 757 наведено в табл. 1.1

Таблиця 1.1 – Льотно-технічні характеристики Боїнг 757

Джерело: [18]

Варіант	757-200 ^[5]	757-200F ^[6]	757-300 ^[5]
Пілоти	Двоє		
2-класний салон	200 (12F+188Y)		243 (12F+231Y)
1-класний салон	221/228, 239 макс ^[7]	5 макс ^[7]	280, 295 макс ^[7]
Вантаж	43,3 м ³	187 м ³	61,7 м ³

Ширина	ширина фюзеляжу - 3,76 м, ширина салону - 3,54 м ^[8]		
Довжина	47,3 м	54,4 м	
Висота	13,6 м		
Крило	розмах - 38 м, площа - 185,25 м ² , ^[9] стрілоподібність - 25°, ^[10] <u>AR</u> - 7,8		
<u>MTOW</u>	115660 кг		123830 кг
<u>Корисне навантаження</u>	25920 кг	38290 кг	30910 кг
<u>OEW</u>	58440 кг	52430 кг	64340 кг
Ємність палива	43490 л	42680 л	43400 л
Швидкість	крейсерська - 854 км/год, максимальна - 918 км/год ^[7]		
<u>Дальність</u>	7250 км ^[a]	5435 км ^[b]	6295 км ^[c]
Довжина розбігу^[d]	2070 м	2103 м	2605 м
Стеля	13000 м ^[7]		
Двигуни (×2)	179–193 кН <u>Rolls-Royce RB211-535E4(B)</u> 163–189 кН <u>Pratt & Whitney PW2000-37/40/43</u>		

Якщо на борту літака є інформація про положення по відношенню до глісади або по відношенню до точки приземлення, то можна здійснити автоматизацію управління. Для цього зазначена інформація повинна бути подана в автопілот, який забезпечує відстеження сигналів, що надходять до нього, і здійснює повернення літака на задану глісаду. При напівавтоматичному керуванні утримування літака на глісаді здійснює льотчик на основі інформації, що отримується від приладів, що вимірюють відхилення літака від заданої траєкторії.

Управління літаком під час посадки має здійснюватися з високою точністю. Так, наприклад, на етапі заходу на посадку відхилення центру мас від глісади не повинно перевищувати вертикальної площини ± 5 м і горизонтальній площині ± 15 м, а на етапі приземлення відповідно $\pm 0,5$ і ± 5 м.

При заході на посадку швидкість літака має бути на 20-30% більше критичної швидкості. Для цього корисними виявляються автомати швидкості.

Автоматична система посадки повинна керувати літаком при заході на посадку, приземленні та вирулюванні, а також видавати льотчику інформацію про нормальну роботу системи. У разі відмови системи вона має

відключатися без втрати керування літаком. Однією з вирішальних вимог до автоматичної системи посадки є її надійність. Імовірність появи відмови системи, що веде до катастрофи, має перевищувати 10^{-7} . Існуючі автоматичні системи посадки не задовольняють цю вимогу, тому застосовують резервування. Так, наприклад, на деяких літаках передбачено подвійне та потрійне резервування бортової апаратури посадки (автопілоти, курсові та глісадні приймачі та ін.). Аеродромна апаратура, що забезпечує посадку, також резервується. [2, с.13-20]

Управління заходом на посадку може здійснюватися такими основними способами:

1) пілотуванням літака на траєкторії заходу на посадку вручну за командами із землі, при цьому нахил траєкторії встановлюється по авіагоризонту, варіометру та покажчику швидкості. Управління бічним рухом проводиться за радіокомпасом, покажчиком курсу, покажчиком повороту (ДУС) та авіагоризонтом. Недоліком такого способу є те, що для існуючої швидкості літаків характерна зміна параметрів руху з великою швидкістю, що ускладнює екіпажу швидко проаналізувати ситуацію і прийняти правильне рішення;

2) пілотуванням літака на траєкторії заходу на посадку вручну за сигналами курсового (КРМ), глісадного (ГРМ) та маркерного (РСБН, РСДН) радіоприймачів, при цьому керування кутовими рухами, проводиться за показаннями авіагоризонту, покажчика курсу, покажчика повороту. Даний спосіб має переваги перед першим способом, так як не вимагає витрат часу екіпажу на прийняття та аналіз команд із землі, оскільки сигнали в автоматичному режимі про положення ЛА в просторі щодо осьової лінії ВПП виробляється за допомогою курсоглісадної радіомаякової системи. Недоліком такої системи є наявність радіоперешкод, що особливо з'являються при одночасному висадженні та зльоті літака з додатковою ЗПС;

3) напівавтоматичним керуванням літаком за командами пілотажно-навігаційного комплексу (ПНК), що виробляє сигнали по заданих кутах крену γ_3 та тангажу ϑ . До недоліків цієї системи відносять те, що при керуванні літаком ПНК не завжди можуть бути враховані наявність помилок як статичних, так і динамічних функціональних елементів, що входять до ПНК, а також динамічні властивості екіпажу, що відпрацьовують команди;

4) автоматичним керуванням літаком з використанням у системі управління (СУ) радіозасобів заходу на посадку, низькочастотних фільтрів, обчислювачів та автопілотів. Найбільш раціональним є використання при автоматичному керуванні літаком у режимі посадки радіозасобів заходу на посадку з урахуванням застосування фільтрів цифрових обчислювачів на базі сучасної мікропроцесорної техніки та автопілотів. [3. с. 43]

При цьому кращих результатів можна досягти за допомогою радіотехнічних засобів, що працюють у мікрохвильовому діапазоні частот (MLS).

Для забезпечення посадки в умовах, що вимагають наведення по приладах, найчастіше використовується навігаційна система, яка називається системою інструментальної посадки (ILS).

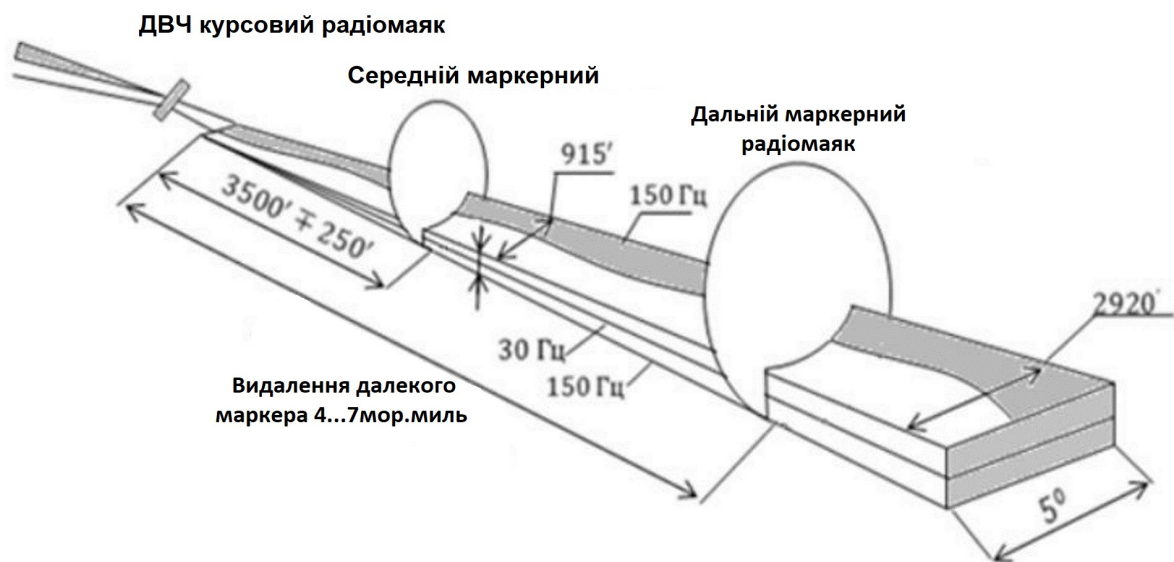


Рисунок 1.3 – Система інструментальної посадки

ILS призначена для видачі пілоту індикації про траєкторію заходу на посадку, що точно визначає посадковий курс на ЗПС та глісаду зниження, що дозволяє здійснювати повністю автоматичний захід на посадку та посадку.

У цілому система ILS забезпечує:

- 1) наведення за допомогою сигналів, що подаються глісадним УВЧ – радіомаяком;
- 2) вимірювання видалення за допомогою маркерних ОВЧ – радіомаяків, розташованих уздовж траєкторії заходу на посадку;
- 3) візуальний контакт за допомогою вогнів наближення, вогнів зони приземлення, осьових вогнів ЗПС, вогнів порога ЗПС та бічних вогнів ЗПС.

На рис.1.1 показано частину системи ILS, затверджену адміністрацією США. Наземне обладнання складається з двох гостроспрямованих систем та двох маркерних маяків. Навігаційна інформація подається в кабіні пілота за допомогою налаштування на частоту всеспрямованого ОВЧ – радіомаяка (VOR). Вихід у створ ЗПС точно по осьовій лінії проводиться по передавачу курсового маяка розташованого, як правило, на відстані 300 м від кінця ВВП. Відхилення вправо або вліво від продовження осьової лінії ЗПС відображається та індидується на комбінованому приладі ILS/VOR.

Передавач глісадного радіомаяка формує орієнтований по куті промінь, що проходить вздовж площини під прямим кутом до променя курсового маяка з номінальним кутом нахилу 30 щодо горизонту, відхилення вгору або вниз від глісади також індикується в кабіні пілота за допомогою приймачів VOR. Т.ч. пілот безперервно отримує точні дані про місцезнаходження ВС по азимуту та щодо глісади. Пілот отримує додаткову інформацію від двох рисопотужних маркерних віялових радіомаяків, над якими ВС пролітає в ході зниження по глісаді. Зовнішній маркерний радіомаяк розташований на відстані близько 8 км від порогу ЗПС (висота точки глісади над цим маяком дорівнює 430 м), середній маркерний радіомаяк - на відстані близько 1070 м від порогу (висота точки глісади 60 м). У міру прольоту зовнішнього та середнього маркерних радіомаяків у кабіні пілотів проводиться візуальна індикація.

При використанні системи ILS для забезпечення посадки за категорією II вона включає також внутрішній маркерний радіомаяк, що видає інформацію про положення ВС на глісаді, що відповідає висоті прийняття рішення, тобто. висоті на якій слід припинити виконання посадки, якщо кутові видимості не дозволяють здійснити захід на посадку із застосуванням запропонованих візуальних засобів. [8]

Для забезпечення безпечної посадки при відповідних дальностях видимості на ЗПС та висоти прийняття рішення в умовах категорій I – III потрібне досить складне обладнання ILS. Перехід від посадки за категорією I до посадки за категорією II, а потім до посадки за категоріями IIIA, IIIB та IIIC вимагає більшої операційної точності за тієї ж системи ILS. У міру підвищення категорії посадки, коли кінцевий етап заходу на посадку виконується наосліп, пілот повинен отримати більш точні сигнали від курсового та глісадного радіомаяків. Це вимагає розширення складу обладнання та додаткових витрат.

Система ILS дозволяє експлуатувати аеропорти навіть у поганих метеоумовах, але має недоліки. Спочатку ILS застосовувалася для наведення військових ЗС. У 1947 р. прийнята як стандартний засіб заходу на посадку по приладах. Основним недоліком ILS є великі антени для формування на вказаних довжинах хвиль досить вузького променя. При цьому на якість отриманих системою сигналів впливає наявність довколишніх будівель, наземних транспортних засобів, що вирулюють ПС.

Оптимізовані сигнали виходять при відображенні променя від рівної, без будь-яких предметів поверхні перед порогом ЗПС. Використання набагато більш високих частот дозволяє вирішити більшість проблем, пов'язаних із використанням ILS:

- 1) значно зменшити розмір антени;

2) на сигнал, що формується такою системою, не впливає відображення від прилеглих предметів;

3) формування та розповсюдження променя вже не залежить від характеру місцевості.

Диспетчер наземного радіолокатора відіграє вирішальну роль у забезпеченні інструментального заходу на посадку та посадки. Існує кілька типів радіолокаторів: первинний та вторинний. FAA прийняла такі визначення цих радіолокаторів. [9]

Радіомаякова система посадки літаків Радіомаяковою системою інструментальної посадки літаків називають комплекс наземного і бортового обладнання, що забезпечує пілота інформацією, необхідною для управління літаком на етапі посадки. Розрізняють системи I, II, III категорій. Система I категорії забезпечує керування літаком при заході на посадку до висоти 60 м над поверхнею Землі при видимості на злітно-посадковій смузі (ЗПС) не менше 800 м. Система II категорії призначена для керування літаком при заході на посадку до висоти 30 м при видимості на ЗПС не менше 400 м. Цифри 60 і 30 м визначають висоту ухвалення рішення, до досягнення якої пілот літака, що заходить на посадку, повинен встановити впевнений візуальний контакт зі світлотехнічними засобами аеродрому і ухвалити рішення: продовжувати зниження для завершення посадки, або піти на друге коло. Система III категорії повинна забезпечити посадку із приземленням за значного обмеження або відсутності видимості Землі. Регламентовано три групи цієї категорії: системи посадки групи А мають забезпечити посадку при видимості на ЗПС 200 м; групи В – 50 м; групи С – за повної відсутності видимості. Основне устаткування заходу літаків на посадку видає інформацію: про траєкторії посадки у горизонтальній площині, т. е. про розташування курсової лінії – канал курсу; про траєкторію посадки у вертикальній площині, тобто про розташування глісади – канал глісади; про відстань до початку ЗПС при прольоті фіксованих точок на осі ЗПС – маркерний канал. Наземна апаратура складається з курсового (КРМ), глісадного (ГРМ) та маркерного (МРМ) радіомаяків, комплексу контрольно-перевірочних приладів, імітаторів та допоміжного обладнання. Літакова апаратура складається з прийрисних пристроїв, що видають інформацію на індикатори або обчислювальні пристрої при автоматизації посадки літаків. На рис. 2.1 показано розміщення об'єктів системи СП-50 щодо ЗПС. Антенну систему курсового радіомаяка встановлюють на продовженні осі ЗПС на відстані 400-1100 м від кінця ЗПС (якщо дивитися з боку посадки). Апаратура радіомаяка повинна бути відрегульована таким чином, щоб лінія курсу знаходилася у вертикальній площині, що містить вісь ЗПС. Глісадний радіомаяк встановлюють на відстані 230-320 м від початку ВПП і зсувають на

150 м від осі ВПП у бік, протилежний кермовим доріжкам. Відстань від ГРМ до початку ЗПС вибирають таким, щоб спрямлена частина глісади, що проходила над початком ЗПС на висоті, що забезпечує безпечний захід літака на посадку та успішну посадку з урахуванням перешкод у районі ЗПС.

Первинний радіолокатор є радіолокаційною системою, що випромінює радіолокаційні імпульси, частина яких відбивається від об'єкта і приймається системою з метою подальшої обробки відображеного сигналу та його індикації на екрані диспетчера УВС [11].

Вторинний радіолокатор або маяк радіолокації (ATCRBS), відомий, в Європі, як вторинний оглядовий радіолокатор (ВОРЛ). Це система радіолокації, в якій об'єкт, що підлягає виявленню, обладнаний відповідною апаратурою у вигляді радіоприймача (передавача, приймача). Радіолокаційні імпульси, випромінювані приймачем (запитувачем) пошукового радіолокатора, приймаються бортовим приймачем, включаючи його на конкретну передачу. Таким чином приймач ВОРЛ приймає відповідь бортового приймача, який потім обробляється і відтворюється на екрані системи УВС.

Первинний радіолокатор формує вузький радіолокаційний промінь, що опромінює по азимуту простір в діапазоні 3600. Промінь, що відобразився від мети, відтворюватися у вигляді орієнтованої по азимуту засвічення на екрані радіолокатора диспетчера УВС. У первинних радіолокаторів, що обслуговують аеропорти та аеродроми, зона дії повинна починатися невисоко над землею поверхнею і закінчуватись на висоті 3000...4000 м. Дальність дії повинна становити 32...48 км. Такий тип пошукового радіолокатора виявляє все НД у межах зони дії, проте він відтворює повітряну обстановку тільки в плані, без вказівки висот.

Існують так звані яскраві екрани у диспетчерів (BRITE) для інформації про ВС.

У деяких аеропортах використовують спеціальні типи первинних радіолокаторів, службовців для складання карти (картини) поверхні льотного поля, що важливо в умовах поганої видимості, коли диспетчери можуть давати вказівки по рулюванню, навіть якщо візуально вирулюють ВС з вишки командно-диспетчерського пункту (КДП) не видно. В умовах поганої видимості при посадці за II та III категоріями такий радіолокатор є основним засобом контролю за вирулюючими ЗС та наземними транспортними засобами, що знаходяться в експлуатаційних зонах.

У Європі такі радіолокатори називаються радіолокаторами для контролю за наземним рухом в аеропорту (ASMI), у США – радіолокатори для контролю за наземним рухом аеропорту (ASDE). [10]

Якщо місцевість не дозволяє встановити систему ILS, то в аеропорту може бути встановлений радіолокатор точного заходу на посадку (PAR). PAR складається з 2-х елементів: звичайного первинного радіолокатора пошукового типу з дуже малим радіусом дії, але з високою роздільною здатністю та радіолокатора для визначення відносної висоти, промінь якого сканує вертикальний сегмент посадкової глісади. Шляхом накладання горизонтального та вертикального планів (картин) диспетчер може передавати на борт, що виконує посадку ПС, точні дані про курс і висоту, що дозволяє керувати ПС до точки дотику. Такі PAR називали радаром, що «говорить». У цьому випадку відсутнє відповідне бортове обладнання: пілот повністю покладається на точність наведення, що здійснюється диспетчером за допомогою радіолокатора.

Часто антена звичайного первинного оглядового радіолокатора встановлюється під вторинним антенним радіолокатором.

Система вторинного радіолокатора, що включає запитувач і відповідач, часто називають радіолокаційною системою (РЛС). На відміну від первинного радіолокатора, що висвічує ВС, імпульс вторинного радіолокатора викликає сигнал у відповідь бортового приймача. Приймачі обов'язково встановлюються на борту ЗС, оскільки без них управляти інтенсивним рухом в районі аеропорту неможливо. Отриманий з борту сигнал у відповідь обробляється ЕОМ, тому на екранах диспетчерських радіолокаторів інформація відтворюватиметься в буквено-цифровій формі.

Кількість отриманої інформації залежить від режиму запиту/відповіді:

- 1) у режимі А у відповіді міститься розпізнавальна інформація та дані про місцезнаходження ВС;
- 2) в режимі А/С, окрім цих даних, у відповідь включається відлік висоти, а за допомогою автоматичної системи стеження – і дані про дорожній швидкості. Крім того, визначається лінія шляху ЗС та попередження диспетчера про конфліктну ситуацію, що загрожує зіткненням.

Останні моделі ВОРЛ можуть здійснювати автоматичну адресацію або запит будь-якого ЗС. Зараз центр УВС може передавати на борт і отримувати повідомлення довжиною 128 біт. Цей режим відомий як "режим S".

Більш високими якостями володіють супутники та навігаційні системи, що містять 3 або 4 приймачі. Але для країн, які не мають навігаційних систем типу NAVSTAR або GLONASS, перехід на такі системи роблять компанії таких країн технічно та економічно залежними від країн, які мають такі навігаційні системи.

1.3. Огляд науково-технічної літератури та патентів

Система управління поздовжнім рухом літака при заході на посадку є важливою частиною авіаційної технології. Головна мета цієї системи - безпечно та ефективно здійснювати процес посадки літака на злітно-посадкову смугу. Одним з ключових елементів системи управління є автопілот, який забезпечує автоматизоване керування літаком під час посадки. Автопілот використовує дані з різних датчиків, таких як альтиметри, гіроскопи, акселерометри тощо, для визначення положення літака і підтримки стабільності під час посадки.

Аналіз науково-технічної літератури вказує на те, що не існує єдиного підходу відносно утворення моделі компетенцій в сучасних дослідженнях. Зокрема, можна виділити два основних підходи до впровадження методик проєктування моделі компетенцій: використання окремих методів, наприклад, аналіз літератури чи функціональний аналіз, або ж використання комбінованих методик проєктування моделі компетенцій. Власне реалізація представленої системи ближньої навігації потребує розглядання вже існуючих рішень. Ними виступають патенти і технічна література. Патентний пошук приведено у Додатках А. Ґрунтовний порівняльний аналіз наукових джерел нижче. У навчальному посібнику [16] описують теоретичні основи побудова та функціонування радіонавігаційних пристроїв і систем. Також в публікації наведено приклади реалізації теоретичного положення у бортовому навігаційному обладнанні сучасних повітряних суден. Для експлуатації радіонавігаційного обладнання сучасних літаків і літаків у найближчому майбутньому потрібні висококваліфіковані інженери, які знають теорію і досконало володіють практикою радіонавігації [15]. У науковій статті [13] презентують дослідження і розробки нових науково-технічних рішень для реалізації високоточної навігаційної системи для автоматичної посадки літака без пілота. У науково-кваліфікаційній роботі використані методи математичного та спектрального аналізу, теорії сигналів статичної радіотехніки, методи цифрової обробки сигналів. У статті [13] авторизованого говорять про основні засоби ближньої навігації і посадки для літаків, регламентованості міжнародними організаціями цивільної авіації (ICAO), є відповідні кутомірні системи, що працюють в метровому діапазоні частот: VOR – Very High Frequency Omnidirectional Range, ILS – Instrumental Landing System. Поширення систем навігації та посадки за найвищим критерієм характеристик "вартість-ефективність", Які дають підстави про широку експлуатацію систем [11]. У науковому джерелі [8] розглянуті радіотехнічні засоби, що використовують в якості датчиків інформації в системах управління польотів літаків. Описано радіотехнічні системи

ближньої навігації, посадки и запобігання зіткнення літаків у повітрі. Основну увагу приділено структурній побудові радіотехнічних систем та аналізу тактичних и технічних параметрів, що визначаються характеристиками контурів управління польотів літаків. Як відомо, в якості основних засобів ближньої навігації в організації ІКАО (ICAO) прийняті системи ВОР (VOR), ВОР / ДМЕ (VOR / ДМП, ВОРТАК (VORTAK) и ТАКАН (TAKAN). Ці системи працюють в діапазоні УКХ и забезпечують визначення азимуту, дальності або обох цих величин одночасно для літака відносно наземного маяка [3]. У роботі [4] розглянуто принципи побудови, особливості функціонування та основні технічні характеристики радіотехнічних систем ближньої навігації и посадки літаків, а також систем вторинної радіолокації и попередження зіткнень. Проаналізовано тенденції та перспективи вдосконалення цих систем. У науковому посібнику [12] літакове обладнання працює з наземним обладнанням VOR, DME и VORDME, дозволяє визначати радіал R , дальність D , розраховує швидкість (KTS) при польоті на і від DME, а також забезпечує політ в режимах подібних режимів азимуту НА и азимуту ВІД РСБН. Для цього на навігаційно-пілотажному приладі виставляється ЗМПУ, що проходить через VOR маяк, и планка положення на НПП відображає положення заданого азимуту відносно літака, а трикутна індикс показує напрямок знаходження маяка.

Канал глісади працює у діапазоні частот близько 300 МГц. У системі СП-50М застосовується глісадний радіомаяк, у якому формуються балансно-модульовані сигнали.

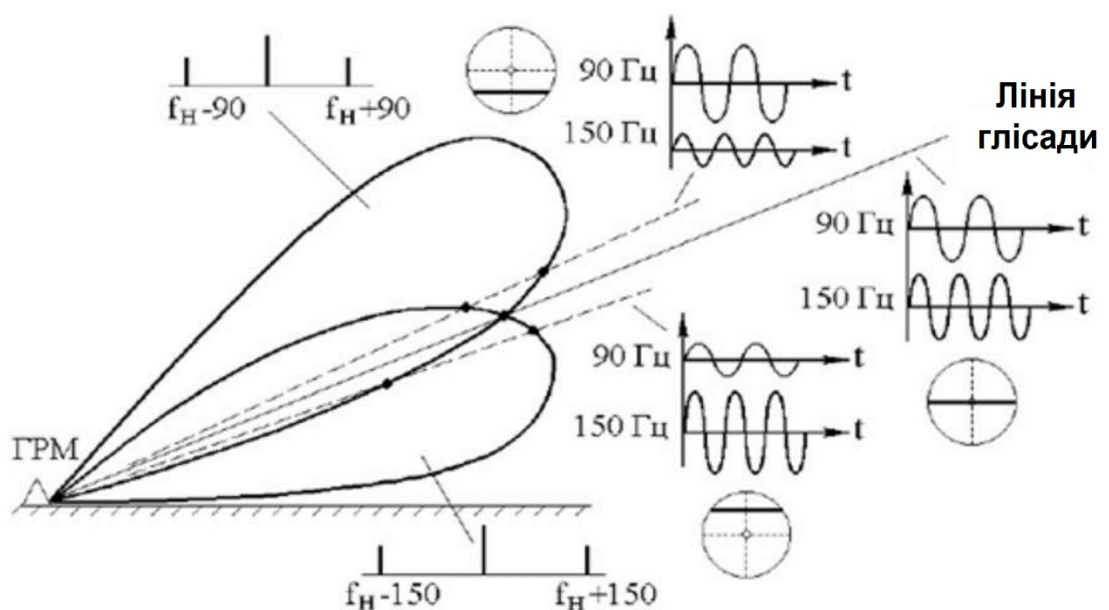


Рисунок 1.4 – Діаграми спрямованості антен у вертикальній площині та сигналів глісадного рівносигнального радіомаяка

Принцип дії ГРМ заснований на випромінюванні сигналу несучої частоти, що моделюється по амплітуді двома різними частотами: $f_1=70\text{Гц}$ та $f_2=45\text{Гц}$. Тому поле випромінювання ГРМ являє собою два поля, що перетинаються

1.4 Висновки

Так як в даний час в світі налічується велика кількість ЛА, які є споживачами радіотехнічних систем ближньої навігації і посадки. Таким чином експлуатація систем навігації і посадки VOR / DME та ILS показують, що за більшістю техніко–експлуатаційними характеристиками, економічним і організаційним факторам вони найбільше відповідають вимогам авіації. Широке поширення систем навігації і найвищі їх характеристики за критерієм «вартість – ефективність» дають підстави вважати, що ці системи будуть широко експлуатуватися і надалі.

2 АНАЛІЗ ТА СИНТЕЗ ПРОЦЕСУ АВТОМАТИЧНОГО ЗАХОДУ ЛІТАКА НА ПОСАДКУ

2.1 Вибір та обґрунтування функціональної та структурної схем системи

Дана система повинна відображати процес прийому інформації від наземного глісадного радіомаяка (ГРМ) бортовим радіо приймачем (БРП), здійснювати його диференціювання, підсумовування з вихідним сигналом глісадної системи, сигнал якої повинен враховуватися для формування інформації про вугілля зносу за наявності вітрового навантаження. Далі здійснювати посилення, фільтрацію, обмеження за рівнем та з урахуванням вихідного сигналу ЦГВ видавати сигнал у блок формування заданого значення кута відхилення стабілізатор, керма висоті, а також командної стрілки пілотажно-навігаційного приладу ПНП. Згідно з описаним вище принципом функціонування функціональна схема розімкнутої системи управління літаком при заході на посадку у вертикальній площині, тобто при керуванні поздовжнім рухом може бути представлена на рис.2.1, а замкнута система на рисунку 2.2.

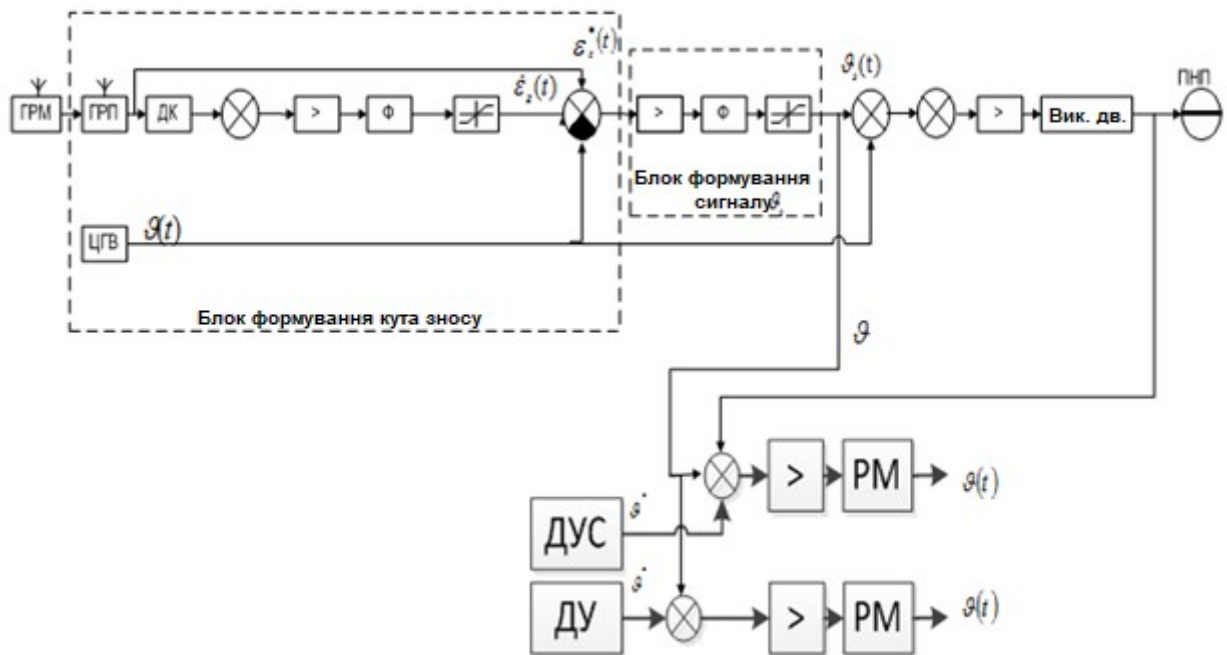


Рисунок 2.1 – Функціональна схема розімкнутої системи керування літаком при заході на посадку

На рис. 2.1 введені наступні позначення:

ГРМ – глісадний радіомаяк;

ГРП – глісадний радіоприймач;
 ДК1 – диференціюючий контур;
 Ф – фільтр;
 Вик. Дв. – виконавчий двигун;
 ЦГВ – центральна гіроскопічна вертикаль;
 ДКШ – датчик кутової швидкості;
 ДК – датчик кута;
 РМ – рульова машинка.

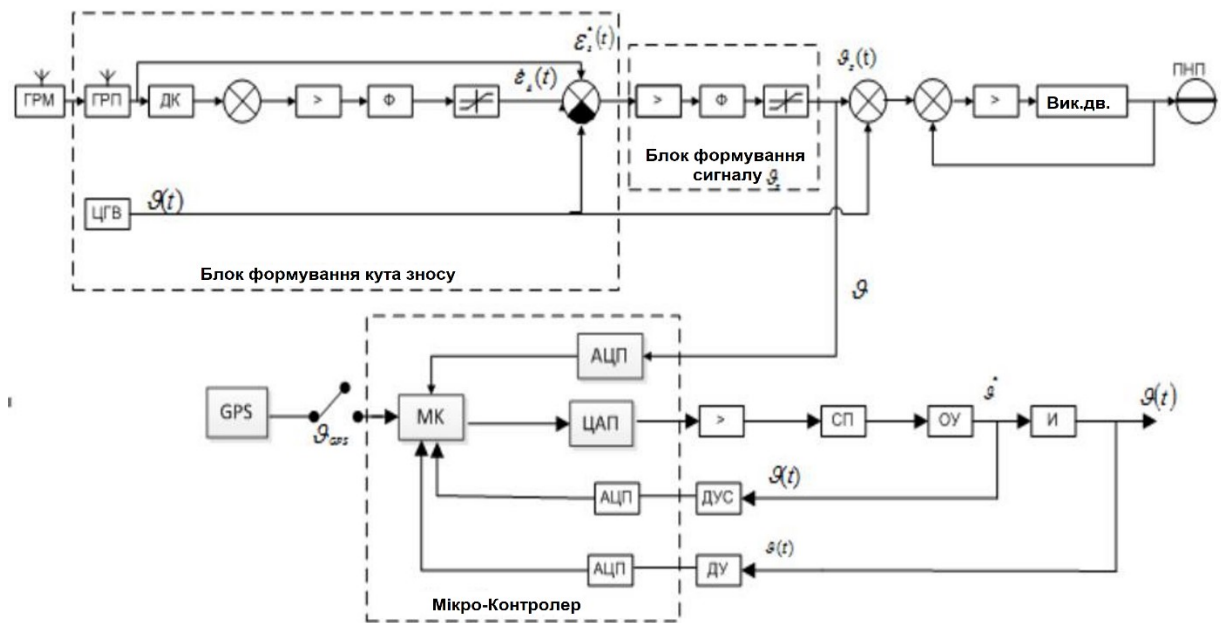


Рисунок 2.2 – Функціональна схема замкнутої системи управління літаком при заході на посадку

Для розробки структурної схеми згідно з рис. 2.1 необхідно здійснити вибір та обґрунтування окремих функціональних елементів, а також здійснити розрахунок коефіцієнта передачі та масштабних коефіцієнтів для узгодження відповідних вхідних та вихідних сигналів окремих елементів.

При цьому спочатку це питання розглянемо стосовно до:

- 1) блоку формування кута;
- 2) блоку формування заданого значення кута тангажу;
- 3) блоку управління положенням вертикальної стрілки пілотажно-навігаційного приладу (ПНП);
- 4) блоку сервоприводу стабілізатор;
- 5) блоку сервоприводу руля напрямку.

Як задані режими польоту будемо розглядати поздовжній рух - плоский рух, при якому вектор швидкості центру мас збігається з вертикальною площиною.

Поздовжній рух описується наступними параметрами:

- 1) кутом тангажа ϑ ;
- 2) атаки α ;
- 3) висотою польоту H_c ;
- 4) швидкістю змінення кута тангажа $\dot{\omega}_Z$.

При польоті з незначною зміною висоти отримуємо рівняння, що описують подовжній рух ЛА,

$$\begin{cases} (s + n_{11})\vartheta + n_{12}\alpha + n_{13}\dot{\omega}_Z = n_D\delta_D + f_1; \\ -n_{21}\dot{\omega}_Z + (s + n_{22})\alpha - (s + n_{23})\vartheta = n_D\delta_D + f_2 \\ n_{31}\dot{\omega}_Z + (n_0s + n_{33}s)\alpha + (s^2 + n_{33}s)\vartheta = -n_B\delta_{PB} + f_3 \\ n_{42}\alpha - n_{41}\dot{\omega}_Z - n_{42}\vartheta + sh = v_y. \end{cases} \quad (2.1)$$

Для середньо-магістрального літака, ми маємо відповідні коефіцієнти:

$$n_{11} = 0.12;$$

$$n_{12} = -0.28;$$

$$n_{13} = 0.4;$$

$$n_{21} = -0.8;$$

$$n_{22} = 2.4;$$

$$n_{23} = 0.02;$$

$$n_{31} = 0;$$

$$n_0 = 0.59;$$

$$n_{32} = 6.6;$$

$$n_{33} = 1.67;$$

$$n_B = 15.2;$$

$$n_D = 0.019.$$

Вибір та обґрунтування структурної схеми блоку формування кута

Як відомо, існують різні закони управління: П, І, Д, ПІ, ВД, ПД, ПІД. Найбільш поширеними для вирішення завдань управління рухами центру мас літального апарату є П, ПД, ПІ. Для формування пропорційного (П) закону управління для даної системи може бути використані вихідні сигнали бортового глісадного радіоприймача (ГРП) - ε_G , що визначає положення центру мас літака щодо рівносигнальної глісадної зони, а також сигнал глісадної системи - ϑ з метою врахування впливу вітру. При цьому загальний вигляд пропорційного закону управління може бути поданий у вигляді:

$$\delta_B = K_{\varepsilon_T} \varepsilon_T + K_{\vartheta} \vartheta, \quad (2.2)$$

де δ_B – кут відхилення руля висоти

Для визначення коефіцієнтів K_{ε_T} і K_{ϑ} скористаємося відповідними статичними характеристиками ГРП і ЦГВ, які представлені відповідно на рис.2.3, рис. 2.4 і рис 2.5.

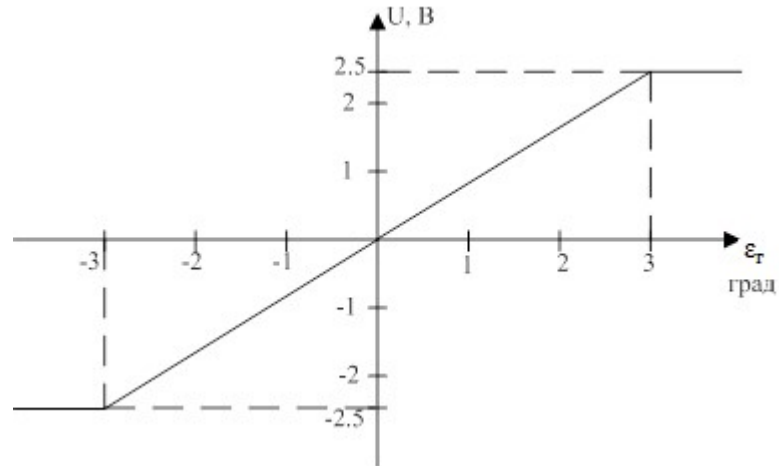


Рисунок 2.3 – Статична характеристика ГРП

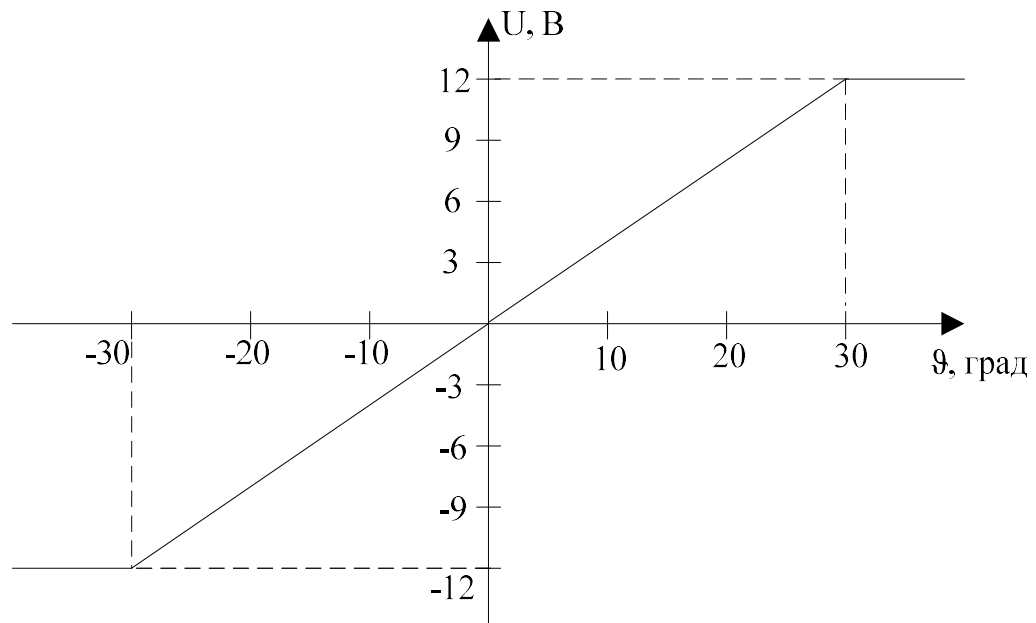


Рисунок 2.4 – Статична характеристика ЦГВ

На підставі статичних характеристик, представлених на рис.2.3-2.4, маємо такі чисельні значення коефіцієнтів:

$$K_{\varepsilon_T} = 2.5/3 = 0.833 \text{ В/град}, \quad (2.3)$$

$$k_9 = 12/30 = 0.4 \text{ В/град.} \quad (2.4)$$

При формуванні пропорційно-диференціального закону управління необхідно отримати інформацію про швидкість зміни величини ε_{Γ} . Для цього скористаємося диференціюючим контуром (ДК1), передатна функція якого має вигляд:

$$W_{\text{ДК}}(s) = \frac{U_{\text{ВЫХ}}(s)}{U_{\text{ВХ}}(s)} = \frac{T_1 s}{T_2 s + 1} \quad (2.5)$$

Оскільки ми маємо справу з низькочастотним сигналом, то в даному диференціювальному контурі необхідно, щоб постійна часу T_1 відповідала максимумно можливій частоті зміни сигналу ε_{Γ} . Для аналізованої системи $\Omega_{\text{мах}} = 5-6$ Гц. Для розрахунків (з метою зменшення похибки диференціювання) приймаємо $\Omega_{\text{мах}} = 10$ Гц. Отже: $T_1 = 1/\Omega_{\text{мах}} = 1/10 = 0,1$ с, при цьому T_2 може бути вибрано з умови $T_2 = (50 \dots 100)T_1$. Приймаємо $T_2 = 70T_1 = 7$ с.

При проходженні сигналу через диференціюючу ланку виникають перешкоди у схемі формування кута відхилення керма висоти? Тому потрібно передбачити наявність низькочастотного фільтра. Як фільтр вибираємо фільтр з передавальною функцією:

$$W_{\text{Ф1}}(s) = \frac{U_{\text{ВЫХ}}(s)}{U_{\text{ВХ}}(s)} = \frac{1}{T_3 s + 1} \quad (2.6)$$

Величина кутового відхилення ε_{Γ} обмежується діаграмою спрямованості антени глісового радіомаяка, що відповідає наявності в структурній схемі обмежувача кута ε_{Γ} , що формує обмеження сигналу на своєму виході згідно з виразом:

$$-\varepsilon_{\Gamma\text{мах}} \leq \varepsilon_{\Gamma} < +\varepsilon_{\Gamma\text{мах}} \quad (2.7)$$

Відповідно до принципу функціонування блоку формування сигналу кута відхилення керма висоти, вихідний сигнал порівнюється з сумарним вихідним сигналом ЦГВ і ГС. Таким чином, структурна схема блоку формування відхилення керма висоти може бути представлена у вигляді (рис.2.5):

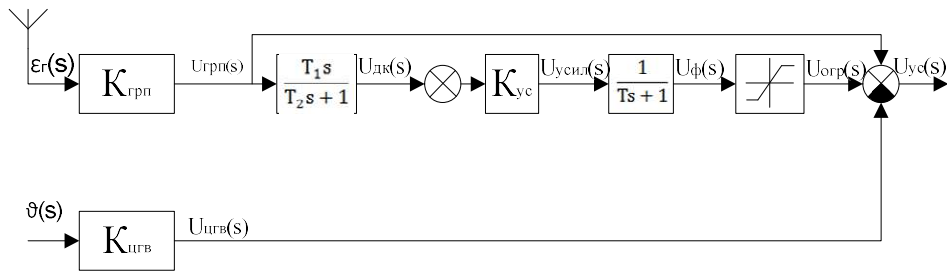


Рисунок 2.5 – Структурна схема формування сигналу, пропорційного куту зносу (КЗ)

Вибір та обґрунтування структурної схеми для блоку формування заданого значення кута танганжу.

Для управління як положенням командної стрілки директорного приладу ПНП, так і рульових сервоприводів стабілізатора і керма висоті необхідно результуючий сигнал, отриманий в результаті підсумовування сигналів ε_r , $\varepsilon_{г}$, ϑ і H , обмежити за рівнем і пропустити через фільтр низьких частот, що необхідно результуючого сигналу керування. При цьому значення постійної часу ТФ2 буде встановлено експериментально шляхом моделювання функціонування системи за наявності радіоперешкод низької частоти (3-5 Гц) з амплітудою в межах 0.05 від результуючого керуючого сигналу, а також за умови що амплітуда коливань директорної стрілки ПНП не перевищує 0. усунення, тобто. $\Delta_{стр} = 0.01 L_{мах}$, де $L_{мах} = 30$ мм – максимально допустиме відхилення стрілки ПНП. Функціональна схема формування вихідного сигналу заданого значення кута тангажу $U_{\vartheta z}$ представлена на рис.2.6.

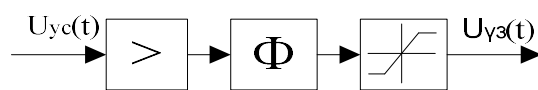


Рисунок 2.6 – Функціональна схема формування U

Оскільки на вхід підсилювача формування сигналу U з виходу блоку формування кута зносу надходить низькочастотний сигнал, для його фільтрації використовуємо низькочастотний фільтр, передатна функція якого має вигляд:

$$W_{\Phi 2}(s) = \frac{U_{\vartheta z}(s)}{U_{yc}(s)} = \frac{1}{T_4 s + 1} \quad (2.8)$$

Таким чином, структурна схема блоку формування сигналу $U_{\vartheta z}$ з урахуванням виразу 2.7 має вигляд (рис.2.7):

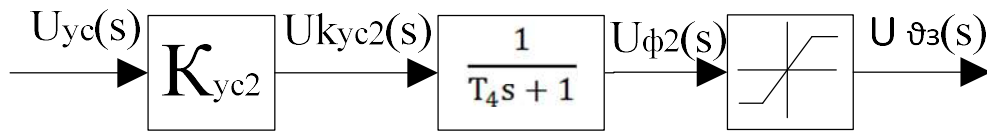


Рисунок 2.7 – Структурна схема формування сигналу $U_{\vartheta 3}$

Вибір та обґрунтування структурної схеми блоку керування положенням вертикальної стрілки пілотажно-навігаційного приладу (ПНП)

Функціональна схема представлена на рис.2.9:



Рисунок 2.8 – Функціональна схема блока управління положенням горизонтальної стрілки ПНП

Відповідно до [10] як виконавчий двигун для переміщення стрілки вибираємо двигун з повним ротором ДІД-0,6ТА, що має наступні характеристики:

частота живлення, $f - 400$ Гц;

напруження живлення, $U_f - 36$ В;

напруження живлення номінальне, $U_{y \text{ ном}} - 30$ В;

число пар полюсів обмотки статора, $P - 1$;

швидкодія, $T_m - 110$ мс;

КПД, $\eta - 13$ %;

відношення напруги торкання до номінальної напруги, $U_{\text{тр}}/U_{y \text{ ном}} - 2,0$;

енергоозброєність $g - 100$ г/Вт;

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

Зважаючи на те, що вихідним сигналом двигуна є кутова швидкість, то для таких двигунів передавальна функція може бути представлена у вигляді аперіодичної ланки:

$$W_{\text{Исп.Дв.}}(s) = \frac{\dot{\alpha}(s)}{U_y(s)} = \frac{K_{\text{Исп.Дв.}}}{s(Ts + 1)}, \quad (2.9)$$

де $K_{\text{Исп.Дв.}} = \Omega_x/U_y$ – коефіцієнт управління за швидкістю;

Ω_x – кутова швидкість при холостому ході;

$T - J_p \Omega_x / M_k$ – електромеханічна постійна часу;

J_p – момент інерції обертового ротора ВД.

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

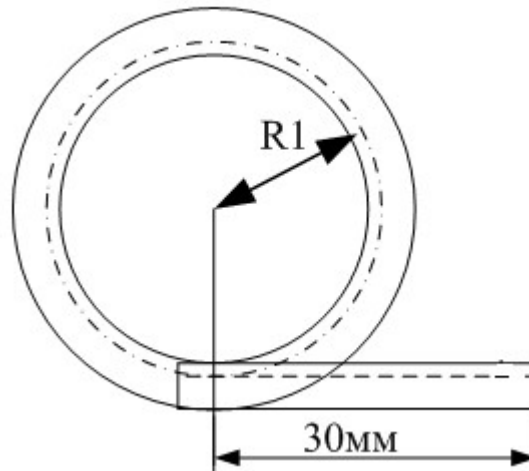


Рисунок 2.9 – Система перетворення кутового руху валу

Система перетворення кутового руху валу приводного двигуна в лінійне переміщення стрілки ПНП звідки видно, що при обертанні шестерні максимально можливе відхилення планки дорівнює 30 мм.

Згідно з рис.2.9, радіус R буде дорівнювати:

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

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

$$V = \frac{S}{t} = \frac{30\text{мм}}{0.05\text{с}} = 600 \frac{\text{мм}}{\text{с}}, \quad (2.12)$$

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

При знаходженні коефіцієнта передачі швидкості використовуємо відомі дані:

$$K_{\text{ИспДв}} = \frac{\omega_2}{\omega_1} = \frac{60}{2512} = 0.024. \quad (2.14)$$

Таким чином, структурна схема блоку управління положенням вертикальної стрілки ПНП (рис 2.11) з урахуванням виразу (2.9) матиме вигляд:

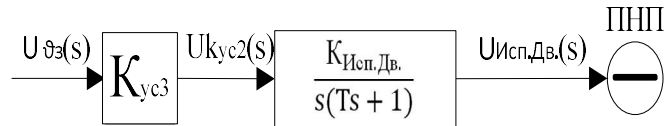


Рисунок 2.10 – Структурна схема блоку керування положенням горизонтальної стрілки ПНП

Вибір та обґрунтування структурної схеми блоку сервоприводу стабілізатор

Як основний елемент системи використано кермовий автоматичний пристрій РАУ-107А [11]. Це стандартний вузол від електрогідравлічної системи керування кермовим пристроєм літака. У середині РАУ-107А знаходиться двигун постійного струму типу Д-25Г, а також механічна зубчаста передача типу гвинт-гайка, яка перетворює кут повороту двигуна в лінійне переміщення штока. Кінематична схема РАУ-107А представлена на рис. 2.12, на якому прийнято такі позначення: α_1 – кут повороту двигуна; $Z_1 \dots Z_4$ – шестерні із зубчастим зачепленням; α_2 – кут повороту на виході зубчастої передачі; l – переміщення штока. Крок передачі гвинт-гайка $h_{\text{ш}} = 2$ мм на оборот шестерні Z_4 .

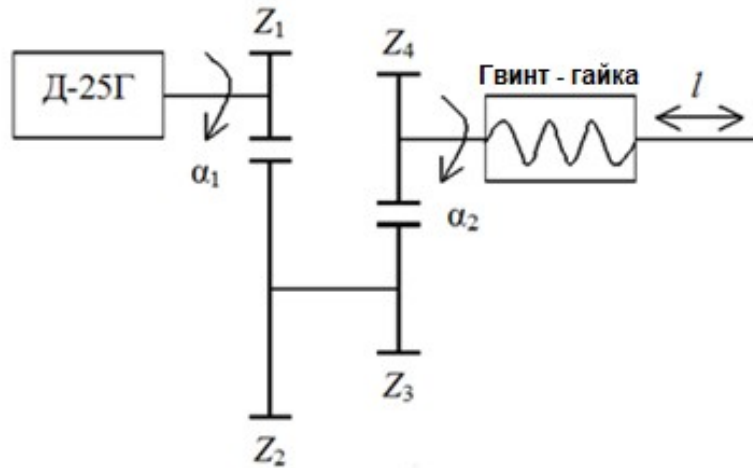


Рисунок 2.11 – Кінематична схема РАУ-107А

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 гвинт-гайка [мм/рад]:

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

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

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

Як зазначалося, у рульовому агрегаті РАУ-107А встановлений двигун постійного струму Д-25Г, який має такі параметри:

$$T_{\text{ЭМ}} = 0.03 \text{ с}, T_{\text{Я}} = 0.002 \text{ с}, k_{\text{Д}} = 25.6 \text{ рад/В} \cdot \text{с}. \quad (2.18)$$

Передатна функція двигуна, що зв'язує кут повороту валу двигуна з напругою, що подається на двигун, має вигляд:

$$W_{\text{Д}}(s) = \frac{\delta_{\text{в}}(s)}{U(s)} = \frac{k_{\text{Д}}}{s(T_{\text{ЭМ}}T_{\text{Я}}s^2 + T_{\text{ЭМ}}s + 1)}. \quad (2.19)$$

Згідно з основними технічними даними РАУ-107А хід штока від середнього положення до механічного упору становить 8 мм. Перетворювач механічний (ПМ) забезпечує перетворення даної величини на кутове переміщення вихідної осі на 15° ($\alpha_{\text{о.с}}$). Таким чином, коефіцієнт передачі ПМ [град/мм]:

$$k_{\text{ПМ}} = \frac{\alpha_{\text{о.с}}}{l} = \frac{15}{8} = 1.87. \quad (2.20)$$

На рис. 2.12 представлена структурна схема сервоприводу.

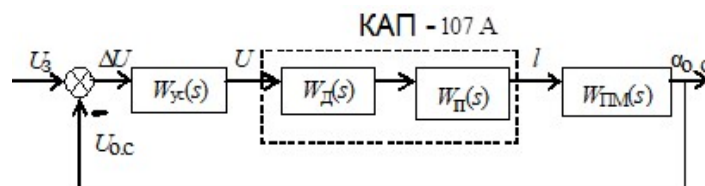


Рисунок 2.12 – Структурна схема сервоприводу

Зі структурної схеми (рис. 2.12) можна записати передатну функцію сервоприводу:

$$W(s) = \frac{\delta_{\text{в}}(s)}{U(s)} = \frac{K}{s(T_{\text{ЭМ}}T_{\text{Я}}s^2 + T_{\text{ЭМ}}s + 1)}, \quad (2.21)$$

где $K = k_{yc} k_d k_n k_{пм}$.

У передатну функцію (2.21) підставимо вже відомі значення:

$$W_{сп}(s) = \frac{\delta_c(s)}{\vartheta(s)} = \frac{3.96}{0.03s^2 + s + 4.74}. \quad (2.22)$$

У зв'язку з тим, що постійна часу за старшого ступеня дуже ризика, спрощуємо передатну функцію:

$$W_{сп}(s) = \frac{\delta_c(s)}{\vartheta(s)} = \frac{3.96}{s + 4.74} = \frac{0.83}{0.21s + 1}. \quad (2.23)$$

2.2 Розробка моделей об'єкта автоматичного керування та елементів системи

Отримання передавальної функції літака як об'єкта управління з відхилення стабілізаторів та керма висоти напрямку в режимі заходу на посадку.

У загальному випадку подовжній рух літака може бути описаний наступною системою рівнянь [12]:

рівняння, що описують подовжній рух ЛА,

$$\begin{cases} (s + n_{11})\vartheta + n_{12}\alpha + n_{13}\vartheta = n_d\delta_d + f_1; \\ -n_{21}\vartheta + (s + n_{22})\alpha - (s + n_{23})\vartheta = n_d\delta_d + f_2 \\ n_{31}\vartheta + (n_0s + n_{33}s)\alpha + (s^2 + n_{33}s)\vartheta = -n_B\delta_{PB} + f_3 \\ n_{42}\alpha - n_{41}\vartheta - n_{42}\vartheta + sh = v_y. \end{cases} \quad (2.24)$$

де

f_1, f_2, f_3 — наведені моменти обурення;

δ_d, δ_{PB} — висота співвідносно стабілізатора

ϑ — співвідносно кути тангажа

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

$$n_{11} = 0.12;$$

$$\begin{aligned}
n_{12} &= -0.28; \\
n_{13} &= 0.4; \\
n_{21} &= -0.8; \\
n_{22} &= 2.4; \\
n_{23} &= 0.02; \\
n_{31} &= 0; \\
n_0 &= 0.59; \\
n_{32} &= 6.6; \\
n_{33} &= 1.67; \\
n_B &= 15.2; \\
n_d &= 0.019.
\end{aligned}$$

Для отримання передавальної функції літака як ОУ за кутом танганжу запишемо друге рівняння системи (2.24) при $\alpha=0$, $\omega_z=0$ та $f_2=0$ у такому вигляді:

$$s(s + n_{22})\vartheta(s) = -n_d \delta_d(s), \quad (2.25)$$

де $\vartheta'(s) = \omega_z(s) = s\vartheta(s)$.

Звідки передавальна функція літака, як об'єкта керування для режиму заходу на посадку при виконанні тангажу має вигляд:

$$W_{Oy_c}(s) = \frac{\vartheta'(s)}{\delta_d(s)} = -\frac{n_d}{s(s + n_{22})}. \quad (2.26)$$

Відповідно до [11] маємо такі чисельні значення:

$$n_d = 107.1; \quad n_{22} = 7.03. \quad (2.27)$$

Таким чином, передатна функція (2.24) набуває вигляду:

$$W_{Oy_c}(s) = \frac{\vartheta'(s)}{\delta_d(s)} = -\frac{107.1}{s(s + 7.03)}. \quad (2.28)$$

Аналізовано вихідне рівняння системи по 3 рівняння описуй необхідне щодо параметра зміна $n_{(31)} \vartheta + n_0 s + n_{33} s \alpha + (s^2 + n_{33} s) \alpha = -n_B \delta_{PB} + f_3$ яке використовується для управління положення ЛА щодо осі O_z використовуємо для розробки система управління посадки літака під час

руху по глісаду. Таким чином отримуємо ПФ ЛА при керуванні кут танганжу кермом висоті.

Таким чином, передатна функція (2.24) набуває вигляду::

$$W_{\text{оу}}(s) = \frac{\vartheta(s)}{\delta_{\text{д}}(s)} = \frac{107.01}{s(s + 7.03)} \quad (2.29)$$

Звідки

$$W_{\text{оу}_\text{н}}(s) = \frac{\vartheta(s)}{\delta_{\text{д}}(s)} = \frac{n_{\text{д}}}{s(s + (n_{32} + n_{33}))} = -\frac{n_{\text{д}}}{s(s + n)} \quad (2.30)$$

Маємо такі чисельні значення:

$$n_{32} = 0.064; n_{33} = 0.79; n = 0.064 + 0.79 = 0.854; n_{\text{д}} = 22.5. \quad (2.31)$$

Таким чином, передатна функція ЛА при поздовжньому русі по тангаху має такий вигляд:

$$W_{\text{оу}_\text{н}}(s) = \frac{\vartheta(s)}{\delta_{\text{д}}(s)} = -\frac{22.5}{s(s + 0.854)} \quad (2.32)$$

2.3 Аналіз властивостей об'єкта автоматичного керування

Досліджуємо об'єкт управління при виконанні крену на стійкість, передатна функція якого для даного режиму представлена виразом (2.26).

Для знаходження коренів характеристичного рівняння системи використано середовище Matlab:

```
>> p=[1 7.03 0]
p=
  1.0000  7.0300  0
>> r=roots(p)
r=
  0
 -7.0300
```

Діаграма Найквіста представлена на рис.2.13.

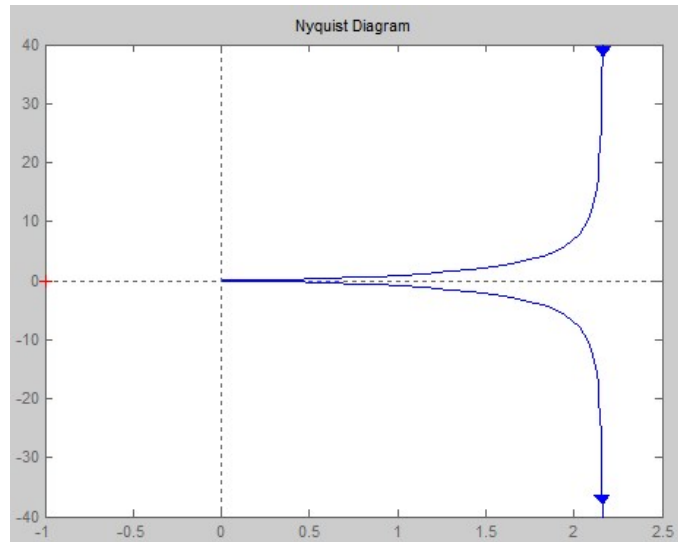


Рисунок 2.13- Діаграма Найквіста

За отриманими характеристиками було зроблено висновок, що система перебуває на аперіодичній межі стійкості. Для забезпечення стійкості та необхідних показників якості необхідно розробити замкнуту систему управління бічним рухом літального апарату під час заходу на посадку.

У загальному випадку керування поздовжнім рухом у режимі посадки недостатньо здійснювати тільки по каналу тангажу, оскільки за наявності вітру літак може бути за напрямком ЗПС.

2.4 Синтез закону керування системи автоматичного керування

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

Аналіз функціональної схеми 2.1 показує, що найбільш раціональними законами управління є закони, які враховують як кута так, як і їх похідні, а також кут тангажу відхилення центру мас від рівносигнальної зони гліссадного радіомаяка. З метою формування закону управління розглянемо рис.2.14.

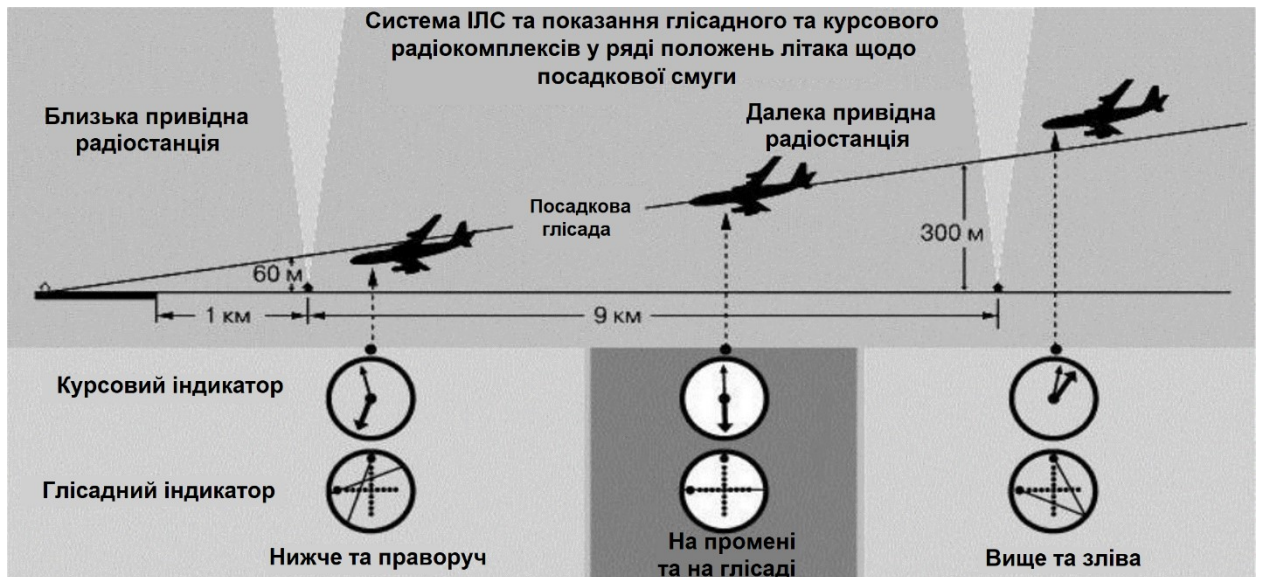


Рисунок 2.14 - Зв'язок параметрів руху з центром мас літального апарату під час заходу на посадку за сигналами глісадного радіомаяка

Для виходу в рівносигнальну зону проводиться розворот сигналів від радіокомпасу (АРК) і глісадної системи (ГС).

Після закінчення розвороту здійснюється перехід на керування сигналами глісадного радіомаяка (ГРМ). Етапи заходу визначаються за часом проходження над дальнім (ДПРМ) та ближнім (БПРМ) приводами.

Вважаємо, що при точній стабілізації центру мас в рівносигнальній зоні кут відхилення від осі ВПП дорівнює нулю.

У разі відхилення літака від рівносигнальної зони на кут θ_r , то поздовжнє лінійне відхилення центру мас (ЦМ) літака від траєкторії визначається величиною поздовжнього зміщення Z .

І тут траєкторія польоту характеризується кутом нахилу траєкторії θ_g . Загалом α представляє кут тангажу. При польоті з бічним вітром U_z кінематичне рівняння траєкторії в припущенні нещодатого кута θ_g має вигляд:

$$\begin{cases} \frac{dZ}{dt} = -V\theta_r + U_z; \\ \theta_r = \vartheta - \alpha. \end{cases} \quad (2.33)$$

Величина подовжньої відхилення визначається формулою:

$$Z = Dt \operatorname{tg} \varepsilon_r \quad (2.34)$$

Зазвичай кут ε_r не перевищує $2 - 3^\circ$, тому

$$Z = D\varepsilon_r. \quad (2.35)$$

Якщо політ відбувається за відсутності вітру, то рівняння (2.33) можна привести до вигляду:

$$\frac{d}{dt}(D\varepsilon_r) = -V(\vartheta - \alpha) + U_z \text{ или } \frac{dD}{dt}\varepsilon_r + \frac{d\varepsilon_r}{dt} * D = -V(\vartheta - \alpha). \quad (2.36)$$

Оскільки $\frac{dD}{dt} = -V$, то маємо

$$D \frac{d\varepsilon_r}{dt} - V\varepsilon_r = -V(\vartheta - \alpha). \quad (2.37)$$

або з урахуванням вітру

$$\frac{D}{V} * \frac{d\varepsilon_r}{dt} - \varepsilon_r = -\vartheta + \vartheta_{\text{в}} + \alpha, \quad (2.38)$$

де

$$\vartheta_{\text{в}} = \frac{U_z}{V} \quad (2.39)$$

характеризує кут напрямку вітру.

Згідно рис. 2.16 можна записати: $D = D_0 - Vt$.

Тоді в остаточному вигляді кінематичне рівняння траєкторії заходу на посадку перетворюється на вигляд:

$$\frac{D_0 - Vt}{V} * \frac{d\varepsilon_r}{dt} - \varepsilon_r = -\vartheta + \vartheta_{\text{в}} + \alpha. \quad (2.40)$$

Зауважимо, що з різних відстаней до ГРМ (D) той самий кут ε_r визначає різні лінійні відхилення Z_i центру мас від рівносигнальної зони курсу (рис. 2.15).

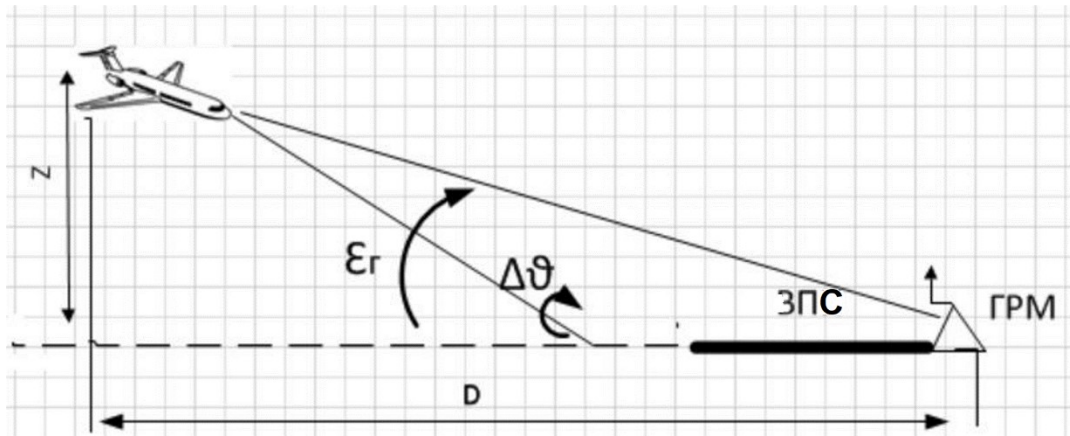


Рис. 2.15 - Зв'язок поздовжнього відхилення Z_i від дальності до порога ЗПС

Для автоматичного управління поздовжнім рухом центр маси ЛА по траєкторії заходу на посадку сигнали за траєкторними параметрами повинні вводитися одночасно в канал стабілізатор і керма висоти, або тільки канал стабілізатор.

Стабілізація центру мас у рівносигнальній зоні забезпечується завдяки створенню певного заданого кута тангажу і кутової швидкості $\dot{\vartheta}$. При цьому можливі три види законів управління: статичний (П-закон), диференціальний (Д) та інтегральний (І).

Якщо в системі використовується статичний закон управління, то тангажу літака утворюється пропорційно до сигналів по куту відхилення центру маси від траєкторії. ε_r , а кутова швидкість $\dot{\vartheta}$ пропорційна ε_r , ϑ :

$$\text{П-закон} \quad \left. \begin{aligned} \vartheta &= K_{\varepsilon 1} \varepsilon_r + K_{\varepsilon 2} \vartheta; \\ \dot{\vartheta} &= K_{\dot{\vartheta} 1} \varepsilon_r + K_{\dot{\vartheta} 2} \vartheta + K_{\dot{\vartheta} 3} \dot{\vartheta} \end{aligned} \right\} \quad (2.41)$$

де

$$K_{\varepsilon 1} = \frac{K_{\varepsilon}^{\varepsilon}}{K_{\varepsilon}^{\vartheta}}; \quad K_{\varepsilon 2} = \frac{K_{\varepsilon}^{\vartheta}}{K_{\varepsilon}^{\vartheta}}; \quad K_{\dot{\vartheta} 1} = \frac{K_{\dot{\vartheta}}^{\varepsilon}}{K_{\dot{\vartheta}}^{\vartheta}}; \quad K_{\dot{\vartheta} 2} = \frac{K_{\dot{\vartheta}}^{\vartheta}}{K_{\dot{\vartheta}}^{\vartheta}}; \quad K_{\dot{\vartheta} 3} = \frac{K_{\dot{\vartheta}}^{\vartheta}}{K_{\dot{\vartheta}}^{\vartheta}}.$$

Недоліком П - закону є те, що наявність сигналу по кутку нищпорення ψ Недоліком П - закону є те, що наявність сигналу по кутку нищпорення U_z , для компенсації якого необхідно здійснювати відхилення керма спрямування. Від цього недоліку вільні два інші види законів управління.

Якщо в системі використовувати диференціальний закон управління (ПД – закон), то сигнал по куту тангажу ϑ виключається з одного каналу управління. Тоді, каналу тангажу літака створюється пропорційно до

сигналів по куту. ε_r та похідний $\dot{\varepsilon}_r$, а кутова швидкість $\dot{\psi}$ визначається сигналами по ε_r , $\dot{\varepsilon}_r$ та ϑ :

$$\text{ПД-закон} \quad \left. \begin{aligned} \vartheta &= K_{\vartheta 1} \varepsilon_r + K_{\vartheta 2} \dot{\varepsilon}_r; \\ \dot{\vartheta} &= K_{H1} \varepsilon_r + K_{H2} \dot{\varepsilon}_r + K_{H3} \vartheta \end{aligned} \right\} \quad (2.42)$$

де

$$K_{\vartheta 2} = \frac{K_{\vartheta}^{\dot{\varepsilon}}}{K_{\vartheta}^{\varepsilon}}; \quad K_{H2} = \frac{K_H^{\dot{\varepsilon}}}{K_H^{\varepsilon}}.$$

Недоліком закону (2.42) є підвищення рівня перешкод на вході системи внаслідок диференціювання сигналу кутом відхилення центру маси від траєкторії ε_r .

В астатичній інтегральній системі статична помилка у стабілізації центру маси ЛА на траєкторії усувається введенням до закону управління

сигналу за інтегралом $\int_0^t \varepsilon_r dt$, тобто використання ІІІ - закону.

Така система характеризується такими законами управління:

$$\left. \begin{aligned} \gamma &= K_{\vartheta 1} \varepsilon_r + K_{\vartheta 2} \vartheta + K_{\vartheta 3} \int_0^t \varepsilon_r dt; \\ \dot{\psi} &= K_{H1} \varepsilon_r + K_{H2} \vartheta + K_{H3} \dot{\vartheta} + K_{H4} \vartheta \int_0^t \varepsilon_r dt \end{aligned} \right\} \quad (2.43)$$

де

$$K_{\vartheta 3} = \frac{K_{\vartheta}^{\int_0^t \varepsilon_r dt}}{K_{\vartheta}^{\varepsilon}}; \quad K_{H4} = \frac{K_H^{\int_0^t \varepsilon_r dt}}{K_H^{\dot{\varepsilon}}}.$$

У зв'язку з тим, що об'єкт автоматичного управління знаходиться на аперіодичній зоні стійкості, необхідно розробити систему управління, що забезпечує стійкість даного об'єкта та відповідні технічному завданню показники якості.

Для обраного закону управління (ПД - регулятор) функціональні схеми системи управління при виконанні тангажу мають один вигляд, наприклад розглянемо систему управління при керуванні кутом тангажу, яка представлена на рис. 2.16.

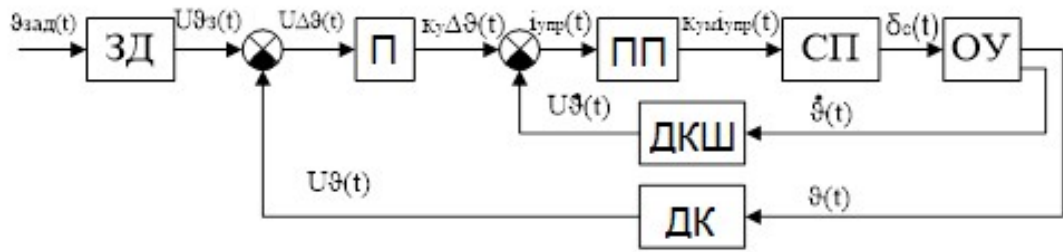


Рисунок 2.16 - Функціональна схема системи керування кутом тангажу

На рисунку 2.16 введені такі позначення:

ЗД – задатчик;

П – підсилювач;

ПП – підсилювач потужності;

СП – сервопривід;

ОУ – об'єкт управління;

ДКШ – датчик кутової швидкості;

ДУ – датчик кута.

Досліджуємо систему керування каналом тангажу (рис.2.17) на стійкість

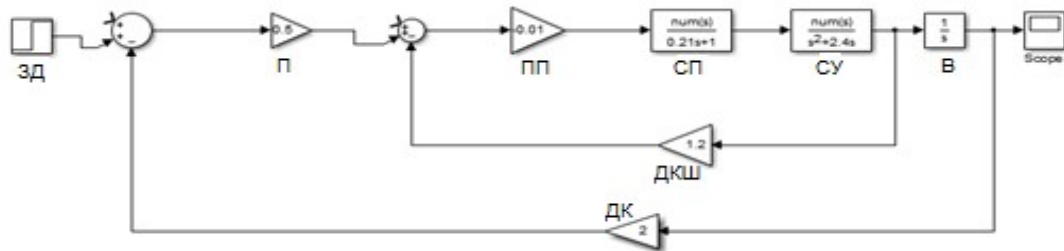


Рисунок 2.17 – Схема моделювання каналу тангажу

Передатна функція замкнутої системи керування каналом тангажу:

$$\Phi_3(s) = \frac{\vartheta(s)}{\vartheta_3(s)} = \frac{W_{УМ}(s)W_{СП}(s)W_{ОУ_2}(s)}{1 + W_{УМ}W_{СП}W_{ОУ_2}W_{ДУС}} \frac{W_Y(s)W_{ИНТ}(s)}{1 + \frac{W_{УМ}(s)W_{СП}(s)W_{ОУ_2}(s)}{1 + W_{УМ}(s)W_{СП}(s)W_{ОУ_2}(s)W_{ДУС}} W_Y(s)W_{ИНТ}(s)W_{ДУ}(s)},$$

(2.44)

де $W_{УМ}(s) = \frac{K_{УС}i_{упр}(s)}{i_{упр}(s)} = -0.01;$

$$W_{ОУ_2}(s) = \frac{\vartheta'(s)}{\delta_c(s)} = \frac{-107}{s^2 + 2.4s};$$

$$W_Y(s) = \frac{K_Y \Delta \vartheta(s)}{\Delta \vartheta(s)} = 10;$$

$$W_{\text{ИНТ}}(s) = \frac{\vartheta(s)}{\dot{\vartheta}(s)} = \frac{1}{s};$$

$$W_{\text{ИНТ}}(s) = \frac{\vartheta(s)}{\dot{\vartheta}(s)} = 2;$$

$$W_{\text{ИНТ}}(s) = \frac{\dot{\vartheta}(s)}{\ddot{\vartheta}(s)} = 1.2.$$

Підставимо значення у вираз (2.44):

$$\Phi_3(s) = \frac{\vartheta(s)}{\vartheta_3(s)} = \frac{8.881}{0.21s^4 + 1.504s^3 + 2.4s^2 + 1.06572s + 17.762} \quad (2.45)$$

$$\Phi_3(s) = \frac{\vartheta(s)}{\vartheta_3(s)} = \frac{0.5}{0.012s^4 + 0.085s^3 + 0.135s^2 + 0.06s + 1} \quad (2.46)$$

Побудуємо перехідний процес досліджуваної системи (рис.2.18):

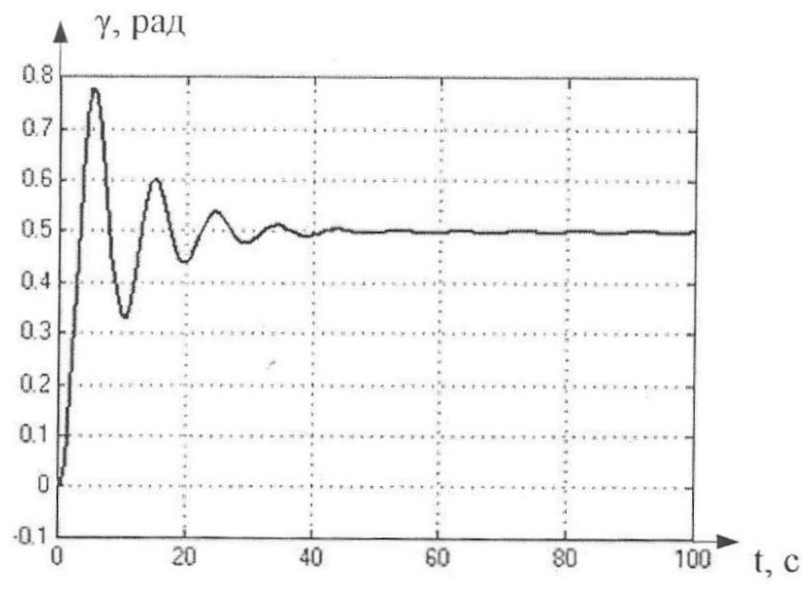


Рисунок 2.18 - Перехідний процес системи керування каналом тангажу

Як очевидно з отриманого перехідного процесу, досліджувана система є стійкою, але показники якості задовольняють вимоги ТЗ, т.к. час перехідного процесу 40, перерегулювання 54%, коливальність $M=4$. Для того, щоб система задовольняла вимогам ТЗ, необхідно спроектувати коригуючий пристрій.

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

Щоб вибрати коригуючий пристрій, скористаємося методом ЛАЧХ:

- 1) побудуємо наявну ЛАЧХ;
- 2) побудуємо бажану ЛАЧХ;
- 3) віднімаючи з бажаної ЛАЧХ наявну, отримаємо ЛАЧХ коригувального пристрою.

Вибір коригувального пристрою для системи під час керування каналом тангажу:

Побудова ЛАЧХ, що розташовується.

Передатна функція розімкнутої системи має вигляд:

$$W_3(s) = \frac{\vartheta_3(s)}{\vartheta} = \frac{20}{0.29s^4 + 2.04s^3 + 3.24s^2 + s}; \quad (2.47)$$

Перетворюємо систему у середовищі MATLAB за допомогою команди `zpk(w)`, щоб виділити постійні часу:

$$W_3(s) = \frac{\vartheta_3(s)}{\vartheta} = \frac{20}{s(0.2s + 1)(0.58s + 1)(2.46s + 1)}; \quad (2.48)$$

По отриманій передавальній функції визначимо частоти сполучення:

$$T_1 = 0.2 \text{ с}, \omega_1 = \frac{1}{T_1} = 5 \frac{\text{рад}}{\text{с}}, \lg \omega_1 = 0.7 \text{ дек}; \quad (2.52)$$

$$T_2 = 0.58 \text{ с}, \omega_2 = \frac{1}{T_2} = 1.73 \frac{\text{рад}}{\text{с}}, \lg \omega_2 = 0.24 \text{ дек}; \quad (2.49)$$

$$T_3 = 2.46 \text{ с}, \omega_3 = \frac{1}{T_3} = 0.4 \frac{\text{рад}}{\text{с}}, \lg \omega_3 = -0.4 \text{ дек}; \quad (2.50)$$

$$L(\omega) = 20 \lg(k) = 20 \lg(20) = 26 \text{ дБ}. \quad (2.51)$$

Таким чином, ЛАЧХ буде мати 4 ділянки.

Для побудови бажаної ЛАЧХ необхідно знати частоту зрізу та межі, в яких бажана ЛАЧХ повинна йти з нахилом -20дБ/дек.

Частоту зрізу знайдемо із номограми Солодовнікова на рис.2.19.

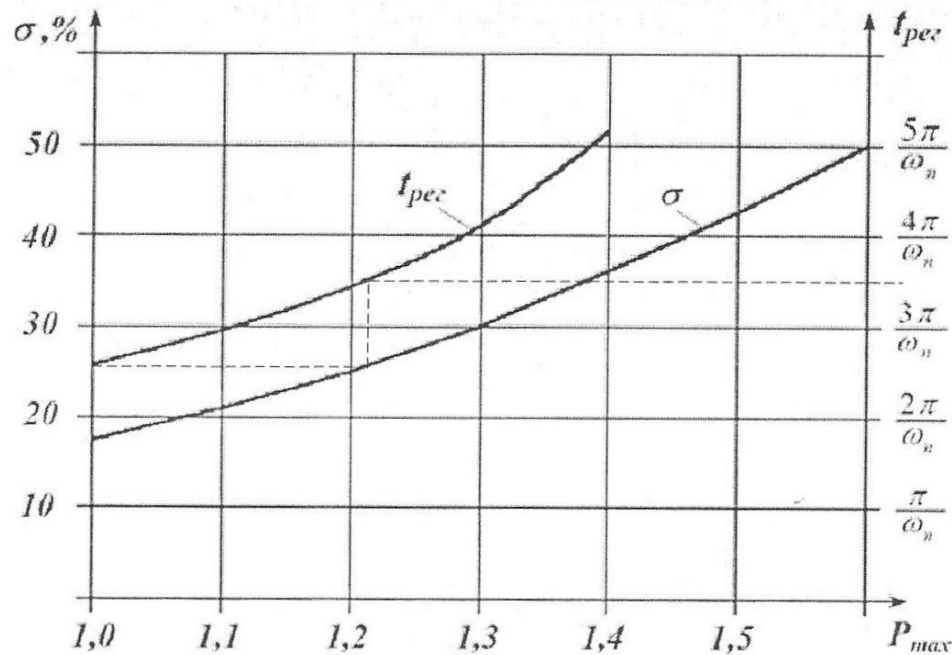


Рисунок 2.19 - Номограма Солодовнікова

Використовуючи номограму Солодовнікова, за заданим значенням $\sigma=25\%$ за допомогою графіка $\sigma=P(P_{\max})$ можна визначити максимум речової частотної характеристики P_{\max} , а за допомогою графіка $\sigma=f(P_{\max})$ і за знайденим значенням P_{\max} - час перехідного процесу $t_{\text{пн}}$, яке визначається за формулою:

$$t_{\text{пн}} \leq \frac{b\pi}{\omega_{\text{ср}}} \quad (2.52)$$

З формули (2.52), знайдемо частоту зрізу $\omega_{\text{ср}}$:

$$\omega_{\text{ср}} = \frac{3.5 * 3.14}{2} = 5.5 \text{ рад/с.} \quad (2.53)$$

Щоб нерівність (2.53) виконувалася, збільшимо значення частоти зрізу $\omega_{\text{ср}} = 6 \text{ рад/с}$:

$$\lg \omega_{\text{ср}} = \lg 6 = 0.78 \text{ дек} \quad (2.54)$$

Нахил середньочастотної ділянки знайдемо з графіка, зображеного на рис.2.20.

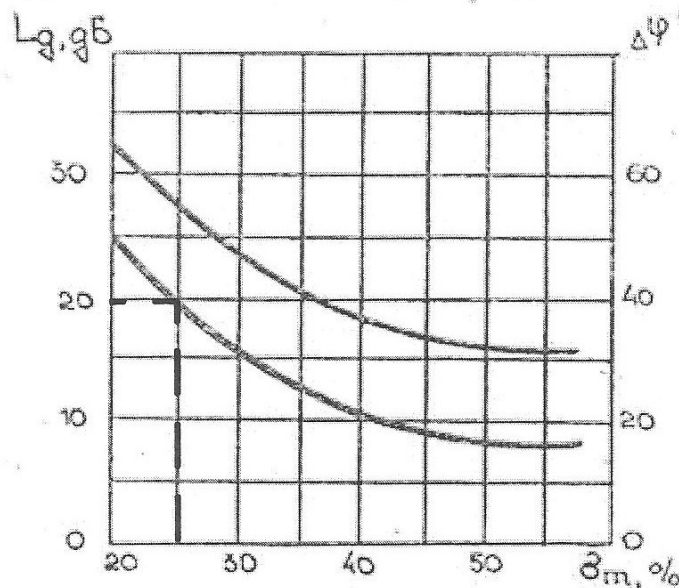


Рисунок 2.20 - Графік залежності $L=f(\sigma)$

Як видно з рис.2.20, при $\sigma=25\%$ нахил середньочастотної ділянки дорівнює 20дБ.

З умови, що допустимий показник коливності $M=1.2$, визначимо інтервал середньочастотної асимптоти ЛАЧХ, нахил яких повинен дорівнювати -20дБ/дек:

$$20 * \lg \frac{M}{M-1} \geq L|W(j\omega)| \geq 20 * \lg \frac{M}{M+1}; \quad (2.55)$$

$$20 * \lg \frac{1.2}{0.2} \geq L|W(j\omega)| \geq 20 * \lg \frac{1.2}{2.2}; \quad (2.56)$$

$$15.5 \geq L|W(j\omega)| \geq -5.2. \quad (2.57)$$

На рис. 2.21 зображені ЛАЧХ, що розташовується, бажана ЛАЧХ, і коригуюча ЛАЧХ.

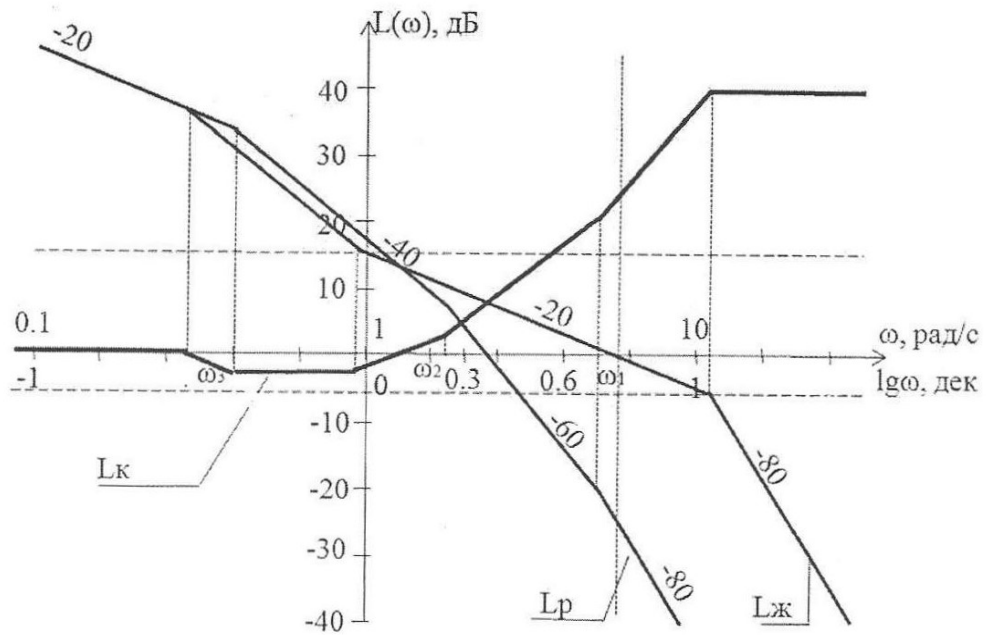


Рисунок 2.21 - ЛАЧХ наявна, бажана та коригуюча в каналі тангажу

На рис. 2.21 введені такі позначення:

L_p - наявна ЛАЧХ;

L_k - бажана ЛАЧХ;

L_z - корегуюча ЛАЧХ.

За отриманою коригуючою ЛАЧХ визначимо постійні часу:

$$T_1 = 0.2 \text{ с}; \quad (2.58)$$

$$T_2 = 0.58 \text{ с}; \quad (2.59)$$

$$T_3 = 2.46 \text{ с}; \quad (2.60)$$

$$T_4 = 3.75 \text{ с}; \quad (2.61)$$

$$T_5 = 1.1 \text{ с}; \quad (2.62)$$

$$T_6 = 0.09 \text{ с}. \quad (2.63)$$

За отриманим постійним часом, визначимо та запишемо передатну функцію коригувального ланки:

$$W_{\text{кз}}(s) = \frac{U_{\text{к}}(s)}{\Delta_y(s)} = \frac{(T_3s + 1)(T_5s + 1)(T_2s + 1)(T_1s + 1)}{(T_4s + 1)(T_6s + 1)^3}; \quad (2.64)$$

$$W_{\text{кз}}(s) = \frac{U_{\text{к}}(s)}{\Delta_y(s)} = \frac{(2.4s + 1)(1.1s + 1)(0.58s + 1)(0.2s + 1)}{(3.57s + 1)(0.09s + 1)^3}. \quad (2.65)$$

Проаналізуємо скориговану систему (рис. 2.22).

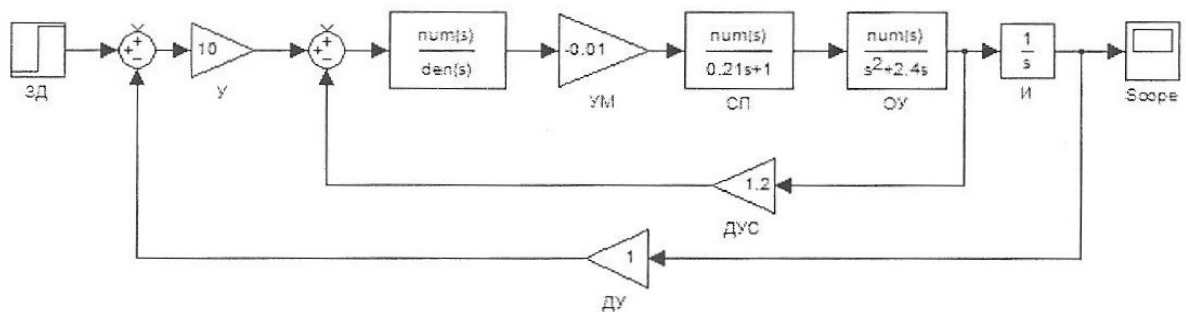


Рисунок 2.22 – Схема моделювання скоригованої системи управління з тангажу

Побудуємо перехідну характеристику (рис. 2.23) та діаграму Найквіста (рис. 2.24).

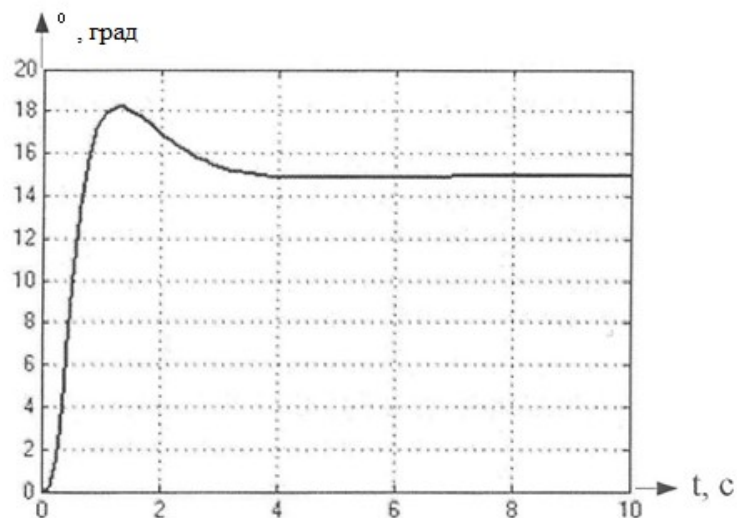


Рисунок 2.23 – Перехідна характеристика скоригованої системи

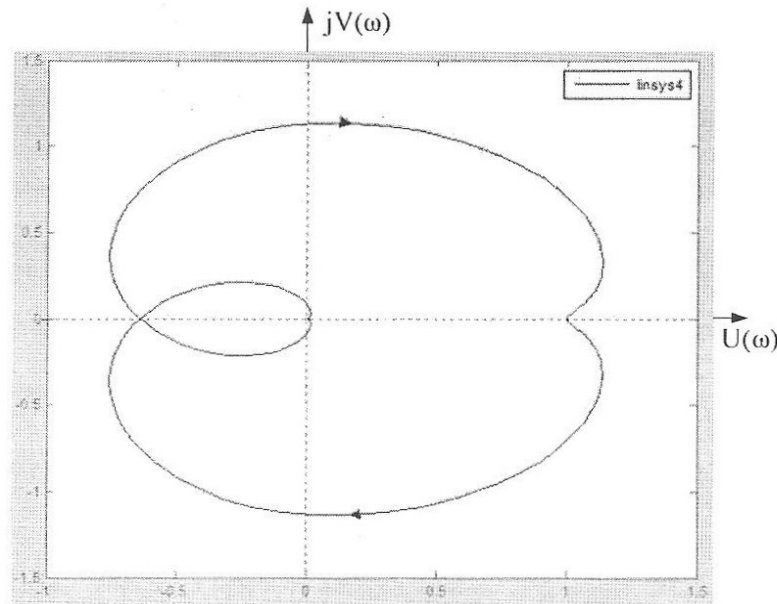


Рисунок 2.24 - Діаграма Найквіста

Після введення в систему коригувального пристрою система задовольняє вимогам ТЗ, т.к. час перехідного процесу 3 с, перерегулювання 20%, коливальність немає. Згідно з діаграмою Найквіста (рис.2.28) система управління стійка, т.я. не охоплює точку $(-1; 0)$.

2.6 Висновки по розділу

В даному розділі було проведено вибір та обґрунтування елементів, що входять до системи, проведено синтез структури, розраховано статичні коефіцієнти, отримано передатні функції всіх елементів, на базі яких розроблено як окремі структурні схеми функціональних вузлів (наприклад, сервопривід), так і окремих каналів: каналу керування положенням вертикальної стрілки пілотажного приладу каналу тангажу. Дані канали були досліджені з погляду задоволення вимог показників якості управління. З цією метою було здійснено синтез коригувальних пристроїв за допомогою методу ЛАЧХ. Аналіз одержаних результатів підтверджує правильність розрахунків. Таким чином, отримані показники якості: час перехідного процесу 3 с, перерегулювання 20%, коливність немає, що повністю задовольняє вимоги ТЗ на проєктування однієї з найскладніших систем управління ЛА при заході на посадку.

3 КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА

3.1 Підготовка алгоритмів управління для реалізації на обчислювачі

Конструкторська частина є проектування керуючого обчислювача для системи автоматичного заходу на посадку літака. Керуючий обчислювач є мікроконтролер з програмою роботи, що реалізує регулятор блоку управління положенням вертикальної стрілки ПНП, блоку каналу стабілізатора. У зв'язку з тим, що обчислювачі мають однакову структуру, розглядатимемо лише один обчислювач, наприклад, блок каналу стабілізатор. Реалізує закон управління системи, що розробляється. Для сполучення мікроконтролера з системою управління необхідна плата сполучення. Вона здійснює перетворення аналогового сигналу із датчиків системи у цифровий код та перетворення цифрового коду, який відповідає керуючому впливу, аналоговий сигнал управління на виконавчий механізм (ВМ).

Підготовка алгоритмів управління та реалізації на обчислювачі керуючому.

Після аналізів алгоритмів управління видно, як вхідний інформацією обчислювача управляючого є сигнали із датчиків.

Оскільки усі вхідні параметри алгоритму надходять безпосередньо із відповідних датчиків, тобто, попередня обробка (диференціювання, інтегрування тощо) не потрібна[15].

Вхідні дані надходять у аналоговому вигляді, отже, їх необхідно перетворити на цифровий вид. Для цього потрібний блок аналого-цифрового перетворення сигналу. Формат вхідних і вихідних даних визначає точність подання інформації в цифровому вигляді. Необхідна довжина розрядної сітки визначається з наступною залежністю:

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

де, $n_{\text{АЦ}}$ - розрядність аналого-цифрового перетворювача (АЦП); $n_{\text{в}}$ - додаткові розряди компенсації обчислювальної похибки.

Значення $n_{\text{АЦ}}$ розраховується виходячи з забезпечення точності перетворення не гірше точності вимірювань, $\delta_{\text{АЦ}} < \delta$ или $\delta_{\text{АЦ}} < 0.5\%$.

Абсолютна похибка АЦП становить:

$$\Delta_{\text{АЦ}} = \delta_{\text{АЦ}} \cdot U_{\text{max}} = 0.005 \cdot 36 = 0.18\text{В}, \quad (3.2)$$

де, U_{max} – максимальне значення сигналу приймає із датчиків.
Знайдемо потрібну розрядність аналого-цифрового перетворювача :

$$n_{АЦ} = \log_2 U_{max} - \log_2(\delta_{АЦ} \cdot U_{max}) = \log_2 36 - \log_2(0.18) = 7.5 \quad (3.3)$$

Із урахуванням округлення і похибки перетворення АЦП (2-3 мл.р.) приймаємо значення $n_{АЦ} = 8$ розрядів, тобто АЦП повинно бути щонайменше десятирозрядним.

3.2 Структура повного алгоритму роботи системи

Повний алгоритм функціонування управляючого обчислювача в вирішенні завдання управління складається з етапів, котрі виконуються циклічно із періодом T_0 .

Щоб узгодити вхідні параметри з мікроконтролером, потрібно перетворити аналоговий сигнал з допомогою АЦП в двійковий код.

Відповідно до цього складається така програма, котра приймає із двох незалежних АЦП сигнали, знаходила різницю між дійсним та бажаним значеннями стану об'єкта. Далі реалізується закон управління для того, щоб забезпечити задану якість управління. Ці операції мають виконуватися із певним періодом часу. Двійковий сигнал управління перетворюється в аналоговий, котрий подається на виконавчий механізм. Також для цього, що забезпечити імпульсний сигнал із допомогою переривання один біт інформації передати із певною частотою на електронний ключ.

Асинхронними подіями у системі, що розробляється, є сигнали переривань. Переривання - тимчасове припинення виконання основний програми із метою більш термінових на даний момент дій, що відбувається у довільний момент часу на запит зовнішнього пристрою або в разі особливої ситуації процесорі. Використання системи переривань дозволяє організувати паралельну і незалежну роботу процесора і периферійних пристроїв таким чином, що ці пристрої, працюючи одночасно із процесором, інформують про закінчення чергового циклу (фази) своєї роботи сигналами запиту на переривання [15].

Джерелами переривань є таймери, котрі реалізують період дискретності обчислень T_0 , і послідовний порт, котрий формує переривання після завершення прийому байта. Працюючи МК можлива ситуація, коли надходять запити на переривання від джерел. Переривання від таймера має мати більший пріоритет. Для синхронізації роботи послідовного порту

необхідно використовувати другий таймер, проте переривання від нього не потрібно обробляти програмно.

3.3 Розробка функціональної схеми обчислювача

Принцип дії ГРМ заснований на випромінюванні сигналу несучої частоти, що моделюється по амплітуді двома різними частотами: $f_1 = 70\text{Гц}$ та $f_2 = 45\text{Гц}$. Тому поле випромінювання ГРМ являє собою два поля, що перетинаються

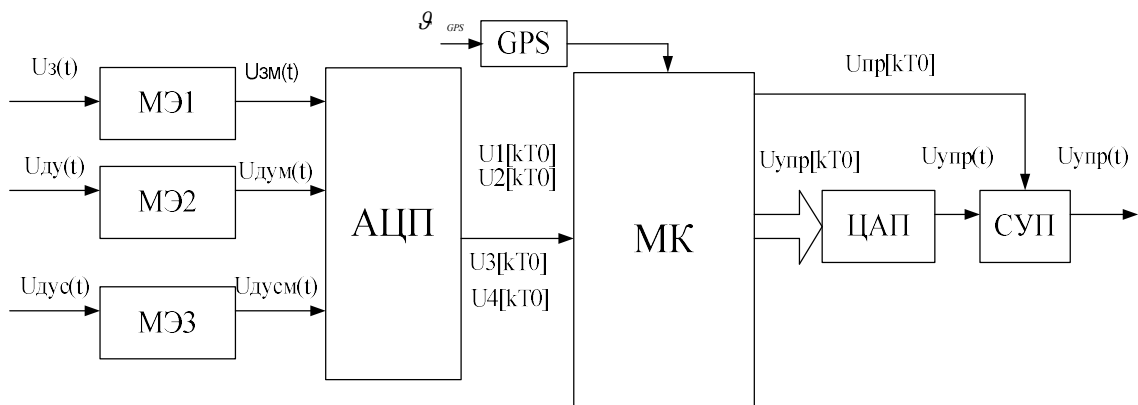


Рисунок 3.1 — Функціональна схема обчислювача

На схемі використані такі позначення:

МЕ - масштабуючий елемент;

АЦП - аналого-цифровий перетворювач;

МК - мікроконтролер;

ЦАП - цифро-аналоговий перетворювач;

СУП - схема управління полярністю.

Для узгодження вхідних сигналів із мікроконтролером використовується АЦП. Мікроконтролер формуватиме керуючий вплив та видаватиме його на ЦАП. З ЦАП отримують безперервний сигнал зі змінною амплітудою. Задля того щоб на ВМ подавати необхідний імпульсний сигнал, треба пропускати його через ЕК, котрий буде розмикати та замикатися із певною частотою, та посилювати його на СП, тому що ЦАП видає малопотужний сигнал.

3.4 Вибір елементної бази та розробка принципової схеми обчислювача

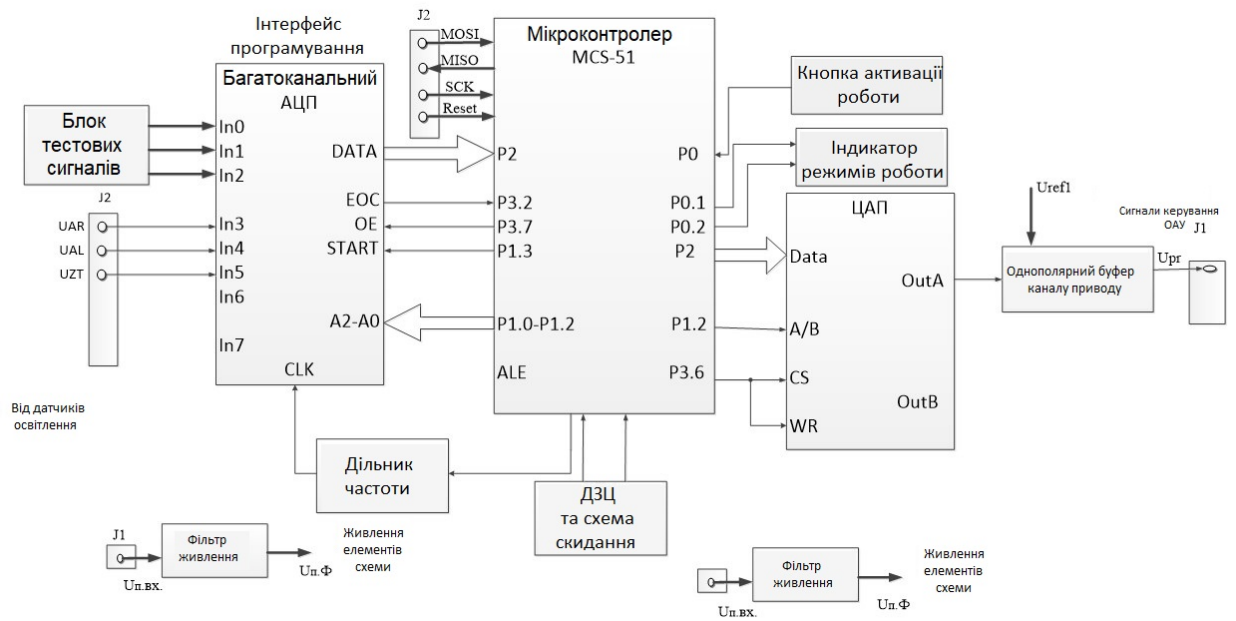


Рисунок. 3.2 - Функціональна схема обчислювача

На схемі використані такі позначення:

АЦП - аналого-цифровий перетворювач;

МК - мікроконтролер;

ДЗЦ - допоміжний зональний центр;

ЦАП - цифро-аналоговий перетворювач.

Для проєктованого керуючого обчислювача було обрано мікроконтролер MCS-51 фірми INTEL. На рисунку 3.3 представлено графічне зображення мікроконтролера.

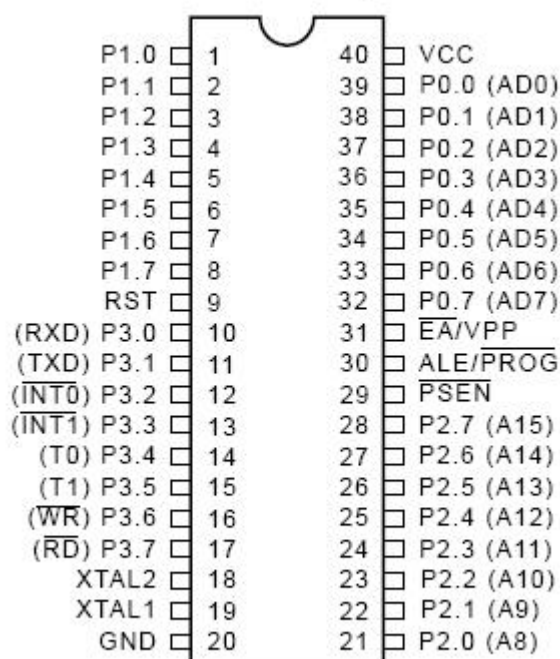


Рисунок 3.3 - Електричний інтерфейс мікроконтролера MCS-51

MCS-51- Складається із процесорного ядра (CPU), ОЗУ, ПЗУ, послідовного порту, паралельного порту, логіки управління перериваннями, таймера і т.д.

Шина даних – 8-бітна шина даних. Можливість за одну операцію обробки 8-біт даних. Зумовлює назву 8-бітний мікропроцесор
Шина адреси – 16-бітна адресна шина. Можливість доступу до 216 адрес пам'яті, тобто 64 кБ адресний простір у ОЗУ та ПЗУ Вбудоване ОЗУ — 128 байт (Пам'яті даних)

- 1) вбудоване ПЗУ - 4 КБ (Пам'яті програм);
- 2) чотири порти введення-виводу: один двонаправлений і три квазідвоспрямовані. Послідований інтерфейс UART (Універсальний асинхронний приймач);
- 3) два 16-бітові таймери;
- 4) два рівні пріоритету переривань;
- 5) близько 60 тисяч транзисторів на кристалі площею 5,85 мм².

Загальною особливістю в сучасних 8051-сумісних мікроконтролерах стало вбудовування покращених і додаткових схем, таких як: автоматичне скидання по падінню напруги; вбудовані тактові генератори; внутрішньосхемне програмування пам'яті програм; автозавантажувачі довгострокової пам'яті даних на основі EEPROM; I²C ; SPI (стандарт 3-провідної послідовної шини); USB хост-інтерфейс; ШІМ-генератори; аналогових компараторів; АЦП та ЦАП перетворювачів; годинника реального часу; додаткових таймерів та лічильників; внутрішньосхемних

відладчиків, додаткових джерел переривань; розширених енергозберігаючих режимів

8051-сумісні мікроконтролери мають один чи два УАПП (UART), два ачи три таймери, 128 або 256 байт вбудованої ОЗП (16 байт котрої мають побітову адресацію), від 512 байт до 128 Кбайт вбудованої пам'яті програм (ПЗУ), та іноді зустрічається використання EEPROM , адресованої через «реєстри спеціального призначення» (SFR = Special Function Register). УАПП/UART може бути налаштований для використання у режимі 9-біт даних, який робить можливим адресну прийом і передачу у багатоточковому підключенні на основі RS-485 апаратного протоколу.

Один машинний цикл оригінального 8051-ядра займає 12 тимчасових тактів, а також більшість виконується за один чи два машинні цикли. При частоті тактового генератора, який дорівнює 12 МГц, 8051-ядро може виконувати 1 мільйон операцій на секунду, що виконуються за один цикл, або 500 тисяч операцій на секунду, що виконуються за два цикли. Поліпшене 8051-сумісне ядро, котре в даний час поширене, виконує машинний цикл за шість, чотири, два, чи за один часовий такт, та дозволяє використовувати тактові генератори із частотою до 100 МГц, що дозволило збільшити кількість операцій, що виконуються в секунду.

Ще більш швидкі 8051-ядра, з 1 тактом цикл, організуються з використанням ПЛІС, таких як FPGA (швидкість в діапазоні 130-150 МГц) або ASIC (швидкість в діапазоні декількох сотень МГц), за допомогою спеціальної прошивки. Всі 8051-сумісні пристрої, що виробляються SILabs.

Надзвичайно корисною особливістю 8051-ядра є обробка булевих даних, що дозволило запровадити бінарну логіку, що оперує безпосередньо з бітами внутрішньої ОЗП (області зі 128 прямо-адресованих бітів) та реєстрів. Ця особливість була потрібна в додатках промислової автоматики. Ще одна цінна особливість полягала в 4 незалежних наборах реєстрів, які значно зменшували затримки при обробці переривань у порівнянні з класичним використанням стека, що застосовувався раніше.

Контролер 8031 є урізаною версією Intel 8051: у нього відсутня вбудована пам'ять для зберігання програми.

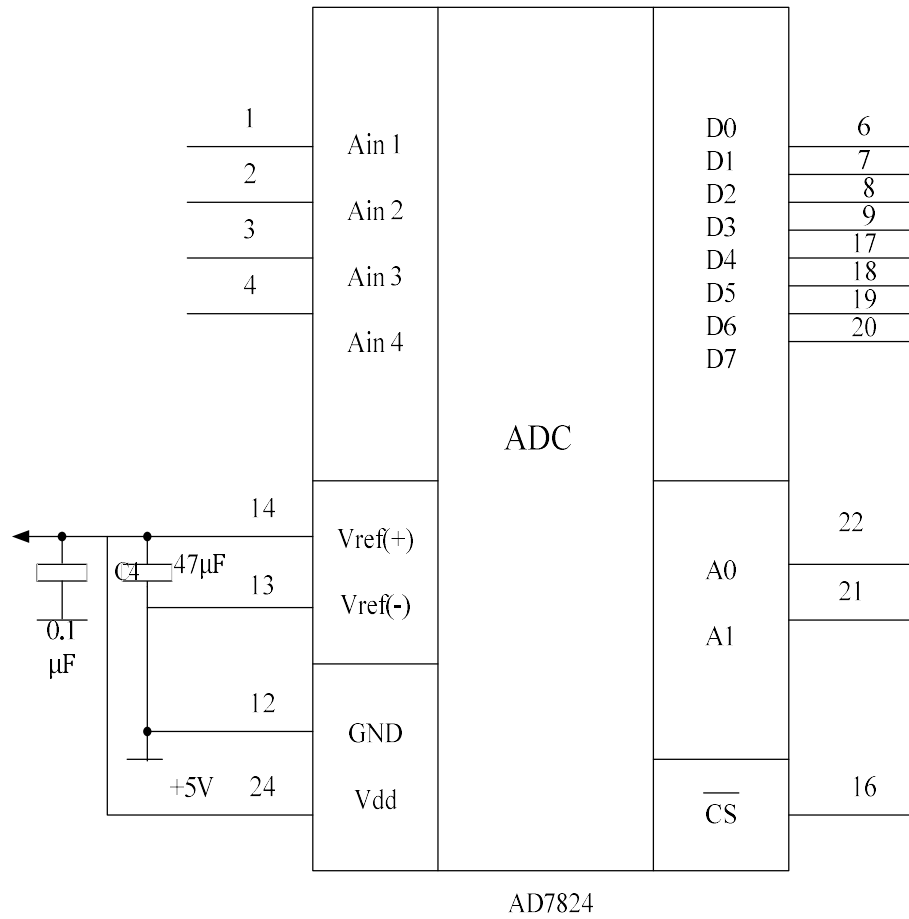


Рисунок 3.4 - Восьми бітний паралельний АЦП

Аналогові виходи реалізуються на 10 – бітних паралельних ЦАП (TLC5615C).

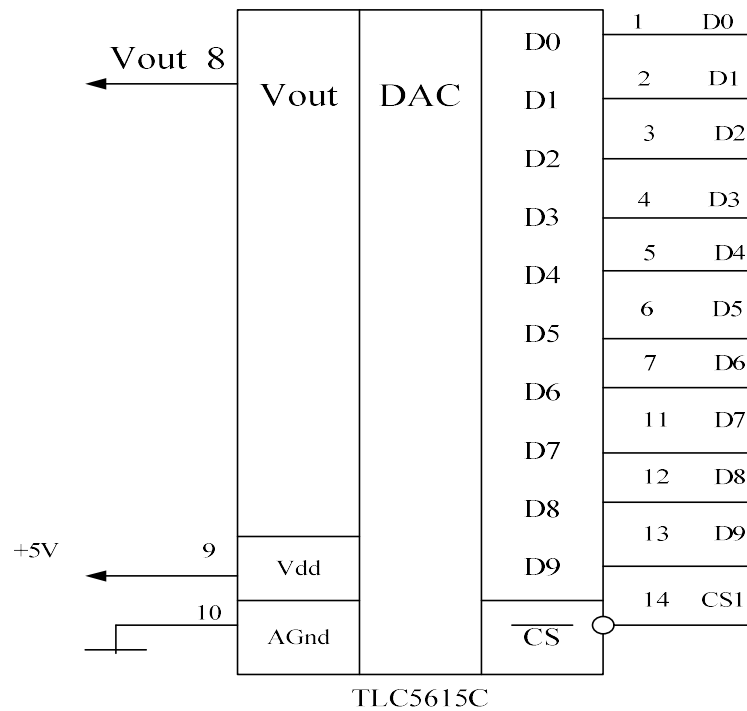


Рисунок 3.5 - Десяти каналний паралельний ЦАП

Так як максимальна напруга в виході ЦАП -5, а вхідна напруга сервоприводу становить 27 В, то розглядається масштабуючі пристрої, побудоване на базі операційних підсилювачів та електронного ключа К590КНЗ. Потрібно забезпечити збільшення напруги в 5.4 рази.

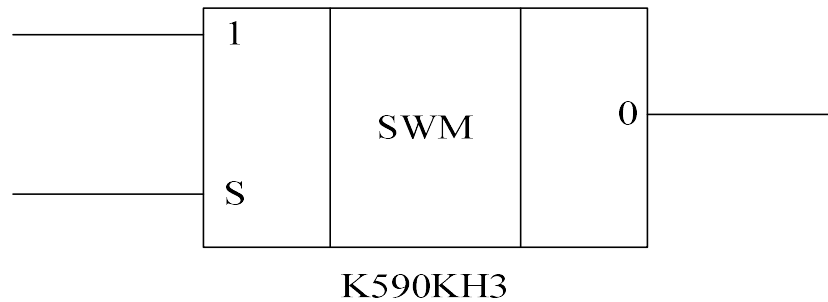


Рисунок 3.6 – Електричний ключ К590КНЗ

Кварцовий резонатор необхідний задля завдання тактових імпульсів мікроконтролера і його синхронізації. На рисунку 3.6 представлена принципова схема кварцового резонатора із частотою 11 МГц, який включає за схемою із середньою точкою.

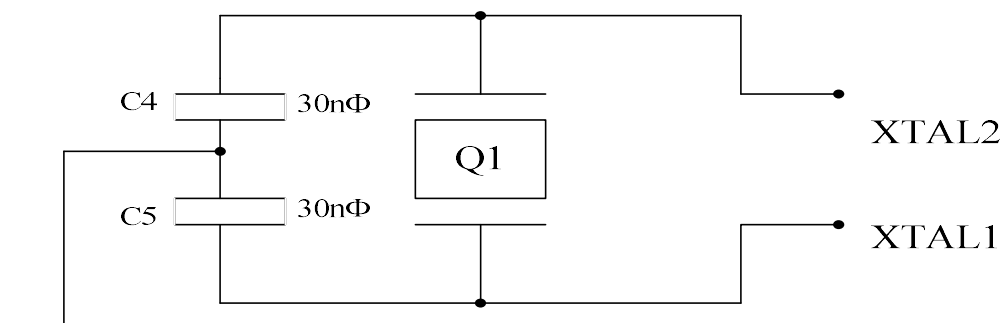


Рисунок 3.7 - Схема включення кварцового резонатора

Кварцовий резонатор, підключається до зовнішніх висновків XTAL1 та XTAL2 мікроконтролера та керує роботою внутрішнього генератора, який формує внутрішні сигнали синхронізації.

На підставі сигналів синхронізації пристрій управління мікроконтролера формується машинний цикл фіксованої тривалості, який дорівнює 12 періодів резонатора. Обрано була така схема із таким кварцовим резонатором через те, що у взаємодії із мікроконтролером MCS-51 цей ланцюг генерує крок роботи МК рівний 0,5 мкс. Такий крок роботи програм влаштовує, тому що дозволяє дуже легко вкласти алгоритм роботи мікроконтролера у 5 мс..

Схема масштабуючого пристрою, побудованого на базі К140УД608, представлена на рисунку. 3.7.

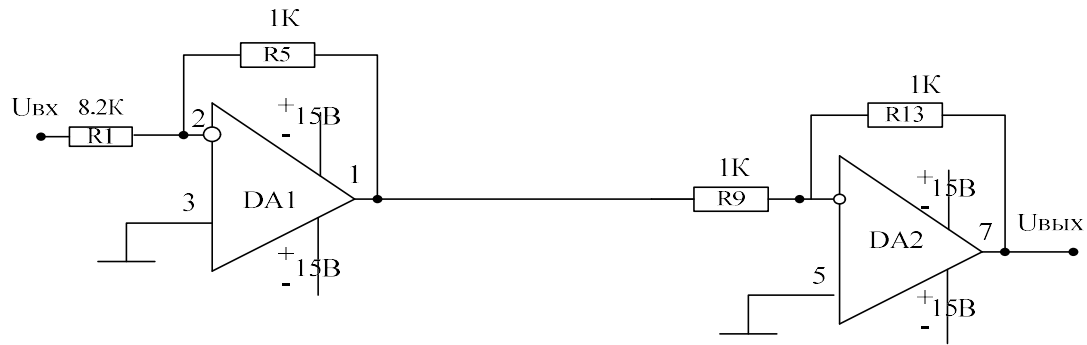


Рисунок 3.8 - Схема включення масштабуючого пристрою

3.5 Розробка принципової схеми обчислювача керуючого

Після вибору і розрахунку функціональних блоків пристрою можна переходити до створення схеми обчислювача управителя.

Принципова схема є з'єднання обраних блоків за функціональною схемою, із урахуванням правил з'єднання.

3.6 Формування алгоритму роботи обчислювача керуючого

Обчислювач складається з мікроконтролера MCS-51 із сімома портами введення виведення, інформація у мікроконтролер надходить після масштабування і аналого-цифрового перетворення. Масштабуючий елемент побудований на операційному підсилювачі та має коефіцієнт передачі рівний $1/8$, аналого-цифрові перетворювачі являють собою мікросхему AD7824 із вбудованим мультиплексором на 4 канали, рахунок цього досягається зменшення кількості елементів і з'єднань в схемі, а, отже, підвищується надійність. Після зчитування вхідних сигналів із АЦП мікроконтролер здійснює обчислення керуючого сигналу за закладеними у нього алгоритмами. Коли отриманий керуючий сигнал через порти виведення передається на ЦАП для перетворення його до аналогового виду та після посилення сигналу по потужності керуючий сигнал передається на виконавчі механізми.

На рисунку 3.9 представлений алгоритм програми з одержання, перетворення і передачі даних. Алгоритм представлений в вигляді блок-схеми.



Рисунок 3.9- Алгоритм роботи системи

3.7. Висновок по розділу

У даному розділі було розроблено обчислювач керуючий, завдання якого полягає в наступному: парировати вплив, що обурює, яке впливає на об'єкт управління; добиватися необхідних показників якості; встановлених для системи та заданих в технічному завданні. Обчислювальний пристрій створено на базі мікроконтролера і реалізує алгоритм в вигляді рівнянь вхід-вихід.

4 ДОСЛІДНИЦЬКА ЧАСТИНА

Ми розглядатимемо по відношенню до автономної системи автоматичного керування (САУ) транспортним засобом. При цьому САУ транспортного засобу спроектована так, що автоматично забезпечується стійкість, керованість, спостережуваність, а також діагностованість одиночних дестабілізуючих впливів, тобто транспортний засіб представляється як об'єкт раціонального керування (ГРП), що базується на принципі формування впливу керуючого по діагнозу позаштатної ситуації:

Таким чином, основним завданням блоку діагностики будь-якої раціональної системи управління є виявлення відмови, виявлення місця, класу та виду відмови. При цьому вважаємо, що досягнення необхідного рівня стійкості до відмови динамічної системи досягається за рахунок наступних основних процедур:

- 1) Виявлення дестабілізуючого впливу;
- 2) Аналіз та ідентифікація дестабілізуючого впливу;
- 3) Відновлення необхідного рівня працездатності об'єкта раціонального управління;

З метою конкретизація цього питання в подальшому під дестабілізуючим впливом будемо розуміти відмову працездатності одного з функціональних вузлів, що входять до складу системи.

Вважаємо, що відмовити може будь-який функціональний елемент. При цьому необхідно виявити факт відмови, знайти місце відмови, визначити клас та вид відмови, прийняти раціональне рішення про спосіб парирування відмови.

Традиційні методи діагностики відмов включають обмежувачі або спеціальні тестові сигнали, які дають змогу визначити чи встановити факт виникнення дефекту або відмови. У разі відмови одного з функціональних елементів система діагностики відключає компонент, що відмовив, і замінює його резервним. При цьому для підвищення стійкості до відмови блоків або систем на таких об'єктах як ракети-носії, космічні апарати, літаки використовують принцип потроєння або так званий принцип «два з трьох». Однак такі засоби відмови стійкості можуть бути застосовані при забезпеченні безпеки польотів найважливіших і дорогих об'єктів.

4.1 Постановка завдання дослідження

При великій номенклатурі елементів, що знаходяться в межах одного виробу, застосування методу потроєння навіть за сучасного розвитку промисловості є неможливим. Тому сучасні методи діагностики та підвищення стійкості до відмови повинні базуватися на алгоритмічних методах скорочення кількості елементів, ґрунтуючись на відповідних математичних моделях та діагностичних алгоритмах.

Звідси випливають завдання про розгляд питання правомірності застосування ідентичності підходів до розробки блоків діагностики як для лінійних, так і для нелінійних систем за умови, що їх функціонування не допускається використання додаткових апаратних засобів та переведення динамічної системи при її нештатному функціонуванні в режим відпрацювання пробних сигналів. блоків, що відмовили.

4.2 Отримання інформації про виникнення відмови функціонуванні нелінійної системи

Розглянемо у вигляді застосування алгоритмічного резервування, стосовно нелінійної системі, вважаючи, що стану норрисьного функціонування відповідає «вектор відмов» $f(t)=0$ [3,4]. Як приклад розглянемо узагальнену систему другого порядку, що описується такими нелінійними рівняннями стану та вимірювань:

$$\begin{cases} \dot{X} = -X + X_2^2 + U + f_1; \\ \dot{X}_2 = -2X_2 + f_2; \\ Y = X_1 + f_3, \end{cases} \quad (4.1)$$

де $\vec{f} = [f_1, f_2, f_3]^T$ –вектор відмов

$\vec{X} = [X_1, X_2,]^T$ –вектор станів

U – управління

Після диференціювання третього рівняння системи (1) та спільного рішення з першим рівнянням отримаємо:

$$\dot{Y} = -X + X_2^2 + f_1 + \dot{f}_3. \quad (4.2)$$

Далі знайдемо другу похідну вирази (2) та враховуючи перше рівняння системи (1), отримаємо:

$$\ddot{Y} = X - 5X_2 + \dot{U} + \dot{f}_1 + \ddot{f}_3 - \dot{f}_1. \quad (4.3)$$

На підставі виразів (1), (2), (3) маємо такі складові стан вектора вимірювань:

$$\bar{Y} = \begin{pmatrix} Y \\ \dot{Y} \\ \ddot{Y} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_1 + f_3 \\ -X + X_2^2 + f_1 + f_3 \\ X - 5X_2 + \dot{U} + U + f_1 + f_3 - f_1 \end{pmatrix} \quad (4.4)$$

Для нормально функціонуючої системи вектор вимірювань представимо у вигляді:

$$\bar{Y}_0 = \begin{pmatrix} Y \\ \dot{Y} \\ \ddot{Y} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_1 \\ -X + X_2^2 + U \\ X - 5X_2 + \dot{U} + U \end{pmatrix} \quad (4.5)$$

Спільне рішення виразів (4) і (5), яке здійснюється блоком діагностики, дозволяє знайти складові f_i , $i=\overline{1,3}$ вектор відмови:

$$\Delta \bar{Y} = \begin{pmatrix} Y - Y_0 \\ \dot{Y} - \dot{Y}_0 \\ \ddot{Y} - \ddot{Y}_0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f_3 \\ f_1 + f_3 \\ f_1 - f_1 + f_3 \end{pmatrix} \quad (4.6)$$

Таким чином, на базі аналізу змін складових вектора вимірювань може бути встановлена природа складових вектора відмов, їх вигляд, клас і відповідно вироблено алгоритм реконфігурації системи з метою відновлення необхідного рівня працездатності об'єкта раціонального управління.

4.3 Отримання інформації про виникнення відмови під час функціонування лінійної системи

Як вихідна система виберемо канал тангажу літака зі статичним автопілотом. Управління, що описує рух літака по куту тангажу, представлено у вигляді рівняння, що описує вхід-вихід системи управління:

$$(s^2 + n_{22}s)T(s) = -n_c \Delta_c(s), \quad (4.7)$$

де n_{22} та n_3 - постійні коефіцієнти, що характеризують відповідно динаміку літака з тангажу та ефективність його органів управління з тангажу, тобто стабілізатор,

$$\Delta_c(s) = K_{\vartheta}(T(s) - T_3(s)) + K_{\dot{\vartheta}}sT(s). \quad (4.8)$$

Структура схема каналу тангажу зі статичним автопілотом представлена на рис.1

Вирішуючи рівняння (7) відповідно до рівняння (8), отримаємо:

$$(s^2 + a_1s + a_2)T(s) = a_2T_3(s), \quad (4.9)$$

де $a_1 = n_{22} + n_3K_\vartheta$; $a_2 = n_3K_\vartheta$.

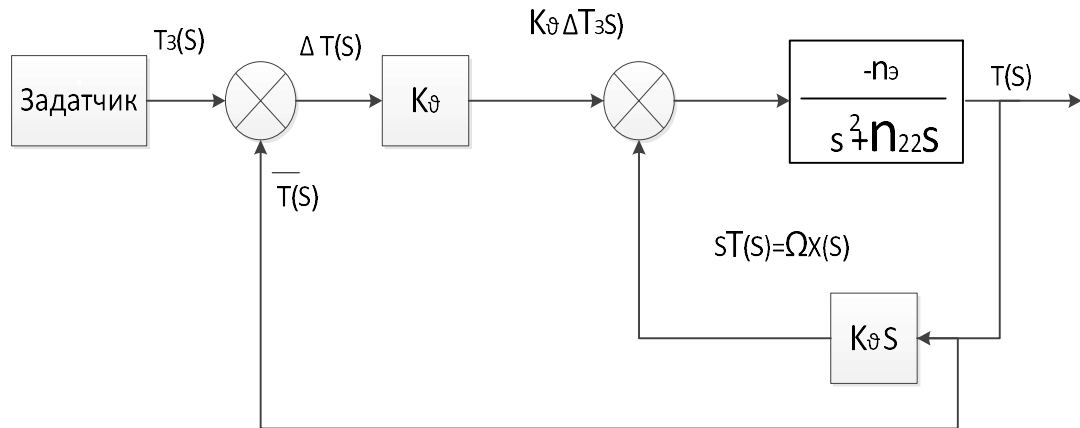


Рисунок 4.1 - Структурна схема каналу тангажу зі статичним автопілотом

Вираз (4.9) запишемо у такому вигляді:

$$\ddot{\vartheta} = a_1\dot{\vartheta} - a_2\vartheta = a_2\vartheta_3, \quad (4.10)$$

звідки

$$\ddot{\vartheta} = -a_2\vartheta - a_1\dot{\vartheta} + U, \quad (4.11)$$

де $U = a_2\vartheta$ - що задають вплив.

Для системи другого порядку можуть бути введені дві змінні вектори стану:

$$\begin{cases} X_1 = \vartheta; \\ X_2 = \dot{\vartheta} = \omega_z; \end{cases} \quad (4.12)$$

де ϑ та ω_z - кут та кутова швидкість тангажу, які вимірюються відповідно датчиком тангажу (ЦГВ) та ДКШ.

Тоді рівняння стану та виходу можуть бути представлені у наступному вигляді:

$$\begin{cases} \dot{X}_1 = X_2; \\ \dot{X}_2 = -a_2X_1 - a_1X_2 + U; \end{cases} \quad (4.13)$$

$$\begin{cases} Y_1 = X_1; \\ Y_2 = X_2; \end{cases} \quad (4.14)$$

За наявності відмови в системі виразу (13) та (14) запишемо в такому вигляді:

$$\begin{cases} \dot{X}_1 = X_2 + f_3; \\ \dot{X}_2 = -a_2 X_1 - a_1 X_2 + U + f_2; \end{cases} \quad (4.15)$$

$$\begin{cases} Y_1 = X_2 + f_3; \\ Y_2 = X_2 + f_4; \end{cases} \quad (4.16)$$

де $f = [f_1, f_2, f_3, f_4]^T$ - вектор відмови.

Після знаходження похідних виміри (4.16), підстановки отриманих результатів компоненти вектора станів (4.15) і дозволу вихідного виразу щодо Y_i , \dot{Y}_i , $i=\overline{1,2}$, отримаємо:

$$\begin{cases} Y_1 = X_1 + f_3; \\ Y_2 = X_2 + f_4; \\ \dot{Y}_1 = X_2 + f_1 + f_3; \\ \dot{Y}_2 = -a_2 X_1 - a_1 X_2 + U + f_3 + \dot{f}_4, \end{cases} \quad (4.17)$$

Вирази (4.17) за відсутності відмови можуть бути подані у вигляді:

$$\begin{cases} Y_{10} = X_1; \\ Y_{20} = X_2; \\ \dot{Y}_{10} = X_2; \\ \dot{Y}_{20} = -a_2 X_1 - a_1 X_2 + U + f_3 + \dot{f}_4, \end{cases} \quad (4.18)$$

Тоді складові вектора відмови можуть бути обчислені як

$$\Delta Y = \begin{pmatrix} Y_1 - Y_{10} \\ Y_2 - Y_{20} \\ \dot{Y}_1 - \dot{Y}_{10} \\ \dot{Y}_2 - \dot{Y}_{20} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f_3 \\ f_4 \\ f_1 + \dot{f}_3 \\ f_2 + \dot{f}_4 \end{pmatrix} \quad (4.19)$$

З іншого боку, враховуючи наявність вимірювачів (датчика кута тангажу) ϑ та датчика кутової швидкості $\dot{\vartheta} = \omega_z$), вираз (19) запишемо так

$$\Delta Y = \begin{pmatrix} \vartheta - \vartheta_0 \\ \omega_z - \omega_{z0} \\ \dot{\vartheta}_1 - \dot{\vartheta}_0 \\ \dot{\omega}_z - \dot{\omega}_{z0} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f_3 \\ f_4 \\ f_1 + \dot{f}_3 \\ f_2 + \dot{f}_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Delta\vartheta \\ \Delta\omega \\ \Delta\dot{\vartheta} \\ \Delta\dot{\omega}_z \end{pmatrix} \quad (4.20)$$

На базі виразів (20) алгоритм роботи блоку діагностики при ідентифікації складових вектора відмови $f = [f_1, f_2, f_3]^T$ може бути представлений у вигляді (рис. 2).

Як впливає з вищесказаного, складові вектора, що несуть відповідне смислове навантаження (наприклад, f_3 - повна відмова датчика кута тангажу, f_1 - зміна крутості статичної характеристики датчика кута тангажу, f_4 - повна відмова ДКШ, f_2 - зміна крутості вихідної характеристики ДКШ) можуть бути отримані при побудові блоків діагностики з метою підвищення стійкості до відмови як лінійних, так і нелінійних систем.

Приклад функціонування схеми використання блоків діагностики з метою підвищення стійкості до відмови в системі управління літаком при посадці наведено на рис. 4.2.

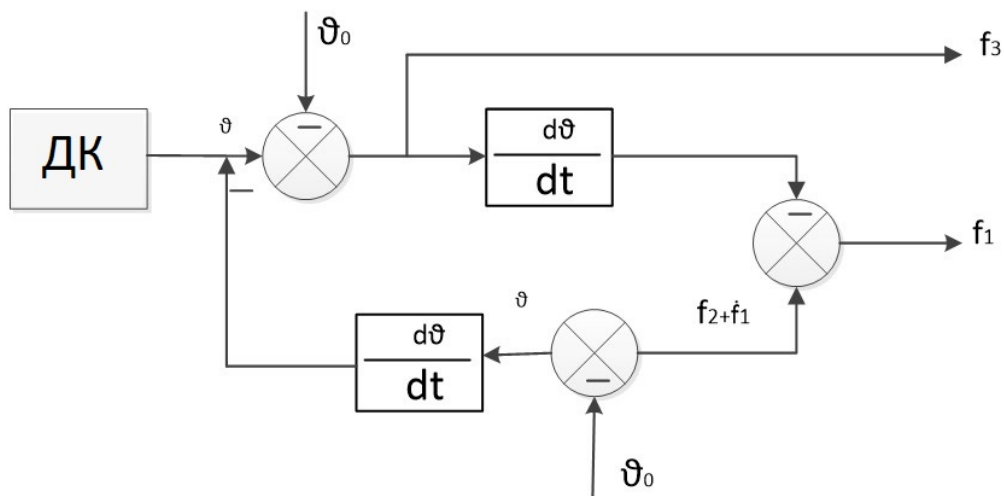


Рисунок 4.3 – Алгоритм роботи блоку діагностики при ідентифікації складових вектора відмови: ДК-датчик кута; ДКШ- датчик кутової

ШВИДКОСТІ

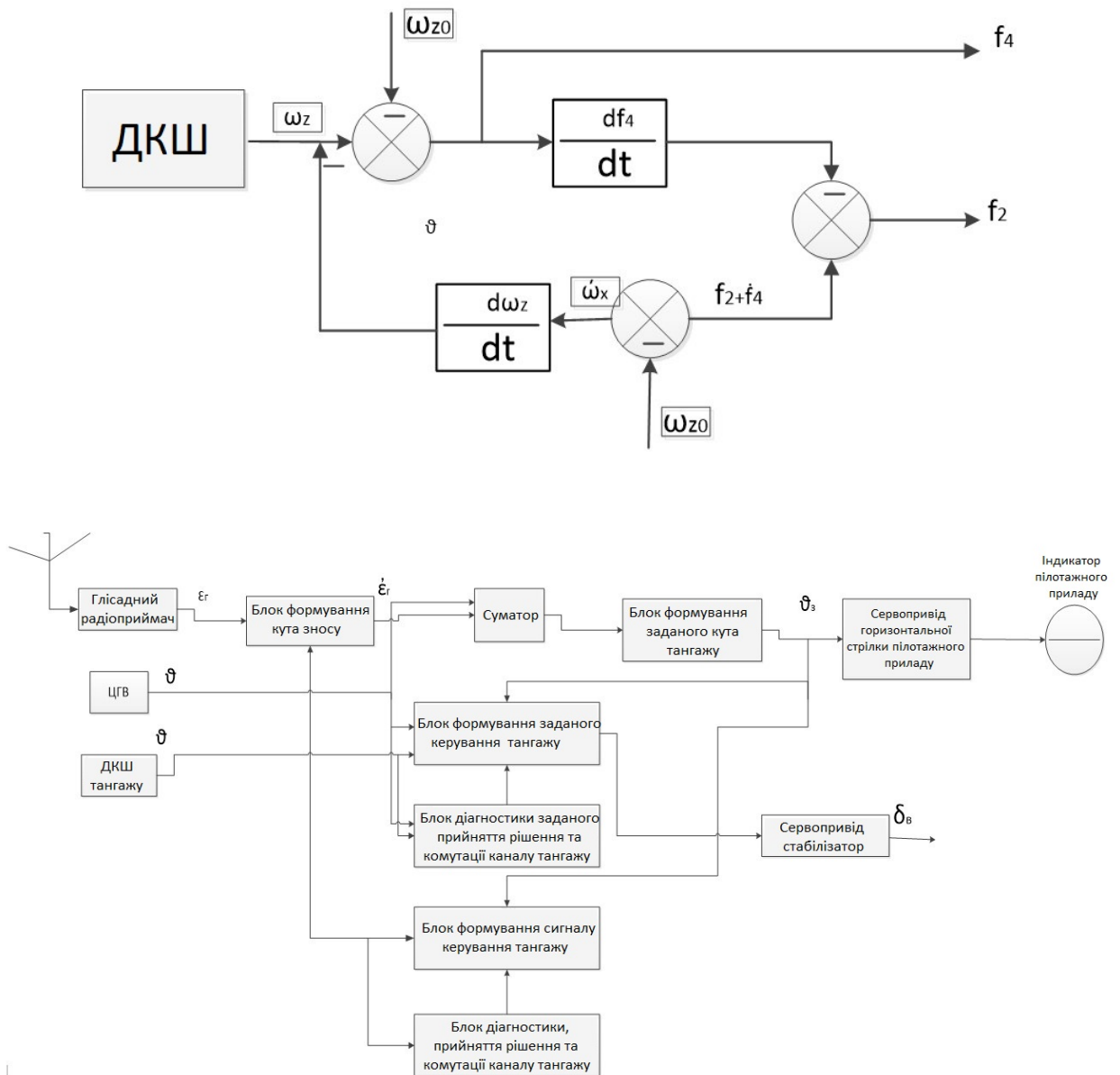


Рисунок 4.4 – Система автоматичного керування літаком під час заходу на посадку з використанням блоків діагностики

ϵ_r - відхилення центру мас літального апарату від рівносигнальної зони гліссадного радіомаяка; $\dot{\epsilon}_r$ - швидкість відхилення центру мас літального апарату від рівносигнальної зони гліссадного радіомаяка; ϑ - кут тангажа; $\dot{\vartheta}$ - кутова швидкість тангажа.

У цій схемі вихідні сигнали блоків діагностики каналу тангажу відповідно надходять через блоки комутації та прийняття рішень про зміну алгоритмів функціонування або реконфігурації системи на блоки формування сигналів керування каналом тангажу.

4.4 Висновок по розділу

Як показують дослідження, логіка проектування блоків діагностики для забезпечення працездатності як лінійних, так і нелінійних систем може бути побудована на аналізі змінних векторів відмов, що вводяться до вектора вимірювань. При цьому отримані змінні, що входять до зміненого при наявності відмов вектору стану, дозволяють розробити логіку побудови алгоритму роботи блоку діагностики виключно без застосування додаткових апаратних засобів і сигналів тест-контролю.

5 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ПРАКТИЧНА ЧАСТИНА


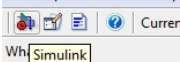
5.1 Завдання та засоби виконання експериментальної розробки

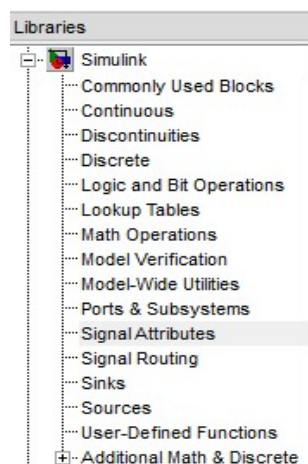
Основним завданням виконання експерименту є проєктування блоків діагностики ДК та ДУС за допомогою MATLAB/SIMULINK.

У процесі проєктування проводиться взаємодія елементів системи, здійснюється вибір параметрів із перевіркою їхнього впливу функціонування системи управління.

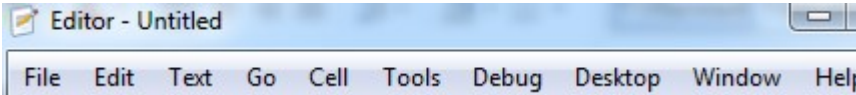
Для реалізації завдання використовується програма MATLAB/SIMULINK.

5.2 Опис лабораторної установки

Для виконання лабораторної установки запускаємо програму  , далі на екрані MATLAB натискаємо  та автоматично відкривається бібліотека, в якій знаходяться всі необхідні команди для виконання блок схеми




а також вікно для з'єднання з виконанням лабораторної

установки . Після цього


в бібліотеці ми натискаємо  Для вибору  Sine Wave

який генерує синусоїду, а також  Pulse Generator які генерують імпульси через регулярні проміжки часу. У блоці  Continuous знаходиться

 Derivative, який використовуємо для виведення сигналу до суматора,

 де ми знайдемо  Sum. Він підсумовує сигнали, які

надходять з усіх блоків, і видають результати. У блоці **Sinks** знаходимо

 Scope, які відображає сигнали, що генеруються в процесі моделювання.

5.3 Підготовка до експерименту

Використовуючи середу MATLAB/SIMULINK розробимо схему моделювання аналізу функціонування системи виявлення відмов датчика кута або датчика кутової швидкості.

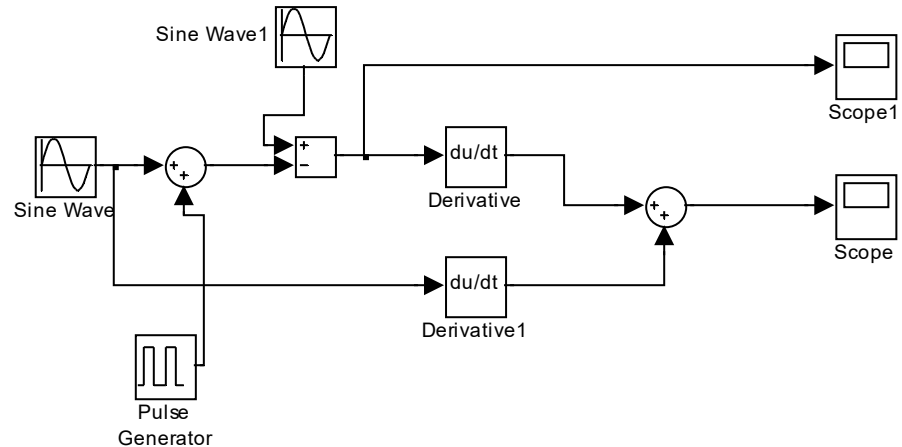


Рисунок 5.1 - Блок діагностики при ідентифікації складових вектора відмови: ДК і ДКШ середі MATLAB/SIMULINK.

Результати експерименту серед MATLAB/SIMULINK

При справному стан ДК і ДКШ вихідний сигнал системи має вигляд:

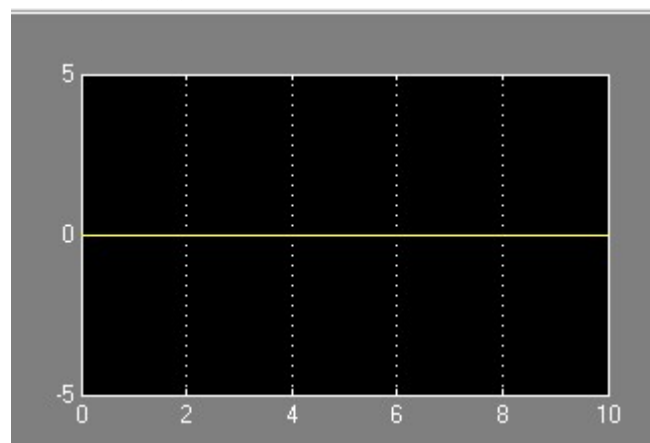


Рисунок 5.2 - Вихідний сигнал системи ДК та ДКШ при справному стані

За наявності відмов ДК та ДКШ на виході системи діагностики маємо наступні вихідні сигнали:

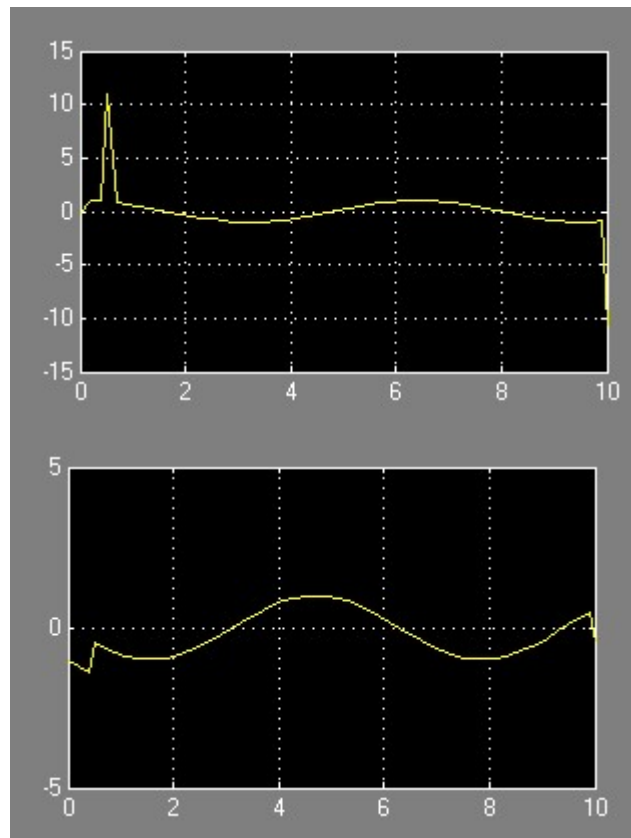


Рисунок 5.3 - Вихідний сигнал системи ДК та ДКШ при відмови

5.4 Висновок по розділу

Як показують експериментальні дані, блок діагностики, розроблений для перевірки працездатності ДК та ДКШ відповідають усім вимогам технічного завдання.

6 ЕКОНОМІЧНА ЧАСТИНА.

РОЗРАХУНОК СОБІВАРТІСТІ І ЦІНИ ПРОГРАМНОГО ПРОДУКТУ MATLAB/SIMULINK-ПОБУДУВАННЯ ТОЧКИ БЕЗУБУТОЧНОСТІ

6.1 Опис програмного продукту

Розроблюваний продукт – це моделювання програмного продукту, в режимі посадки, і розробити системи діагностики справного функціонування каналу тангажу.

Програмний продукт дозволяє здійснити моделювання в режимі посадки в середу програма - MATLAB/SIMULINK,.

Для роботи програми необхідна ноутбук VAIO, монітор з роздільною здатністю не менше 1280x1024 пікселів, необхідний обсяг оперативної пам'яті становить не менше 128 Мбайт. Необхідна наявність операційної системи Windows, програмного середовища MATLAB/SIMULINK.

6.2 Розрахунок собівартості і ціни програмного продукту

Собівартість товару складається із низки найменувань витрат. Сюди входять: витрати на основні матеріали, на великі комплектуючі вироби, пряма, пряма і додаткова заробітна плата, витрати на утримання і експлуатацію обладнання, утримання транспорту та низку загальнодержавних податків і відрахувань

6.3 Перелік робіт для створення програмного продукту

Виконавці робіт наведено у таблиці 6.1. Кількість робочих днів на місяць приймемо рівним 22.

Таблиця 6.1 – Склад виконавців робіт

Посади	Посадові оклади, грн.	
	Місячні	Денні
Керівник	4994	227
Інженер-програміст	3982	181

Перелік робіт, що виконуються співробітниками, та їх тривалість наведено у таблиці 6.2.

Розрахунок собівартості робіт розпочнемо із розрахунку фонду основної заробітної плати (ЗП). Обчислимо основну ЗП розробників програмного продукту із урахуванням трудовитрат, кількості виконавців і середньої ЗП. Для цього кількість днів, відпрацьованих окремими виконавцями на стадіях, множимо на їх денні оклади.

Таблиця 6.2 – Розрахунок трудомісткості робіт

ф	Тривалість, дні	Трудомісткість люд/дні	Виконавець	
			Керівник	Інженер- програміст
Постановка задачі	3	3	+	+
Розробка графіка ходу робіт	4	8	+	+
Організаційна підготовка до створення ПП	5	10	+	+
Розробка ТЗ	4	4		+
Узгодження та затвердження ТЗ	2	2		+
Побудова структури БД	6	12	+	+
Розробка методів взаємодії з пристроями	20	20		+
Реалізація бізнес логіки	20	20		+
Створення інтерфейсних форм	25	25		+
Тестування	11	11		+
Прийомо-здатні роботи	3	6	+	+
Випуск комплекту робочої документації	9	9		+
Випробування та здавання продукту в експлуатацію	5	10	+	+
Разом	117	140	26	114

$$\Phi ЗП = 227 * 26 + 181 * 114 = 26536 \text{ грн.}$$

Розрахуємо вартість покупних виробів необхідних для виготовлення програмного продукту.

Таблиця 6.3 – Перелік покупних виробів

Матеріал	Кількість, шт.	Ціна за одиницу, грн	Сума, грн	Призначення
Папір для принтера штрих-кодів	10	11,40	114	Друк штрих-кодів
Папір для принтера чеків	10	36	360	Друк чеків
Друк документації	650	0,3	180	Документація, роздруківки
Інтернет послуги	4	70	280	Пошук літератури та інформації
Разом			934	

Таблиця 6.4 - Основні кошти

Назва	Кількість	Ціна, грн	Вартість, грн
Комп'ютер	1	7000	7000
Стіл	1	400	400
Стілець	1	200	200
Миша	1	150	150
Разом			7750

Собівартість обладнання дорівнюватиме 7750 грн. Розрахуємо амортизацію обладнання у процесі його експлуатації:

$$C_{\text{аморт}} = 7750 * 0,25 \frac{117}{264} = 858,66 \text{ грн}$$

Розрахунок собівартості та договірної вартості програмного продукту наведено в таблиці 6.5

Таблиця 6.5- Розрахунок собівартості і ціни програмного продукту

№ П/П	Статті	Сума, грн	Примітка
1	Основна заробітна плата (ОЗП) (ФЗП)	26536	
2	Додаткова заробітна плата (ДЗП)	3980,4	15% від ОЗП
3	Єдиний соціальний внесок	13798,72	37%* (ОЗП+ДЗП)
4	Матеріали та покупні вироби	858,66	3 таблиці 5.3
5	Витрати утримання устаткування	7960,8	30% від ОЗП
6	Амортизація	858,66	25% від Вартість обладнання / кількість робочих днів на рік * кількість днів розробки
7	Позавиробничі витрати	10614,4	40% від ОЗП
8	Собівартість (С)	64607,64	П.1+П.2+...+П.7
9	Прибуток (П)	12921,528	20% від С
10	Ціна без НДС	77529,168	П+С
11	НДС	15505,83	20% від ціни без НДС
12	Ціна з НДС	93034,998	П.10+П.11

6.4 Розрахунок економічної ефективності

Ефективність характеризує співвідношення отриманого ефекту із витратами його здійснення та є свого роду ціною чи платою досягнення цього результату. Насправді показник ефективності виражає величину доходу (прибутку) на одиницю витрат. Один із варіантів розрахунку ефективності реалізації нововведення:

$$\varepsilon = \frac{\Pi * \Pi_{\text{п}} * T * P_T * P_{\text{к}}}{3 * T} = \frac{4 * 93034,998 * 1 * 0,97 * 0,98}{64607,64 * 1} = 5,47$$

Де : Π – щорічний обсяг продажу нового виробу (4шт);

$\Pi_{\text{п}}$ - продажна ціна виробу;

T – життєвий цикл нововведення – 1 рік;

P_K - ймовірність комерційного успіху – 0,97

P_T - ймовірність технічного успіху – 0,98;

Z – сума витрат на реалізацію

Термін окупності $\frac{1}{5.48} = 0,18$ року ≈ 2 місяці

6.5 Розрахунок точки беззбитковості

При впровадженні програмного продукту, що розробляється, важливо знати, стане цей процес рентабельним та буде він приносити бажаний прибуток. Для цього необхідно визначити точку беззбитковості і зобразити її графічно. Для підтвердження стійкості проєкту необхідно, щоб значення точки беззбитковості було меншим від значень номінальних обсягів виробництва. Чим далі від них значення точки беззбитковості, тим стійкіший проєкт.

Точку беззбитковості можна розрахувати за формулою:

$$N_6 = \frac{K}{C - C} = \frac{93034,998}{77529,168 - 64607,64} = 7,19 \approx 8 \text{ шт}$$

де K – умовно-постійні витрати, приймаємо рівними відпускну ціною НДС;

C - ціна виробу без НДС;

C - собівартість одиниці виробу.

Розрахована ціна відпуску без ПДВ є переддоговірною ціною розробника-це мінірисьно допустима ціна, що враховує кошторис витрат на розробку виробу і прибуток, розрахований за настановним коефіцієнтом рентабельності.

Таким чином, показник точки беззбитковості =8 шт.

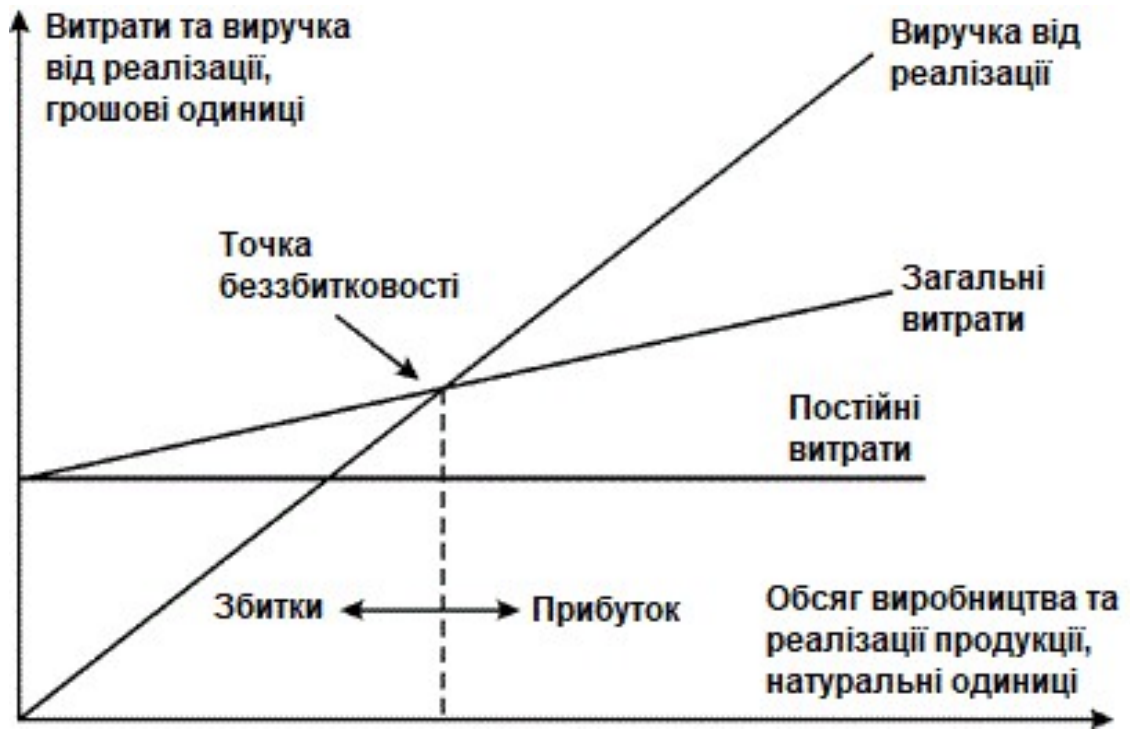


Рисунок 6.1 – Графік точки беззбитковості

6.6 Висновок по розділу

У цьому розділі було здійснено розрахунок ціни та собівартості програмного продукту MATLAB/SIMULINK. Розрахунок здійснено із урахуванням необхідних трудовитрат, ПДВ, єдиного соціального внеску, накладних витрат. Виходячи із проведеного розрахунку, встановлено собівартість програмного продукту 64607,64 грн, з прибутком 12921,528 грн., ціна без НДС 77529,168 грн, ринкова ціна 93034,998 грн. Так як розроблена підсистема управляє рядом різних пристроїв і встановлюватиметься на MATLAB/SIMULINK, то розрахована ціна її розробки є привабливою для замовників.

Визначено, що цей програмний продукт окупиться через два місяці продажу при виробництві по 4 од./рік, та також визначено обсяг беззбиткового виробництва програмного продукту, який дорівнює 8 штук..

Цей програмний продукт є актуальним, оскільки дозволить автоматизувати процес діагностики роботи ДКШ та забезпечити економічну вигоду при своєчасному впровадженні.

ЗАКЛЮЧЕННЯ

У цьому проєкті було вирішено завдання розробки системи стабілізації ЛА по тангажу під час посадки. Для забезпечення посадки в умовах, що вимагають наведення приладів, найчастіше використовується навігаційна система, яка називається системою інструментальної посадки. З проведеного літературного аналізу систем посадки було з'ясовано особливості побудови систем управління заходом на посадку при поздовжньому русі, до особливостей таких систем слід віднести необхідність елементів, які виключають вплив радіоперешкод, вітрового навантаження, положення ЦМ щодо рівно сигнальної зони ГРМ, забезпечують посадку як в автоматичному, так і та у директорному режимах. З цією метою, при розробці функціональної схеми управління літаком при заході на посадку в схемі були передбачені фільтри, а також підсистеми, що формують сигнали під дією вітрового навантаження. Для поліпшення показників якості змодельованої системи був використаний метод ЛАЧХ, побудована ЛАЧХ, що розташовується і бажана, на підставі яких було знайдено коригуючий пристрій. Проведено аналіз скоригованої системи, показники якості якої задовольняють вимоги ТЗ. В конструкторській частині був спроектований регулятор, який є мікроконтролерним обчислювачем, який призначений для реалізації законів управління при заході на посадку.

У дослідній частині було розглянуто отримання функції зміни вектор відмови, а також діагностична система блоків ДКШ і ДУ при векторі відмови.

Як експеримент був обраний канал танганжу напівнатурне моделювання в MATLAB/SIMULINK. Як свідчить аналіз результатів практичної частини з аналізом теоретичної частини практично – результати збіглися. Також було розраховано собівартість елементної бази.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Гордін, А. Г. Збірник задач з автоматичних систем керування [Текст] / А. Г. Гордін, К. Ю. Дергачов, В. Г. Джулгаков за ред. А. С. Кулик, В. Ф. Симонов. – Х.: Нац. Аерокосмічна. ун-т «ХАІ», 2009. – 228 с.
2. Паршин Анатолій. Лекції з курсу «Цифрова система автоматичного керування» [Текст] /– Х.: 2019. – 57 с.
3. Сокол Дмитро. Лекція з курсу «Теорія автоматичного керування» [Текст] / А. С. Кулик. – Х.: 2019 -2021. – 83 с.
4. Заболотний, В. А. Проектування комплектації технологічних процесів електронної апаратури [Текст] / В. А. Заболотний, О. В. Заболотний, В. О. Книш. – Х.: Нац. Аерокосмічна. ун-т «Харків. авіаційний ін-т», 2008. – 64 с.
5. Схеми підсилювачів, акселерометри [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://www.eope.ee/_download/euni_repository/file/3362/Rakenduselektroonika.zip/11.html. 06. 11. 2022.
6. Сайт акселерометра марки AD 8557 [Електронний ресурс]. – Доступ режим:<http://www.analog.com/ru/specialty-amplifiers/instrumentationamplifiers/ad8557/products/product.html>. – 15. 11. 2022.
7. Інформація про використання різних одиниць Matlab [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://matlab.exponenta.ru/simulink/book1/9_4.php. – 19. 11. 2022.
8. В. М. Васильєв. Радіонавігаційні системи. – К.: 2023.
9. Особливості побудови та перспективи розвитку навігаційних інерційно-супутникових систем.
10. Субота А.М. Аеродромне обладнання. – Конспект лекції.-Харків: Нац. Аерокосм. Ун-т «ХАІ», 2012.
11. Симонов В.Ф. Проектування систем керування. – Конспект лекцій. – Харків: Нац. аерокосм. ун-т «Харків. авіац. ін-т», 2011.
12. А.М. Сільвестров, М.Я. Островерхов, О.В. Шефер, Н.А. Ладік, Д.К. Зіменков Системи автоматичного управління технологічними комплексами Навчальний посібник. - Київ КПІ ім. Ігоря Сікорського 2022
13. Точність навігаційної системи для автоматичної посадки безпілотної літака / О. В. Збруцький, В. В. Бурнашев // Наукові вісті Національного технічного університету України "Київський політехнічний інститут". - 2012. - № 5

14. Джулгаков В.Г., В.В. Нарожний, К.И. Руденко, А.Н. Таран- Мікро контрольні системи: структури та практичне застосування Част 1 та 2
15. Лазарев Ю. Початок програмування в середовищі MatLab. – Навчальний посібник. - К.: НТУУ "КПІ", 2003. - 424 с.
16. Белоглазов Д.А. Анализ особенностей практического использования регуляторов систем автоматического управления квадрокоптерами [Текст] / Белоглазов Д.А., Коберси И.С., Косенко Е.Ю., Соловьев В.В., Шадрин В.В. // ИВД. 2015. – №3. – С 796-800
17. Пономаренко Владимир Иванович, Караваев Анатолий Сергеевич Использование платформы Arduino в измерениях и физическом эксперименте // Известия Вузов. ПНД. 2014. №4.
18. Інформація про технічні дані Boeing 757 [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://uk.wikipedia.org/wiki/Boeing_757 - 13.02.2022.

Додаток А

Таблиця додатку А

№		Назва, автори	Мета патенти	Методи досягнення мети
1	2364943 C1 МПК G08 5/00 (2006.01)	Заявка: 200811528 4/11, 22.04.2008 Спосіб виконання заходу на посадку. Автор: Александр ов В.К	Технічний результат, на досягнення якого спрямоване винахід, що заявляється, скласти в знеструмленні можливості розвороту на посадковий курс в момент, що визначається льотчиком, при мінірисьному видаленні закінчення розвороту від ЗПС, при кутах розвороту до $\sim 350^\circ$.	Для досягнення зазначеного технічного результату проводять вимірювання та індикацію параметрів польоту: висоти, швидкості, курсу, кутів крену, нахилу таректорії та зносу, дальності до злітно-посадкової смуги (ЗПС).
2	2386176 C2 МПК G08G 5/02 (2006.01)	Заявка: 200811122 4/11, 24.03.2008 Система посадки літальних апаратів. Автор: Пасюк В.П	Метою пропонованого даного винаходу є підвищення точності та безпечності посадки літального апарату за інформацією супутникової радіонавігаційної системи на аеродроми, у тому числі зі складним рельєфом місцевості, при зниженні витрат на технічне оснащення аеродромів.	Недоліком даної системи з використанням радіомаякових засобів посадки та супутникової радіонавігаційної системи є те, що точність радіомаякових систем посадки істотно залежить від рельєфу місцевості в районі аеродрому, а отже мають місто обмеження щодо застосування даних систем на аеродромах зі складним рельєфом місцевості.
3	2496131 C1 МПК G05D 1/08 (2006.01)	Заявка 201121290 80/08, 10.07.2012 Автор:	Для автоматичного та ручного управління на етапи посадки потрібна різноманітна інформація про параметри	Для підвищення точності та надійності визначення навігаційних даних у тому числі на етапи

		<p>Беляєв М.А</p> <p>Спосіб управління літальним апаратом при заході на посадку</p>	<p>південного руху курсу, крену, тангажу, швидкості, координата, висоту, кутові швидкості, прискорення. Для вимірювання цих параметрів на борту сучасних ЛА найбільше застосування знайшли інерційні навігаційні системи (ІНС) системи повітряних сигналів (СПС) та супутникові навігаційні системи (СНС).</p>	<p>посадки, у час широко використовуються методи комплексної обробки даних від різних за фізичним принципом дії системи, зокрема від ІНС, УПС і СНС.</p>
4	<p>2478523</p> <p>С2 МПК</p> <p>В64С</p> <p>19/00</p> <p>(2006.01)</p>	<p>Заявка: 201113077</p> <p>5/11</p> <p>13.07.2011</p> <p>автор: Дикарев В.И</p> <p>Спосіб управління літальним апаратом при заході на посадку</p>	<p>Технічним завданням винаходу є підвищення безпеки та точності виконання такої складної процедури як захід на посадку та її здійснення у слів поганої видимості.</p>	<p>Поставлене завдання вирішується тим, що спосіб керування літаком при захід на посадку, що включає, у відповідності з найближчим аналогом, стабілізацію за допомогою органів управління заданої траєкторії при зниженні по глісаді та вирівнюванні, вимірювання та індикацію параметрів польоту: висоти, швидкості, куту, дальності до злітно-посадкової смуги, бокового ухилення від осі ЗПС, а також формування та індикацію зображення ЗПС(мітки заданого</p>

				колійного кута / ЗКК / , мітки глісадної дальності).
5	2280888 С2 МПК G05D 1/00 (2006.01)	Заявка 200213479 8/28,24.12. 2002 авт: Александр ов В.К Спосіб виконання зниження при заході на посадку	Завданням винаходу є створення такого способу виконання зниження при заході на посадку, який забезпечував би вміщення шуму, скорочення довжини маршруту, часу і витрати палива при заході на посадку, спрощення сприйняття і переробки приладової інформації льотчиком, для підвищення безпеки польоту і посадки літаків, особливо умовах польоту приладами.	Поставлена задача досягається тим, що в способі виконання зниження при заході на посадку, що включає вимірювання та індикацію параметрів польоту: висоти, істинної швидкості, курсу колійної швидкості, кута зносу, дальності, до злітно- посадкової смуги (ЗПС) бокового ухилення від осі ЗПС а також формування індикацію сигналів зображення ЗПС, проекції прогнозованої траєкторії польоту на горизонтальну площину, політ до 4-го розвороту, 4-й розворот, зниження по заданій глісаді, при заході на посадку та з довільної точки з довільним курсом польоту до осьової лінії ЗПС

6	2515469 С1 МПК G01S 5/02 (2010.01)	Заявка: 201214987 0/07, 22.11.2012 Спосіб навігації літальних апаратів Автор: Хрусталев А.А	Технічним результатом пропонуваного винаходу є підвищення точності способу навігації літальних апаратів за рахунок того, що при складанні поточної карти місцевості отримують векторну інформацію про рух літальних апаратів за трьома координатами, причому напрям, шорсткість і прискорення руху ЛА визначають у тривимірному просторі.	Полягає у використанні еталонної карти місцевості, виборі ділянки місцевості (місцевої ділянки), що знаходиться в межах еталонної карти, складанні поточної карти мірної ділянки шляхом вимірювань нахильних дальностей за допомогою багатопроменевого режиму вимірювання за допомогою радіохвиль, випромінюваних у вигляді променів визначення різниці результатів багатопроменевих вимірювань карти.
---	---	---	---	--

7	G01S 5/02 2 492 499 2012 год	Заявка 201210788 0/28, 01.032012 Спосіб визначення розташува ння об'єкта при використа нні Глобальни х навігаційн их супутнико вих систем та система для нього Реалізації	Технічний результат- розширення функціональних можливостей. Для того запропонувала відповідна система та послідовність операцій для роботи з двох орбітальних угруповань, крім того, введено спеціалізований обчислювач у системі навігаційних рівнянні.	Визначення координати об'єкта (фазового центру розташована об'єкта антени навігаційного приймача.
---	------------------------------------	--	--	--