

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ  
КАФЕДРА АВІОНІКИ

ДОПУСТИТИ ДО  
ЗАХИСТУ  
Завідувач випускової  
кафедри  
\_\_\_\_\_Ю.В. Грищенко  
«\_\_»\_\_\_\_\_2024 р.

**КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА**  
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)  
ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВР  
ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 173 «АВІОНІКА»

Тема: **«Система автоматичного керування пасажирським літаком на  
етапі заходу на курсову зону»**

Виконавець: \_\_\_\_\_Іванченко Олександр Віталійович\_\_\_\_\_  
(студент, група, прізвище, ім'я, по батькові)

Керівник: \_\_\_\_\_к.т.н., доц., Просвірін Дмитро Андрійович\_\_\_\_\_  
(науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ім'я, по батькові)

Нормоконтролер: \_\_\_\_\_В.В. Левківський\_\_\_\_\_  
(підпис) (П.І.Б.)

Київ 2024

# НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Напрямок (спеціальність) 173 «Авіоніка»

(шифр, найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_Ю.В.Грищенко

«\_\_\_»\_\_\_\_\_2024р

## ЗАВДАННЯ

### на виконання дипломної роботи (проекту)

Іванченко Олександр Віталійович

1. Тема роботи: «Система автоматичного керування пасажирським літаком на етапі заходу на курсову зону» затверджена наказом ректора від «13» 03 2024 р. № 355/ст.

2. Термін виконання роботи: з 22 травня 2024 по 30 червня 2024.

3. Вихідні дані роботи: Управління рухом літаків у районі аеродрому є найскладнішим завданням літаководіння, внаслідок високої щільності руху та відповідальності режимів зльоту та посадки.

4. Зміст пояснювальної записки: аналітичний огляд літературних джерел з тематики кваліфікаційної роботи. Проведення порівняння між традиційною системою керування польотом літака та системою fly-by-wire. Проведення порівняння використання системи fly-by-wire на літаках родини Embraer та на літаках родини Airbus. Вивчення обмежень та недоліків системи fly-by-wire. Надання рекомендацій щодо усунення виявлених недоліків та розробка рекомендацій для подальшого впровадження в процес експлуатації систем fly-by-wire з метою підвищення їх подальшої ефективності та надійності.

5. Перелік обов'язкового ілюстративного матеріалу: таблиці, рисунки, діаграми, графіки.

## 6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1.	Обґрунтування теми дипломної роботи	22.05.2024	
2.	Проведення огляду літератури	24.05.2024	
3.	Підготовка та написання 1 розділу	31.05.2024	
4.	Підготовка та написання 2 розділу	07.06.2024	
5.	Підготовка та написання 3 розділу	14.06.2024	
6.	Перевірка на анти плагіат та отримання рецензії на диплом	17.06.2024	
7.	Оформлення та друк пояснювальної записки	20.06.2024	
8.	Підготовка презентації та доповіді	22.06.2024	

7. Дата видачі завдання: \_\_\_\_\_

Керівник дипломної роботи \_\_\_\_\_ Просвірін Д.А.

(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання \_\_\_\_\_ Іванченко О.В.

(підпис випускника) (П.І.Б.)

## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Система автоматичного керування пасажирським літаком на етапі заходу на курсову зону»: 95 сторінок, 39 рис., 2 табл., 1 додаток, 22 літературних джерела.

**Об'єкт дослідження:** процес автоматичного керування пасажирським літаком на етапі заходу на курсову зону

**Предмет дослідження** Система автоматичного керування пасажирським літаком на етапі заходу на курсову зону.

**Мета роботи:** дослідити системи автоматичного керування пасажирським літаком на етапі заходу на курсову зону.

**Методи дослідження:** Використання моделювання в авіасимуляторі під час аналізу системи управління

## **ЗМІСТ**

Перелік умовних позначень, скорочень, термінів

Вступ

### **РОЗДІЛ 1. СТАН ПРОБЛЕМИ ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ ПАСАЖИРСЬКИМ ЛІТАКОМ НА ЕТАПІ ЗАХОДУ НА КУРСОВУ ЗОНУ**

- 1.1. Пасажирський літак Ан-148 як об'єкт управління
- 1.2. Загальні відомості про радіомаякові системи посадки
- 1.3. Огляд науково-технічної літератури та патентів

### **РОЗДІЛ 2. СИНТЕЗ І АНАЛІЗ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ ПАСАЖИРСЬКИМ ЛІТАКОМ НА ЕТАПІ ЗАХОДУ НА КУРСОВУ ЗОНУ**

- 2.1 Формування функціональної схеми досліджуваної системи
- 2.2. Формування структурної схеми САУ. Вибір закону управління
- 2.3 Отримання математичної моделі об'єкта управління
- 2.4 Вибір виконавчих органів. Визначення передавальної функції
- 2.5 Отримання передавальних функцій об'єкта управління
- 2.6 Аналіз замкнутої системи управління
- 2.7 Формування законів управління літаком
- 2.8 Аналіз системи автоматичного заходу пасажирського літака на курсову зону

### **РОЗДІЛ 3. ДОСЛІДНА ЧАСТИНА**

- 3.1. Використання моделювання в авіасимуляторі під час аналізу системи управління
- 3.2. Використання інтерфейсу GUI для аналізу системи автоматичного керування

**ВИСНОВКИ**

**ЛІТЕРАТУРА**

## **ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ**

<b>ПС</b>	Повітряне судно
<b>ЗПС</b>	Злітно-посадкова смуга
<b>РП</b>	Рульові приводи
<b>АРП</b>	Автономні рульові прилади
<b>РМКУ</b>	Резервно механічні контури управління
<b>КА</b>	Кермові агрегати
<b>ГЦ</b>	Гідроциліндр
<b>АРМ</b>	Автономна рульова машина
<b>КРМ</b>	Курсовий радіомаяк
<b>ГРМ</b>	Глісадний радіомаяк
<b>КДП</b>	Командно-диспетчерський пункт
<b>ДМРМ</b>	Дальній маркерний радіомаяк
<b>СМРМ</b>	Середній маркерний радіомаяк
<b>БМРМ</b>	Ближній маркерний радіомаяк
<b>ПМРМ</b>	Прикордонний (ближній) маркерний радіомаяк
<b>ПК</b>	Площина курсу
<b>ПГ</b>	Площина глісади
<b>ФАП</b>	Федеральні авіаційні правила
<b>ІКАО</b>	Міжнародна організація цивільної авіації
<b>САУ</b>	Система автоматичного управління
<b>ДПРМ</b>	Дальній привідний радіомаяк
<b>БПРМ</b>	Ближній привідний радіомаяк

## ВСТУП

Управління рухом літаків у районі аеродрому є найскладнішим завданням літаководіння, внаслідок високої щільності руху та відповідальності режимів зльоту та посадки. Це, а також збільшення посадкових швидкостей, посадкової маси, пробігу по злітно-посадковій смугі (ЗПС), а також погіршення характеристик керованості потребує високої точності маневрів. Крім цього, одним з основних напрямків розвитку авіації є посилення безпеки. Цей фактор, у свою чергу, призводить до збільшення обсягу інформації про повітряне судно (ВС) і часто до збільшення числа датчиків інформації.

Усе це обумовлює необхідність застосування на цих режимах польоту засобів автоматизації, оскільки доцільно звільнити пілота від тих функцій, що він виконує гірше автомата.

Ступінь автоматизації цих фаз визначається умовами видимості, куди розраховується система посадки.

У сучасному світі важливішим є аналіз автоматичних систем заходу на курсову зону.

Застосування математичного моделювання пояснюється з одного боку, безперервним ускладненням досліджуваних систем та підвищенням вартості їх проектування (модернізації) та випробувань, та, з іншого боку, бурхливим розвитком обчислювальних засобів, розширенням та вдосконаленням їх математичних "здібностей", можливістю промоделювати деякі типові обурення, що впливають на динаміку польоту літака.

**Об'єкт дослідження:** процес автоматичного керування пасажирським літаком на етапі заходу на курсову зону

**Предмет дослідження** Система автоматичного керування пасажирським літаком на етапі заходу на курсову зону.

**Мета роботи:** дослідити системи автоматичного керування пасажирським літаком на етапі заходу на курсову зону.

**Методи дослідження:** Використання моделювання в авіасимуляторі під час аналізу системи управління



## РОЗДІЛ 1

# 1 СТАН ПРОБЛЕМИ ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ ПАСАЖИРСЬКИМ ЛІТАКОМ НА ЕТАПІ ЗАХОДУ НА КУРСОВУ ЗОНУ

### 1.1 Пасажирський літак Ан-148 як об'єкт управління

Як об'єкт управління прийнято літак типу Ан-148-100. Актуальність побудови математичної моделі руху літака полягає в тому, що літак відповідає нормам льотної придатності та міжнародним вимогам. Літальний апарат виробляється у серії і є однією з останніх розробок АНТК ім. Антонов, отже – перспективний.

Ан-148 – близько-магістральний пасажирський літак, розрахований на перевезення від 68 до 85 пасажирів. Розроблено у ДП «Антонов».

Розробку пасажирського літака, який має замінити Ан-74 та Ан-72, було розпочато у ДП «Антонов» на початку 1990-х років колективом під керівництвом Петра Балабуєва. За основу було взято концепцію літака Ан-74ТК-300. Ан-148 не є модифікацією Ан-74, а є повністю спроектованим з нуля літаком. Порівняно з Ан-74, збільшено довжину та діаметр фюзеляжу, застосовано двигуни Д-436-148.

Ан-148 – це двомоторний турбореактивний літак, побудований за аеродинамічною схемою вільно несучого високоплана з крилом помірної стріловидності та однокільовим Т-подібним оперенням. Фюзеляж суцільнометалевий, типу напівмоно-круглого перерізу. Шасі трипорні, що прибирається, з носовою стійкою.

Конструкторські рішення, застосовані у літаках сімейства Ан-148, забезпечують новим повітряним лайнерам низку переваг. Один із них — значно вищий рівень захищеності двигунів і крила від пошкоджень сторонніми предметами, зумовлений схемою літака «високоплан із двигунами на пілонах під крилом». Ан-148 може безпечно працювати на слабо

підготовлених, галькових, ґрунтових, зледенілих та засніжених злітно-посадкових смугах. Наявність допоміжної силової установки, бортової системи реєстрації стану систем, а також високий рівень експлуатабельності та надійності дозволяють використовувати літаки сімейства практично на будь-яких аеродромах, у тому числі на значно віддалених від аеродрому постійного базування.

Сучасне пілотажно-навігаційне та радіозв'язкове обладнання, застосування багатофункціональних індикаторів, електродистанційної системи керування польотом літака дозволяють використовувати Ан-148 на будь-яких повітряних трасах, включаючи маршрути з високою інтенсивністю польотів, у простих та складних метеоумовах, удень та вночі. Забезпечено ручне та автоматичне літаководіння, у тому числі за запрограмованим маршрутом, автоматичний захід на посадку за нормами I, II та III A категорій ICAO. Ан-148 можуть літати міжнародними трасами і лініями в навігаційних системах B - RNAV і B - RNAV із забезпеченням точності характеристик RNP -5 і RNP -1. Вирішуються завдання навігації та управління процесом літаководіння на всіх етапах польоту від зльоту до заходу на посадку повітряними трасами та довільними маршрутами на обладнаних та необладнаних трасах, у тому числі маневрування в зоні аеродрому за схемами SID та STAR. Літак виконує процедури заходу на посадку APPROACH.[1], [2]

Рульові поверхні літака:

- пара елеронів на кінцевих частинах крила, лівий і правий, що відхиляються кермовими агрегатами КА;
- дві пари гальмівних інтерцепторів у центроплана, що відхиляються гідроциліндрами ГЦ лише на повний кут;
- три пари елерон-інтерцепторів, розташовані між гальмівними інтерцепторами та елеронами та відхиляються автономними рульовими машинами АРМ;

– цільне кермо напряду (на відміну від дволанкового у Ан-74), що відхиляється двома рульовими приводами РП та одним автономним рульовим приводом АРП резервного механічного контуру управління РМКУ;

– дві секції керма висоти, ліва та права, кожна відхиляється двома КА та трьома АРП РМКУ.

Загальний вигляд літака представлено у графічному додатку А.

Основні геометричні характеристики:

#### Крило (К19-4А)

Площа, м <sup>2</sup> .....	87,32
Розмах проєкційний, м .....	28,916
Розмах теоретичний, м .....	28,8
Середня аеродинамічна хорда (САХ), м .....	3,399
Подовження, м .....	9,58
Звуження, м .....	4,05
Кут поперечного “ V ”, град.....	-5,0
Коренева хорда, м .....	4,861
Бортова хорда, м .....	4,465
Кінцева хорда, м .....	1,2

#### Закрилок (ЗК-1)

Тип .....	2-х щілинний з фіксованим дефлектором
Розмах, м .....	18,486
Відносний розмах, м .....	0,108...0,75
Відносна хорда, м:	
- Коренева .....	0,28
- кінцева .....	0,3
Сумарна площа закрилок, м <sup>2</sup> .....	17,4
Площа крила, що обслуговується закрилками, м <sup>2</sup> .....	60,84
Кут відхилення закрилків, град:	

- при зльоті .....	10; 20
- при догляді на друге коло .....	20
- на посадці .....	40
- на посадці з одним, хто відмовив двигуном .....	20

### Елерон (ЕЛ 2)

Тип .....	одноланковий односекційний
Площа , м <sup>2</sup> .....	2*1,445
Відносна площа, м <sup>2</sup> .....	0,0323
Відносна хорда, м .....	0,3
Розмах, м .....	2,7
Відносний розмах, м .....	0,75...0,94
Максимальний кут відхилення, град .....	± 20
Площа крила, що обслуговується елеронами, м <sup>2</sup> .....	2*4,78
Відносна площа крила, що обслуговується елеронами .....	0,109

### Горизонтальне оперення

Тип .....	Т-подібне з нерухомим ГО
Площа, м <sup>2</sup> .....	18,87
Плечо (від 0,25 САХ крила до 0,25 САХ ГО), м .....	14,69
Коефіцієнт статичного моменту площі.....	0,937
Розмах, м .....	9,4
САХ, м .....	2,148
Подовження .....	4,61
Звуження.....	2,51
Кут поперечного « V », град.....	0

### Вертикальне оперення

Площа, м <sup>2</sup> .....	19,86
Плецо (від 0,25 САХ крила до 0,25 САХ ГО), м .....	11,78
Коефіцієнт статичного моменту площі.....	0,0928
САХ, м .....	4,608
Подовження.....	0,948
Звуження.....	1,346
Кут поперечного « V », град... ..	0

### Кермо напряду

Тип .....	одноланковий односекційний
Площа, м <sup>2</sup> .....	6,36
Положення осі обертання РН, % хорди .....	65,28
Максимальні кути відхилення, град .....	± 30

## 1.2 Загальні відомості про радіомаякові системи посадки

Радіомаякові система (РМС) посадки літаків є єдиним радіотехнічним комплексом наземних і бортових пристроїв, що доповнюється необхідним диспетчерським обладнанням, а також світлотехнічними засобами, що маркують злітно-посадкову смугу і підходи до неї.

До комплексу спеціального обладнання належать:

- наземні курсо-глісадні радіомаяки КРМ та ГРМ;
- наземні маркерні маяки, поєднані за місцем розташування з дальньою приводною та ближньою приводною радіостанціями ДПРС та БПРС;
- бортові курсовий та глісадний радіоприймачі КРП та ГРП;
- бортовий радіовисотомір малих висот;
- бортова курсова система та авіагоризонт;
- бортова система автоматичного та директорного управління.

Радіотехнічна частина системи забезпечує видачу екіпажам літаків, що знижуються, безперервної інформації про становище літака щодо заданого курсового напрямку (канал курсу) і траєкторії зниження (канал глісади) і періодичної інформації (у двох або трьох точках) про відстань до початку ЗПС тобто. до торця ЗПС з боку підльоту (маркерний канал).

Наземна частина апаратури каналів курсу, глісади та маркерного каналу для одного напрямку посадки складається з курсового, глісадного та двох (трьох) маркерних радіомаяків. Курсовий і глісадний радіомаяки є посадочними (зональними) радіомаяками, призначеними для завдання певних, заздалегідь обраних напрямків у горизонтальній та вертикальній площинах. Напрямки задаються як вузьких зон у просторі, створюваних електромагнітними полями певної конфігурації. Радіомаяки, що задають напрями в горизонтальній площині, називаються курсовими, а у вертикальній – вертикальною – глісадними. Маркерний радіомаяк є передавальним пристроєм з антеною, що випромінює енергії вгору. Маяки цього мають вузьку конусоподібну діаграму спрямованості у вертикальній площині і служать позначення місця його установки.

Бортова апаратура каналів курсу, глісади та маркерного каналу являє собою відповідно курсовий, глісадний та маркерний радіоприймачі. Положення літального апарату щодо курсової площини та глісади індикується за допомогою стрілочного індикатора положення, що має вертикальну (курсому) горизонтальну (глісадну) стрілки. Момент прольоту літаком пунктів установки маркерних радіомаяків фіксується пілотом на слух за допомогою головних телефонів, дзвінка та візуально за допомогою миготливої лампочки. Кожен маркерний радіомаяк у межах однієї посадкової системи позначається індивідуально кодуванням випромінювання (точки, тире та їх комбінація). Слід зазначити, що в деяких комбінованих посадкових системах передбачається введення далекомірного каналу для безперервного визначення похилої дальності до початку ЗПС і тому необхідність маркерних радіомаяків в таких системах посадки відпадає.

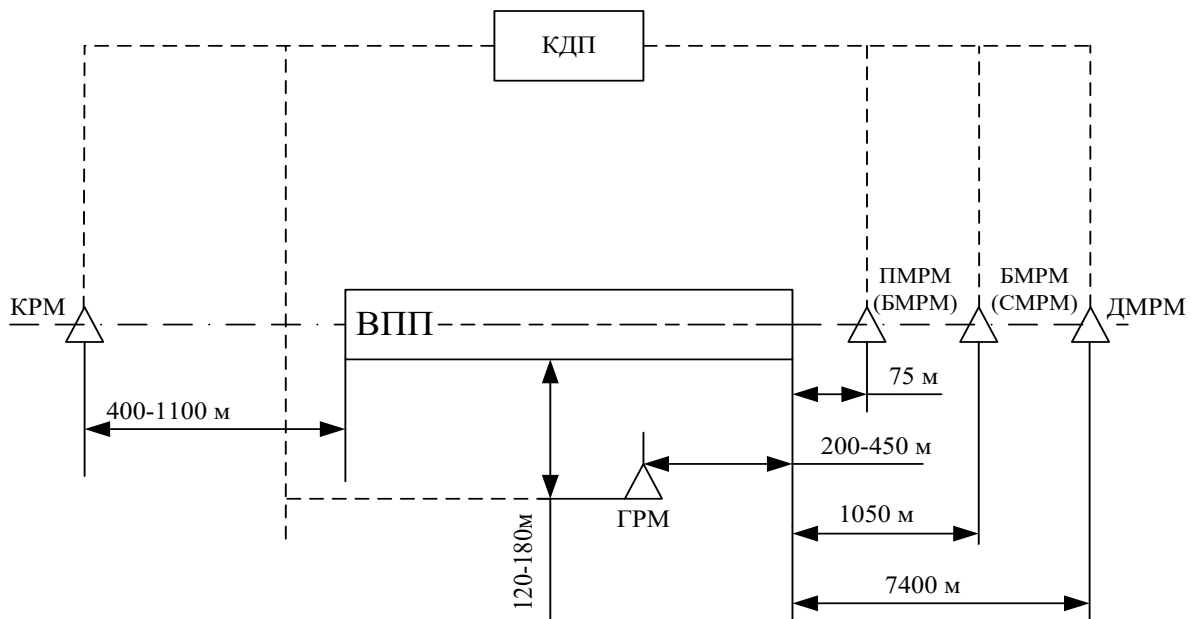


Рис 1.1 – Розташування біля об'єктів радіомаячної системи посадки

Зразкове розташування радіомаяків одного напрямку посадки біля відносно ЗПС зображено на рис. 1.1. З міркувань техніки безпеки курсовий радіомаяк (КРМ) і гліссадний радіомаяк (ГРМ) розміщують на деякій відстані від ЗПС: КРМ встановлюють точно на продовженні осі ЗПС на відстані 400-1100 м від кінця ЗПС (торця ЗПС, протилежного стороні підльоту); ГРМ зазвичай розташовують по відношенню до ЗПС на протилежній стороні командно-диспетчерському пункту (КДП), і зміщують на 200-450 м від початку ЗПС (залежно від обраного кута нахилу глісади) і на 120-180 м від осі ЗПС. Маркерні радіомаяки мають у своєму розпорядженні на продовженні осі ЗПС: дальній маркерний радіомаяк (ДМРМ) і ближній (середній) маркерний радіомаяк (БМРМ) розташовують зазвичай на дальній і ближній приводних станціях відповідно. Прикордонний (ближній) маркерний радіомаяк (ПМРМ) мають у своєму розпорядженні на відстані приблизно 75 м від початку ЗПС. Якщо злітно-посадкова смуга має два напрямки посадки, то має бути встановлений другий комплект аналогічних радіомаяків, розташування по місцевості яких симетрично розміщення відповідних радіомаяків першого комплекту.

Розглянемо основні визначення, що відносяться до посадки літаків за приладами (рис.1.2). Курсовий і глісадні радіомаяки системи безперервно забезпечують завдання площини курсу, що збігається з віссю ЗПС, і площини планування, перетин яких дає лінію планування (глісаду) або похилу лінію курсу, що становить горизонтаною площиною, що містить ЗПС, кут планування (кут глісади)  $\theta_0$ .

Перший етап посадки полягає у виведенні літака на напрямок посадкового курсу та забезпечення рух по цьому курсу (тобто у вертикальній площині, що проходить через вісь ЗПС) з подальшим переведенням літака режим зниження при вхід в зону дії глісадного радіомаяка.

Другий етап - зниження на посадковому курсі до висоти прийняття рішення (висоти прийняття рішення про посадку)

На третьому – остаточному етапі посадки – триває захід за курсом та глісадою з обов'язковим візуальним орієнтуванням (при метеомінімумах I та II категорій), виконується вирівнювання, витримування приземлення в районі контрольної точки, яка визначає оптимальне місце приземлення літака на ЗПС. На рис. 1.2 область допустимих точок приземлення заштрихована. Лінійне зміщення точки приземлення від осі ЗПС має бути в межах 30% ширини ЗПС.



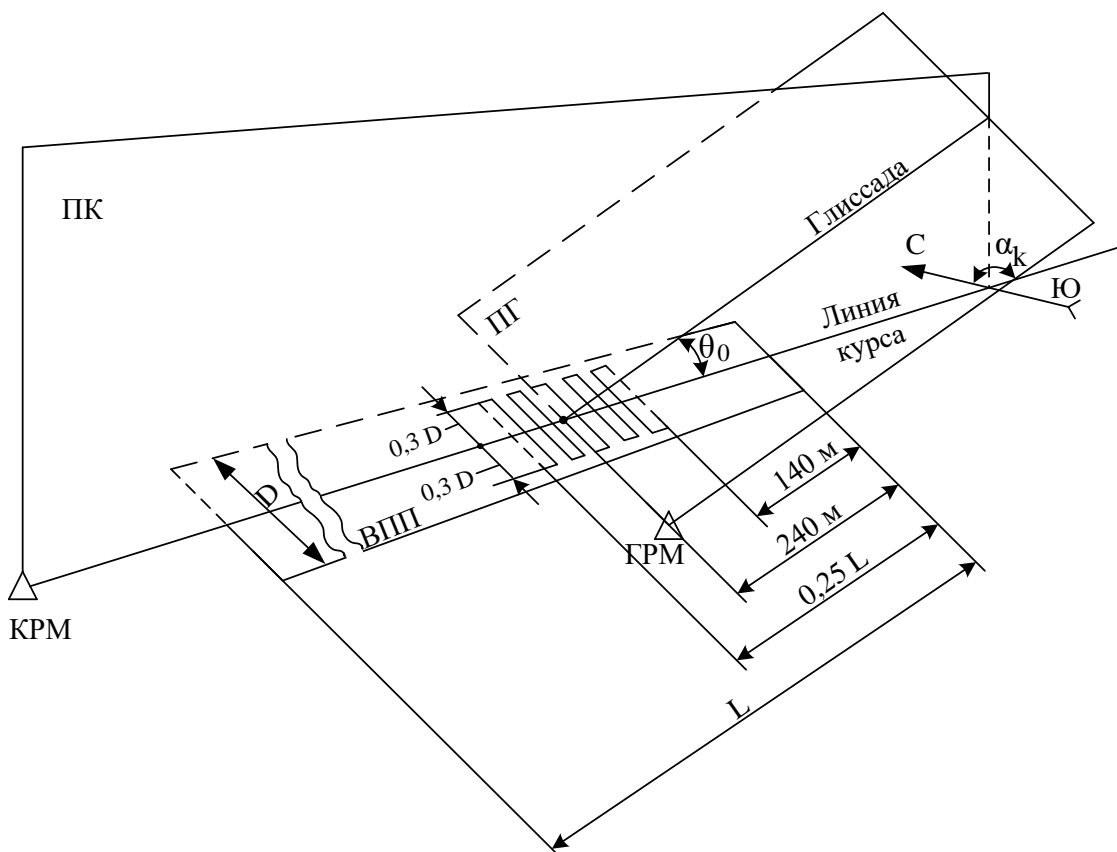


Рис 1.2 – Поява лінії планування в радіомаячній системі посадки: ПК – площина курсу; ПГ – площина глісади; А -оптимальна точка приземлення;  $\theta_0$  - Кут глісади;  $\alpha_k$  – магнітний курс

### 1.3 Огляд науково-технічної літератури та патентів

Найвідповідальнішим етапом польоту є захід на посадку та посадка. Це тим, що пілоту в обмежений час доводиться з великою точністю одночасно керувати рухом літака щодо центру мас і складним траєкторним рухом. При посадці в умовах реальних збурень літак повинен потрапити на обмежену ділянку поверхні ЗПС. Перевищення певних обмежень загрожує можливістю його викочування за бічну кромку або торець ЗПС. Швидкість та прискорення в момент приземлення також обмежені з міркувань міцності літака. Велика складність процесу заходу на посадку та посадки призводить до того, що близько 60% усіх авіаційних пригод припадає на цей етап.

Посадка літака складається з таких етапів:

- передпосадковий маневр (виконання маневру з курсу висотою 400 – 800 м);
- захід на посадку (вихід на поздовжню вісь злітно-посадкової смуги (ЗПС),  $H = \text{const}$  );
- зниження по глісаді ( $\theta = \text{const}$  ) з постійною швидкістю ;
- вирівнювання (зменшення вертикальної та горизонтальної складових швидкості до посадкових значень);
- парування кута зносу безпосередньо перед приземленням та приземлення;
- післяпосадковий пробіг;
- керування.

У горизонтальній площині під час розгляду заходу посадки і посадки можна назвати кілька ділянок :

- вихід курсову лінію;
- прямування по курсовій лінії;
- усунення неузгодженості між курсом літака та курсом смуги при приземленні;
- післяпосадковий пробіг. [5]

Маневру заходу на посадку передує маневр "коробочка", що виконується на висоті  $H = 200 - 600$  м. Стандартний маневр "велика коробочка" зображений на рис.1.3, на якому показаний приблизніше точки випуску шасі механізації крила. Виконання «коробочки» може починатися з 1-го, 2-го чи 3-го розворотів. «Коробочка» здійснюється у режимі стабілізації заданого курсу польоту літака, що змінюється у певних точках маневру на 1.57 рад шляхом виконання зазначених вище розворотів.

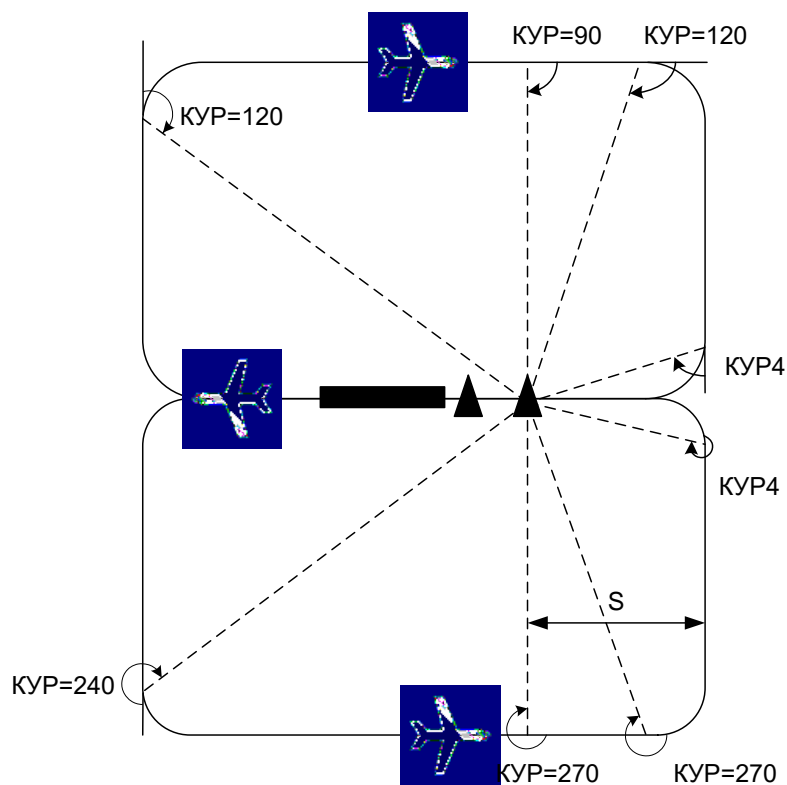


Рис 1.3 – Схема виконання маневру «велика коробочка»

Автоматичний або директорний маневр заходу на посадку за сигналом КРМ-КРП може починатися різними початковими умовами з бокового відхилення літака від осі ЗПС  $\zeta_0$  і за кутом його підходу до цієї осі

$$\Delta\psi = \psi_T - \psi_{ЗПС},$$

де  $\psi_T$  - Кут поточного курсу літака;

$\psi_{ЗПС}$  - Кут курсу осі ЗПС.

Залежно від поєднання цих параметрів розрізняють:

– маневр заходу на посадку з четвертого розвороту, яким закінчується побудова стандартного маневру «коробочка», при цьому  $\Delta\psi = 1,57$  рад і бажано, щоб

$$\zeta \approx \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \gamma_{\max}}$$

де  $\gamma_{\max}$  – максимальний кут крену літака при розвороті в режимі заходу на посадку ;

- маневр заходу з «паралельного» курсу, причому  $\Delta\psi=0$  і  $\zeta\neq 0$ ;
- маневр заходу « з прямою у своїй  $\Delta\psi=0$  і  $\zeta=0$ .[4]

У горизонтальній площині при виході літака на курсову лінію ним керують таким чином, щоб при обмеженому нахилі поєднати вектор колійної швидкості з курсовою лінією до перетину глісади. Вихід на курсову лінію визначається точками виконання третього та четвертого розворотів. Так, наприклад раннє виконання третього розвороту призводить до зменшення наявної дистанції, тобто. зменшення часу виходу на курсову лінію, що обмежує можливості автоматичної системи заходу на посадку при обмежено допустимому крені ( $20^\circ$ ). Раннє виконання четвертого розвороту призводить до великого початкового відхилення курсової лінії, що вимагає підвищення швидкодії управління для усунення цього відхилення до перетину глісади. Пізніше виконання четвертого розвороту призводить до перерегулювання. Літак не встигає закінчити процес виходу на курсову лінію до входу до глісади. На наступній ділянці проходження по курсовій лінії керування літаком має бути таким, щоб вектор колійної швидкості літака збігався з курсовою лінією.

Обурення (вітер), асиметрія тяги викликають знесення літака з курсової лінії. При парированні обурень найбільш ймовірно таке положення літака, при якому поздовжня вісь літака утворює з курсовою лінією кут, що дорівнює за величиною кут знесення. З іншого боку, при приземленні бажано, щоб поздовжня вісь літака збігалася з віссю ЗПС. Тому перед приземленням необхідно розгорнути літак так, щоб поєднати проекцію поздовжньої осі літака з віссю ЗПС. На етап післяпосадкового пробігу проекція поздовжньої осі літака має збігатися з віссю ЗПС.

Для автоматизації управління посадкою потрібна інформація про параметри руху літака, що визначають захід посадки літака. Для цього використовуються автономні (гіромагнітний компас, радіовисотомір,

гіровертикаль тощо) та не автономні (курсogлісадні приймачі) джерела інформації. За родом одержуваної інформації можна класифікувати посадкові кошти на бортові та наземні. Для керування в горизонтальній площині використовують сигнал гіромагнітного компаса, гіровертикалі, разові команди радіовисотоміра та сигнали курсового приймача радіотехнічної системи посадки.

Ступінь автоматизації набуває все більшого значення. Вона визначає можливість застосування посадкової системи за умов обмеженої видимості землі в автоматизованих системах управління посадкою літака.

Автоматизація посадки викликається необхідністю забезпечення регулярності та безпеки польотів в умовах дедалі більшої та інтенсифікації роботи екіпажу на заключному етапі польоту. Автоматизація викликається також запровадженням більш жорстких посадкових метеомінімумів, надходженням на експлуатацію нових літаків з більш високими тактико-технічними характеристиками, збільшенням кількості бортового обладнання, що забезпечує безпеку польоту та, нарешті, особливостями заключного етапу польота.

Безпека польоту на невеликих висотах при заході на посадку є функцією часу, який має пілот для прийняття того чи іншого рішення, що забезпечує або продовження польоту за заданою програмою, або припинення польоту і догляду на повторний захід на посадку.

За складністю завдання, що визначається висотою прийняття рішення і видимістю, бортові системи управління можуть відповідати певній категорії в залежності від ступеня їх досконалості. Природно, що можливість експлуатації літака за тією чи іншою категорією визначається як станом бортового устаткування літака, а й оснащенням аеродрому і підготовленістю екіпажу.

Відповідно до ФАП розрізняють такі категорії точних заходів на посадку:

– категорія I — точний захід на посадку і посадка по приладах з відносною висотою прийняття рішення не менше 60 м і при видимості не менше 800 м, або при дальності видимості на ВПП не менше 550 м;

– категорія II - точний захід на посадку та посадка по приладах з відносною висотою прийняття рішення менше 60 м, але не менше 30 м, і при дальності видимості на ЗПС не менше 350 м;

– категорія IIIА — точний захід на посадку та посадка по приладах з відносною висотою прийняття рішення менше 30 м або без обмеження щодо відносної висоти прийняття рішення та при дальності видимості на ЗПС не менше 200 м;

– категорія IIIВ — точний захід на посадку та посадка по приладах з відносною висотою прийняття рішення менше 15 м або без обмеження щодо відносної висоти прийняття рішення та при дальності видимості на ЗПС менше 200 м, але не менше 50 м;

– категорія IIIС - точний захід на посадку та посадка по приладах без обмежень щодо відносної висоті прийняття рішення та дальності видимості на ЗПС. [4]

Категорії посадки характеризуються висотою прийняття рішення та, у свою чергу, визначають мінімум метеорологічних умов. Залежно від категорій посадки змінюються функції автоматичних бортових систем управління. Якщо посадка проводиться за I категорією ІКАО, то достатньо вивести літак на курсову лінію та глісаду стабілізувати його рух при зниженні до висоти 60 м. ще й стабілізації приладової швидкості, оскільки параметри руху літака траєкторією на висоті 30 м, фактично визначає початкові умови вирівнювання, а також наявність можливості автоматичного догляду на друге коло. Система, що дозволяє проводити посадку за категорією IIIа, вимагає, крім того, автоматизації вирівнювання, усунення кута зносу перед приземленням та приземлення.

Системи, що відповідають категорії IIIв і IIIс, додатково повинні забезпечувати післяпосадковий пробіг, рух руліжною доріжкою та

зарулювання на стоянку. Вимоги до систем управління посадкою літака визначаються забезпеченням безпеки, надійності і точності. Слід пам'ятати, що безпека і надійність – поняття різні. Приміром, якщо система має малу надійність, тобто. Число годин роботи системи на одну відмову мало, то за умови забезпечення догляду на повторну така система може задовольняти вимоги безпеки. І, навпаки, високонадійна система, відмова яка викликає аварійні ситуації з імовірнісними характеристиками гірше заданих, не задовольняє вимог безпеки.

Прийнято вважати, що ймовірність невдалої посадки через відмову систем автоматичного управління заходом на посадку має бути не більше  $10^{-7}$ . Для забезпечення цієї умови при тривалості польоту всього 30 секунд необхідно, щоб середній час справної роботи САУ було не менше 83 300 год. Досягти такого положення можна лише побудовою високонадійних резервованих систем. Безпека всієї системи визначається як характеристиками власне САУ, а й аеродинамічними характеристиками літака, тобто. швидкістю при плануванні та посадці, маневреними характеристиками при заході на посадку та догляді на повторний захід тощо, а також підготовленістю екіпажу.

Вимоги щодо точності руху літака у зоні курсо-глісадних маяків визначаються допустимими відхиленнями. Перехідні процеси за курсом мають закінчуватися за 10...12 км до курсового маяка. Перехідні процеси вважаються закінченими, якщо кутове відхилення курсової лінії не перевищують  $0,3^\circ$  (відхилення на одну точку по індикатору). Ця вимога впливає з необхідності встановленого руху літака по крену при перетині глісади, так як управління рухом літака, що не встановився, одночасно в поздовжній і в бічній площині важко і може створити передумови до недопустимим відхиленням на висоті прийняття рішення. Як правило, літак входить до зони курсового радіомаяка з розворотом. Внаслідок неточності роботи пілота або автоматичного керування при вході до зони виникають перерегулювання щодо курсової лінії. Такі перерегулювання допустимі, їх значення зазвичай повинні перевищувати  $1^\circ$  сектора радіомаяка.

У вертикальній площині наявний час, протягом якого повинен закінчитися перехідний процес, ще менше. Це тим, що перетин глісади відбувається на видаленні 7...9 км від торця ВПП. Літак у горизонтальному польоті перетинає глісаду і потім під дією керування переходить у режим планування. У процесі перетину глісади допускається перерегулювання в межах кутового відхилення  $0,15^\circ \dots 0,25^\circ$  в залежності від умов (турбулентності, кута нахилу, крутості тощо). Перехід «під глісаду» допускається незначний –  $0,5^\circ \dots 0,7^\circ$ . Кутове відхилення по глісаді відраховується між глісадою та лінією, що з'єднує точки положення літака у просторі та перетину глісади з ЗПС, причому обидві лінії повинні лежати у вертикальній площині.

З наближенням до Землі можливості маневрування обмежуються з міркувань безпеки. Приміром, після проходження ДПРМ допустимі значення крену обмежуються  $10^\circ$ , а після проходження БПРМ –  $3 \dots 5^\circ$ . Діапазон допустимих відхилень за швидкістю теж обмежується.

Вимоги до якості перехідних процесів зводяться до відсутності коливання процесів на висоті прийняття рішення та виведення всієї системи в деяку допустиму область простору станів. Останнє практично означає, що для кожного типу літака існує область допустимих відхилень на висоті прийняття рішення, з будь-якої точки якої за час він може бути виведений на ЗПС.

За темою дипломної роботи було також зроблено патентний пошук, результати якого зведено у табл. 1.1.



Таблиця 1.1 – Патентний пошук на тему дипломної роботи

№ п / п	Країна, рік, автора	Номер патенту, клас, назва	Мета винаходу
1	США, 11.01.1983, Пітер Ловерінг	4,368,517 Система індикації посадки (Aircraft Landing Display System)	<p>Даний винахід переважно стосується інструментів посадки літака, а саме систем посадки літака за різних погодних умов.</p> <p>Недоліком існуючих директорних систем посадки - це те, що пілот сліпо слідує направляючим командам польоту, і не має інформації, за допомогою якої він може перевірити положення літака щодо ЗПС.</p> <p>Даний винахід надає пілоту дисплей, який відображає ЗПС та проектує траєкторію польоту в справжній перспективі.</p>
2	США, 12.12.1995, Едвард Хайнзерлі нг	US005475393A Точна система посадки ( Precision Landing System)	<p>Цей винахід пов'язано з системами посадки з використанням радіонавігаційних засобів, таким чином захід на посадку може бути визначений з високим ступенем точності азимуту, куту піднесення і відхилення від ВПП. Винахід частково пов'язаний із системою посадки, яка використовує радіоінферометрію. для безпечної посадки літака.</p> <p>Ця система або аналог, може керувати літаком на землі, під час пробіжки, щоб уникнути зіткнення із землею, або викочування за межі ЗПС.</p>

3	<p>Великобританія , 18.05.94</p> <p>GEC- MARCONI AVIONICS (HOLDINGS) LIMITED</p>	<p>EP 0597715 A 1 Автоматичне калібрування системи посадки ЛА</p>	<p>Винахід відноситься до апарату автоматичного калібрування та частково мікрохвильової системи посадки в аеропортах.</p> <p>Хоча необхідно знати точне місце на ЗПС, вогні можуть бути легко виміряні на землі, а так як злітно-посадкові вогні фіксовані, то все одно вимір - це все, що буде необхідно, незалежно від кількості калібрування MLS</p>
4	<p>Росія, 10.10.2005 Пхор М.Л. Дроздов П.І. Зайцев І.Г. Сиволап В.М.</p>	<p>SU 957519A1 Система автоматичного керування заходом на посадку</p>	<p>Система автоматичного управління заходу на посадку, що містить з'єднані послідовно гліссадний приймач, обчислювач сигналу управління та автопілот, а також з'єднані послідовно радіовисотомір і блок зв'язку з радіовисотоміром, що відрізняється тим, що були підвищені безпеку польоту шляхом підвищення точності та стійкості систем управління на малих висотах.</p>
5	<p>Росія, 01.12.2006, Воробйов А.В., Куликов В.Є та ін.</p>	<p>RU 2330792 C 1 Система автоматичного керування літаком під час заходу на посадці</p>	<p>Прийнята побудова системи забезпечує поліпшення її перешкодозахищеності тим самим підвищення точності автоматичного заходу літака на посадку.</p>
6	<p>Росія, 17.05.2007 Суботін В.В., Івашечкін Ю.В. та ін.</p>	<p>RU 2364548 C 2 Система управління літальним апаратом</p>	<p>Завдання, яке вирішується винаходом, полягає у забезпеченні захисту механізації крила від надмірних навантажень, а також у забезпеченні відповідності кожної конфігурації літака мінімально допустимої швидкості польоту при цій конфігурації</p>

## РОЗДІЛ 2

# СИНТЕЗ І АНАЛІЗ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ ПАСАЖИРСЬКИМ ЛІТАКОМ НА ЕТАПІ ЗАХОДУ НА КУРСОВУ ЗОНУ

### 2.1 Формування функціональної схеми досліджуваної системи

На рис 2. 1 представлено функціональну схему автоматичної системи заходу на курсову зону

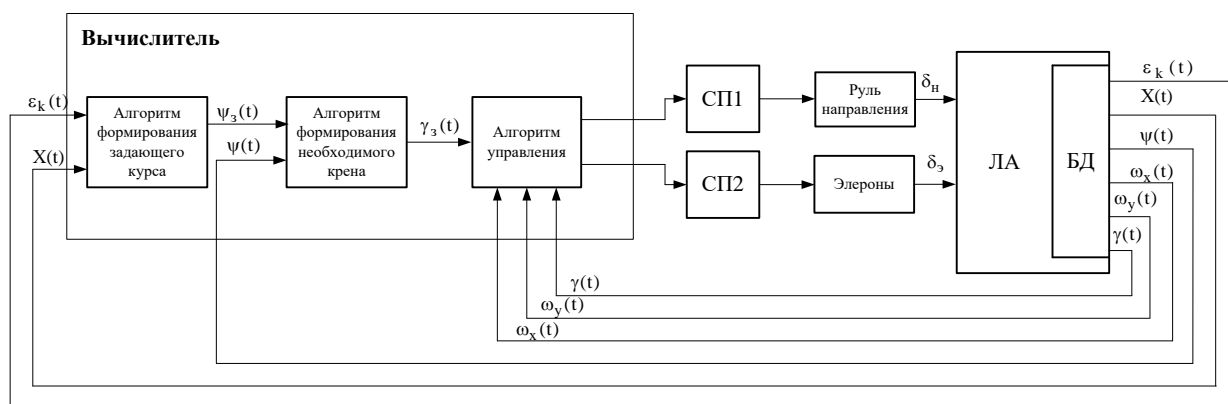


Рисунок 2.1 – Функціональна схема автоматичної системи заходу на курсову зону

На рис 2.1 введені такі позначення:

СП1 - сервопривід керма напрямку;

СП2 - сервопривід елеронів;

ЛА – літальний апарат;

БД – блок датчиків;

$\varepsilon_k(t)$  - Кут відхилення від рівносигнальної зони КРМ;

$\psi(t)$  - Кут ризику;

$\gamma(t)$  - Кут крену;

$\psi_\zeta(t)$  - Зазначений кут курсу;

$\gamma_\zeta(t)$  - Заданий кут крену;

- $\omega_x(t)$  - Кутова швидкість крену;
- $\omega_y(t)$  - Кутова швидкість ризику;
- $\delta_i(t)$  - Кут відхилення керма напрямку;
- $\delta_y(t)$  - Кут відхилення елеронів;

## 2.2. Формування структурної схеми САУ. Вибір закону управління

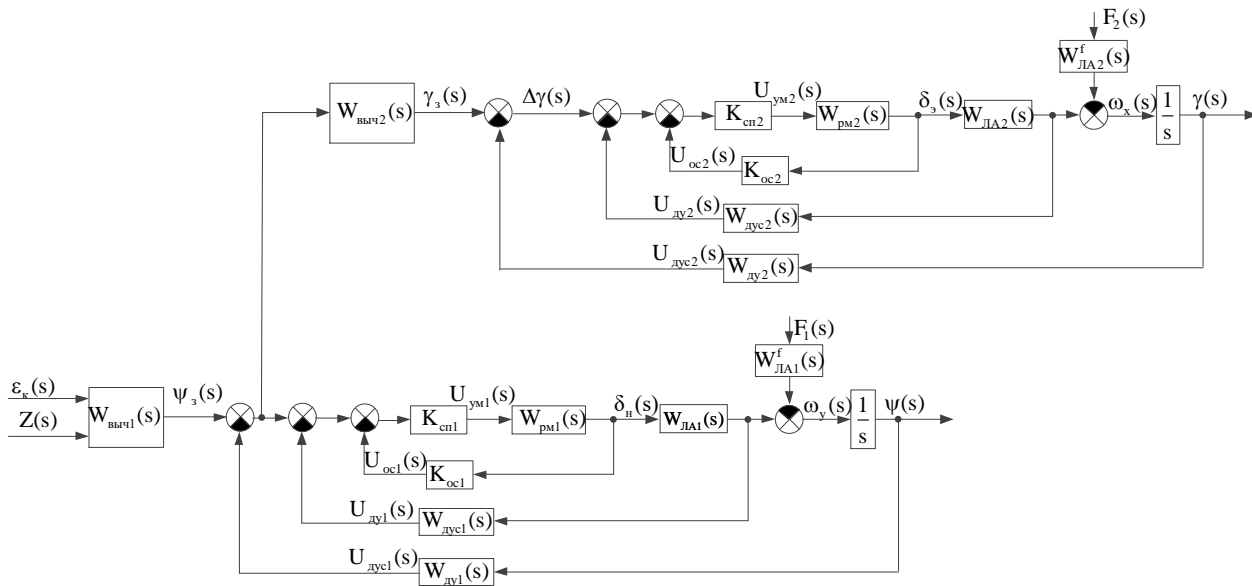


Рис 2.2 - Структурна схема автоматичної системи заходу на курсову зону

На рис 2. 2 прийняті такі позначення:

- $\varepsilon_\delta(s)$  - Зображення кута відхилення від рівносигнальної зони КРМ;
- $Z(s)$  - зображення положення ЛА у земній системі координат уздовж опорного полюса;
- $\psi_c(s)$  - Зображення заданого кута ризику;
- $\psi(s)$  - Зображення кута ризику;
- $\gamma_c(s)$  - Зображення заданого кута крену;
- $\gamma(s)$  - Зображення кута крену;

$\delta_x(s)$  - Зображення кута відхилення керма напрямку;

$\delta_y(s)$  - Зображення кута відхилення елеронів;

$\omega_y(s)$  - Зображення кутової швидкості ризику;

$\omega_\phi(s)$  - Зображення кутової швидкості крену;

$F_1(s), F_2(s)$  - Зображення обурень, що діють на літак;

$W_{\hat{u} \rightarrow 1}(s), W_{\hat{u} \rightarrow 2}(s)$  - Передатна функція обчислювача в каналі курсу і крену відповідно;

$K_{\hat{m} 1}, K_{\hat{m} 2}$  - Коефіцієнт підсилювача сервоприводу в каналі курсу і крену відповідно;

$W_{\hat{\delta} 1}(s), W_{\hat{\delta} 2}(s)$  - Передавальна функція рульових машин у каналі курсу та крену відповідно;

$W_{\hat{\omega} 1}(s), W_{\hat{\omega} 2}(s)$  - Передавальна функція датчиків кутової швидкості в каналі курсу і крену відповідно;

$W_{\hat{\alpha} 1}(s), W_{\hat{\alpha} 2}(s)$  - Передавальна функція датчиків кутів у каналі курсу і крену відповідно;

$W_{\hat{E} \lambda 1}(s)$  - Передавальна функція курсового каналу літального апарату;

$W_{\hat{E} \lambda 2}(s)$  - передавальна функція каналу крену літального апарату;

$W_{\hat{E} \lambda 1}^f(s)$  - Передавальна функція курсового каналу літального апарату з обурення;

$W_{\hat{E} \lambda 2}^f(s)$  - Передатна функція каналу крену літального апарату з обурення.

### 2.3 Отримання математичної моделі об'єкта управління

Математична модель руху літака є спрощеним описом його реального руху .

Якщо знехтувати пружністю конструкції та наявністю рухомих мас рідини, літак можна розглядати як тверде тіло. Подібний підхід до вирішення завдання управління виправданий і доцільний, оскільки значною мірою спрощує математичну модель об'єкта і водночас дає змогу виявити основні закономірності побудови систем управління.

Багато завдань управління польотом ЛА поблизу земної поверхні з помірними швидкостями вважатимуться, що Земля плоска, і обертається, та її центр нерухомий в інерційному просторі. Ці припущення дозволяють вважати будь-яку систему координат, пов'язану із землею інерційною поверхнею.

Як інерційний простір надалі приймаємо нормальну земну систему координат  $O_0 X_g Y_g Z_g$ . [12]

Рух літака як твердого тіла у просторі описується дванадцятьма диференціальними рівняннями першого порядку, їх:

- три рівняння сил;
- три рівняння моментів;
- три кінематичні співвідношення для кутів Ейлера;
- три кінематичні співвідношення для лінійних координат. [3]

До бічного руху прийнято рух центру мас уздовж поперечної осі  $OZ$ , його обертання навколо нормальної осі  $OY$  і поздовжньої осі  $OX$  пов'язаної системи координат. При вивченні ізольованого бічного руху припускають, що його параметри не залежать від характеристик поздовжнього руху. Це припущення з необхідною для практики точністю виконується за сталості кінематичних параметрів поздовжнього руху  $V$ ,  $\alpha$ ,  $\nu$ . Вочевидь, що у разі швидкість тангажу  $\omega_z = 0$ . Крім того, параметри поздовжнього руху,  $\alpha$ ,  $\nu$ , а також бічного руху  $\gamma$ ,  $\beta$  незначно відхиляються від значень, що відповідають програмному руху. Зазвичай як програмний (незбурений) режим розглядається прямолінійний горизонтальний політ з малими кутами атаки  $\alpha$ , тангажу  $\nu$ , крену  $\gamma$  і ковзання  $\beta$ . [7]

Отже, при отриманні рівнянь просторового руху приймаються такі спрощення:

- Літак є абсолютно жорстким тілом з постійними інерційно-масовими характеристиками;
- осі пов'язаної системи координат збігаються з головними осями інерції, тобто відцентрові моменти інерції дорівнюють нулю;
- Вектор тяги, прикладений до центру мас, не утворює додаткові моменти;

- земля плоска, не обертається і не переміщається в інерційному просторі, тобто переносні та коріолісові сили та моменти не враховуються;

- Повітряний простір нерухомий.

Рух літального апарату у просторі визначається з урахуванням поступального руху центру мас та обертального руху щодо центру мас. При запису диференціальних рівнянь руху на проєкціях на осі нерухомої системи координат виникають проблеми проєктування зусиль і моментів, що діють на літак. До того ж, сильно ускладнюється подальший аналіз таких рівнянь. Тому в динаміці польоту надають перевагу рівнянням руху, які записані в рухомих системах координат.

Рівняння руху літака, як твердого тіла, можуть бути отримані із законів збереження кількості та моменту кількості руху, які у векторній формі мають вигляд:

$$\begin{aligned} m \frac{d\vec{V}}{dt} &= \vec{R}; \\ \frac{d\vec{K}}{dt} &= \vec{M} \end{aligned} \quad (2.1)$$

де  $\vec{V}$  - Вектор повітряної швидкості;

$\vec{R}$  - Вектор зовнішніх сил, що діють на літак;

$\vec{K}$  - Вектор моменту кількості руху;

$\vec{M}$  - Сумарний момент;

$m$  - Маса літака .

З векторного аналізу відомо, що похідна вектора  $\vec{A}$  в нерухомій системі координат  $-\left(\frac{d\vec{A}}{dt}\right)$  може бути представлена як сума похідної вектора в рухомій системі координат

$\left(\frac{d\vec{A}}{dt}\right)_P$  і векторного твору кутової швидкості  $\vec{\Omega}$  обертання рухомої системи координат відносно нерухомої на вектор  $\vec{A}$ .

$$\frac{d\vec{A}}{dt} = \left(\frac{d\vec{A}}{dt}\right)_P + \vec{\Omega} \times \vec{A}. \quad (2.2)$$

Отже, рівняння (2.1) запишемо у наступній формі

$$\begin{aligned} \vec{K} &= I\vec{\omega}; \\ \frac{d\vec{K}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{K} &= \sum_{i=1}^{N_1} \vec{M}_i; \\ I \frac{d\vec{\omega}}{dt} + \vec{\omega} \times I\vec{\omega} &= \vec{M}_a + \vec{M}_\delta + \vec{M}_{\hat{a}}; \end{aligned} \quad (2.3)$$

де  $N_1$  - кількість моментів, що враховуються;

$I$  – тензор інерції літака;

$\vec{M}_a$  – Момент аеродинамічних сил;

$\vec{M}_p$  – Момент сили тяги двигунів;

$\vec{M}_B$  - Обурюючий момент.

$$\begin{aligned} \vec{M}_\delta &= \sum \vec{r}_i \times \vec{P}_i; \\ I &= \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & 0 \\ -I_{yx} & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}; \\ I\vec{\omega} &= \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & 0 \\ -I_{yx} & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x I_{xx} - \omega_y I_{xy} \\ -\omega_x I_{yx} + \omega_y I_{yy} \\ -\omega_x I_{zx} + \omega_z I_{zz} \end{bmatrix}; \end{aligned} \quad (2.4)$$



$$I \frac{d\vec{\omega}}{dt} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & 0 \\ -I_{yx} & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_x I_{xx} - \dot{\omega}_y I_{xy} \\ -\dot{\omega}_x I_{yx} + \dot{\omega}_y I_{yy} \\ -\dot{\omega}_x I_{zx} + \dot{\omega}_z I_{zz} \end{bmatrix};$$

$$\vec{\omega} \times I \vec{\omega} = \begin{bmatrix} \omega_y \omega_z I_{zz} + \omega_z (\omega_x I_{\delta\delta} - \omega_y I_{yy}) \\ -\omega_x \omega_z I_{zz} + \omega_z (\omega_x I_{\delta\delta} - \omega_y I_{xy}) \\ \omega_x (-\omega_x I_{yx} + \omega_y I_{yy}) + \omega_y (\omega_x I_{x\delta} - \omega_y I_{xy}) \end{bmatrix}. (2.5)$$

де  $I_x, I_y, I_z$  – осьові моменти інерції;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$  - Проекції вектора кутової швидкості обертання зв'язаної системи координат OXYZ щодо нормальної земної системи координат на власні осі .

Аеродинамічні моменти крену та нишпорення, що входять у праві частини рівнянь моментів системи (2.3), визначаються відносинами:

$$M_x = m_x \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l; (2.6)$$

$$M_y = m_y \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l,$$

де  $l$ -розмах крила.

У загальному випадку коефіцієнти аеродинамічних моментів нахилу та нишпорення є нелінійними функціями параметрів польоту.

$$m_x = m_x(\omega_x, \omega_y, \beta, \delta_y, \delta_i);$$

$$m_y = m_y(\omega_x, \omega_y, \beta, \delta_y, \delta_i); (2.7)$$

$$V = \text{const};$$

Проте за досить малих кутах  $\alpha$  і  $\beta$  межах плавного обтікання ці коефіцієнти може бути представлені лінійними комбінаціями параметрів бічного руху, тобто.

$$\begin{aligned} m_x &= m_x^{\omega_x} \cdot \omega_x + m_x^{\omega_y} \cdot \omega_y + m_x^\beta \cdot \beta + m_x^{\delta_y} \cdot \delta_y + m_x^{\delta_i} \cdot \delta_i; \\ m_y &= m_y^{\omega_x} \cdot \omega_x + m_y^{\omega_y} \cdot \omega_y + m_y^\beta \cdot \beta + m_y^{\delta_y} \cdot \delta_y + m_y^{\delta_i} \cdot \delta_i, \end{aligned} \quad (2.8)$$

де індексами вгорі позначені відповідні похідні приватні коефіцієнтів аеродинамічних моментів.

Повернімося до рівняння кінематики. Запишемо перше із рівнянь (2.1) у проекціях на осі системи координат OXYZ :

$$\begin{aligned} m(\dot{V}_x + \omega_y V_z - \omega_z V_y) &= R_x; \\ m(\dot{V}_y + \omega_z V_x - \omega_x V_z) &= R_y; \\ m(\dot{V}_z + \omega_x V_y - \omega_y V_x) &= R_z; \end{aligned} \quad (2.9)$$

де  $R_x, R_y, R_z$  – проекція вектора зовнішніх сил;

$V_x, V_y, V_z$  - Проекції вектора швидкості руху центру мас ЛА в інерційному просторі;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$  - проекції вектора кутової швидкості обертання пов'язаної системи координат OXYZ щодо нормальної системи земної координат на власні осі.

Для опису бічного руху необхідно лише третє рівняння:

$$m(\dot{V}_z + \omega_x V_y - \omega_y V_x) = R_z. \quad (2.10)$$

Проекції швидкості польоту на осі пов'язаної системи координат можна отримати за допомогою матриці переходу:

$$\begin{pmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{pmatrix} = A_a^c \begin{pmatrix} V \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} = (A_c^a)^T \begin{pmatrix} V \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V \cdot \cos \beta \cdot \cos \alpha \\ -V \cdot \cos \beta \cdot \sin \alpha \\ V \sin \beta \end{pmatrix}. \quad (2.11)$$

Сила  $R_z$  у правій частині рівняння сил системи (2.10) складається з аеродинамічної поперечної сили  $Z$  і проекції сили тяжіння поперечну вісь  $G_z$ , тобто.

$$R_z = Z + G_z.$$

Поперечна аеродинамічна сила визначається ставленням

$$Z = C_z \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S, \quad (2.12)$$

де  $C_z \cong C_z(\beta)$ .

У межах плавного обтікання (при досить малих кутах атаки і ковзання) коефіцієнт аеродинамічного поперечної сили є лінійною функцією кута ковзання і його можна виразити лінійним наближенням рівнянням, тобто.

$$C_z = C_z^\beta \cdot \beta, \quad (2.13)$$

де  $C_z^\beta$  - похідна коефіцієнта аеродинамічної поперечної сили за кутом ковзання.

Проекція сили тяжіння на вісь пов'язаної системи координат дорівнює:

$$G_z = G \cdot \sin \gamma \cdot \cos \vartheta. \quad (2.14)$$

Зважаючи на ставлення (2.4) - (2.10), систему диференціальних рівнянь (2.3), що описують ізольований бічний рух, зведемо до вигляду:

$$\begin{aligned}
I_x \cdot \dot{\omega}_x &= \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l \cdot (m_x^{\omega_x} \cdot \omega_x + m_x^{\omega_y} \cdot \omega_y + m_x^\beta \cdot \beta + m_x^{\delta_y} \cdot \delta_y + m_x^{\delta_i} \cdot \delta_i); \\
I_y \dot{\omega}_y &= \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l \cdot (m_y^{\omega_x} \cdot \omega_x + m_y^{\omega_y} \cdot \omega_y + m_y^\beta \cdot \beta + m_y^{\delta_y} \cdot \delta_y + m_y^{\delta_i} \cdot \delta_i); \quad (2.15)
\end{aligned}$$

$$m \cdot V \cdot (\dot{\beta} \cdot \cos \beta - \omega_x \cdot \sin \alpha \cdot \cos \beta - \omega_y \cdot \cos \alpha \cdot \cos \beta) = c_z^\beta \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot \beta + G \cdot \cos \vartheta \cdot \sin \gamma.$$

Система (2.11) складається з трьох рівнянь і містить чотири незалежні змінні :  $\beta, \gamma, \omega_x, \omega_y$ . Оскільки кількість невідомих перевищує кількість рівнянь, що увійшли до системи, її необхідно доповнити одним рівнянням. Отримаємо рівняння кінематики кутового руху літака в скалярній формі [3] :

$$\omega = \begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + M'(\gamma)M''(\vartheta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\vartheta} \end{bmatrix} + M'(\gamma)M''(\vartheta)M''(\psi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\psi} \\ 0 \end{bmatrix};$$

$$M'(\gamma) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix};$$

$$M''(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & 0 & -\sin \psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \psi & 0 & \cos \psi \end{bmatrix};$$

$$M''(\vartheta) = \begin{bmatrix} \cos \vartheta & \sin \vartheta & 0 \\ -\sin \vartheta & \cos \vartheta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix};$$

$$\begin{aligned}
M(\gamma, \vartheta, \psi) &= M'(\gamma)M''(\vartheta)M''(\psi) = \\
&= \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \vartheta & \sin \vartheta & -\sin \psi \cos \vartheta \\ -\cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma + \sin \gamma \sin \psi & \cos \vartheta \cos \gamma & \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma + \sin \gamma \cos \psi \\ \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma + \cos \gamma \sin \psi & -\cos \vartheta \sin \gamma & \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma + \cos \gamma \cos \psi \end{bmatrix}; \quad (2.16)
\end{aligned}$$

$$\omega_y = \dot{\psi} \cos \vartheta \cos \gamma + \dot{\vartheta} \sin \gamma;$$

$$\omega_x = \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \vartheta.$$

де  $M(\gamma, \vartheta, \psi)$  - матриця переходу від зв'язаної до нормальної земної системи координат.

Виходячи з цього маємо:

$$\dot{\gamma} = \omega_x - \omega_y \cdot \cos \gamma \cdot \operatorname{tg} \vartheta. \quad (2.17)$$

Отже, система рівнянь (2.15) і (2.17) при заданих законах відхилення органів управління креном і нишпоренням повністю описує ізольований бічне рух щодо центру мас ЛА, тобто. є замкнутою.

При керуванні рухом центру мас до цієї системи необхідно додати рівняння

$$V_{z_g} = \dot{\zeta} = -V \cdot \sin \psi_a, \quad (2.18)$$

де  $\dot{\zeta}$  - швидкість руху центру мас ЛА вздовж осі нормальної системи координат;

$\psi_a$  - швидкісний кут нишпорення, що при  $\vartheta_a = 0$  визначається так

$$\sin \beta = \cos \gamma \cdot \sin(\psi - \psi_a) + \sin \vartheta \cdot \sin \gamma \cdot \cos(\psi - \psi_a). \quad (2.19)$$

Стосовно (2.19) входить кут нишпорення  $\psi$ . Додатковим кінематичним ставленням є наступне рівняння

$$\dot{\psi} = \omega_y \cdot \cos \gamma \cdot \sec \vartheta. \quad (2.20)$$

Серед рівнянь, що описують бічний рух ЛА, є нелінійні рівняння (третє рівняння системи (2.15), рівняння (2.17), (2.19)), що ускладнює використання математичної моделі для аналізу та синтезу контурів автоматичного керування. Виконаємо лінеаризацію цих рівнянь, взявши в якості програмного польоту - прямолінійний

горизонтальний з постійною швидкістю та малими кутами атаки, тангажу, крену та нишпорення. Прийнемо такі припущення:

$$\begin{aligned}
 1. \quad \Theta^0 = \vartheta_0^0 = 0; \alpha^0 = \vartheta^0; \sin \alpha^0 \approx \alpha^0; \sin \vartheta^0 \approx \vartheta^0; \sin \gamma^0 \approx \gamma^0; \\
 \cos \alpha^0 \approx 1; \cos \vartheta^0 \approx 1; \cos \gamma^0 \approx 1; \cos \beta^0 \approx 1; \sin \beta^0 \approx \beta^0.
 \end{aligned} \tag{2.21}$$

2. Параметри обуреного руху від параметрів необуреного (програмного) руху на незначні величини, тобто. має місце співвідношення:

$$\begin{aligned}
 \omega_x &= \omega_x^0 + \Delta\omega_x; \omega_y = \omega_y^0 + \Delta\omega_y; \gamma = \gamma^0 + \Delta\gamma; \\
 \psi &= \psi^0 + \Delta\psi; \psi_a = \psi_a^0 + \Delta\psi_a; \beta = \beta^0 + \Delta\beta; \\
 \zeta &= Z^0 + \Delta Z; \delta_y = \delta_y^0 + \Delta\delta_y; \delta_i = \delta_i^0 + \Delta\delta_i; \\
 M_x &= M_x^0 + \Delta M_x; M_y = M_y^0 + \Delta M_y; Z = Z^0 + \Delta Z.
 \end{aligned} \tag{2.22}$$

3. Твори параметрів поздовжнього руху, що передбачають постійними та досить маленькими, на відхилення параметрів бічного руху від програмних значень – малі другого порядку, і ними можна знехтувати.

Рівняння лінійного наближення, як і прийнято теорії автоматичного управління, запишемо у відхиленнях. Функціональним залежностям (2.6), (2.8) відповідають збільшення аеродинамічних моментів крену та нишпорення:

$$\begin{aligned}
 \Delta M_x &= (m_x^{\omega_x} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l)_0 \cdot \Delta\omega_x + (m_x^{\omega_y} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l)_0 \cdot \Delta\omega_y + (m_x^\beta \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l)_0 \cdot \Delta\beta + \\
 &+ (m_x^{\delta_y} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l)_0 \cdot \Delta\delta_y + (m_x^{\delta_i} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l)_0 \cdot \Delta\delta_i; \\
 \Delta M_y &= (m_y^{\omega_x} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l)_0 \cdot \Delta\omega_x + (m_y^{\omega_y} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l)_0 \cdot \Delta\omega_y + \\
 &+ (m_y^\beta \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l)_0 \cdot \Delta\beta + (m_y^{\delta_y} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l)_0 \cdot \Delta\delta_y + (m_y^{\delta_i} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l)_0 \cdot \Delta\delta_i.
 \end{aligned} \tag{2.23}$$

Зі співвідношень (2.12), (2.13) для збільшення аеродинамічної поперечної сили отримаємо формулу:

$$\Delta Z = c_z^\beta \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot \beta. (2.24)$$

Приватні похідні, що входять до формул (2.23), (2.24), беруться у точці, що відповідає незбуреному руху. Індекс 0 надалі опускатимемо.

У формулах (2.23) окремі похідні коефіцієнтів аеродинамічних моделей записані за розмірними кутовими швидкостями. Однак у динаміці польоту ці похідні беруться за безрозмірними кутовими швидкостями. Формули, що пов'язують розмірні приватні похідні за безрозмірними, мають вигляд:

$$\begin{aligned} m_x^{\omega_x} &= \frac{1}{V} \cdot m_x^{\bar{\omega}_x}; m_x^{\omega_y} = \frac{1}{V} \cdot m_x^{\bar{\omega}_y}; \\ m_y^{\omega_x} &= \frac{1}{V} \cdot m_y^{\bar{\omega}_x}; m_y^{\omega_y} = \frac{1}{V} \cdot m_y^{\bar{\omega}_y}. \end{aligned} (2.25)$$

Як безрозмірні кутові швидкості у формулах (2.25) прийняті відносні величини

$$\bar{\omega}_x = \frac{1}{V} \cdot \omega_x; \bar{\omega}_y = \frac{1}{V} \cdot \omega_y. (2.26)$$

Лінеаризуємо у точці, що відповідає незбуреному руху, за прийнятих вище припущень, що нелінійні члени, що входять (2.9), (2.18), (2.19), (2.20) ліву частину рівняння сил (2.15). Результати лінеаризації запишемо у відхиленнях:

$$\begin{aligned}
\Delta(\dot{\beta} \cdot \cos \beta) &\approx \Delta \dot{\beta}; \Delta(\omega_x \cdot \sin \alpha \cdot \cos \beta) \approx 0; \Delta(\omega_y \cdot \cos \alpha \cdot \cos \beta) \approx \Delta \omega_y; \\
\Delta(\omega_y \cdot \cos \gamma \cdot \operatorname{tg} \vartheta) &\approx 0; \Delta[\cos \gamma \cdot \sin(\psi - \psi_a)] \approx \Delta \psi - \Delta \psi_a; \\
\Delta(V \cdot \sin \psi_a) &\approx V \cdot \Delta \psi_a; \Delta[\sin \vartheta \cdot \sin \gamma \cdot \cos(\psi - \psi_a)] \approx 0; \\
\Delta(\omega_y \cdot \cos \gamma \cdot \sec \vartheta) &\approx \Delta \omega_y.
\end{aligned} \tag{2.27}$$

Введемо відносні безрозмірні координати:

$$\begin{aligned}
\bar{\gamma} &= \Delta \gamma; \bar{\psi} = \Delta \psi; \bar{\psi}_a = \Delta \psi_a; \bar{\beta} = \Delta \beta; \\
\bar{\delta}_y &= \Delta \delta_y; \bar{\delta}_i = \Delta \delta_i; \bar{\zeta} = \frac{\Delta Z}{\tau_a \cdot V}; \tau_a = \frac{m}{\rho \cdot V \cdot S}.
\end{aligned} \tag{2.28}$$

Кутові швидкості  $\omega_x, \omega_y$  зберігають розмірність 1/с. Нижче відносні координати (2.21) будемо писати без рисочки зверху. Замість приростів  $\Delta \omega_x, \Delta \omega_y$  використовуватимуться позначення  $\omega_x, \omega_y$ .

Враховуючи ставлення (2.23) - (2.28), запишемо систему лінеаризованих рівнянь ізольованого бічного руху:

$$\begin{aligned}
\dot{\omega}_x + a_{m_x}^{\omega_x} \cdot \omega_x + a_{m_x}^{\omega_y} \cdot \omega_y + a_{m_x}^{\beta} \cdot \beta &= a_{m_x}^{\delta_y} \cdot \delta_y + a_{m_x}^{\delta_i} \cdot \delta_i \\
\dot{\omega}_y + a_{m_y}^{\omega_x} \cdot \omega_x + a_{m_y}^{\omega_y} \cdot \omega_y + a_{m_y}^{\beta} \cdot \beta &= a_{m_y}^{\delta_y} \cdot \delta_y + a_{m_y}^{\delta_i} \cdot \delta_i \\
\dot{\beta} - \omega_y + a_z^{\beta} \cdot \beta + a_z^{\gamma} \cdot \gamma &= 0 \\
\dot{\gamma} - \omega_x &= 0 \\
\dot{\psi} - \omega_y &= 0 \\
\dot{\zeta} &= -V \cdot \psi \\
\dot{\psi}_a - a_z^{\beta} \cdot \beta - a_z^{\gamma} \cdot \gamma &= 0.
\end{aligned} \tag{2.29}$$

Коефіцієнти, що входять до системи рівнянь (2.29), визначають із відносин:



$$\begin{aligned}
a_{m_x}^{\omega_x} &= -\sigma_x \cdot m_x^{\bar{\omega}_x}; a_m^{\omega_y} = -\sigma_x \cdot m_x^{\bar{\omega}_y}; a_{m_x}^{\beta} = -\sigma_x \cdot m_x^{\beta} \cdot \frac{V}{l}; \\
a_{m_y}^{\omega_x} &= -\sigma_y \cdot m_y^{\bar{\omega}_x}; a_{m_y}^{\omega_y} = -\sigma_y \cdot m_y^{\bar{\omega}_y}; a_{m_y}^{\beta} = -\sigma_y \cdot m_y^{\beta} \cdot \frac{V}{l}; \\
a_{m_x}^{\delta_y} &= \sigma_x \cdot m_x^{\delta_y} \cdot \frac{V}{l}; a_{m_x}^{\delta_i} = \sigma_x \cdot m_x^{\delta_i} \cdot \frac{V}{l}; a_{m_y}^{\delta_y} = \sigma_y \cdot m_y^{\delta_y} \cdot \frac{V}{l}; \\
a_m^{\delta_i} &= \sigma_i \cdot m_y^{\delta_i} \cdot \frac{V}{l}; a_z^{\beta} = -\frac{c_z^{\beta}}{2 \cdot \tau_a}; a_z^{\gamma} = -\frac{g}{V}; \\
\sigma_x &= \frac{m \cdot l^2}{2 \cdot I_x \cdot \tau_a}; \sigma_y = \frac{m \cdot l^2}{2 \cdot I_y \cdot \tau_a}; \tau_a = \frac{m}{\rho \cdot V \cdot S},
\end{aligned}
\tag{2.30}$$

Останнє із рівнянь (2.29) отримано з урахуванням відношення

$$\Delta\Psi_a = \Delta\Psi - \Delta\beta, \tag{2.29}$$

в яке після диференціювання, підставлені значення  $\psi$  та  $\beta$  із попередніх рівнянь.

У відносинах (2.30) приватні похідні беруться значення параметрів, відповідних програмному руху. Зміна маси та моментів інерції не враховується.

Параметри польоту не входять до інших рівнянь системи (2.29) і можуть розглядатися окремо.

Стійкість бічних рухів визначатиметься першими чотирма рівняннями системи (2.29).

## 2.4 Вибір виконавчих органів. Визначення передавальної функції

У даній системі управління будемо використовувати пневматичний сервопривід, так як він є одним з найбільш простим і дешевим автоматичним кермовим пристроєм, що надійно працює у складних кліматичних умовах.

Визначимо передатну функцію виконавчого механізму. Він призначений для управління регулюючим органом відповідно до одержуваної командної інформації.

Контур сервоприводу складається з ланцюга послідовно включених суматора, підсилювача, рульової машини і має зворотний зв'язок. На структурній схемі сервоприводу (рисунок 2.3) введено такі позначення:

$W_y(s)$  - передатна функція підсилювача;

$W_{PM}(s)$  - передавальна функція кермової машини;

$W_{OC}(s)$  - Передатна функція елемента, включеного в зворотний зв'язок.

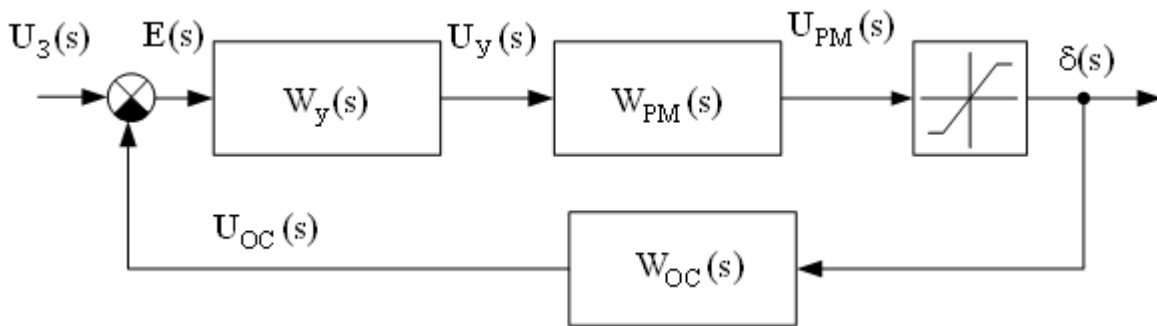


Рис 2.3 – Структурна схема сервоприводу

Зазвичай  $W_y(s)$  і  $W_{PM}(s)$  мають вигляд:

$$W_y(s) = \frac{k_y}{T_y s + 1},$$

$$W_{PM}(s) = \frac{U_{PM}(s)}{U_y(s)} = \frac{k_{PM}}{s(T_{PM}s + 1)},$$

де  $T_y \approx 0$  – для електронних та напівпровідникових підсилювачів;

$T_y \approx 0,1$  сек – для магнітних підсилювачів;

$k_y$  – змінюється у межах;

де  $T_{PM} \approx 0$  – для гідравлічної кермової машини;

$T_{PM} \approx 0,1$  сек – для електричної кермової машини;

$k_{pm}$  – змінюється у межах.

В даний час в основному використовуються три типи зворотних зв'язків: жорсткий зворотний зв'язок, швидкісний та ізодромний. Залежно від типу зворотний зв'язок розрізняють три види сервоприводів: з жорстким зворотним зв'язком; зі швидкісним зворотним зв'язком; з ізодромним зворотним зв'язком. Передатна функція жорсткого зворотного зв'язку дорівнює:

$$W_{OC}^{жOC}(s) = \frac{U_{OC}(s)}{\delta(s)} = k_{OC};$$

У загальному випадку сервопривід може бути побудований з рульовою машиною будь-якого типу і з будь-яким підсилювачем, тому його передатна функція може мати досить високий порядок. Однак, як правило, для реальних сервоприводів у першому наближенні можна записати такі функції.

Для моделювання системи стабілізації будемо використовувати сервопривід з жорстким зворотним зв'язком та пневматичною рульовою машиною передатна функція якого має вигляд:

$$W_{\dot{y}}(s) = \frac{\delta_{\dot{y}}(s)}{U_{\zeta}(s)} = \frac{1}{0.1s + 1};$$
$$W_i(s) = \frac{\delta_i(s)}{U_{\zeta}(s)} = \frac{1}{0.1s + 1}.$$

Слід враховувати, що кут відхилення елеронів залежить від неузгодженості значень заданого і поточного крену. Коефіцієнт посилення неузгодженості заданого кута крену з поточним  $K_{\gamma} = 1.65$ . вибираємо з умов точності рівним .

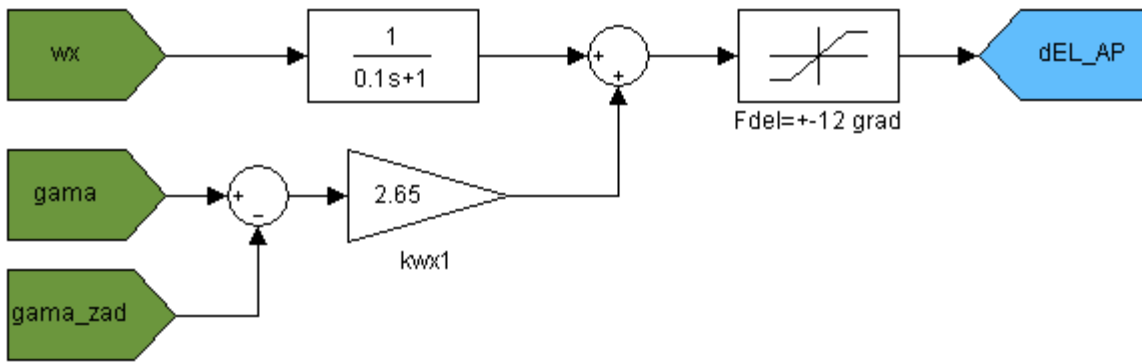


Рис 2.4 – Реалізація математичної моделі елеронів у середовищі Matlab  
Кермо напрямку має обмеження до 10 °(рис 2.5).

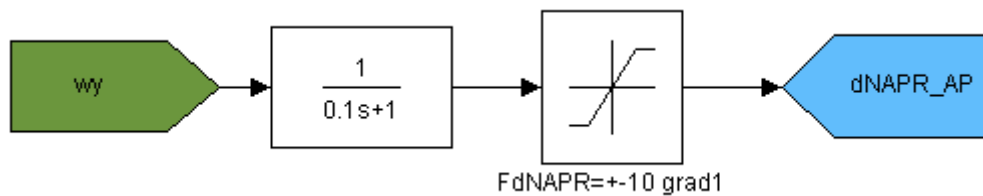


Рис 2.5 – Реалізація математичної моделі керма напрямку серед Matlab

## 2.5 Отримання передавальних функцій об'єкта управління

Визначаючи реакцію літака на відхилення елеронів вважатимемо, що  $\beta=0$ . Саме цього прагне льотчик, здійснюючи правильний віраж. Створюючи нахил відхиленням елеронів льотчик в той же час відхиляє і кермо напрямку, паруючи ковзання. Це завдання може виконувати і автомат колійної стійкості або автопілот.

Таким чином, рух крену

$$\Delta \dot{\omega}_x + b_{22} \Delta \omega_x = b_{26} \Delta \delta_y. \quad (2.32)$$

Звідси знаходимо

$$(s+b_{22})\omega_x(s) = b_{26}\delta_{\dot{y}}(s);$$

$$W_{\dot{y}\lambda}(s) = \frac{\delta_{\dot{y}}(s)}{\omega_x(s)} = \frac{K_{\dot{y}}}{T_{\dot{y}}s + 1},$$

де  $W_{\dot{y}}(s)$  - Передавальна функція елеронів.

А коефіцієнти рівні:

$$K_{\dot{y}} = \frac{m_x^{\delta_{\dot{y}}}}{m_x^{\omega_x}} \cdot 57,3;$$

$$T_{\dot{y}} = \frac{I_x}{q \cdot S \cdot l \cdot m_x^{\omega_x}}.$$

Передатна функція, що характеризує реакцію літака після  $\omega_x$  відхилення елерону, має аперіодичний характер. Якщо на відхилення керма напрямку літак реагує пропорційною зміною кута ковзання і кутової швидкості нишпорення, то на відхилення елеронів він реагує зміною швидкості крену [6].

$$K_{\dot{y}} = 0,1346; T_{\dot{y}} = 0,245.$$

Повний вираз, що описує реакцію літака на відхилення елеронів описується передавальною функцією:

$$W_{\dot{y}\lambda 2}(s) = \frac{\delta_{\dot{y}}(s)}{\omega_x(s)} = \frac{0,3135}{0,245s + 1}. \quad (2.33)$$

Реакція каналу крену літака на одиничний ступінчастий вплив кута відхилення елеронів представлена на рис. 2.6.

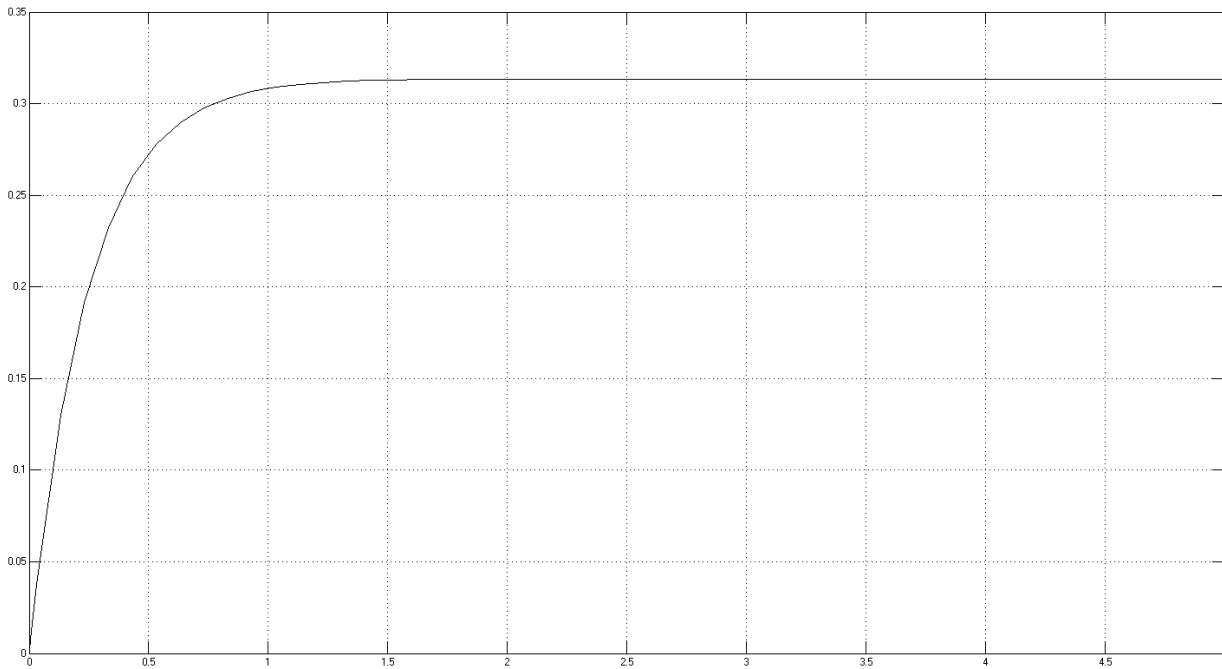


Рисунок 2.6 – Перехідний процес кутової швидкості крену при одиничному відхиленні елеронів

Показники якості рівні:

$$t_{\text{іі}} = 1 \text{ н};$$

$$h_{\text{оно}} = 0,334 \text{ д\text{а} / н};$$

$$\sigma = 0 \text{ \%}.$$

При русі літака курсової лінії у випадку вісь літака повернута щодо осі ЗПС на кут, рівний за величиною куті зносу. Основним завданням управління в бічному каналі при приземленні є поворот осі літака паралельно осі ЗПС. Так як управління креном поблизу землі небезпечно, то такий розворот можна здійснити, якщо в канал керма напрямку подати сигнал, пропорційний різниці поточного курсу і курсу ЗПС при стабілізованому положенні по крену (довір «млинцем»).

Закон управління кермом напрямку визначимо висихаючи та рівняння руху:

$$\begin{aligned} s\omega_x + a_1\omega_x &= -a_3\delta_f; \\ \omega_x(s+a_1) &= -a_3\delta_f. \end{aligned} \tag{2.34}$$

Звідси маємо таке:

$$\omega_x = -\frac{a_3}{a_1} \frac{1}{s+1};$$

$$k_i = -\frac{a_3}{a_1};$$

$$T_i = \frac{1}{a_1};$$

$$a_3 = \frac{m_y^{\delta_i}}{I_y} q S l;$$

$$a_1 = \frac{m_y^{\omega_y}}{I_x} q S l^2.$$

Передаточна функція каналу курсу літака дорівнює:

$$W_i(s) = \frac{\delta_i(s)}{\omega_x(s)} = \frac{k_i}{T_i s + 1}. \quad (2.34)$$

Підставляючи числові значення отримуємо:

$$a_3 = 0,274;$$

$$a_1 = -0,00648;$$

$$k_i = 1,38;$$

$$T_i = 3,65;$$

$$W_{\text{ЕА1}}(s) = \frac{\delta_i(s)}{\omega_x(s)} = \frac{1,38}{3,65s + 1}.$$

На рис. 2.7. представлена реакція літака на одиничне відхилення керма спрямування.

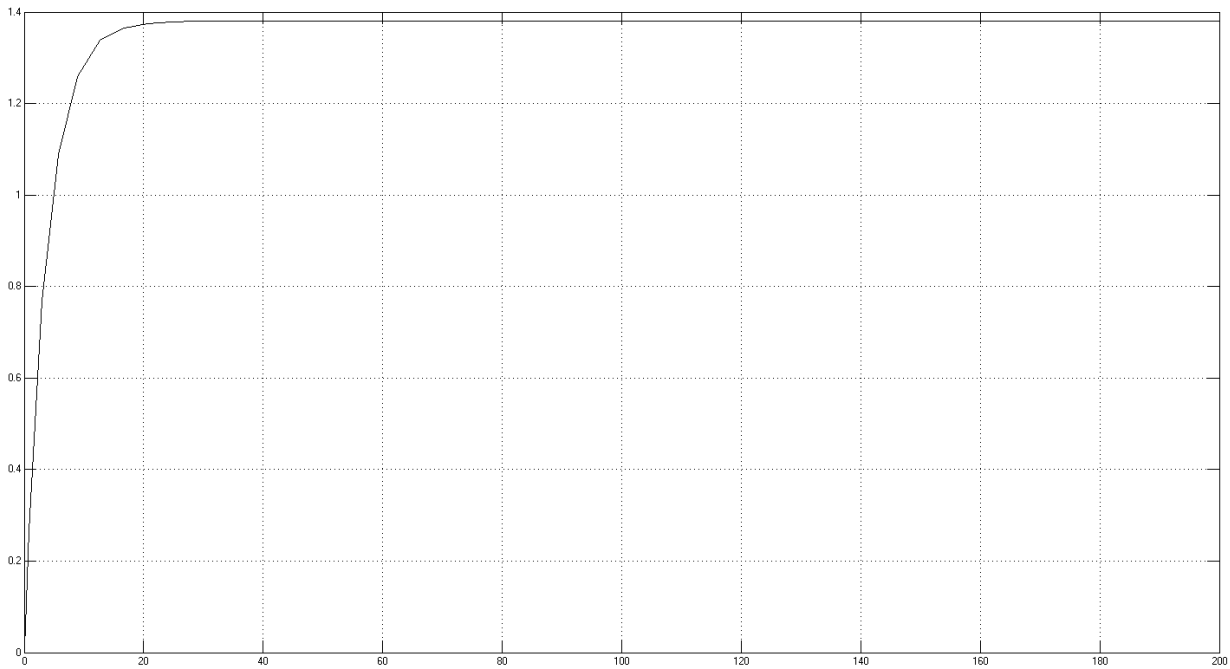


Рисунок 2.7 – Перехідний процес кутової швидкості ризику при одиничному відхиленні керма напряму

$$t_{\text{ii}} = 13 \tilde{n};$$

$$h_{\text{on}} = 1,38 \delta_{\text{a}} / \tilde{n};$$

$$\sigma = 0 \%$$

## 2.6 Аналіз замкнутої системи управління

Переточна функція замкнутої системи керування каналу крену дорівнює:

$$\hat{O}^{\gamma}(s) = \frac{\gamma(s)}{\gamma_{\zeta}(s)} = \frac{0.3135}{0.0245s^3 + 0.59s^2 + 2.313s + 0.3135}. \quad (2.35)$$

Переточна функція замкнутої системи керування каналу крену дорівнює:

$$\hat{O}^{\psi}(s) = \frac{\psi(s)}{\psi_{\zeta}(s)} = \frac{1.38}{0.365s^3 + 7.4s^2 + 3.38s + 1.38}. \quad (2.36)$$



Перехідна характеристика кута ризику на одиничний ступінчастий вплив представлена на рис. 2.8.

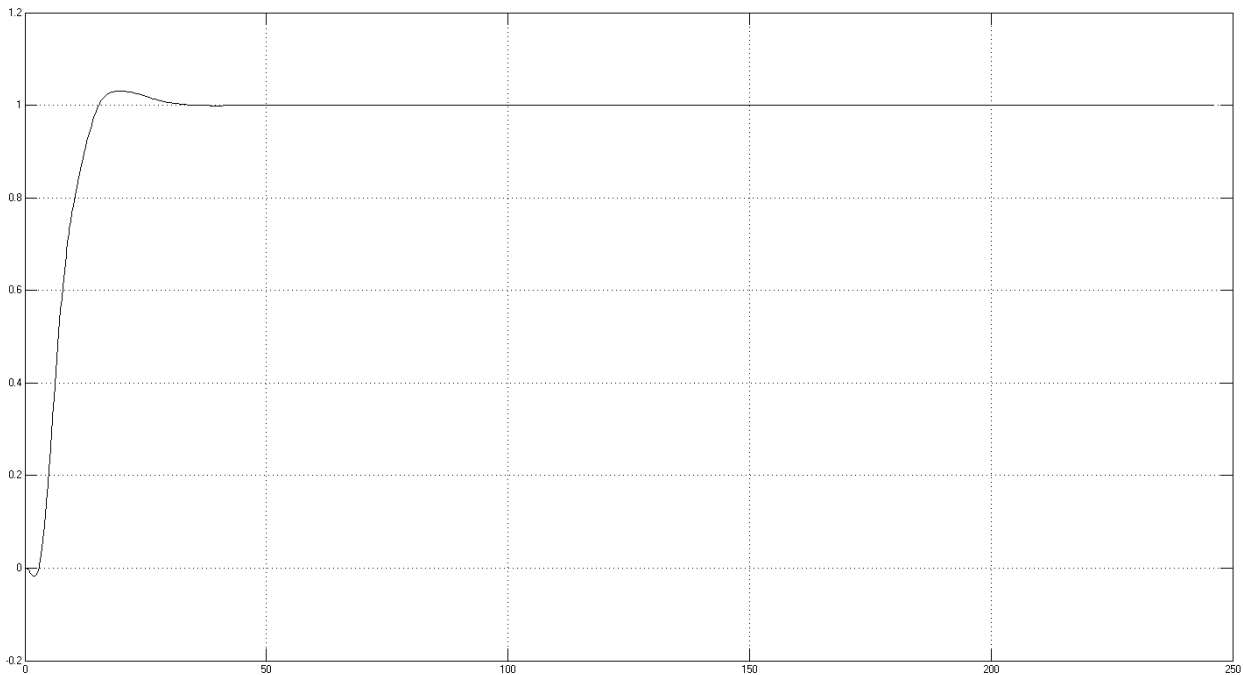


Рисунок 2.8 – Перехідна характеристика кута ризику за впливом, що задає  
Показники якості каналу курсу літака дорівнюють:

$$t_{\text{п}} = 17.7 \text{ с};$$

$$h_{\text{ст}} = 1 \text{ град};$$

$$\sigma = 14.5 \text{ \%}.$$

На рис. 2.9 представлена ЛАФЧХ розімкнутої системи каналу курсу літака. За розімкнутою ЛАФЧХ знайдемо показники якості замкнутої системи.

$$L_{\zeta} = 33 \text{ дБ};$$

$$\varphi_{\zeta} = 83.8^{\circ};$$

$$\omega_{\text{п}} = 0.312 \text{ рад / с}.$$

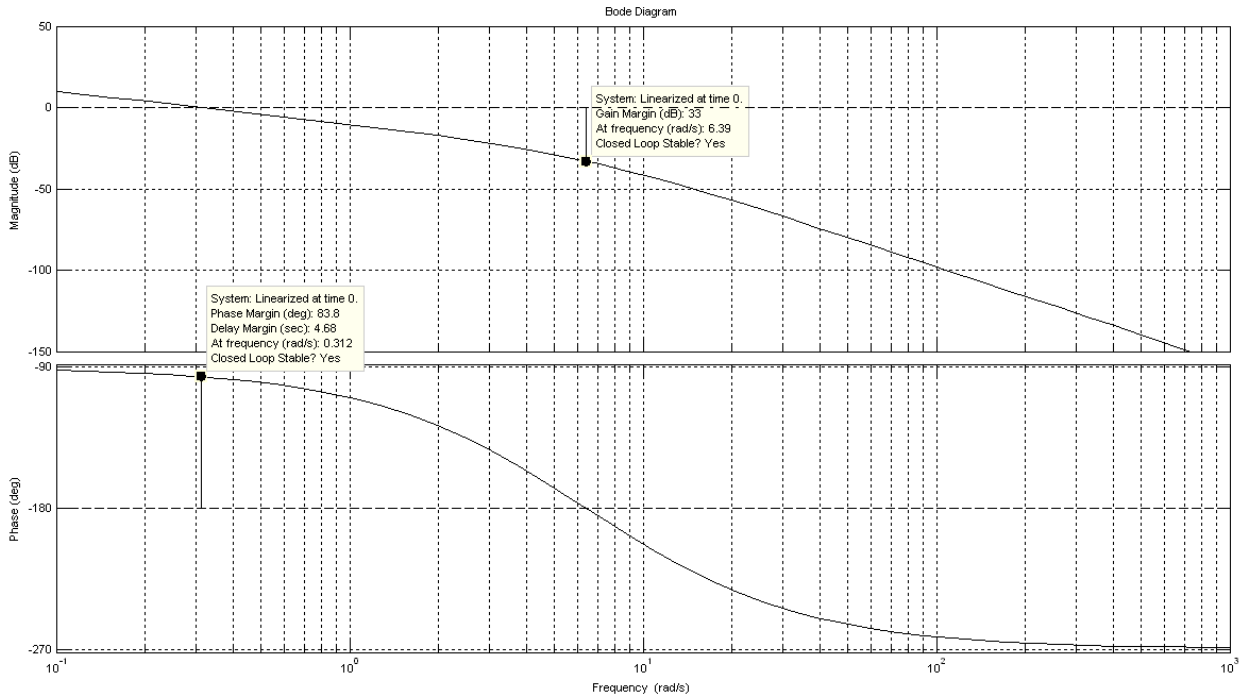


Рисунок 2.9 – ЛАФЧХ розімкнутої системи управління каналу курсу літака

Перехідна характеристика кута крену на одиничний ступінчастий вплив представлена на рис. 2.10.

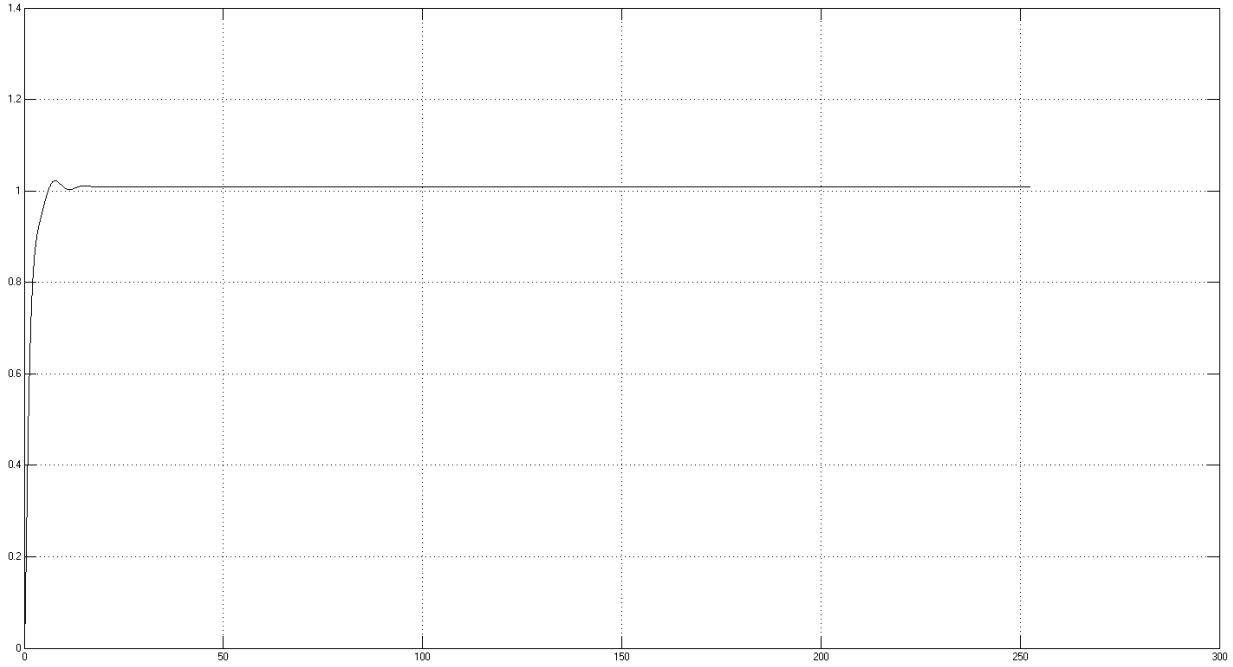


Рис 2.10 – Перехідна характеристика кута крену за впливом, що задає  
Показники якості каналу до рена літака рівні:

$$t_{\dot{\gamma}} = 28.1 \text{ н};$$

$$h_{\dot{\gamma}} = 1 \text{ д};$$

$$\sigma = 0 \text{ \%}.$$

На рис. 2.11 представлена ЛАФЧХ розімкнутої системи каналу крену літака. За розімкнутою ЛАФЧХ знайдемо показники якості замкнутої системи.

$$L_{\zeta} = 17.4 \text{ дБ};$$

$$\varphi_{\zeta} = 21.8^{\circ};$$

$$\omega_{\dot{\gamma}} = 0.585 \text{ д / н}.$$

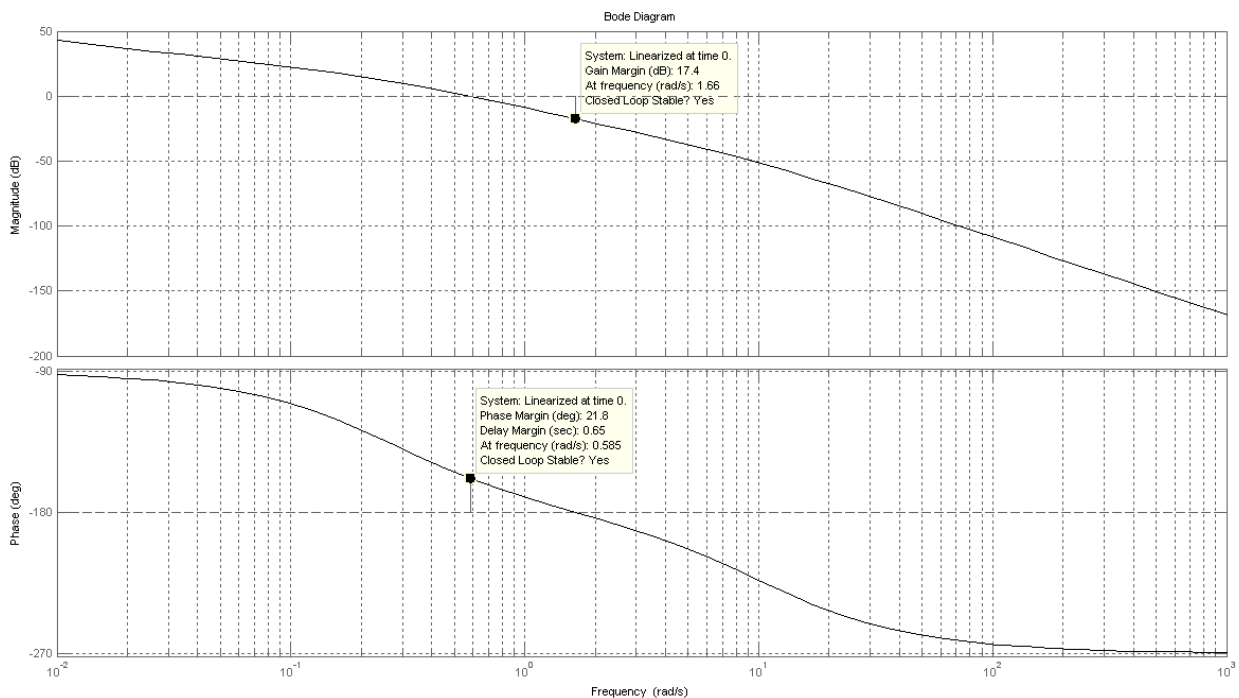


Рисунок 2.11 – ЛАФЧХ розімкнутої системи управління каналу курсу літака

Аналіз замкнутої системи каналів курсу та крену був проведений при припущенні про незалежність рухів крену та курсу. Але на практиці, це не так і рух ризику не можна відокремити від руху крену.

У математичній моделі, реалізованій у середовищі Matlab були враховані всі моменти демпфування: кутових швидкостей крену та курсу, керма наряду та елеронів та кута зносу. Все це впливає на динаміку літака, і вона трохи змінюється. На рис. 2.12 представлено реальну перехідну характеристику каналу курсу літака.

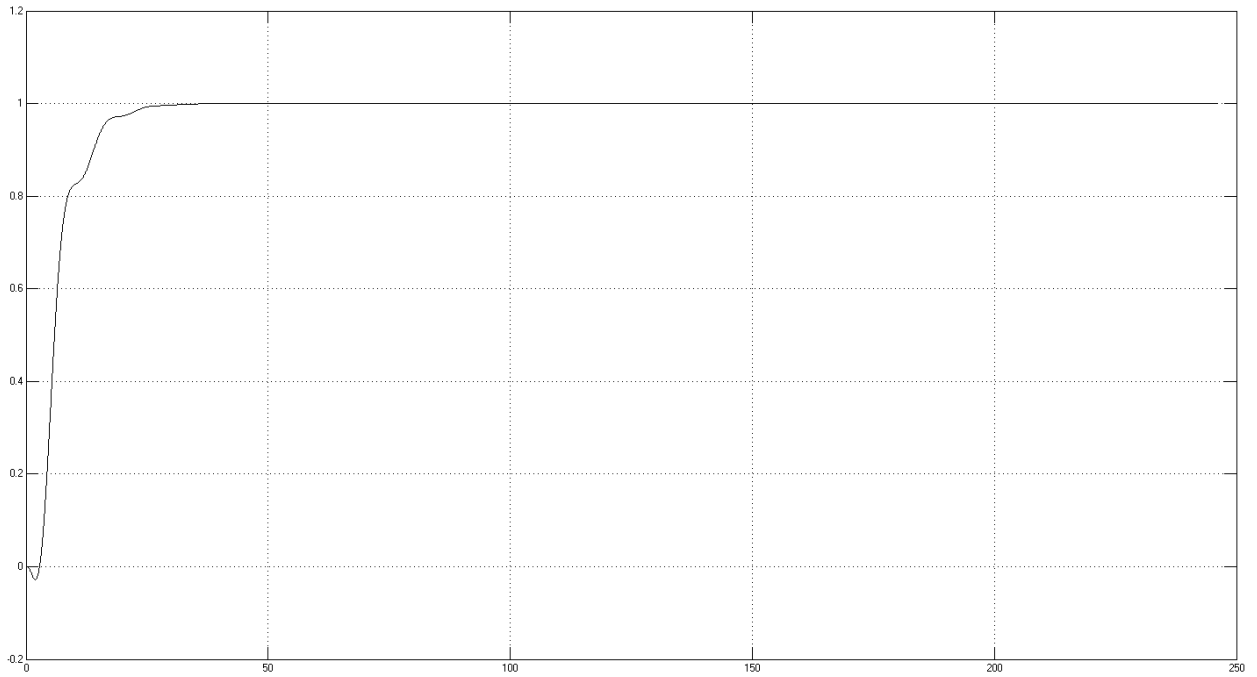


Рисунок 2.12 – Реальна перехідна характеристика кута курсу по впливу, що задає

Показники якості каналу курсу літака дорівнюють:

$$t_{\text{ii}} = 16 \text{ н};$$

$$h_{\text{оїо}} = 1 \text{ дїä};$$

$$\sigma = 0 \text{ \%}.$$

На рис. 2.13 представлена реальна перехідна характеристика каналу нахилу літака.

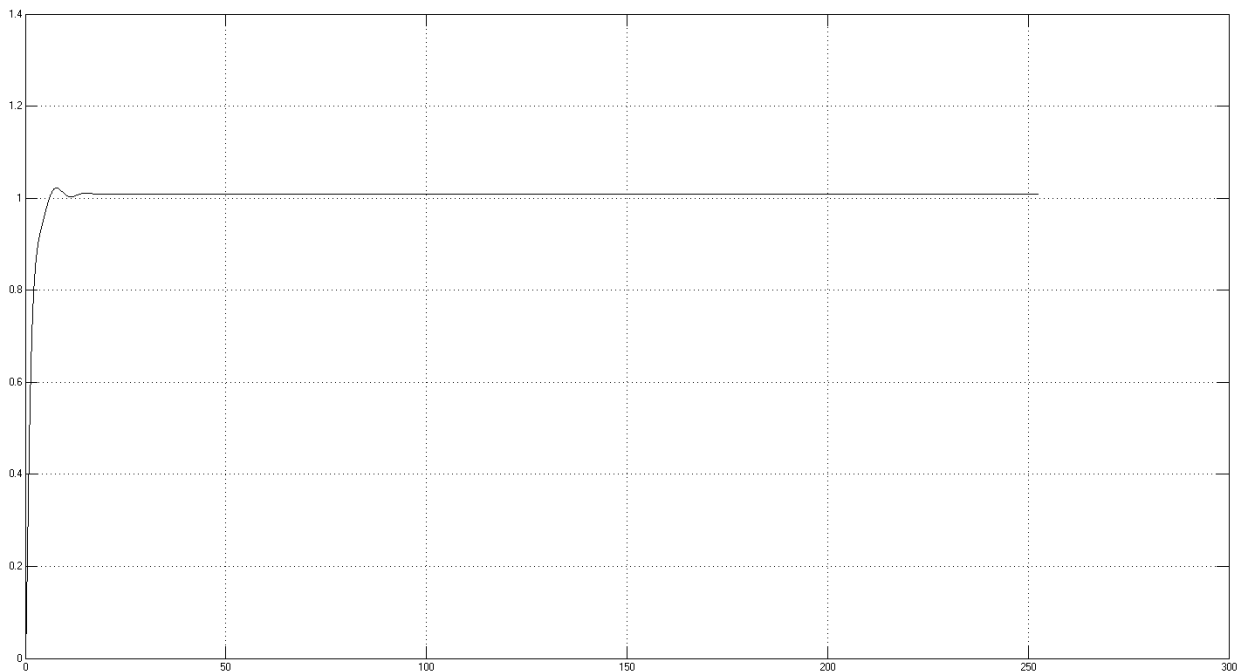


Рисунок 2.13 – Реальна перехідна характеристика кута крену за впливом, що задає

Показники якості каналу крену літака рівні:

$$t_{\text{п}} = 5 \text{ с};$$

$$h_{\text{об}} = 1,089 \text{ дб};$$

$$\sigma = 1,3 \text{ \%}.$$

## 2.7 Формування законів керування літаком

Автоматичне керування польотом буде виконуватися наступним чином. Літак заходить посадку з паралельного курсу, тобто.  $\Delta\psi = \psi_{\text{д}} - \psi_{\text{АІІ}} = 0$ . Коли літак досягає мітки, що відповідає відстані 23670 м від початку ЗПС, він починає розворот на  $30^\circ$ . Після того як перехідний процес встановився, літак починає виконувати розворот, щоб його курс і курс ЗПС збігалися. Алгоритм обчислення заданого курсу подано на рис. 2.14.

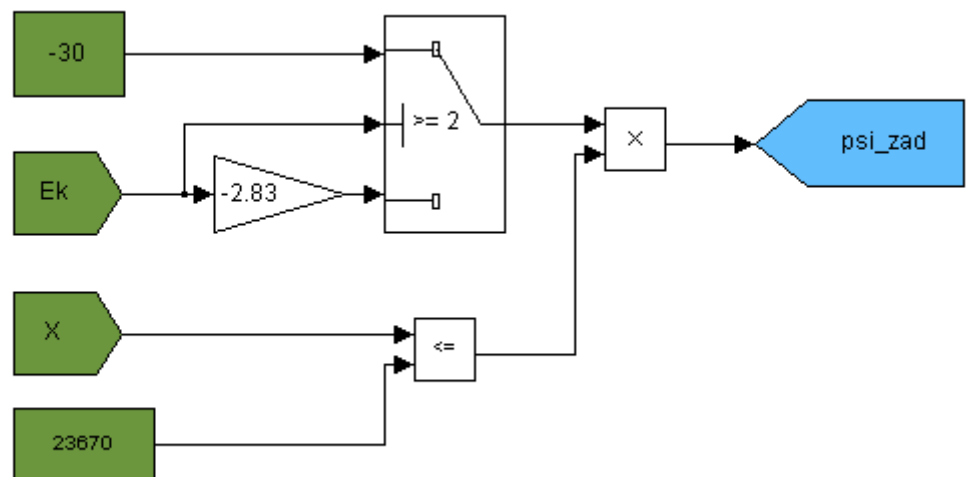


Рис 2.14 - Реалізація алгоритму обчислення заданого курсового кута серед Matlab

Однак розгорнути важкий літак у такий спосіб за короткий проміжок часу не завжди можливо. Якщо ж літак розгорнути заздалегідь, то в момент приземлення за

рахунок дії виникає відхилення, яке може бути більшим за допустиме значення. Тому на ряді літаків застосовується інший спосіб довороту на вісь ВПП, при якому доворот проводиться на висоті 30 ... 40 м, після чого кермо напрямку утримує поздовжню вісь літака паралельно осі ЗПС. Оскільки відхилення від курсової лінії невелике, то канал крену стабілізує літак щодо курсової лінії за сигналами КРМ з малим креном, який легко забирається при приземленні.

Розглянемо формування законів управління для бічного каналу, вважаючи, що бічна сила, необхідна для компенсації впливів, що обурюють, і для переміщення центру мас літака у напрямку до осі ВПП, створюється зміною крену

$$\gamma_{\zeta} = k_{\varepsilon_k} \varepsilon_k$$

Введення сигналу за швидкістю відхилення дозволяє значно підвищити запас стійкості системи

$$\gamma_{\zeta} = k_{\varepsilon_k} \varepsilon_k + k_{\dot{\varepsilon}_k} \dot{\varepsilon}_k$$

Однак при великій інерційності літака і порівняно малих швидкостях відхилення курсової лінії цього демпфування може виявитися недостатньо. Тоді вводять ще один сигнал, пропорційний до бічного прискорення. Він може бути отриманий з акселерометра або приблизно сформований диференціюванням сигналу  $\Delta\psi$ .

Для зниження рівня перешкод, що містяться в сигналі  $\dot{\varepsilon}_k = \frac{d\varepsilon_k}{dt}$  внаслідок диференціювання  $\varepsilon_k$  зазвичай встановлюється низькочастотний фільтр за сигналом  $\varepsilon_k$ :

$$\gamma_{\zeta} = k_{\varepsilon_k} \varepsilon_k + k_{\dot{\varepsilon}_k} \frac{p}{T_{\dot{\varepsilon}_k} p + 1} \varepsilon_k + k_{\psi p} p \Delta\psi \quad (2.37)$$

Часто вводять такий самий фільтр і за сигналом  $\Delta\psi$ :

$$\gamma_{\zeta} = k_{\varepsilon_k} \varepsilon_k + k_{\dot{\varepsilon}_k} \frac{p}{T_{\dot{\varepsilon}_k} p + 1} \varepsilon_k + k_{\dot{\psi}} \frac{p}{T_{\dot{\psi}} p + 1} \Delta\psi$$

Для усунення статичних помилок, викликаних відмовами двигунів, неправильною установкою гіровертикалі тощо, до закону управління вводять інтеграл від відхилення або здромну ланку сигналу  $\gamma$ . Тоді рівняння (2.37) набуде вигляду:

$$\gamma_{\zeta} = k_{\varepsilon_k} \varepsilon_k + k_{\dot{\varepsilon}_k} \frac{p}{T_{\dot{\varepsilon}_k} p + 1} \varepsilon_k + k_{\ddot{\varepsilon}_k} \frac{1}{p} \varepsilon_k + k_{\dot{\psi}} \frac{p}{T_{\dot{\psi}} p + 1} \Delta\psi$$

або

$$\frac{T_{\ddot{\varepsilon}_k}}{T_{\ddot{\varepsilon}_k} \delta + 1} \gamma_{\zeta} = k_{\varepsilon_k} \varepsilon_k + k_{\dot{\varepsilon}_k} \frac{p}{T_{\dot{\varepsilon}_k} p + 1} \varepsilon_k + k_{\dot{\psi}} \frac{p}{T_{\dot{\psi}} p + 1} \Delta\psi$$

При великих відхиленнях інтегруючі ланки накопичують сигнали, і при виході курсову лінію можуть виникнути коливання. Тому включення цих ланок до контуру управління проводиться зазвичай тоді, коли літак знаходиться поблизу курсової лінії.

Вихід з точки початку четвертого розвороту на курсову лінію може бути здійснений автоматично введенням сигналу  $\Delta\psi$ , пропорційного різниці поточного курсу та курсу ЗПС. Однак сигнал  $\Delta\psi$  при бічному вітрі, прагнучи зберегти положення поздовжньої осі літака паралельно осі ЗПС, протидіятиме розвороту літака на кут знесення. Тому сигнал  $\Delta\psi$  пропускають через ланку типу зони нечутливості в межах якої він дорівнює нулю. Тоді

$$\gamma_{\zeta} = k_{\varepsilon_k} \varepsilon_k + k_{\dot{\varepsilon}_k} \frac{p}{T_{\dot{\varepsilon}_k} p + 1} \varepsilon_k + k_{\ddot{\varepsilon}_k} \frac{1}{p} \varepsilon_k + k_{\psi} \frac{p}{T_{\psi} p + 1} \Delta\psi + k_{\psi} F(\Delta\psi)$$

$$F(\Delta\psi) = \begin{cases} \Delta\psi, & \text{і дè } \Delta\psi > \Delta\psi_0; \\ 0, & \text{і дè } \Delta\psi \leq \Delta\psi_0. \end{cases}$$

Для усунення перешкод по всіх складових сигналу вводять додатковий фільтр ланцюг сигналу  $\gamma_{\zeta}$ , а для забезпечення безпеки польоту обмежують вихідний сигнал гранично допустимим кутом крену.

$$\gamma_{\zeta} = \frac{p}{T_{\gamma} p + 1} F_1 \left[ k_{\varepsilon_k} \varepsilon_k + k_{\dot{\varepsilon}_k} \frac{p}{T_{\dot{\varepsilon}_k} p + 1} \varepsilon_k + k_{\ddot{\varepsilon}_k} \frac{1}{p} \varepsilon_k + k_{\psi} \frac{p}{T_{\psi} p + 1} \Delta\psi + k_{\psi} F(\Delta\psi) \right].$$

Внаслідок того, що  $\varepsilon_k$  є кутовою величиною, у міру наближення до радіомаяку однаковим кутовим відхиленням будуть відповідати менші лінійні відхилення, що еквівалентно збільшення коефіцієнта посилення. Для отримання більш стабільних характеристик коефіцієнти  $k_{\zeta}$  з  $k_{\varepsilon_k}$  зменшуються (атенюються) у міру зменшення дальності до маяка. Зменшення може бути безперервним або дискретним. При зменшенні  $k_{\zeta}$ ,  $k_{\text{для}}$  збереження необхідних співвідношень відповідно зменшуються також коефіцієнти  $k_i$  постійні часу  $T_i$ ,  $T_k$ .

Крен, що задає, будемо обчислювати за алгоритмом на рис. 2.15.

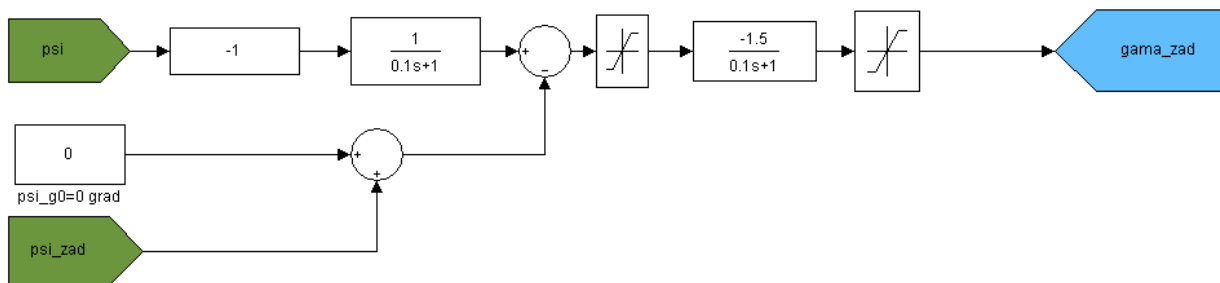


Рис 2.15 – Алгоритм обчислення крену, що задає, реалізований в середовищі Matlab



Алгоритми обчислення аеродинамічних характеристик, кутів крену та нишпорення та відповідних їм кутових швидкостей, реалізовані в середовищі Matlab , і представлені в Додатку Б.

## 2.8 Аналіз системи автоматичного заходу пасажирського літака курсову зону

Отримаємо перехідні характеристики системи на етапі заходу курсову зону в спокійній атмосфері. На рис. 2.16 представлено траєкторію заходу літака на курсову зону з паралельного курсу.

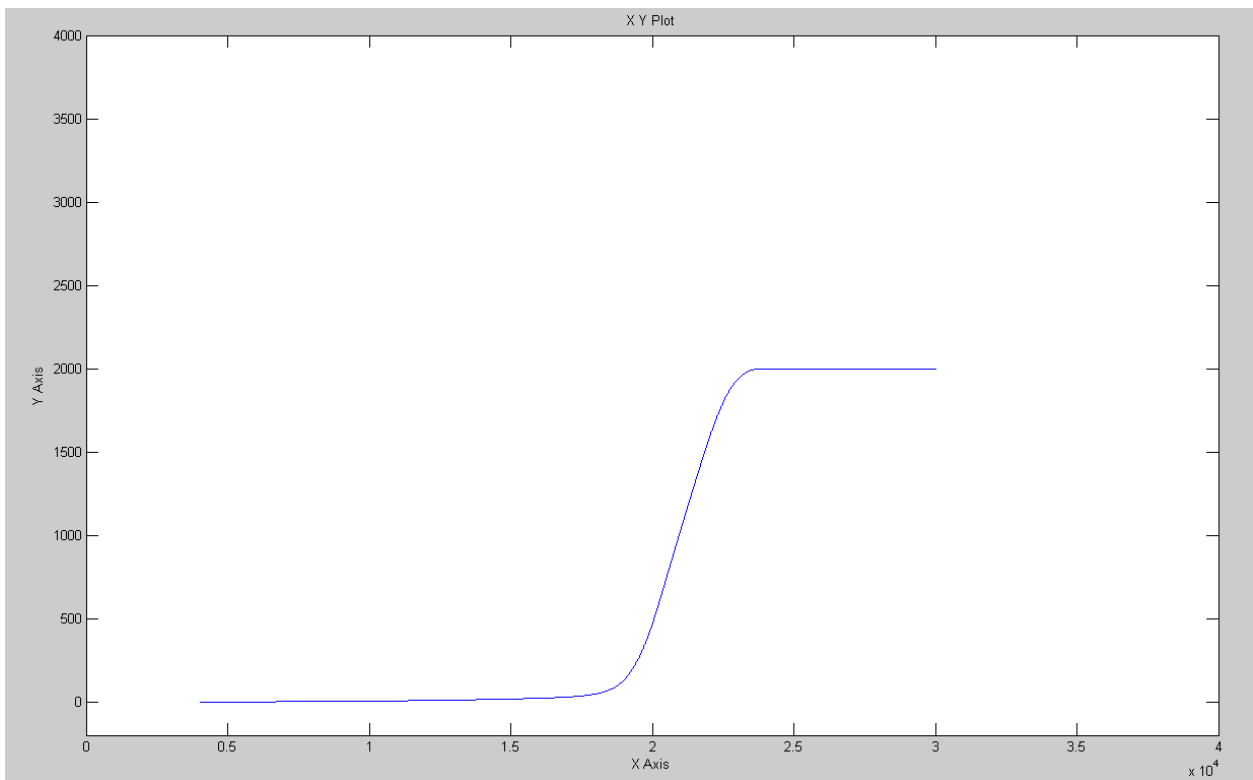


Рис 2.16 – Траєкторія заходу літака на курсову зону

Зміни кута ризику  $\psi$  під час польоту відображено на рис. 2.17.

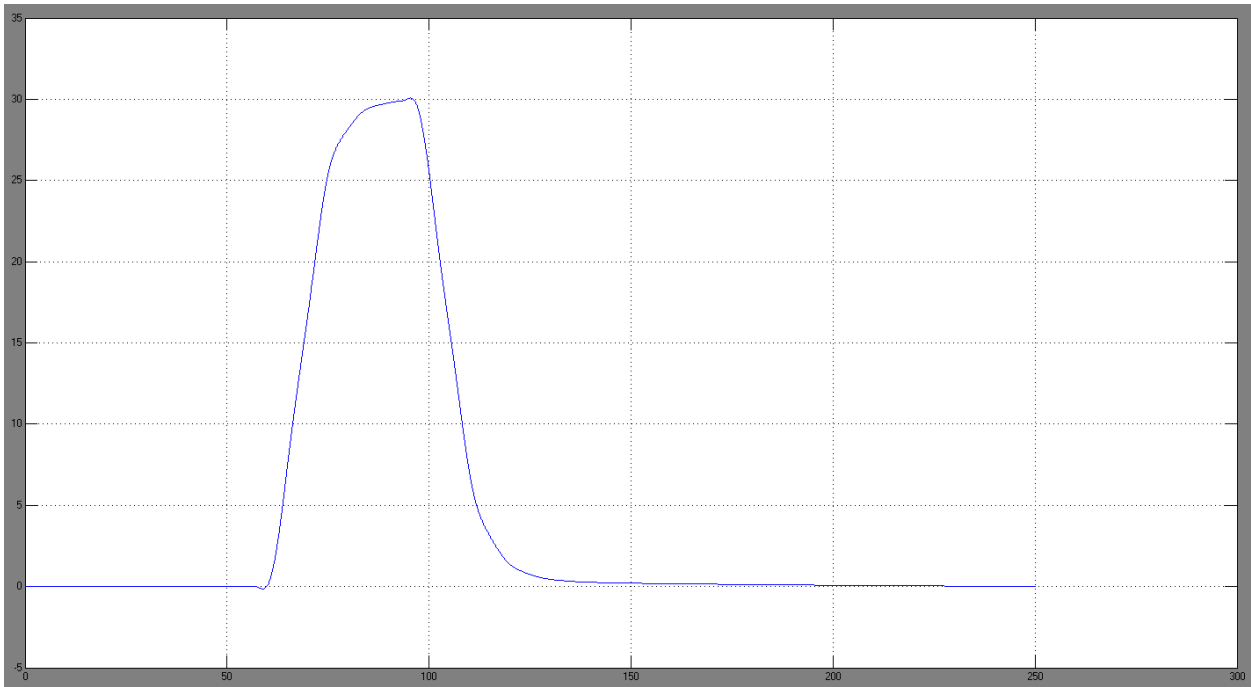


Рис 2.17 – Перехідна характеристика кута нишпорення

На рис. 2.18 представлена перехідна характеристика кута крену  $\gamma$ .

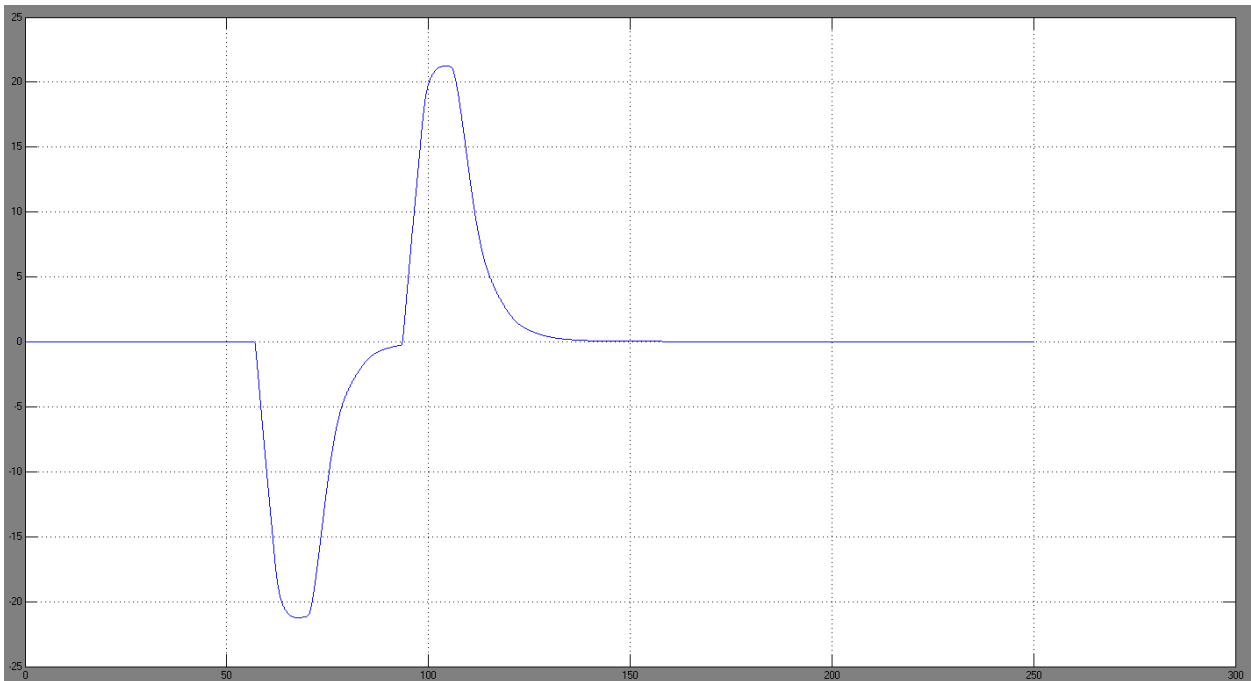


Рисунок 2.18 – Перехідна характеристика кута крену

На рис. 2.19 представлено кутове відхилення літака від рівносигнальної зони  $\epsilon_k$

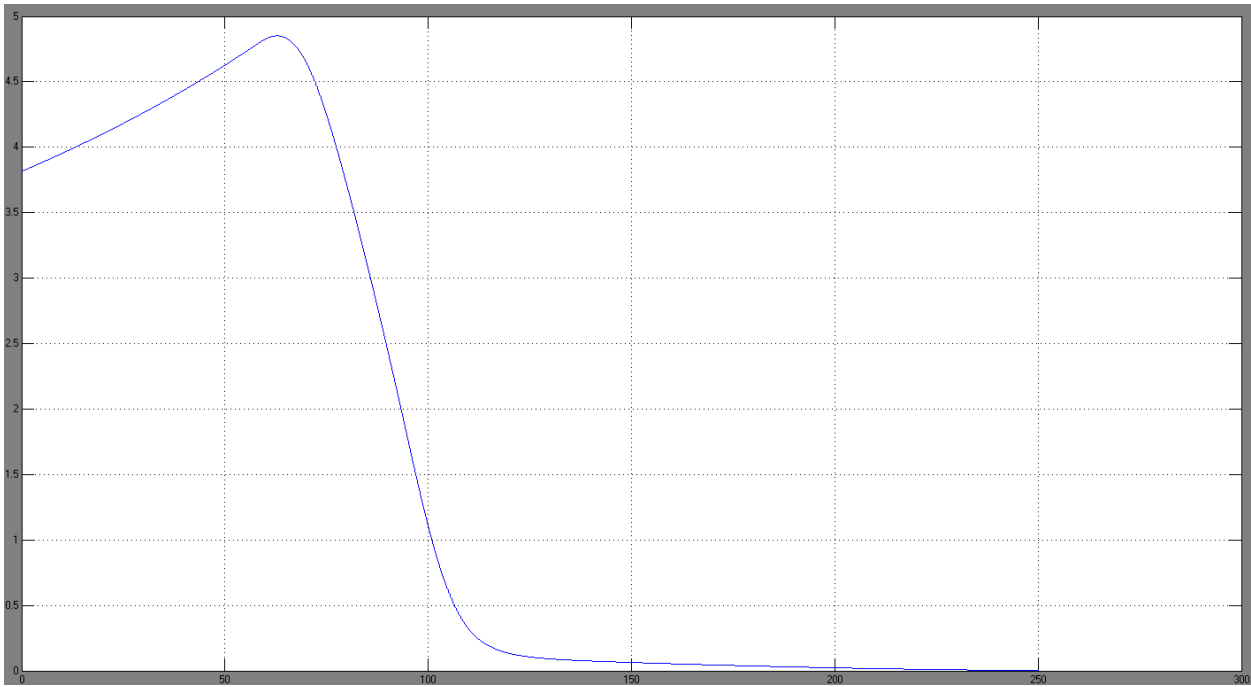


Рис 2.19 Кутове відхилення літака від рівносигнальної зони  $\epsilon_k$

Тимчасова характеристика кута відхилення елеронів представлена на рис. 2.20.

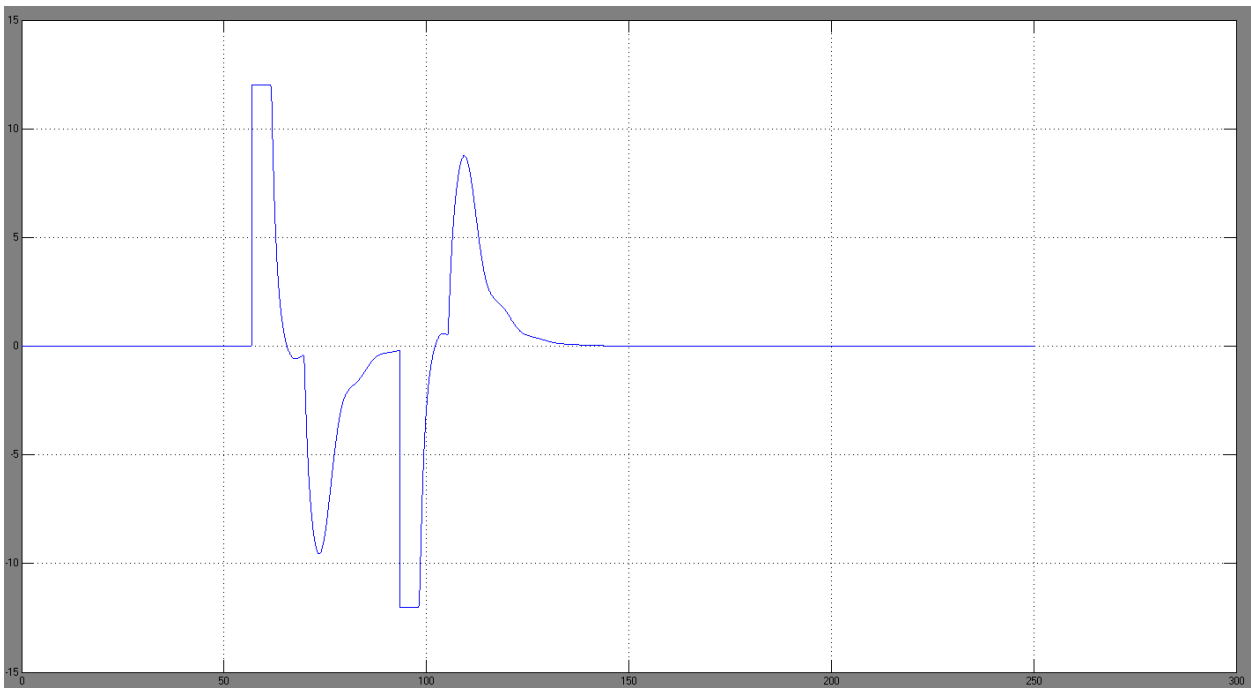


Рис 2.21 - Перехідна характеристика елеронів

На рис. 2.22 представлена перехідна характеристика керма напрямку.

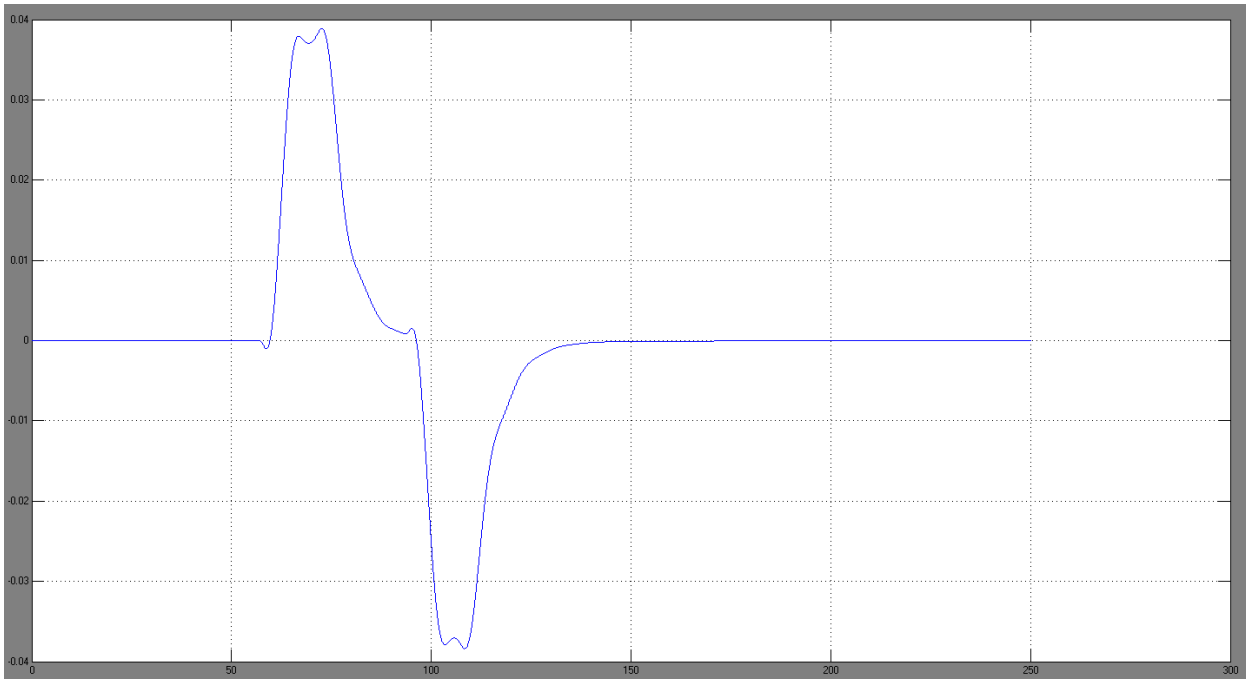


Рисунок 2.22 – Перехідна характеристика керма спрямування.

Усі попередні графіки були отримані без урахування зовнішніх впливів, але в реальних умовах на літак постійно діють вітрові впливи, що обурюють.

Модель вітру, реалізована серед Matlab представлена на рис. 2.23.

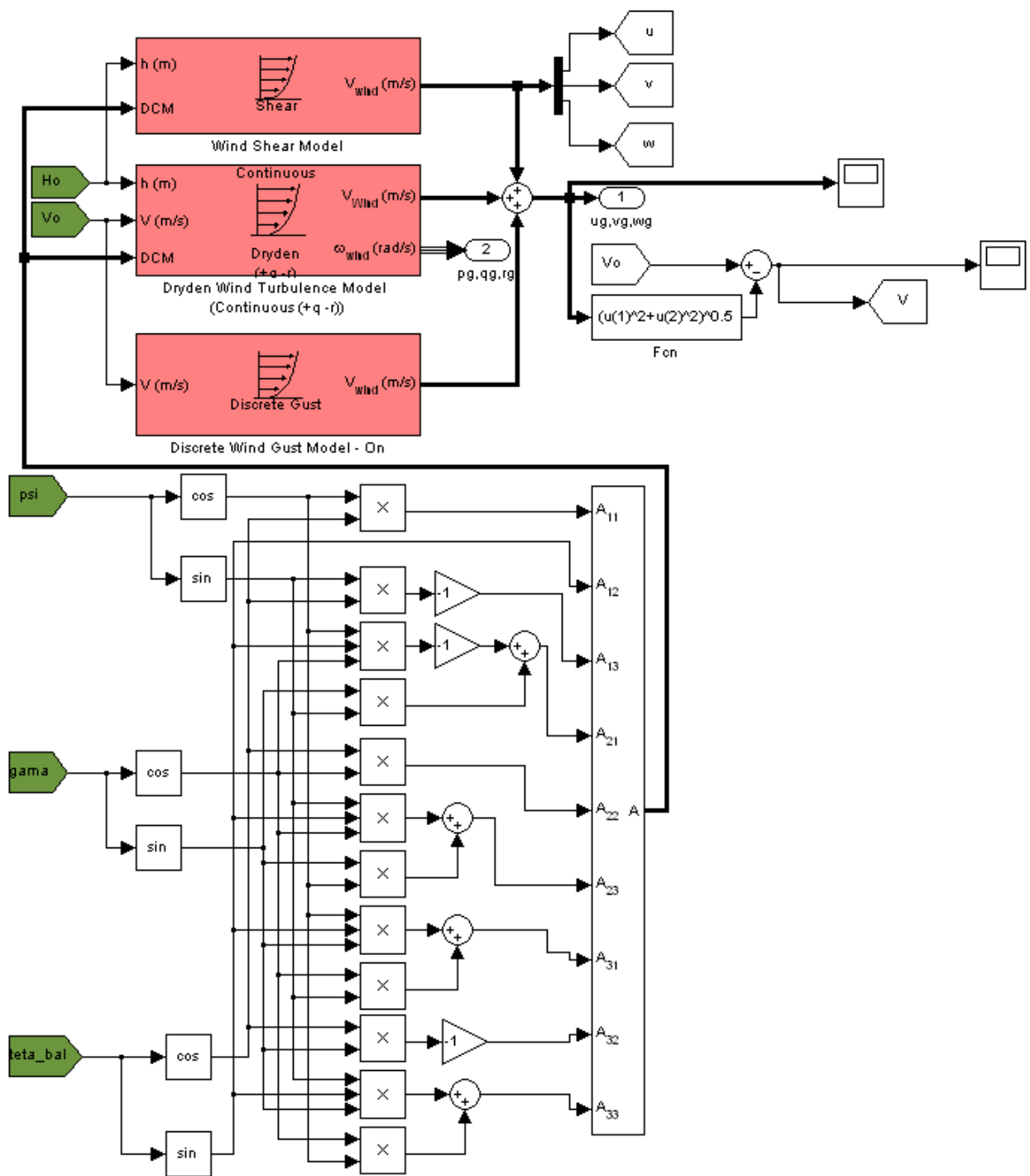


Рисунок 2.23 – Алгоритм реалізації дії бокового вітру

Облік впливу вітру буде зроблено за допомогою введення додаткового кута зносу, що виникає при дії вітру (рис. 2.24 ).

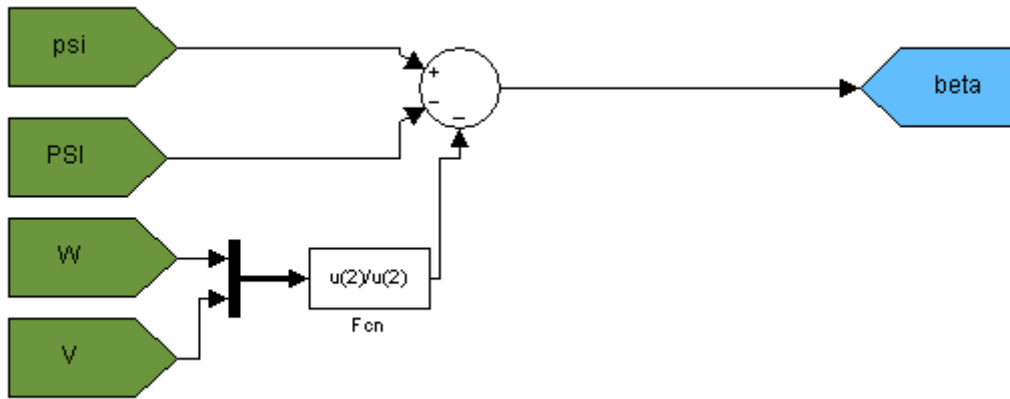


Рисунок 2.24 – Зміни кута зносу під час дії вітру

Тимчасова характеристика вітру представлена рис.2.25.

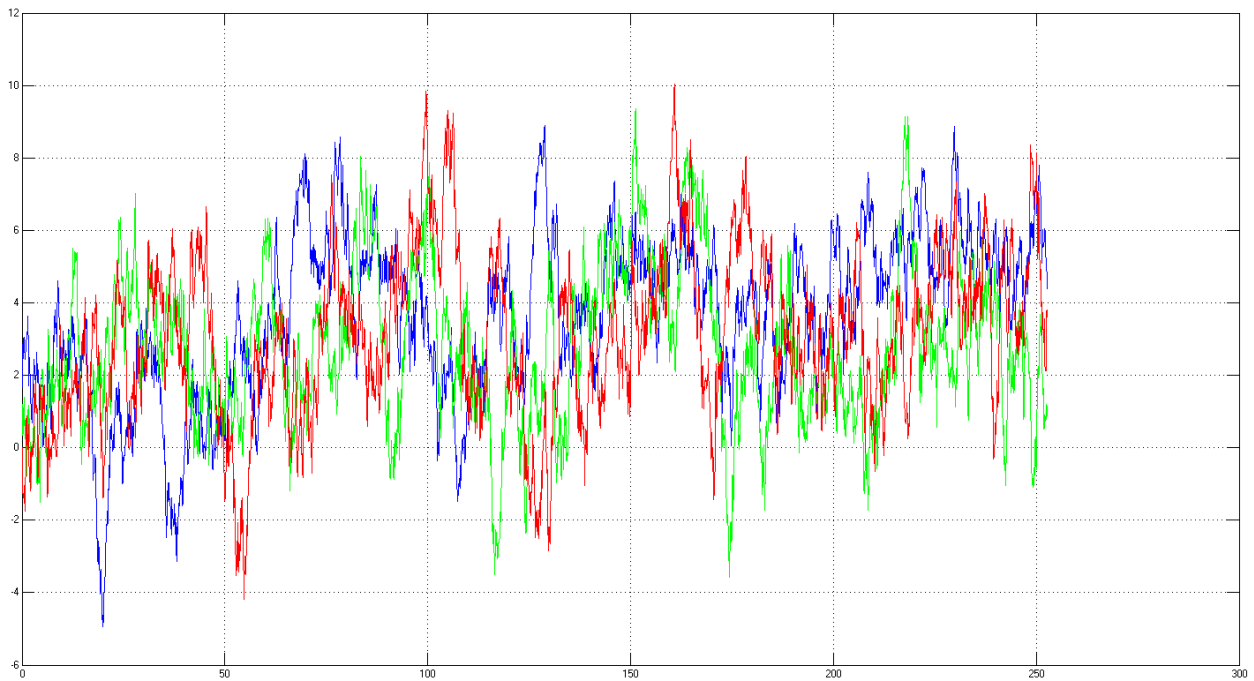


Рисунок 2.25 – Тимчасова характеристика вітрових збурень

На рис.2.26 представлено зміну кута ризику з урахуванням впливу вітру, що обурює (використовується суцільна лінія) і без урахування вітру (штрих-пунктир).

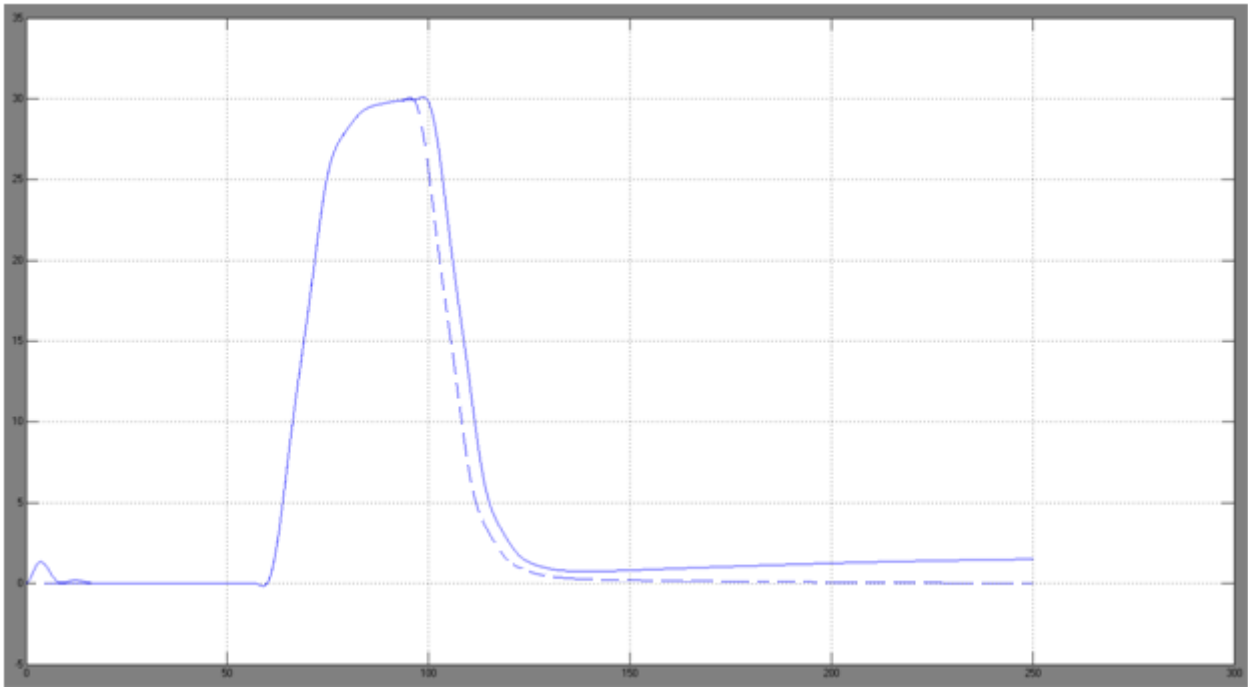


Рисунок 2.26 – Тимчасова характеристика кута рискання з урахуванням вітру

На рис 2.27 представлена тимчасова характеристика кута крену з урахуванням впливу вітру, що обурює (використовується суцільна лінія) і без урахування вітру (штрих-пунктир).

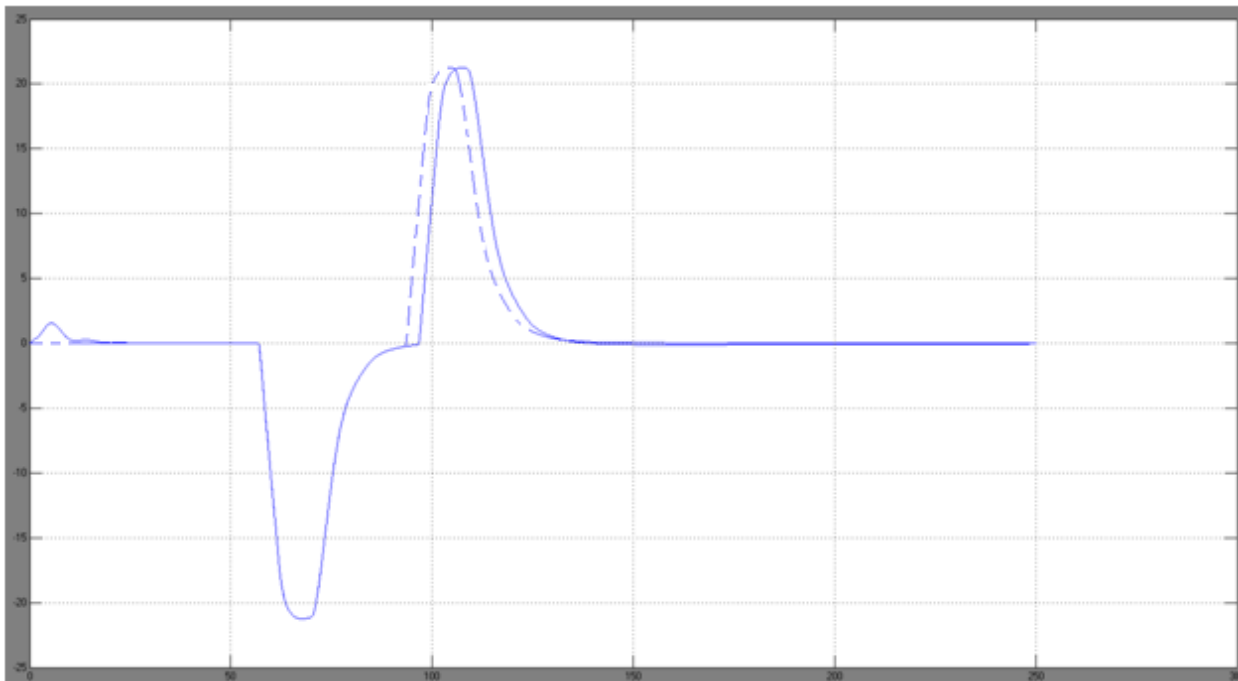


Рисунок 2.27 – Тимчасова характеристика кута крену з урахуванням вітру

На рис. 2. 28 представлено зміну кутового відхилення літака від курсової зони КРМ  $\varepsilon_k$  з урахуванням впливу вітру, що обурює (використано суцільна лінія) і без урахування вітру (штрих-пунктир).

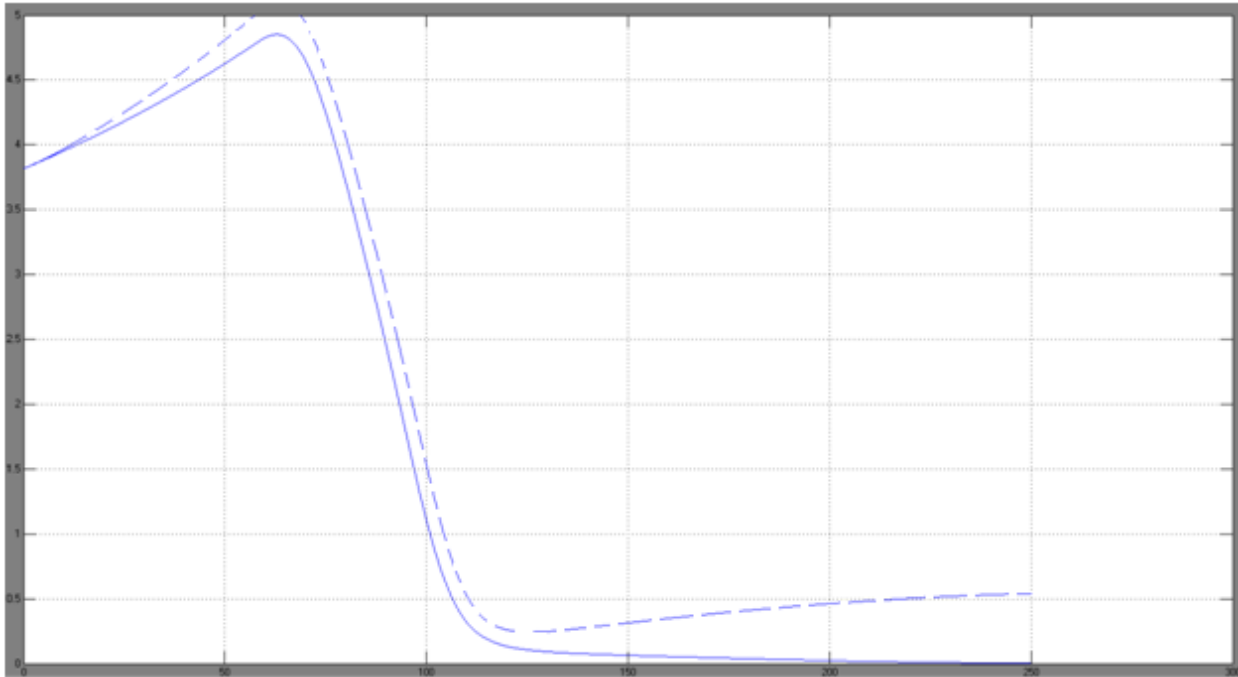


Рисунок 2.28 – Тимчасова характеристика кутового відхилення літака від курсової зони КРМ  $\varepsilon_k$  з урахуванням вітру

Зміна кута відхилення елеронів представлена при дії вітру на рис. 2.29 з урахуванням впливу вітру, що обурює (використано суцільна лінія) і без урахування вітру (штрих-пунктир).



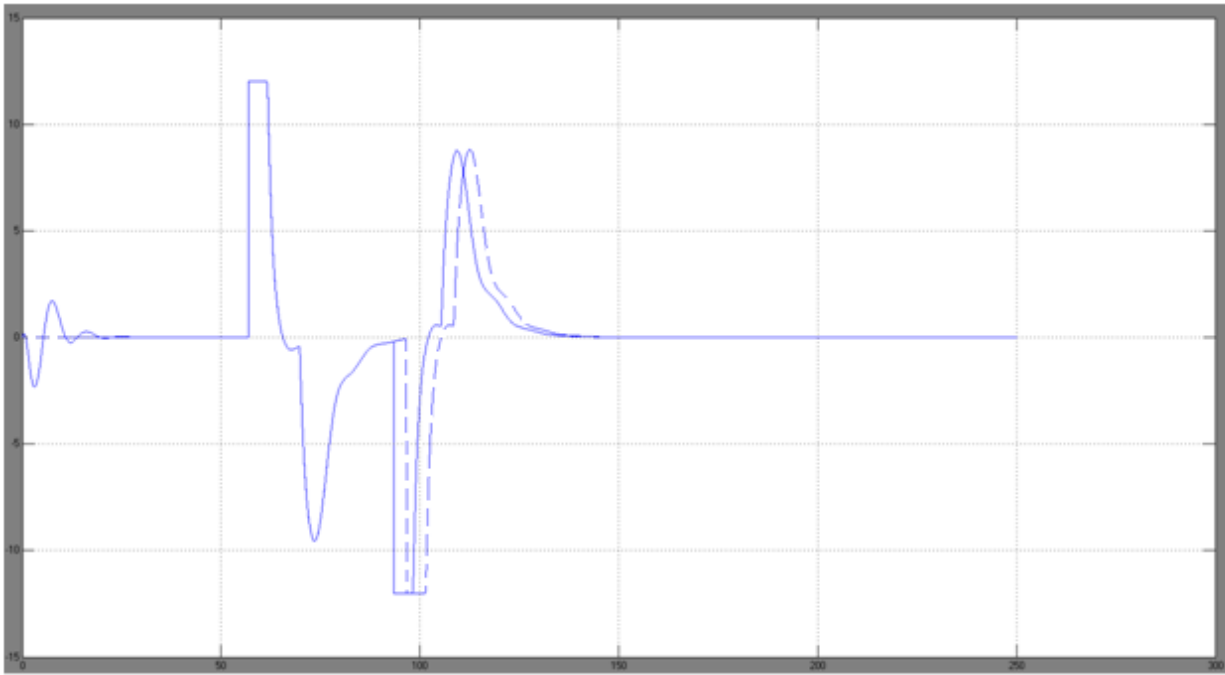


Рисунок 2.29 – Тимчасова характеристика елеронів з урахуванням вітру

Зміна кута відхилення керма напряму представлена при дії вітру на рис. 2.30 з урахуванням впливу вітру, що обурює (використано суцільна лінія) і без урахування вітру (штрих-пунктир).

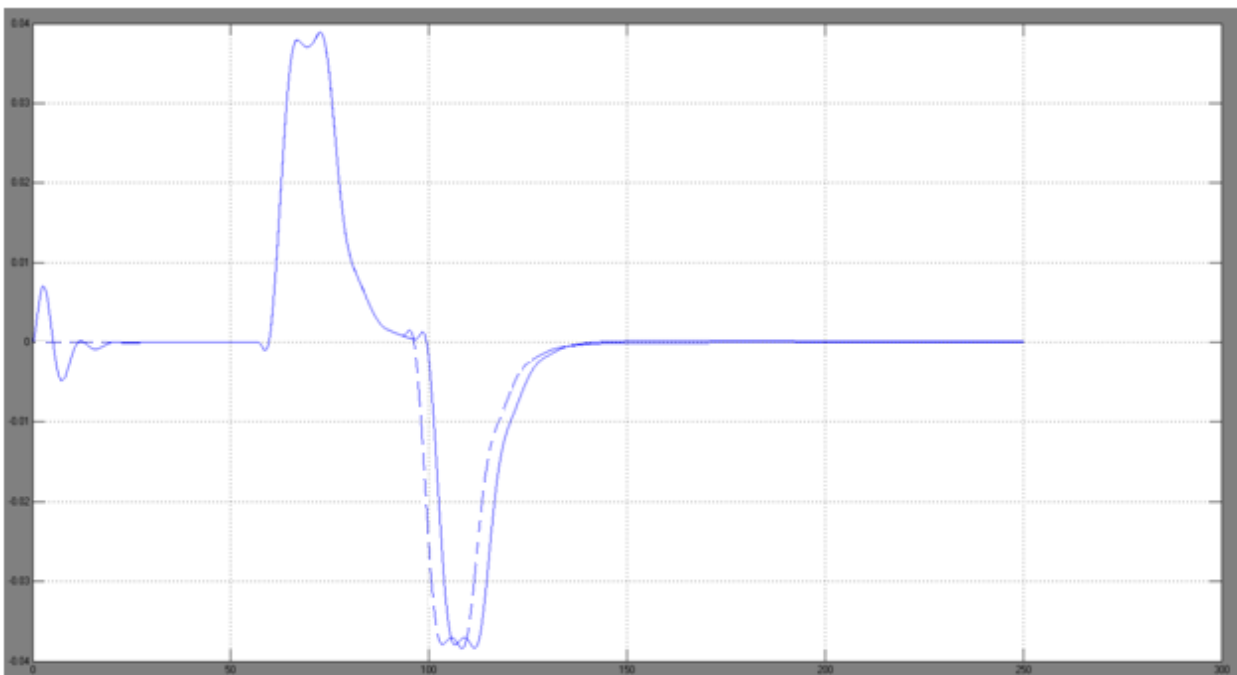


Рис 2.30 - Тимчасова характеристика керма з урахуванням вітру

При дії вітру відповідно зміниться і траєкторія заходу на курсову зону з урахуванням впливу вітру, що обурює (використовується суцільна лінія) і без урахування вітру (штрих-пунктир).

(Рис. 2.31)

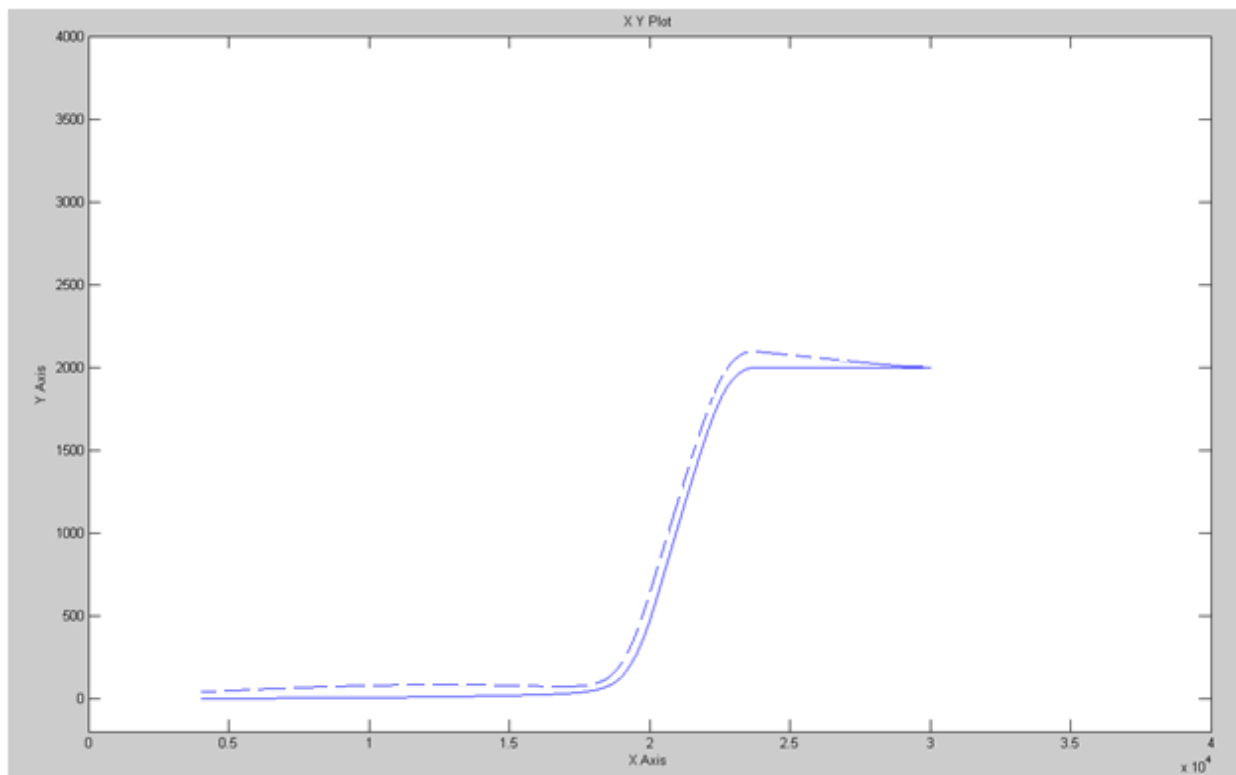


Рисунок 2.31 – Траєкторія заходу літака на курсову зону з урахуванням вітру

## РОЗДІЛ 3

### ДОСЛІДНА ЧАСТИНА

#### 3.1 Використання моделювання в авіасимуляторі під час аналізу системи управління

Математичне моделювання - це процес побудови та вивчення математичних моделей, що відображають реальну поведінку об'єкта дослідження. У ході дипломної роботи було отримано математичну модель літака АН-148 у вигляді системи нелінійних рівнянь та передавальних функцій.

В епоху комп'ютерних технологій існує безліч програмних засобів аналізу отриманої математичної моделі. Одним із найнаочніших програмних продуктів є авіасимулятори.

Математичне моделювання було проведено в середовищі Matlab , тому вибір авіасимулятора впав на FlightGear , оскільки існує можливість спрощеного обміну пакету даних від Matlab від FlightGear

FlightGear - це відкритий проект створення вільного авіасимулятора. Проект був створений у 1996 році, з першим релізом у 1997 році.

Крім цього FlightGear має ряд переваг:

- FlightGear використовується на кількох професійних авіатренажерах, сертифікованих FAA (Федеральне управління цивільної авіації США);
- У FlightGear реалізована округла модель земної кулі, використовується WGS-84 (це тривимірна система координат для позиціонування на Землі, за основу якої взятий сфероїд з більшим радіусом - 6378137 м (екваторіальний) і меншим - 6356752,31 а похибка визначення координат щодо центру мас Землі становить менше 2 см);
- у FlightGear нерівні (не плоскі) злітно-посадкові смуги, як у реальному житті, і перевищення двох протилежних торців смуги може сильно відрізнятись;

- розташування основних небесних світил у FlightGear дуже точно і залежить від положення літака на землі та небі, від поточної дати та часу;
- можливість перемикання між різними видами камери;
- висока роздільна здатність графіки;
- можливість польоту за заданими  $\psi, \gamma, v$  і  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ , одержувані під час симуляції математичної моделі, реалізованої серед Matlab .

Для підключення математичної моделі до авіасимулятора скористаємося алгоритмом, представленим на рис. 3.1.

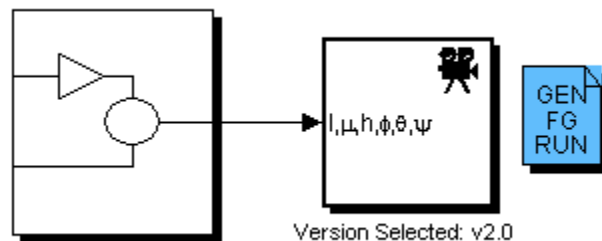


Рисунок 3.1 – Блок підключення моделі Matlab та FlightGear

Розглянемо функцію кожного блоку окремо.

Блок Run Script генерує свій сценарій запуску FlightGear на поточній платформі.

Для створення скрипту, необхідно заповнити необхідну інформацію в поля діалогового вікна (аеропорт, ЗПС, геометрична модель літака, початкова висота, курс, азимут відхилення та відстань до ЗПС), потім натисніть кнопку Generate Script (рис. 3.2).

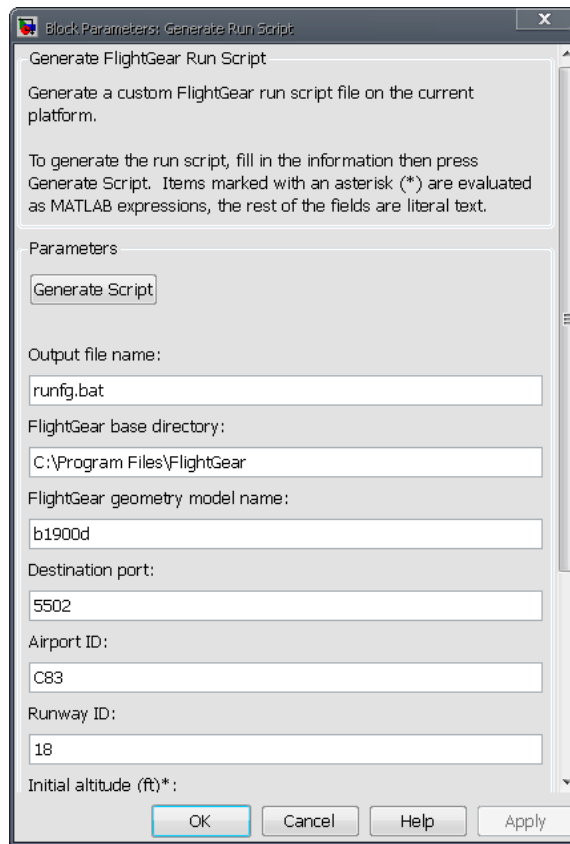


Рисунок 3.2 – Діалогове вікно Generate Run Script

У блоці FlightGear Preconfigured 6 DoF Animation необхідно вибрати версію авіасимулятора та IP- адресу комп'ютера на якому буде проводиться симуляція (рис. 3.3).

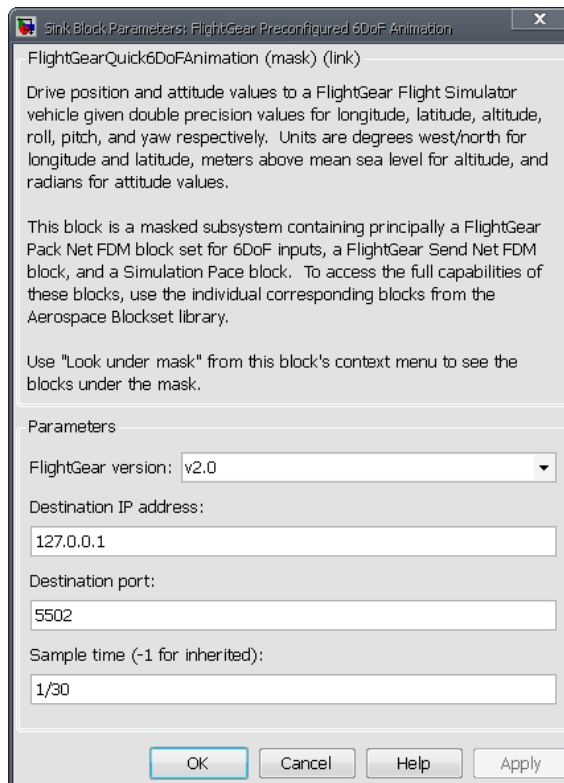


Рисунок 3.3 – Діалогове вікно FlightGear Preconfigured 6DoF Animation

Не дивлячись на те, що діалогове вікно цього блоку не дуже об'ємне, воно виконує функцію перетворення інформації в такий вигляд, як цього вимагає FlightGear . Він також має у своїй структурі блок Set Pace , який дозволяє виконувати моделювання із зазначеним співвідношенням часу моделювання до реального часу, що забезпечує реалістичність анімації (рис. 3.4).

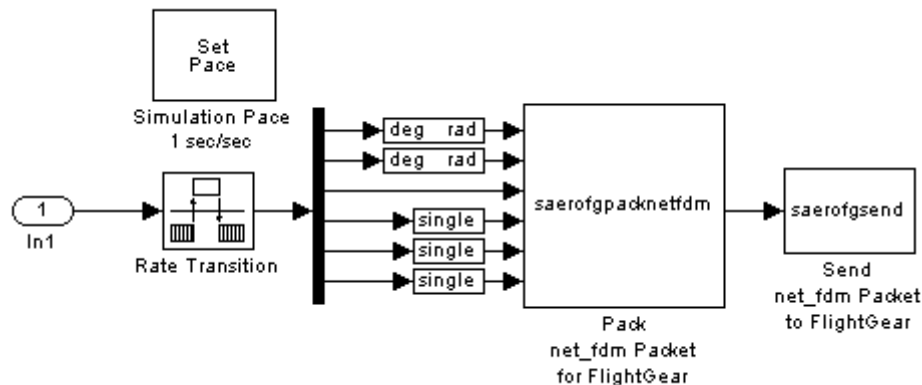


Рисунок 3.4 – Підсистема FlightGear Preconfigured 6DoF Animation

Цей блок не розгортає код, але він може бути використаний з Simulink Coder режим зовнішнього, як SimViewingDevice.

FlightGear використовує дещо іншу систему координат (рис. 3.4), що відрізняється від звичної нам зв'язаної системи координат, у якій було визначено рівняння, що описують бічне рух пасажирського літака.

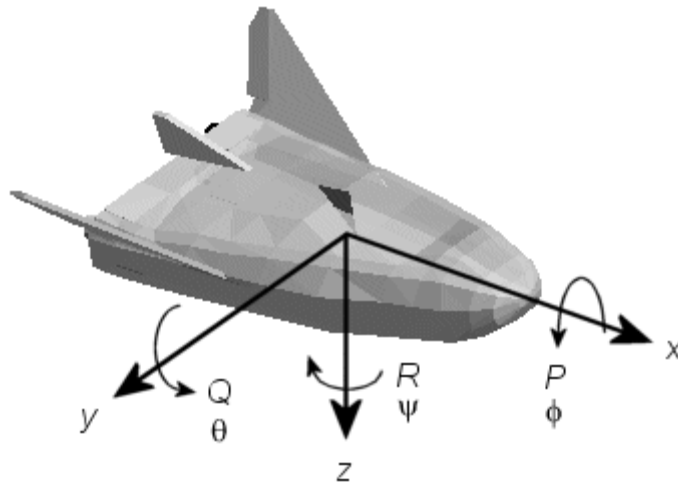


Рисунок 3.4 – Система координат, використовувана у FlightGear

Так як використовувана в обчисленнях пов'язана система координат і система координат, що використовується у FlightGear відрізняється, перетворюємо наявні координати  $X$ ,  $Z$ ,  $H$  на геоцентричну висоту, довготу, широту і враховуємо знак кута крену (рис. 3.5).

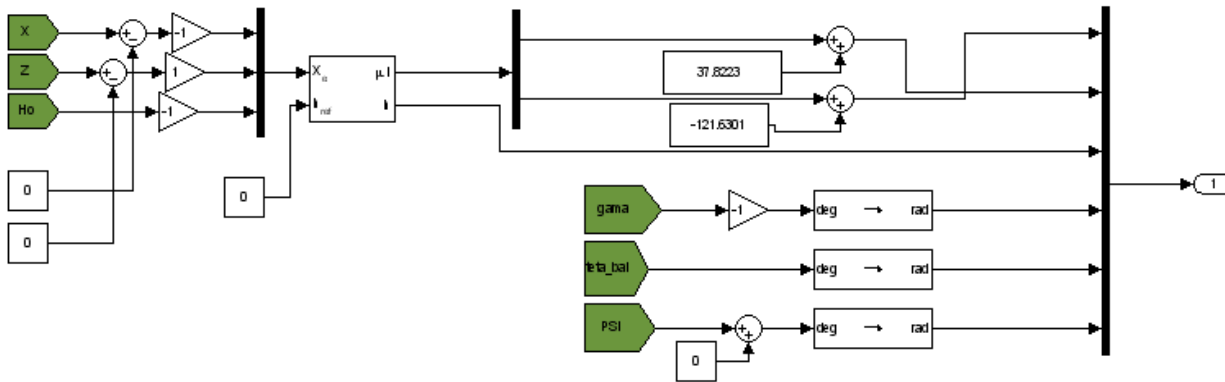


Рисунок 3.5 – Перетворення даних для моделювання польоту за допомогою симулятора Flight gear

### 3.2 Використання інтерфейсу GUI для аналізу системи автоматичного керування

Процес синтезу автоматичної системи заходу посадки є трудомістким і творчим процесом. Для зручності аналізу існуючої математичної моделі можна створити вікно, в якому можна змінювати параметри системи та відображати перехідні характеристики системи, траєкторію заходу на посадку за допомогою графічного програмного інтерфейсу GUIDE .

GUIDE - графічний інтерфейс середовища розробки MATLAB, надає набір інструментів для створення графічного інтерфейсу користувача (GUI). Ці інструменти спрощують процес прокладання та програмування GUI.

GUIDE автоматично генерує програмний файл, що містить функції MATLAB, які управляють тим, як працює графічний інтерфейс. Цей файл містить код ініціалізації графічного інтерфейсу користувача та містить основи для графічного інтерфейсу процедур зворотного дзвінка, які виконуються, коли користувач взаємодіє з елементом графічного інтерфейсу.

У ході дослідницької роботи було вивчено та використано для спрощення аналізу системи автоматичного управління, такі елементи інтерфейсу як:



- radiobutton;
- pushbutton;
- slider;
- text;
- context menu;
- axes;
- edit text.

За допомогою даного інтерфейсу було створено програму, яка дозволяє відображати та порівнювати результати кількох моделювань.

## Висновки

В даній роботі ми розглянули управління рухом літаків у районі аеродрому яке являється найскладнішим завданням літаководіння, внаслідок високої щільності руху та відповідальності режимів зльоту та посадки. Це, а також збільшення посадкових швидкостей, посадкової маси, пробігу по злітно-посадковій смузі (ЗПС), а також погіршення характеристик керованості потребує високої точності маневрів. Крім цього, одним з основних напрямків розвитку авіації є посилення безпеки. Цей фактор, у свою чергу, призводить до збільшення обсягу інформації про повітряне судно (ВС) і часто до збільшення числа датчиків інформації.

Об'єктом дослідження був процес автоматичного керування пасажирським літаком на етапі заходу на курсову зону який являється одним із найнебезпечніших моментів під час польоту літака через загроженість аеропортів, виснаженість чи неуважність пілотів, погану видимість чи інші погодні умови які підвищують ризики уходу з зони посадки що може призвести до небажаної катастрофи

Предметом дослідження в роботі була система автоматичного керування пасажирським літаком на етапі заходу на курсову зону. Ця система дозволила б зменшити навантаження з пілотів та саджати літак навіть за поганих погодних умов та поганої видимості, так як навіть з маркерними радіомаяками та підсвіткою ЗПС не завжди можна встигнути зреагувати чи виставити керуючі елементи в правильному положенні для посадки що може призвести до погіршення керованості ЛА.

Метою роботи було дослідити систему автоматичного керування пасажирським літаком на етапі заходу на курсову зону. Ми змогли це дослідити завдяки створенню математичної моделі ЛА та їхньої поведінки при заході на посадку, після чого внесли ці данні в програму MATLAB яка дозволила вивести данні у вигляді діаграм, що в свою чергу дозволило нам наглядно бачити зміни при різних погодних умовах.

Методом дослідження було використання моделювання в авіасимуляторі FlightGear під час аналізу системи управління. Спершу ми перенесли математичну модель з MATLAB в FlightGear та через відмінність в системі координат ми перетворили наявні координати  $X$ ,  $Z$ ,  $H$  на геоцентричну висоту, довготу, широту і враховали знак кута крену.

В першому розділі ми розглянули яким чином сучасні літаки бачать ЗПС та як вони можуть заходити на посадку навіть при поганій видимості чи поганих погодних умовах умовах використовуючи радіоглісадні маяки які знаходяться біля ЗПС що в свою чергу дозволить літаку точніше оприділяти курс та швидкість заходу та зниження до ЗПС.

## ЛІТЕРАТУРА

1. Просвірін Д.А. Розробка і дослідження алгоритмів автоматичного керування повітряним судном на етапі заходу на курсову зону з вільним кутом підходу до ЗПС / Д.А. Просвірін // Технологические системы №1 (58): науковий журнал –2012. – №1 (58). – С. 25 – 33.
2. Просвірін Д.А. Розробка математичної моделі збурень при моделюванні польоту літака на етапі заходу на посадку / Д.А. Просвірін // Технологические системы № 1 (62): науковий журнал –2013. – № 1 (62). – С. 54 – 62.
3. Просвирин Д.А. Исследование законов автоматического управления пассажирского самолета в режиме «заход на посадку»/ Д.А. Просвирин // Технологические системы № 2 (59): науковий журнал –2012. – № 1 (29). – С. 70-78.
4. Просвірін Д.А. , Котнева-Просвіріна Н.В . Використання середовища Matlab, як засобу для моделювання та візуалізації польоту літака, для аналізу динаміки його руху на етапі заходу на посадку./ Д.А. Просвірін, Н.В. Котнева-Просвіріна // Технологические системы № 2 (55): науковий журнал –2011. – №2 (55). – С. 54 – 58.
5. Prosvirin D.A. , Kharchenko V.P. Optimized safety -critical embedded automatic flight control system development approach to comply with ARP 4754,
6. DO-178C objectives / D.A. Prosvirin, V.P. Kharchenko // ISSN 1990-5548 Electronic and Control systems, 2015. N 1(47): 22-28– 2015. – N 3(45)– С. 68 – 75.
7. Prosvirin D.A. , Kharchenko V.P. Improvement of “ Aircraft-automatic flight control system” control loop quality / D.A. Prosvirin, V.P. Kharchenko // ISSN 1990-5548 Electronic and Control systems, 2016. N 1(47): 22-28– 2016. – N 1(47)– С. 22 – 26.
8. “SCADE Language Reference Manual”, Esterel Technologies 2007
9. “SCADE System, a comprehensive toolset for smooth transition from Model-Based System Engineering to certified embedded control and display software”, Thierry Le Sergent, Alain Le Guennec, François Terrier, Yann Tanguy, Sébastien Gérard. ERTS 2012
10. “Systems Engineering Handbook, a Guide for System Life Cycle Processes and Activities”, SE Handbook Working Group, INCOSE, January 2010.
11. “The Functional Mockup Interface for Tool independent Exchange of Simulation Models”, T. Blochwitz, M. Otter, M. Arnold, C. Bausch, C. Clauss, H. Elmqvist, A. Junghanns, J. Mauss, M. Monteiro, T. Neidhold, D. Neumerkel, H. Olsson, J.-V. Peetz, S. Wolf. Modelica Association, Proceedings of the 2011 Modelica Conference.
12. A Benveniste, P Caspi, Stephen A. Edwards, N. Halbwachs, P. Le Guernic, R. De Simone “The Synchronous Languages 12 Years Later”, PROCEEDINGS OF THE IEEE, VOL. 91, NO. 1, JANUARY 2003
13. A. Kuznetsov, A. Shevchenko, Ju. Solonnikov. The Methods of Forecasting Some Events During the Aircraft Takeoff and Landing, //19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace (ACA2013).Germany. 2013.
14. Aerospace Blockset, “Aerospace Blockset User’s Guide”, The MathWorks, Inc., Natick, MA, March 2007.
15. Aerospace Toolbox, “Aerospace Toolbox User’s Guide”, The MathWorks, Inc., Natick, MA, March 2007.
16. Althammer, E.; Schoitsch, E.; Eriksson, H. And Vinter, J.: “The DECOS Concept of Generic Safety Cases - A Step Towards Modular Certification”, EUROMICRO-SEAA, 2009, pp537-545
17. Aponte, M.-V., Chailloux, E., Cousineau, G., Manoury, P.: Advanced Programming Features in Objective Caml. In: 6th Brazilian Symposium on Programming Languages(June 2002)
18. ARINC 661. Интерфейс систем индикации кабины с системами-пользователями, 2009.

19. ARINC 661: —Cockpit Display System Interfaces to User Systems, ARINC Specification 661-4, May 2010.
20. ARINC 702A. Авиационный справочник. Перспективная вычислительная система самолетовождения, 2003.
21. Azarov M.M. Synthesis of the structure of the light unmanned aerial vehicle dynamic model parameter identification system// BOAC'2000, Saint-Petersburg, Russia. 2000. -P. 34-38.
22. Berry, G.: The Effectiveness of Synchronous Languages for the Development ofafety-Critical Systems. Technical report, Esterel-Technologies (2003)
23. Bishop, P. G.; Bloomfield, R. and Guerra, S. "The Future of Goal-Based Assurance Cases", Proceedings of the Workshop on Assurance Cases, 2004
24. Boehm, H., Weiser, M., Bartlett, J.F.: Garbage collection in an uncooperative environment. Software - Practice and Experience (September 1988)
25. Boeing (2012). Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents. Worldwide Operations 1959 – 2011. July 2012. <http://www.boeing.com/news/techissues/pdf/statsum.pdf>.
26. Boskovic J.D., Li S.M, Mehra R.K. Study of an Adaptive Reconfigurable Control Scheme for Tailless Advanced Fighter Aircraft (TAFA) in the Presence of Wing Damage // IEEE: Proc. of the 39th Conference on Decision and Control. 2000. - P. 35-40
27. Camus, J.-L., Dion, B.: Efficient Development of Airborne Software with SCADE Suite™. Technical report, Esterel-Technologies (2003)
28. CENELEC: "Railway applications. Communications, signalling and processing systems. Software for railway control and protection systems", EN 50128, 2001
29. Christian Ferdinand, Florian Martin, Christoph Cullmann, Marc Schlickling, Ingmar Stein, Stephan Thesing, and Reinhold Heckmann. New developments in WCET analysis. In Thomas Reps, Mooly Sagiv, and Jörg Bauer, editors, Program Analysis and Compilation, Theory and Practice, volume 4444 of Lecture Notes in Computer Science, pages 12–52. Springer-Verlag, 2007.
30. Christian Ferdinand, Reinhold Heckmann, Marc Langenbach, Florian Martin, Michael Schmidt, Henrik Theiling, Stephan Thesing, and Reinhard Wilhelm. Reliable and precise WCET determination for a real-life processor. In Proceedings of EMSOFT 2001, First Workshop on Embedded Software, volume 2211 of Lecture Notes in Computer Science, pages 469–485. Springer-Verlag, 2001.
31. Colaëco, J.-L., Pagano, B., Pouzet, M.: A Conservative Extension of Synchronous Data-flow with State Machines. In: ACM International Conference on Embedded Software (EMSOFT 2005), Jersey city, New Jersey, USA (September 2005)
32. Colaëco, J.-L., Pouzet, M.: Clocks as First Class Abstract Types. In: Third International Conference on Embedded Software (EMSOFT 2003), Philadelphia, Pennsylvania, USA (October 2003)
33. Cousot, P., Cousot, R., Feret, J., Mauborgne, L., Minre, A., Monniaux, D., Rival, X.: The astrree analyser. In: European Symposium on Programming. LNCS (April 2005)
34. Davidson J.B., Lallman F.J., Bundick W.T. Real-Time Adaptive Control Allocation applied to a High Performance Aircraft// Proc. of the 5th SIAM Conference on Control & Its Applications. 2001. - P. 110-115
35. Dupuy, A., Leveson, N.: An empirical evaluation of the mc/dc coverage criterion on the hete-2 satellite software. In: Digital Aviations Systems Conference (DASC), Philadelphia, Pennsylvania, USA (October 2000)
36. E. Cawood, C. L. Cox, Perturbation analysis for eigenstructure assignment of linear multi-input systems// Electron. Trans. Numer. Analysis. 2000. -№4. P. 25-42
37. Eleventh Joint Meeting of Joint EUROCAE Working Group 71 and RTCA Special Committee 205 Software considerations in airborne systems and equipment certification, RTCA No. 161-09/SC205-025, June 2009.

38. Esterel Technologies. SCADE language tutorial, September 2007.
39. F. Mallet, J. DeAntoni, C. André, et R. De Simone, "The clock constraint specification language for building timed causality models", *Innovations in Systems and Software Engineering*, vol. 6, no 1-2, p. 99-106, mars 2010.
40. F. Maraninchi and Y. Rémond: Mode-automata: a new domain-specific construct for the development of safe critical systems. *Science of Computer Programming*,(46):219–254, 2003.
41. FlightGear Flight Simulator, Software Package, Ver. 0.9.10, 2007.
42. Francois-Xavier Dormoy. SCADE 6 – A model based solution for safety critical software development. In 4th European Congress ERTS Embedded Real Time Software, Toulouse, France, January 2008.
43. Frederic Pothon. DO-178C/ED-12C versus DO-178B/ED-178B. Changes and Improvements, ACG Solutions, c Frédéric Pothon, Viols Le Fort, France, September 2012.
44. G. Berry: "The Foundations of Esterel", In *Proofs, Languages, Essays in Honour of Robin Milner*", MIT Press, 2000.
45. Green, B., and Chung, J., "CFD Predictions of the Stability and Control Characteristics of the Pre-Production F/A-18E," AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, San Francisco, California, 2005.
46. Habli, I. and Kelly, T: "Achieving Integrated Process and Product Safety Arguments", *The Safety of Systems, Part 2, Proceedings of the Fifteenth Safety-critical Systems Symposium*, Springer Verlag 2007, pages 55-68
47. Haddon-Cave QC, C.: "An Independent Review into the Broader Issues Surrounding the Loss of the RAF Nimrod MR2 Aircraft XV230 in Afghanistan in 2006", 2009
48. Hawkins, R. D. and Kelly, T. P. "Software Safety Assurance - What is Sufficient?", IET System Safety Conference, 2009
49. Hayhurst, K.J., Veerhusen, D.S., Chilenski, J.J., Rierson, L.K.:A Practical Tutorial on Modified Condition/Decision Coverage. Technical report, NASA/TM-2001- 210876 (May 2001)
50. Henrik Theiling. Extracting Safe and Precise Control Flow from Binaries. In *Proceedings of the 7th Conference on Real-Time Computing Systems and Applications*, Cheju Island, South Korea, 2000.
51. Hild, D. R. Discrete Event System Specification (DEVS) Distributed Object Computing (DOC) Modeling And Simulation: Ph.D. dissertation- Tucson (USA), 2000,-219p.
52. I. Markovsky, J.C. Willems, and B.L.M. De Moor. Comparison of identification algorithms on the database DAISY// 17-th Symposium on the Mathematical Theory of Networks and Systems (MTNS 2006), Kyoto, Japan. 2006. -p.2858-2869
53. IEC: "Functional safety of electrical/ electronic/ programmable electronic safety-related systems", IEC 61508, 2000
54. Jansson, M. Subspace identification and ARX modeling// 13th IFAC SYSID symposium: Proceedings, Rotterdam, Netherlands, August.-2003. -P. 1625-1630
55. Jean-Louis Colaco, Bruno Pagano, and Marc Pouzet. A conservative extension of synchronous data-flow with state machines. In Wayne Wolf, editor, *Proceedings of EMSOFT 2005, 5th ACM International Conference On Embedded Software*, pages 173–182. ACM, 2005.
56. Jean-Louis Colaço and Marc Pouzet: . Clocks as First Class Abstract Types. In *Third International Conference on Embedded Software (EMSOFT'03)*, Philadelphia, Pennsylvania, USA, october 2003.
57. Jean-Louis Colaço, Alain Girault, Grégoire Hamon, and Marc Pouzet: Towards a Higher-order Synchronous Data-flow Language. In *ACM Fourth International Conference on Embedded Software (EMSOFT'04)*, Pisa, Italy, september 2004.

58. Jean-Louis Colaço, Bruno Pagano, and Marc Pouzet: A Conservative Extension of Synchronous Data-flow with State Machines . In ACM International Conference on Embedded Software (EMSOFT'05), Jersey city, New Jersey, USA, September 2005.
59. Kapoor, K., Bowen, J.P.: Experimental evaluation of the variation in effectiveness for dc, fpc and mc/dc test criteria. In: ISESE, pp. 185–194. IEEE Computer Society, Los Alamitos (2003)
60. Katkov M.S., Srisertpol J., Azarov M.M. The Synthesis of the Indirect Adaptive Control System// 5th IF AC Symposium "Nonlinear Control Systems" (NOLCOS 2001), Saint-Petersburg, Russia. 2001. - P. 46-50.
61. Korshunov N. Predicting the flight path of the aircraft during engineless approach / N. Korshunov// Proceeding of the National Aviation University – 2015. – №3. – P. 51 – 54.
62. M.-A. Peraldi-Frati et J. DeAntoni, "Scheduling multi clock real time systems: from requirement to implementation", in Proceedings of the 2011 14th IEEE International Symposium on Object/Component/Service-Oriented Real-Time Distributed Computing, 2011, p. 50-57.
63. Maranget, L.: Warnings for pattern matching. Journal of Functional Programming (2007)
64. Marc Pouzet: Towards the Development of a Certified Compiler for Lustre. Workshop SYNCHRON Bamberg, nov. 27th, 2007.
65. MATLAB, "MATLAB User's Guide", The MathWorks, Inc., Natick, MA, March 2007.
66. MATLAB». -СПб.: Изд-во С.-Петербур.ун-та, 2007. С. 175-191
67. Menon, C; Hawkins, R. and McDermid, J.: "Interim Standard of Best Practice on Software in the Context of DS 00-56 Issue 4", SSEI report SSEIBP- 000001, 2009
68. Ministry of Defence: "Safety Management Requirements for Defence Systems", Def Stan 00-56, Issue 4, 2007
69. N. Scaife and P. Caspi: "Integrating model-based design and preemptive scheduling in mixed time and event-triggered systems" Euromicro conference on Real-Time Systems (ECRTS'04), Catania, Italy, June 2004
70. Pavlov V. Adaptive algorithm for implementing continuous descent of the aircraft / V. Pavlov, N. Korshunov, A. Kurganskiy // Проблеми інформатизації та управління: науковий журнал. – 2015. – №2 (50). – С. 98 – 101.
71. Pinder S.D. Aircraft Takeoff Performance Monitoring in Far-Northern Regions: An Application of the Global Positioning System. // Ph.D. thesis. — University of Saskatchewan. — 2002.
72. Prosvirin D.A., Kharchenko V.P. Model-based solution and software engineering environment for UAV critical onboard application/ D.A. Prosvirin, V.P. Kharchenko// IEEE 3rd International Conference "Actual problems of Unmanned aerial vehicles development": IEEE 3rd Catalog Number: CFP15229V-PRT, ISBN:978-1-4673-6566-6. 23 – 25 September 2015, Kyiv. – P. 312 – 315.
73. Prosvirin D.A., Kharchenko V.P. Developing and deploying WIMP interfaces on critical platforms for automatic flight control systems of UAV / D.A. Prosvirin, V.P. Kharchenko// IEEE 4th International Conference "Actual problems of Unmanned aerial vehicles development": IEEE 3rd Catalog Number: CFP1729V-PRT. ISBN:978-1-5386-1816-5. 23 – 17-19 September 2017, Kyiv. – P. 112 – 115.
74. R.W. Schulze-Riegert, J.K. Axmann, O. Haase et al. Evolutionary Algorithms Applied to History Matching of Complex Reservoirs. // SPE Reservoir Evaluation & Engineering. -2002. -p.32-37.
75. Prosvirin D.A. Deployment of model-based development process of safe application software for safety-critical avionics systems/ D.A. Prosvirin // Технологические системы №2(67) 2014: науковий журнал. – 2014. – №2(67) – С. 70 – 79.