

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет систем управління літальних апаратів

Кафедра систем управління літальних апаратів (№ 301)

Пояснювальна записка

до дипломної роботи

магістра

(освітньо-кваліфікаційний рівень)

на тему «Розробка і дослідження системи управління швидкістю польоту
середньомагістрального літака»

ХАІ.301.3-96ав1.24О.173.10685076.ПЗ

Виконав: здобувач 2 курсу, групи 3-96ав1

Галузь знань: 17 «Електроніка та
телекомунікації»

Спеціальність 173 «Авіоніка»

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

Міщенко Д.О.

(прізвище та ініціали)

Керівник Джулгаков В.Г.

(прізвище та ініціали)

Рецензент Суліма Є.А.

(прізвище та ініціали)

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

Факультет систем управління літальних апаратів
 (повне найменування)
 Кафедра систем управління літальних апаратів (№ 301)
 (повне найменування)
 Рівень вищої освіти другий (магістерський)
 Галузь знань 17 «Електроніка та телекомунікації»
 Спеціальність: 173 «Авіоніка»
 Освітня програма «Системи автономної навігації та адаптивного управління літальних апаратів»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри 301

_____ Костянтин ДЕРГАЧОВ
 (підпис) (ініціали та прізвище)
 «__» _____ 2024 р.

ЗАВДАННЯ
НА ДИПЛОМНУ РОБОТУ СТУДЕНТУ

_____ Міщенко Денис Олегович

(прізвище, ім'я та по батькові)

1. Тема дипломної роботи Розробка і дослідження системи управління швидкістю польоту середньомагістрального літака
 керівник дипломної роботи Джуглаков Віталій Георгійович, доц. каф. 301
 (прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)
 затверджені наказом Університету від «06» 11 року № 1969-уч
2. Термін подання студентом дипломного проекту (роботи) 08 січня 2024 року
3. Вихідні дані до проекту вихідна математична модель об'єкта керування, збурюючі впливи: сили та моменти, викликані рухом повітряних мас.
4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити розробити лінійну модель об'єкта керування; аналізувати динамічні властивості об'єкта керування; зробити оптимізацію коефіцієнтів підсилення; розробити керуючий обчислювач для системи управління; розробити технологічний процес для друкованого вузла обчислювача; провести розрахунок собівартості виготовлення обчислювача.
5. Перелік графічного матеріалу (еквівалент формату A1, у вигляді презентації) кінематична схема моделі середнього літака; передатні функції до кожного з елементів системи; функціональна схема системи управління; структурна схема системи управління; машинна модель замкнутої системи; машинна модель скоректованої системи; перехідні характеристики по заданному та збурюючих впливах;

характеристики системи по заданому та збурюючому впливах; схема контролера, технологічна частина; економічне обґрунтування розробки.

6. Консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
1	доц. каф. 301 Джулгаков В.Г.	12.09.23	08.01.24
2	доц. каф. 301 Джулгаков В.Г.	12.09.23	08.01.24
3	доц. каф. 301 Джулгаков В.Г.	12.09.23	08.01.24
4	доц. каф. 301 Джулгаков В.Г.	12.09.23	08.01.24
5	доц. каф. 301 Джулгаков В.Г.	12.09.23	08.01.24
6	доц. каф. 301 Джулгаков В.Г.	12.09.23	08.01.24

Нормоконтроль _____ Джулгаков В.Г. «10» 01 2024 р.
(підпис) (ініціали та прізвище)

7. Дата видачі завдання 12.09.23

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів дипломного проекту	Строк виконання етапів проекту	Примітка
1.	Початок переддипломної практики	01.09.2023	
2.	Формулювання теми роботи. Розробка технічного завдання	12.09.2023	
3.	Математичний опис системи управління. Аналіз і синтез системи управління. Проведення експериментальних досліджень	20.10.2023	Залік з переддипломної практики
4.	Конструкторська частина роботи. Дослідницька частина роботи. Експериментально-практична частина. Економічне обґрунтування розробки. Розробка питань охорони праці і безпеки в надзвичайних ситуаціях	22.12.2023	
5.	Оформлення розрахунково-пояснювальної записки і графічного матеріалу	08.01.2024	
6.	Попередній захист роботи. Рецензування роботи	12.01.2024	
7.	Захист роботи	16.01.2024	

Здобувач _____ Денис МІЩЕНКО
(підпис) (ім'я та прізвище)

Керівник проекту _____ Віталій ДЖУЛГАКОВ
(підпис) (ім'я та прізвище)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до випускної роботи містить 77 сторінок, 53 ілюстрацій, 11 таблиць, 6 додатків, 12 джерело.

У роботі вирішено завдання розробки контуру управління швидкістю польоту системи автоматичного управління середньомагістрального літака: створено математичну модель об'єкта управління, проведено синтез законів управління та проведений аналіз динаміки системи. Розглянуті різні можливі методи та шляхи розв'язання завдання в цілому, створена структурна схема каналу системи управління, а також проведений аналіз властивостей об'єкта управління. Обрано схеми та моделі вузлів, виконано синтез аналогового регулятора з аналізом двох принципів управління, розроблено дискретну систему управління. Здійснено аналіз системи у часовій області. Розроблено цифровий обчислювач. Вирішено питання технології та економіки, а також аспекти безпеки життєдіяльності.

Отримані результати відповідають технічному завданню і можуть бути використані у процесі проектування систем управління літальних апаратів.

СИСТЕМА УПРАВЛІННЯ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ, ОБ'ЄКТ УПРАВЛІННЯ, ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ, ПЕРЕДАВАЛЬНА ФУНКЦІЯ, ЦИФРОВИЙ ОБЧИСЛЮВАЧ.

СПИСОК СКОРОЧЕНЬ ТА УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

ДКШ – датчик кутової швидкості;
Зп – задаючий пристрій;
ЛА – літальний апарат;
МГВ – малогабаритна гіровертикаль;
ОУ – об'єкт управління;
ПФ – передатна функція;
КВ – кермо висоти;
РМ – рульова машина;
САУ – система автоматичного управління;
СПС – система повітряних сигналів;
СУ – система управління;
ПП – підсилювач потужності;
V – повітряна швидкість літака;
P – сила тяги двигуна;
 α – кут атаки;
 ϑ – кут тангажу;
 ω_z – кутова швидкість;
 Θ – кут нахилу вектора швидкості до горизонту;
 $\delta_{КВ}$ – відхилення керма висоти.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	8
1 СТАН ПРОБЛЕМИ ТА ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ ПРОЕКТУВАННЯ	9
1.1 Опис принципів функціонування об'єкта управління	9
1.2 Загальна характеристика проблеми, існуючі підходи до її вирішення, їх переваги та недоліки	11
1.3 Огляд науково-технічної літератури і патентів	15
2 АНАЛІЗ ТА СИНТЕЗ ЦИФРОВОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ШВИДКІСТЮ ПОЛЬОТУ	17
2.1 Постановка задачі синтезу	17
2.2 Математичне опис системи	17
2.3 Формування функціональної схеми системи	23
2.4 Динамічний розрахунок системи	29
2.5 Інформаційне та приладове забезпечення цифрової системи	43
3 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА ЧАСТИНА	44
3.1 Моделювання динаміки системи керування для заданих початкових умов і зовнішніх впливів.....	44
3.2 Моделювання перехідних процесів.....	49
4 КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА	55
4.1 Підготовка алгоритмів управління до реалізації на керуючому обчислювачі	55
4.2 Побудова функціональної схеми керуючого обчислювача	55
4.3 Розробка принципової електричної схеми керуючого обчислювача	57
4.4 Формування повного алгоритму роботи керуючого обчислювача	60
5 РАЗРОБКА ТЕХНОЛОГІЧНОГО ПРОЦЕСУ	62
5.1 Оцінка технологічності.....	62
5.2 Розробка технологічної схеми збірки	64
5.3 Розробка маршрутної технології	65
6 ЕКОНОМІЧНА ЧАСТИНА.....	66
6.1 Ціль економічної частини	66
6.2 Фірма виробник	66
6.3 Опис цифрового обчислювача.....	66
6.4 Сегментування ринку.....	66

6.5 Аналіз конкурентоспроможності.....	68
6.6 Розрахунок собівартості та ціни цифрового обчислювача	71
ВИСНОВКИ	76
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	77
ДОДАТОК А	79
ДОДАТОК Б	80
ДОДАТОК В	81
ДОДАТОК Г	82
ДОДАТОК Д	84
ДОДАТОК Е	85

ВСТУП

Сучасні літаки практично не обходяться без автоматичної стабілізації швидкості польоту або зміни її за заданою програмою. Такі підходи до проектування систем автоматичного управління (САУ) утверджені в основі функціонування режимів набору висоти та зниження, крейсерського польоту та заходу на посадку. Тому подальше удосконалення контурів управління швидкістю польоту літака залишається актуальною задачею, що дозволяє спростити керування для льотчика та зекономити паливо під час польоту.

Літальний апарат (ЛА) виконує політ в змінних зовнішніх умовах під впливом неперервних збурень, які можуть порушити заданий режим польоту. Для збереження незмінного режиму або зміни його за певним законом потрібно впливати на органи управління або виконувати управління польотом. Це управління може бути ручним або автоматичним. У випадку ручного управління реакції льотчика, який керує польотом, можуть бути недостатньо швидкими та точними, тому на літальних апаратах в основному використовують системи автоматичного управління польотом.

Автоматизація ЛА повинна бути комплексною, тобто такою, за якої автоматизується вся послідовність функцій зі збору інформації про режими польоту та про оточення в повітрі, з переробки інформації, розробки законів управління, з управління, наведення та контролю.

При дослідженні систем автоматичного управління польотом літаків основна увага повинна бути звернута на вибір оптимальних параметрів автопілотів, що забезпечують отримання заданої якості перехідного процесу. Останнє оцінюється точністю відтворення сигналів управління або слабким реагуванням системи на небажані збурення.

Збереження певного значення швидкості польоту літака, кута атаки, тангажу та висоти ЛА є необхідною та достатньою умовою для забезпечення безпечного зліту, польоту та посадки літака, яке забезпечується системами автоматичного управління поздовжнім рухом. Невиконання вимог або відмова одного з приладів призводить до необоротних наслідків.

1 СТАН ПРОБЛЕМИ ТА ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ ПРОЕКТУВАННЯ

1.1 Опис принципів функціонування об'єкта управління

Ціллю цього проекту є розробка контуру управління швидкістю польоту системи автоматичного управління середньомагістрального літака.

У технічному завданні вказані критерії якості для процесу управління, які дозволяють чітко визначити структуру та параметри законів управління в контурах системи. Ці критерії спрямовані на забезпечення стабільності та високої якості управління процесами.

Об'єктом дослідження є середньомагістральний літак АН-140. Габаритні характеристики представлені на рис. 1.1.

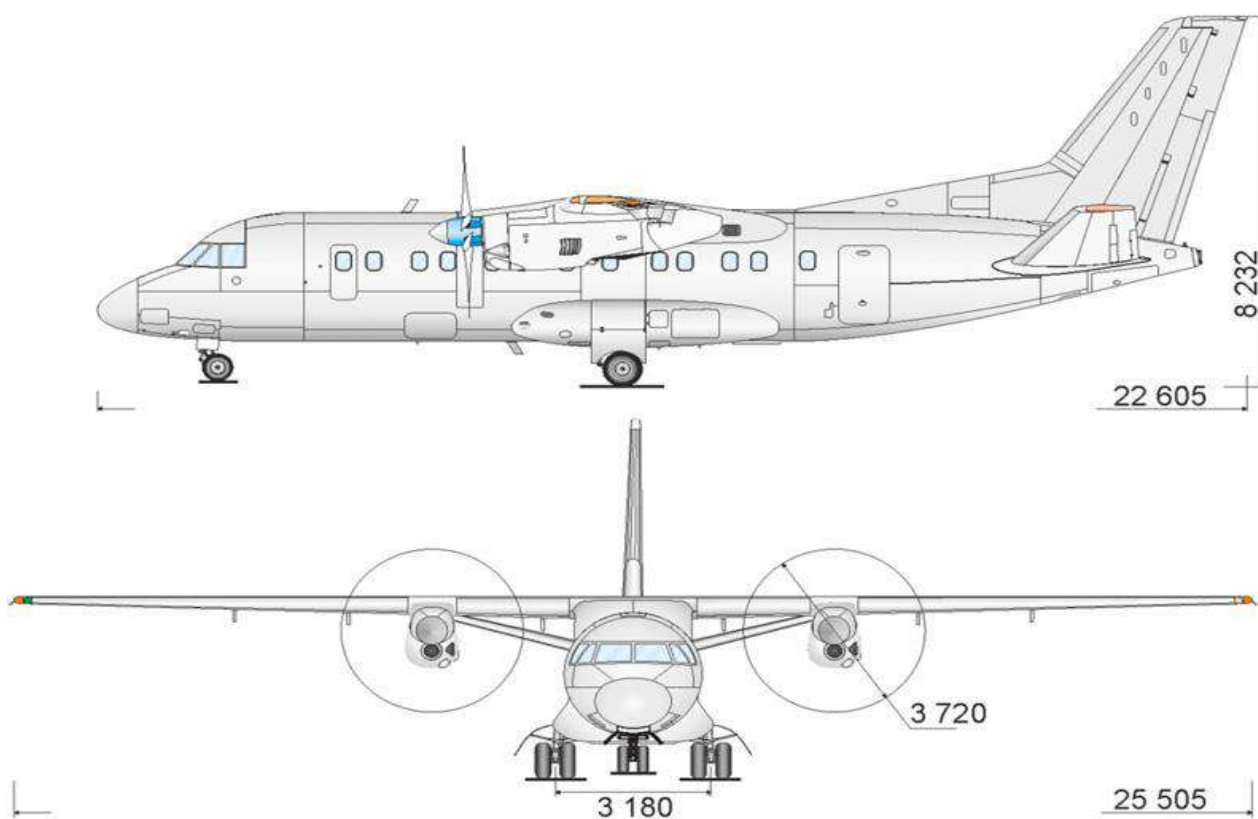


Рисунок 1.1 - Габаритні характеристики

Основні летно-технічні характеристики літака Антонов Ан-140 представлені у таблиці 1.1.

Таблиця 1.1 - Літно-технічні характеристики літака Ан-140

Довжина (м)	22.6
Розмах крил (м)	25.5
Висота (м)	8.2
Вага:	
Максимальна злітна вага (кг)	21 500
Максимальна посадкова вага (кг)	21 100
Вага порожнього літака (кг)	12 810
Максимальне комерційне навантаження (кг)	6 000
Максимальний запас палива (кг)	4 440
Польотні дані:	
Максимальна дальність польоту (км)	3 270
Дальність польоту з максимальним навантаженням (км)	1 750
Максимальна крейсерська швидкість (км/год)	470
Максимальна швидкість (км/год)	540
Потолок (максимальна висота польоту) (м)	7 600
Довжина зльоту (м)	880
Довжина пробігу (м)	530
Двигуни	ТВ3-117ВМА-СБМ1, 2 x 2800 л.с.
Споживання палива на пасажирів на кілометр (г/пас.-км)	24.4
Годинне споживання палива (кг)	550
Пасажирський салон:	
Кількість сидінь (економ-клас)	52
Шаг сидінь економ-класу (см)	78
Ширина салону (м)	2.6

Параметри обладнання, які вказують на максимальні масо-габаритні обмеження, можна використовувати у конструкторській частині проекту під час розробки або вибору вимірювальних пристроїв.

Відповідно до вимог технічного завдання формується вербальна модель об'єкта управління - літального апарата (ЛА), виконаного за нормальною аеродинамічною схемою з аеродинамічними керуючими органами, які

представляють собою відхиляючі площини керма висоти. Предельні значення кутів відхилення керуючих органів визначені.

За допомогою руху та режиму польоту, зазначених у ТЗ (технічному завданні), можна отримати уявлення про опорну траєкторію об'єкта управління, яка використовується при формуванні лінійної моделі. Також рух та режим польоту виступають основою для аналізу робочих моделей об'єкта управління у формі систем лінійних диференціальних рівнянь, передаточних функцій та матриць.

Управління польотом має зводитися до керування параметрами режиму польоту: кутівими та лінійними координатами, швидкостями та прискореннями. Під час управління необхідно досягати високої якості перехідного процесу, самоконтролю вимірювачів параметрів руху та забезпечення вказаних у ТЗ запасів стійкості.

1.2 Загальна характеристика проблеми, існуючі підходи до її вирішення, їх переваги та недоліки

Потреба контролю швидкості польоту через канал кута тангажу обумовлена статичністю літака як об'єкта управління за цією координатою у поздовжньому довгоперіодичному русі під впливом зовнішнього моменту або вертикального вітру. При вирішенні цієї задачі пілот, спостерігаючи за змінами кута тангажу за індикатором авіагоризонту, впливає на кермову колонку, відхиляючи руль висоти таким чином, щоб літак утримував потрібний кут тангажу або змінював його відповідно. Автопілоти кута тангажу служать для звільнення пілота від необхідності ручної стабілізації та управління поздовжньому короткоперіодичним рухом літака.

Управління швидкістю польоту є економічно вигідним процесом, оскільки споживання пального під час польоту сильно залежить від швидкості польоту. Основними параметрами, що визначають дальність і тривалість польоту, є витрати пального на кілометр і за годину. Знаючи ці показники витрат пального для конкретного типу літака, можна розрахувати дальність і тривалість польоту.

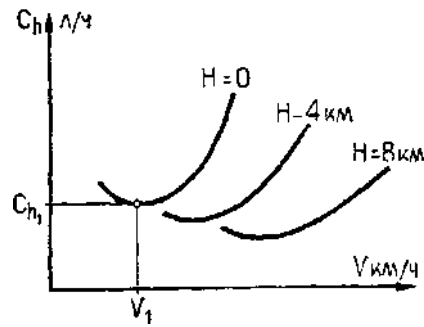


Рисунок 1.2 – Залежність часового споживання палива від швидкості та висоти польоту

Кількість палива, яке використовується протягом однієї години польоту, називається часовим розходом. Часовий розхід вимірюється у кілограмах на годину польоту Ch кг топл./год або в літрах Ch л/год.

Знаючи питому масу палива, що розвиває двигун при цьому режимі польоту тягу (або потужність для поршневого двигуна) і питомий розхід палива, часовий розхід можна визначити за формулою:

$$\left. \begin{aligned} Ch &= \frac{C_p \cdot P_n}{\gamma}; \\ Ch &= \frac{C_e \cdot N_e}{\gamma}; \end{aligned} \right\} \quad (1.1)$$

де

C_p, C_e – споживання палива на одиницю часу роботи двигуна;

P_n, N_e – тяга та потужність двигуна;

γ – питома маса палива, г/см³.

З формули видно, що часовий розхід палива безпосередньо пропорційний споживанню палива та тязі, що розвивається (або потужності). Потрібна тяга збільшується зі збільшенням швидкості та зменшується при підйомі на висоту, що відображається на часовому споживанні палива. Споживання палива змінюється при зміні висоти польоту, хоча й несуттєво, а разом з тим збільшується в межах невеликих значень швидкості польоту. Збільшення питомої маси палива зменшує часове споживання, якщо вимірювати його в літрах за годину, що відображається на потребі в ємності паливних баків, не впливаючи на споживання палива, вимірюване в кілограмах за годину.

Визначивши часові споживання палива для різних режимів польоту, можна визначити оптимальну швидкість, за якої політ буде найбільш тривалим. Таким чином, буде знайдений режим найбільшої тривалості польоту.

По кривим Жуковського (рис. 1.2) нескладно визначити, що найменша потрібна тяга для всіх висот польоту відповідатиме найвигоднішій швидкості польоту, а для літаків з поршневыми двигунами найменша потрібна потужність відповідає економічному куту атаки i , відповідно, економічній швидкості польоту.

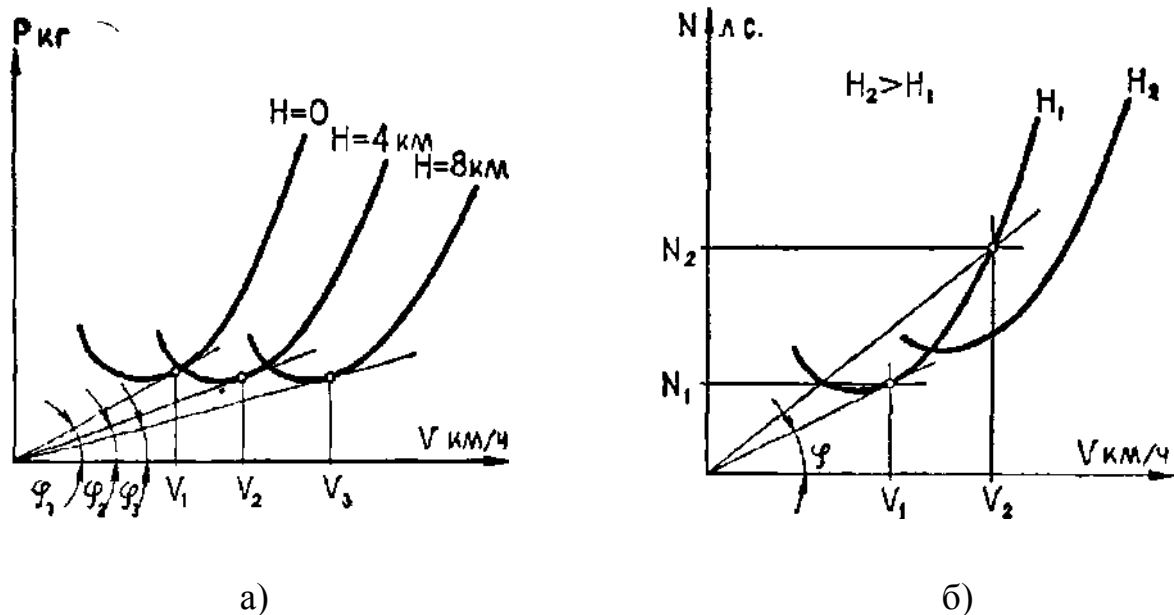


Рисунок 1.3 - Криві Жуковського:

- а) Залежність відношення R/v від висоти та швидкості польоту,
- б) Криві потрібних потужностей для різних швидкостей та висот польоту.

З аналізу кривих Жуковського можна зробити висновок, що при підйомі на висоту потрібна тяга при стабільній швидкості (для даної висоти) і часовий розхід будуть залежати в основному від питомого споживання палива, яке з підняттям на висоту зменшується. Отже, часовий розхід палива літака з підняттям на висоту під час польоту з найбільш вигідною швидкістю змінюється пропорційно зміні питомого споживання палива, тобто зменшується.

Автоматичне керування кутом тангажу літака пов'язане як з обертанням літака навколо поперечної осі, тобто зі зміною самого кута тангажу, так і зі зміною напрямку вектора швидкості. Якщо обертання літака навколо поперечної осі відбувається під впливом поздовжніх моментів, то зміна напрямку вектора швидкості викликається зміною нормальних сил. Рух навколо поздовжньої осі описується рівнянням поздовжніх моментів, а рух напрямку вектора швидкості -

рівнянням нормальних сил, причому обертання поздовжньої осі та вектора швидкості взаємопов'язані через кут атаки. Зміна як кута тангажу, так і кута нахилу траєкторії впливає на кут атаки, що визначає як величина поздовжнього моменту власної стійкості, так і величина підняття.

У поздовжніх каналах автопілотів, призначених для літаків з підзвуковими швидкостями, керування відбувається за допомогою впливу на кермо висоти.

Комплексна автоматизація літальних апаратів означає автоматизацію всіх етапів: від збору інформації про режими польоту та ситуацію в повітрі, переробки інформації та розробки законів керування до управління, наведення та контролю.

Основне призначення ЛА (літального апарата) зводиться до здійснення польоту з потрібною швидкістю. Для цього необхідно зберігання певного положення ЛА відносно встановленої швидкості в кожній її точці.

Виконання вказаних умов ускладнюються тим, що рух ЛА супроводжується невід'ємними відхиленнями від встановленої швидкості та необхідного положення в просторі. Виникнення таких відхилень зумовлене неоднорідністю навколишнього середовища, змінами положення центру ваги ЛА.

На рис.1.3 зображена кінематична схема поздовжньому руху літака.

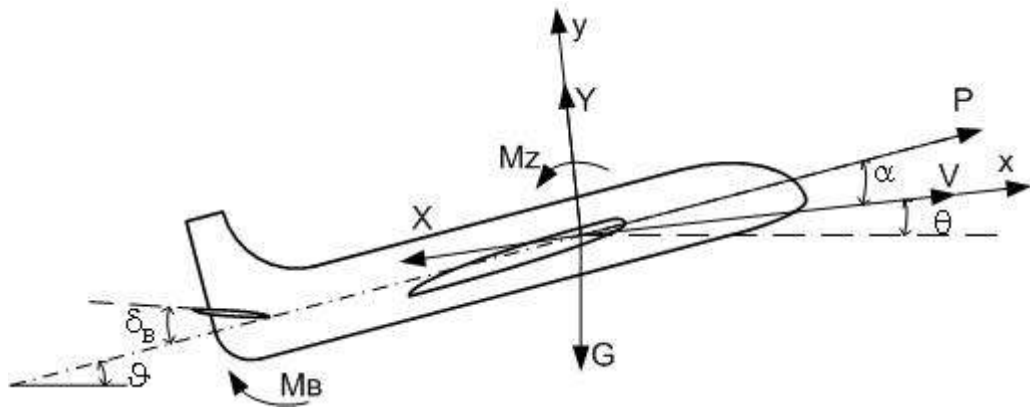


Рисунок 1.4 – кінематична схема поздовжньому руху літака

На рис.1.4 прийняті наступні позначення:

δ_v – кут відхилення керма висоти;

P – сила тяги, що приймається збігається у напрямку з поздовжньою віссю ЛА;

α – кут атаки;

M_B – збуджуючий момент;

Θ – кут нахилу траєкторії;

m — маса;

X – сила лобового опору;

Y - підняття;

G - сила тяжіння.

Система управління поздовжнім каналом забезпечує стабілізацію тангажу, використовуючи інформацію про нього та кутову швидкість.

Літак керується за допомогою різних сил і моментів, що діють на нього. Під час використання керуючих органів льотчик може впливати на величину та напрямок цих сил і моментів, що дозволяє змінювати параметри руху літака у визначеному напрямку. Для прямолінійного та рівномірного польоту необхідно, щоб усі сили та моменти були узгоджені. При цьому обов'язково повинен дотримуватися баланс моментів, оскільки інакше літак починає обертатися. Рівновага, створена льотчиком, може бути порушена впливом будь-якого збуджуючого фактора, наприклад, турбуленцією атмосфери або поривами вітру.

Отже, стабілізація швидкості польоту літака на даний момент є найбільш актуальною проблемою у всьому світі, оскільки саме з цієї причини трапляється велика кількість катастроф та аварій.

1.3 Огляд науково-технічної літератури та патентів

При дослідженні систем управління польотами літаків головна увага має бути спрямована на вибір оптимальних параметрів автопілотів, які забезпечують отримання заданої якості перехідного процесу. Останнє оцінюється точністю відтворення сигналів управління або слабким реагуванням системи на небажані збурення.

Основним завданням є синтез систем управління, що відповідають встановленим вимогам. Для вирішення задачі синтезу СУ польотом необхідно встановити критерії вибору структури та основних параметрів регуляторів. Тобто необхідно встановити певні відношення між характеристиками якості процесу регулювання (статичні помилки, пере регулювання, час перехідного процесу), структурою та параметрами регуляторів.

Значний внесок у вирішення проблеми стабілізації зроблено науковою школою А.А. Красовського, де розвинуті методи аналітичного конструювання автопілотів для різних класів літальних апаратів на основі функціоналу узагальненої роботи.

Існує безліч варіантів практичної реалізації системи управління швидкістю польоту. Для вивчення існуючих методів реалізації системи був проведений патентний пошук за темою «Розробка контуру управління швидкістю польоту системи автоматичного управління середньомагістрального літака».

Усі розглянуті патенти представлені у Додатку А.

Висновки:

Розробка контуру управління швидкістю польоту для середньомагістрального літака – складне та актуальне завдання. Основна мета проекту – забезпечення стабільності та високої якості управління.

Технічне завдання визначає критерії якості та об'єкт дослідження – літак АН-140. Вербальна модель формується з урахуванням вимог технічного завдання.

Управління зводиться до контролю параметрів режиму польоту, мета – висока якість перехідного процесу та стійкість.

Криві Жуковського аналізуються визначення оптимальної швидкості польоту. Автоматичне керування кутом тангажу важливе для стабілізації швидкості.

Кінематична схема дозволяє зрозуміти вплив кута атаки, тангажу та напрямки траєкторії на параметри руху літака.

Синтез системи управління є важливим для вибору оптимальних параметрів автопілотів. Огляд літератури наголошує на значення аналітичного проектування.

Стабілізація швидкості польоту – актуальна проблема, і ефективна система управління необхідна для забезпечення безпеки та ефективності польотів.

2 АНАЛІЗ ТА СИНТЕЗ ЦИФРОВОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ШВИДКІСТЮ ПОЛЬОТУ.

2.1 Постановка завдання для синтезу.

У цьому розділі будуть вирішуватися завдання аналізу та синтезу системи управління швидкістю польоту літака через канал тангажа.

Етапи синтезу включають утворення функціональної та структурної схем розроблюваної системи управління, визначення передатної функції окремих елементів системи, відкритої та закритої систем за впливом зовнішніх сигналів і завад.

Також буде проведено статичні та динамічні розрахунки системи. На етапах аналізу будуть визначені часові характеристики відкритої та закритої систем управління, проведений аналіз стійкості початкової та скорегованої системи.

Для вирішення завдань аналізу та синтезу системи управління необхідні математичні моделі всіх ланок, що входять до складу системи автоматичного управління.

Щоб досліджувана система була працездатною та відповідала вимогам якості, спочатку необхідно провести аналіз функціональних властивостей некоригованої системи, а потім, за необхідності, здійснити синтез послідовного коригуючого пристрою.

2.2 Математичне описання системи

Математична модель описує кутовий та траєкторний рух спільно і є основою для опису та вивчення процесів у контурах управління і основою синтезу цих контурів. Математична модель створюється для опису певної групи властивостей реального нескінченно складного об'єкта управління. Цю модель потрібно використовувати, коли неможливо розділити кутовий та траєкторний рух літака (період приземлення). Однак політ можна розділити на короткоперіодичний (кутовий) та довгоперіодичний (траєкторний). [5].

В сучасному етапі розвитку літаків для вирішення різноманітних управлінських завдань необхідно застосовувати складні математичні моделі керованих об'єктів. Це обумовлено як розвитком конструкції та льотно-технічних характеристик літаків, так і розширенням завдань управління, зокрема

автоматичним управлінням на всіх режимах польоту та забезпеченням безпеки за допомогою засобів автоматики.

Складність математичних моделей керованих об'єктів та складність розв'язуваних ними завдань потребують використання відповідних інструментів і методів для дослідження та проектування систем управління. Автоматизація проектування цих систем стає критичною. Використання обчислювальних машин у поєднанні з методами аналітичного конструювання та іншими методами автоматизації проектування дозволяє здійснювати синтез систем управління для складних об'єктів. Використання простих моделей дозволяє приблизно представляти основні закономірності або властивості об'єкта. Синтез, ґрунтований на простих моделях, сприяє формуванню простих структур систем управління. [5].

Для опису простих лінійних моделей, крім диференціальних рівнянь, застосовують передавальні функції, логарифмічні частотні характеристики та часові характеристики.

У цьому розділі буде розглянуто математичну модель літака як об'єкта управління.

Побудова лінійаризованої математичної моделі об'єкта управління на основі заданої нелінійної моделі.

Зазвичай політ літака розглядають як рух у просторі абсолютно жорсткого тіла. При складанні рівнянь руху використовують закони механіки, які дозволяють у загальному вигляді записати рівняння руху центру мас літака та його обертального руху навколо центру маси.

Повздовжній рух буде відбуватись за допомогою зв'язаної $OXYZ$ та напівзв'язаної Ox_eYeZe систем координат. Точка, в якій знаходиться центр тяжіння літака, приймається за початок координат обох систем. Вісь Ox зв'язаної системи координат прокладається паралельно хорде крила і називається повздовжній віссю літака. Нормальна вісь Oy перпендикулярна вісі Ox і розташована у площині симетрії літака. Вісь Oz перпендикулярна до вісей Ox і Oy , отже, до площини симетрії літака. Ця вісь називається поперечною віссю літака. Вісь Ox_e напівзв'язаної системи координат лежить у площині симетрії літака і направлена вздовж проекції на неї вектора швидкості. Вісь Oy_e перпендикулярна вісі Ox_e і розташована у площині симетрії літака. Вісь Oz_e перпендикулярна до вісей Ox_e і Oy_e . [3]

Математична модель для будь-якого виду руху (просторового, бокового, повздовжнього) і будь-якого режиму польоту (старт, посадка, координований

поворот, зниження спіраллю тощо) може бути отримана на основі повної початкової системи нелінійних нестационарних диференціальних рівнянь, яка загалом включає в себе:

- 1) Три рівняння динаміки центра мас літака;
- 2) Три рівняння кінематики центра мас літака;
- 3) Три рівняння динаміки кутового руху літака;
- 4) Три рівняння кінематики кутового руху літака.

Повна початкова математична модель ЛА:

$$\begin{aligned} J_{XX}\dot{\omega}_X - (J_{YY} - J_{ZZ})\omega_Y\omega_Z - J_{XY}(\dot{\omega}_Y - \omega_X\omega_Z) &= M_{R_X}; \\ J_{YY}\dot{\omega}_Y - (J_{ZZ} - J_{XX})\omega_Z\omega_X - J_{XY}(\dot{\omega}_X - \omega_Y\omega_Z) &= M_{R_Y}; \\ J_{ZZ}\dot{\omega}_Z - (J_{XX} - J_{YY})\omega_Y\omega_X - J_{XY}(\omega_X^2 - \omega_Y^2) &= M_{R_Z} - P_Y; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} m(\dot{V}_X + \omega_Y V_Z - \omega_Z V_Y) &= P \cdot \cos \varphi_p - X \cdot \cos \alpha + Y \cdot \sin \alpha - G \cdot \sin \vartheta; \\ m(\dot{V}_Y + \omega_Z V_X - \omega_X V_Z) &= P \cdot \sin \varphi_p - X \cdot \sin \alpha + Y \cdot \cos \alpha - G \cdot \cos \vartheta \cos \gamma; \\ m(\dot{V}_Z + \omega_X V_Y - \omega_Y V_X) &= Z - G \cdot \cos \vartheta \sin \gamma; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \omega_Z &= \dot{\Psi} \cdot \sin \vartheta + \gamma; \\ \omega_Y &= \dot{\Psi} \cdot \cos \vartheta \cos \gamma + \dot{\vartheta} \sin \gamma; \\ \omega_X &= -\dot{\Psi} \cdot \cos \vartheta \sin \gamma + \dot{\vartheta} \cos \gamma; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \sin \Psi - \cos \alpha \cos \beta \sin \Psi_a + \sin \alpha \cos \beta \sin \gamma_a \cos \Psi_a - \sin \beta \cos \gamma_a \cos \Psi_a &= 0; \\ \sin \vartheta \cos \Psi - \cos \alpha \cos \beta \sin \vartheta \cos \Psi_a + \sin \alpha \cos \beta (\cos \gamma_a \cos \vartheta + \cos \vartheta + \cos \vartheta \cos \gamma_a \cos \Psi_a) + \\ + \sin \beta (\cos \gamma_a \sin \Psi_a \sin \vartheta - \cos \vartheta \sin \gamma_a) &= 0; \\ \sin \gamma \cos \Psi - \sin \alpha \sin \Psi_a + \cos \alpha \sin \gamma_a \cos \Psi_a &= 0, \end{aligned} \tag{2.1}$$

$$\begin{aligned} M_{R_X} &= M[m_X(\beta, x, \delta_\vartheta, \delta_{KB}, \omega_X, \omega_Y, M)\bar{V}, H]; \\ M_{R_Y} &= M[m_Y(\beta, x, \delta_\vartheta, \delta_{KB}, \omega_X, \omega_Y, M)\bar{V}, H]; \\ M_{R_Z} &= M[m_Z(C_Y, \delta_{KB}, \delta_{зак}, \omega_Z, M)\bar{V}, H]; \\ X &= X[C_X(C_Y, x, \delta_{зак}, M, \delta_{KB})V, H]; \\ Y &= Y[C_Y(\alpha, x, \delta_{зак}, M, \delta_{KB})V, H]; \end{aligned}$$

Отримання лінійних моделей базується на використанні методів лінійзації та декомпозиції. У процесі лінійзації на основі нелінійних рівнянь

формується система лінійних диференціальних рівнянь, а застосовуючи декомпозицію, отримують спрощену лінійну модель.

У ролі заданих режимів польоту розглянемо повздовжній рух - плоский рух, при якому вектор швидкості центру мас співпадає з вертикальною площиною.

Параметри повздовжнього руху описуються наступним чином::

- 1) кутом тангажа ϑ ;
- 2) кутом атаки α ;
- 3) кутом нахилу траєкторії;
- 4) висотою польоту $H(Y_c)$;
- 5) повітряною швидкістю V ;
- 6) кутовій швидкістю тангажу ω_z .

При польоті з незначною зміною висоти отримуємо:

$$\begin{cases} (s + n_{11})V + n_{12}\alpha + n_{13}\vartheta = n_d\delta_d + f_1; \\ -n_{21}V + (s + n_{22})\alpha - (s + n_{22})\vartheta = n_d\delta_d + f_2; \\ n_{31}V + (n_0s + n_{33}s)\alpha + (s^2 + n_{33}s)\vartheta = -n_{кв}\delta_{кв} + f_3; \\ -n_{41}V + n_{42}V - n_{42}\vartheta + sh = f_4, \end{cases} \quad (2.2)$$

де h – висота польоту;

δ_d – зміна тяги двигуна;

$\delta_{кв}$ – відхилення керма висоти;

f_1, f_2, f_3, f_4 – зовнішні обурення.

Аеродинамічні коефіцієнти лінійної моделі поздовжнього руху ЛА:

$$\begin{aligned} n_{11} &= c_{x0} + \frac{1}{2}M_0c_x^M - \frac{P_0^M \cos a_0}{a_0\epsilon_0SV_0}; \\ n_{12} &= \frac{1}{2}(c_{x0}^a c_{y0}); \\ n_{13} &= \frac{1}{2}c_{y0}; \\ n_{21} &= c_{y0} + \frac{1}{2}M_0c_{y0}^M; \end{aligned} \quad (2.3)$$

$$\begin{aligned}
n_{22} &= \frac{1}{2} (c_{y0}^a - c_{x0}^{\prime\prime}); \\
n_{23} &= \frac{1}{2} c_{x0}^{\prime\prime}; \\
n_{31} &= -\mu \cdot M m_{z0}^{\alpha}; \\
n_{33} &= -\mu \cdot m_{z0}^{\alpha}; \\
n_{41} &= \sin \theta_0; \\
n_{42} &= \cos \theta_0; \\
n_{PB} &= -\mu \cdot m_{z0}^{\delta_B}.
\end{aligned} \tag{2.4}$$

Для літака АН-140 дані коефіцієнти дорівнюють:

$$\begin{aligned}
n_{11} &= 0.019; \quad n_{12} = 0.2; \quad n_{13} = 0.3; \quad n_{21} = -0.6; \quad n_{22} = 2.66; \quad n_{23} = 0; \\
n_{31} &= 0; \quad n_{32} = 10.6; \quad n_{PB} = 24.5.
\end{aligned}$$

Рівняння (2.2) у динамічному відношенні можна розділити на рівняння короткоперіодичного руху та рівняння довго-періодичного руху.

Для розгляду короткоперіодичного руху використовується система диференціальних рівнянь:

$$\begin{cases} (s + n_{22})s - s\vartheta = f_2; \\ (n_0s + n_{32})\alpha + (s^2 + n_{33}s)\vartheta = -n_B\delta_{KB} + f_3; \\ \alpha - \vartheta + sh = \gamma_y. \end{cases} \tag{2.5}$$

У горизонтальному польоті ця система зведеться до рівнянь:

$$\begin{cases} (s + n_{22})\alpha - s\vartheta = f_1; \\ (n_0s + n_{32})\alpha + (s^2 + n_{33}s)\vartheta = -n_B\delta_{KB} + f_3. \end{cases} \tag{2.6}$$

З рівняння (2.6) шляхом перетворення Лапласа за нульових початкових умов можна отримати передавальні функції:

$$\begin{cases} W_{\delta\vartheta}(s) = \frac{\vartheta(s)}{\delta_{KB}(s)} = \frac{-n_B(s + n_{22})}{(s^2 + 2d_0\omega_0s + \omega_0^2)s}; \\ W_{\delta\alpha}(s) = \frac{\alpha(s)}{\delta_{KB}(s)} = \frac{-n_B}{s^2 + 2d_0\omega_0s + \omega_0^2}, \end{cases} \tag{2.7}$$

де $\omega_0^2 = n_{32} + n_{22}n_{33}$;

$2d_0\omega_0 = n_0 + n_{22} + n_{33}$.

Основою довгоперіодичного руху є зміна швидкості польоту.

Швидкість літака у горизонтальному польоті визначається з рівняння:

$$m \frac{dv}{dt} = P \cos \alpha - X. \quad (2.8)$$

Літак щодо швидкості польоту може бути стійким або нестійким залежно від того, як взаємодіють характеристики $P(V)$ та $X(V)$ в точці їх перетину. Припускаючи, що швидкість V_0 відповідає рівності $P = X$ та беручи лінійні члени розкладу функцій $P(V)$ та $X(V)$ у ряди за допомогою невеликих приростів $\Delta V = V - V_0$, перетворимо рівняння до наступного вигляду:

$$m \frac{d\Delta V}{dt} - \left(\cos \alpha \frac{\partial P}{\partial V} - \frac{\partial X}{\partial V} \right) = 0. \quad (2.9)$$

У разі наближеного прийняття $\cos \alpha = 1$, умова стійкості літака відносно швидкості польоту матиме вигляд::

$$\frac{\partial P}{\partial V} - \frac{\partial X}{\partial V} < 0. \quad (2.10)$$

У разі порушення цієї нерівності літак стає нестійким стосовно швидкості польоту.

Зв'язками по висоті польоту можна знехтувати, тому що при ліквідації малих прирощень швидкості висота змінюється незначно, тобто $\Delta H = \text{const}$, також вважаємо тягу двигуна величиною незмінною $\delta_d = 0$. З урахуванням динаміки поздовжнього руху літака (2.2) структурна схема об'єкта управління швидкістю через канал тангажу представлено рисунку 2.1.

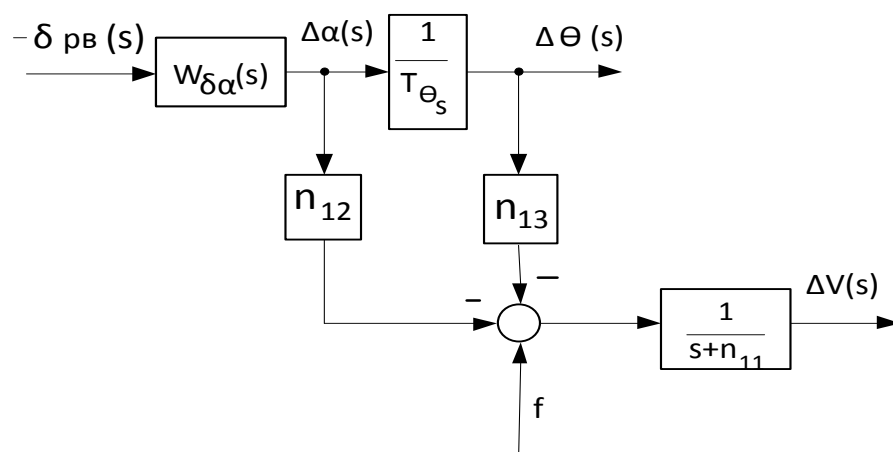


Рисунок 2.1 – Структурна схема літака під час управління швидкістю через канал тангажу

Коефіцієнт $n_{11} = (X^V - P^V \cos \alpha) m^{-1}$ може змінювати знак залежно від співвідношення похідних X^V та P^V , які визначають потрібну і тягу, що розташовується.

Для того, щоб $V = \text{const}$:

$$P_{\text{потр}} - P_{\text{расп}} = 0, \quad (2.11)$$

де $P_{\text{потр}}$ – сили, які необхідно подолати;

$P_{\text{расп}}$ – сила тяги двигуна літака.

При керуванні V у сучасних САК використовується автопілот тангажу. :

$$\delta_{\text{кв}} = k_c^{\omega_z} \omega_z + k_c^{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_{\text{зад}}), \quad (2.11)$$

$$\vartheta_{\text{зад}} = k_{\vartheta}^V (V - V_{\text{зад}}). \quad (2.12)$$

Після підстановки (2.11) та (2.12) отримаємо:

$$\delta_{\text{кв}} = k_c^{\omega_z} \omega_z + k_c^{\vartheta} \vartheta + k_c^V (V_{\text{зад}} - V). \quad (2.13)$$

2.3 Формування функціональної схеми системи

Використання контурів автоматичного керування швидкістю польоту для літаків є доцільним з ряду причин. Ці контури, що реалізують зворотні зв'язки за кутовим положенням літального апарату, дозволяють налагоджувати управління траєкторією. Розробка систем керування швидкістю польоту через канал тангажу актуальна у зв'язку з полегшенням керування польотом літака для льотчика (управління літальним апаратом має безліч важких завдань, з якими самостійно важко льотчику впоратися). Доцільність контурів автоматичного керування польотом літака обумовлена низкою причин. Ці контури, реалізуючи зворотні

зв'язки по кутовому положенню літального апарату, дозволяють краще організувати управління траєкторією (є коригуючими ланцюгами для траєкторних контурів) [9]. Це дозволяє різко збільшити дискретність траєкторного керування. Для ручного управління траєкторією це проявляється в тому, що при включеному автопілоті льотчику достатньо лише час від часу втручатися в управління, вносячи поправки в задані значення тангажу і усуваючи тим самим накопичення помилок виконання траєкторії.

При керуванні саме кутом тангажу відбувається два рухи: поворот поздовжньої осі літака навколо поперечної осі та поворот вектора швидкості центру мас у вертикальній площині. Поворот літака навколо поперечної осі здійснюється під впливом поздовжніх моментів, створюваних кермом висоти, а поворот вектора швидкості – під впливом нормальних сил.

Основні вимоги до контуру кутового керування літака полягають у забезпеченні заданих запасів стійкості та відповідної якості при перехідних режимах. Основні вимоги до контуру швидкісного керування полягає у забезпеченні відповідної точності.

При повороті поздовжньої осі літака вектор швидкості спочатку не змінює свого напрямку, тому отримує збільшення кут атаки α . Виникає при цьому момент власної стійкості, що збігається за знаком з моментом керма, прагне повернути поздовжню вісь літака до положення $\nu=0_3$.

Вимірювання кута тангажу здійснюється датчиком кута (гіровертикаль), а вимір кутової швидкості – датчиком кутової швидкості, які є гіроскопічними приладами. Зміна швидкості відстежуватиме система повітряних сигналів. Функціональна схема системи представлена на рис. 2.2.

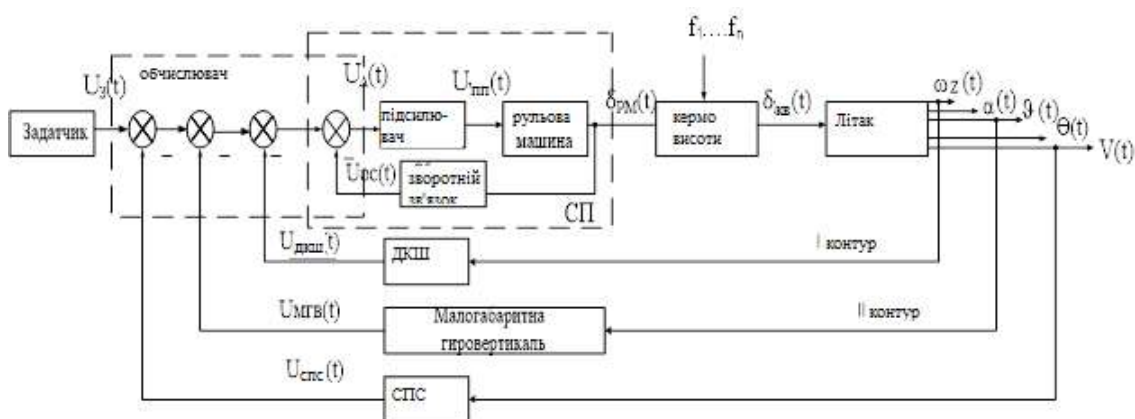


Рисунок 2.2 – Функціональна схема системи керування швидкістю польоту через кут тангажу

На рис. 2.2 прийняті такі позначення:

СПС - системи повітряних сигналів;

ДКШ - датчик кутової швидкості;

МГВ - малогабаритна вертикаль;

СП – сервопривід;

$U_z(t)$ - потрібне значення напруги швидкості польоту;

$U_{СПС}(t)$ - фактична напруга на виході системи повітряних сигналів;

$U_{МГВ}(t)$ - фактична напруга на виході гіро-вертикалі;

$\delta_{рм}(t)$ - кут відхилення вала рульової машини;

$\delta_{кв}(t)$ - кут відхилення вала керма висоти;

$V(t)$ - отримане значення швидкості.

Згідно з функціональною схемою системи управління, побудуємо структурну схему вихідної системи. Структурна схема системи керування швидкістю польоту літака через канал тангажу представлена на рис. 2.3.

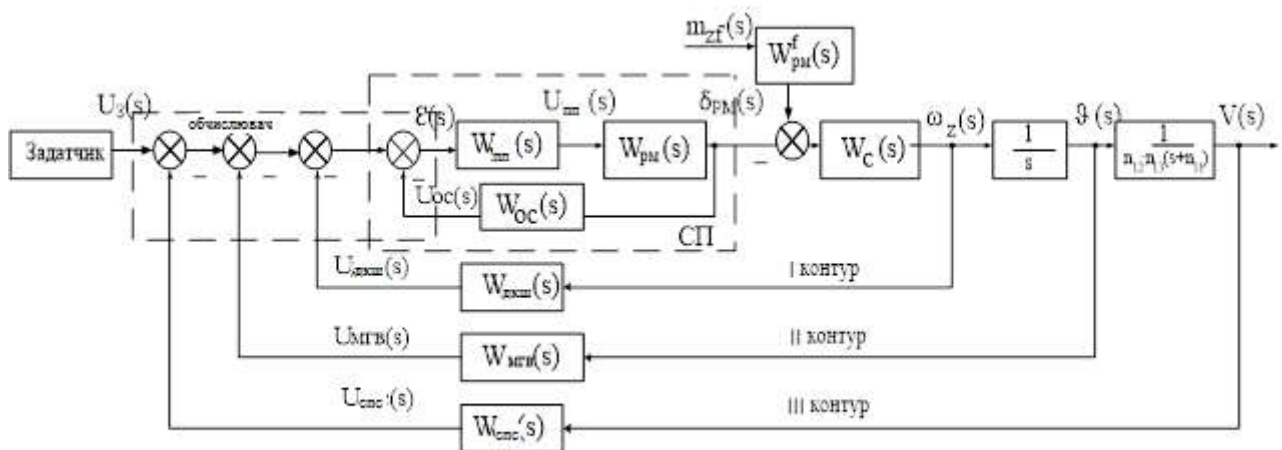


Рисунок 2.3 – Структурна схема системи керування швидкістю польоту літака через канал тангажу

На рис. 2.3 прийняті такі позначення:

$W_{III}(s)$ – ПФ підсилювача потужності;

$W_{PM}(s)$ – ПФ рульової машини;

$W_{PM}^f(s)$ – ПФ рульової машини щодо збурень;

$W_{кв}(s)$ – ПФ керма висоти;

$W_{\text{ДКШ}}(s)$ – ПФ датчика кутової швидкості;

$W_{\text{МГВ}}(s)$ – ПФ малогабаритної вертикалі;

$W_{\text{СПС}}(s)$ – ПФ системи повітряних сигналів;

$U_3(s)$ – задана напруга;

$U_{\text{ДКШ}}(s)$ – відображення дійсної напруги на виході ДКШ, В;

$U_{\text{ПП}}(s)$ – відображення напруги підсилювача потужності, В;

$U_{\text{МГВ}}(s)$ – відображення дійсної напруги на виході МГВ, В;

$U_{\text{СПС}}(s)$ – відображення дійсної напруги на виході СПС, В;

$\delta_{\text{рм}}(s)$ – відображення кута відхилення вала рульової машини;

$m_{\text{zf}}(s)$ – збурюючий момент.

Визначимо передавальні функції системи.

Передатна функція сервоприводу :

$$W_{\text{сп}}(s) = \frac{\delta_{\text{рм}}(s)}{\varepsilon(s)} = \frac{1}{0.01s + 2}. \quad (2.14)$$

Передаточна функція пристрою задавання:

$$W_{\text{пз}}(s) = \frac{U_{\text{ПИТ}}(s)}{\alpha(s)} = \frac{12}{90} = 0,13 \frac{\text{В}}{\text{град}}. \quad (2.15)$$

Передаточна функція підсилювача потужності:

$$W_{\text{пп}}(s) = \frac{U_{\text{ПП}}(s)}{\varepsilon(s)} = k_{\text{пп}} = 1.8, \quad (2.16)$$

де $k_{\text{пп}}$ – коефіцієнт підсилювача потужності.

Передатна функція рульової машини:

$$W_{\text{рм}}(s) = \frac{\delta_{\text{рм}}(s)}{U_{\text{ПП}}(s)} = \frac{k_{\text{рм}}}{k_{\text{пп}} \cdot s + 1} = \frac{0.56}{0.01 \cdot s + 1}, \quad (2.17)$$

де $k_{\text{рм}}$ – коефіцієнт рульової машини;

$k_{\text{пп}}$ – коефіцієнт підсилювача потужності.

Постійної часу рульової машини через її децицію можна знехтувати, тоді:

$$W_{PM}(s) = \frac{\delta_{PM}(s)}{U_{ПП}(s)} = k_{PM} = 0.56. \quad (2.18)$$

Передаточна функція рульової машини по впливу, що обурює:

$$W_{PM}^f(s) = \frac{\delta_{PM}(s)}{m_{zf}(s)} = \frac{-0.56}{0.9s + 1}. \quad (2.19)$$

Передатна функція об'єкта управління (літака):

$$W_C(s) = \frac{\omega_Z(s)}{\delta_{PM}(s)} = \frac{K_C(T_1s + 1)}{T_2^2s^2 + 2\xi_C T_2s + 1} = \frac{24.5s + 65.17}{s^2 + 4.96s + 15.12}. \quad (2.20)$$

Передатна функція ДКШ:

$$W_{DKШ}(s) = \frac{U_{DKШ}(s)}{\omega_Z(s)} = k_{DKШ} = 0.04 \frac{В \cdot с}{град}. \quad (2.21)$$

Передатна функція МГВ:

$$W_{МГВ}(s) = \frac{U_{МГВ}(s)}{\vartheta(s)} = k_{МГВ} = 0.06 \frac{В}{град}. \quad (2.22)$$

Передатна функція СПС:

$$W_{СПС}(s) = \frac{U_{СПС}(s)}{V(s)} = k_{СПС} = 0.06 \frac{В}{град}. \quad (2.23)$$

Передатна функція керма висоти:

$$W_{КВ}(s) = \frac{\delta_{КВ}(s)}{\delta_{PM}(s)} = \frac{1}{Ts + 1} = \frac{1}{0.15s + 1}. \quad (2.24)$$

Отримаємо передавальні функції системи управління:

- 1) передатна функція розімкнутої системи за впливом, що задає:

$$\begin{aligned}
 W^u(s) &= \frac{V(s)}{U_3(s)} = W_{\text{СП}}(s) \cdot W_C(s) \cdot \frac{1}{s} \cdot \frac{1}{0.06s + 0.01} = \\
 &= \frac{24.5s + 65.17}{0.01s^5 + 0.1s^4 + 0.05s^3 + 0.2s^2 + 0.06s}; \quad (2.25)
 \end{aligned}$$

2) передатна функція розімкненої системи по впливу, що обурює:

$$\begin{aligned}
 W^f(s) &= \frac{V(s)}{m_{\text{zf}}(s)} = W_{\text{ПМ}}^f(s) \cdot W_C(s) \cdot \frac{1}{s} \cdot \frac{1}{0.06s + 0.01} = \\
 &= -\frac{13.72s - 36.4}{0.9s^3 + 5.46s^2 + 18.6s}. \quad (2.26)
 \end{aligned}$$

Так як система є багатоконтурною, має місце перетворення передавальних функцій для спрощення розрахунків передавальної функції замкнутої системи за впливом, що задає. Позначимо передатну функцію першого контуру W_1 :

$$\begin{aligned}
 W_1 &= \frac{W_{\text{СП}}(s) \cdot W_C(s)}{1 + W_{\text{СП}}(s) \cdot W_C(s) \cdot W_{\text{ДКШ}}(s)} = \\
 &= \frac{3.68s + 9.78}{0.15s^3 + 1.3s^2 + 7.38s + 5.58}. \quad (2.28)
 \end{aligned}$$

Передатна функція другого контуру W_2 визначається як зустрічно-паралельне з'єднання W_1 та зворотного зв'язку у вигляді МГВ:

$$\begin{aligned}
 W_2 &= \frac{W_1(s) \cdot \frac{1}{s}}{1 + W_1(s) \cdot \frac{1}{s} \cdot W_{\text{МГВ}}(s)} = \\
 &= \frac{3.68s + 9.78}{0.15s^4 + 1.3s^3 + 7.38s^2 + 5.78s + 0.5}; \quad (2.29)
 \end{aligned}$$

3) передатна функція замкнутої системи по впливу, що задає, з урахуванням всіх перетворень має вигляд:

$$\Phi^u(s) = \frac{V(s)}{U_3(s)} = \frac{W_2(s) \cdot \frac{1}{0.06s + 0.01}}{1 + W_2(s) \cdot \frac{1}{0.06s + 0.01} \cdot W_{\text{СПС}}(s)} =$$

$$= \frac{3.68s + 9.78}{0.09s^5 + 0.08s^4 + 0.45s^3 + 0.4s^2 + 0.7s + 0.505}. \quad (2.29)$$

4) передатна функція замкнутої системи по впливу, що обурює:

$$\begin{aligned} \Phi^f(s) &= \frac{\delta_{\text{кв}}(s)}{m_{\text{zf}}(s)} = \frac{W^f(s)}{1 + W^u(s) \cdot W_{\text{ДКШ}}(s) \cdot W_{\text{МГВ}}(s) \cdot W_{\text{СПС}}(s)} = \\ &= - \frac{0.0035s^5 + 0.3s^4 + 0.023s^3 + 0.38s^2 + 1.37s + 4.1}{0.01s^6 + 0.12s^5 + 0.04s^4 + 0.2s^3 + 0.52s^2 + 9.6s + 2.41}. \quad (2.30) \end{aligned}$$

2.4 Динамічний розрахунок системи

Динамічний розрахунок системи управління швидкістю польоту літака через канал тангажу спрямований на розробку структури управління за допомогою структурної схеми управління та визначення числових значень параметрів, що гарантують встановлені статичні та динамічні характеристики. Завершальна частина динамічного розрахунку включає в себе аналіз функціональних властивостей налаштованої системи управління, враховуючи ключові показники якості, такі як час перехідного процесу, перерегулювання, помилка, запас стійкості за амплітудою та за фазою.

Тимчасовою характеристикою системи сигналу вважається закон зміни вихідного сигналу в часі при зміні зовнішнього сигналу згідно з певним законом. Це враховується за умови, що система перебуває в режимі, що встановився, до моменту застосування вхідного сигналу. Тимчасова характеристика вивчається як відносно заданого вхідного сигналу, так і відносно впливів, які викликають збурення в системі.

Аналіз системи управління та побудова її тимчасових характеристик будемо проводити за допомогою моделювання в програмованому середовищі MatLab.

Проведемо аналіз розімкнутої (нескоректованої) системи управління швидкістю польоту літака через канал тангажу або оцінимо стійкість та керованість літака за швидкістю, для цього досліджуємо математичну модель у вигляді структурної схеми, представленої на рис. 2.1.

S- модель розімкнутої системи представлена на рис. 2.4

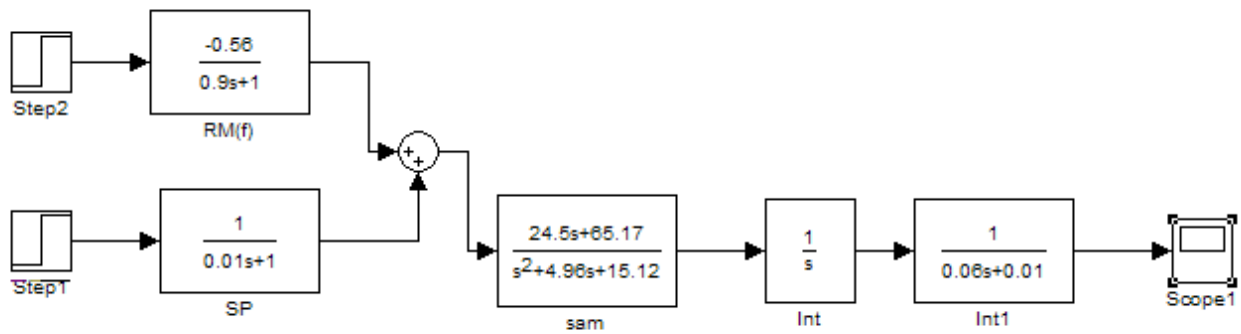


Рисунок 2.4 – Модель розімкнутої системи керування швидкістю польоту літака через канал тангажу

Перехідна характеристика розімкнутої системи по впливу, що задає, представлена на рис. 2.5.

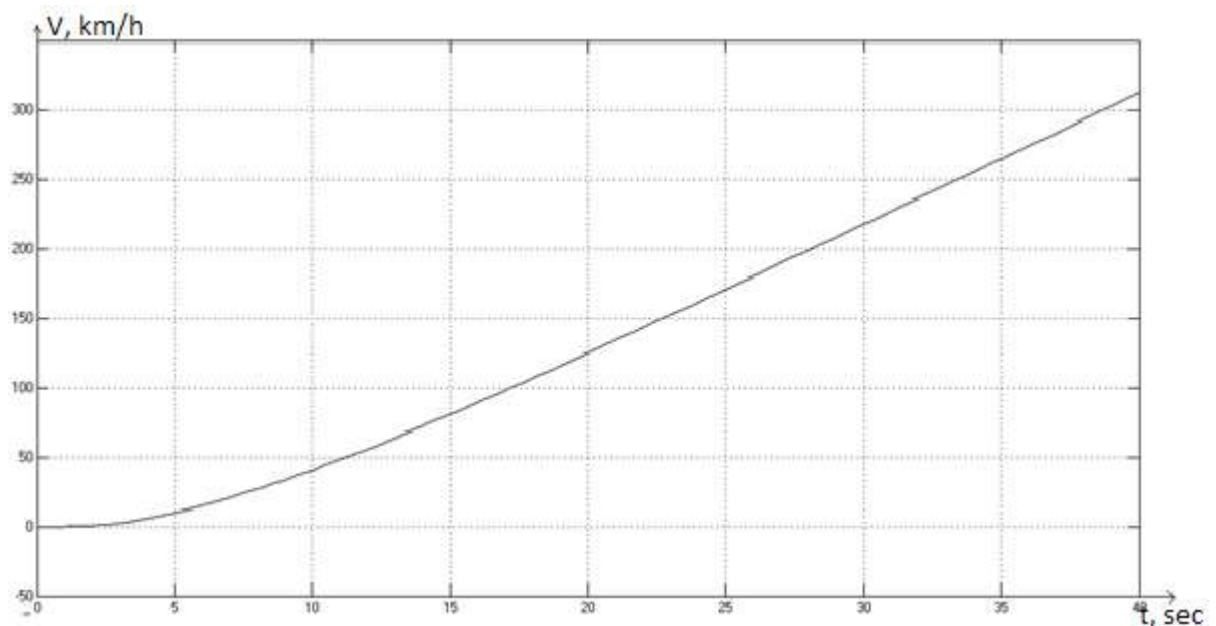


Рисунок 2.5 – Графік перехідного процесу розімкнутої системи управління швидкістю польоту через канал тангажу за впливом, що задає

Аналіз математичної моделі поздовжнього руху (2.2) чи структури на рис. 2.1 показує:

1) внаслідок позитивності аеродинамічного коефіцієнта n_{11} або a_x^V літак має статичну стійкість за швидкістю;

2) розподіл коренів характеристичного полінома передавальної функції (2.25) свідчить про те саме.

Для автоматичного витримування заданих пілотом значень швидкості існує система управління, її контур стабілізації швидкості зображений на рис. 2.2. Без внутрішніх ОС по кутовій швидкості та тангажу стабілізація швидкості неможлива – не забезпечуватиметься необхідна стійкість кутового руху. Тому лише наявність трьох ОС, що еквівалентно двом паралельним пристроям, що коригують, призведе до позитивного вирішення завдання стабілізації швидкості польоту через канал тангажу.

Часто для корекції динамічних властивостей системи застосовують паралельні коригувальні пристрої. Вони дозволяють зменшити вплив нестабільності та нелінійності характеристик окремих елементів на динамічні властивості всієї системи загалом. Паралельний коригуючий пристрій використовується набагато рідше, але в деяких випадках дозволяє досить простими способами досягти ефективного рішення.

Як паралельні коригуючі елементи застосуємо зворотні зв'язки від датчиків кутової швидкості і кута тангажу (МГВ).

Закон управління скоригованої системи матиме вигляд:

$$\delta_{\text{КВ}} = k_c^{\omega_z} \omega_z + k_c^{\theta} \theta + k_c^V (V_{\text{зад}} - V) + \frac{1}{s} k_c^{\int V} \Delta V. \quad (2.31)$$

S- модель скоригованої системи стабілізації швидкості польоту представлена на рис. 2.6.

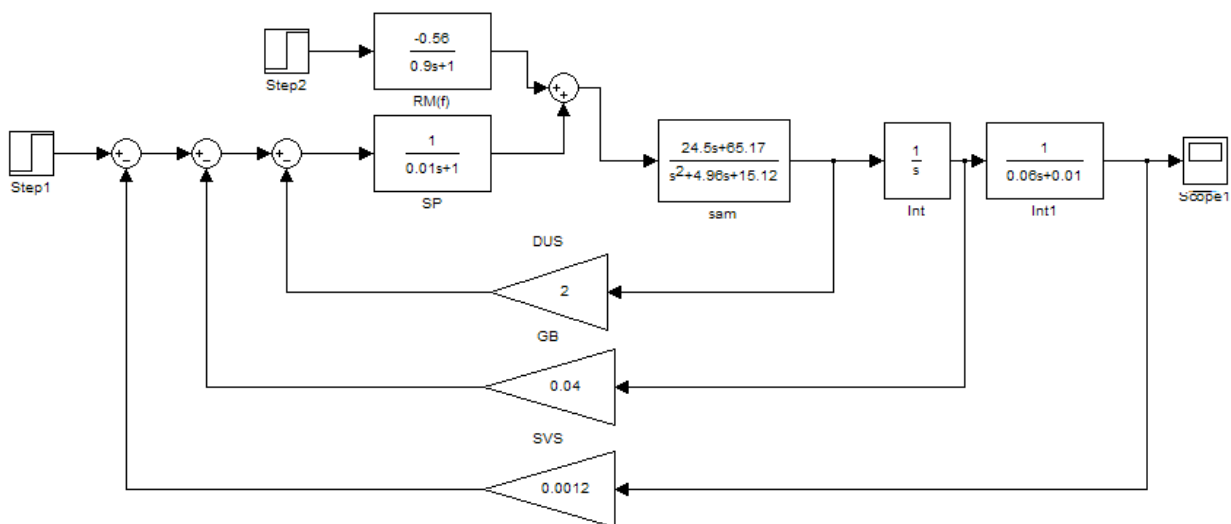


Рисунок 2.6 – Схема моделювання скоригованої системи керування швидкістю польоту літака через канал тангажу

Перехідні характеристики замкненої системи по задаючому впливу з різними коефіцієнтами по швидкості представлені на рис. 2.7-2.11.

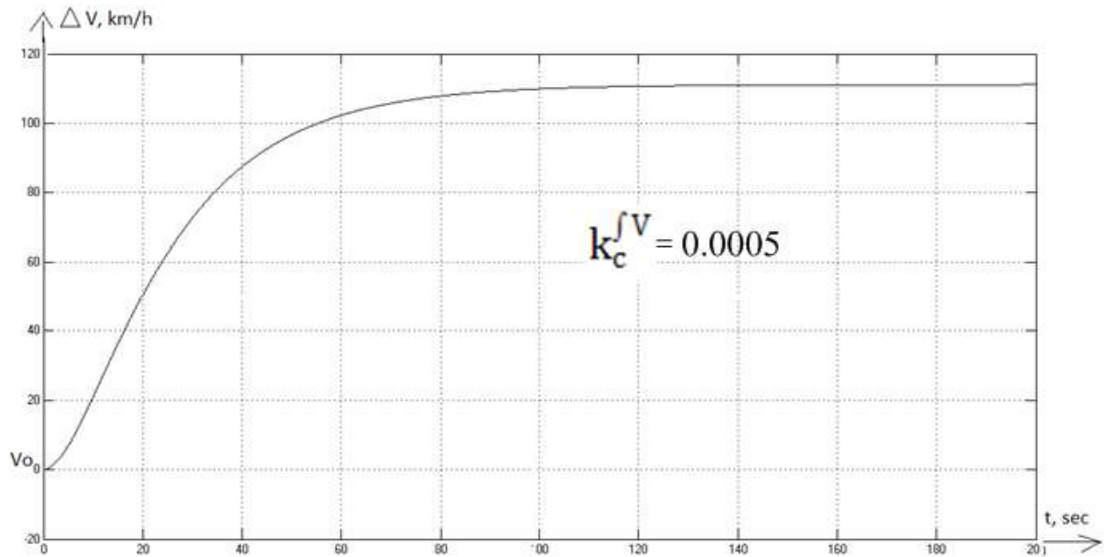


Рисунок 2.7 – Графік переходного процесу системи управління швидкістю польоту через канал тангажу за впливом, що задає зі зворотними зв'язками

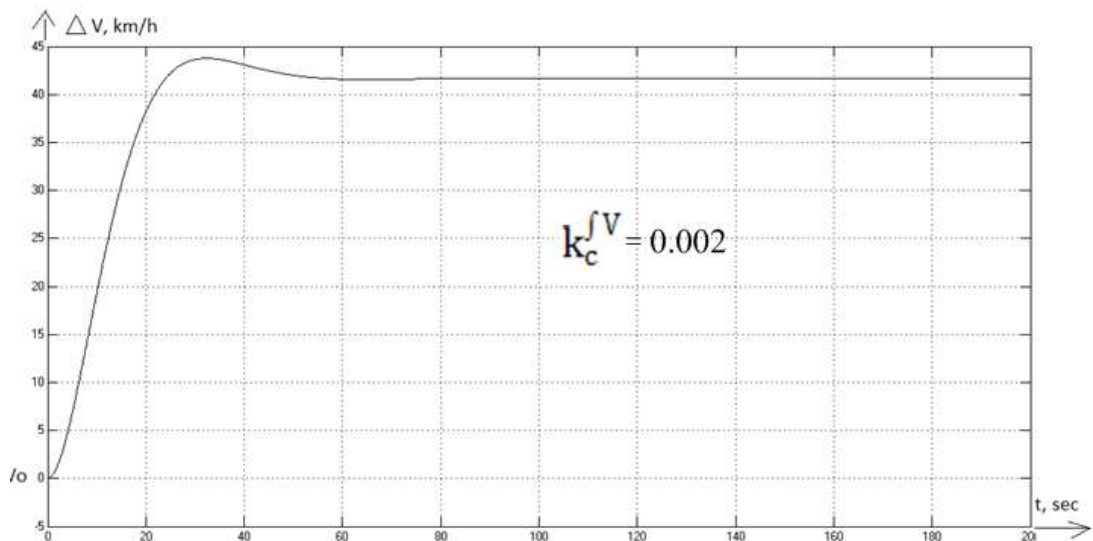


Рисунок 2.8 – Графік переходного процесу системи управління швидкістю польоту через канал тангажу за впливом, що задає зі зворотними зв'язками

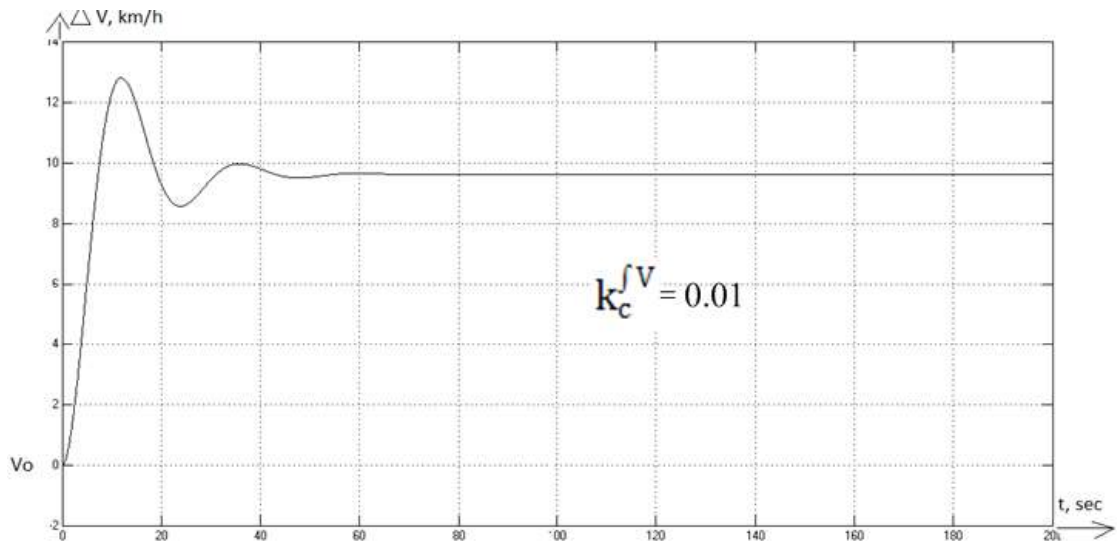


Рисунок 2.9 – Графік перехідного процесу системи управління швидкістю польоту через канал тангажу за впливом, що задає зі зворотними зв'язками

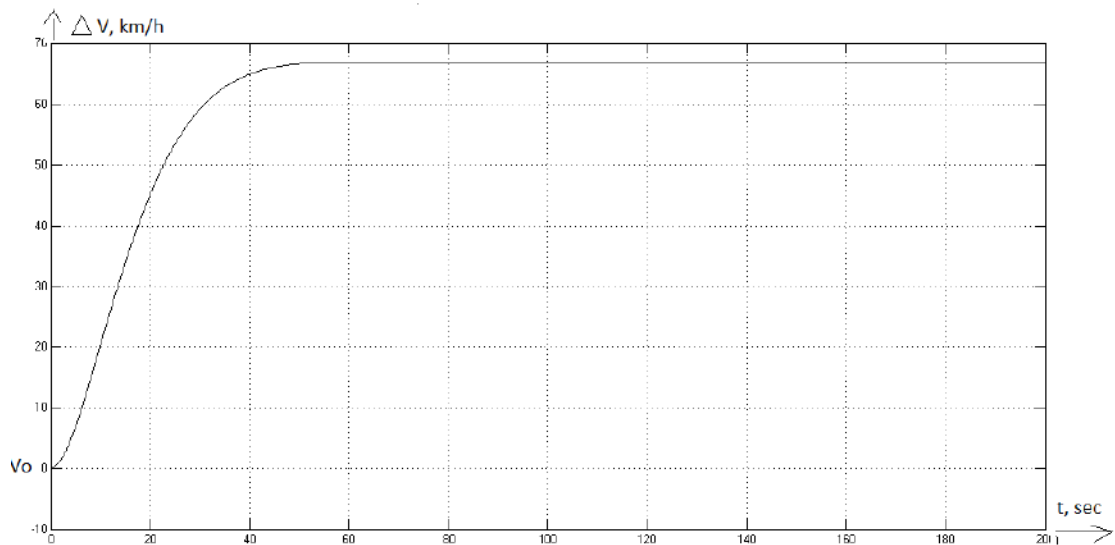


Рисунок 2.10 – Графік перехідного процесу системи управління швидкістю польоту через канал тангажу за впливом, що задає зі зворотними зв'язками при оптимальному $k_c^{fV} = 0.0012$

Перехідна характеристика замкнутої системи по впливу, що обурює, представлена на рис. 2.11.

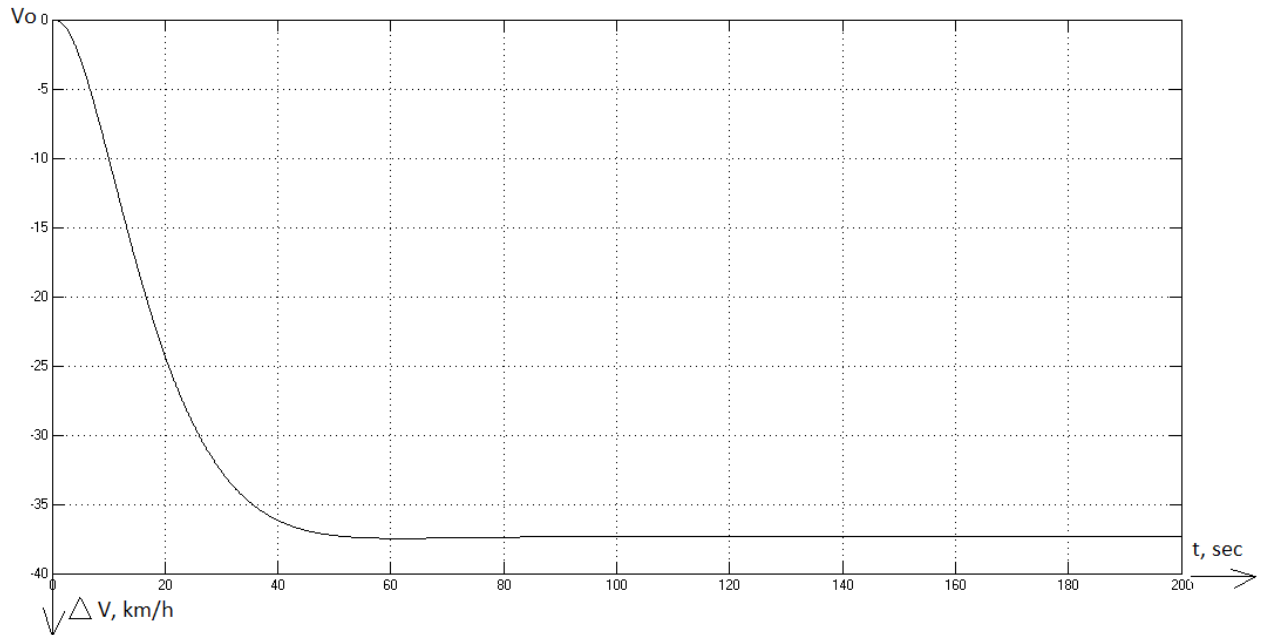


Рисунок 2.11 – Графік перехідного процесу системи керування швидкістю літака через канал тангажу з обурення з зворотними зв'язками при оптимальному $k_c^{\int V} = 0.0012$

Показатели качества системы представлены ниже.

За задаючий впливу:

- 1) помилка, що встановилася $\varepsilon_v = 66$, км / год ;
- 2) час перехідного процесу $t_{пп} = 40$;
- 3) перерегулювання $\sigma = 2$ %;

За збурюючим впливом:

- 1) помилка, що встановилася $\varepsilon_v = 38$, км / год ;
- 2) час перехідного процесу $t_{пп} = 45$;
- 3) перерегулювання $\sigma = 0$ %.

За отриманими показниками якості видно , що хоч дана система управління швидкістю польоту літака не має значного перерегулювання , а час перехідного процесу щодо невеликого , але все ж таки вона є дуже нестійкою за швидкістю. Помилка керування надто велика.

Для підвищення точності стабілізації швидкості та усунення помилок, пов'язаних з впливом, що обурює, необхідно вводити додатковий стан, який буде представлений у вигляді інтеграла від швидкості. Інтегральна складова негативно впливатиме на стійкість самого контуру управління, але так само призведе до збільшення точності управління.

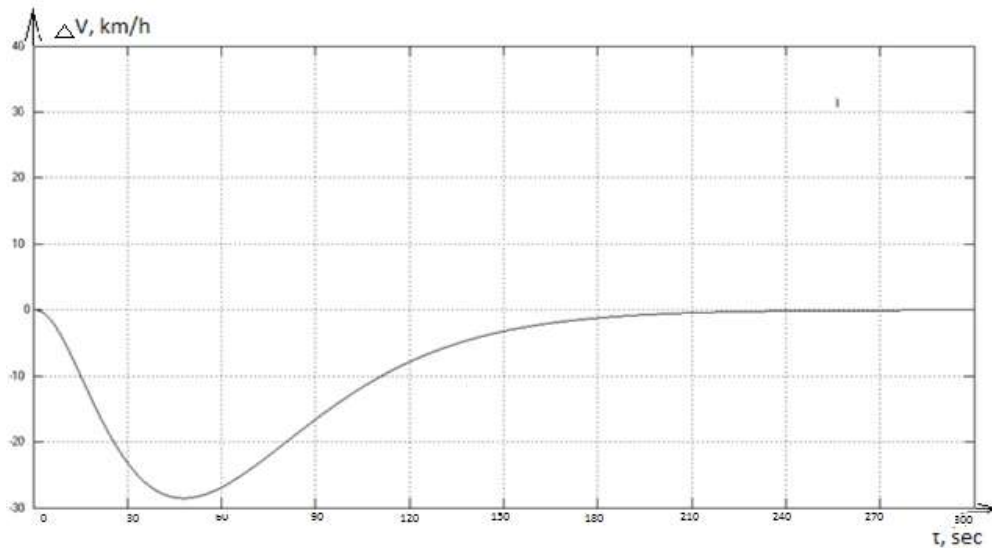


Рисунок 2.14 – Графік перехідного процесу по впливу системи управління швидкістю літака, що обурює, через канал тангажу з додаванням інтегральної складової при $k=0.000035$

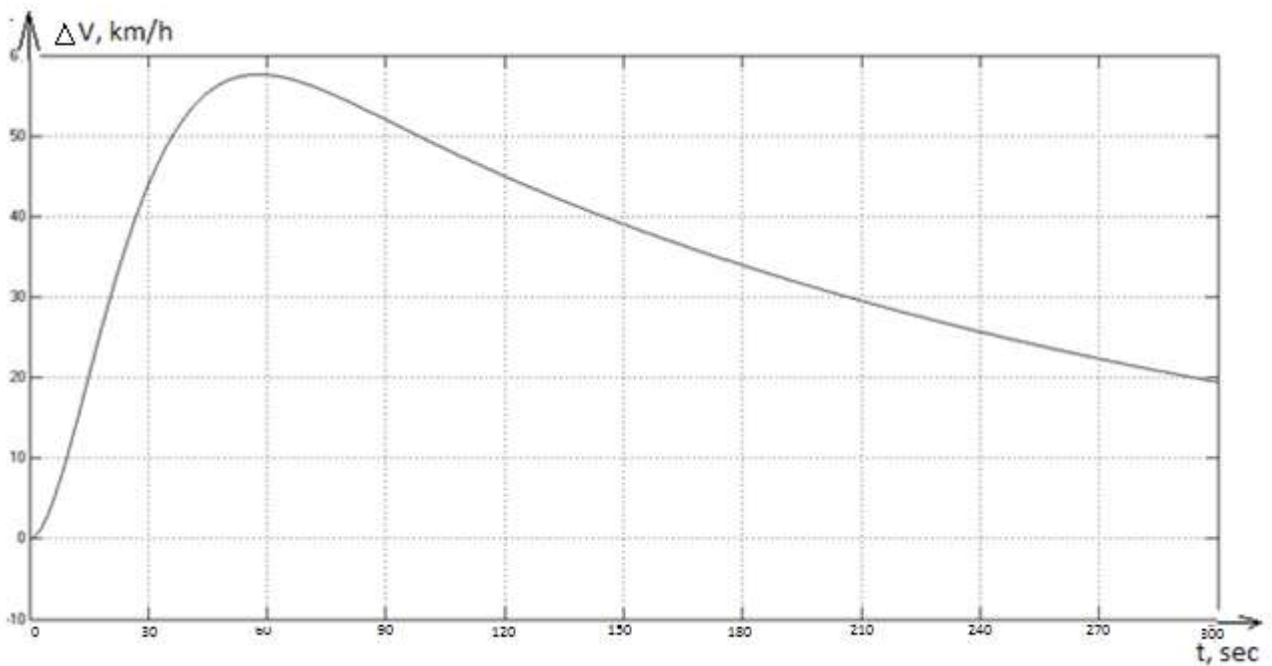


Рисунок 2.15 – Графік перехідного процесу за задаючим впливом системи управління швидкістю літака через канал тангажу з додаванням інтегральної складової при $k=0.00001$

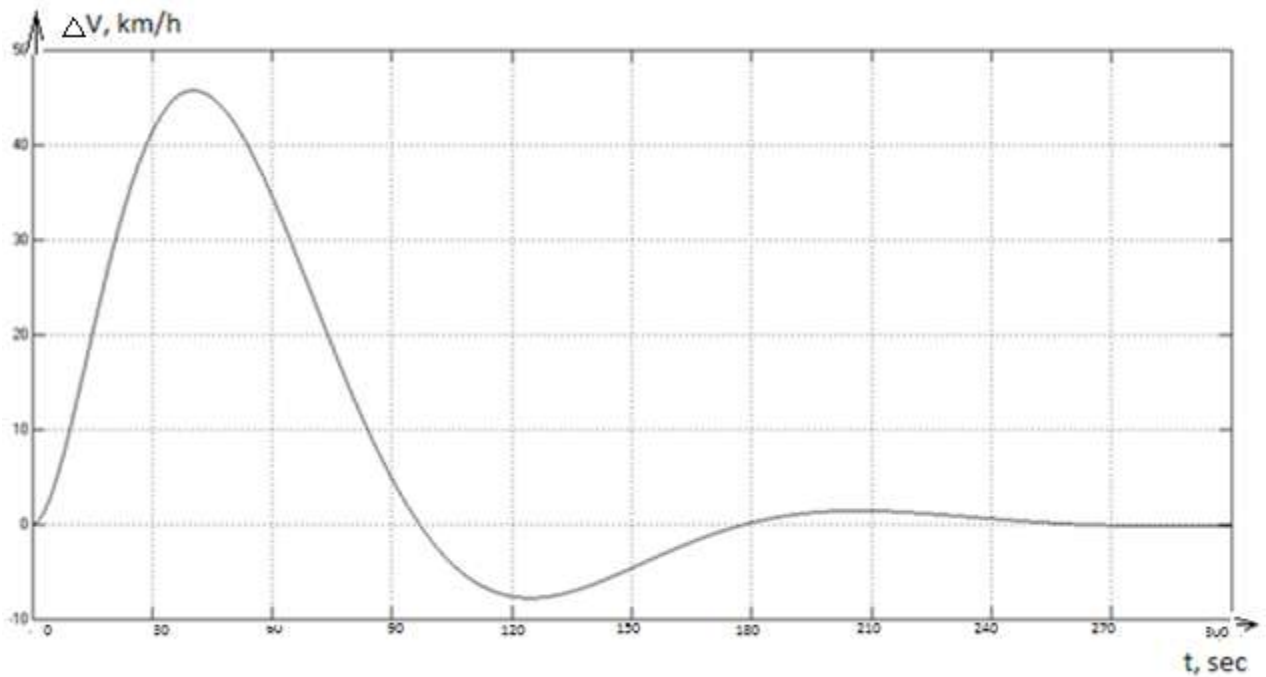


Рисунок 2.16 – Графік перехідного процесу за задаючим впливом системи управління швидкістю літака через канал тангажу з додаванням інтегральної складової при $k=0.00007$

Показники якості занесемо до таблиці

Таблиця 2.1 – Порівняння показників якості

Показники якості	при $k=0.000035$	при $k=0.00001$	при $k=0.00007$
ϵ_v , км/ч	0	>20	0
$t_{пп}$, с	200	∞	215
σ , %	–	–	–

Найбільш оптимальним значенням коефіцієнта передачі є 0.00035, так як при цьому значенні спостерігається відсутність помилки за швидкістю та найменший час перехідного процесу.

Для покращення динаміки отриманого сигналу необхідно додати наступний коригуючий пристрій у вигляді фільтрів нижніх та верхніх частот. Фільтр нижніх частот – будь-який фільтр, що ефективно пропускає частотний спектр сигналу нижче деякої частоти (частоти зрізу) і зменшує (переважний) частоти сигналу вище цієї частоти. Фільтр верхніх частот - будь-який фільтр, що пропускає високі частоти вхідного сигналу, при цьому пригнічуючи частоти нижче частоти зрізу.

Додамо низькочастотний фільтр кутом тангажу. Для вибору оптимальних значень коефіцієнта передачі та постійного часу (K_{per} і T) зробимо підбір кількох варіантів. Відобразимо схеми моделювання системи з отриманими графіками.

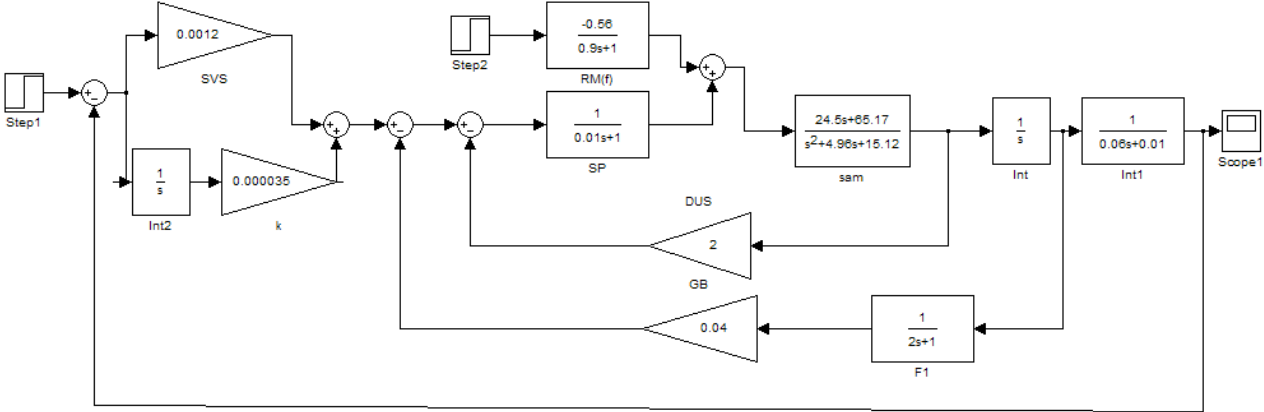


Рисунок 2.19 – Схема моделювання системи управління швидкістю польоту літака через канал тангажу з низькочастотним фільтром (при $K_{per} = 1$, $T=2$)

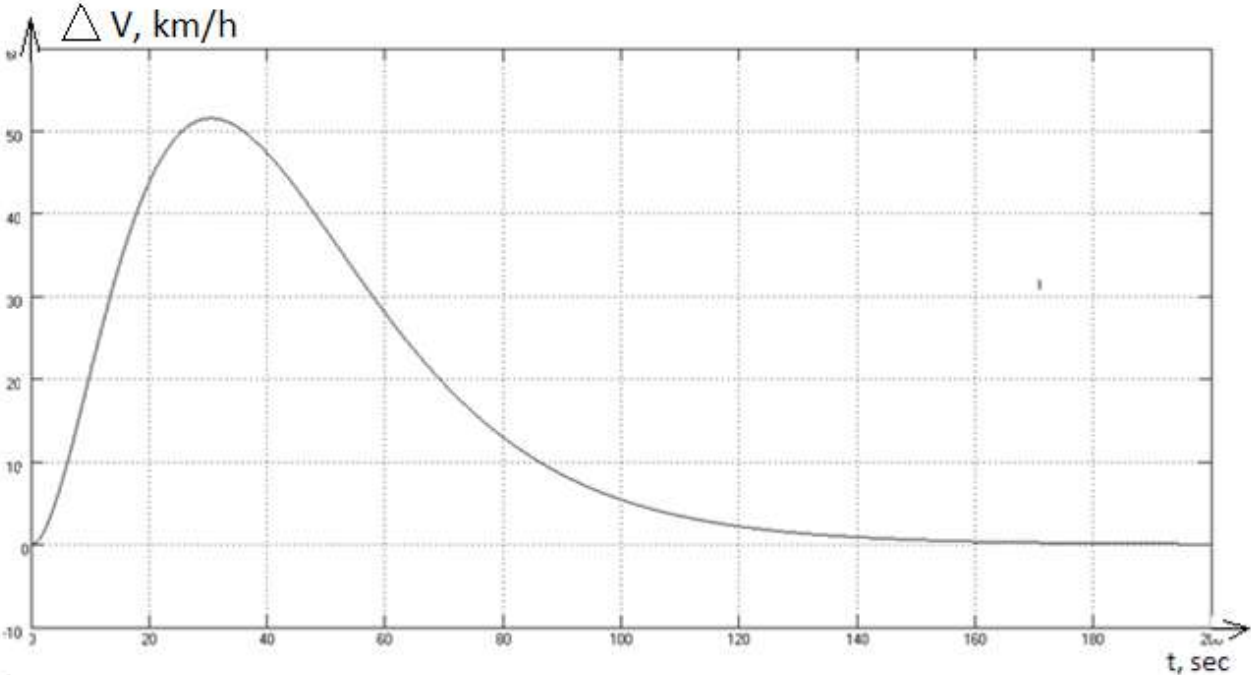


Рисунок 2.20 – Графік перехідного процесу системи управління швидкістю польоту літака через канал тангажу з низькочастотним фільтром (при $K_{per} = 1$, $T=2$)

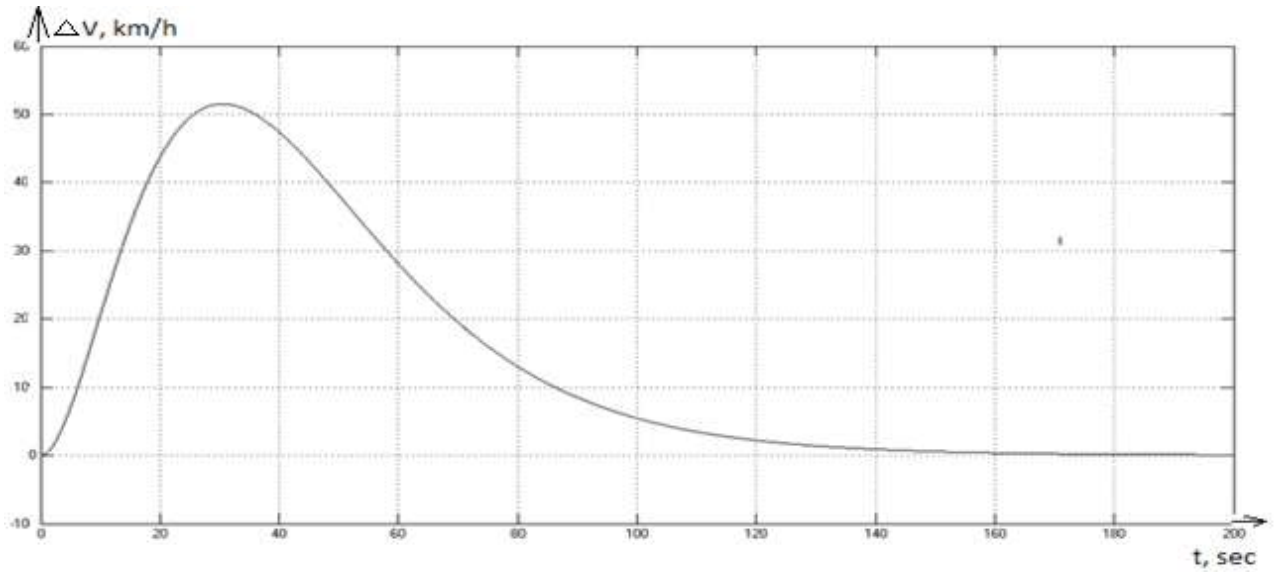


Рисунок 2.18 – Графік перехідного процесу системи управління швидкістю літака через канал тангажу з низькочастотним фільтром (при $K_{per} = 0.1$, $T=2$)

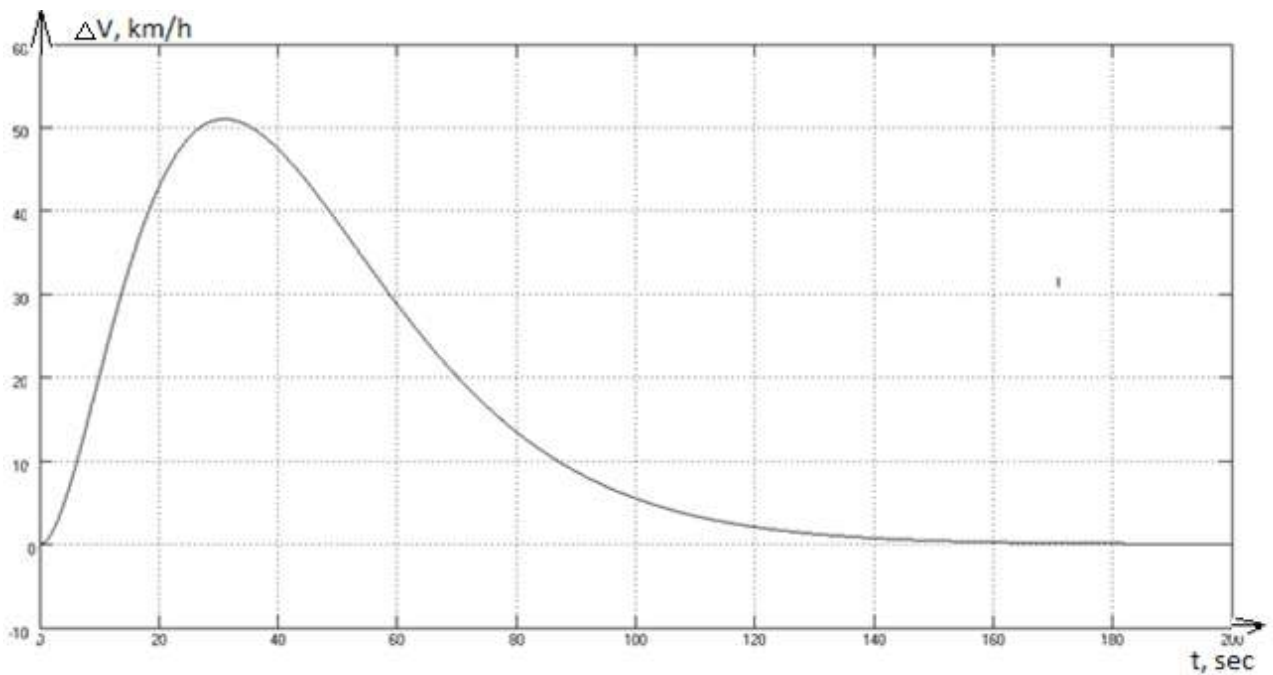


Рисунок 2.22 – Графік перехідного процесу системи управління швидкістю літака через канал тангажу з низькочастотним фільтром (при $K_{per} = 1$, $T=0.1$)

Як видно з отриманих графіків, високочастотний фільтр сигналу по куту тангажу не має сильного впливу на динаміку вихідного сигналу.

Додаємо високочастотний фільтр за кутовою швидкістю. Для вибору оптимальних значень коефіцієнта передачі та постійного часу (K_{per} і T) зробимо

підбір кількох варіантів. Відобразимо схеми моделювання системи з отриманими графіками.

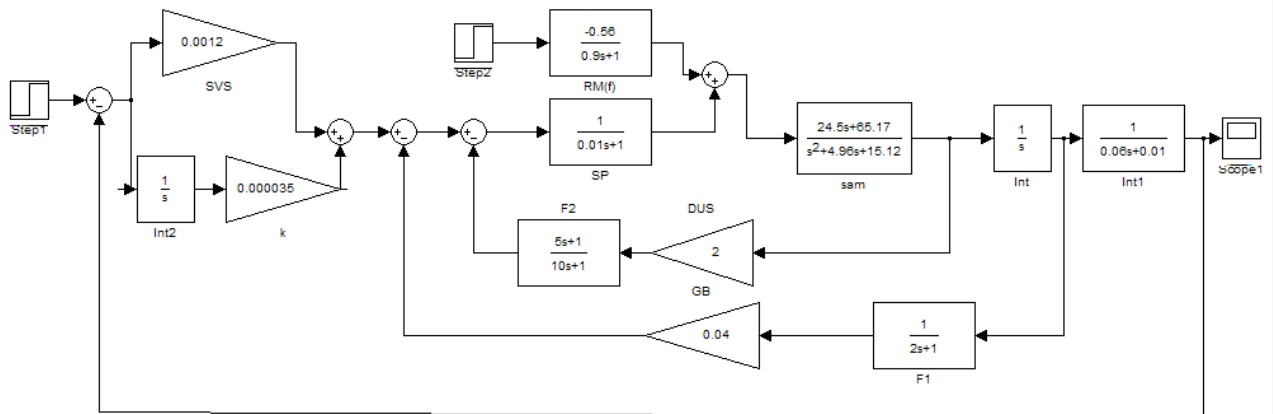


Рисунок 2.27 – Схема моделювання системи управління швидкістю польоту літака через канал тангажу з високочастотним фільтром (при $K_{per} = 5$, $T=10$)

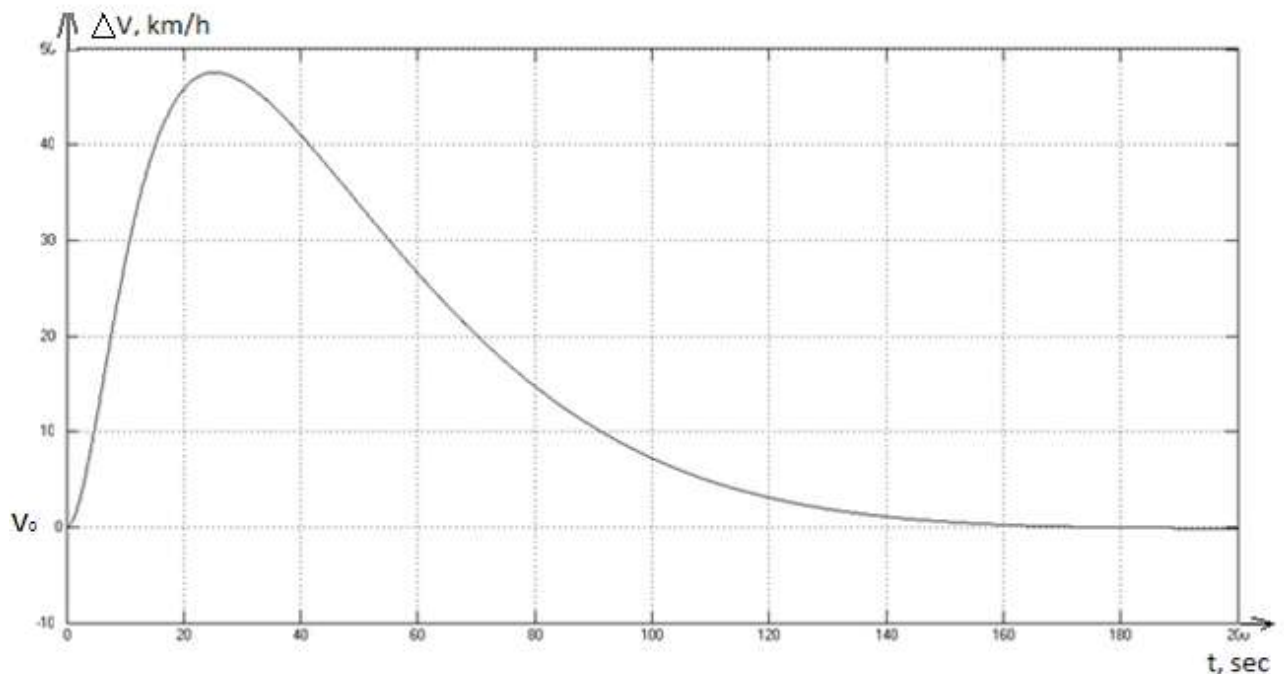


Рисунок 2.28 – Графік перехідного процесу системи управління швидкістю літака через канал тангажу за впливом, що задає, з високочастотним фільтром (при $K_{per} = 5$, $T=10$)

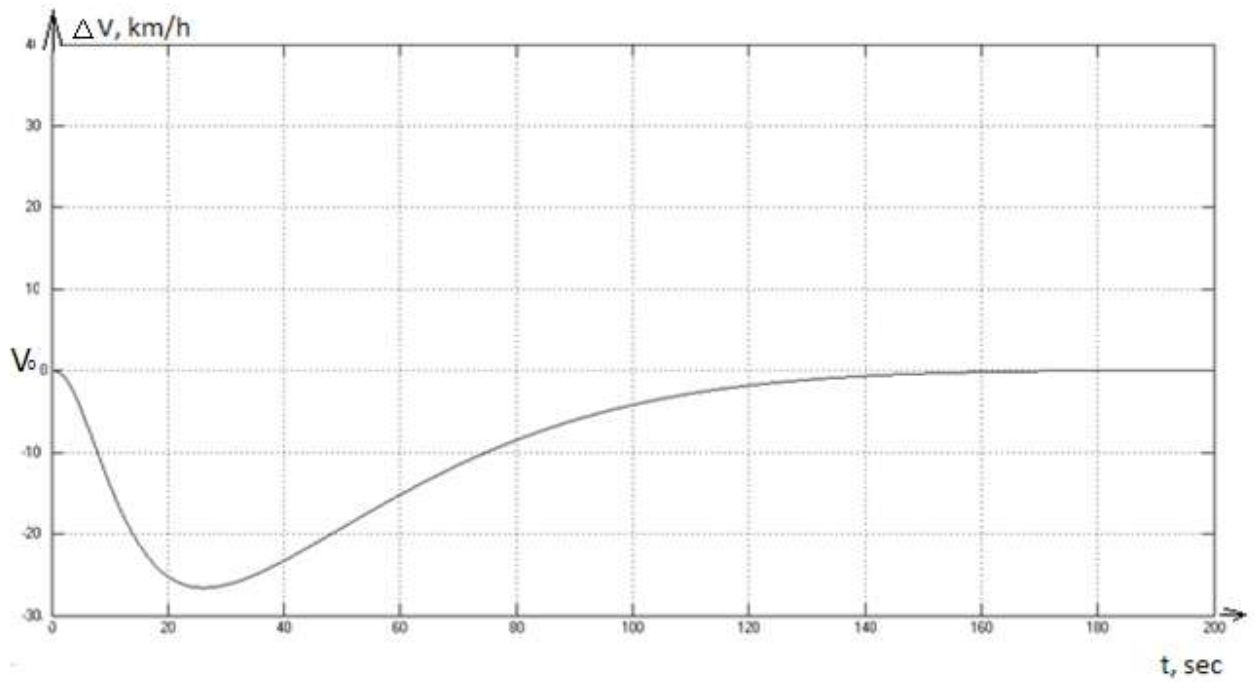


Рисунок 2.29 – Графік перехідного процесу системи управління швидкістю літака через канал тангажу по впливу з високочастотним фільтром (при $K_{\text{пер}} = 5$, $T=10$)

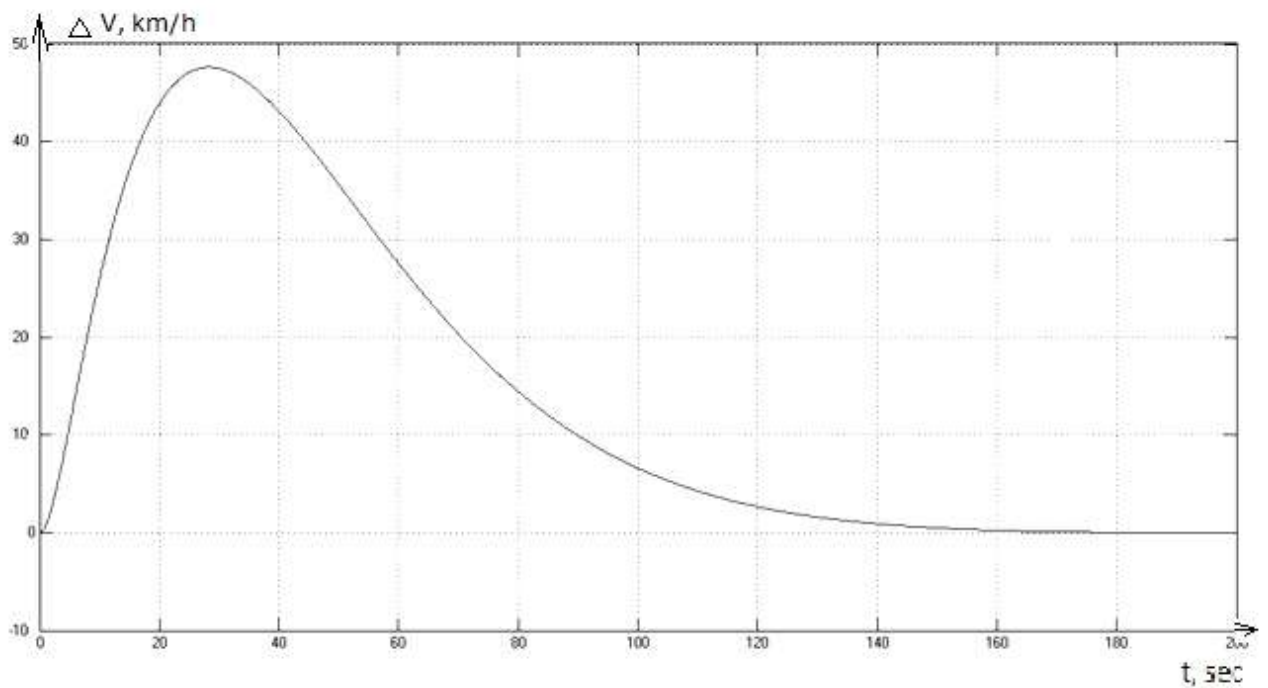


Рисунок 2.24 – Графік перехідного процесу системи управління швидкістю літака через канал тангажу з високочастотним фільтром (при $K_{\text{пер}} = 2$, $T=5$)

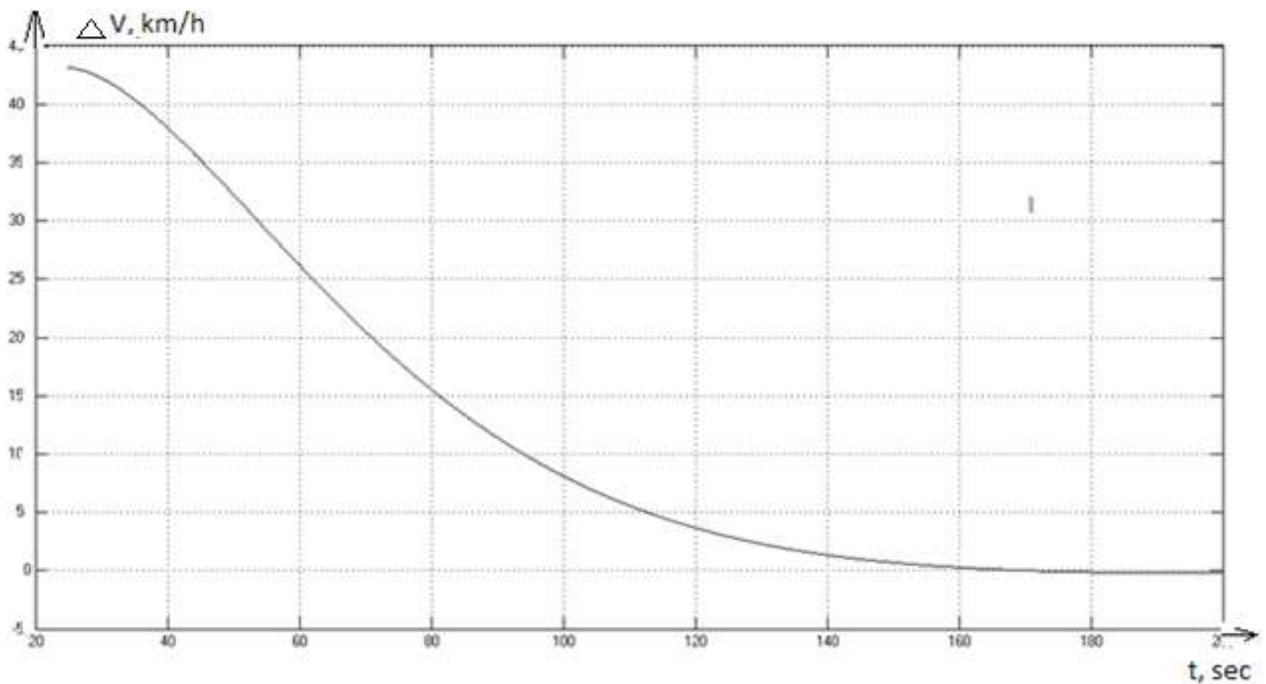


Рисунок 2.26 – Графік перехідного процесу системи управління швидкістю літака через канал тангажу з високочастотним фільтром (при $K_{per} = 1$, $T=10$)

Після підбору коефіцієнтів передачі та постійних часу за отриманими графіками видно, що найбільш оптимальними є $K_{per} = 5$, $T=10$.

Показатели качества системы представлены ниже.

Показники якості системи представлені нижче.

За задаючим впливом:

- 4) помилка, що встановилася $\varepsilon_v = 0$, км / год ;
- 5) час перехідного процесу $t_{ПП} = 120$;
- 6) перерегулювання $\sigma = -$ %;

За збурюючим впливом:

- 3) помилка, що встановилася $\varepsilon_v = 0$, км / год ;
- 4) час перехідного процесу $t_{ПП} = 130$;
- 3) перерегулювання $\sigma = -$ %.

2.5 Інформаційне та приладове забезпечення цифрової системи

Вибираємо функціональні елементи, що використовуються на літальних апаратах цього типу – середньомагістральних літаках, за основу беремо АН-140.

Виконавчий пристрій – рульова машина.

Серія РА5. Потужність на вихідному валу не менше 0,49 Вт, кутова швидкість валу не менше 0,4 м/с, з навантаженням 0,7 кг·м - 27, напруга живлення 27 В, вхідний струм 0,5 А.

Вимірювальний пристрій – гіровертикаль.

Датчик кута типу МГВ-4, який є малогабаритною вертикаллю. Швидкість обертання гіромотора 21000об/хв, кінетичний момент 10 е 6 Нмс, час готовності 2 хв, точність витримування вертикалі в прямолінійному польоті не більше 0,5 град, діапазон робочих кутів по тангажу ± 60 град, напруга живлення (постійного струму) струм в режимі, що встановився, не більше 0,8 А, споживаний струм у пусковому режимі не більше 1,8 А.

Вимірювальний пристрій – ДКШ.

Датчик кутової швидкості ДКШ-Л-9Б. Діапазон вимірювання 0,03...15 град/с, поріг чутливості 0,03 град/с, крутизна тарировочної характеристики 2 В /град/с, час готовності датчика до роботи після подачі живлення 1,5 хв, вихідний сигнал за відсутності кутової швидкості не більше 60 мВ (0,03 град/с), крутість моменту датчика $10 \pm 15\%$ град/с/мА.

Вимірювальний пристрій – з системою повітряних сигналів (СПС).

СПС-72 являє собою програмно-апаратну систему, призначену для вимірювання, обчислення та видачі на індикацію екіпажу ЛА і в бортові автоматичні системи інформації про висотно-швидкісні параметри, а також про інші параметри, такі як температура повітря, кути атаки та ковзання. Обчислення параметрів польоту у всіх СПС виконується за єдиними градуювальними формулами аерометричних приладів.

Висновки: Загальна система керування швидкістю польоту літака через канал тангажу базується на використанні різноманітних елементів: сервоприводу, пристрою задавання, підсилювача потужності, рульової машини та інших компонентів. Визначені передаткові функції для цих елементів дозволяють аналізувати та проектувати систему керування швидкістю польоту в різних режимах, враховуючи вплив збурень та заданих параметрів. Важливо визначити параметри передаткових функцій для конкретної системи та впевнитися у їхній адекватності та відповідності вимогам авіаційних стандартів.

3 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА ЧАСТИНА

3.1 Моделювання динаміки системи керування для заданих початкових умов і зовнішніх впливів

Сучасні автоматичні системи керування є складними системами, що функціонують у умовах високої невизначеності, неповного знання та розмитих визначень як самої системи, так і сигналів, які на неї впливають. З часом стало очевидним, що управління такими системами вже неадекватно використовує класичну теорію керування, і необхідно розробляти нові методи та підходи. Один із таких підходів ґрунтується на нечітких множинах та нечіткій логіці. Спочатку цей підхід використовувався і довів свою ефективність у створенні експертних систем. Згодом його почали використовувати для створення систем експертного управління, а недавно - для синтезу регуляторів та автоматичних систем керування [15]. Функціональна схема нечіткого контролера подана на рисунку 2.1:



Рисунок 3.1 – Функціональна схема нечіткого контролера

Функціональна схема системи стабілізації швидкості польоту літака Ан-148 з нечітким регулятором представлена на рисунку 3.2:

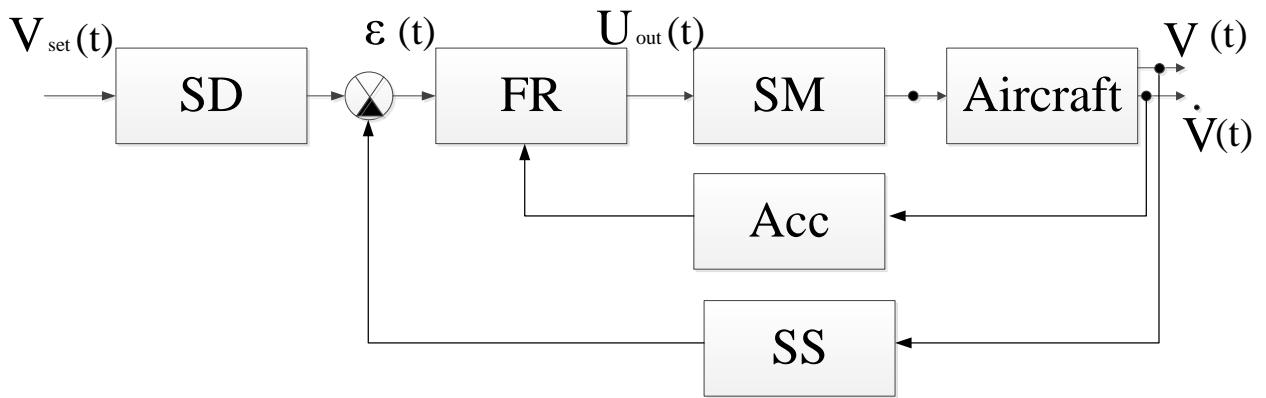


Рисунок 3.2 – Функціональна схема системи стабілізації швидкості польоту літака Ан-148 з нечітким регулятором

На рисунку 2.15 позначено:

SD – установчий пристрій;

FR – нечіткий регулятор;

CM – сервомеханізм;

SS – датчик швидкості;

Acc – акселерометр.

Модель коригованої системи стабілізації швидкості повітря судна Ан-148 з нечітким і PID-регуляторами подана на рисунку 3.3.

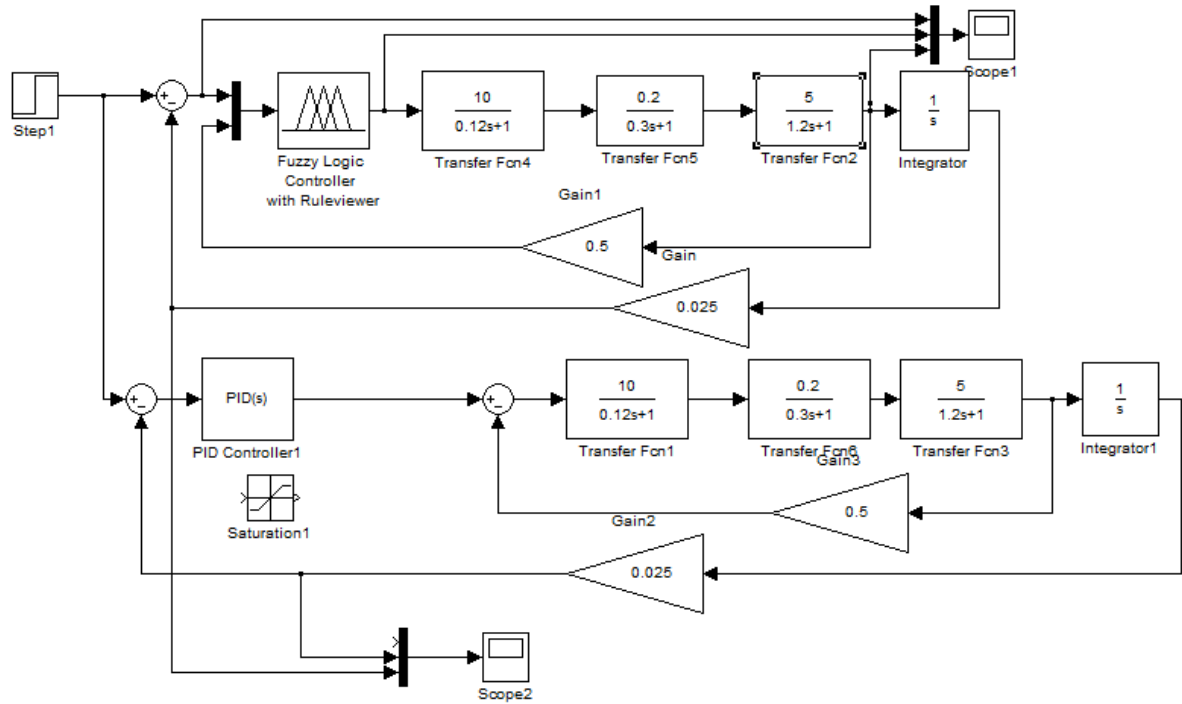


Рисунок 3.3 - Модель коригованої системи з нечітким та PID-регуляторами

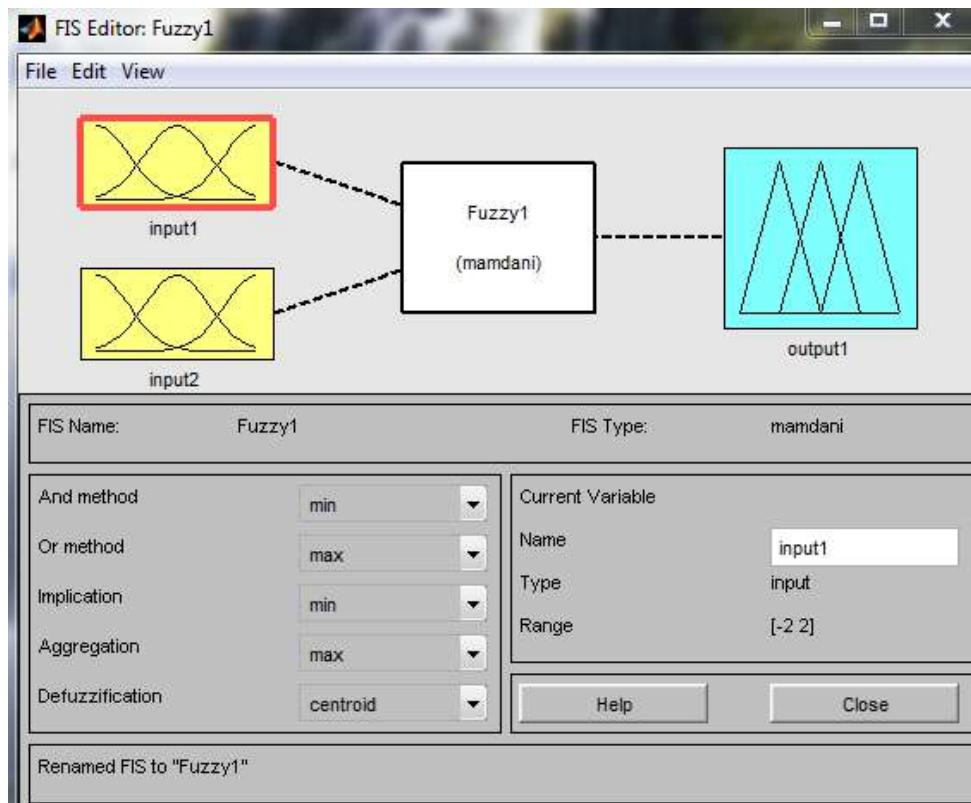


Рисунок 3.4 – FIS-редактор трикутного розподілу

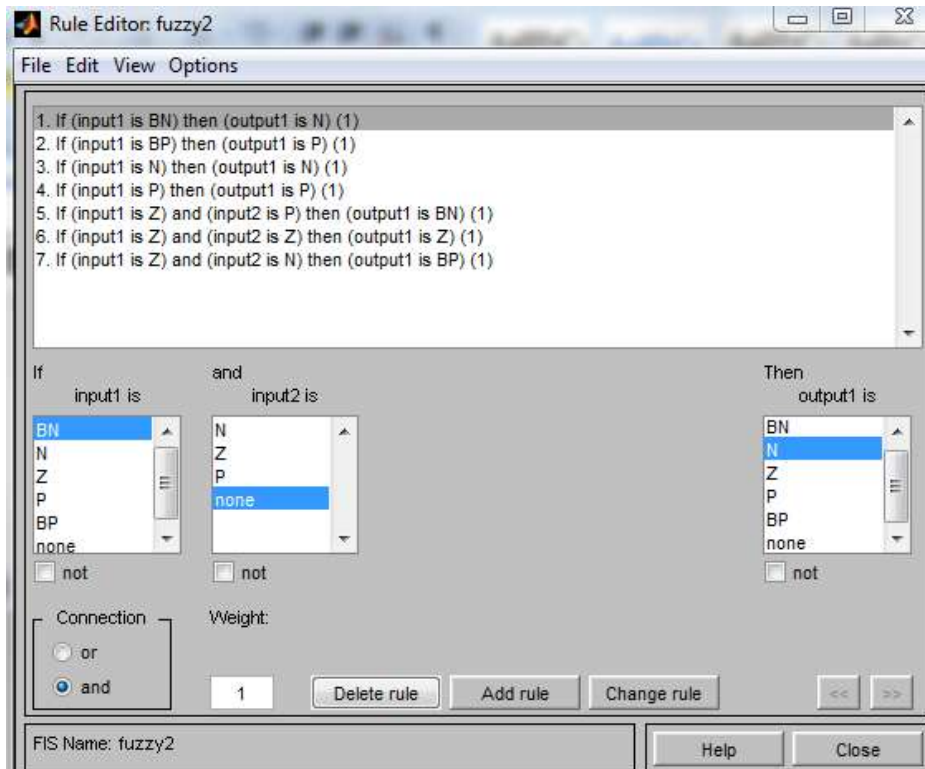


Рисунок 3.5 – Вікно правил

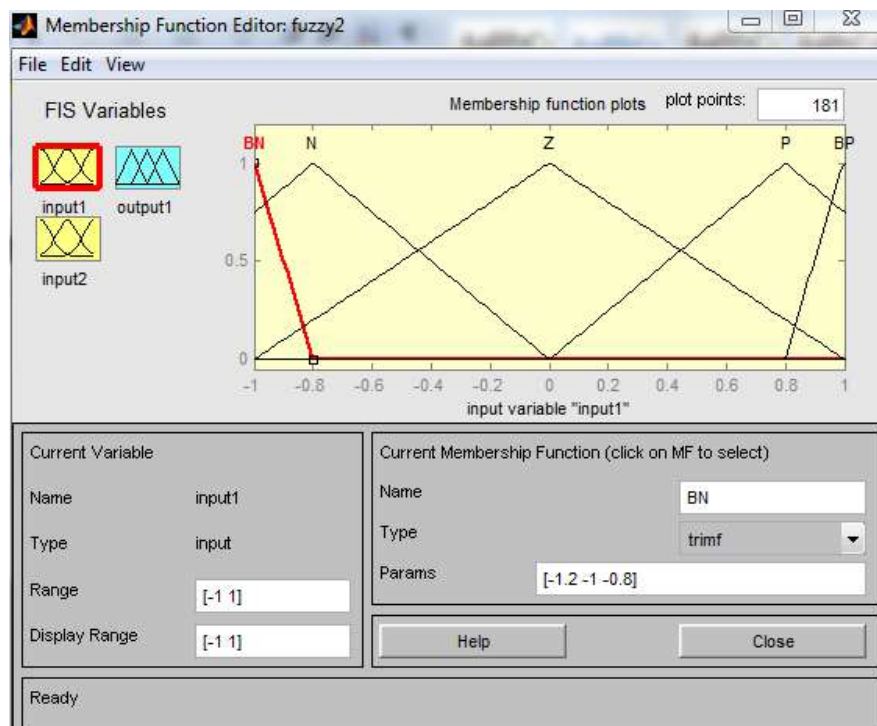


Рисунок 3.6 – Редактор функцій належності в блоці введення 1 трикутного розподілу

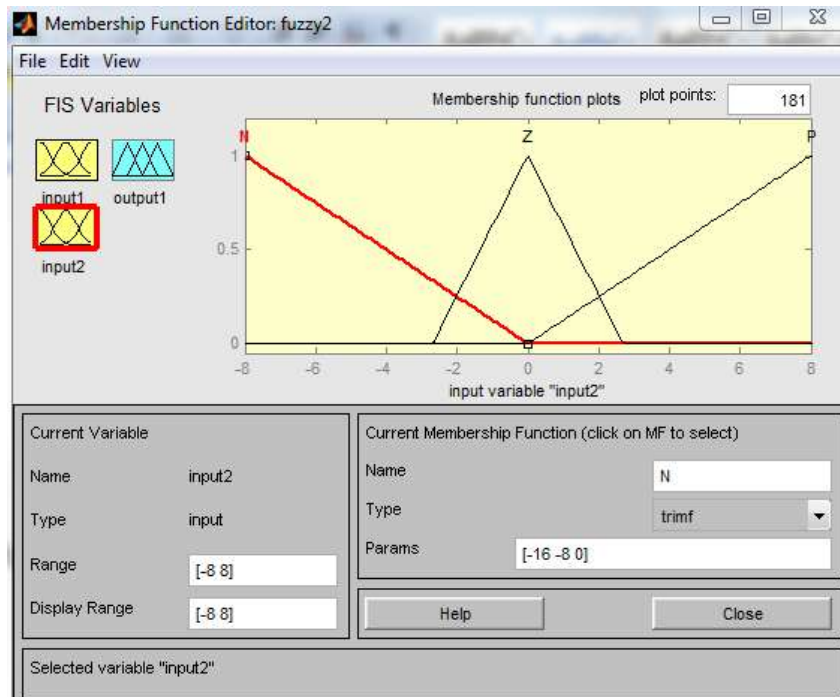


Рисунок 3.7 - Редактор функцій належності в блоку входу 2 трикутного розподілу

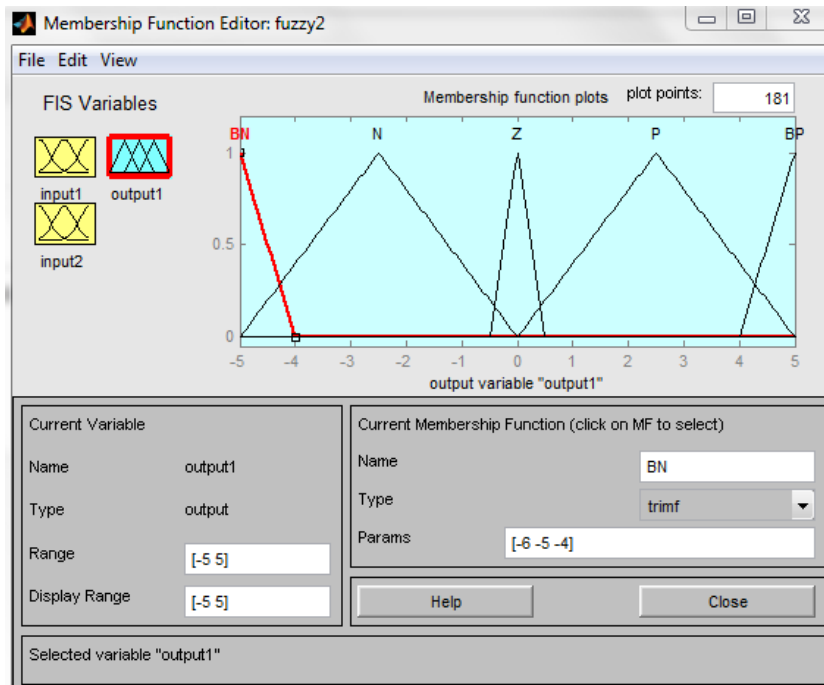


Рисунок 3.8 - Редактор функцій належності в блоку виведення трикутного розподілу

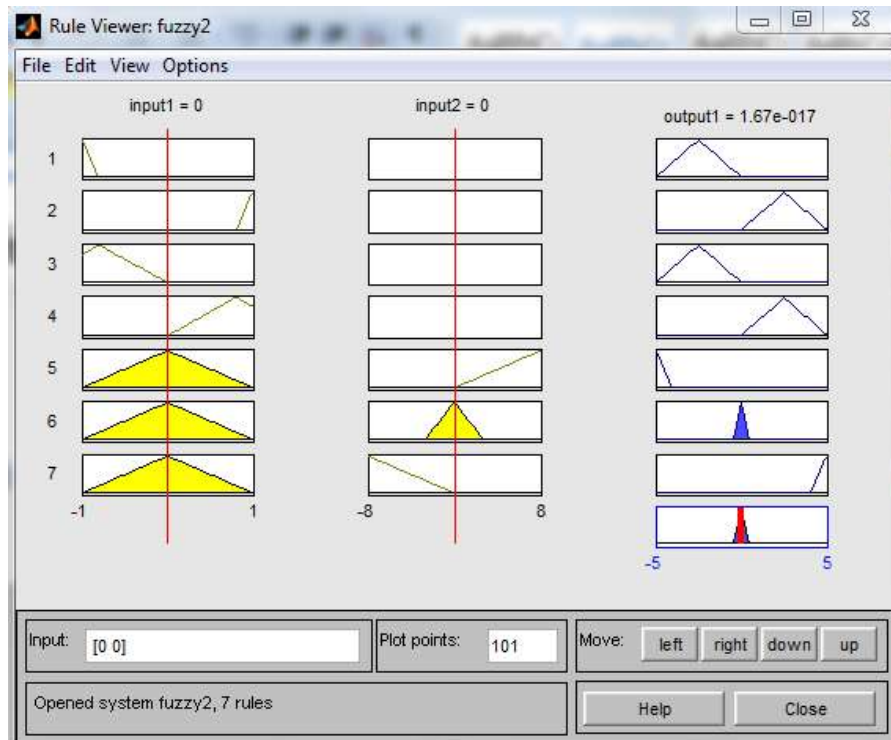


Рисунок 3.9 – Переглядач правил

3.2 Моделювання перехідних процесів

Перехідний процес системи з нечітким та PID-регуляторами подано на рисунку 3.10:

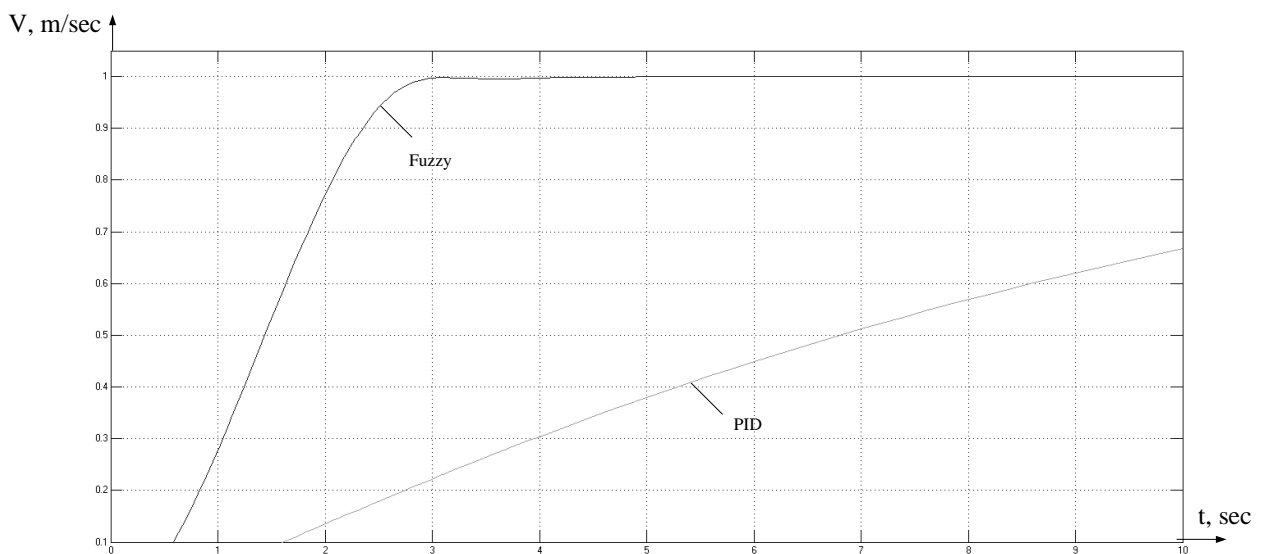


Рисунок 3.10 - Перехідний процес системи з нечітким та PID-регуляторами при $k_{ou} = 1$

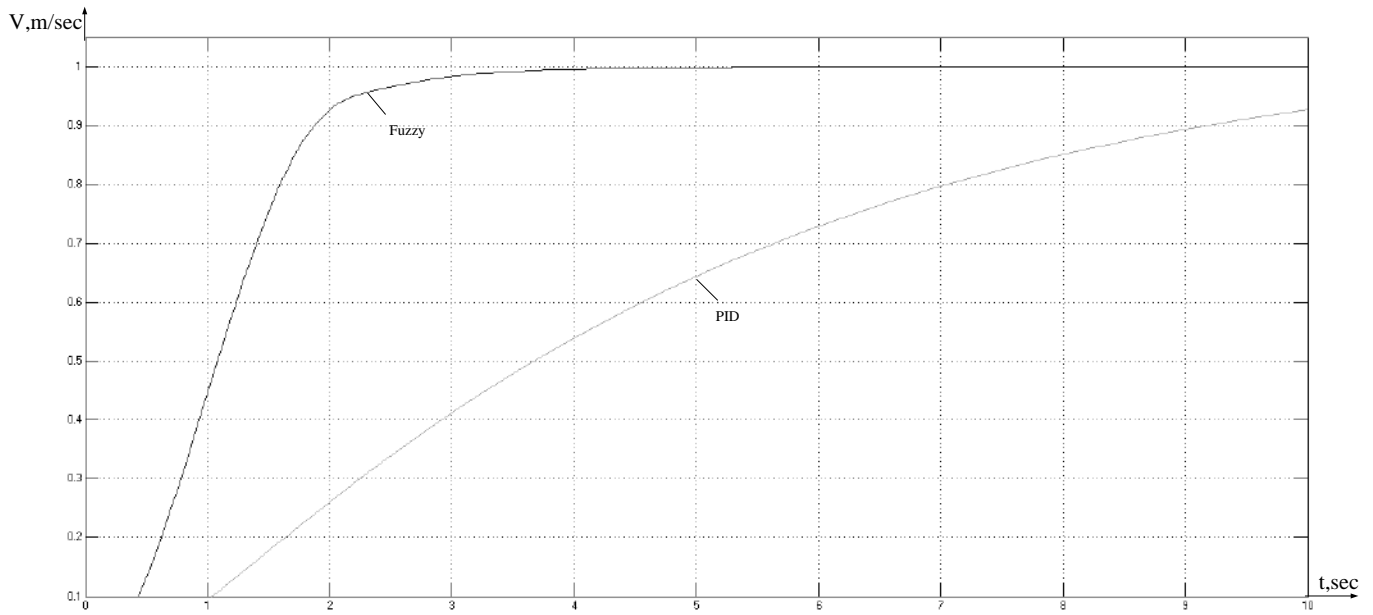


Рисунок 3.11 - Перехідний процес системи з нечітким та PID-регуляторами при $k_{Oy} = 2$

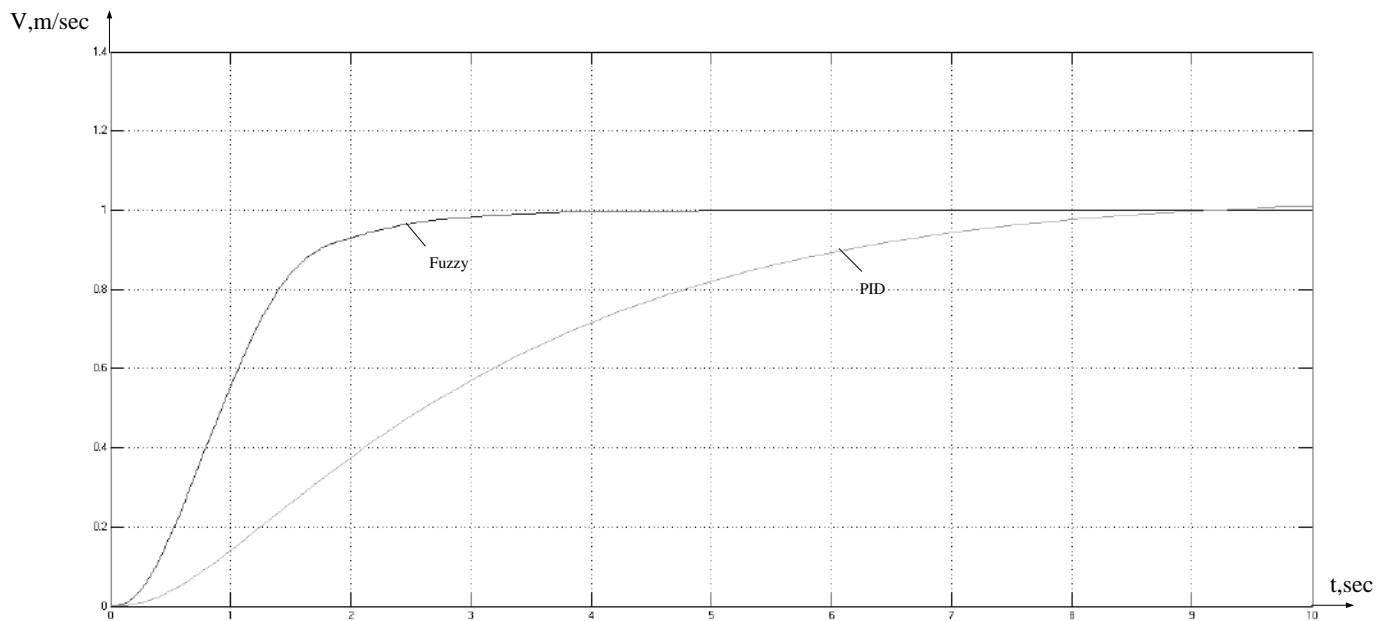


Рисунок 3.12 - Перехідний процес системи з нечітким та PID-регуляторами при $k_{Oy} = 3$

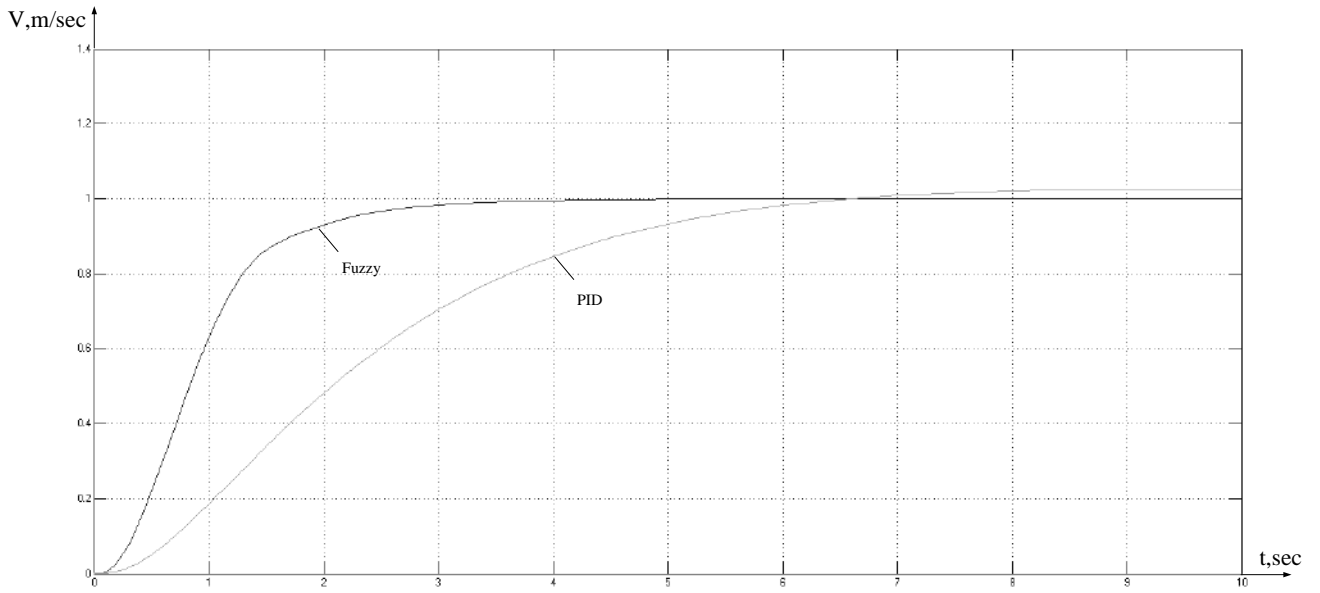


Рисунок 3.13 - Перехідний процес системи з нечітким та PID-регуляторами при $k_{OU} = 4$

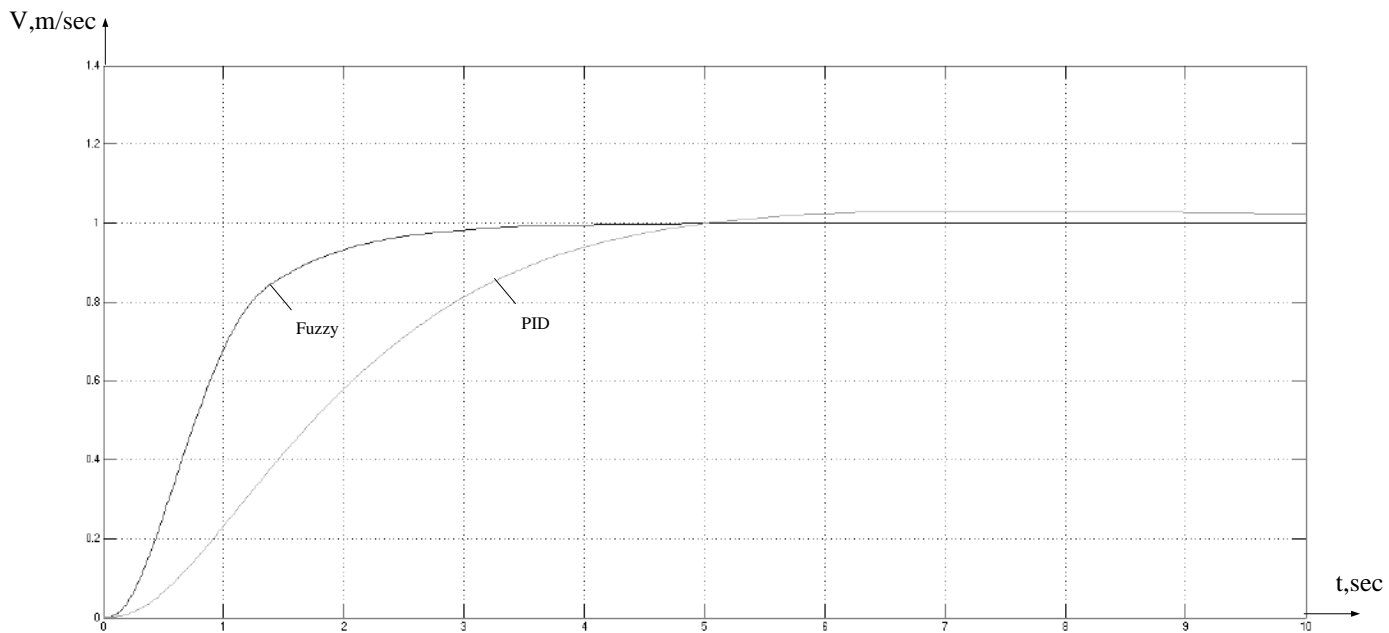


Рисунок 3.14 - Перехідний процес системи з нечітким та PID-регуляторами при $k_{OU} = 5$

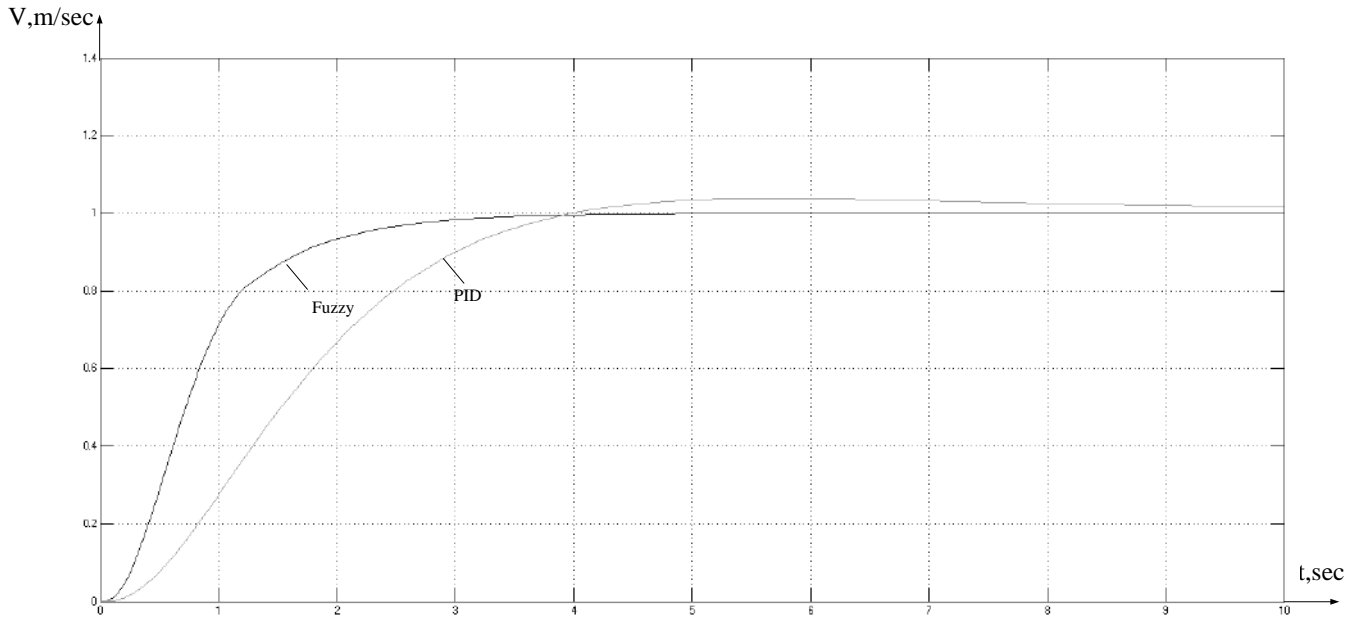


Рисунок 3.15 - Перехідний процес системи з нечітким та PID-регуляторами при $k_{Oy} = 6$

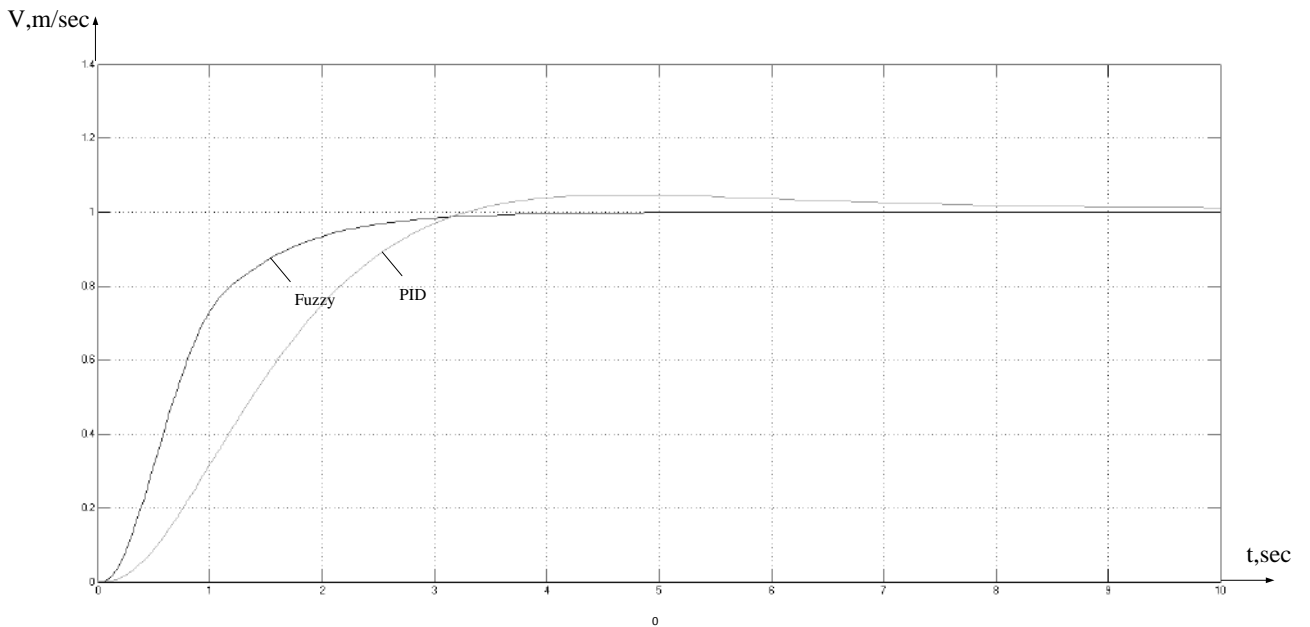


Рисунок 3.16 - Перехідний процес системи з нечітким та PID-регуляторами при $k_{Oy} = 7$

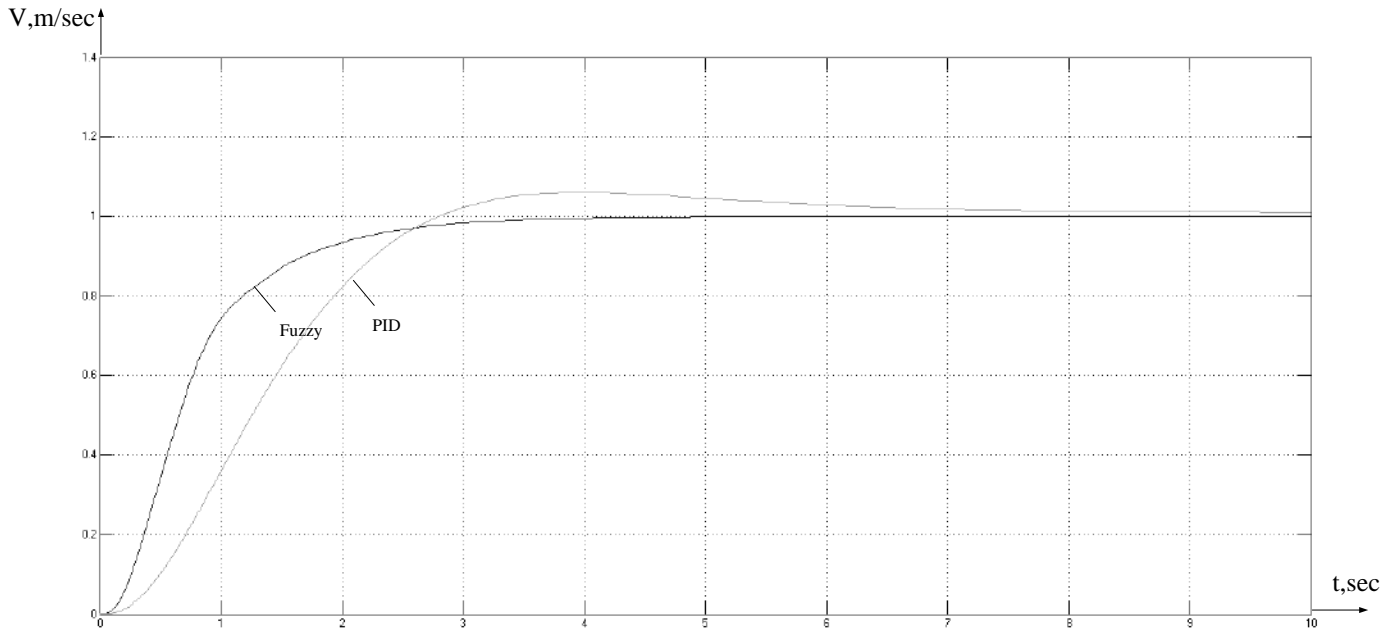


Рисунок 3.17 - Перехідний процес системи з нечітким та PID-регуляторами при $k_{OU} = 8$

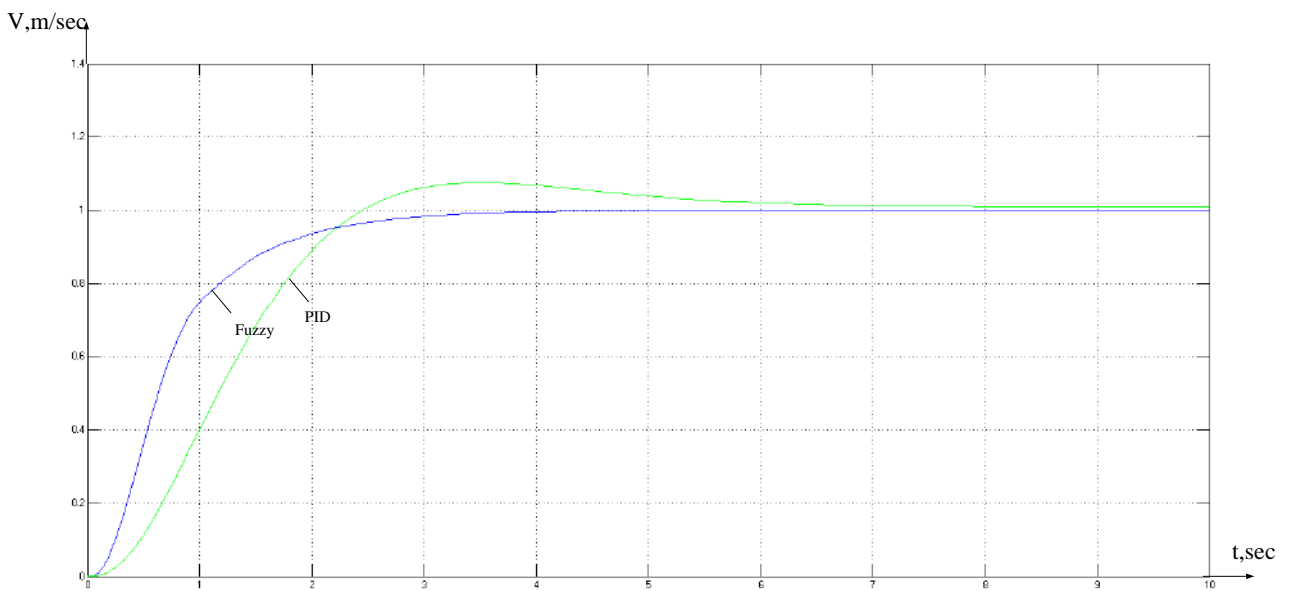


Рисунок 3.18 - Перехідний процес системи з нечітким та PID-регуляторами при $k_{OU} = 9$

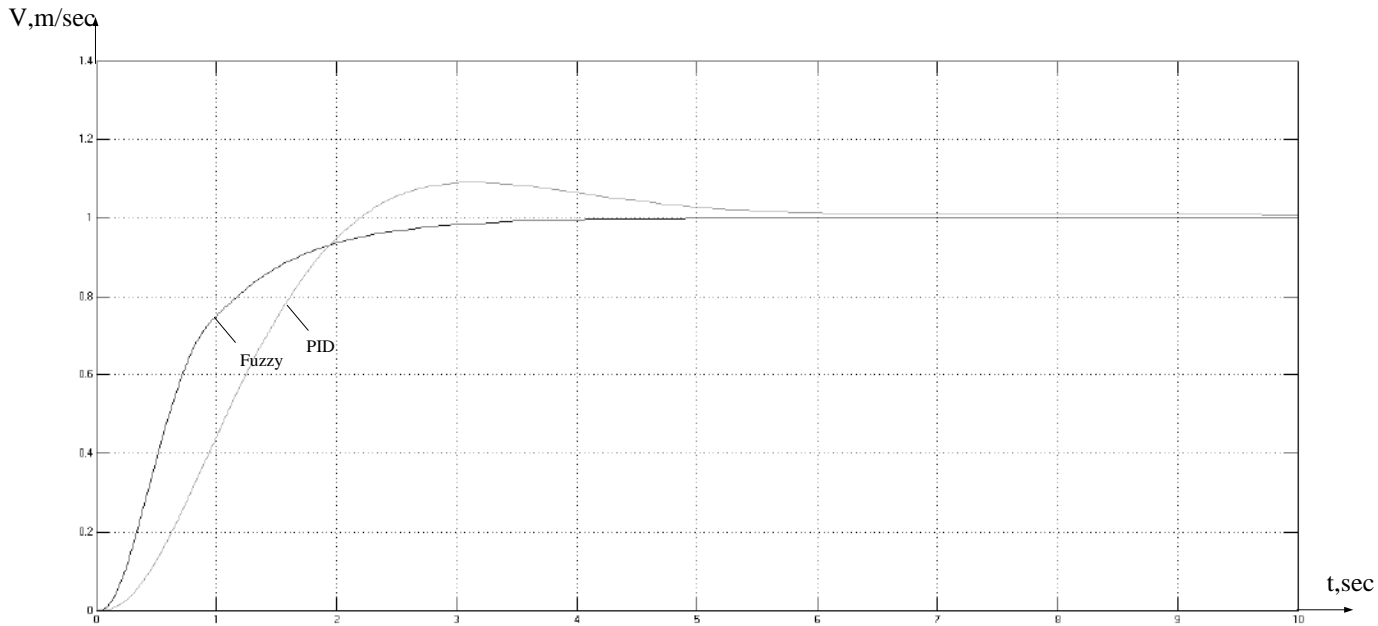


Рисунок 3.19 - Перехідний процес системи з нечітким та PID-регуляторами при $k_{OY} = 10$

Таблиця 3.1 - Порівняльні характеристики якості показників скоригованої автоматичної системи керування з нечітким та PID-регуляторами

Якість індикаторів	$t_{пп}, c$	$\sigma, \%$	$\epsilon_{уст}$
САУ з нечітким регулятором	2,8	0	0
САУ з ПІД – регулятором	5	10	0,1

Висновок: система стабілізації швидкості повітря судна An-148 з нечітким керуванням справляється з перешкодами швидше, ніж система з класичним контролером. Таким чином, система з нечітким контролером має значну перевагу, оскільки продуктивність є одним із основних вимог для проектуваної системи.

4 КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА

4.1 Підготовка алгоритмів управління до реалізації на обчислювачі, що управляє

У конструкторській частині буде розглядатися цифровий обчислювач, який представляє собою мікроконтролер, що реалізує закон управління що розробляється системи. Він дозволяє впроваджувати різноманітні алгоритми управління, не зазнаючи необхідності зміни апаратури регулятора. Також відзначається широким діапазоном обробки та формування сигналів, зменшенням маси та розмірів регулятора, підвищенням надійності апаратури та зручністю резервування. Забезпечує ефективне діагностування як регулятора, так і підключених до нього аналогових пристроїв. Має можливість реконфігурації алгоритмів управління та керуючої апаратури під час відмов, а також можливість адаптивного та інтелектуального управління. Важливо відзначити відсутність "плаваючої" зміни параметрів елементів, тобто дрейфу.

Для забезпечення високої точності системи потрібне введення додаткового цифрового обчислювача. Тому цифровий блок управління, що розробляється, є основним елементом системи управління швидкістю польоту через канал тангажу і необхідний для здійснення закону управління системою із заданими показниками якості.

Для оптимального функціонування системи цифровий обчислювач повинен виконувати наступні завдання:

1) Приймання сигналів від датчиків фізичних параметрів, таких як датчики вимірювання кута тангажу, кутової швидкості, і систем повітряних сигналів.

2) Реалізація визначеного алгоритму управління, який включає в себе обробку отриманих сигналів та прийняття рішень згідно з програмованими параметрами.

3) Виведення керуючих сигналів на виконавчі механізми, такі як гідравлічний сервопривід, для забезпечення необхідних дій чи реакцій системи.

4.2 Побудова функціональної схеми керуючого обчислювача

Після аналізу алгоритмів управління стає зрозумілим, що основним джерелом вхідної інформації для обчислювача є сигнал, який отримується з

датчика кута, який представлений в системі малогабаритної гіровертикаллю ; аналоговий сигнал, що знімається датчиком кутової швидкості ; сигнал з датчика швидкості, що є системою повітряних сигналів.

Вихідною інформацією є однополярний сигнал $U_{\text{розум}}$ керуючого впливу, наведений до діапазону амплітуд 0..27В.

З урахуванням того, що всі необхідні вхідні параметри алгоритму подаються безпосередньо з відповідних датчиків, попереднє їх оброблення (диференціювання, інтегрування) не є обов'язковим.

Принципи перевірки достовірності інформації з датчиків не регламентуються, проте можна ввести перевірку правильності передачі даних за послідовним інтерфейсом на основі найпростішого методу контролю біта парності кількості одиниць.

Характеристики вхідних та вихідних даних визначають точність подання інформації у цифровому вигляді. Довжина розрядної сітки визначається за такою формулою:

$$N = N_{\text{АЦ}} + N_0, \quad (4.1)$$

де $N_{\text{АЦ}}$ - розрядність аналого-цифрового перетворювача;

N_0 – додаткові розряди компенсації обчислювальної похибки.

Значення $N_{\text{АЦ}}$ розраховується виходячи із забезпечення точності перетворення, тобто не нижче точності вимірювань, отже, $\delta_{\text{АЦ}} < \delta$; або $\text{АЦ} < 0.5\%$.

Абсолютна похибка аналогово-цифрового перетворення розраховується за такою формулою:

$$\Delta_{\text{АЦ}} = \delta_{\text{АЦ}} \cdot U_{\text{max}}, \quad (4.2)$$

де $U_{\text{max}} = 5$ – максимальне значення сигналу, що приймається з датчиків.

Тоді $\Delta_{\text{АЦП}} = 0.005 \cdot 5 = 0.025\text{В}$.

Вага молодшого розряду вихідного коду АЦП визначається як:

$$h = \Delta_{\text{АЦП}} = \frac{U_{\text{max}}}{2N_{\text{АЦП}}}, \quad (4.3)$$

звідки

$$N_{\text{АЦП}} = \log_2 \Delta_{\text{АЦП}} = \log_2 5 - \log_2 0.025 = 7.6 , \quad (4.4)$$

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

Приймаємо мінімально допустиме значення $N_{\text{АЦП}} = 8$ розрядів.

Обчислювач включає такі блоки: мікроконтролер, АЦП, ЦАП.

Розроблюваний керуючий обчислювач повинен мати:

- 1) один вихід передачі керуючого сигналу на контури управління;
- 2) три входи прийому інформації з датчиків.

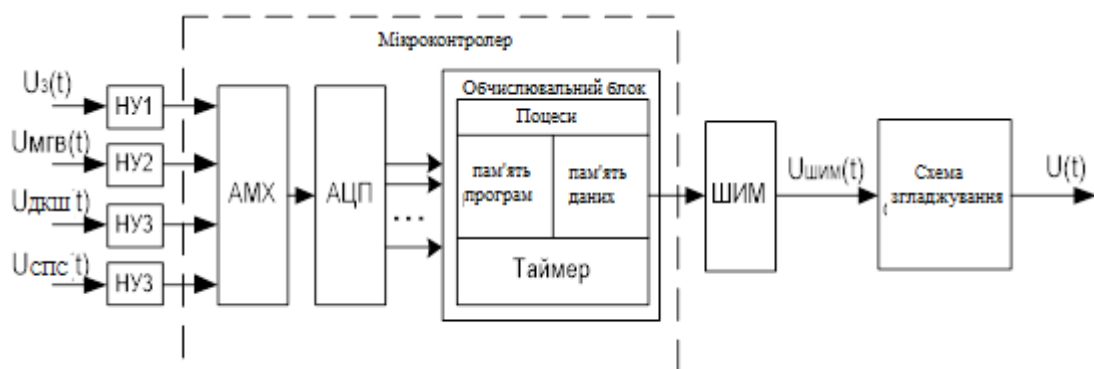


Рисунок 4.1 – Функціональна схема цифрового обчислювача

Прийняті на рис 4.1 позначення:

$U_3(t)$ - Задає сигнал;

$U_{\text{цгв}}(t)$ - Вихідна напруга з датчика кута;

$U_{\text{дкш}}(t)$ - Вихідна напруга з датчика кутової швидкості;

$U_{\text{спс}}(t)$ - Вихідна напруга з системи повітряних сигналів;

$U_{\text{шим}}(t)$ - Вихідна напруга з ШИМ;

$U(t)$ - Вихідна напруга з цифрового обчислювача.

4.3 Розробка принципової електричної схеми керуючого обчислювача

Для проектованого керуючого обчислювача було обрано мікроконтролер типу AVR-CL AT 90 S 4434. На рис. 4.2 представлено графічне позначення мікроконтролера AT 90 S 4434.

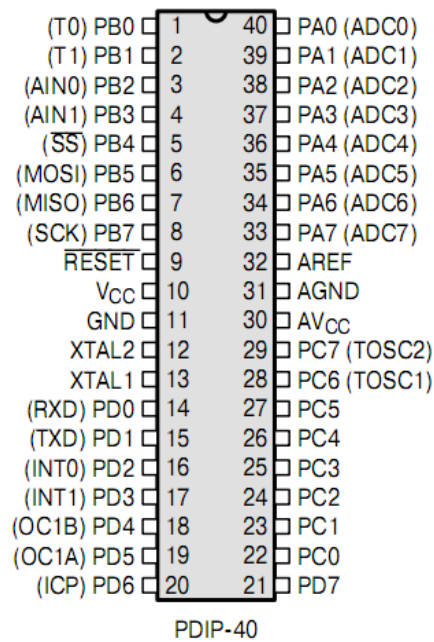


Рисунок 4.2 – Електричний інтерфейс мікроконтролера AVR AT90S4434

Вибір цього мікроконтролера обумовлений такими факторами: всі периферійні пристрої у складі МК (таймери, порти, контролер переривань) можна програмно налаштувати на необхідні режими роботи, мінімальної конфігурації всі лінії портів безпосередньо доступні для використання в програмі.

AT 90 S 4434 має FLASH пам'ять програм об'ємом 4 К байт, EEPROM пам'ять даних об'ємом 256 байт та ОЗУ об'ємом 256 байт. Кількість контактів введення/виводу дорівнює 32; напруга живлення +5В;

Як зазначено на рис. 4.2, обчислювальна система на основі мікроконтролера (МК-система) може мати два варіанти конфігурації:

1) Мінімальна конфігурація - всі зовнішні пристрої системи (датчики, виконавчі пристрої, елементи індикації та управління) підключаються безпосередньо до портів МК або до окремих виводів портів через додаткові буферні елементи (наприклад, шинні формувачі). Така конфігурація може бути реалізована, якщо кількість зовнішніх пристроїв може бути порівняна з кількістю портів МК.

2) Шинна конфігурація - на основі портів PA та PC можуть бути організовані системні шини адреси та даних; всі зовнішні пристрої системи підключаються до системних шин через буферні регістри, адресовані процесором. Також може бути реалізовано підключення зовнішньої додаткової пам'яті в системі.

Оскільки мікроконтролер MCS-51 є функціонально повним обчислювальним пристроєм, для реалізації мінімальної працездатної схеми необхідно забезпечити живлення +5В та підключити зовнішній кварцовий резонатор для генерації часу, що встановлюється в ланцюг на основі кварцового резонатора за схемою з середньою точкою (рис. 4.3).

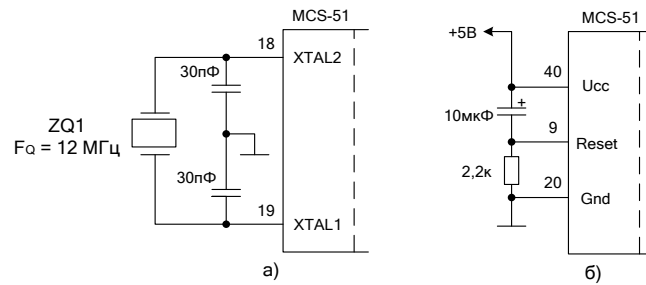


Рисунок 4.3 – Ланцюг на основі кварцового резонатора:

а) час, що задає ланцюг; б) формування сигналу Reset при включенні живлення

Для підключення до чотирьох каналів АЦП мікроконтролера аналоговий необхідно його промасштабувати (зменшити або збільшити).

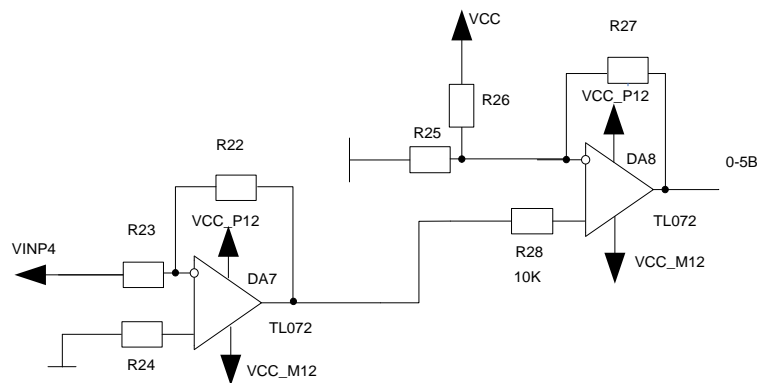


Рисунок 4.4 – Схема масштабування аналогового сигналу

4.4 Формування повного алгоритму роботи керуючого обчислювача

Розробка алгоритмів роботи керуючого обчислювача, тобто алгоритмів зчитування інформації з датчиків, передачі на виконавчі механізми контурів управління. На рис. 4.5 представлений алгоритм роботи керуючого обчислювача

з отримання, перетворення та передачі даних. Алгоритм представлений як блок-схеми.

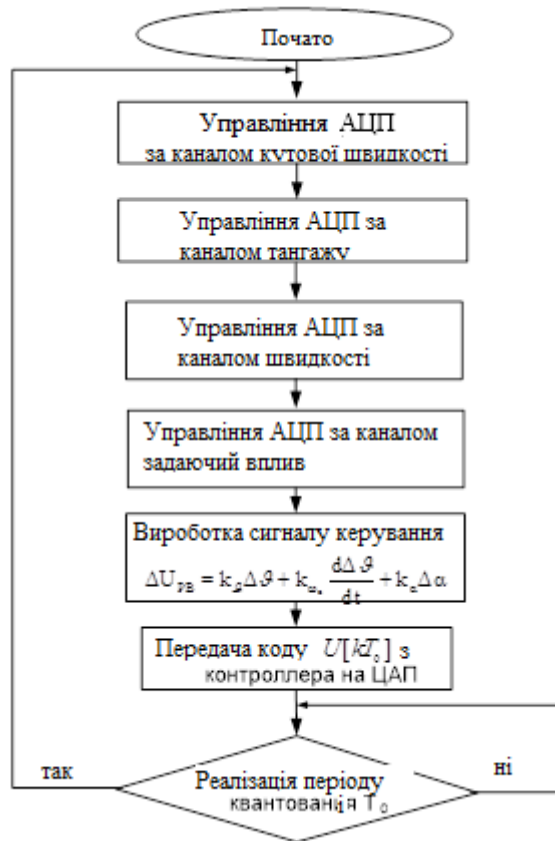


Рисунок 4.5 – Блок-схема алгоритму роботи цифрового обчислювача

При проектуванні принципової електричної схеми цифрового від'ємника зовнішнє підключення мікросхем будемо виробляти згідно з запропонованою розробниками мікросхем схемою включення.

Конструкційно схема силової частини є платою з одностороннім розташуванням елементів і одношаровим малюнком. Друкована плата виготовлена з полімерного фольгованого матеріалу.

Схема важлива електрична представлена у Додатку Б.

Перелік використовуваних ЕРЕ наведено у Додатку В.

Таким чином, в даному розділі було визначено завдання цифрового обчислювача та склад вхідної та вихідної інформації, розроблено функціональну схему цифрового обчислювача.

В результаті був розроблений цифровий обчислювач, що має достатню обчислювальну потужність, що дозволяє здійснювати управління системою управління заданими показниками якості.

Висновки:

Була розглянута підготовка алгоритмів управління для реалізації на цифровому обчислювачі на основі мікроконтролера MCS-51. Зазначено, що цифровий обчислювач дозволяє ефективно впроваджувати різноманітні алгоритми управління, має широкий функціональний діапазон та забезпечує надійність та зручність резервування. Також обговорені питання побудови функціональної та електричної схеми керуючого обчислювача, включаючи вибір мікроконтролера та підключення кварцового резонатора для генерації часу. У подальших кроках розглянуті алгоритми роботи та схема масштабування аналогового сигналу. В кінцевому висновку відзначено розробку цифрового обчислювача з достатньою обчислювальною потужністю для ефективного управління системою.

5 РОЗРОБКА ТЕХНОЛОГІЧНОГО ПРОЦЕСУ

У даному розділі розроблено технологічний процес збирання друкованої плати цифрового обчислювача AVR AT90S4434, що використовується для розробки системи автоматичного керування через канал тангажу. Основою складання друкованої плати є електрична схема принципова.

Цей розділ розроблено на основі конструкторської частини. Вихідними даними розробки технологічного процесу складання є складальний креслення (Додаток Г) і специфікація (Додаток В).

5.1 Оцінка технологічності.

Технологічність виробу - це сукупність характеристик його конструкції, які виявляються у можливості здійснення оптимальних витрат праці, ресурсів, матеріалів та часу під час технічної підготовки виробництва, виготовлення, експлуатації та ремонту з гарантуванням необхідної якості виробу. [5]

Показник технологічності – це порівняльна оцінка якості чи сукупності якостей об'єкта, яку використовують для прийняття управлінських рішень щодо зміни чи стабілізації якості чи сукупності якостей.

Гарне оцінювання показує технологічно-конструктивні моменти виробу в процесі створення за основними видами робіт. Вона виражається поняттями: "гоже – негоже", "не відповідає – відповідає ", " не технологічно – технологічно ", "задовільно – незадовільно". Великою часткою визначається цілеспрямованість проведення кількісної оцінки, причому якісна оцінка передуює кількісній.

Рішення щодо компоновання.

Всі елементи радіоелектронних компонентів розташовані на одному боці друкованої плати, що є технологічно доцільним. Це сприяє автоматизації процесу збирання.

Великих отворів на платі немає - технологічно, тому що спрощує складання і сприяє автоматичній зборці.

Близькість розташування елементів радіоелектронних компонентів є середньою, що є технологічним, оскільки призводить до утруднень при встановленні елементів на платі. По відношенню до сторін друкованої плати деталі розташовані паралельно, що також є технологічним, оскільки це сприяє автоматичній зборці.

Взаємозамінність.

Гарна, так як всі радіоелектронні компоненти є стандартними, їх не складно замінити аналогами в межах технологічних вимог та дозволяє надати можливість повній взаємозамінність.

Контрольнепридатність .

Гарна, оскільки є можливість проведення перевірки як по елементній частині до збирання, так і в процесі складання. Не складно проводиться контроль складеного виробу загалом.

Тип підготовки, встановлення та монтажу елементів радіоелектроніки.

Вони ефективні, оскільки встановлення елементів можливе переважно на їхніх виводах на плату. Монтаж радіоелектронних компонентів виконується паяння, що спрощує процес складання та робить його технологічним.

Інструментальна доступність.

Хороша, оскільки щільність розташування ЕРЕ середня та всі елементи на друкованій платі не перекривають один одного.

Регульованість.

Підрядкових елементів немає, що технологічно.

Засоби захисту від довколишніх впливів.

Нанесення лака УР-23126820У+002 – технологічне.

Кількісна оцінка технологічності зумовлює визначення відносних окремих показників K_i та комплексного показника K . _

Вихідні дані:

- 1) $N_{МС} = 9$ – кількість мікросхем у виробі;
- 2) $N_{ЭРЭ} = 42$ – загальна кількість ЕРЕ у виробі;
- 3) $N_{АМ} = 0$ - кількість монтажних з'єднань, яку можна виконати за допомогою автоматизованого чи механізованого методу.;
- 4) $N_M = 170$ – загальна кількість монтажних з'єднань;
- 5) $N_T = 5$ – загальна кількість типорозмірів у виробі;
- 6) $N_{ТОРЭРЭ} = 0$ – кількість типорозмірів оригінальних ЕРЕ.

Визначено коефіцієнт використання мікросхем та мікроскладань:

$$K_{ИМС} = \frac{N_{МС}}{N_{ЭРЭ}} = \frac{9}{42} = 0.214. \quad (5.1)$$

Коефіцієнт автоматизації та механізації у процесі монтажу виробу.:

.

$$K_{AM} = \frac{H_{AM}}{H_M} = \frac{0}{170} = 0. \quad (5.2)$$

Коефіцієнт повторюваності ЕРЕ:

$$K_{пов} = 1 - \frac{H_T}{H_{ЭРЭ}} = 1 - \frac{5}{42} = 0,881. \quad (5.3)$$

Коефіцієнт використання ЕРЕ:

$$K_{исп} = 1 - \frac{H_{ТОР}}{H_T} = 1 - \frac{0}{5} = 1. \quad (5.4)$$

Комплексний показник :

$$K = \frac{\sum_{i=1}^s K_i \varphi_i}{\sum_{i=1}^s \varphi_i} = \frac{0,214 \cdot 1 + 1 \cdot 0 + 0,31 \cdot 0,881 + 1 \cdot 0,187}{1 + 1 + 0,31 + 0,187} = \frac{0,67}{2,49} = 0,27. \quad (5.5)$$

Оскільки комплексний показник технологічності знаходиться в межах від 0,1 до 0,5, то створення конструкція є технологічною на етапі створення робочої документації для виробництва в одному екземплярі.

5.2 Розробка технологічної схеми збирання

Технологічні схеми складання становлять початковий етап створення технологічного процесу і графічно відображають напрямок складання виробу та його основних елементів (відповідно до ГОСТ 23.887-79).

Створення технологічного напрямку складання розпочинається з розбіру пристрою або його частин на окремі елементи завдяки створенню вузлового монтажу та технологічних схем збирання. При розробці технологічної схеми збирання формують структуру операцій збирання, встановлюють їх оптимальну послідовність, вносять вказівки щодо особливостей виконання процесів.

При виконанні послідовності складальних робіт необхідно враховувати такі положення:

- 1) попередні виконані роботи не повинні погано впливати на процес наступних робіт;
- 2) наступні роботи не повинні погано впливати на якості вже виконаних вже виконаних робіт з радіоелектронними компонентами;
- 3) якщо є однотипні роботи то їх за можливістю необхідно групувати;
- 4) після найбільш відповідальних робіт вводиться повний або частковий контроль;
- 5) технологічна схема загального складання формується з урахуванням створення найбільшої кількості створених одиниць.;
- 6) в першу чергу проводяця складання нерухомих вузлів, для чого потрібні значні механічні зусилля;
- 7) Є можливість механічні складальні роботи робити завчасно, якщо це не суперечить п. 1 та 2;
- 8) у разі, коли завершення всіх механічних складальних робіт повністю утруднює доступ до вузлів та деталей для проведення електричного з'єднання, можна використовувати чергування робіт із з'єднання механічних та електричних елементів.
- 9) на заключних етапах збираються рухомі частини виробів, роз'ємні з'єднання, встановлюються деталі, що замінюються у процесі налаштування;
- 10) встановлення елементів на друковану плату рекомендується починати з менших за висотою та розмірами.

За базову деталь необхідно вибрати плату поз.1. Встановити на плату мікросхеми поз. 4,3. Оскільки встановлення елементів на друковану плату рекомендується починати з менших за розмірами , спочатку необхідно встановити конденсатори поз. 11,12, потім резистори поз. 5-10. Після цього встановити кварцовий резонатор поз. 13. Далі провести контроль правильності встановлення елементів та паяння з'єднань. Після цього здійснити промивання та сушіння плати, а потім – контроль якості паяння. Далі контроль електричних параметрів. Покрити плату лаком, провести сушіння. Насамкінець провести контроль працездатності друкованого вузла.

Технологічна схема збирання представлена у Додатку Д.

5.3 Розробка маршрутної технології

На основі аналізу типового техпроцесу необхідно вибрати операції для одиничного ТП, встановити їх кількість, зміст та ступінь механізації. Також

вибрати обладнання, пристосування, інструменти та допоміжні матеріали. Маршрутна та операційна технології одиничного технологічного процесу наведені у Додатку Е.

Висновок:

В результаті розробки технологічного процесу складання плати цифрового обчислювача AVR AT90S4434 було проведено оцінку технологічності, включаючи аналіз кількісних показників та обчислення комплексного показника технологічності (К). Отриманий К у межах 0,1-0,5 свідчить про те, що створена конструкція є технологічною на етапі розробки документації для виробництва в одиничному екземплярі.

Далі були розроблені технологічна схема складання та маршрутна технологія. Технологічна схема включає послідовність складальних операцій, починаючи з розбирання пристрою та закінчуючи контролем електричних параметрів та покриттям плати лаком. Маршрутна технологія визначає операції, обладнання, інструменти та матеріали, необхідні для виробництва.

Загалом проведені роботи спрямовані на забезпечення ефективного та якісного процесу складання, з урахуванням технологічних особливостей та вимог до виробництва одиничних екземплярів.

6 ЕКОНОМІЧНА ЧАСТИНА

6.1 Ціль економічної частини

Метою цієї частини у роботі спеціаліста є економічне обґрунтування розробки та впровадження цифрового обчислювача представляє собою мікроконтролер, що реалізує закон управління що розробляється системи. Для досягнення визначеної мети необхідно вирішити такі завдання:

- 1) Здійснити сегментацію ринку даного приладу.
- 2) Визначити конкурентоспроможність розробленого продукту.
- 3) Провести розрахунок трудомісткості виконання завдань.
- 4) Скласти кошторис витрат на розробку лічильника.
- 5) Провести розрахунок заробітної плати, визначити ціну продукту та розрахувати очікуваний прибуток від його реалізації.

6.2 Фірма виробник

Фірма «Овен» була обрана як виробник, спеціалізація якої є розробка, виробництво та реалізації контрольно-вимірювальних приладів. Для участі у цьому проекті залучаються висококваліфіковані фахівці з галузі приладобудування.

6.3 Опис цифрового обчислювача

Цифровий обчислювач дає можливість впроваджувати різні алгоритми управління без зміни апаратури регулятора; зниження маси та габаритів регулятора; широкий діапазон частот оброблюваних і формованих сигналів; підвищення надійності апаратури, зручність резервування; можливість ефективного діагностування як самого регулятора, так і аналогових пристроїв, підключених до нього; реконфігурація алгоритмів управління та керуючої апаратури при відмови, можливість адаптивного та інтелектуального управління; відсутність «плаваючого» зміни параметрів елементів.

Що розробляється, є основним елементом системи управління швидкістю польоту через канал тангажу і необхідний для здійснення закону управління системою із заданими показниками якості.

6.4 Сегментування ринку

Ринкова сегментація - це процес поділу ринку на підгрупи чи сегменти, які володіють спільними характеристиками чи потребами. Цей підхід дозволяє підприємствам більш ефективно визначати свою цільову аудиторію та розробляти стратегії маркетингу, спрямовані на задоволення конкретних потреб кожного сегменту.

У процесі сегментування виявляються різні сегменти ринку, кожен з яких представляє собою групу споживачів, що реагують на товар або послугу подібним чином. Для оцінки сегмента ринку проводиться аналіз ряду характеристик, що визначають профіль сегмента. Серед цих характеристик можуть бути такі параметри, як кількість потенційних споживачів, обсяг ринку, темпи зростання його обсягу протягом років, рівень споживчих цін, прибутковість продажів та інші.

Порядок сегментування ринку можна узагальнити наступним чином:

- 1) Визначення основних принципів і чинників сегментування для конкретного виробу, зокрема, аналіз географічних, демографічних та інших факторів.
- 2) Реалізація сегментування ринку, що включає в себе визначення складу груп споживачів, розподіл ринку на сегменти, створення опису профілю кожного сегмента, а також проведення розрахунків річної ємності кожного сегменту та всього ринку.
- 3) Представлення результатів сегментування у вигляді таблиць.
- 4) Аналіз інформації про сегменти, відбір сегментів для подальшого детального дослідження (наприклад, можливе відсіювання сегментів з невеликою ємністю).
- 5) Позичонування товару в обраному сегменті, визначення цільової ємності для подальшої стратегії маркетингу.

Споживачами розроблюваного комплексу є різноманітні підприємства, а також комунальні служби України та інших країн. Основним параметром цього сегмента є його ємність, яка визначається кількістю продуктів, які можна реалізувати протягом року. Розрахунок загальної ємності ринку проводитиметься за допомогою такої формули:

$$S_{\text{полн. } i} = N_i \cdot Q_i \cdot m_i ,$$

де N_i - кількість підприємств споживачів виробу в i -тому сегменті;

Q_i – середня річна програма виробів в i -тому сегменті, для яких буде поставлятися товар, що розглядається;

m_i – кількість комплектуючих виробів, що йдуть в один виріб-споживач (1 шт.).

Сегментування та розрахунок ємності ринку представлені у таблиці 6.1.

Таблиця 6.1 - Сегментування та розрахунок повної ємності ринку

Сегменти ринку	Код сегменту	Кількість підприємств-споживачів цього товару	Середня річна програма виробів підприємств-споживачів	Повна ємність, шт./рік
Підприємства споживачі України	А	15	40	600
Підприємства споживачі СНД	Б	8	20	160
Підприємства споживачі далекого зарубіжжя	У	5	15	75
Разом		28	75	835

Як очевидно з таблиці 6.1, повна ємність ринку становить 835 прим./год.

6.5 Аналіз конкурентоспроможності

Конкурентоспроможність товару - це характеристика, що визначає його здатність конкурувати на ринку, здобувати попит споживачів і витримувати конкуренцію з іншими подібними продуктами.

Оцінимо конкурентоспроможність розробленої системи.

Система, яку розробляється, не є унікальною, але має ряд переваг у порівнянні з конкурентами. Ці переваги обумовлені наявністю технологічного запасу за класом точності принаймні 50%. Окрім того, система здатна щоденно фіксувати споживання енергії за всіма тарифами у момент зміни доби та зберігати цю інформацію протягом до 63 днів.

На основі наявних технічних характеристик конкурентних розробок та технічних даних розроблюваного пристрою проведемо аналіз його конкурентоспроможності. Серед найсильніших учасників ринку виділяються такі виробники:

- "Меркурій" (X1);
- "GROSS" (Україна) (X2).

Розроблюваному комплексу буде присвоєно індекс 0. Для оцінки позицій конкурентів складемо таблицю 6.2, враховуючи ключові фактори успіху, які визначають підсумкові характеристики: технологія виробництва, мережа збуту, чистий прибуток, собівартість та ринкова область.

Необхідно порівняти розроблюваний комплекс з аналогічними конкурентними комплексами, застосовуючи методіку комплексного аналізу показників якості з розрахунками узагальнених показників і рівня якості.

Таблиця 6.2 - Аналіз фірм конкурентів

Ключові фактори успіху	Результати ранжирування фірм конкурентів за силою/слабкістю позицій на ринку		
	Сила слабкість		
Технологія виробництва	0	X 2	X 1
Огляд збуту	0	X 1	X 2
Чистий прибуток	X 1	0	X 2
Собівартість	0	X 2	X 1
Область збуту	X 1	0	X 2

На підставі таблиці 6.2 можна визначити основні показники, характерні для аналізованої системи:

- компактність;
- простота експлуатації;
- швидкодія;
- Універсальність застосування.

Визначимо абсолютні значення i -х показників j -х варіантів P_{ij} у балах. Показником якості надають коефіцієнти вагомості b_i :

$$\sum_{i=1}^n b_i = 1 \text{ и } b_i < 0, i=1, \quad (7.1)$$

де n – номери показників якості.

Показники якості поділяють на мінімізовані та максимізовані та формують гіпотетичний (еталонний) варіант.

Розрахуємо для кожного j -го варіанта відносні значення i -х показників (k_{ij}) шляхом порівняння P_{ij} з P_{iIII} (з урахуванням умови $k_{ij} \leq 1$):

- для мінімізованих показників;
- для максимізованих показників.

Отримані результати зводимо до таблиці 6.3.

Таблиця 6.3 - Аналіз конкурентоспроможності

Показники	Коеф. весті -	Абсолютні значення показників				Відносні значення показників							
		Варіанти комплексу				Варіанти комплексу							
	b_i	0	1	2	Гіп	0		1		2		Гіп	
Компактність	0,2	5	4	4	5	1	0,2	0,8	0,16	0,8	0,16	1	0,2
Простота експлуатації	0,1	5	3	4	5	1	0,1	0,6	0,06	0,8	0,08	1	0,1
Швидкодія	0,4	4	3	5	5	0,8	0,32	0,6	0,24	1	0,4	1	0,4
Універсальніс ть застосування	0,3	5	5	5	5	1	0,3	1	0,3	1	0,3	1	0,3
Узагальнений показник якості Σ	-	-	-	-	-	-	0,92	-	0,76	-	0,94	-	1

Таким чином, узагальнений показник якості розробляється комплексу становить найвищий показник - 0,94, що видно з таблиці 6.3. Це свідчить про те, що дана продукція є найбільш конкурентоспроможною. Ми отримали узагальнені показники для всіх розглянутих варіантів. Тепер проведемо оцінку якості нового комплексу порівняно з конкуруючими комплексами.

$$Y_{j-b} = \frac{k_j^0}{k_k^0}, \quad (6.2)$$

де k_k^0 – узагальнений показник приладу-конкурента.

Рівні якості нової системи порівняно із системами-конкурентами : $y_1 = \frac{0,94}{0,76} = 1,24$

$$; y_2 = \frac{0,94}{0,92} = 1,02.$$

В результаті розгляду конкурентів приходимо до висновку, що цифровий обчислювач є більш конкурентоспроможним. Однак, на майбутнє слід прагнути до досягнення отриманих характеристик у гіпотетичній системі.

6.6 Розрахунок собівартості та ціни цифрового обчислювача

Собівартість продукції включає різноманітні види витрат. До них входять: витрати на розробку та щоденні оклади розробників; трудомісткість виконання робіт; витрати на основний обладнання; матеріали та придбані компоненти, а також інші економічні показники.

Для розробки системи необхідна участь наступних фахівців: розробників, тестувальників, монтажників, налаштувальників та керівника. Зазвичай тривалість робочого місяця приймається за середнє значення в 22 дні. Склад виконавців наведено в таблиці 6.4.

Таблиця 6.4 - Склад виконавців роботи

Посади	Посадові оклади, грн.	
	Місячні	Денні
Розробник	3498 _	159
Тестувальник	2002	91
Монтажник	23 10	105
Налаштувач	1914	87
Керівник	5500	250
Разом	15224	692

Денний посадовий оклад розробника складає - 159 грн, тестувальник - 91 грн, монтажника - 105 грн, налаштувача -87 грн, керівника - 250 грн.

Розрахунок трудомісткості робіт представлений у табл. 6.5.

Таким чином, загальна тривалість робіт становитиме 14 осіб/дня, загальна трудомісткість – 38 осіб/днів. Трудомісткість розробника становитиме 4 чол/днів, тестувальника – 8 чол/днів, монтажника –5 чол/днів, налаштувача 7 чол/днів, керівника – 14 чол/днів.

Далі обчислимо основну заробітну плату розробників друкованої плати, з урахуванням трудовитрат, кількості виконавців та середньоденної ЗП. Для цього заробітну плату окремих виконавців, заробітну за день, множать на кількість днів:

$$ОЗП = \sum N_i \cdot ЗП_{ср}, \quad (6.3)$$

де N_i - кількість днів, відпрацьовані i -ми виконавцями на стадіях;

$ЗП_{ср}$ - денні оклади перших виконавців.

Таблиця 6.5 - Розрахунок трудомісткості робіт

Вид робіт	Продовж ую-ність , дні	Трудно - ємність, чол/дні	Виконавець				
			Розробн ик	Тестув альник	Монта жник	Настрійн ик _	Керівник
Технічне завдання (ТЗ)							
Постановка задачі	1	2	1	-	-	-	1
Розробка графіка ходу роботи	1	2	1	-	-	-	1
Технічне завдання (ТЗ)							
Визначення вимог до розробки плати	1	3	1	-	1	-	1
Технічне завдання (ТЗ)							
Розробка ТЗ	1	4	1	1	1	-	1
Узгодження та затвердженн я ТЗ	1	3	-	1	1	-	1
Проектування друкованої плати							
Підготовчі роботи _	2	6	-	1	-	1	1
Складальні роботи	1	2	-	1	-	-	1
Монтажні роботи	1	2	-	-	1	-	1
Налаштуван ня	1	3	-	1	-	1	1
Прийомо- здатні роботи	1	4	-	1	1	1	1

Продовження таблиці 6.5

Вид робіт	Продовж ую-ність , дні	Трудно - ємність, чол/дні	Виконавець				
			Розробн ик	Тестув альник	Монта жник	Настрійн ик _	Керівник
Впровадження							
Налагоджен ня продукту	2	4	-	-	-	1	1
Випробуван ня та здавання продукту в експлуатаці ю	1	3	-	1	-	1	1
Разом	14	38	4	8	5	7	14

Таким чином, основна заробітна плата за місяць за формулою (6.3) складає:

$$\text{ОЗП} = 159 \cdot 4 + 91 \cdot 8 + 105 \cdot 5 + 87 \cdot 7 + 250 \cdot 14 = 6952 \text{ грн}$$

Таким чином, основна заробітна плата за місяць становить 11 452 грн.

Зробимо розрахунок додаткової заробітної плати (ДПЗ), що дорівнює 15% від ОЗП.

$$\text{ДЗП} = 15 \% \cdot \text{ОЗП}. \quad (6.4)$$

Як видно з формули (6.4), додаткова заробітна плата дорівнює:

$$\text{ДПЗ} = 0,15 \cdot 6952 = 1042,8 \text{ грн.}$$

Здійснимо розрахунок вартості придбаних виробів та матеріалів, необхідних для виготовлення приладу. Перелік придбаних виробів формується з урахуванням компонентів функціональних схем окремих плат.

Детальний перелік придбаних виробів та матеріалів представлений у таблиці 6.6, зазначено ціни в гривнях.

Таблиця 6.6 - Перелік покупних виробів та матеріалів

№	Елементи	Кількість виробу	Ціна, грн
1	Кварцовий резонатор НС 49 U 20МГц	1	0,25
2	Конденсатор 0805 X7R-0.1μF±10%-25V	14	0,64
3	Конденсатор К50-35, 100мкФ, ±25%, 16В	4	0,24
4	Мікросхема КР140УД1	1	220
5	Мікросхема АТ90 S4434	1	170
6	Резистор С1-4,10кОм,±10%,0,25 Вт	1	1,6
7	Резистор 3323 Н, 1кОм, ±10%, 0,5Вт	1	1,2
8	Резистор ЕІА 0402, 0.062 Вт , 12 кОм, 0,1%	2	0,16
9	Резистор ЕІА 0402, 0.062 Вт , 5 кОм, 1%	4	0,16
10	Резистор ЕІА 1206, 0.25 Вт , 44кОм,1%	1	0.34
11	Стабілізатор напруги ADP3301	1	42
12	Плата	1	3,50
13	Припій	0,4	14,26
14	Флюс	0,2	9,6
	Ціна покупних виробів, Сп		463 , 95

Таким чином, вартість покупних виробів становить 463,95 грн.

Також зробимо розрахунок амортизації (A_m), яка дорівнює 25% від Сп.

$$A_m = 25 \% \cdot C_{\text{п}} \cdot \text{Пр} / 264, \quad (6.5)$$

де Сп - вартість обладнання, Пр - загальна тривалість роботи.

Таблиця 6.7 - Перелік обладнання

№	Елементи	Кількість	Ціна, грн
1	Виробничий стіл	1	908
2	Стілець виробничий	1	340
3	Настільна лампа	1	214
4	Термоповітряна паяльна станція	1	8800
5	Установка гідроабразивної зачистки друкованих плат АРСМ	1	6000
6	Шафа сушильна СНВС-4	1	738
	Ціна всього обладнання, Сп		17000

Отже:

$$A_m = 0,25 \cdot 17000 \cdot 14 / 264 = 225,4 \text{ грн.}$$

Витрати на зношення дешевого та швидко зношуваного інструменту, а також витрати, пов'язані з експлуатацією та обслуговуванням обладнання, розраховані відсотково від основної заробітної плати і представлені у таблиці 6.8.

Таблиця 6.8 - Собівартість та ціна обчислювача за статтями

№	Статті	Сума грн.	Примітка
1	Основна заробітна плата (ОЗП)	6952	
2	Додаткова заробітна плата (ДЗП)	1042,8	15% від ОЗП
3	Єдиний соціальний внесок	2958,07	0,37 * (ОЗП + ДЗП)
4	Матеріали та покупні вироби	463,95	З табл. 6.6
5	Амортизація	225,4	25% від Сп
6	Позавиробничі витрати	2780,8	40% від ОЗП
7	Собівартість (С)	14423,02	п.1+п.2+п.3+...+п.6
8	Прибуток (П)	2884,6	20% від
9	Ціна без ПДВ	17307,62	П + С
10	ПДВ	3461,52	20% від ціни без ПДВ
11	ціна з ПДВ	20769,14	п.9+п.10

Висновки:

У розділі проведено обґрунтування економічної доцільності цифрового обчислювача. Були розглянуті такі етапи просування цього товару:

- розрахунок узагальнених показників Даний прилад порівнювався з виробами-конкурентами і в результаті система, що розробляється з узагальненим показником якості рівним 0,94, виявилася найбільш конкурентоспроможною визначено трудомісткості етапів, розстановка виконавців;
- Визначені трудомісткості етапів, розстановка виконавців : загальна тривалість робіт складе 14 чол/дня, загальна трудомісткість - 38 чол/днів. Трудомісткість розробника становитиме 4 чол/днів, тестувальника – 8 чол/днів, монтажника – 5 чол/днів, налаштувача 7 чол/днів, керівника – 14 чол/днів.
- проведено розрахунок заробітної плати Основна заробітна плата дорівнює 6952 грн.
- проведено розрахунок собівартості та ціни цифрового обчислювача. Вона становитиме без ПДВ – 17307,62 грн., а з урахуванням ПДВ – 20769,14 грн.

ВИСНОВКИ

У цьому проекті було вирішено завдання розробки контуру управління швидкістю польоту системи автоматичного управління середньомагістрального літака: розроблено математичні моделі об'єкта управління, виконано синтез закону управління та аналіз динаміки системи. В результаті розглянуто можливі методи та шляхи вирішення завдання в цілому, сформовано структурну схему системи, розроблено математичні моделі об'єкта управління та проаналізовано його властивості. Здійснено аналіз системи у часовій галузі. Розроблено датчик кутової швидкості, датчик кута, система повітряних сигналів. Вирішено питання технології та економіки, а також питання охорони праці.

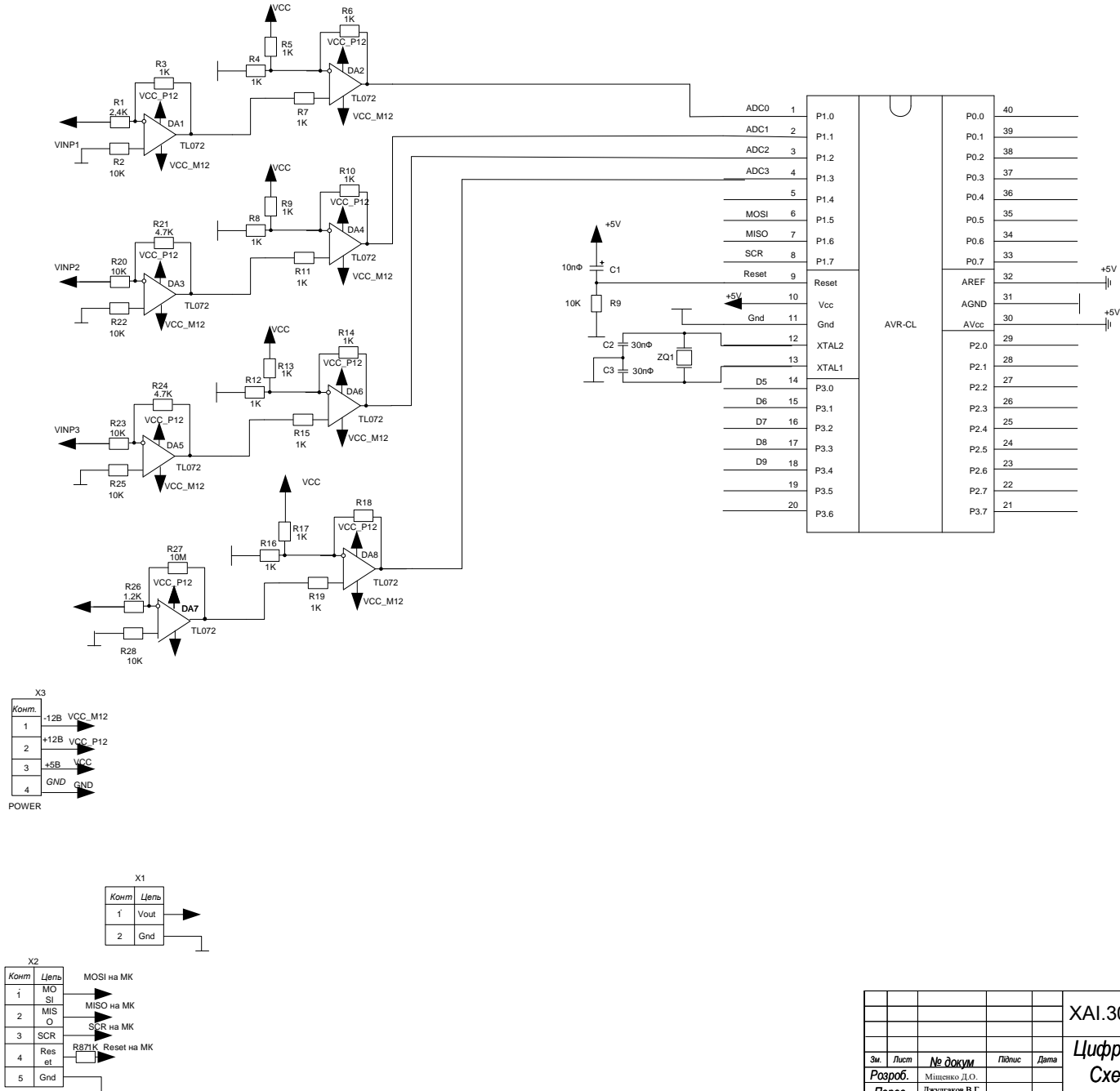
Отримані результати задовольняють вимогам технічного завдання щодо динамічних та масово-габаритних характеристик.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Кулик, А. С. Словник термінів щодо систем управління літальних апаратів (СУЛА) [Текст] / А. С. Кулик, А. Г. Гордин, В. И. Картунов и др. – Харків : Нац. аерокосмич. ун-т «ХАІ», 2001. – 224 с.
2. Гордин, А. Г. Збірник завдань із систем автоматичного управління [Текст] / А. Г. Гордин, К. Ю. Дергачев, В. Г. Джулгаков, под ред. А. С. Кулика, В. Ф. Симонова. – Х. : Нац. аерокосмич. ун-т «ХАІ», 2009. – 228 с.
3. Мохаммад Садрай. Автоматичні системи керування польотом [Текст] / Мохаммад Садрай. – вид. «Morgan & Claypool», 2020. – 159 с.
4. Ян Роскам Рішення для динаміки польоту літака та автоматичного керування польотом [Текст] / Ян Роскам США, 2001. – 608 с.
5. Симонов, В. Ф. Конспект лекцій з курсу «Цифрові системи автоматичного керування» [Текст] / В. Ф. Симонов. – Х. : 2013. – 57 с.
6. Рагу Чайтанья Манджулурі, Проектування та моделювання системи управління літаком [Текст] / Рагу Чайтанья Манджулурі, Лінчепінгський університет, 2009. – 78 с.
7. Кулик, А. С. Конспект лекцій з курсу "Теорія автоматичного управління" [Текст] / А. С. Кулик. – Х. : 2012 -2013. – 83 с.
8. Колосков, В. Ю. Охорона праці. Висвітлення: навч. посібник з лаб. Практикуму [Текст] / В. Ю. Колосков, В. В. Вамболь, Н. В. Кобрина. – Х. : Нац. аерокосм. ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2010. – 54 с.
9. Бабушкин, А. Н. Економічне проектування виробничого підрозділу підприємства: навч. Посібник з лаб. практикуму [Текст] / А. Н. Бабушкин, В. Д. Кравченко, В. Н. Гавва и др. – Х. : Нац. аерокосм. ун-т ім. Н. Е. Жуковського «ХАІ», 2000. – 118 с.
10. Вимоги для друкованих плат – Access mode: <https://studfile.net/preview/9249885/page:2/>. - 10.09.2019
11. Заболотний, В.А. Проектування технологічних процесів складання електронної апаратури: навч. посібник [Текст] / В.А. Заболотний, О.В. Заболотний, В.О. Книш. – Х. : Нац. аерокосм. ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2008. – 64 с.
12. Інформація щодо використання різних блоків середовища Matlab [Electronic resource]. – Access mode: http://matlab.exponenta.ua/simulink/book1/9_4.php. – 19. 05. 2014.

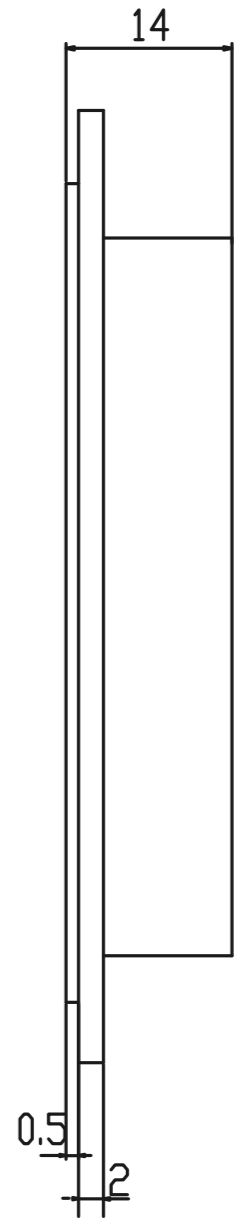
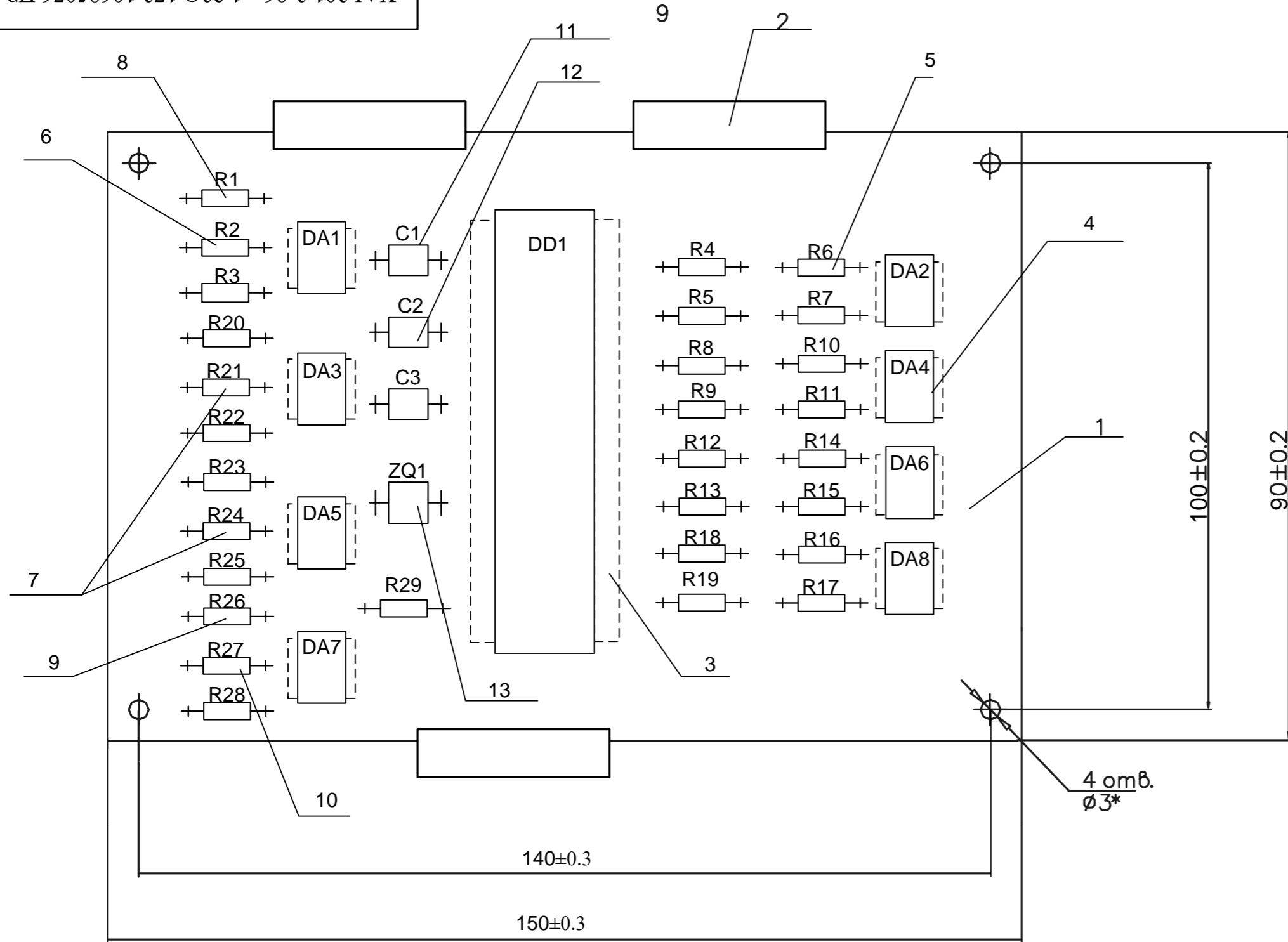
Таблиця А.1 – Патентний аналіз

Номер п/п	Номер патенту, клас, країна, рік, автори	Найменування патенту	Ціль винаходу	Метод, спосіб досягнення ціли	Результат	Недоліки
1	36519 В64С Україна 2007 Симонов В.Ф.	Система керування літальним апаратом	Забезпечення працездатності системи управління, більш високої точності управління та якості перехідних процесів та високої перешкодозахищеності і системи управління під час польоту та виконання літальним апаратом маневрів	До складу системи введені перший, другий, третій, четвертий аналого-цифровий перетворювачі, мультиплексор, цифро-аналоговий перетворювач, першого, другого, третього нормуючого підсилювача	Забезпечує працездатність та нормальне функціонування системи управління літальним апаратом за наявності перешкод, більш високу точність управління та якість перехідних процесів та високу перешкодозахищеність літальним апаратом	Наявність аналого-цифрових перетворювачів вносить у систему управління незначну часову затримку, тобто зменшується швидкодія системи
2	63672С2 Україна 2004 Симонов В.Ф. Бандура І.М. Западня А. В.	Система керування літаком	Поліпшення показників якості системи керування літаком у каналі тангажа	Введений датчик кутової швидкості і датчик кутового прискорення важеля керування, виходи яких підключені до обчислювача	Час перехідного процесу значно скоротився, поліпшилось керування літаком і маневреність	
3	73678С2 Україна 2005 Валій Б.М. Кузьменко Ю.А. Мануйло М.П., Примаченко Т.М.	Руль висоти	Підвищення ефективності руля висоти, що впливає на безпеку польотів літаків	Руль висоти, який відхиляється уверх на більший кут, ніж униз і який вміщує носок осьової аеродинамічної компенсації виконаний по формі, наближеної до верхнього теоретичного контуру горизонтального оперення	Дозволяє значно підвищити ефективність як керування літаком, так і безпеку польотів	



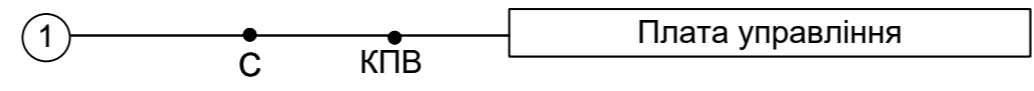
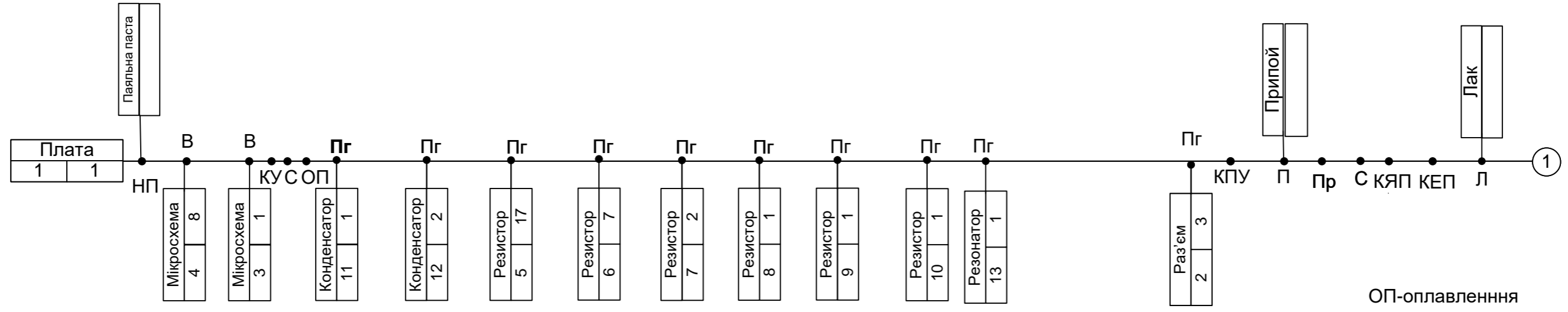
					XA1.301.3-96ав1.230.173.10685076.П3				
					Цифровий обчислювач				
					Схема електрична				
					принципова				
Зм.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата	Лит.	Місяц	Масштаб		
Розроб.		Мищенко Д.О.			у				
Перев.		Джулажков В.Г.			Лист 1	Листів 1			
Н. Копр.									
Утв.	Дергачов К.Ю.								

Формат	Зона	Поз.	Позначення	Найменування	Кіл.	Примітка	Перв. прим.	
							Зам.	Лист
				Документація				
A4				Збірні креслення	1			
				Збірні одиниці				
		1		Плата	1			
				Стандартні вироби				
		2		Роз'єм	3	X1, X2, X3		
				Інші вироби				
				Мікросхеми				
		3		АТ90S4434	1	DD1		
		4		КР140УД1		DA1-DA8		
				Резистори				
		5		МЛТ-0.125 1кОм ±5%	17	R3,R4-R19		
		6		МЛТ-0.125 10кОм ±5%	7	R2,R20,R22,R23 R25,R28,R29		
		7		МЛТ-0.125 4.7кОм±5%	2	R21,R24		
		8		МЛТ-0.125 2.4кОм ±5%	1	R1		
		9		МЛТ-0.125 1.2кОм ±5%	1	R26		
		10		МЛТ-0.125 10МОм ±5%	1	R27		
				Конденсатори				
		11		К10-17 10пФ ±10%	1	C1		
		12		К10-17 30пФ ±10%	2	C2,C3		
				Кварцовий резонатор				
		13		КР 11,0592 МГц	1	ZQ1		
							ХАІ.301.3-96ав1.23О.173.10685076.ПЗ	
Зм		Лист	N докум.	Підпис	Дата			
Инв. N подл	Разраб.	Мищенко Д.О.				Лит.	Лист	Листов
	Пров.	Джугаков В.Г.						
	Н.контр					ХАІгр. 3-96ав1		
	Утв.	Дергачов К.Ю.						
				Цифровий обчислювач				
				Специфікація				



1. Паяння проводити припоєм ПОС ГОСТ 21931-76.
2. Паяний ділянок після збирання покрити лаком УР- 231 ОСТ 19.005-85 . Сушити при температурі не більше 60С

					XAI.301.3-96ав1.23O.173.10685076.ПЗ			
Зм	Лист	№ докум	Підпись	Дата	Цифровий Обчислювач Складальне креслення	Літера	Маса	Масштаб
						у		1:1
						Лист		Листів
						XAI гр. 3-96ав1		
Розроб.		Мышенко Д.О.						
Перев.		Джугаков В.Г.						
Т. Контр								
Н. Контр								
Утв.		Дергачов К.Ю.						



- ОП-оплавлення паяльної пасти
- НП-нанесення паяльної пасти
- В- встановлення
- П-паяти подвійною хвилею припою
- Пг-підігнути висновки
- Пр-промити
- С-сушити
- Л-лакувати
- Пд-підігнути діагональні виводи
- КУ-контроль установки
- КПУ-контроль правильної установки
- КЯП-контроль якості пайки
- КЕП-контроль електричних параметрів
- КПВ-контроль працездатності вузла

					ХАІ.301.3-96ав1.23О.173.10685076.ПЗ		
Зм.	Лис	№ Докум.	Підпис	Дата	Цифровий обчислювач Технологічна схема складання		
Розроб.	Мищенко Д.О						
Перев.	Джугаков В.Г						
Т.контр.							
Н. контр							
УТВ.	Дергачов К.Ю.				Літ.	Маса	Масштаб
					у		
					Лист 1		Листів 1
					3-96ав1 гр.		

Дубл.																		
Взаим.																		
Подл.																		
														1				
Розроб..	Міщенко Д.О.				ХАІ													
														Плата Контролера ПК				
Н. контр.																		
А	Цех	Уч.	РМ	Опер.	Код, найменування операції				Позначення документа									
Б	Код, найменування обладнання				СМ	Проф.	Р	УТ	КР	КОИД	ЕН	ОП	Кшт	Тпз	Тшт			
к/м	Найменування деталі, зб. одиниці чи матеріалу				Позначення, код						ОПП	ЕВ	ЕН	КІ	Н.расх.			
А01				005	Комплектувальна													
Б02	Верстак 80500001000					Комплектувальник	3		1	1		57						
03																		
А04				010	Підготовчча													
Б05	Верстак 80500001000					*****	3		1	1		57						
06																		
А07				015	Промивка													
Б08	Віброустановка Т-858095					*****	3		1	20		57						
09																		
А10				020	Сушка													
Б11	Сушильна шафа СШК-1					*****	3		1	20		57						
12																		
А13				025	Підготовчча													
Б14	Верстак 80500010000.					*****	3		1	1		57						
15																		
МК																		

Дубл.																			
Взаим.																			
Подл.																			
																	2		
Розроб..	Міщенко Д.О.					ХАІ													
Н. контр.																Плата Контролера ПК			
А	Цех	Уч.	РМ	Опер.	Код, найменування операції					Позначення документа									
Б	Код, найменування обладнання					СМ	Проф.	Р	УТ	КР	КОИД	ЕН	ОП	Кшт	Тпз	Тшт			
к/м	Найменування деталі, зб. одиниці чи матеріалу					Позначення, код						ОПП	ЕВ	ЕН	КІ	Н.расх.			
А01				030	Сушка														
Б02	Сушильна шафа СШК-1						*****	3		1	20		57						
03																			
А04				035	Паяння														
Б05	Установка для паяння Vitronics						*****	5		1	1		57						
06																			
А07				040	Підготовча														
Б08	Верстак 80500010000						*****	3		1	1		57						
09																			
А10				045	Лудіння														
Б11	Рабочее місто Лудіння 6330/0318						*****	5		1	1		57						
12																			
А13				050	Складання														
Б14	Установка програмованого складання «Силует»						*****	4		1	10		57						
15																			
МК																			

Дубл.																		
Взаим.																		
Подл.																		
																3		
Розроб..	Міщенко Д.О.						ХАІ											
Н. контр.									Плата Контролера ПК									
А	Цех	Уч.	РМ	Опер.	Код, найменування операції				Позначення документа									
Б	Код, найменування обладнання				СМ	Проф.	Р	УТ	КР	КОИД	ЕН	ОП	Кшт	Тпз	Тшт			
к/м	Найменування деталі, зб. одиниці чи матеріалу				Позначення, код						ОПП	ЕВ	ЕН	КІ	Н.расх.			
А01				055	Складання													
Б02	Автомат із програмним керуванням радіоелементів					*****	4		1	10		57						
03																		
А04				060	Контрольна													
Б05	Верстак 80500010000					контролер	6		1	1		57						
06																		
А07				065	Паяння													
Б08	Установка для паяння УПВ-903					*****	5		1	1		57						
09																		
А10				070	Промивання													
Б11	Віброустановка Т-858095					*****	4		1	20		57						
12																		
А13				075	Сушка													
Б14	Сушильна шафа СШК-1					*****	3		1	20		57						
15																		
МК																		

Дубл.																										
Взаим.																										
Подл.																										
																										4
Розроб..		Міщенко Д.О.							ХАІ																	
Н. контр.																										
A	Цех	Уч.	PM	Опер.	Код, найменування операції						Позначення документа															
B					Код, найменування обладнання						СМ	Проф.	P	УТ	КР	КОИД	ЕН	ОП	Кшт	Тпз	Тшт					
к/м					Найменування деталі, зб. одиниці чи матеріалу						Позначення, код						ОПП	ЕВ	ЕН	КІ	Н.расх.					
A01				080	Контрольна																					
B02					Верстак 80500010000							контролер	4		1	1		57								
03																										
A04				085	Контрольна																					
B05					Верстак 80500010000							контролер	5		1	1		57								
06																										
A07				090	Лакування																					
B08					Верстак 80500010000							*****	3		1	1		57								
09																										
A10				095	Сушка																					
B11					Сушильна шафа СШК-1							*****	3		1	20		57								
12																										
A13				100	Контроль																					
B14					Верстак 80500010000							контролер	6		1	1		57								
15																										
МК																										

Дубл.															
Взаим.															
Подл.															

															5
--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---

Розроб..	Міщенко Д.О.					ХАІ								
							Плата Контролера ПК							
Н. контр.														

А	Цех	Уч.	РМ	Опер.	Код, найменування операції	Позначення документа										
						Б	Код, найменування обладнання	СМ	Проф.	Р	УТ	КР	КОИД	ЕН	ОП	Кшт
к/м	Найменування деталі, зб. одиниці чи матеріалу				Позначення, код						ОПП	ЕВ	ЕН	КІ	Н.расх.	
А01				105												
Б02								3		1	20		57			
03																
А04				110												
Б05								6		1	1		57			
06																
А07																
Б08																
09																
А10																
Б11																
12																
А13																
Б14																
15																
МК																

Дубл.																			
Взаим.																			
Подл.																			

																				6
--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	---

Розроб..	Міщенко Д.О.			ХАІ												

Н. контр.	Плата Контролера ПК															
-----------	---------------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--

А	Цех	Уч.	РМ	Опер.	Код, найменування операції			Позначення документа									
Б	Код, найменування обладнання				СМ	Проф.	Р	УТ	КР	КОИД	ЕН	ОП	Кшт	Тпз	Тшт		
к/м	Найменування деталі, зб. одиниці чи матеріалу				Позначення, код					ОПП	ЕВ	ЕН	КІ	Н.расх.			
А01				130	Контроль												
Б02					Верстак 80500001000			контролер	6		1	1		113			
03																	
А04				135	Контроль												
Б05					Стіл ОТК			контролер	6		1	1		113			
06																	
А07																	
Б08																	
09																	
А10																	
Б11																	
12																	
А13																	
Б14																	
15																	
МК																	

**Презентація до дипломного проекту магістра
на тему:**

**«Розробка і дослідження системи управління
швидкістю польоту середньомагістрального літака»**

Здобувач: Міщенко Денис Олегович

3-96ав1

Спеціальність: 173 «Авіоніка»

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

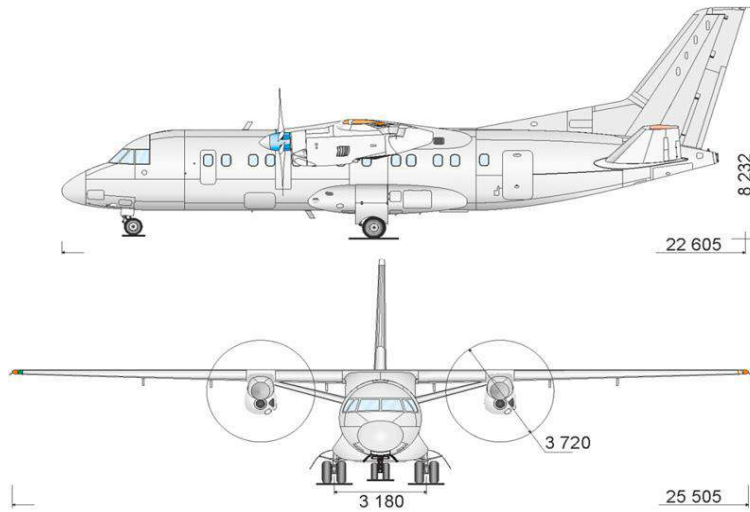
Керівник: доц. Джулгаков В.Г.

Дата захисту: 18 січня 2024 р.

ВСТУП

Льотно-технічні характеристики літака прототипу

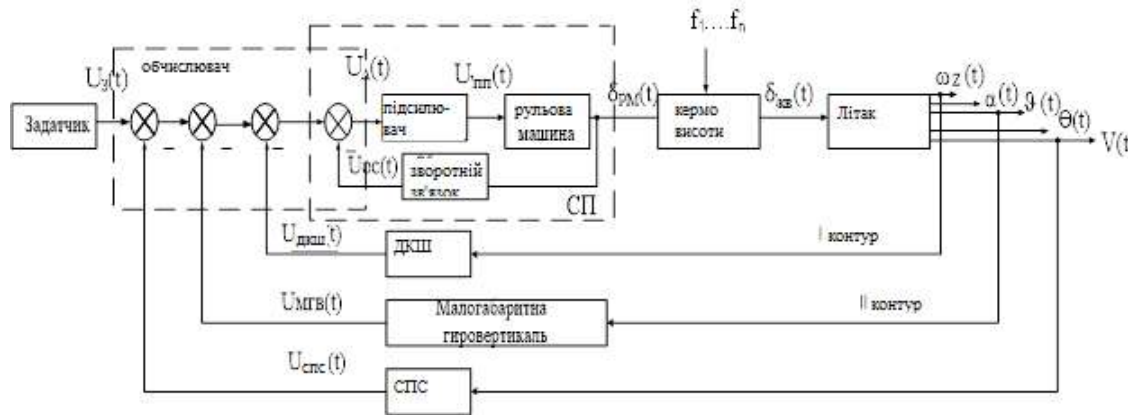
Габаритні характеристики



Довжина (м)	22.6
Розмах крил (м)	25.5
Висота (м)	8.2
Вага:	
Максимальна злітна вага (кг)	21 500
Максимальна посадкова вага (кг)	21 100
Вага порожнього літака (кг)	12 810
Максимальне комерційне навантаження (кг)	6 000
Максимальний запас палива (кг)	4 440
Польотні дані:	
Максимальна дальність польоту (км)	3 270
Дальність польоту з максимальним навантаженням (км)	1 750
Максимальна крейсерська швидкість (км/год)	470
Максимальна швидкість (км/год)	540
Потолок (максимальна висота польоту) (м)	7 600
Довжина зльоту (м)	880
Довжина пробігу (м)	530
Двигуни	ТВ3-117ВМА-СБМ1, 2 x 2800 л.с.
Споживання палива на пасажиря на кілометр (г/пас.-км)	24.4
Годинне споживання палива (кг)	550
Пасажирський салон:	
Кількість сидінь (економ-клас)	52
Шаг сидінь економ-класу (см)	78
Ширина салону (м)	2.6

Функціональні схеми системи

Функціональна схема системи керування швидкістю польоту через кут тангажу



Структурна схема системи керування швидкістю польоту літака через канал тангажу

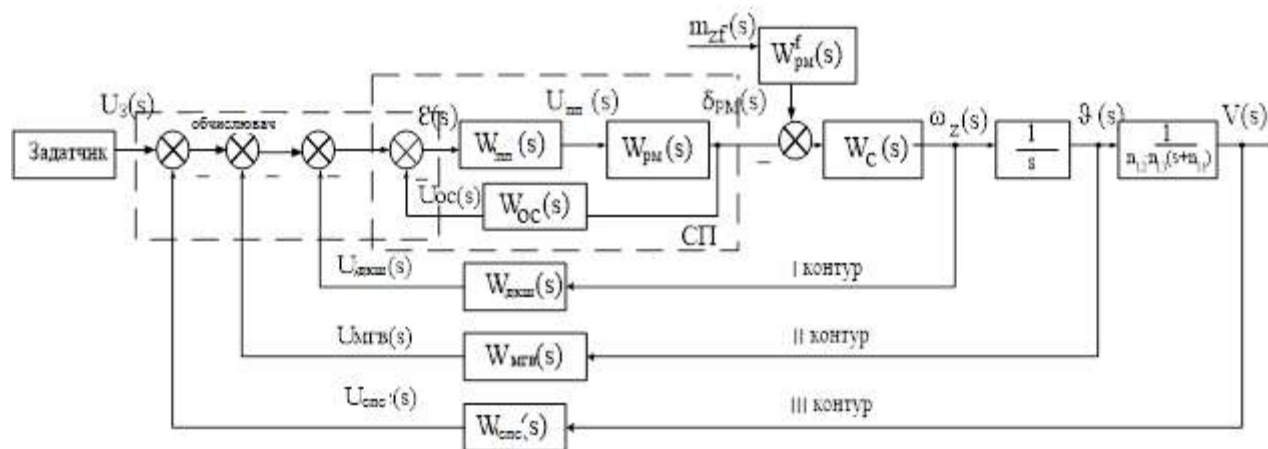
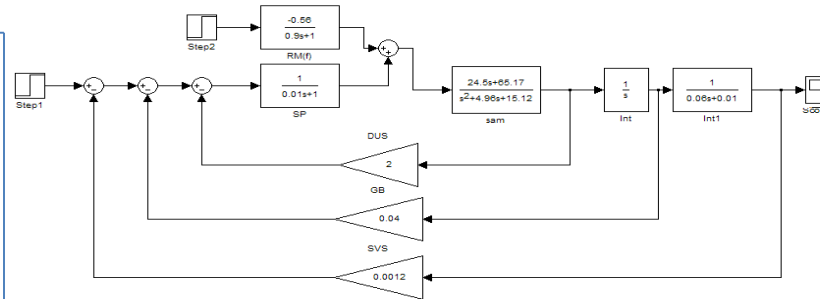
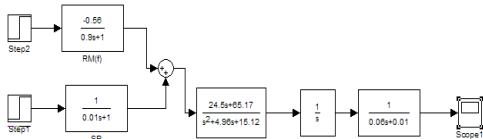


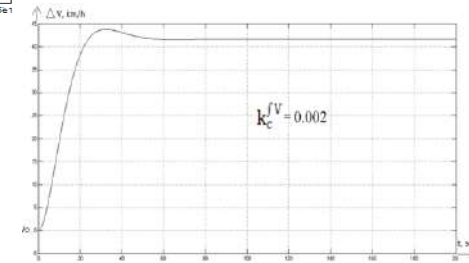
Схема моделювання скоригованої системи керування швидкістю польоту літака через канал тангажу



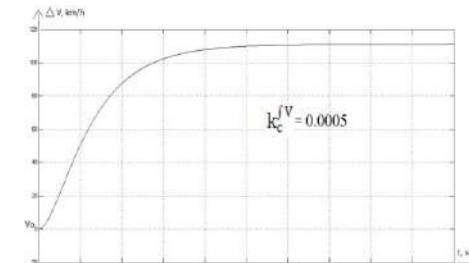
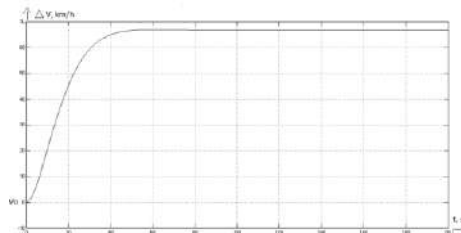
Модель розімкнутої системи керування швидкістю польоту літака через канал тангажу



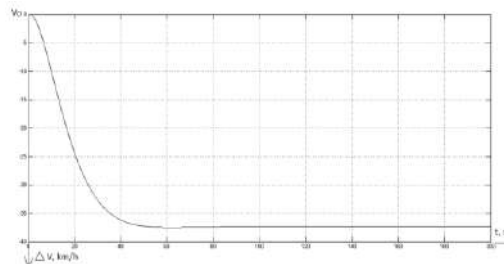
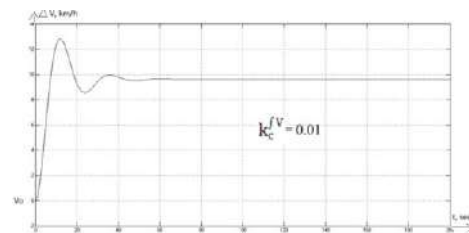
Графік перехідного процесу системи управління швидкістю польоту через канал тангажу задаючим впливом зі зворотними зв'язками



Графік перехідного процесу системи управління швидкістю польоту через канал тангажу за впливом, що задає зі зворотними зв'язками при оптимальному $k_c^fV = 0.0012$



Графік перехідного процесу системи керування швидкістю літака через канал тангажу з обурення з зворотними зв'язками при оптимальному $k_c^fV = 0.0012$



Графік перехідного процесу розімкнутої системи управління швидкістю польоту через канал тангажу за задаючим впливом.

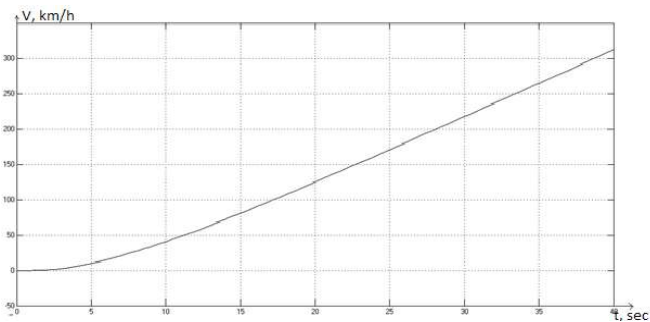
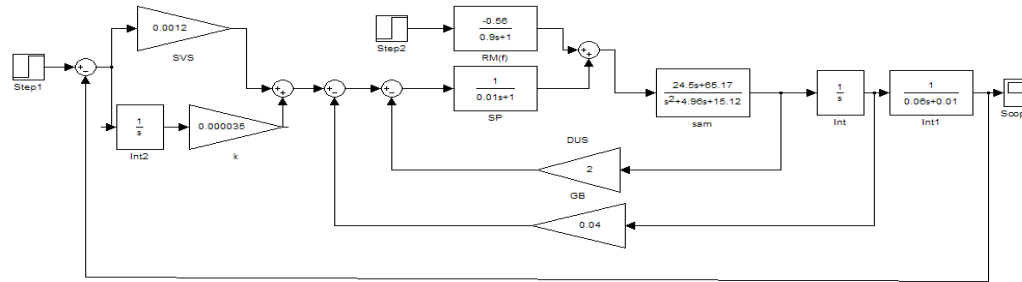
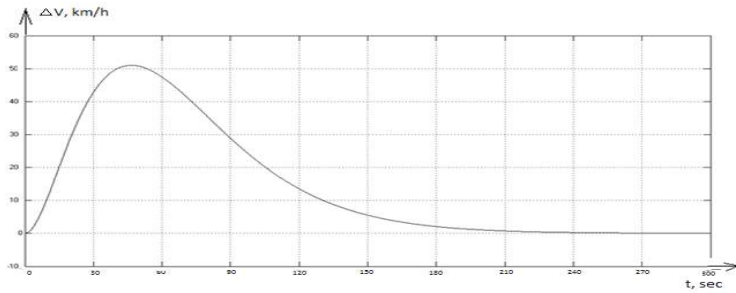


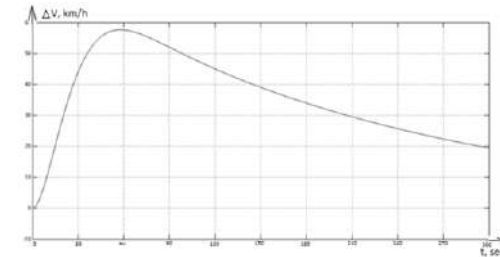
Схема моделювання системи управління швидкістю польоту літака через канал тангажу з інтегральною складовою при $k=0.000035$



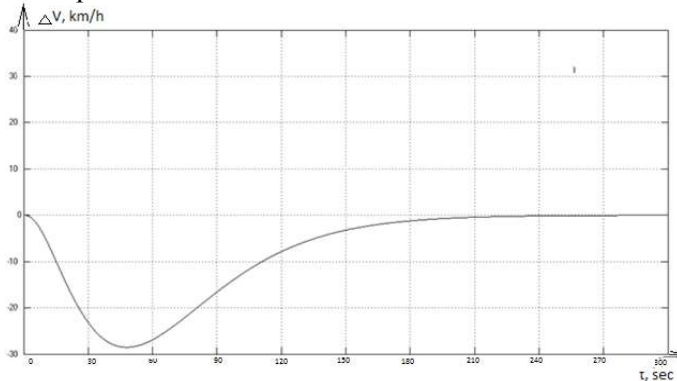
Графік перехідного процесу за впливом системи управління швидкістю літака через канал тангажу з додаванням інтегральної складової при $k=0.000035$



Графік перехідного процесу за задаючим впливом системи управління швидкістю літака через канал тангажу з додаванням інтегральної складової при $k=0.00001$



Графік перехідного процесу по впливу системи управління швидкістю літака, що обурює, через канал тангажу з додаванням інтегральної складової при $k=0.000035$



Графік перехідного процесу за задаючим впливом системи управління швидкістю літака через канал тангажу з додаванням інтегральної складової при $k=0.00007$

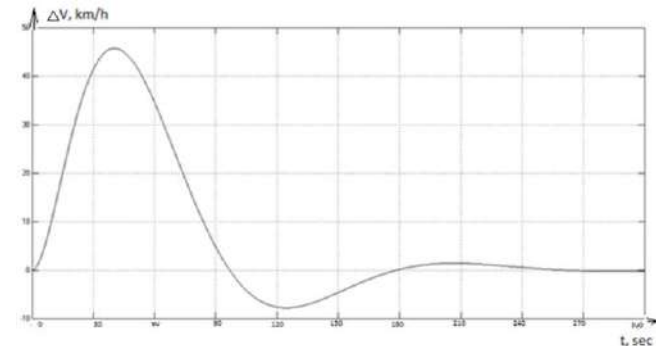
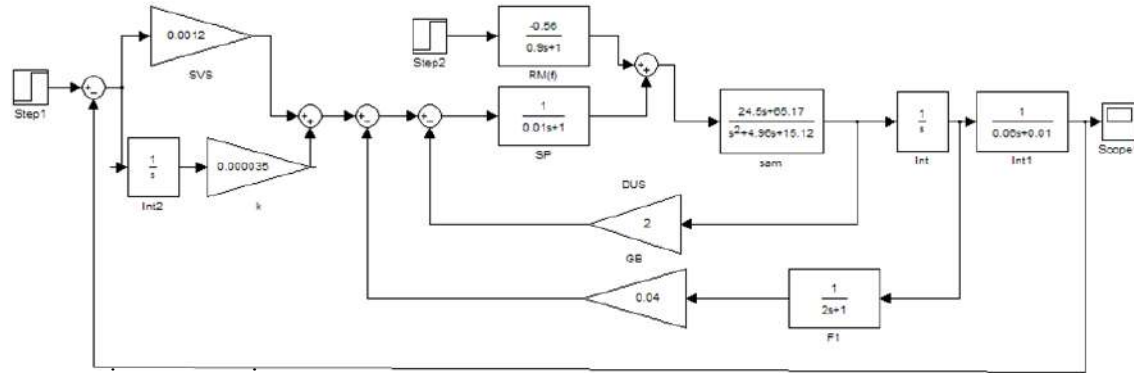
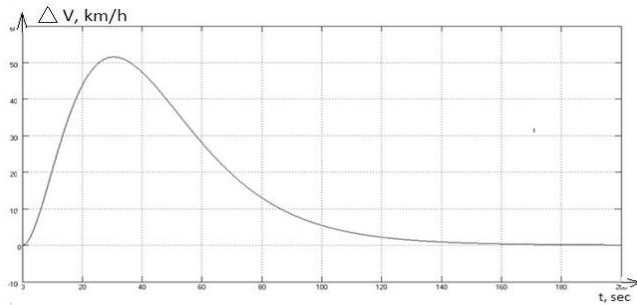


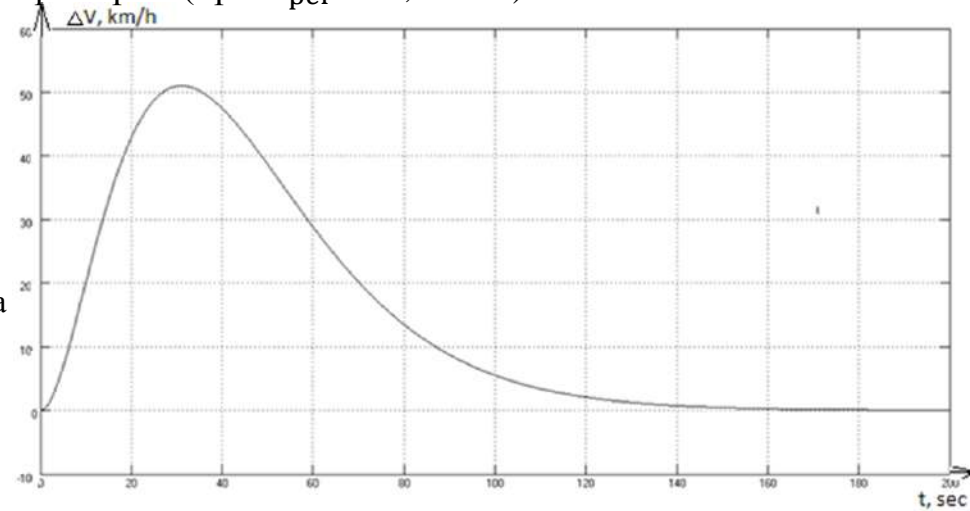
Схема моделювання системи управління швидкістю польоту літака через канал тангажу з низькочастотним фільтром (при $K_{per} = 1, T=2$)



Графік перехідного процесу системи управління швидкістю польоту літака через канал тангажу з низькочастотним фільтром (при $K_{per} = 1, T=2$)



Графік перехідного процесу системи управління швидкістю літака через канал тангажу з низькочастотним фільтром (при $K_{per} = 1, T=0.1$)



Графік перехідного процесу системи управління швидкістю літака через канал тангажу з низькочастотним фільтром (при $K_{per} = 0.1, T=2$)

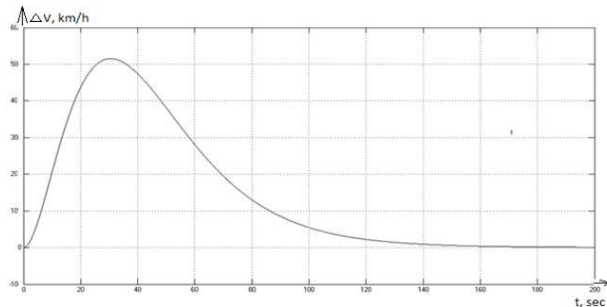
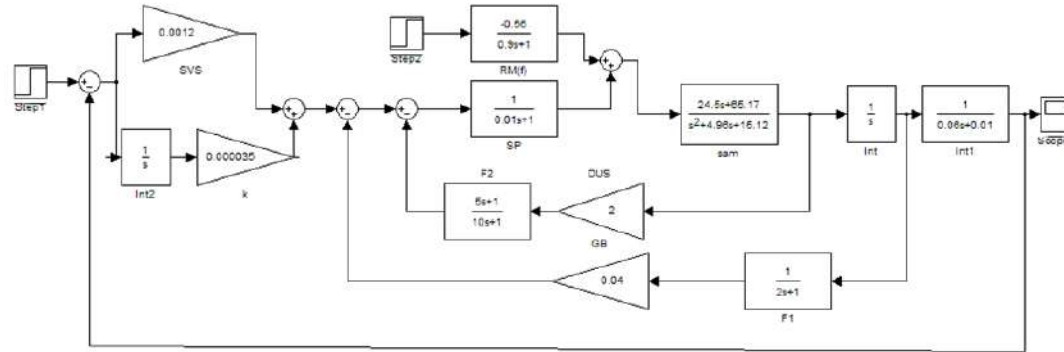
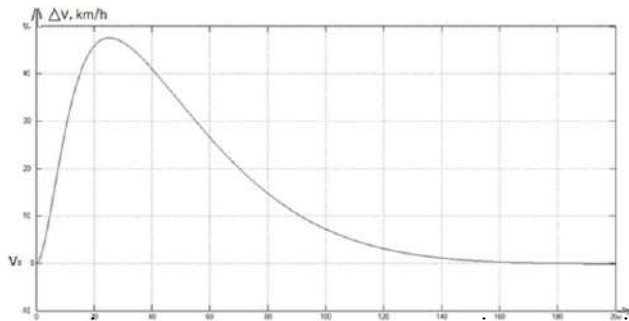


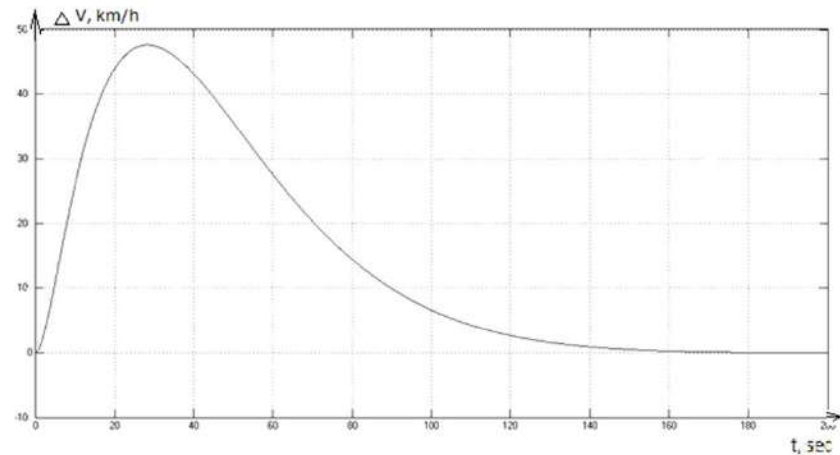
Схема моделювання системи управління швидкістю польоту літака через канал тангажу з високочастотним фільтром (при $K_{per} = 5$, $T=10$)



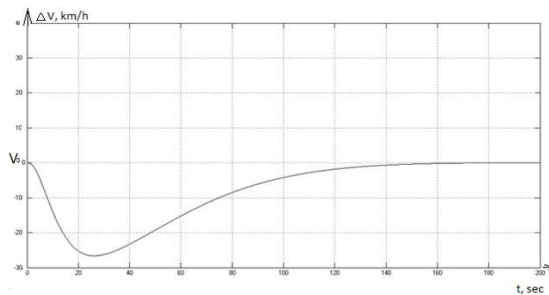
Графік перехідного процесу системи управління швидкістю літака через канал тангажу за задаючим впливом, з високочастотним фільтром (при $K_{per} = 5$, $T=10$)



Графік перехідного процесу системи управління швидкістю літака через канал тангажу з високочастотним фільтром (при $K_{per}=2$, $T=5$)

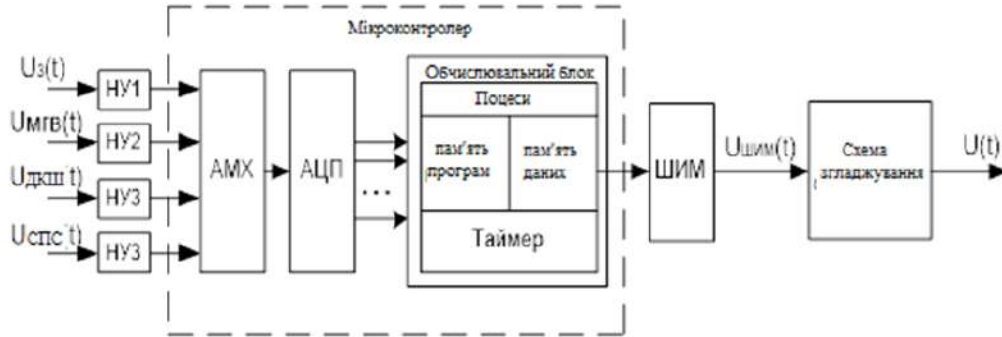


Графік перехідного процесу системи управління швидкістю літака через канал тангажу по впливу з високочастотним фільтром (при $K_{per} = 5$, $T=10$)

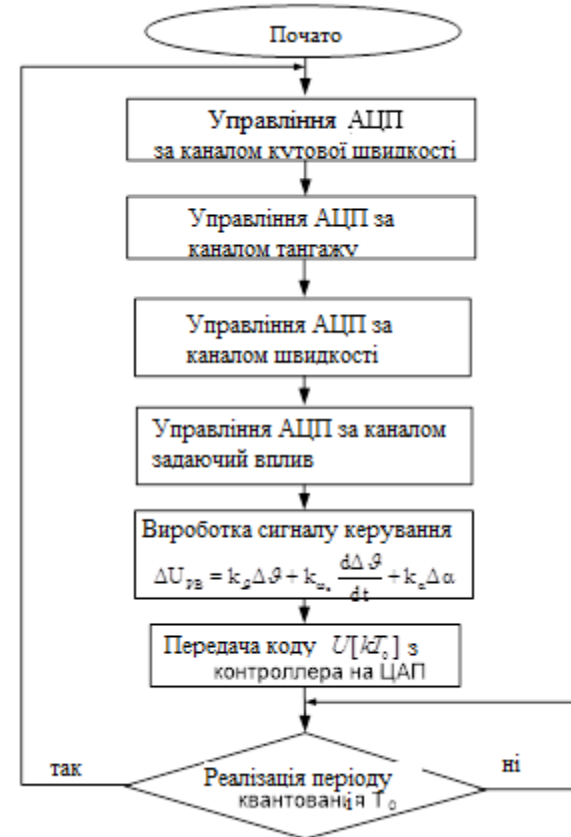


Конструкторська частина

Функціональна схема цифрового обчислювача



Блок-схема алгоритму роботи цифрового обчислювача



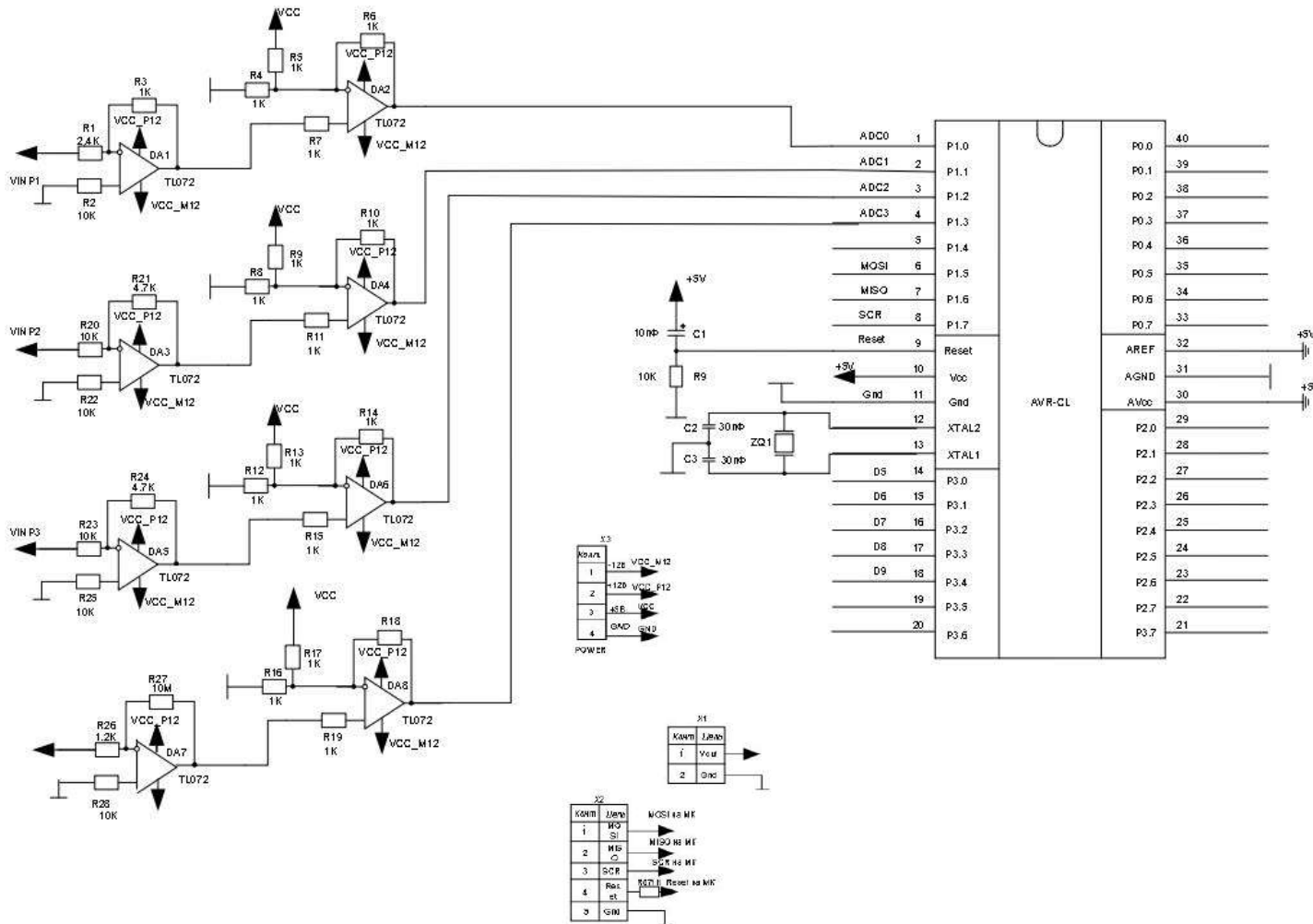
Електричний інтерфейс мікроконтролера AVR AT90S4434

(T0) PB0	1	40	PA0 (ADC0)
(T1) PB1	2	39	PA1 (ADC1)
(AIN0) PB2	3	38	PA2 (ADC2)
(AIN1) PB3	4	37	PA3 (ADC3)
(SS) PB4	5	36	PA4 (ADC4)
(MOSI) PB5	6	35	PA5 (ADC5)
(MISO) PB6	7	34	PA6 (ADC6)
(SCK) PB7	8	33	PA7 (ADC7)
RESET	9	32	AREF
VCC	10	31	AGND
GND	11	30	AVCC
XTAL2	12	29	PC7 (TOSC2)
XTAL1	13	28	PC6 (TOSC1)
(RXD) PD0	14	27	PC5
(TXD) PD1	15	26	PC4
(INT0) PD2	16	25	PC3
(INT1) PD3	17	24	PC2
(OC1B) PD4	18	23	PC1
(OC1A) PD5	19	22	PC0
(ICP) PD6	20	21	PD7

PDIP-40

Цифровий обчислювач

Схема електрична принципова



Економічна частина

Собівартість розробки та виготовлення виробу

№	Статті	Сума грн.	Примітка
1	Основна заробітна плата (ОЗП)	6952	
2	Додаткова заробітна плата (ДЗП)	1042,8	15% від ОЗП
3	Єдиний соціальний внесок	2958,07	0,37 * (ОЗП + ДЗП)
4	Матеріали та покупні вироби	463,95	3 табл. 6.6
5	Амортизація	225,4	25% від Сп
6	Позавиробничі витрати	2780,8	40% від ОЗП
7	Собівартість (С)	14423,02	п.1+п.2+п.3+...+п.6
8	Прибуток (П)	2884,6	20% від
9	Ціна без ПДВ	17307,62	П + С
10	ПДВ	3461,52	20% від ціни без ПДВ
11	ціна з ПДВ	20769,14	п.9+п.10

Дякую за увагу!