

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

Факультет систем управління літальних апаратів

Кафедра систем управління літальних апаратів

Пояснювальна записка

до дипломної роботи

магістра

(освітньо-кваліфікаційний рівень)

на тему: Розробка і дослідження системи управління важкого літака
у поздовжньому русі

ХАІ.301.3-96ав.24О.173.004639610 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу, групи 3-96ав

Галузь знань 17 «Електроніка та
телекомунікації»

Спеціальність 173 «Авіоніка»

Освітня програма

«Системи автономної навігації та адаптивного
управління літальних апаратів»

Ховдун Світлана Юріївна

(прізвище та ініціали студента)

Керівник Джуглаков 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
Кафедра Систем управління літальних апаратів (№301)
Рівень вищої освіти другий (магістерський)
Галузь знань 17 «Електроніка та телекомунікації»
Спеціальність 173 “Авіоніка”
Освітня програма Системи автономної навігації та адаптивного управління літальних апаратів”

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри

к.т.н., доц. _____ Костянтин ДЕРГАЧОВ

“ _____ ” _____ 2024 року

З А В Д А Н Н Я
НА ДИПЛОМНУ РОБОТУ ЗДОБУВАЧУ

Ховдун Світлані Юріївні

1. Тема Розробка і дослідження системи управління важкого літака у поздовжньому русі
керівник роботи Віталій Георгійович Джулгаков, доцент кафедри 301,
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)
затверджені наказом вищого навчального закладу від 06.11.2023 р. № 1969-уч
2. Строк подання студентом роботи: 08 січня 2024 року
3. Вихідні дані до роботи Система управління важкого літака в поздовжньому каналі повинна відповідати наступним вимогам: Показники якості мають бути: мінімальні похибки при мінімальних затратах на управління; мінімальні значення динамічних похибок.
4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити) Загальна характеристика проблеми, аналіз технічного завдання, графічна та вербальна моделі об'єкта управління, огляд технічної літератури та патентний аналіз. Математична модель об'єкта управління, функціональна схема системи управління, структура схеми в вигляді кінцево-різнісних рівнянь. Синтез регулятора та моделювання системи з отриманим регулятором. В конструкторській частині розробити схему та алгоритм роботи контролера СУ заданого каналу. В технологічній частині розробити технологічну схему збирання розробити маршрутну технологію одиничного процесу та маршрутні карти до нього. В експериментально-практичній частині провести моделювання розробленої системи та проаналізувати отримані результати. В економічній частині розрахувати собівартість виготовлення контролера заданого каналу системи управління важкого літака значити точку беззбитковості.

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

1. Розрахунково – кінематична схема літака (0,5 арк. А1); 2. Структурно – функціональні схеми системи (1арк. А1); 3. Моделі ОАУ (2 л. А1); 4. Дослідження динамічних властивостей ОАУ (0,5 арк. А1); 5. Синтез системи стабілізації (2 арк. А1); 6. Моделювання динамічної системи (0,5 арк. А1); 7. Конструкторська частина (1,5 арк. А1); 8. Технологічна частина (1 арк. А1); 9. Економічна частина (1 арк. А1).

6. Консультанти розділів роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
Стан проблеми	Джулгаков В.Г., доцент каф 301	12.09.23	10.01.24
Аналіз і синтез СУ	Джулгаков В.Г., доцент каф 301	12.09.23	10.01.24
Конструкторська частина	Джулгаков В.Г., доцент каф 301	12.09.23	10.01.24
Технологічна частина	Джулгаков В.Г., доцент каф 301	12.09.23	10.01.24
Експер.-практ. част.	Джулгаков В.Г., доцент каф 301	12.09.23	10.01.24
Економічна частина	Джулгаков В.Г., доцент каф 301	12.09.23	10.01.24

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

7. Дата видачі завдання 12.09.2023

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів дипломної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1.	Початок переддипломної практики	01.09.2023	
2.	Формулювання теми роботи. Розробка технічного завдання	12.09.2023	
3.	Математичний опис СУ. Аналіз і синтез СУ Проведення експериментальних досліджень	20.10.2023	Залік з переддипломної практики
4.	Конструкторська частина роботи. Дослідницька частина роботи. Експериментально-практична частина. Економічне обґрунтування розробки.	15.12.2023	
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	

Здобувачка _____ Світлана ХОВДУН
(підпис) (прізвище, ім'я)

Керівник роботи _____ Віталій ДЖУЛГАКОВ

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)

«ЗАТВЕРДЖУЮ»

Завідувач кафедри 301

к.т.н., доцент

_____ Константин ДЕРГАЧОВ

«» 2024 р.

ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ
на дипломне проектування
здобувачці Ховдун Світлані Юріївні

1 Тема проекту: Розробка та дослідження системи управління важкого літака в поздовжньому русі.

затверджено наказом по університету від «06» листопада 2023 р. № 1969-уч.

2 Срок подання здобувачем завершеної роботи «08» січня 2024 р.

3 Область застосування розробки : системи управління складними динамічними об'єктами .

4 Вихідні дані для системи, що розробляється

4.1 Призначення та мета створення системи: система управління важкого літака в поздовжньому русі. Мета розробки – збільшення ефективності системи, зменшення динамічних та статичних похибок систем.

4.2 Загальні відомості: об'єкт управління – важкий літак, аеродинамічна схема «стандартна». Відома математична модель ОУ, її параметри та числові значення параметрів, режим дослідження горизонтальний політ з постійною швидкістю .

5 Технічні вимоги до каналів системи керування

5.1 Питання, що підлягають розробці: - формування структури каналу системи стабілізації; розробка моделей літака; формування моделей об'єкта автоматичного керування; синтез системи; аналіз системи; конструкторська частина.

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

5.3 Показники якості системи управління: тривалість перехідного процесу за кутовими параметрами $\leq 3\text{с}$, за іншими параметрами $\leq 12\text{с}$; перерегулювання $\leq 10\%$; статична теоритична точність $\leq 1,5\%$; запаси стійкості за амплітудою $\geq 3\text{дб}$, фазою $\geq 30^\circ$.

5.4 Вимоги до приладового складу системи: сформувані відповідно до умов функціонування приладів

5.5 Вимоги до взаємозамінності блоків: взаємозамінні

6 Умови експлуатації системи

6.1 Кліматичні вимоги до експлуатації (температура середовища, в якому працюватиме система управління, вологість, наявність хімічно активних компонентів тощо) ;

- а) температура середовища $+60^\circ -40^\circ$;
- б) вологість до 100% ;
- в) хімічно активних компонентів відсутні.

6.2 Механічні вимоги (вібрація, тряска, перекося, удари, нахили тощо): вібрації в діапазоні частот $8 - 40\text{Гц}$ з амплітудами до 5мм ; удари ін 4g , нахили корпусу в межах ± 60 відносно всіх осей.

6.3 Наявність перешкод (електричні наведення радіоперешкод, магнітні дії): електричні та магнітні перешкоди обумовлені роботою бортового обладнання.

6.4 Електричні параметри системи (напруги джерел живлення, потужність, стабільність, частота) Потужність, що споживається, апаратура каналу не більше 40Вт . Джерело живлення окреме (централізоване); постійного струму напругою $27\pm 7\%$ і змінного струму напругою $36\pm 5\%$, частотою $400\text{Гц}\pm 2\%$. Інші електричні параметри опір ізоляції електричних ланцюгів при температурі 20 ± 10 ?

7 Додаткові функції, що реалізуються системою (сигналізація про несправності, реєстрація необхідної інформації, самоконтроль тощо): сигналізація про несправності, самоконтроль експериментів обладнання.

8 Обсяг робіт, що виконуються розробником

8.1 Етапи проведення: 1. Огляд літератури; 2. Формування структури каналу системи; 3. Вибір елементів та агрегатів системи та їх моделей; 4. Отримання моделей об'єкта автоматичного керування; 5. Вивчення динамічних властивостей ОАУ. 6. Динамічний синтез аналогової та цифрової систем. 7. Конструкторська частина. 8. Технологічна частина. 9. Економічна частина. 10. Частина БЗ.

8.2 Обсяг розробки за кожним етапом: 1 – 25 аркушів; 2 – 10 аркушів; 3 – 10 аркушів; 4 – 15 аркушів; 5 – 5 аркушів; 6 – 25 аркушів; 7 – 10 аркушів; 8 – 8 аркушів; 9 – 8 аркушів; 10 – 4 аркуші; технічне завдання. Вступ; висновок. Список використаних джерел.

9 Параметри обладнання системи: визначити для обраного у процесі проектування обладнання.

10 Вимоги безпеки: відповідно до стандартів.

11 Дослідницька частина :аналіз впливу різних збурень факторів на динаміку цифрової системи на основі комп'ютерного моделювання.

12 Експериментально-практична частина: моделювання динаміки системи управління на експериментальному аналого-цифровому стенді із застосуванням спрощених моделей. Дослідження реакції системи управління на зміну задавального впливу, внутрішнього та зовнішнього збурення.

13 Економічна частина

13.1 Розробити (розрахувати, одержати): розрахувати загальну собівартість робіт, пов'язаних із створенням плати. Визначити економічну ефективність розробки, розрахувати рентабельність операції.

13.2 Умови та вимоги: облік усіх витрат за основними статтями калькуляції; використання сучасної методики визначення .

13.3 Очікуваний результат: обґрунтування економічної доцільності розробки.

14 Перелік графічних матеріалів із зазначенням форматів : 1. Розрахунково – кінематична схема літака (0,5 арк. А1); 2. Структурно - функціональні схеми системи (1арк. А1); 3. Моделі ОАУ (2 арк. А1); 4. Дослідження динамічних властивостей ОАУ (0,5 арк. А1); 5. Синтез системи стабілізації (2 арк. А1); 6. Моделювання динамічної системи (0,5арк. А1); 7. Конструкторська частина (1,5 арк. А1); 8. Технологічна частина (1 арк. А1); 9. Економічна частина (1 арк. А1).

Керівник проектування

Джулгаков В. Г.

(Прізвище, ініціали)

«» _____ 2023 р.

Прийнявши до виконання

Ховдун С. Ю.

(Прізвище, ініціали здобувача)

«» _____ 2023 р.

Погоджено за питаннями:

конструкції

Джулгаков В. Г.

(Прізвище, ініціали)

«» _____ 2023 р.

технологічної частини

Джулгаков В. Г.

(Прізвище, ініціали)

«» _____ 2023 р.

Економічна частина

Джулгаков В. Г.

(Прізвище, ініціали)

«» _____ 2023 р.

РЕФЕРАТ

Сторінок 121, рисунків 36, таблиць 8, джерел 35, додатків 9.

Робота присвячена розробці і дослідженню системи управління важкого літака у поздовжньому русі. Отримана математична модель об'єкта управління, функціональна схема системи управління, структура схеми в вигляді кінцево різнісних рівнянь. Проведено аналіз роботи систем с синтезованою системою управління. Синтез регулятора та моделювання системи з отриманим регулятором. Проведено аналіз отриманих результатів.

У конструкторській частині розроблена принципова електрична схема контролера для системи управління важкого літака в поздовжньому русі.

В технологічній частині розроблена технологічна схема збирання, розроблена маршрутна технологія одиничного процесу та маршрутні карти до нього.

В експериментально-практичній частині проведено моделювання розробленої системи та проаналізовано отримані результати.

В економічній частині розрахована собівартість системи управління важкого літака в поздовжньому каналі та визначено точку беззбитковості. Для розрахунку собівартості плати бортового обчислювача був використаний метод структурних коефіцієнтів.

КЛЮЧОВІ СЛОВА: ВАЖКИЙ ЛІТАК, РЕЖИМ ПОЛЬОТУ, МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ, БОРТОВИЙ НАВІГАЦІЙНИЙ КОМПЛЕКС, ПОЗДОВЖНИЙ РУХ, СИСТЕМА УПРАВЛІННЯ, ОБ'ЄКТ УПРАВЛІННЯ, ДАТЧИК, ТЕХНОЛОГІЧНИЙ ПРОЦЕС, СТІЙКІСТЬ.

СПИСОК ПОЗНАЧЕНЬ І СКОРОЧЕНЬ

- ω_z – проекція кутової швидкості на вісь z зв'язаної системи координат, рад/ с ;
- α – кут атаки, радий;
- β – кут ковзання, радий;
- γ – кут крену, радий;
- ψ – кут курсу, радий;
- ν – кут тангажу, радий;
- $\nu^{\text{зад}}$ – заданий кут тангажу;
- γ_a – швидкісний кут крену, радий;
- ψ_a – швидкісний кут курсу, радий;
- ν_a – швидкісний кут тангажу, радий;
- $\delta_{\text{рв}}$ – кут відхилення керма висоти, радий;
- $\delta_{\text{в}}$ – кут відхилення керма висоти, радий;
- X_a – сила лобового опору, Н;
- U_a – підйомна сила, Н;
- P – сила тяги двигуна, Н;
- C_y – коефіцієнт підйомної сили;
- C_x – коефіцієнт сили лобового опору;
- I_z – момент інерції по осі OZ , кг · м² ;
- m_z – коефіцієнт моменту аеродинамічної сили по осі OZ ;
- M_z – момент по осі OZ , кг · м² ;
- n – довжина розрядної сітки обчислювача, формат даних, що обробляються;
- $n_{\text{АЦ}}$ – розрядність анало-цифрового перетворювача;
- $n_{\text{ЦА}}$ – розрядність цифрового- аналого перетворювача;
- C – код АЦП, що відповідає сигналу U ;
- Z_{ω} – код А І, J, П , що відповідає сигналу U_{ω} ;
- X – вектор стану;
- СУ – система управління;
- ЛА – літальний апарат;
- ОП – обчислювальний пристрій;
- ЕРЕ – електрорадіоелементи ;

ТП – технологічний процес;
ТТП – типовий технологічний процес.
ПП – порівнювальний пристрій ;
ПП – попередній підсилювач ;
ОУ – об'єкт управління ;
НП 1 , НП2 – підсилювачі, що нормують;
БНК – бортовий навігаційний комплекс;
СПС - система повітряних сигналів;
ППТ – приймач повітряного тиску,
ПТ - перетворювач температури,
РЛВ - радіолокаційний висотомір,
ПНК – пілотажно-навігаційний комплекс,
Л – людина, ОРУ – органи ручного управління,
ДСУ – двигуни силової установки,
ІПД – система джерел інформації ДСУ,
ПС - паливна система, ВО - виконавчий орган,
ЗУАС – засіб управління аеродинамічними силами,
ДКТ – датчик кута тангажу,
КП – коригуючий пристрій,
П – підсилювач,
КМ - кермовий механізм,
ЗЗ – зворотний зв'язок.

Зміст

ВСТУП.....	13
1 СТАН ПРОБЛЕМИ.....	16
1.1 Стан проблеми, створення системи управління важкого літака в поздовжньому каналі	16
1.2 Аналіз технічного завдання	25
1.3 Огляд науково-технічної літератури та патентів	26
2 АНАЛІЗ І СИНТЕЗ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ВАЖКОГО ЛІТАКА У ПОЗДОВЖНЬОМУ КАНАЛІ	29
2.1 Вибір та обґрунтування структурної схеми системи	29
2.2 Розробка моделей об'єкта автоматичного управління та елементів системи.....	34
2.3 Аналіз властивостей об'єкта автоматичного управління	40
2.4 Формування структурної схеми системи стабілізації	42
2.5 Синтез закону керування для пристрою автоматичного керування.....	47
2.6 Моделювання динаміки системи управління при заданих початкових умовах та зовнішніх впливах	54
2.7 Висновки за розділом 2.....	59
3 КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА.....	60
3.1 Підготовка алгоритмів управління та реалізації їх на управителі обчислювача	60
3.2 Розробка функціональної схеми обчислювача	60
3.3 Вибір елементної бази та розробка принципової схеми обчислювача.....	61
3.4 Висновки за розділом 3	65
4 РОЗРОБКА ТЕХНОЛОГІЧНОГО ПРОЦЕСУ СКЛАДАННЯ ПЛАТИ КЕРІВНОГО ОБЧИСЛЮВАЧА	66
4.1 Аналіз технологічності	66
4.2 Розробка технологічної схеми збирання вузла	68
4.3 Розробка маршрутної технології	69
4.4 Висновки за розділом 4	70
5 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ПРАКТИЧНА ЧАСТИНА.....	72
5.1 Завдання та засоби виконання експериментальної розробки.....	72
5.2 Опис модуля електронної моделі ОАУ	72
5.3 Взаємодія стенду «Модель ОАУ» з УНМС.....	74
5.4. Характеристика розробленого програмного забезпечення	75
5.5 Аналіз результатів проведення експериментів	76
5.6 Висновки за розділом 5.....	79
6. ЕКОНОМІЧНЕ ОБҐРУНТУВАННЯ РОЗРОБКИ	80

6.1	Опис об'єкта та практичних результатів дослідження	80
6.2	Маркетингові дослідження ринку збуту.....	81
6.3	Розрахунок собівартості плати бортового обчислювача.....	83
6.4	Висновок	88
ВИСНОВОК	89
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	90
ДОДАТОК А	94
ДОДАТОК Б	96
ДОДАТОК В	97
ДОДАТОК Г	105
ДОДАТОК Д	111
ДОДАТОК Е	113
Додаток Ж. Технологічний процес	118
Додаток І. Маршрутна технологія	123

ВСТУП

Літак як об'єкт управління нестійкий у поздовжньому траєкторному русі за висотою при дії зовнішніх збурень. Для стабілізації літака в поздовжньому русі пілот, спостерігаючи за зміною висоти за висотоміром, впливає на колонку штурвала і відхиляє кермо висоти таким чином, щоб літак утримував необхідне значення висоти або змінював його відповідним чином. Системи керування поздовжнього руху слугують для звільнення пілота від ручної стабілізації та керування літаком на траєкторії у вертикальній площині. Управління сучасним літаком приладами найчастіше зводиться до стабілізації його на траєкторіях, що задаються різними автономними і радіотехнічними засобами.

Система автоматичного управління висотою забезпечує стабілізацію та управління поздовжнім траєкторним рухом літака в крейсерському польоті за маршрутом і під час перед посадкового маневру шляхом відхилення керма висоти при виникненні неузгодженості між значеннями поточної та заданої барометричної висоти.

У роботі потрібно спроектувати систему стабілізації важкого літака в поздовжньому русі як складову систему стабілізації літака руху ЛА в просторі. Управління в поздовжньому каналі зводиться до стабілізації кута тангажу, висоти польоту та параметрів руху центру мас ЛА.

Актуальність Проблеми полягає в тому, що реальна економічна та політична ситуація у світі, поряд з технічним рівнем світового авіабудування робить прогнози на зростання виробництва важких літаків для перевезення вантажів та пасажирських перевезень.

Опубліковані Міжнародною організацією цивільної авіації (ІКАО) попередні показники свідчать про те, що загальна кількість пасажирів, перевезених у 2016 році регулярними рейсами, досягла 3,7 млрд., що на 6,0% більше, ніж минулого року. Кількість вильотів у світі зросла приблизно до 35 млн, а світовий обсяг пасажирських перевезень, виражений у вигляді загальної кількості комерційних пасажиро-кілометрів (КПК) при регулярних перевезеннях, зріс на 6,3% і склав приблизно 7,015 виконаних млрд КПК.

Більше половини світового потоку туристів, які щорічно подорожують з перетином міжнародних кордонів, було перевезено повітрям. У вартісному вираженні

частку авіаперевізників припадає близько 35% світової торгівлі. Понад 90% товарів, що продаються в рамках міжнародної електронної торгівлі (B2C), було перевезено повітряним транспортом.

Ці дані стали ключовою інформацією для вибору типу авіаційного транспорту, а саме тип важкий літак, який є дуже перспективним напрямом поряд з постійною модернізацією та поліпшенням аеропортів та їх інфраструктури. Що дозволяє приймати такі великі авіаційні судна.

Однією із проблем у важкому авіабудуванні є створення системи управління стабілізації важким літаком у поздовжньому каналі руху. Враховуючи велику масу судна, габарити та через них зрослі збудовуючі впливи на судно, відбивається на стабілізації та інших важливих параметрах літака.

Метою роботи є отримання одного з можливих варіантів вирішення науково-прикладного завдання щодо створення системи управління важкого літака в поздовжньому каналі.

Необхідно вирішити чотири завдання :

1) забезпечення стабілізації кута тангажу в поздовжньому каналі за вимірюваннями за допомогою гіровертикалі та датчика кутової швидкості (ДКШ).

2) Обчислення сигналу управління та моделювання його відпрацювання органом управління - кермом висоти.

3) Управління каналі тангажу за принципом зворотний зв'язок, у контурі управління міститься об'єкт управління – важкий літак.

4) Моделювання обчислювального пристрою (ОП) поздовжнього каналу мікропроцесорного типу, що реалізує закони управління в цифровому вигляді з подальшим перетворенням на аналогову величину - напруга.

Для опису динаміки об'єкта скористалися вихідними рівняннями, лінеаризованими щодо їх параметрів, що варіюються. Під час динамічного руху коефіцієнти суттєво змінюватимуться в часі, для вирішення цієї проблеми застосовано метод «заморожених» коефіцієнтів. Після обґрунтування прийнятого рішення, обрані моделі ланок системи керування.

Було проведено попередній аналіз системи, розглянуто перехідні процеси. Для чого скориставшись частотними методами аналізу визначення стійкості, побудовою

логарифмічної амплітудної та фазочастотної характеристики (ЛАФЧХ). На підставі отриманих даних обрано та обґрунтовано первинні закони управління, що забезпечують структури системи. У ході роботи один із основних етапів проектування – синтез законів управління аналогової та дискретної систем. Після чого промодельовали систему в цілому для різних режимів польоту, використовуючи комп'ютер та програмне забезпечення.

Виконуючи конструювання регулятора, враховані обмеження споживану потужність, габарити, масу, вплив довкілля та інших. У разі коли регулятор був дискретним, використовували мікропроцесор для обчислень.

Результатом дослідження є отримання одного з можливих варіантів вирішення науково-прикладного завдання проектування каналу системи стабілізації важкого літака: розробка математичної моделі об'єкта управління, виконаний синтез законів управління та аналіз динаміки каналу системи. Розглянуто можливі методи та шляхи вирішення задачі в цілому. Сформовано структурно-функціональну схему каналу системи стабілізації, розроблено математичні моделі ЛА як об'єкта управління та проаналізовано його динамічні властивості, обрано схеми та моделі ланок каналу, принципи управління об'єктом, здійснено параметричний синтез аналогового регулятора та визначено смугу пропускання замкнутого контуру управління, на підставі чого обрано період квантування дискретної системи та синтезований дискретний коригуючий алгоритм, здійснено аналіз каналу системи у часовій та частотній областях. Вибрано схеми та конструктивні варіанти виконання блоків обчислювального пристрою. Вирішено питання технологічного та економічного забезпечення розробки.

1 СТАН ПРОБЛЕМИ

1.1 Стан проблеми, створення системи управління важкого літака в поздовжньому каналі

Літальний апарат, як система, є сукупністю взаємозалежних керованих систем. Система управління – одна з основних та важливих бортових систем, що багато в чому визначає експлуатаційні та тактичні можливості літака, включаючи безпеку його польоту. Сукупність бортових пристроїв, що забезпечують керування системами та агрегатами ЛА, а також керування ЛА в цілому, називають системою керування ЛА. Вона являє собою складний комплекс електронно-обчислювальних, електричних, гідравлічних та механічних пристроїв, що в сукупності забезпечують необхідні характеристики стійкості та керованості літака, стабілізацію встановлених льотчиком режимів польоту, програмне автоматичне керування літаком на всіх режимах польоту від зльоту до посадки.

Для забезпечення балансування в польоті, що встановився, і маневрування літака льотчику необхідно відхиляти рульові поверхні (кермо висоти і напрямки, елерони).

Важкі літаки виконують за стандартними аеродинамічними (літаковими) і нетрадиційними схемами, вони характеризуються великими величинами масово інерційних і геометричних параметрів, що і є основною проблемою в системі автоматичної стабілізації поздовжнього руху ЛА. Розробка проекту важкого літака проводиться з використанням таких концепцій:

1. активне керування ламінарним обтіканням крила;
2. нетрадиційні методи створення додаткової підйомної сили;
3. активне керування пружними коливаннями елементів конструкції;
4. управління рухом об'єкта в цілому та функціонуванням його агрегатів за допомогою інтегрованої цифрової електродистанційної системи.

Вирішення завдань проектування систем управління СКЛА та аналізу їх динаміки пов'язане з урахуванням усіх особливостей об'єктів такого класу .

Взаємне розташування систем координат представлено на рис. 1.1.

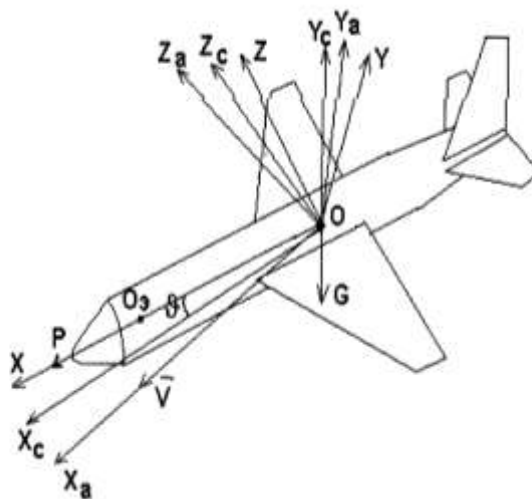


Рисунок 1.1 – Системи координат:
 $OXYZ$ - пов'язана система координат, $OXaYaZa$ - повітряна система координат,
 $OXcYcZc$ - стартова система координат, P - сила тяги, V - швидкість,
 G – сила ваги, θ – кут тангажу.

Літак аналізованої схеми як об'єкт управління відноситься до класу надтяжких крилатих літальних апаратів (СКЛА), виконаних за нормальною аеродинамічною схемою [1, 2].

Схема літака представлена на рис. 1.2 – 1.4.

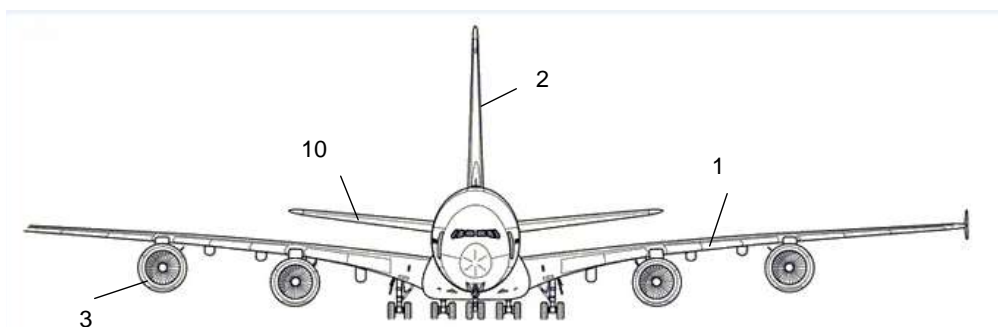


Рисунок 1.2 – Важкий літак (вигляд спереду)

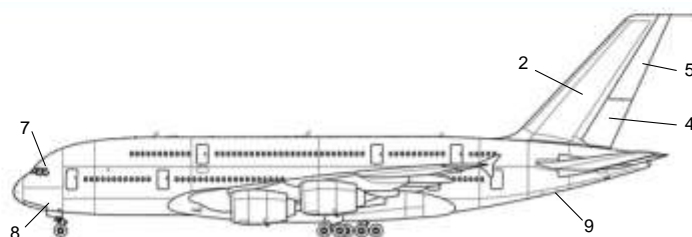


Рисунок 1.3 – Важкий літак (вид збирання)

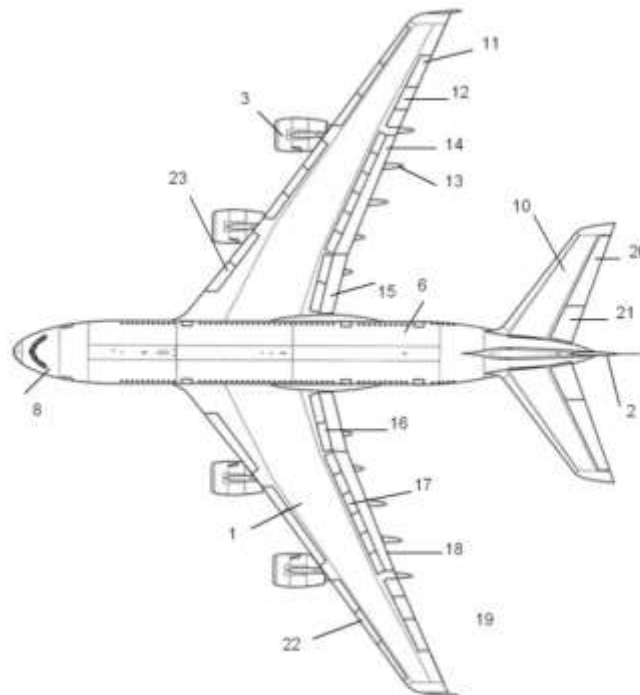


Рисунок 1.4 – Важкий літак (вид зверху)

На рис. 1.1 –1.4 застосовані такі позначення: 1 – консоль крила; 2 - вертикальне оперення (кіль); 3 – ТР ДД силової установки; 4 – нижня секція керма напрямку; 5 - верхня секція керма напрямку; 6 – корпус (фюзеляж); 7 – кабіна екіпажу; 8 - передній носовий люк, що відхиляється; 9 - задній хвостовий люк, що відхиляється; 10 - консоль горизонтального оперення (стабілізатора); 11 - зовнішня секція елерону; 12 - внутрішня секція елерону; 13 - обтічник сервоприводу елементів механізації крила; 14 – секція зовнішнього закрилка; 15 – секція внутрішнього закрилка; 16 - інтерцептор-гасник підйомної сили; 17 – секція внутрішнього інтерцептора; 18 – секція середнього закрилка; 19 – секція зовнішнього інтерцептора; 20 - зовнішня секція керма висоти; 21 - внутрішня секція керма висоти; 22 - секція зовнішнього передкрилка; 23 - секція внутрішнього передкрилка.

Аеробус А-380 - найбільший авіалайнер, створений компанією Airbus SAS (раніше Airbus Industrie). Він здатний перевозити до 853 пасажирів на відстань 15 тис. кілометрів. Перший випробувальний політ А-380 відбувся 27 квітня 2005 року у Тулузі.



Рисунок 1.5 – Прототип важкого літака (AirbusA-380)

Льотно-технічні характеристики літака наведено у табл. 1.1.

В даний час системи автоматичного керування ЛА є багатовимірними та цифровими, апаратура керування в системі реалізується з урахуванням бортових умов експлуатації. Різні динамічні характеристики ЛА, а також вимог, що висуваються до систем управління, призводить до того, що в САУ ЛА можуть використовуватися різні закони управління.

Таблиця 1.1 - Льотно-технічні характеристики

Довжина	73м
Висота	24,1м
Розмах крила	79,8м ²
Площа крила	845м ²
Кут стріловидності	33°
Колісна база	30,4м
Ширина фюзеляжу	7,14м
Максимальна злітна маса	560000кг
Маса літака	300000кг
Максимальна маса вантажу	90800кг
4ТРДД Rolls – Royce тягою	4x340кН
Максимальна швидкість	1060км/ч
Максимальна дальність польоту	1500км
Крейсерська швидкість	900км/ч.

Завдання розробки САУ літального апарату, зрештою, ґрунтується на найбільш повному обліку особливостей об'єкта управління та виконуваних системою завдань управління.

Розширення діапазонів зміни швидкостей та висот польоту призвело до значної зміни конструкції сучасних літаків та пов'язаного з цим погіршення пілотажних характеристик. Тому виникла необхідність створення спеціальних автоматичних систем, що полегшують пілотування.

В даний час система автоматичного управління польотом перетворилася на засоби, що тільки полегшував пілоту процес пілотування літаком, на засіб, що забезпечує ефективну експлуатацію сучасного літака. Це призвело до збільшення кількості завдань, які вирішуються бортовими системами автоматичного управління, ускладнення методів проектування, випробування та експлуатації таких систем.

На сучасному цивільному літаку різноманітні бортові системи та підсистеми управління складають складний навігаційно-пілотажний комплекс обладнання (НПК), який забезпечує зліт літака, політ за маршрутом та посадку на заданий аеродром за складних погодних умов.

Розглянемо завдання керування кутовим рухом ЛА.

Вектор швидкості центру мас ЛА як твердого тіла в кожний момент часу спрямований щодо траєкторії польоту. Отже, зміни напрямку траєкторії польоту у просторі необхідно змінювати напрям вектора швидкості. Величина та напрям вектора швидкості визначаються величиною та напрямком вектора сили тяги двигунів та аеродинамічними характеристиками ЛА.

Вектор сили тяги зазвичай орієнтується по відношенню до корпусу ЛА і на більшості режимів польоту його напрямок залишається незмінним або змінюється в обмежених межах.

Аеродинамічні характеристики ЛА (підйомна сила, бічна сила, сила будь-якого опору) залежать від положення вектора швидкості відносно зв'язаної системи координат, що визначається кутом атаки і ковзання. Отже, створення аеродинамічних сил ЛА повинен займати певне положення щодо вектора швидкості. Надання ЛА певних кутових положень складає основне завдання САУ кутовими рухами.

При цьому кутові координати та їх похідні, що характеризують рух ЛА по відношенню до центру мас, залишаються незмінними або змінюються за певними законами. Зазвичай здійснюється управління кутами тангажу, крену, нишпорення, атаки, ковзання та їх похідними.

При побудові САУ кутовими рухами ЛА вивчають динаміку перехідних процесів, вплив структури та параметрів систем управління якості процесів, і навіть розглядати питання синтезу управління отримання заданої якості процесу управління.

Системи автоматичного керування польотом повинні:

1) покращувати стійкість та керованість ЛА на всіх режимах польоту як при ручному, так і автоматичному управлінні;

2) забезпечувати управління кутовими рухами ЛА, рухами центру мас, наведення на цілі;

3) бути придатними для включення в роботу в будь-якому положенні ЛА та виводити ЛА у горизонтальний політ при допустимих навантаженнях;

4) мати зв'язок із системою управління при посадці та зльоті;

5) для стабілізації швидкості при надзвукових польотах та на посадкових режимах включати канал управління швидкістю з подачею сигналів на кермо висоти та на тягу двигунів;

6) передбачати пристрої для обмеження граничних режимів перевантаження, кутів крену, кутових швидкостей;

7) передбачати корекцію передавальних чисел за режимами польоту, а при широкому діапазоні зміни параметрів ЛА система управління повинна бути самоналаштовувана;

8) мати зв'язок із системою управління строєм літаків;

9) забезпечувати вибір та підтримання оптимальних режимів польоту (мінімальний час, максимальна дальність, мінімальна витрата палива, оптимальна траєкторія, автоматичне маневрування для збільшення живучості, тощо);

10) працювати у прийнятих для ЛА навколишніх зовнішніх умовах (температура, тиск, вологість, перевантаження, тощо);

11) бути комплексними з широким використанням принципів оптимальної інформаційної та структурної надмірності для підвищення надійності за достатньої схемної та конструктивної простоти;

12) мати достатню по елементну і схемну надійність.

Для аналізу систем автоматичної стабілізації існують різні методи:

1. За корінням характеристичного рівняння [4-6];
2. За логарифмічними частотними характеристиками [4-6];
3. По АФЧХ розімкнутої системи [4-6] та ін.
4. Для синтезу систем існують такі методи [4,5,8,10]:
5. З кореневого годографа;
6. Стандартні перехідні характеристики;
7. D – розбиття;
8. По заданому розташуванню нулів та полюсів;
9. Метод динамічного програмування Беллмана;
10. Принцип максимуму Понтрягіна та ін.

Визначення керованості та спостереження системи виконують, використовуючи відповідні матриці, які формуються з матриць, що характеризують систему у просторі станів. Визначення стійкості системи можна проводити, використовуючи перехідні процеси (розбіжний - нестійка, що сходиться - стійка), по корінням характеристичного рівняння (для безперервної системи корені повинні знаходитися в лівій S-напівплощині, дискретної - всередині кола одиничного радіусу Z-площини, щоб система була стійкою), за коефіцієнтами характеристичного рівняння (критерії Рауса, Гурвіца, Ляпунова-Шепа), по АФЧХ розімкнутої системи визначення стійкості замкнутої системи (критерій Найквіста), за ЛАФЧХ (логарифмічний критерій стійкості), виділення області стійкості за допомогою методу D-розбивання. Синтез закону управління виконують з урахуванням вимог щодо якості управління: тривалості перехідного процесу, статичної помилки, перерегулювання та інших обмежень, що накладаються вимогами ТЗ. Можливе використання модального управління – введення системи зворотних зв'язків по змінним стану для бажаного розташування полюсів [4,5,6,8,10].

Аналіз системи доцільно проводити, використовуючи частотні методи, оскільки на сьогоднішній день доступне програмне забезпечення MatLab 5.2 [11,12], яке добре справляється з такими завданнями. Також використовуючи MatLab можна виконати синтез законів управління та зробити моделювання системи. Доцільно аналізувати систему за такими напрямками: стійка чи нестійка (застосування критерію стійкості Найквіста); запаси стійкості, якість перехідних процесів має відповідати вимогам ТЗ.

Під час розгляду завдань, виконуваних системами автоматичного управління, видно, що вони мають складатися з низки автоматичних пристроїв. На пілотованих ЛА до таких пристроїв відносяться автомати управління, автопілоти, автомати тяги і командні системи управління.

Автомати управління (демпфери крену, тангажу і нишпорення, автомати стійкості) служать для поліпшення динамічних характеристик до - керованості та стійкості ЛА.

Автоматичні пристрої, що впливають на керуючі органи літака (керма висоти та напрямки, елерони тощо) та забезпечують автоматичне пілотування, називаються автопілотами. Близькими за своїми функціями є автомати тяги - автоматичні пристрої, що керують швидкістю польоту.

Командні системи управління служать для обробки різноманітної пілотажно-навігаційної інформації, необхідної для управління на траєкторії польоту, та видачі її льотчику у зручному для керування вигляді. При застосуванні командних систем роль льотчика зводиться до відпрацювання сформованих командних сигналів.

Сукупність зазначених автоматичних пристроїв утворює САУ пілотованих ЛА. Ця система може також включати ряд додаткових пристроїв, що забезпечують керування польотом у строю, керування аеропружними коливаннями та ін.

Типова функціональна схема системи керування наведена на рис. 1.7 [1-5].

Для системи управління літаком функціональна схема набуває більш конкретного вигляду (рис. 1.8) [1-3].



Рисунок 1.6 – Типова функціональна схема системи управління

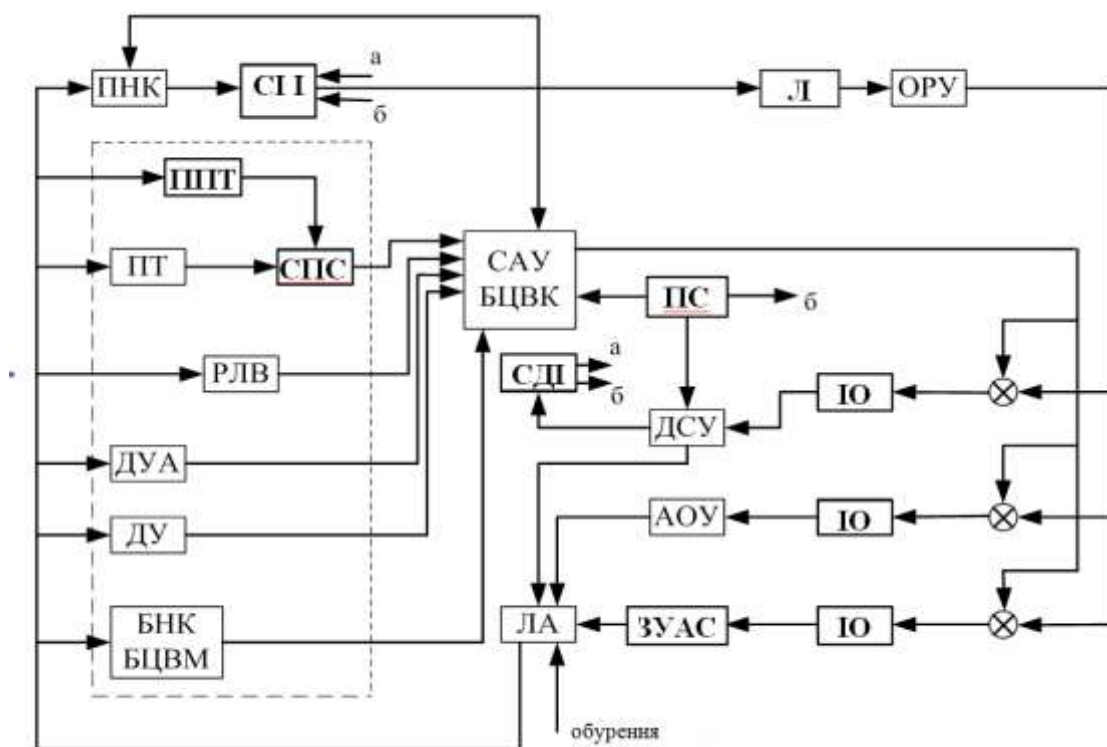


Рисунок 1.7 – Функціональна схема керування літаком

БНК – бортовий навігаційний комплекс; СПС – система повітряних сигналів; ПШТ – приймач повітряного тиску; ПТ - перетворювач температури; РЛВ - радіолокаційний висотомір; ПНК – пілотажно-навігаційний комплекс; Л – людина; ОРУ - органи ручного управління; ДСУ – двигуни силової установки; СДІ – система джерел інформації ДСУ; ПС – паливна система; ВВ – виконавчий орган; ЗУАС – засіб

управління аеродинамічними силами; АОУ - аеродинамічні органи управління; ЛА – літальний апарат.

Для системи стабілізації поздовжнього руху функціональна схема набуває вигляду, представленого на рис. 1.8.

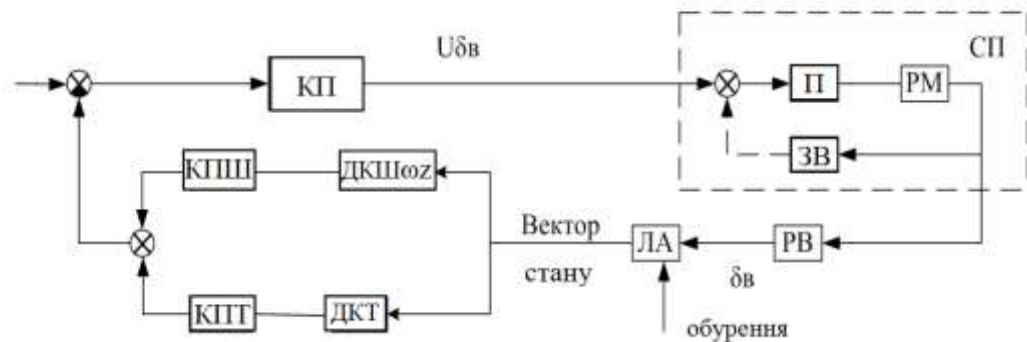


Рисунок 1.8 – Функціональна схема системи стабілізації кута тангажу

ДКШ ωz – датчик кутової швидкості ωz , ДКТ – датчик кута тангажу, КПШ – коригуючий пристрій для кутової швидкості, КПТ – коригуючий пристрій для кута тангажу, КП – коригуючий пристрій, П – підсилювач, РМ – рульова машина, ЗВ – зворотний зв'язок, $U\delta$ - шуправляющее вплив для відхилення керма висоти, δ_v - кут відхилення керма висоти.

1.2 Аналіз технічного завдання

Відповідно до технічного завдання (ТЗ) потрібно спроектувати систему стабілізації важкого літака в поздовжньому русі. На виконання поставленого завдання розглянемо основні вимоги, технічного завдання.

Рух літака як твердого тіла складається з двох рухів: рухи навколо центру мас та рухи центру мас.

ТЗ передбачає розробку системи стабілізації літака в поздовжньому каналі як складову частину системи стабілізації літака рухом ЛА в просторі. Метою управління в поздовжньому каналі є стабілізація кута тангажу, висоти польоту та параметрів руху центру мас ЛА.

СУ в поздовжньому каналі забезпечує стабілізацію кута тангажу за вимірюваннями за допомогою малогабаритної гіровертикалі (МГВ) та датчика кутової швидкості (ДКШ). Обчислені сигнали управління відпрацьовуються органом

управління – кермом висоти. Управління каналом тангажу здійснюється за принципом зворотний зв'язок, у контурі управління міститься об'єкт управління - літак. Обчислювальний пристрій (ОП) поздовжнього каналу мікропроцесорного типу, що реалізує закони управління в цифровому вигляді з подальшим перетворенням на аналогову величину - напруга.

Для опису динаміки об'єкта скористаємося вихідними рівняннями, лінеаризуємо їх щодо параметрів, що варіюються. Якщо коефіцієнти суттєво змінюватимуться у часі, застосуємо метод «заморожених» коефіцієнтів. Обґрунтувавши прийняті рішення, оберемо моделі ланок системи керування.

Проведемо попередній аналіз системи розглянувши перехідні процеси та скориставшись частотними методами аналізу (визначення стійкості системи за критерієм Найквіста та ін), побудовою логарифмічної амплітудної та фазочастотної характеристики (ЛАФЧХ). З отриманих даних оберемо і обґрунтуємо первинні закони управління, які забезпечують структури системи.

Один із основних етапів проектування-синтез законів управління аналогової і дискретної систем. Далі промодельюємо систему в цілому для різних режимів польоту, використовуючи комп'ютер та програмне забезпечення.

Виконуючи конструювання регулятора враховуємо обмеження на споживану потужність, габарити, масу, вплив навколишнього середовища та ін. Скористаємося передовими технологіями конструювання - мікромініатюризацією обладнання, принципом модульної побудови пристроїв та ін. Якщо регулятор буде дискретним, необхідно використовувати мікропроцесор .

1.3 Огляд науково-технічної літератури та патентів

Огляд науково-технічної літератури та патентів проводився для огляду сучасних ідей, методів та прикладів практичної побудови системи управління важкого літака в поздовжньому каналі. Пошук вівся за такими джерелами: MarkBTischler, RobertK.Rembler.Aircraft and rotorcraft system identification : engineering methods with flight-test examples.[29]. Видання третє, виправлене. Reston, видавництво «AmericanInstituteofAeronauticsandAstronautics», Книга є ідентифікацією, присвячена

системі літака та гвинтокрила: інженерні методи з прикладами льотних випробувань, 2006.

Книга містить усі основні розділи інженерних методів з прикладами льотних випробувань: гелікоптери, аеродинаміка, комп'ютерне моделювання, гвинтові літальні апарати, комп'ютерне моделювання, вертольоти, льотні випробування і т.д.

Книга розрахована на викладачів та студентів, що спеціалізуються в галузі автоматичного регулювання та управління, і може бути також використана інженерами та науковцями при самостійному вивченні питань теорії.

Jategaonkar, Ravindra V., 2006 Flight vehicles system identification : a time domain methodology. [30] Розглянуто загальні відомості про прогрес космонавтики та повітроплавання, влаштування та експлуатації автоматичних систем, БЦВМ, електроприводу, аерометричних та пілотажно-навігаційних приладів та систем, систем електропостачання, управління силовими установками, життєзабезпечення, автоматичного управління польотом, відображення інформації у кабінах екіпажу, реєстрації та наземної обробки польотних даних.

На перших літаках льотчик здійснював політ тільки на основі власних відчуттів. У міру ускладнення літаків і двигунів, збільшення швидкості та висоти польоту виникла необхідність встановлення на літаках різного обладнання, що допомагає льотчику успішно виконати польотне завдання. Першими навігаційно-пілотажними приладами були висотомір та показчик швидкості польоту. Для контролю роботи двигуна знадобилися тахометр, показчик тиску олії, показчик кількості бензину і т. п. Нарешті, польоти вночі та у хмарах стали можливими завдяки використанню гіроскопічних приладів - авіагоризонту та показчика повороту. Потім на літаках з'явилися прийом передавальні радіостанції та інше радіотехнічне обладнання. Процес збільшення числа та різноманітності елементів обладнання літаків йшов паралельно з розвитком авіації та ускладненням завдань, що виконуються нею. Термін « авіаційне обладнання » (АО) на сучасних літальних апаратах (ЛА) об'єднує велика кількість різноманітних бортових систем та комплексів. До них відносяться системи електропостачання та системи електроустаткування планера та двигуна, внутрішні та зовнішні світлотехнічні пристрої, системи автоматичного управління (САУ) польотом, навігаційні системи та пілотажно-навігаційні комплекси, системи приладового

обладнання, системи забезпечення життєдіяльності екіпажу, оптико-електронні системи та комплекси повітряної розвідки та ряд інших систем. Крім того, до АТ відносяться системи реєстрації та обробки польотних даних, бортові та наземні централізовані автоматичні системи контролю стану авіаційної техніки (АТ), а також пілотажні та комплексні тренажери для наземної підготовки екіпажів ЛА.

2 АНАЛІЗ І СИНТЕЗ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ВАЖКОГО ЛІТАКА У ПОЗДОВЖНЬОМУ КАНАЛІ

2.1 Вибір та обґрунтування структурної схеми системи

Вихідна модель літака як об'єкта управління є сукупністю нелінійних диференціальних рівнянь [8-10]. Спрощені рівняння формують на основі вихідних систем рівнянь, що описують стан об'єкта. Спрощення вихідних рівнянь виконують за допомогою методів редукції, декомпозиції та лінеаризації [7,8,10].

Отримання лінійних рівнянь ґрунтується на використанні методів лінеаризації та декомпозиції. У процесі лінеаризації на основі нелінійних рівнянь формують систему лінійних диференціальних рівнянь і застосовуючи декомпозицію, одержують спрощену лінійну модель. Відповідно до специфіки вихідних нелінійних рівнянь найбільш зручним для лінеаризації є метод малих збурень [7]

Вид траєкторії – координований (правильний) розворот (див. рис. 1.4). Основа цієї стратегії - використання проекції аеродинамічної підйомної сили на горизонтальну площину, виключення кута ковзання [6-8] .

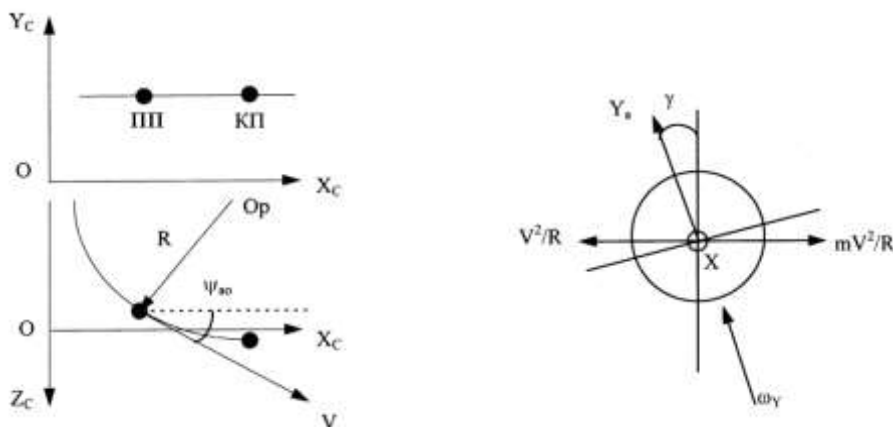


Рисунок 2.1 – Координований розворот:

ПП - початкове положення; КП - кінцеве положення; O_p – центр дуги кола траєкторії

Визначимо необхідні значення параметрів стану об'єкта. Для цього скористаємось програмними рівняннями руху. Необхідно врахувати вид траєкторії програмного руху.

Виходячи зі стратегії управління для координованого розвороту (використання проекції аеродіамічної підйомної сили об'єкта на горизонтальну площину для компенсації впливу доцентрового прискорення) маємо вихідні дані та очевидні співвідношення:

$$X_z = 750\text{м}; Y_{co} = 3500\text{м}; Z_{co} = -120\text{м}; V_o = 140\text{м/с}; \mathcal{G}_{a0} \equiv 0 \text{ радий}; V_{uc} \equiv Y_{co}; \psi_{a0} = -0,52 \text{ рад}; \psi_0 \equiv \psi_{a0}; \beta \equiv 0 \text{ радий}; R = 1070\text{м}.$$

Для спрощення керування швидкість сила тяги підтримуються постійними.

Кут крену також постійний і визначається з виразів:

$$Y_a \sin \gamma + m \frac{V^2}{R} = 0; \quad (2.2)$$

$$Y_a \cos \gamma \approx mg. \quad (2.3)$$

Визначимо параметри атмосфери. Вони будуть постійними, оскільки політ здійснюється на постійній висоті:

$$\rho = \rho_0 e^{-\frac{g}{RT} y_c}; P_H = RT \rho; \rho_0, R, T, g = const. \quad (2.6)$$

Визначимо коефіцієнти аеродинамічних сил та моментів. Вони є нелінійними функціями чотирьох груп параметрів [1]:

- параметрів навколишнього повітряного середовища;
- кінематичних параметрів (параметрів руху) літака;
- параметрів, що характеризують незмінну конфігурацію літака;
- параметрів, що характеризують змінну конфігурацію літака - кутів відхилення засобів управління аеродинамічних сил.

Коефіцієнти аеродинамічних сил вибираємо у такому вигляді:

$$C_x = C_{x0} + C_x^\alpha \alpha^2; \quad (2.7)$$

$$C_Y = C_{Y0} + C_Y^\alpha \alpha. \quad (2.8)$$

Представимо коефіцієнти аеродинамічних моментів, при цьому врахуємо демпфуючі, другі демпфуючі, спіральні, що управляють, момент:

$$m_Y = m_Y^\beta \beta + m_Y^{\dot{\beta}} \dot{\beta} + m_Y^{\omega x} \omega x + m_Y^{\omega y} \omega y + m_Y^{\delta p n} \delta p n; \quad (2.9)$$

$$m_Z = m_{Z0} + m_Z^\alpha \alpha + m_Z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + m_Z^\beta \beta + m_Z^{\omega x} \omega x + m_Z^{\omega y} \omega y + m_Z^{\omega z} \omega z + m_Z^{\delta p n} \delta p n + m_Z^{\delta p s} \delta p s. \quad (2.10)$$

Представимо складові аеродинамічної сили та моменту, використовуючи розкладання в ряд Тейлора та відкидаючи члени другого порядку малості:

$$X_a = X_{a0} + X_a^\alpha \Delta \alpha + X_a^v \Delta V; \quad (2.11)$$

$$X_a = (C_{X0} + C_X^\alpha \alpha_0^2) \frac{\rho V_0^2}{2} S + \frac{\rho V_0^2}{2} C_X^\alpha \Delta \alpha + (C_X^v \frac{\rho V_0^2}{2} + C_{X0} \rho V_0 S) \Delta V; \quad (2.12)$$

$$Y_a = Y_{a0} + Y_a^\alpha \Delta \alpha + Y_a^v \Delta V; \quad (2.14)$$

$$Y_a = (C_{Y0} + C_Y^\alpha \alpha_0^2) \frac{\rho V_0^2}{2} S + \frac{\rho V_0^2}{2} C_Y^\alpha \Delta \alpha + (C_Y^v \frac{\rho V_0^2}{2} + C_{Y0} \rho V_0 S) \Delta V; \quad (2.13)$$

$$M_Z = M_{Z0} + M_Z^v \Delta V + M_Z^\alpha \Delta \alpha + M_Z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + M_Z^{\omega x} \Delta \omega x + M_Z^{\omega y} \Delta \omega y + M_Z^{\omega z} \Delta \omega z + M_Z^{\delta p s} \delta p s; \quad (2.14)$$

$$M_z = m_z \frac{\rho V^2}{2} Sl = m_{zr} \frac{\rho V_0^2}{2} Sl + m_{zr} \rho V_r Sl \Delta V + \frac{\rho V_0^2}{2} Sl m_z^\alpha \Delta \alpha + \frac{\rho V_0^2}{2} Sl m_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \frac{\rho V_0^2}{2} Sl m_z^{\omega x} \Delta \omega x + \frac{\rho V_0^2}{2} Sl m_z^{\omega y} \Delta \omega y + \frac{\rho V_0^2}{2} Sl m_z^{\omega z} \Delta \omega z + \frac{\rho V_0^2}{2} Sl m_z^{\delta p s} \delta p s; \quad (2.15)$$

$$M_{Y0} = (m_Y^\beta \beta_0 + m_Y^{\dot{\beta}} \dot{\beta}_0 + m_Y^{\omega x} \omega_{x0} + m_Y^{\omega y} \omega_{y0} + m_Y^{\delta p n} \delta p n_0) \frac{\rho V_0^2}{2} Sl. \quad (2.17)$$

Підставимо у виразі:

$$M_Y = (m_Y^\beta \beta_0 + m_Y^{\dot{\beta}} \dot{\beta}_0 + m_Y^{\omega x} (\dot{\gamma}_0 - \dot{\vartheta}_0 \sin \psi_0) + m_Y^{\omega y} (\dot{\psi}_0 \cos \gamma_0 + \dot{\vartheta}_0 \cos \psi_0 \sin \gamma_0) + m_Y^{\delta p n} \delta p n_0) \frac{\rho V_0^2}{2} Sl; \quad (2.18)$$

$$M_Z = M_{Zr} + M_{Zv} \Delta V + M_Z^\alpha \Delta \alpha + M_Z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} - \sin \psi_0 M_Z^{\omega x} \Delta \dot{\vartheta} +$$

$$+ \text{Cos} \psi_0 \text{Sin} \gamma_0 M_Z^{\omega_y} \Delta \dot{\mathcal{G}} + M_Z^{\omega_z} \Delta \omega_z + M_Z^{\dot{\varphi}^6} \delta p_6. \quad (2.19)$$

Визначимо кут атаки α_0 та кут крену γ_0 з наступних виразів:

$$\begin{cases} Y_a \text{Sin} \gamma_0 + m W_Z = 0; \\ Y_a \text{Cos} \gamma_0 = mg; \end{cases}$$

$$W_Z = \frac{V_0^2}{R}$$

Використовуючи вираз (2.14), отримаємо:

$$\begin{cases} (C_{Y0} + C_Y^{\alpha} \alpha_0) \frac{\rho_0 V_0^2}{2} S \text{Sin} \gamma_0 + m \frac{V^2}{R} = 0; \\ (C_{Y0} + C_Y^{\alpha} \alpha_0) \frac{\rho_0 V_0^2}{2} S \text{Cos} \gamma_0 = mg. \end{cases} \quad (2.20)$$

Вирішимо це рівняння щодо α_0, γ_0 . Отримаємо $\alpha_0, \gamma_0 = \text{const}$.

Після спрощення виразів взаємозв'язку кутів $\alpha, \beta, \gamma, \psi, \mathcal{G}, \gamma_a, \psi_a, \mathcal{G}_a$ у виразах (П1.13) - (П1.15) отримаємо:

$$\gamma_a \approx \gamma_0; \mathcal{G}_0 = \mathcal{G}_{a0} + \alpha_0; \psi_0 = \psi_{a0} + \beta_0. \quad (2.21)$$

Виходячи з виду руху очевидно, що:

$$\dot{\gamma}_0 = \dot{\gamma}_{a0} \equiv 0; \dot{\mathcal{G}}_0 = \dot{\mathcal{G}}_{a0} \equiv 0; \dot{\psi}_0 = \dot{\psi}_{a0} = \omega_0 = \frac{V}{R} = \text{const}. \quad (2.22)$$

Тоді

$$\psi_{a0} = \omega_0 t + \psi_{a0}. \quad (2.23)$$

Момент сили тяги, що створюється двигунами, визначається за формулою

$$\bar{M}_P = \sum_{i=1}^4 \bar{r}_i \cdot \bar{p}_i;$$

$$\bar{M}_P = \sum_{i=1}^4 \begin{vmatrix} \bar{X} & \bar{Y} & \bar{Z} \\ r_{x_i} & r_{y_i} & r_{z_i} \\ P_i & 0 & 0 \end{vmatrix};$$

Звідки

$$M_{PY} = \sum_{i=1}^4 P_i \cdot r_{z_i}; \quad M_{PZ} = -\sum_{i=1}^4 P_i \cdot r_{y_i}. \quad (2.24)$$

Знайдемо необхідні значення кутів відхилення керуючих органів. Для управління координованим розворотом використовується кермо висоти, кермо напрямку та елерони.

Знайдемо потрібний кут відхилення керма напрямку δ_{PHT} :

$$I_{YY} \dot{\omega}_{Y0} - I_{XY} \dot{\omega}_{X0} + (I_{XX} - I_{ZZ}) \omega_{X0} \omega_{Z0} - I_{XY} \omega_{Y0} \omega_{Z0} =$$

$$= (m_Y^\beta \beta_0 + m_Y^\beta \dot{\beta}_0 + m_Y^{\omega X} \omega_{X0} + m_Y^{\omega Y} \omega_{Y0} + m_Y^{\delta_{PH}} \delta_{PH0}) \frac{\rho V_0^2}{2} Sl + M_{PY0}. \quad (2.25)$$

Знайдемо потрібний кут відхилення керма висоти δ_{PB0} з рівняння (2.26):

$$I_{YY} \dot{\omega}_{Z0} - I_{XY} (\omega_{X0}^2 - \omega_{Y0}^2) + (I_{YY} - I_{XX}) \omega_{X0} \omega_{Y0} = (m_{Z0} + m_Z^\alpha \alpha_0 + m_Z^\alpha \dot{\alpha}_0 + m_Z^\beta \beta_0 +$$

$$+ m_Z^{\omega X} \omega_{X0} + m_Z^{\omega Y} \omega_{Y0} + m_Z^{\omega Z} \omega_{Z0} + m_Z^{\delta_{PH}} \delta_{PH0} + m_Z^{\delta_{PB}} \delta_{PB0}) \frac{\rho V_0^2}{2} Sl + M_{PZ0}. \quad (2.26)$$

В результаті при виконанні відповідних розрахунків можна визначити будь-який параметр програмного руху як функцію часу.

Виконаємо лінеаризацію рівнянь, що описують подовжній рух. Це рівняння кінематики та динаміки руху центру мас щодо першої та другої осей (див. формули

(ПА.1), (ПА.2), (ПА.4), (ПА.5)), рівняння кінематики та динаміки кутового руху щодо центру мас (див. формули (ПА.9), (ПА.12)).

Варіюємо наступні змінні, що характеризують подовжній рух:

$$V = V_0 + \Delta V; \quad (2.27)$$

$$X_C = X_{C0} + \Delta X_C; \quad (2.28)$$

$$Y_C = Y_{C0} + \Delta Y_C; \quad (2.29)$$

$$\omega_z = \omega_{z0} + \Delta \omega_z; \quad (2.30)$$

$$\alpha = \alpha_0 + \Delta \alpha; \quad (2.31)$$

$$\vartheta = \vartheta_0 + \Delta \vartheta; \quad (2.32)$$

$$\vartheta_a = \vartheta_{a0} + \Delta \vartheta_a. \quad (2.33)$$

Підставивши ці вирази, виконаємо лінеаризацію. Використовуємо такі припущення: при розкладанні до ряду Тейлора опускаємо члени другого і більшого порядку малості; добуток двох варіацій вважаємо рівним нулю, синус варіації вважаємо рівним варіації, косинус варіації вважаємо рівним одиниці. З рівнянь обуреного руху віднімемо рівняння необуреного руху отримання робочих рівнянь. Підставимо в них потрібні значення параметрів руху.

Далі висловимо $\Delta \vartheta_a$ як функцію $\Delta \vartheta_a$, $\Delta \alpha$ та необхідних параметрів кутового положення літака, використовуючи вираз (А.13) взаємозв'язку між кутами та виконавши спрощення (див. вирази (В.2) – (В.4)). Виразимо $\Delta \vartheta_a$, використовуючи похідну формули (А.13) і спростивши вираз (див. вирази (В.6) – (В.10)).

2.2 Розробка моделей об'єкта автоматичного управління та елементів системи

Отримаємо рівняння необхідного руху (див. додаток Б) та лінеаризовані рівняння літака (див. додаток В). Для цього використовуємо числа та залежності:

$$\begin{aligned}
X_{C_0} &= 750\text{м}; Y_{C_0} = 3500\text{м}; Z_{C_0} = -120\text{м}; V_0 = 140\text{м/с}; \mathcal{G}_{a_0} \equiv 0\text{рад}; Y_C \equiv Y_{C_0}; \\
\psi_{a_0} &= -0,52\text{рад}; \psi_a \equiv \psi_{a_0}; \beta \equiv 0; R = 1070\text{ м}; \gamma_{a_0} \approx \gamma_0; \mathcal{G}_0 = \mathcal{G}_{a_0} + \alpha_0; \psi_0 = \psi_{a_0} + \beta_0; \dot{\gamma}_{a_0} = \dot{\gamma}_0 \equiv 0; \\
\dot{\mathcal{G}}_{a_0} &= \dot{\mathcal{G}}_0 \equiv 0; \dot{\psi}_0 = \dot{\psi}_{a_0} = \omega_0; \psi_{a_0} = \psi_0 t + \psi_{a_0}.
\end{aligned}$$

Наступні значення визначаються використанням рис. Е.1 - Е.10:

$$\begin{aligned}
I_{XX} &= 63 \cdot 10^6 \text{ кг} \cdot \text{м}^2; I_{YY} = 92 \cdot 10^6 \text{ кг} \cdot \text{м}^2; I_{ZZ} = 32 \cdot 10^6 \text{ кг} \cdot \text{м}^2; I_{XY} = 97 \cdot 10^4 \text{ кг} \cdot \text{м}^2; C_{X_0} = 0,75; \\
C_{Y_0} &= 0,747; C_X^\alpha = 0,802 \text{ 1/рад}; C_Y^\alpha = 5,72 \text{ 1/рад}; m_Y^{\omega y} = -0,41 \text{ с/рад}; m_Y^{\delta_{PH}} = -0,53 \text{ 1/рад}; \\
m_{Z_0} &= -0,01; m_Z^{\omega x} = -0,1 \text{ с/рад}; m_Z^{\omega y} = -0,3 \text{ с/рад}; m_Z^{\omega z} = -0,25 \text{ с/рад}; m_Z^\alpha = -0,95 \text{ 1/рад}; \\
m_Z^* &= -0,014 \text{ 1/рад}; m_Z^{\delta_{PH}} = -0,065 \text{ 1/рад}; m_Z^{\delta_{PB}} = -1,52 \text{ 1/рад}.
\end{aligned}$$

Момент, створюваний силою тяги двигуна визначимо за формулами (2.24):

$$\begin{aligned}
M_{PY} &= 197500 \cdot (17,668 + 9,932 - 9,932 - 17,668) = 0; \\
M_{PZ} &= -197500 \cdot (-2,345 - 1,545 - 1,545 - 2,345) = 1536550 \text{ Нм}.
\end{aligned}$$

Гравітаційне прискорення на даній висоті:

$$\begin{aligned}
g &= g_0 \cdot R_3^2 / (R_3 + Y_C)^2; & (2.34) \\
g &= 9,8 \cdot 6378165^2 / (6378165 + 3500)^2 = 9,79 \text{ м/с}^2.
\end{aligned}$$

Параметри атмосфери визначаються за формулами (ПА.17):

$$\begin{aligned}
\rho &= 1,225 e^{\frac{9,8}{287,1 \cdot 288,15} \cdot 3500}; \rho = 0,809 \text{ кг/м}^3; \\
a &= 20 \sqrt{288,15}; a = 339,5 \text{ м/с}.
\end{aligned}$$

Кути атаки, крену обчислимо, використовуючи вирази (2.20):

$$\begin{cases} (0,747 + 5,73\alpha_0) \frac{0,809 \cdot 140^2}{2} 628,5 \sin \gamma_0 + 360000 \frac{140^2}{1070} = 0; \\ (0,747 + 5,73\alpha_0) \frac{0,809 \cdot 140^2}{2} 628,5 \sin \gamma_0 = 360000 \cdot 9,79; \end{cases}$$

$$\gamma_0 = -1,08 \text{ рад}, \alpha_0 = 0,131 \text{ рад}.$$

Кутова швидкість визначається з виразу (2.22):

$$\omega_0 = \frac{140}{1070} = 0,131 \text{ рад/с}.$$

Час польоту по дузі як координований розворот знайдемо з формули(2.23):

$$t_{\Pi} = (\psi_{aK} - \psi_{a0}) / \omega_0; \quad (2.35)$$

$$t_{\Pi} = (0 - (-0,52)) / 0,13 = 3,969 \text{ с}.$$

Необхідний кут δ_{PHT} визначимо з виразу (2.25):

$$\begin{aligned} & 92 \cdot 10^6 \cdot 0 - 97 \cdot 10^4 \cdot 0 + (63 - 32) \cdot 10^6 \cdot 0 - 97 \cdot 10^4 \cdot 0,131 \cdot \cos(-1,38) \cdot (-0,131) \cdot \sin(-1,38) = \\ & = (m_Y^{\beta} \cdot 0 + m_Y^{\beta*} \cdot 0 + m_Y^{\omega x} \cdot 0 - 0,41 \cdot 0,131 \cdot \cos(-1,38) - 0,53 \delta_{PH0}) \frac{0,8 \cdot 140^2}{2} 628,5 \cdot 72,3 + 0; \\ & \delta_{PHT} = -0,047 \text{ рад}. \end{aligned}$$

Необхідний кут δ_{PB} визначимо з виразу (2.26):

$$\begin{aligned} & 32 \cdot 10^6 \cdot 0 + (92 - 33) \cdot 10^6 \cdot 0 - 97 \cdot 10^4 (0^2 - (0,131 \cdot \cos(-1,38))^2) = (-0,01 - 0,95 \cdot 0,131 - \\ & - 0,014 \cdot 0 + m_Z^{\beta} \cdot 0 + m_Z^{\omega x} \cdot 0 - 0,3 \cdot 0,131 \cdot \cos(-1,38) - 0,25 \cdot (-0,131) \cdot \sin(-1,38) - 0,065 \cdot \\ & \cdot (-0,047) - 1,52 \delta_{PH0}) \frac{0,8 \cdot 140^2}{2} 628,5 \cdot 72,3 + 1536550; \\ & \delta_{PB} = -0,115 \text{ рад}. \end{aligned}$$

Коефіцієнти перерахунку варіації швидкісного кута тангажу та його похідної визначимо за залежностями (ПЗ.2) – (ПЗ.4), (ПЗ.6) – (ПЗ.10).

Вибираємо : $A_{\Delta\alpha} = -0.51$; $A_{\Delta\vartheta} = -0.22$; $B_{\Delta\vartheta} = -0.96$; $B_{\Delta\alpha} = -0.52$; $B_{\Delta\vartheta} = 0.01$;
 $B_{\Delta\alpha} = -0.03$.

Отримання робочих рівнянь зводиться вибору потрібних рівнянь і підстановці чисел. Поздовжній рух описується двома рівняннями кінематики центру мас щодо осей X_c , Y_c (див. формули (В.12), (В.17)), рівняннями динаміки центру мас щодо осей X_a , Y_a (див. формули (В.22), (В.28)), рівнянням кінематики кутового руху щодо осі Z (див. формулу (В.35)), рівнянням динаміки кутового руху щодо осі Z_c (див. (В.42)):

$$\Delta \dot{X}_c = a_{11}\Delta\alpha + a_{12}\Delta\vartheta + a_{13}\Delta V; \quad (2.36)$$

$$\Delta \dot{Y}_c = a_{21}\Delta\alpha + a_{22}\Delta\vartheta + a_{23}\Delta V; \quad (2.37)$$

$$b_{31}\Delta \dot{V} = a_{31}\Delta\alpha + a_{32}\Delta V + a_{33}\Delta\vartheta + F_{BX}; \quad (2.38)$$

$$b_{41}\Delta \dot{\vartheta} + b_{42}\Delta \dot{\alpha} = a_{41}\Delta\alpha + a_{42}\Delta V + a_{43}\Delta\vartheta + F_{BY}; \quad (2.39)$$

$$b_{51}\Delta \dot{\vartheta} = \Delta\omega_z; \quad (2.40)$$

$$b_{61}\Delta \dot{\omega}_z + b_{62}\Delta \dot{\vartheta} + b_{63}\Delta \dot{\alpha} = M_{BZ} + a_{61}\Delta V + a_{62}\Delta\alpha + a_{63}\Delta\omega_z + a_{64}\delta_{PB}. \quad (2.41)$$

Застосовуючи метод «заморожених» коефіцієнтів [1,5], отримаємо значення коефіцієнтів системи рівнянь (див. табл. Г.1):

$a_{11} = 0$; $a_{12} = 0$; $a_{13} = 0.95$; $a_{21} = -68.05$; $a_{22} = -29.35$; $a_{23} = 0$; $b_{31} = 360000$; $a_{31} = 5685327.1$;
 $a_{32} = 12847.77$; $a_{33} = 738936$; $b_{41} = 21734952$; $b_{42} = -11773099$; $a_{41} = 27922969$; $a_{42} = 65271.61$;
 $a_{43} = -421241.8$; $b_{51} = 0.449$; $b_{61} = 32 \cdot 10^6$; $b_{62} = -49449959$; $b_{63} = 5045101.3$; $a_{61} = -21898$;
 $a_{62} = -344132786$; $a_{63} = -90091095$; $a_{64} = -547753861$.

Наведемо рівняння (2.36)-(2.41) до нормальної форми Коші:

$$\Delta \dot{X}_c = a_{11}\Delta\alpha + a_{12}\Delta\vartheta + a_{13}\Delta V; \quad (2.42)$$

$$\Delta \dot{Y}_C = a_{21}\Delta\alpha + a_{22}\Delta\vartheta + a_{23}\Delta V; \quad (2.43)$$

$$\Delta \dot{V} = a_{31}/b_{31}\Delta\alpha + a_{32}/b_{31}\Delta V + a_{33}/b_{31}\Delta\vartheta + 1/b_{31}F_{BX}; \quad (2.44)$$

$$\Delta \dot{\alpha} = a_{41}/b_{42}\Delta\alpha + a_{42}/b_{42}\Delta V + a_{43}/b_{42}\Delta\vartheta + 1/b_{42}F_{BY} - b_{41}/(b_{42} \cdot b_{51})\Delta\omega_z; \quad (2.45)$$

$$\Delta \dot{\vartheta} = 1/b_{51}\Delta\omega_z; \quad (2.46)$$

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\omega}_z = & 1/b_{61}M_{BZ} + (a_{61} - b_{63} \cdot a_{42}/b_{42})/b_{61}\Delta V + (a_{62} - b_{63} \cdot a_{41}/b_{42})/b_{61}\Delta\alpha + \\ & + (a_{63} - b_{62}/b_{51} + b_{63} \cdot b_{41}/(b_{42} \cdot b_{51}))/b_{61}\Delta\omega_z + a_{64}/b_{61}\delta_{PB} - \\ & - a_{43} \cdot b_{63}/(b_{42} \cdot b_{61})\Delta\vartheta - b_{63}/(b_{42} \cdot b_{61})F_{BY}. \end{aligned} \quad (2.47)$$

Підставляючи значення коефіцієнтів рівнянь у виразі (2.42) – (2.46) отримаємо рівняння у нормальній формі Коші з числовими коефіцієнтами:

$$\Delta \dot{X}_C = 0.9531\Delta V; \quad (2.48)$$

$$\Delta \dot{Y}_C = -68.0503\Delta\alpha - 29.3551\Delta\vartheta; \quad (2.49)$$

$$\Delta \dot{V} = 15.7925\Delta\alpha + 0.03569\Delta V + 2.0526\Delta\vartheta + 2.7778 \cdot 10^{-6} F_{BX}; \quad (2.50)$$

$$\Delta \dot{\alpha} = 4.1097\Delta\omega_z - 2.3717\Delta\alpha - 0.0055\Delta V + 0.0357\Delta\vartheta - 8.4939 \cdot 10^{-8} F_{BY}; \quad (2.51)$$

$$\Delta \dot{\vartheta} = 2.2261\Delta\omega_z; \quad (2.52)$$

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\omega}_z = & 3.125 \cdot 10^{-8} M_{BZ} - 0.0015\Delta V - 10.3802\Delta\alpha - 0.0232\Delta\omega_z - \\ & - 17.1173\delta_{PB} + 1,3391 \cdot 10^{-8} F_{BY}. \end{aligned} \quad (2.53)$$

Сформуємо робочу модель літака в поздовжньому кутовому русі:

$$\Delta \dot{\vartheta} = 2.2261\Delta\omega_z; \quad (2.54)$$

$$\Delta \dot{\omega}_z = 3.125 \cdot 10^{-8} M_{BZ} + 1.3391 \cdot 10^{-8} F_{BY} - 10.3802\Delta\alpha - 0.0232\Delta\omega_z - 17.1173\delta_{PB}; \quad (2.55)$$

$$\Delta \dot{\alpha} = 4,1097\Delta\omega_z - 2.3717\Delta\alpha + 0.0357\Delta\vartheta - 8.4939 \cdot 10^{-8} F_{BY}. \quad (2.56)$$

Наведемо систему до форми простору станів:

$$\begin{aligned} \dot{X} &= AX + BU; \quad X = [X_1 \quad X_2 \quad X_3]^T; \quad V = [V_1 \quad V_2 \quad V_3]^T; \\ Y &= CX + DU; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} X_1 &= \Delta \mathcal{G}; \quad U_1 = \delta_{PB}; \quad Y_1 = \mathcal{G}; \\ X_2 &= \Delta \omega z; \quad U_2 = F_{BY}; \quad Y_2 = \omega z; \\ X_3 &= \Delta \alpha; \quad U_3 = M_{BZ}; \end{aligned} \quad (2.57)$$

$$A = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix};$$

$$A_{11} = A_{13} = A_{21} = 0; \quad (2.58)$$

$$A_{12} = 1/b_{51}; \quad (2.59)$$

$$A_{22} = (a_{63} - b_{62}/b_{51} + b_{63} \cdot b_{41}/(b_{42} \cdot b_{51}))/b_{61}; \quad (2.60)$$

$$A_{23} = (a_{62} - b_{63} \cdot a_{41}/b_{42})/b_{61}; \quad (2.61)$$

$$A_{31} = a_{43}/b_{42}; \quad (2.62)$$

$$A_{32} = -b_{41}/(b_{51} \cdot b_{42}); \quad (2.63)$$

$$A_{33} = a_{41}/b_{42}; \quad (2.64)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 2.2261 & 0 \\ 0 & -0.0232 & -10.3802 \\ 0.0357 & 4.1097 & -2.3717 \end{bmatrix}; \quad (2.65)$$

$$B = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{13} \\ B_{21} & B_{22} & B_{23} \\ B_{31} & B_{32} & B_{33} \end{bmatrix};$$

$$B_{11} = B_{12} = B_{13} = B_{31} = B_{33} = 0; \quad (2.66)$$

$$B_{21} = a_{64}/b_{61}; \quad (2.67)$$

$$B_{22} = -b_{63}/(b_{42} \cdot b_{61}); \quad (2.68)$$

$$B_{22} = 1/b_{61}; \quad (2.69)$$

$$B_{22} = 1/b_{42}; \quad (2.70)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -17.1173 & 1.3391 \cdot 10^{-8} & 3.125 \cdot 10^{-8} \\ 0 & -8.4939 \cdot 10^{-8} & 0 \end{bmatrix}; \quad (2.71)$$

$$C = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \end{bmatrix};$$

$$C_{11} = C_{22} = 1; C_{12} = C_{13} = C_{21} = C_{23} = 0; \quad (2.72)$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}; \quad (2.73)$$

$$D = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{13} \\ D_{21} & D_{22} & D_{23} \end{bmatrix};$$

$$D_{11} = D_{12} = D_{13} = D_{21} = D_{22} = D_{23} = 0, \quad (2.74)$$

$$D = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (2.75)$$

Методична сторона питання, лінеаризації системи диференціальних рівнянь руху ЛА, досить повно висвітлюється у низці робіт з динаміці польоту З. Нагадаємо, що сутність методу лінеаризації рівнянь ґрунтується на припущенні, що параметри збуреного руху ($V, \alpha, \beta, \gamma, \vartheta, \psi, \dots$ і їх похідні) мало відрізняються від параметрів вихідного руху в той самий момент часу. Тоді в управліннях руху можна знехтувати членами, що містять відхилення параметрів збуреного руху від параметрів вихідного руху в ступенях вище за першу, як малими вищого порядку.

Активний інтерес фахівців з теорії автоматичного рівняння до алгебраїчних методів аналізу та синтезу САУ, що віродився в шістдесяті роки ХХ-го століття, привів до створення так званої сучасної теорії автоматичного рівняння, в основі якої лежить метод простору станів.

2.3 Аналіз властивостей об'єкта автоматичного управління

Формування функціональної схеми системи стабілізації літака.

Сформуємо модель системи стабілізації літака з урахуванням отриманих раніше моделей літака, моделей датчиків, сервопривода.

Об'єкт управління описується у формі простору станів, входом є відхилення керма висоти δ_{PB} , що обурюють дії F_{BY} , M_{BZ} . Вихідні параметри: кут атаки $\Delta\alpha$, кут тангажу $\Delta\vartheta$ та кутова швидкість $\Delta\omega_z$. Далі сформуємо закон керування на основі параметрів, виміряних приладами, сигнал керування подається на сервопривід, який реалізує відхилення керма висоти. Відповідно до цього система подається у вигляді, зображеному на рис.3.1.

У цій схемі необхідне значення тангажу задається в процесі польоту за допомогою ЗУ. У неї також надходять сигнали про поточні значення кута тангажу і про кутові швидкості ω_z . Залежно від значень зазначених параметрів реалізується закон управління та здійснюється відповідний керуючий вплив, який передається на РОЗУМ. Для цієї системи реалізуватимемо пропорційно-диференціальний (ПД) закон управління. Після посилення та узгодження керуючий вплив передається на СП. Сервопривід перетворює вхідний вплив на відповідне переміщення органів управління (δ_{pv}).

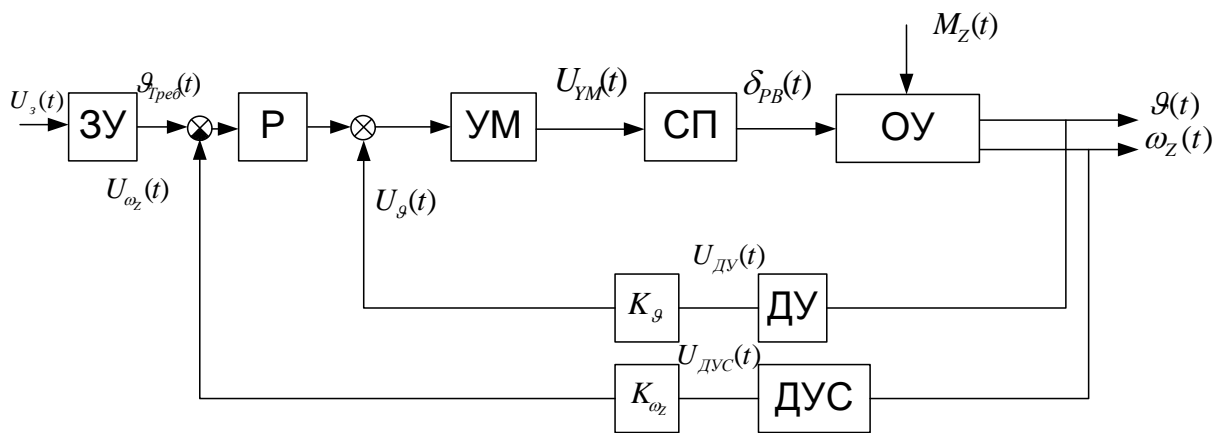


Рисунок 2.1 – Функціональна схема системи керування літака

На рис. 2.1 позначено: P- регулятор; K_{ω_z} , K_g - Коефіцієнти посилення відповідно ДУС, ДК; $g_{пред}(t)$ - Необхідне значення кута тангажу польоту; $\delta_{pv}(t)$ - Кут відхилення керма висоти; $M_z(t)$ - обурююча дія при поздовжньому русі ЛА; $\omega_z(t)$ – отримане значення кутової швидкості тангажу; $v(t)$ – отримане значення кута тангажу; $U_{дв}(t)$ - напруга на виході швидкісного гіроскопа; $U_{двс}(t)$ – напруга на виході гіровертикалі .

У цій схемі необхідне значення кута тангажу $g(t)$ задається в процесі польоту з допомогою ЗУ. На СУ також надходить сигнал про поточні значення кута тангажу. Після посилення та узгодження керуючий вплив $U_{пв}(t)$ передається на СП. Сервопривід перетворює вхідний вплив на переміщення органів управління δ_{pv} .

Датчики кута та кутової швидкості перетворюють кути тангажу та кутові швидкості ω_z у відповідну напругу $U_{дв}(t) \cdot U_{двс}(t)$

Відповідно до наведених у ТЗ вимог до якості процесу управління можна визначити структуру та параметри законів управління контурів системи, що

забезпечують стійкість та необхідну якість процесів, а також виконати аналіз впливу відхилення параметрів об'єкта та регулятора на зазначені показники.

Виберемо передавальні функції елементів, що входять в контур системи управління літаком.

Передаточна функція сервоприводу представлена у вигляді аперіодичної ланки:

$$W_{СП}(s) = \frac{\delta_{PB}(s)}{U_{VM}(s)} = \frac{K_{СП}}{T_{СП} \cdot s + 1} = \frac{1}{0.13 \cdot s + 1}. \quad (2.76)$$

Передачу функцію датчика кута представимо у вигляді:

$$W_{ДВ}(s) = \frac{U_{ДВ}(s)}{\vartheta(s)} = k_{ДВ}(s) = 0.65 \text{ В/град}. \quad (2.78)$$

Передатна функція датчика кутової швидкості представлена у вигляді:

$$W_{ДВС}(s) = \frac{U_{ДВС}(s)}{\omega_Z(s)} = k_{ДВС}(s) = 0.76 \text{ В/(град/с)}. \quad (2.79)$$

Передаточна функція підсилювача напруги кута:

$$W_{\dot{\vartheta}}(s) = \frac{U_{\dot{\vartheta}}(s)}{U_{ДВ}(s)} = K_{\dot{\vartheta}} = 2.31. \quad (2.80)$$

Передатна функція підсилювача напруги кутової швидкості:

$$W_{\dot{\omega}_Z}(s) = \frac{U_{\dot{\omega}_Z}(s)}{U_{ДВС}(s)} = K_{\dot{\omega}_Z} = 0.26. \quad (2.81)$$

2.4 Формування структурної схеми системи стабілізації

Структурна схема – це графічне зображення операторного рівняння, що описує процеси перетворення сигналів. Структурні схеми відбивають інформаційно-перетворювальну особливість системи в лінійному наближенні.

Керуючись функціональною схемою вихідної системи управління літака представленою на рис. 2.1, побудуємо структурну схему системи (рис. 2.2), із зазначенням передавальних функцій що входять до неї елементів та процесів, що відбуваються в системі.

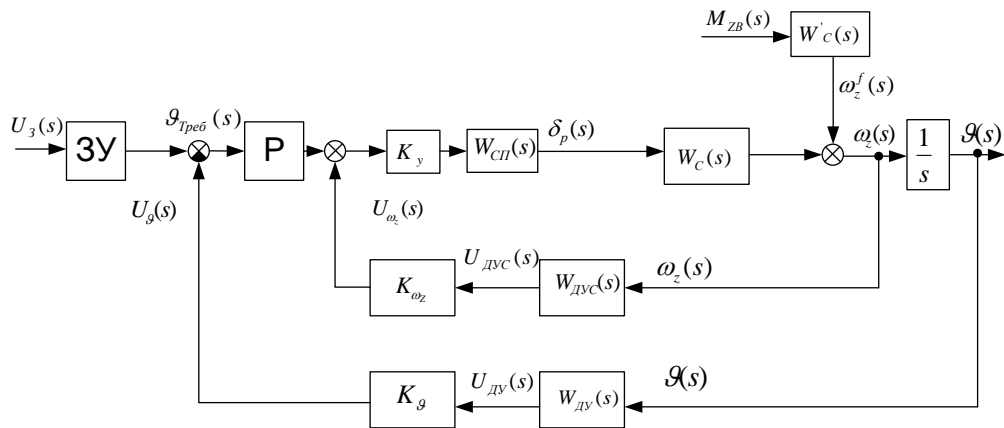


Рисунок 2.2 – Структурна схема каналу системи стабілізації:

$W_C(s)$ – передатна функція літака з керуючого впливу; $W'_C(s)$ – Передавальна функція літака по збурювальному впливу.

Структурна схема у конструктивній формі для поздовжнього руху представлена на рис. 2.3.

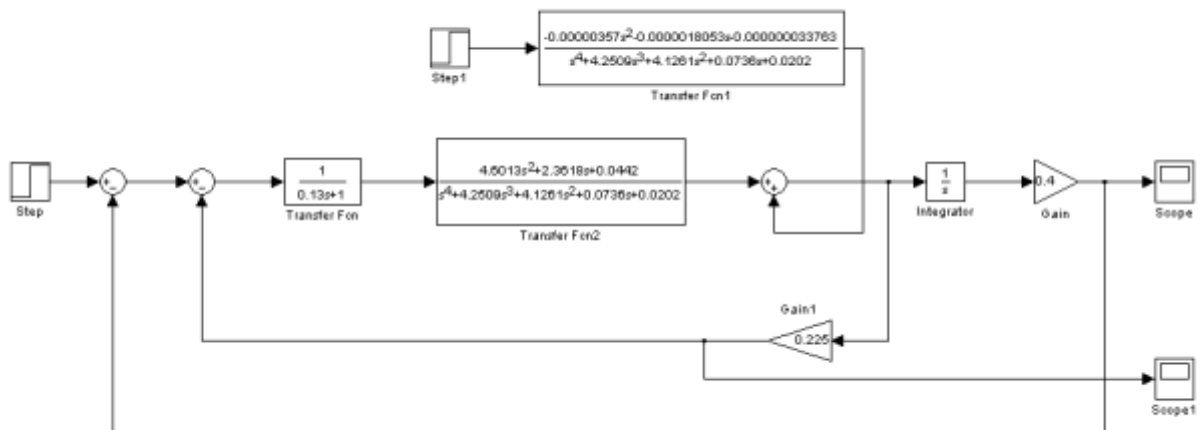


Рисунок 2.3 – Машинна модель каналу за кутом тангажу

Передатна функція розімкнутої системи за впливом:

$$W_y(s) = \frac{G(s)}{G_{Треб}(s)} = \frac{42.4s + 112.5}{s^5 + 12.69s^4 + 53.46s^3 + 115.4s^2}. \quad (2.82)$$

Передатна функція розімкнутої системи по впливу, що обурює:

$$W_B(s) = \frac{g(s)}{M_z(s)} = \frac{-1.2 \cdot 10^{-6}}{s^4 + 12.69s^3 + 53.46s^2 + 115.4s}. \quad (2.83)$$

Передатна функція замкнутої системи за впливом:

$$\Phi(s) = \frac{g(s)}{g_{\text{Треб}}(s)} = \frac{42.4s + 112.5}{s^5 + 12.69s^4 + 91.15s^3 + 498.1s^2 + 792.4s + 112.5}. \quad (2.84)$$

Передатна функція замкнутої системи по впливу, що збурює:

$$\Phi(s) = \frac{g(s)}{g_{\text{Треб}}(s)} = \frac{-1.2 \cdot 10^{-6}}{s^5 + 12.69s^4 + 91.15s^3 + 498.1s^2 + 792.4s + 112.5}. \quad (2.85)$$

Отримані передатні функції використовуються далі для аналізу та синтезу САУ.

Статичний розрахунок системи стабілізації літака.

Статичний розрахунок системи стабілізації літака полягає у розробці функціональної схеми системи управління, у виборі основних функціональних елементів системи (виконавчого органу та датчиків, що задовольняють заданим вимогам), у розрахунку підсилювача потужності, перетворюючих та узгоджувальних елементів. При цьому враховуються умови забезпечення заданої точності системи в режимі функціонування, що встановився. Завершується статичний розрахунок дослідженням і аналізом функціональних властивостей стабілізації літака, забезпечення заданої точності в режимі, що встановився.

Визначення коефіцієнта посилення підсилювального пристрою за умови забезпечення заданої точності.

Передатна функція замкнутої системи для помилки за впливом:

$$\Phi_\varepsilon(s) = \frac{\varepsilon(s)}{U_3(s)} = \frac{0.13s^6 + 1.5526s^5 + 4.7873s^4 + 4.1357s^3 + 0.0763s^2 + 0.0035s}{0.13s^6 + 1.5526s^5 + 4.7873s^4 + (4.1357 + 1.0353K_y)s^3 + 2.3719K_y s^2 + s(0.0035 + 0.0099K_y) + 0.0177K_y}.$$

Запишемо формулу для визначення значення помилки, що встановилася:

$$\varepsilon_{ck} = \lim_{s \rightarrow 0} s \cdot \Phi_{\varepsilon}(s) \cdot \frac{A}{s^2} = \frac{0.0035A}{0.0177K_y}.$$

Прийmemo швидкісну помилку, що встановилася, рівною 2% від A , тобто:

$$K_y = \frac{0.0035}{0.0177 \cdot 0.02} = 10.$$

Таким чином, можливо забезпечити коефіцієнт перетворення розімкнутої системи шляхом підбору коефіцієнта посилення підсилювального пристрою.

Передавальні функції системи з урахуванням зміненого коефіцієнта підсилювача потужності наведені нижче.

Передатна функція розімкнутої системи за впливом:

$$W_y(s) = \frac{U_g(s)}{U_z(s)} = \frac{18.405s^2 + 9.447s + 0.177}{0.13s^6 + 1.5526s^5 + 4.7873s^4 + 14.4886s^3 + 5.3903s^2 + 0.1197s}.$$

Передатна функція розімкнутої системи по впливу, що обурює:

$$W_B(s) = \frac{U_g(s)}{M_z(s)} = \frac{-1.86e - 7s^3 - 1.522e - 6s^2 - 7.241e - 7s - 1.4e - 8}{0.13s^6 + 1.5526s^5 + 4.7873s^4 + 14.4886s^3 + 5.3903s^2 + 0.1197s}.$$

Передатна функція замкнутої системи за впливом:

$$\Phi(s) = \frac{U_g(s)}{U_z(s)} = \frac{18.405s^2 + 9.447s + 0.177}{0.13s^6 + 1.623s^5 + 4.23s^4 + 14.422s^3 + 23.7953s^2 + 9.5667s + 0.177}.$$

Передатна функція замкнутої системи по впливу, що обурює:

$$\Phi_B(s) = \frac{U_g(s)}{M_z(s)} = \frac{-1.86e - 7s^3 - 1.522e - 6s^2 - 7.241e - 7s - 1.4e - 8}{0.13s^6 + 1.623s^5 + 4.23s^4 + 14.422s^3 + 23.7953s^2 + 9.5667s + 0.177}$$

Дослідження та аналіз функціональних властивостей системи.

Побудова статичних характеристик по керуючому та обурювальним впливам. Статична характеристика - це залежність вихідного сигналу від вхідного, отримана в режимі функціонування, що встановився. Статичною характеристикою замкнутої системи за впливом, що задає, є залежність $U_g = f(U_3)$. Необхідно знайти тангенс кута нахилу статичної характеристики за такою формулою:

$$\operatorname{tg} \alpha = k = \Phi(0) = \frac{0.177}{0.177} = 1.$$

Цю залежність можна подати у вигляді:

$$U_g = k \cdot U_3 = U_3.$$

Для побудови статистики потрібно дві точки.

При $U_3 = 0$ $U_g = 0$; при $U_3 = 5$ В $U_g = 5$ Ст.

Статична характеристика замкнутої системи по впливу, що задає, представлена на рис. 2.4.

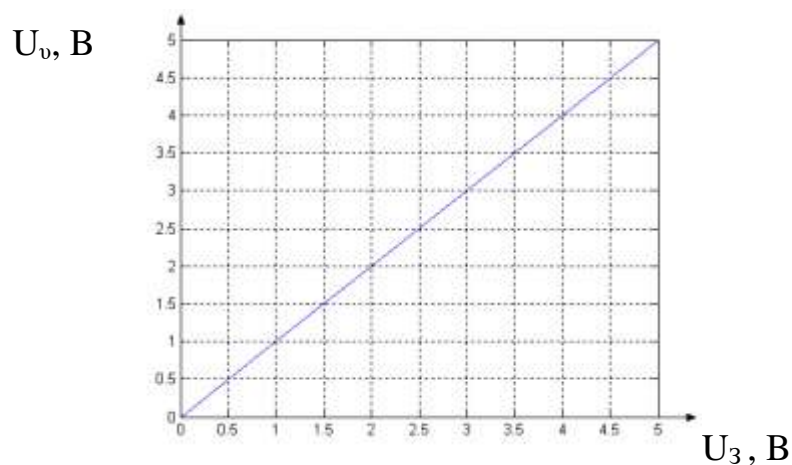


Рисунок 2.4 – Статична характеристика замкнутої системи по впливу, що задає. Статичною характеристикою замкнутої системи за впливом, що обурює, є залежність $U_g = f(M_z)$.

Необхідно знайти тангенс кута нахилу статичної характеристики за такою формулою:

$$\operatorname{tg} \alpha = k = \Phi_B(0) = \frac{-1.4 \cdot 10^{-8}}{0.177} = -7.9 \cdot 10^{-8}.$$

Цю залежність можна подати у вигляді:

$$U_g = k \cdot M_z = -7.9 \cdot 10^{-8} M_z.$$

Для побудови статички потрібно дві точки.

При $M_z = 0$ Нм $U_g = 0$; при $M_z = 100\,000$ Нм $U_{gc} = -7.9 \cdot 10^{-3}$ ст.

Статична характеристика замкнутої системи по впливу, що обурює, представлена на рис. 2.5.

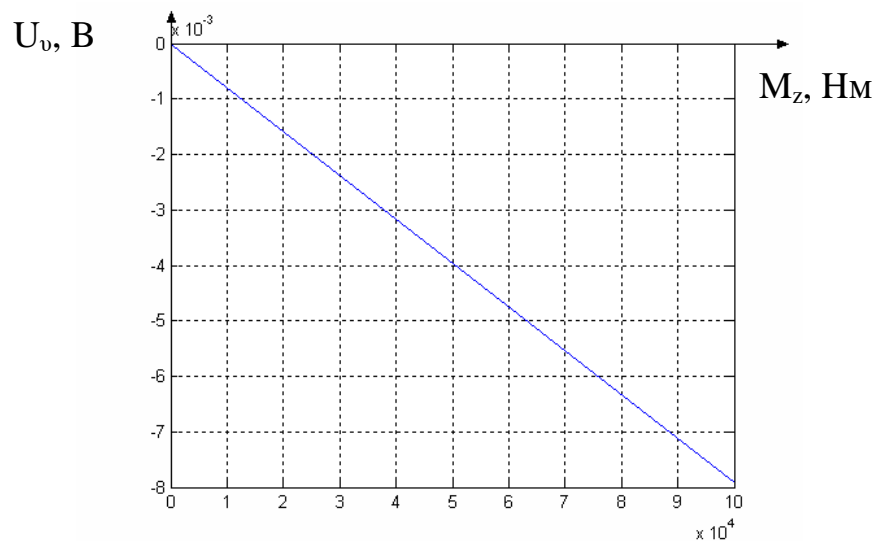


Рисунок 2.5 – Статична характеристика замкнутої системи збуренням

2.5 Синтез закону керування для пристрою автоматичного керування

Мета динамічного розрахунку полягає у розробці структури системи управління, визначенні чисельних значень параметрів, що забезпечують задані статичні та динамічні її властивості.

Динамічний розрахунок закінчується дослідженням та аналізом функціональних властивостей, скоригованої системи з огляду на основні показники якості запасу стійкості.

Дослідження та аналіз динамічних властивостей системи.

Побудова тимчасових показників. Тимчасовою характеристикою системи за вхідним сигналом (що задає або обурює) називається закон зміни в часі вихідного сигналу при зміні зовнішнього сигналу за певним законом за умови знаходження системи в режимі, що встановився до моменту застосування вхідного сигналу. Аналіз тимчасових характеристик каналу стабілізація літака проводимо за допомогою моделювання в середовищі Matlab .

Перехідна характеристика замкнутої системи по впливу, що задає, представлена на рис. 2.6.

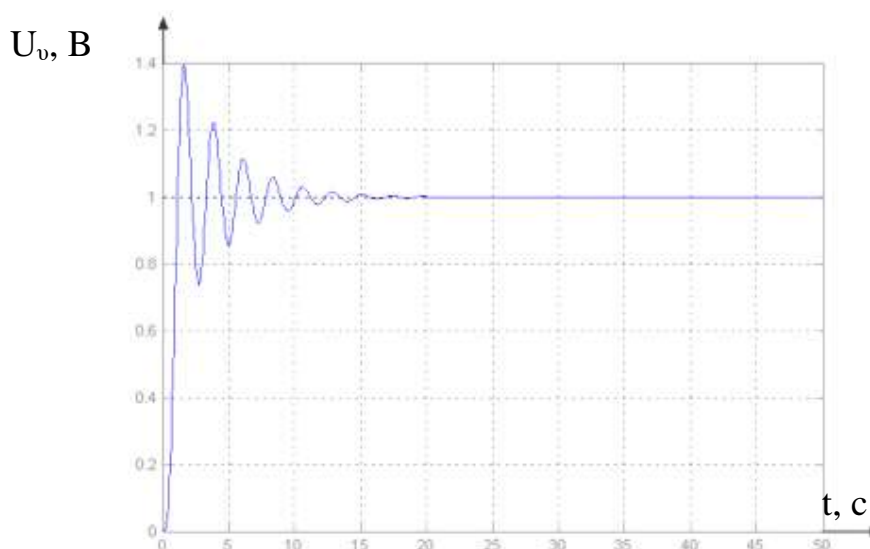


Рисунок 2.6 – Перехідна характеристика замкнутої системи за задавальним
ВПЛИВОМ

Перехідна характеристика замкнутої системи по впливу, що обурює, представлена на рис. 2.7.

U_v, B

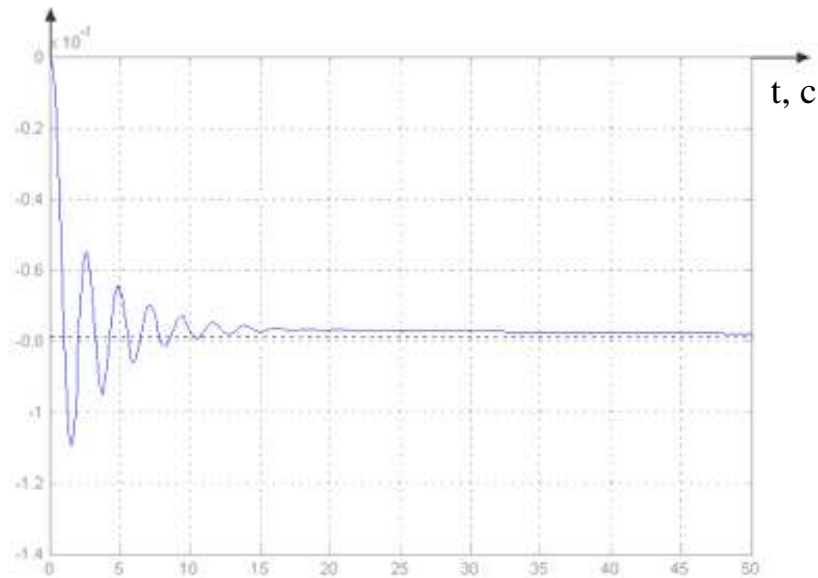


Рисунок 2.7 – Перехідна характеристика замкнутої системи по впливу, що обурює

За отриманими графіками можна дійти невтішного висновку, що досліджувана система управління є стійкою, але вимагає поліпшення якості, оскільки час перехідного процесу (20с), велике перерегулювання (40%).

Побудова частотних характеристик . Частотна характеристика - це реакція системи в режимі, що встановився на синусоїдальний вхідний сигнал при зміні частоти у всьому можливому діапазоні.

Побудуємо частотні характеристики для розімкнутої та замкнутої систем, використовуючи засоби пакету MatLab. За отриманою передатною функцією за допомогою команди margin будемо частотні характеристики.

Частотна характеристика для розімкнутої системи представлена на рис. 2.8.

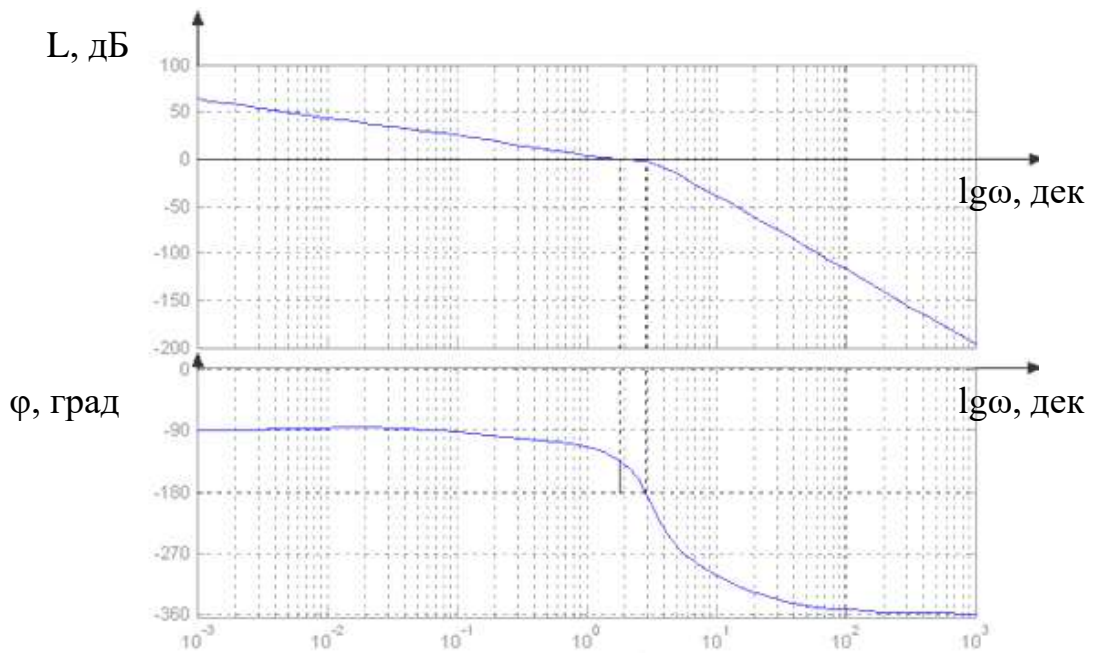


Рисунок 2.8 – Частотна характеристика для розімкненої системи
Частотна характеристика замкнутої системи представлена на мал. 2.9.

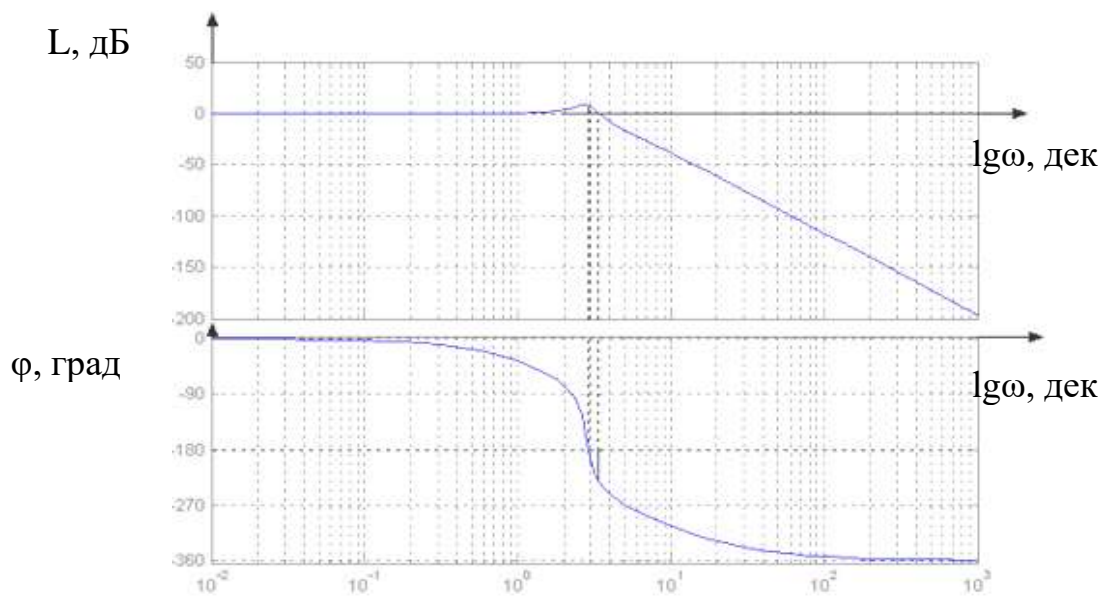


Рисунок 2.9 – Частотна характеристика замкнутої системи

Визначення показників якості системи. За отриманими графіками визначимо показники якості системи.

За рис. 2.8, визначаємо запаси стійкості:

– за амплітудою $G_m = 2.81$ дБ;

- По фазі 46.7 град .

За мал. 2.9, визначаємо смугу пропускання:

- смуга пропуску $\omega_{пл} = 3$ рад / с.

За мал. 3.6, визначаємо:

- Встановилася помилка - $\varepsilon_{уст} = 0B$;
- Час перехідного процесу $t_{nn} = 20c$ - по задаючому і по обурювальному впливу;
- Перерегулювання - $\sigma = 40\%$;
- Показник коливань - $M = 1.2$.

Аналіз стійкості керованості та спостережуваності нескоректованої системи. Стійкою вважають систему, яка, будучи виведена зі стану рівноваги, повертається в цей стан або до свого незбуреного руху після закінчення дії обурення. Стійкість – найважливіша властивість САУ. Нестійка система неприцездатна.

Використовуємо передатну функцію замкнутої системи по впливу, що задає

$$\Phi(s) = \frac{U_g(s)}{U_z(s)} = \frac{18.405s^2 + 9.447s + 0.177}{0.13s^6 + 1.623s^5 + 4.23s^4 + 14.422s^3 + 23.7953s^2 + 9.5667s + 0.177}$$

Знайдемо коріння характеристичного рівняння з допомогою команди `pole (sys)`.

$$s_1 = -8.9837;$$

$$s_2 = -0.2794 + 2.7894i;$$

$$s_3 = -0.2794 - 2.7894i;$$

$$s_4 = -1.8423;$$

$$s_5 = -0.5388;$$

$$s_6 = -0.0194 .$$

За критерієм стійкості Ляпунова: якщо коріння характеристичного полінома знаходиться в лівій на півплощині комплексної площини, система є стійкою. Якщо серед коренів характеристичного рівняння системи є хоча б пара чисто уявних коренів, то така система знаходиться на коливальній межі стійкості і в ній встановлюються гармонійні коливання. У системі отримано п'ять негативних коренів, з цього випливає, що система статично стійка.

Аналіз керованості системи за допомогою MatLab:

```
[A , B, C, D ] = linmod ( 't1');
```

```
sys = ss (A, B, C, D);
```

```
>> co = ctrb (sys); Обчислити матрицю керованості
```

```
>>rank ( co )
```

```
ans = 6
```

Оскільки $\text{rank} (co) = n = 6$, система керована.

Аналіз спостережуваності системи за допомогою MatLab:

```
[A , B, C, D ] = linmod ( 't1');
```

```
sys = ss (A, B, C, D);
```

```
>> ob = obsv (sys); Обчислити матрицю спостережуваності
```

```
>>rank ( ob )
```

```
ans = 6
```

Оскільки $\text{rank} (ob) = n = 6$, система спостерігається.

Синтез коригувального пристрою методом Зіглера-Нікольса

Для забезпечення точності введемо до закону управління пропорційні складові.

У передавальній функції вже входить інтегруюча ланка, тому статична помилка дорівнюватиме нулю і введення в закон управління інтегратора не потрібно.

Для забезпечення стійкості системи управління та кращої якості перехідного процесу вводимо до закону управління диференціальну складову.

Метод Зіглера-Нікольса полягає наступний:

- Вибрати П - регулятор з малим K_P ;
- Збільшити K_P до появи коливань;
- фіксувати значення $K_{P \text{ критий}}$ і знаходити період коливання $T_{\text{кіль}}$:

$$K_P = 0.6 K_{P \text{ кри}}; T_D = \frac{T_{\text{кол}}}{8};$$

Передатна функція регулятора має вигляд:

$$W_{\text{рег}}(s) = \left(1 + \frac{T_D s}{\tau_D s + 1}\right) \cdot K_P.$$

де $\tau_D = 0.1 \cdot T_D$.

Отриманий результат $K_P = 1.4$; $T_D = 0.2687$.

Тоді передатна функція регулятора представлена у вигляді:

$$W_{Pez}(s) = \frac{U_{Pez}(s)}{\Delta U_{DVCH}(s)} = 1,4 + \frac{0.2687s}{0.02687s + 1} = \frac{0.4183s + 1.4}{0.02687s + 1}.$$

Машинна модель скоригованої системи представлена на мал. 2.10.

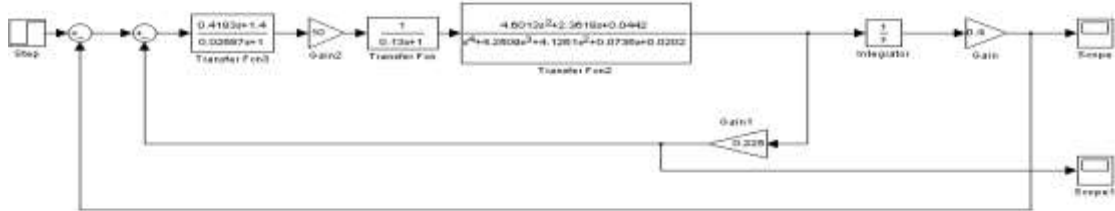


Рисунок 2.10 – Машинна модель скоригованої системи

Передатна функція розімкнутої системи з керуючого впливу скоригованої системи:

$$W_{yckop}(s) = \frac{U_g(s)}{U_3(s)} = \frac{2204s^3 + 8508s^2 + 3808s + 70.86}{s^7 + 49.16s^6 + 481.3s^5 + 2642s^4 + 5970s^3 + 2164s^2 + 45.64s}.$$

Передатна функція розімкнутої системи по впливу, що обурює:

$$W_B(s) = \frac{U_g(s)}{M_z(s)} = \frac{-1.4314e - 5s^4 - 6.495e - 5s^3 - 4.41255e - 4s^2 - 2.07266e - 4s - 0.4008e - 5}{s^7 + 49.16s^6 + 481.3s^5 + 2642s^4 + 5970s^3 + 2164s^2 + 45.64s}.$$

Передатна функція замкнутої системи з керуючого впливу скоригованої системи:

$$\Phi_{Ckop}(s) = \frac{U_g(s)}{U_3(s)} = \frac{2204s^3 + 8508s^2 + 3808s + 70.86}{s^7 + 49.16s^6 + 481.3s^5 + 2642s^4 + 8174s^3 + 10670s^2 + 3853s + 70.86}.$$

Передатна функція замкнутої системи з впливом скоригованої системи, що обурює:

$$\Phi_{Bckop}(s) = \frac{U_g(s)}{M_z(s)} = \frac{-1.4314e - 5s^4 - 6.495e - 5s^3 - 4.41255e - 4s^2 - 2.07266e - 4s - 0.4008e - 5}{s^7 + 49.16s^6 + 481.3s^5 + 2642s^4 + 8174s^3 + 10670s^2 + 3853s + 70.86}.$$

Отримані передавальні функції використовуються для аналізу САУ.

Щоб знайти передатну функцію регулятора у цифровому вигляді, вибираємо період квантування. Виходячи з умови теореми Котельникова ($\omega \geq 2\omega_{\max}$) та експериментальної залежності ($\omega_{\max} = (5 \dots 7) \omega_{\text{cp}}$) отримуємо що період квантування пов'язаний із частотою зрізу наступною залежністю: $T_0 \leq \frac{\pi}{7\omega_{\text{cp}}} = \frac{3.14}{7 \cdot 1.57} = 0.2857 \text{ с}$.

У цьому випадку ми обираємо період квантування $T_0 = 0.2 \text{ с}$.

Передатна функція регулятора :

$$W_{\text{Pez}}(s) = \frac{U_{\text{Pez}}(s)}{\Delta U_{\text{ДУСН}}(s)} = \frac{0.4183s + 1.4}{0.02687s + 1}.$$

У цифровому вигляді :

$$W_{\text{Pez}}(z) = \frac{U_{\text{Pez}}(z)}{\Delta U_{\text{ДУСН}}(z)} = \frac{15.57z - 14.17}{z - 0.0005854}.$$

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

В результаті синтезу, визначено структуру та параметри коригуючого пристрою. Коригувальні пристрої призначаються зміни структури і параметрів САУ з метою забезпечення необхідних показників якості.

Побудова тимчасових показників. При подачі на вхід системи ступінчастої дії отримуємо перехідні характеристики поздовжнього каналу скоригованої системи керування (рис. 2.11).

Порівняємо перехідні процеси нескоректованої та скоригованої систем.

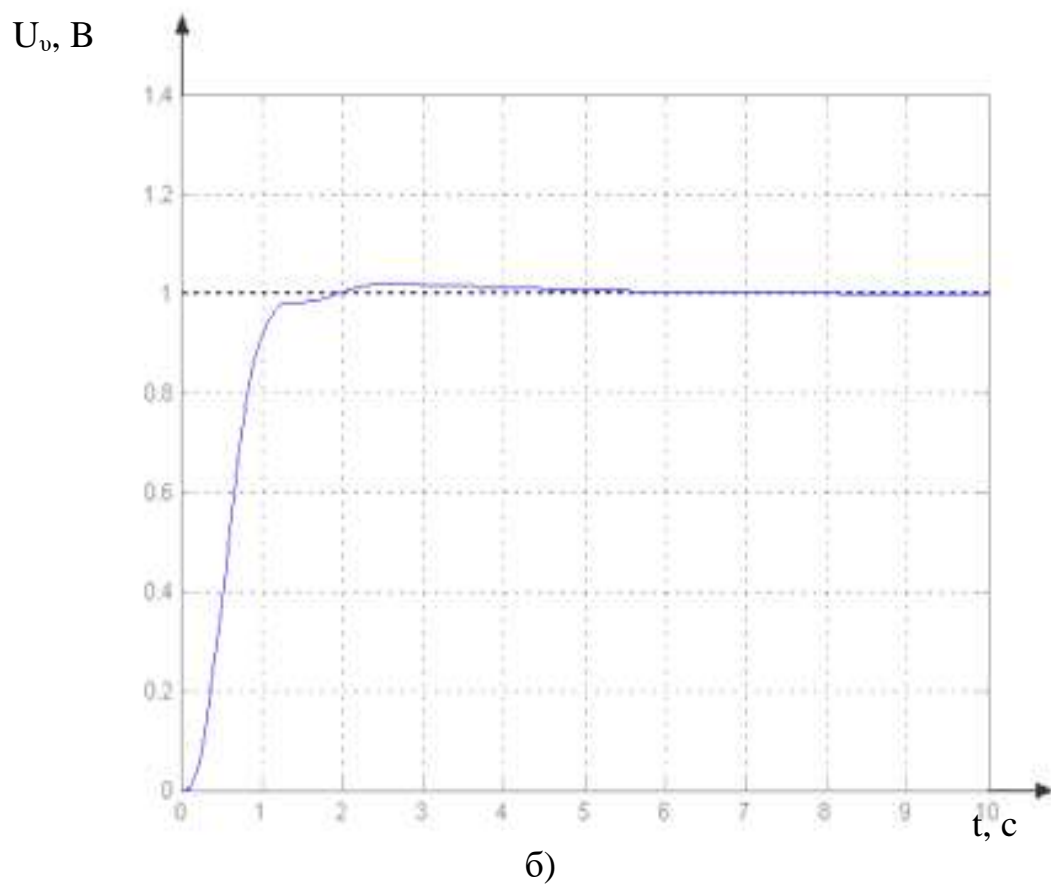
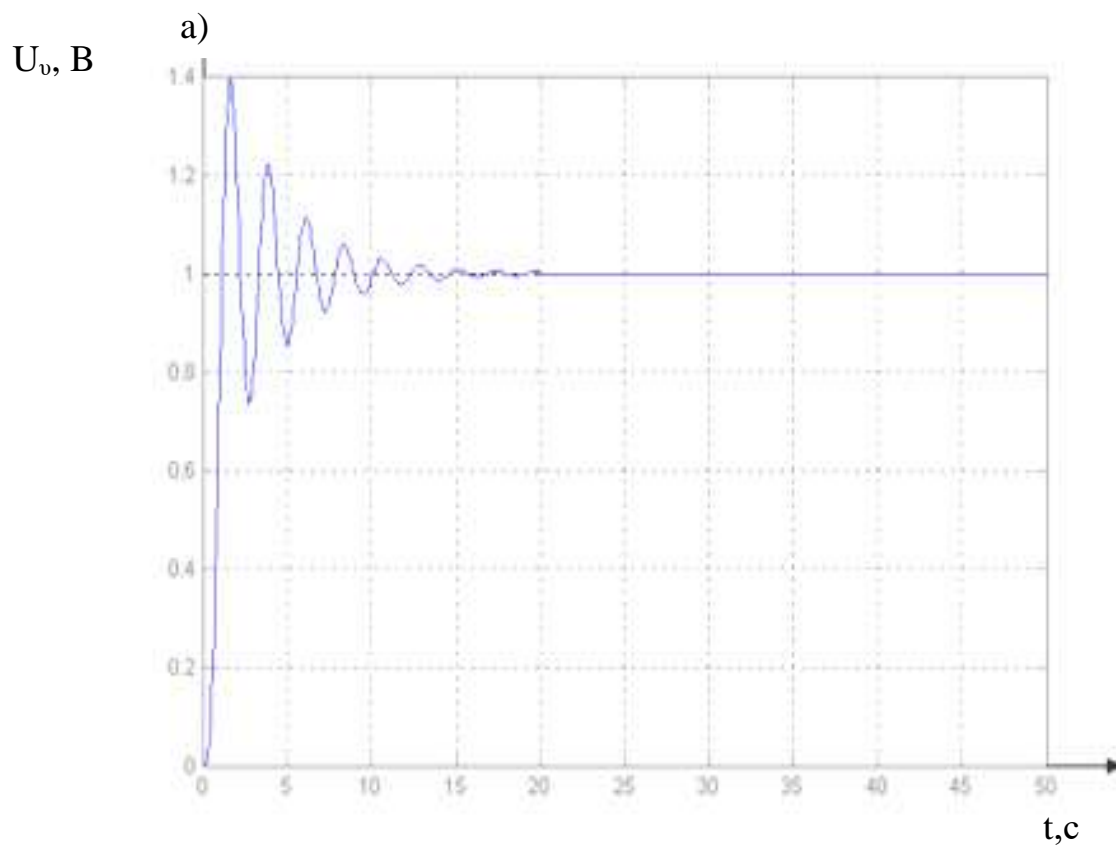


Рисунок 2.11 – Перехідні процеси нескоректованої (а) та скоригованої (б) системи по впливу, що задає U_v, B

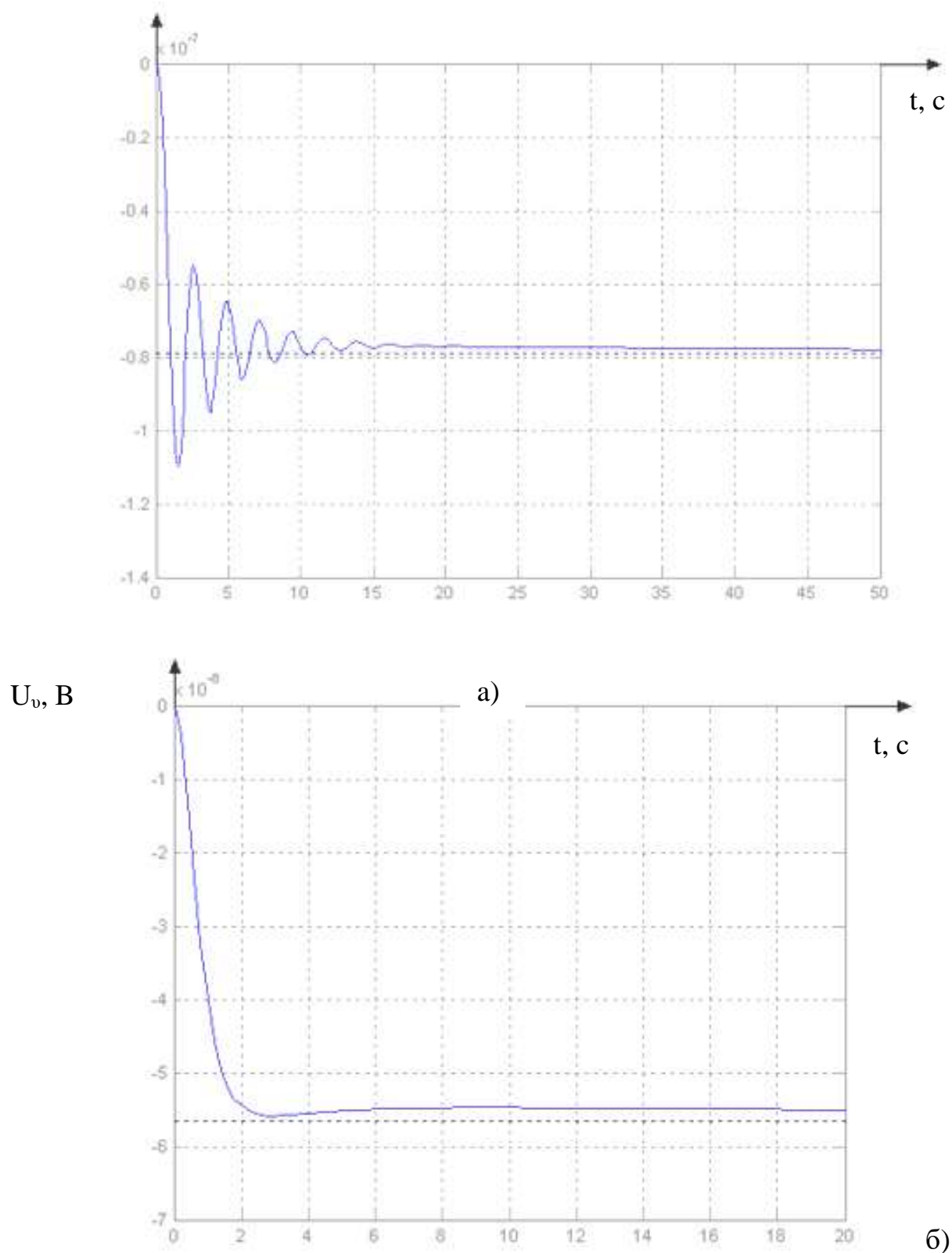


Рисунок 2.12 – Перехідні процеси нескоректованої (а) та скоригованої (б) системи з впливом на обурення

Аналіз характеристик дозволяє зробити висновок у тому, що час перехідного процесу скоригованої системи зменшувалося до 3τ , перерегулювання зменшувалося до 2%.

Побудова частотних показників. Для побудови частотних характеристик знайдемо передавальні функції скоригованої системи розімкнутої та замкнутої.

$$W_{\text{ускоп}}(s) = \frac{U_g(s)}{U_3(s)} = \frac{2204s^3 + 8508s^2 + 3808s + 70.86}{s^7 + 49.16s^6 + 481.3s^5 + 2642s^4 + 5970s^3 + 2164s^2 + 45.64s};$$

$$\Phi_{\text{Скор}}(s) = \frac{U_g(s)}{U_3(s)} = \frac{2204s^3 + 8508s^2 + 3808s + 70.86}{s^7 + 49.16s^6 + 481.3s^5 + 2642s^4 + 8174s^3 + 10670s^2 + 3853s + 70.86}.$$

Частотна характеристика розімкнутої скоригованої системи представлена на рис. 3.13.

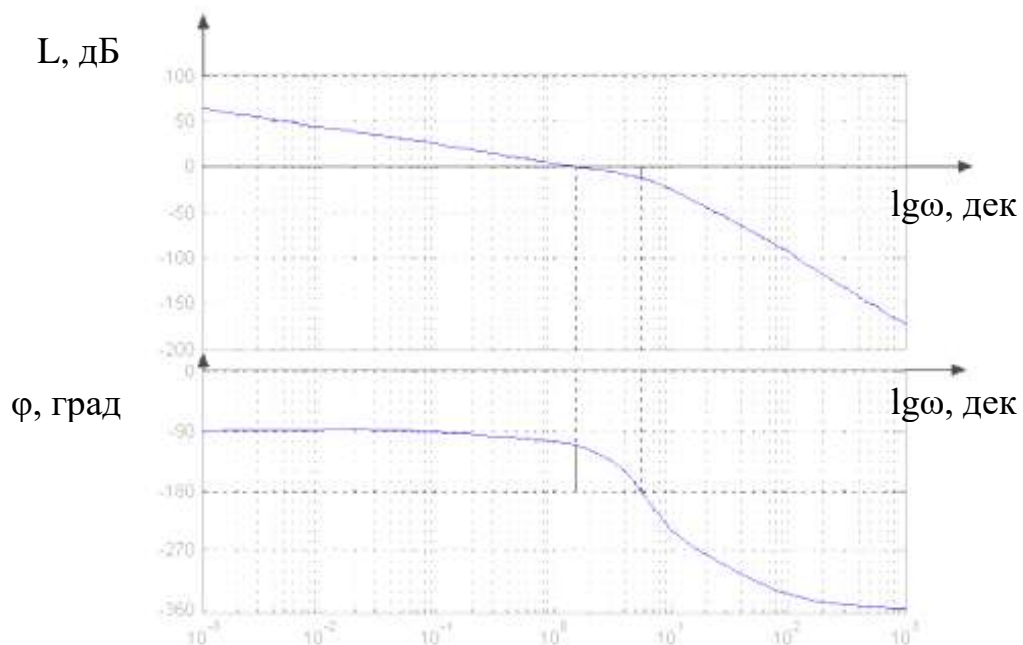


Рисунок 2.13 – Частотна характеристика розімкнутої скоригованої системи

Частотна характеристика скоригованої замкнутої системи представлена на рис. 2.14.

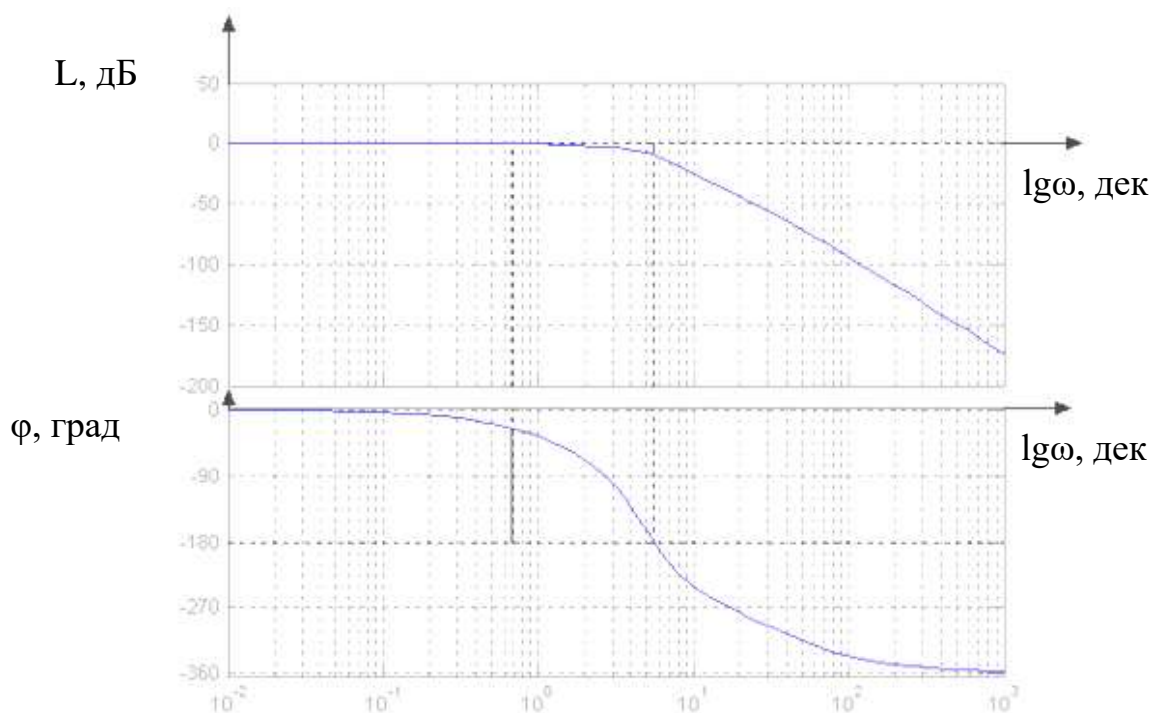


Рисунок 2.14 – Частотна характеристика скоригованої замкнутої системи

Визначення показників якості системи. За отриманими графіками визначимо показники якості системи.

Показники якості наведені у табл. 2.1.

Таблиця 2.1 – Показники якості вихідної та скоригованої систем

Показник якості	Вихідна система	Коригована система
Час перехідного процесу, з	20	3
Перерегулювання, %	40	2
Показник вагань	1.2	1
Запас з амплітуди, дБ	2.81	11.6
Запас по фазі, град	46.7	68.5
Смуга пропускання, рад /с	3	3

За отриманими даними можна дійти невтішного висновку у тому, що з скоригованої системи проти вихідної системою вище швидкодія (час перехідного процесу зменшилося від 20 з до 3 з), збільшений запас стійкості по амплітуді, збільшений запас стійкості по фазі. Отримані результати відповідають вимогам ТЗ.

2.7 Висновки за розділом 2

Визначили необхідні значення параметрів стану об'єкта, атмосфери. Вони будуть постійними, оскільки політ здійснюється на постійній висоті. Визначили коефіцієнти аеродинамічних сил та моментів. Вони є нелінійними функціями чотирьох груп параметрів. Знайдемо необхідні значення кутів відхилення керуючих органів. Знайдемо потрібний кут відхилення керма на пряму. Знайшли потрібний кут відхилення керма висоти. В результаті при виконанні відповідних розрахунків можна визначити будь-який параметр програмного руху як функцію часу. Виконали лінеаризацію рівнянь, що описують подовжній рух. Це рівняння кінематики та динаміки руху центру мас щодо першої та другої осей. Сформували робочу модель літака в поздовжньому кутовому русі та модель системи стабілізації літака з урахуванням отриманих раніше моделей літака, моделей датчиків, сервопривода. Виберали передавальні функції елементів, що входять в контур системи управління літаком. Знайшли тангенс кута нахилу статичної характеристики. Побудували частотні характеристики для розімкнутої та замкнутої систем, використавши засоби пакету MatLab. За отриманою передатною функцією за допомогою команди `margin` побудували частотні характеристики. Для побудови частотних характеристик знайшли передавальні функції скоригованої системи розімкнутої та замкнутої.

3 КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА

3.1 Підготовка алгоритмів управління та реалізації їх на управителі обчислювача

Необхідно спроектувати керуючий обчислювач (КО) для даної системи управління. Керуючий обчислювач представляє собою мікроконтролер із програмою роботи, що реалізує закон управління системи. Для сполучення мікроконтролера із системою управління необхідна плата сполучення. Вона виробляє перетворення аналогового сигналу з датчиків системи на цифровий код та перетворення цифрового коду, відповідного керуючому впливу в аналоговий сигнал управління на ІМ [15-24] .

Вихідною інформацією є однополярний імпульсний сигнал U_{δ} управителя впливу, частота якого 2 Гц, період активної ділянки сигналу дорівнює періоду пасивного. Величина керуючого впливу буде залежати від його амплітуди.

Оскільки всі вхідні параметри алгоритму надходять безпосередньо з відповідних датчиків, то, отже, попередня обробка (диференціювання, інтегрування і т.п.) не потрібна .

Вхідні дані надходять в аналоговому вигляді, а значить, їх необхідно перетворити на цифровий вигляд. Для цього необхідний блок аналого-цифрового перетворення сигналу . Формат вхідних та вихідних даних визначає точність уявлення інформації у цифровому вигляді.

3.2 Розробка функціональною схемою обчислювача

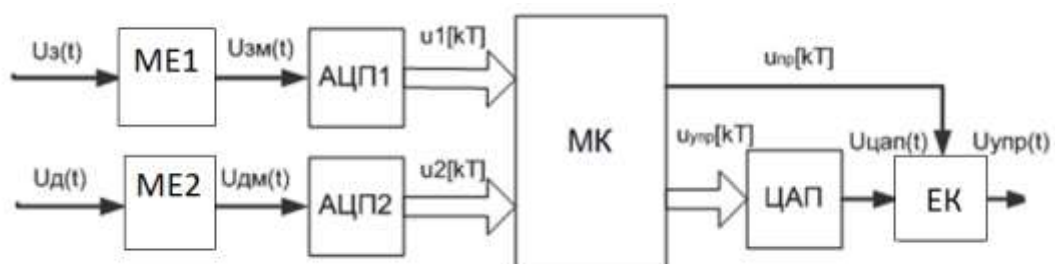


Рисунок3.1 - Функціональна схема обчислювача

На рис. 3.1 позначено: МЕ – масштабуючий елемент;
АЦП – аналогово - цифровий перетворювач; МК - мікроконтролер;

ЦАП – цифро - аналоговий перетворювач; СУП - система управління полярністю; ПП - підсилювач потужності.

На входи обчислювача будуть надходити два сигнали величиною до 30 В. У зв'язку з тим, що на входи АЦП можуть подаватися сигнали величиною в 0 ... 10 В, то їх масштабуватимемо за допомогою масштабуючих елементів. Їх коефіцієнт посилення повинен бути рівним 0,33. Для узгодження вхідних сигналів із мікроконтролером будемо використовувати АЦП. Мікроконтролер буде формувати керуючий вплив та видавати його на АЦП. З АЦП будемо отримувати безперервний сигнал з мінливою амплітудою. Для того, щоб на виконавчий механізм подавати необхідний імпульсний сигнал, пропускатимемо його через ЕК, який буде розмикатися та замикатися з певною частотою і посилювати його на ПП, так як з ЦАП виходить малопотужний сигнал.

3.3 Вибір елементної бази та розробка принципової схеми обчислювача

Мікроконтролер AT89S8252 фірми ATMEL є програмованою універсальною БІС, здатною виконувати функції центрального процесора ЕОМ, тобто, мікроконтролер може зчитувати інформацію із зовнішніх пристроїв, пам'яті та проводити над нею арифметичні та логічні операції, аналізувати результати обчислень та записувати дані в пам'ять та зовнішні пристрої, функціонуючи при цьому під керуванням команд із деякої фіксованої множини. Живлення мікроконтролера проводиться через VCC величиною +5В.

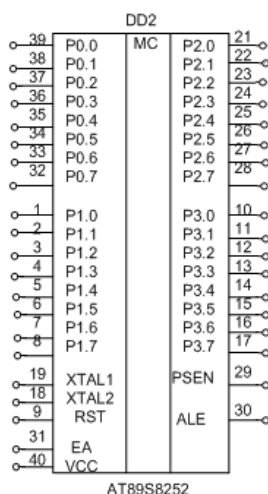


Рисунок 3.2 – Мікроконтролер моделі AT89S8252

Тепер оберемо АЦП. Аналого-цифрові перетворювачі використовуються у вимірювальних системах та вимірювально-обчислювальних комплексах для погодження аналогових джерел живлення з цифровими пристроями обробки та подання інформації.

Мікросхема К572ПВ3 є восьмирозрядним АЦП, схема включення якого показано на рис. 3.3.

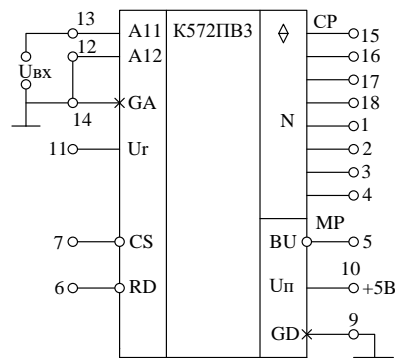


Рисунок 3.3 – Схема АЦП К572ПВ3

Період перетворення цього АЦП дорівнює 7.5 мкс, живиться напругою 5В. АЦП має два однакові входи А11 і А12, з'єднаних внутрішнім резистором з тим самим входом компаратора. На цей вхід компаратора подається вихідний струм цифро-аналогово перетворювача, керованого регістром послідовного наближення. Таким чином АЦП забезпечує перетворення код аналогового сигналу, який подається на входи А11 і А12. На практичному використанні на вхід А12 подається земля.

Управління роботою АЦП здійснюється за допомогою сигналів, що подаються на входи CS (вибір кристала) та RD (читання).

Для перетворення двійкового коду аналоговий сигнал зазвичай формують струми, пропорційні вазі розрядів кодів, а потім підсумовують ці струми, які відповідають не нульовим розрядам вхідного коду. На мал. 3.4 представлена схема включення ЦАП К572ПА1.

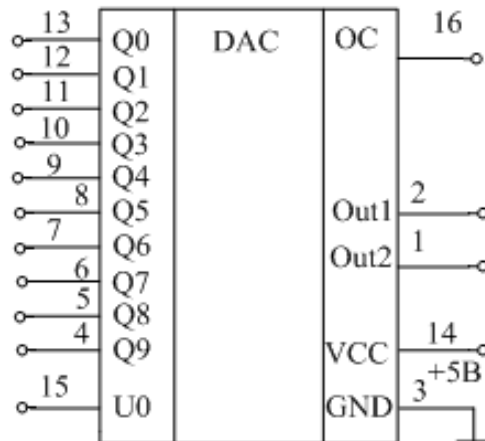


Рисунок 3.4 – Схема включення ЦАП K572ПА1

Так як сигнали на АЦП подаються до 30 В, а він розрахований на максимум 10 В, то нам потрібно розглянути пристрої, що масштабують побудовані на базі операційних підсилювачів. Треба забезпечити зменшення напруги в 3 рази .

Розглянемо схему масштабуючого пристрою, побудованого на базі TL072 (рис. 3.5).

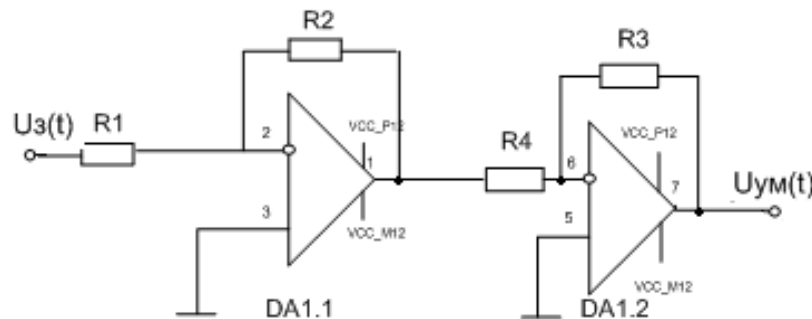


Рисунок 3.5 – Схема включення масштабуючого пристрою

Для того, щоб забезпечити необхідний сигнал на виході, поставимо наступні значення номіналів резисторів:

$$R_1 = 1 \text{ ком} ; R_2 = 1 \text{ ком} ; R_3 = 1 \text{ ком} ; R_4 = 3 \text{ ком} .$$

аналогічно і для масштабуючого пристрою другого АЦП:

$$R_5 = 1 \text{ ком}, R_6 = 1 \text{ ком}, R_7 = 1 \text{ ком}, R_8 = 3 \text{ ком}.$$

За такою ж схемою розраховується підсилювач для посилення сигналу з ЦАП: $R_{10} = R_{13} = 1 \text{ кОм}$, $R_{11} = R_{14} = 1 \text{ кОм}$, $R_{16} = 1 \text{ кОм}$, $R_{12} = R_{15} = 8 \text{ кОм}$, з можливих електронних ключів підбираємо K590КН3 і резистор, що заземлює, $R_9 = 200 \text{ Ом}$.

Через масштабуючі пристрої першого і другого АЦП подаються аналогові сигнали на вхід 13 DD 1 і, аналогічно на DD 2. Потім 8-розрядний код DD 1 йде на порти P 0 мікроконтролера DD 3, а 8-ми розрядний код DD 2 йде на порти P 1. З портів мікроконтролера P 2.0-2.7, P 3.0-3.1 - сигнал йде на ЦАП DD 4 Q 0-9. Висновки P.3.3 і P3.7 - керують роботою DD5 , DD1, DD2.

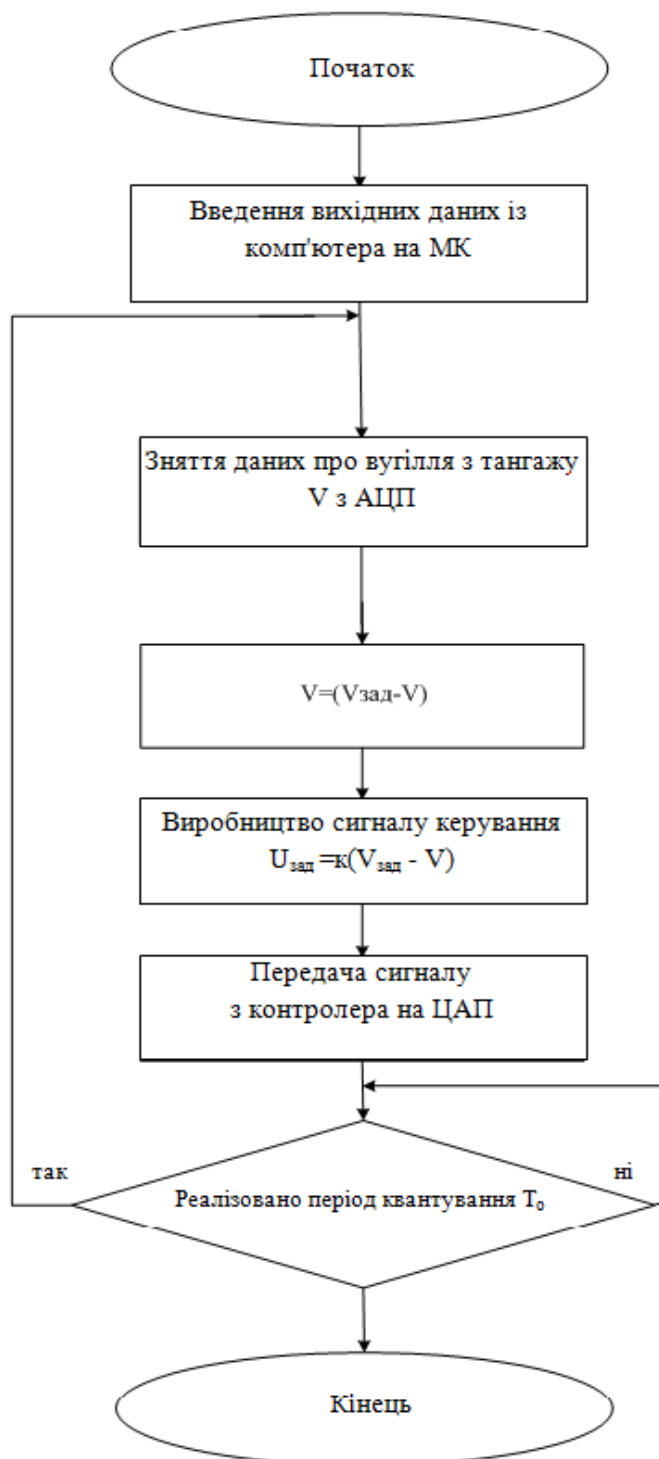


Рисунок 3.6 – Блок-схема алгоритму програми обчислювача

3.4 Висновки за розділом 3

Спроектували необхідний керуючий обчислювач. Для того, щоб на виконавчий механізм подавати необхідний імпульсний сигнал, пропустили його через ЕК, який розмикався та замикався з певною частотою і посилював його на ПП, так як з ЦАП виходив малопотужний сигнал. Так як сигнали на АЦП подавались до 20 В, а він розрахований на максимум 10 В, то ми розглянули потрібні пристрої, що масштабують побудовані на базі операційних підсилювачів. забезпечили необхідне зменшення напруги в 3 рази. Через масштабуючі пристрої першого і другого АЦП подаються аналогові сигнали на вхід 13 DD 1 і, аналогічно на DD 2. Потім 8-розрядний код DD 1 йде на порти P 0 мікроконтролера DD 3, а 8-ми розрядний код DD 2 йде на порти P 1. З портів мікроконтролера P 2.0-2.7, P 3.0-3.1 - сигнал йде на ЦАП DD 4 Q 0-9. Висновки P.3.3 і P3.7 - керують роботою DD5 , DD1, DD2.

4 РОЗРОБКА ТЕХНОЛОГІЧНОГО ПРОЦЕСУ СКЛАДАННЯ ПЛАТИ КЕРІВНОГО ОБЧИСЛЮВАЧА

4.1 Аналіз технологічності

Показники технологічності конструкції приладів розроблені на підставі ГОСТ 14201-73...14203-73, методики Держстандарту СРСР, ОСТ і узагальнення досвіду у відпрацюванні та оцінки технологічності конструкції виробів.

Дані показники застосовані до конструкції окремих функціональних елементів, використовуваних в САУ і вимірювальних комплексах. Вони визначаються на етапі робочого проектування і входять у комплект документації на виріб, що передається в серійне виробництво.

Технологічним є такий виріб, яке за умови виконання всіх технічних вимог більш зручно в експлуатації і дозволяє при даній серійності виробництва виготовити його з мінімальними витратами праці, матеріалів і з найменшим виробничим циклом.

Виходячи з цього положення будується методика визначення показників технологічності конструкції приладів. Основна ідея методики полягає в тому, що технологічна конструкція виробу забезпечує найбільшу продуктивність праці, зниження витрат і скорочення часу на проектування, технологічну підготовку виробництва, виготовлення, технічне обслуговування та ремонт виробу при забезпеченні необхідної його якості.

Показники технологічності використовуються для:

- 1) кількісної оцінки технологічності конструкції приладу перед передачею його у серійне виробництво;
- 2) вказівки конструкторам вимог щодо технологічності при видачі завдання на проектування нового приладу.

Система показників містить:

- 1) базові приватні коефіцієнти, до яких відносяться коефіцієнти освоєності $K_{осв}$, уніфікації деталей $K_{уд}$ та уніфікації матеріалів $K_{ум}$;
- 2) комплексний коефіцієнт технологічності $K_{тех}$.

Вирази для визначення значень всіх приватних показників технологічності

повинні для «ідеального» приладу прагнути до 1; фактичні значення показників технологічності K повинні знаходитися в межах $0 < K < 1$.

Значення коефіцієнтів визначаються на основі аналізу технічної документації

на виріб (складального креслення і специфікації). Для розрахунку коефіцієнтів

Косви $K_{уд}$ складемо таблицю (табл.4.1):

Таблиця 4.1 – Таблиця для розрахунку коефіцієнтів технологічності

Загальна кількість деталей (без кріпильних)	У тому числі				Кількість кріпильних деталей
	Власні	Запозичені	Стандартні	Покупні	
$n_{\Sigma} = 13$	$n_{сб} = 6$	$n_{зм} = 0$	$n_{ст} = 3$	$n_{пок} = 0$	$n_{кр} = 2$
$N_{\Sigma} = 25$	$N_{сб} = 6$	$N_{зм} = 0$	$N_{ст} = 0$	$N_{пок} = 0$	$N_{кр} = 2$

Перший рядок у таблиці означає число найменувань деталей у виробі, а друга

- загальне число деталей у виробі.

До стандартних відносяться деталі, охоплені ГОСТом і остом, галузевої нормаллю.

До запозиченим відносяться деталі, взяті з інших аналогічних розробок, і деталі, виготовлені за стандартами підприємств (СТП). До власних належать деталі, які застосовуються тільки в даному приладі і на які розроблені креслення в проекті на прилад. Складальні одиниці, отримані армованим литтям або пресуванням з пластмас, приймаються за одну деталь. До кріпильних деталей відносяться гайки, гвинти, болти, шпильки, заклепки і т.п., а також монтажні дроти, товарні знаки, ізоляційні прокладки і т.п. Тоді коефіцієнт освоєності приладу і коефіцієнт уніфікації деталей буде визначатися за виразами:

$$K_{осв} = \frac{N_{ст} + N_{зм} + N_{пок}}{N_{\Sigma}} \quad (4.1)$$

$$K_{уд} = 1 - \frac{n_{\Sigma} + n_{кр}}{N_{\Sigma} + N_{кр}} \quad (4.2)$$

Коефіцієнт уніфікації матеріалів розраховується тільки для власних деталей приладу за формулою:

$$K_{ум} = 1 - \frac{C\Sigma}{ncб} \quad (4.3)$$

де $C\Sigma$ - кількість сорторозмірів матеріалів для виготовлення власних деталей приладу; Сорторозмір обумовлений маркою матеріалу і визначальним розміром.

Для визначення $K_{ум}$ складається таблиця:

Таблиця 4.2 – Таблиця для визначення сорторозміру

Кількість	Метели			пластмаси	кераміка	Сума
	чорні	кольорові	цінні			
Сорторозмір матеріалів	5	2	-	-	-	7
Власних деталей	22	3	-	-	-	25

Тоді відповідно (4.1-4.3) коефіцієнти освоєності $K_{осв}$, уніфікації деталей $K_{уд}$ та уніфікації матеріалів $K_{ум}$ будуть дорівнювати:

$$K_{ум} = 1 - \frac{C\Sigma}{ncб} = 1 - \frac{7}{25} = 0.72$$

$$K_{осв} = \frac{N_{ст} + N_{зм} + N_{пок}}{N\Sigma} = \frac{16}{25} = 0.64$$

$$K_{уд} = 1 -$$

Комплексний коефіцієнт технологічності визначається як добуток базових коефіцієнтів: $K_{тех} = K_{ум} \cdot K_{осв} \cdot K_{уд} = 0.72 \cdot 0.64 \cdot 0.45 = 0.207$

4.2 Розробка технологічної схеми збирання вузла

Була складена технологічна схема складання, яка представлена нижче (рис.4.1)

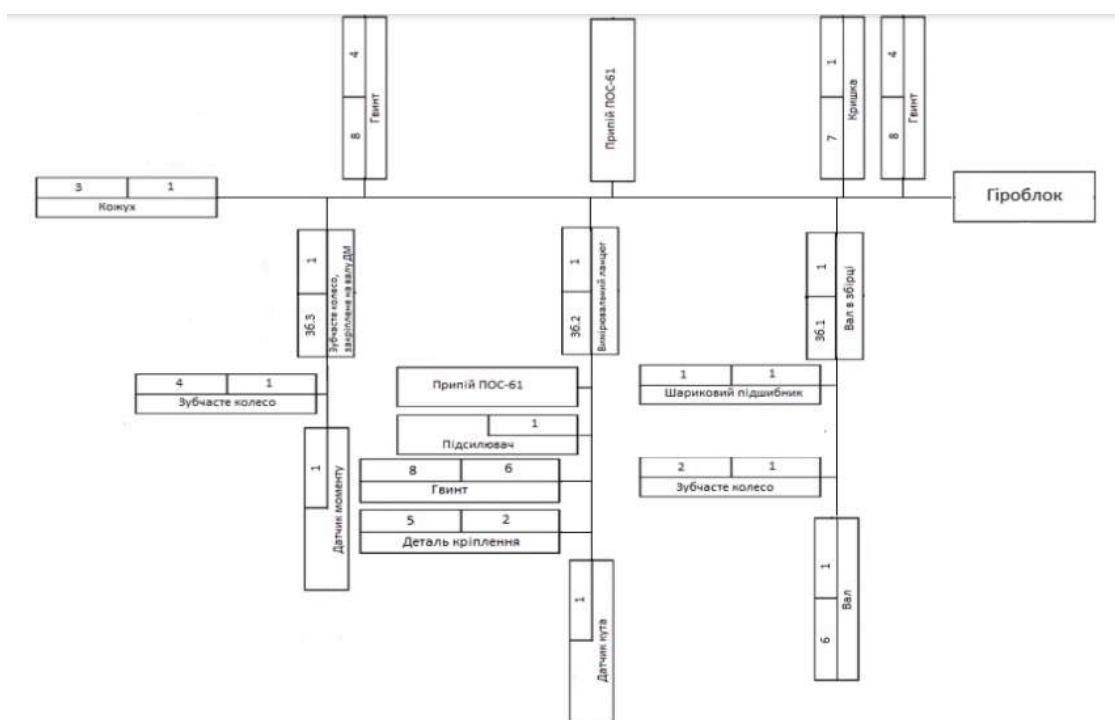


Рисунок 4.1 – Технологічна схема складання вузла

4.3 Розробка маршрутної технології

1. Збірку приладу проводити в кондиціонованому приміщенні з підвищеною чистотою повітря.
2. Деталі і складальні одиниці промити і перевірити на відсутність задирок, гострих кромek, металевого пилу і т. д. Огляд проводити при 16-ти кратному збільшенні.
3. Застосовувані при складанні інструменти і пристосування, виготовлені з магнітного матеріалу, деталі приладу, кожух, крім приводу перед складанням повинні бути розмагнічені.
4. При виготовленні, транспортуванні і зберіганні гіроскопа не допускаються різкі удари, струси і силовий вплив на нього.
5. Контроль режимів полімеризації клею і витримки деталей складальних одиниць при знижених і підвищених температурах проводити по діаграмі на самописці термокамери. Допускається відсутність діаграми при використанні термокамер з мікропроцесорним управлінням.
6. При монтажі і складальних операціях застосовувати флюси, що не спричиняють корозію металів.

7. Провести перевірку відкритого приладу.
8. Гайки, гвинти стопорити ґрунтовкою ЕП-76.
9. Кожух і кришку варити з корпусом приводу лазерною зваркою герметичним швом.
10. Паяти дроти до контактної майданчику нагрівального елемента кожуха припоєм ПОС-61 з флюсом ФКСп. Висота пайки не повинна перевищувати 0,5 мм. Місця пайки покрити клеєм ВК-9.
11. Прилад перевірити на герметичність. Він повинен бути герметичним при температурі $+85^{\circ}\text{C}$ при перевірці методом гелієвої або вакуумної камери.
12. Остаточну герметизацію приладу провести пайкою заглушки припоєм ПОСК 50-18 з флюсом ФКСп. Місце пайки залити клеєм ВК-9.
13. Прилад в тарі, заповненій газоподібним азотом піддати 3-х кратному впливу температур мінус $65 \pm 5^{\circ}\text{C}$ і плюс $85 \pm 5^{\circ}\text{C}$, витримуючи на кожній температурі 3 ч.
14. Провести регулювання приладу.
15. Плату приводу залити герметиком. Заливка герметиком проміжку між платою приводу і корпусом приводу обов'язкове. При заливці герметиком дроти повинні лежати вільно.
16. Провести перевірку приладу.

4.4 Висновки за розділом 4

Була складена технологічна схема складання. Збірку приладу проведено в кондиціонованому приміщенні з підвищеною чистотою повітря. Деталі і складальні одиниці промили і перевірили на відсутність задирок, гострих кромок, металевих пилю і т. д. Огляд проводився при 16-ти кратному збільшенні. Застосовувані при складанні інструменти і пристосування, виготовлені з магнітного матеріалу, деталі приладу, кожух, крім приводу перед складанням повинні бути розмагнічені, що і було зроблено. При виготовленні, транспортуванні і зберіганні гіроскопа не допускались різкі удари, струси і силовий вплив на нього. Контроль режимів полімеризації клею і витримки деталей складальних одиниць при знижених і підвищених температурах

проводився по діаграмі на самописці термокамери. При монтажі і складальних операціях застосовувались флюси, що не спричиняли корозію металів. Проведена перевірка відкритого приладу. Кожух і кришка варилась з корпусом привода лазерною зваркою герметичним швом. Паялись дроти до контактної майданчику нагрівального елемента кожуха припоєм ПОС-61 з флюсом ФКСп. Місця пайки покрили клеєм ВК-9. Остаточну герметизацію приладу провели пайкою заглушки припоєм ПОСК 50-18 з флюсом ФКСп. Місце пайки залили клеєм ВК-9. Прилад в тарі, заповненій газоподібним азотом піддають 3-х кратному впливу температур мінус 65 ± 5 ° С і плюс 85 ± 5 ° С, витримуючи на кожній температурі 3 ч. Проведено регулювання приладу. Плату привода залили герметиком, що є обов'язкове. Проведено перевірку приладу.

5 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ПРАКТИЧНА ЧАСТИНА

5.1 Завдання та засоби виконання експериментальної розробки

У цьому розділі проводиться напівнатурне моделювання системи керування поздовжнім рухом для найпростішого випадку –стабілізації кутової швидкості за тангажем.

Завданням напівнатурного моделювання є оцінка стійкості та якості управління при різних формах і величинах задавального впливу і збурень.

Метод напівнатурного моделювання полягає в тому, що за заданою функціональною схемою САУ приймаємо рішення, які частини стенду відповідають реальному елементу, яка частина системи моделюється засобами електронних схем на операційних підсилювачах. Розробляється функціональна схема моделей САУ. За заданим рівнянням вхід-вихід моделюються частини САУ, розробляється принципова схема аналогової моделі. Розраховуються масштаби реальних та машинних змінних. Здійснюється формування схеми регулятора, задавального пристрою, імітаторів збурень. Проводяться експерименти з програми дослідження САУ.

Для реалізації напівнатурного моделювання використовуємо модуль електронної моделі об'єкта автоматичного управління (ОАУ), а як контролер застосуємо універсальну мікроконтролерну систему УНМС, розроблені на кафедрі 301. Для створення програмного забезпечення контролера застосуємо середовище MCStudio.

5.2 Опис модуля електронної моделі ОАУ

Стенд «Модель ОАУ» побудований на операційних підсилювачах, містить елементи задавання сигналів і комутації для налаштування параметрів моделі. Зовнішній вигляд верхньої панелі і призначення елементів задавання сигналів і комутації показані на рис. 5.1.

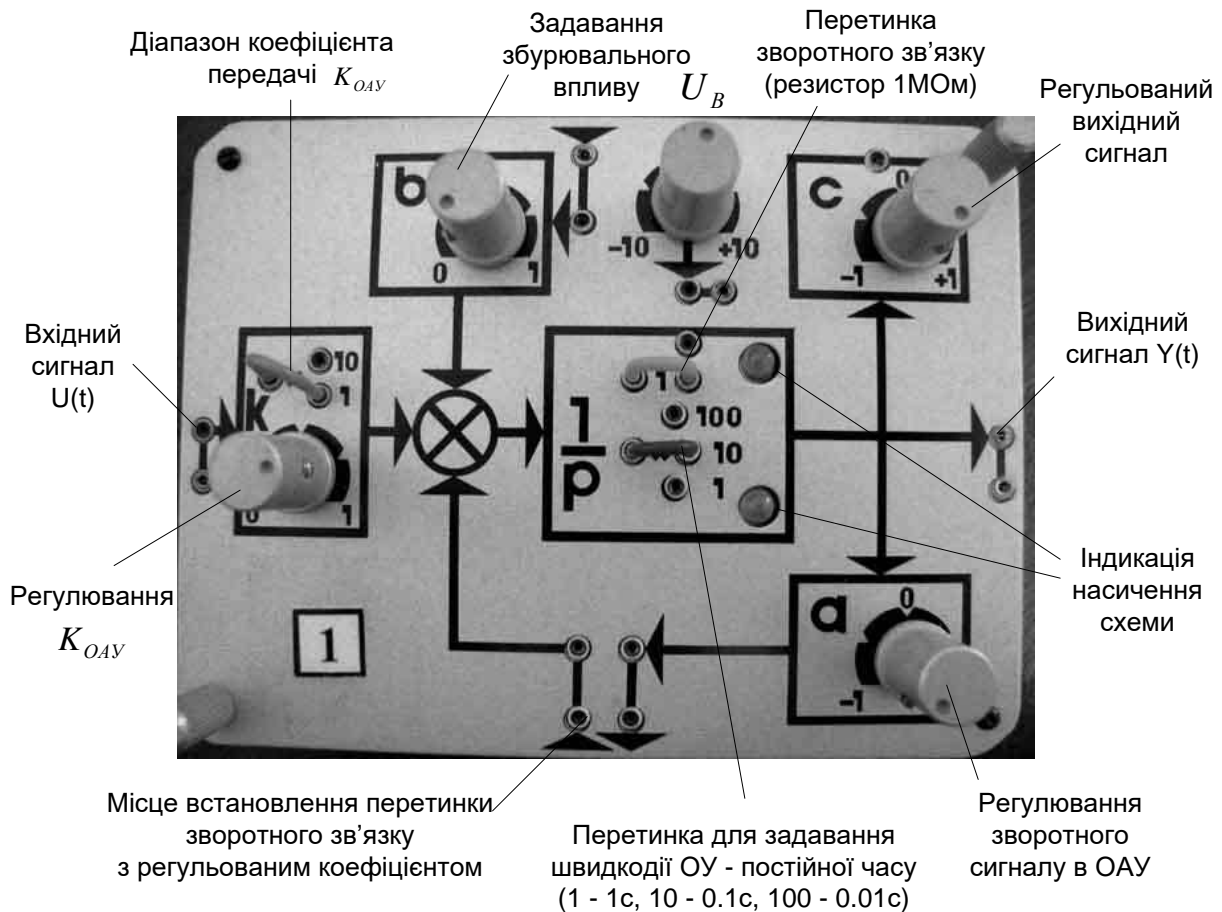


Рисунок 5.1 – Структура стенду електронної моделі ОАУ

Електронний модуль стенда розміщений у корпусі. Із корпуса виведені три кабелі із роз'ємами: живлення стенда (**Жив.**), вхідний сигнал моделі (**ШІМ**), вихідний сигнал моделі (**АЦП**). Основу моделі складає інтегратор з регульованою постійною часу, який може бути охоплений зворотними зв'язками з постійним або змінним коефіцієнтом.

Динаміка моделі ОАУ описується передаточною функцією виду

$$W_{OAU}(s) = \frac{Y(s)}{U(s)} = \frac{K_{OAU}}{T_{OAU}s + 1}. \quad (5.1)$$

Вхідний сигнал моделі $U(t)$ подається на клему **К**. В цьому ланцюгу є комутатор діапазону сигналу (**1** і **10**) та регулятор рівня сигналу. Номінальне положення комутатора – **1** (передача сигналу без підсилення). Застосовувати положення **10** в даній роботі не рекомендується. За допомогою потенціометра можна задавати коефіцієнт передачі моделі K_{OAU} в діапазоні від 0 до 1.

Величина постійної часу інтегратора T_{OAU} зворотно пропорційна показнику швидкодії ОАУ – числу, вибраному на комутаторі, тобто дорівнює 0.01 с, 0.1 с або 1 с. Вхідний ланцюг **В** призначений для задавання регульованого збурювального впливу $U_B(t)$, який додається до вхідного сигналу $U(t)$.

Отже, за допомогою сигналу $U_B(t)$ можна імітувати вплив на кутову швидкість тангажу такого збурювального впливу, як порив вітру.

5.3 Взаємодія стенду «Модель ОАУ» з УНМС

Функціональна схема контуру управління на основі стенда «Модель об'єкта автоматичного управління» і УНМС показана на рис. 5.2.

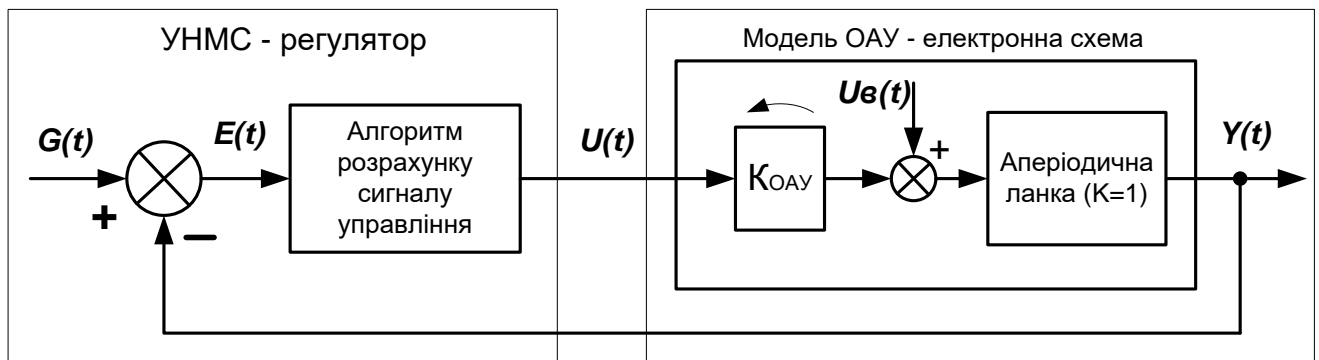


Рисунок 5.2 – Функціональна схема контуру управління

На рис. 5.3 та 5.4 показана фізична реалізація контуру управління на основі електронної моделі ОАУ. Як цифровий регулятор застосована мікроконтролерна система УНМС. Задавальний сигнал $G(t)$ (потрібне значення виходу ОАУ) користувач може встановити за допомогою лінійки перемикачів (як двійкове число) або одного з потенціометрів, розташованих на верхній панелі УНМС (як аналоговий сигнал).

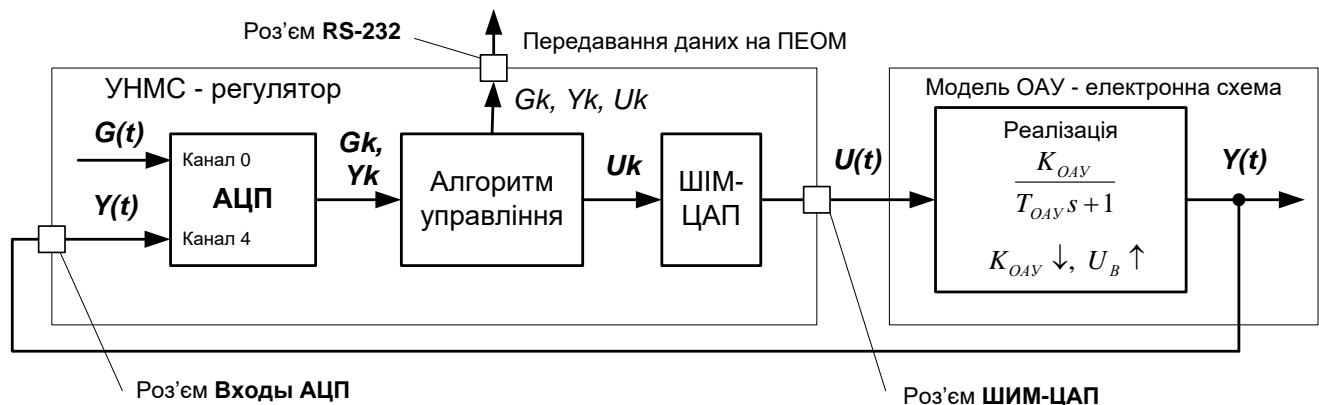


Рисунок 5.3 – Фізична реалізація замкнутого контуру цифрового управління на стенді



Рисунок 5.4 – Підключення модуля «Модель ОАУ» до контролера УНМС

5.4. Характеристика розробленого програмного забезпечення

Інтегроване середовище розробки алгоритмів MCStudio (далі – ICP) є інструментальним програмним засобом для візуального формування схем алгоритмів керування та функції навантаження для контролерів дослідницьких стендів.

Моделюємо контур управління кутовою швидкістю тангажу.

На рис. 5.5 наведено реалізацію основного модуля проекту. Задавальний вплив у системі формуємо з перемикачів контролера УНМС. В контролері реалізовано ПІ-регулятор, який забезпечує стабілізацію кутової швидкості.

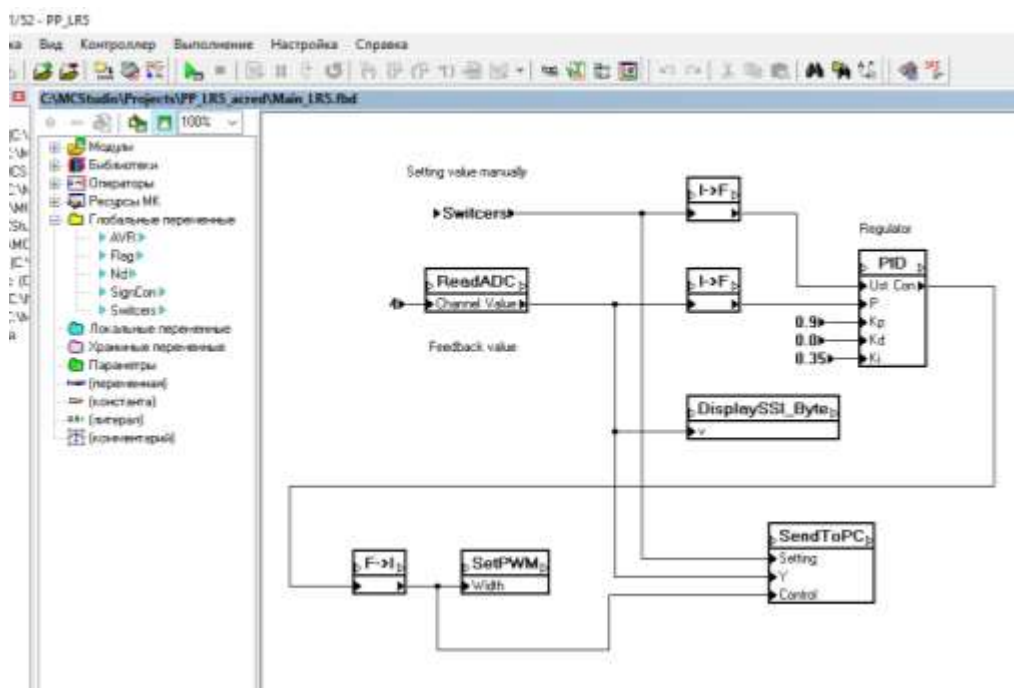


Рисунок 5.5 – Алгоритмічна схема основного модуля проекту

На рис. 5.6 представлено реалізацію закону керування, а саме алгоритму ПІ-управління.

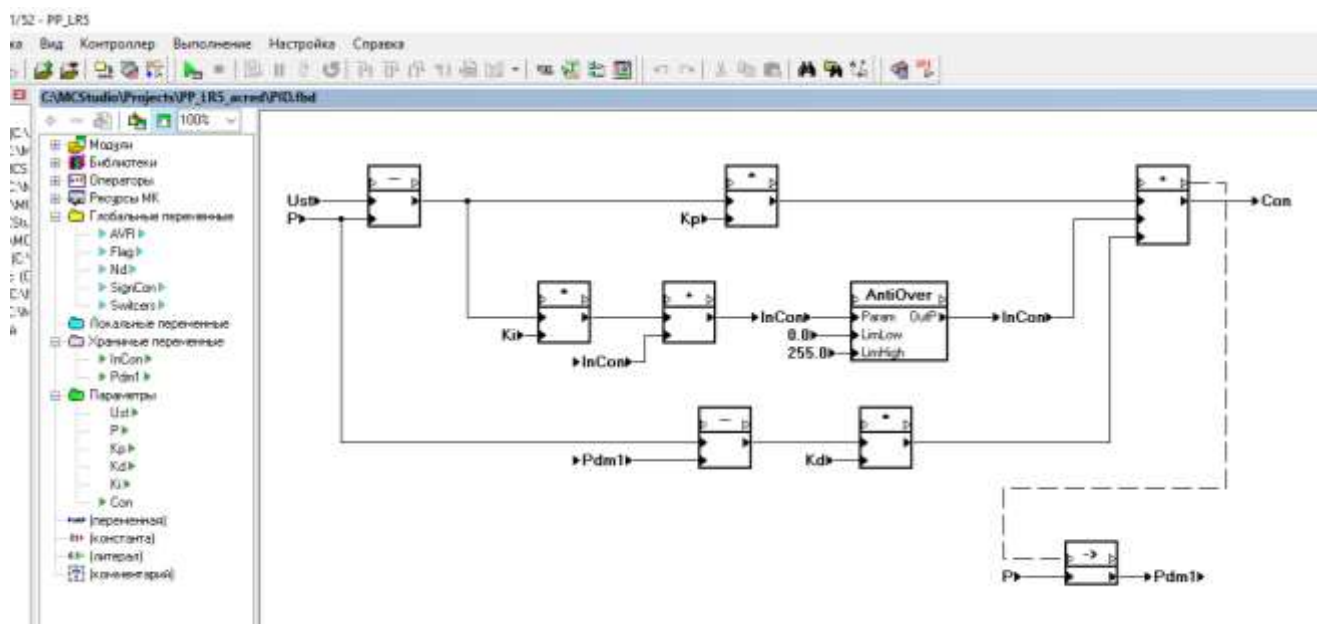


Рисунок 5.6 – Алгоритмічна схема реалізації ПІ-регулятора з компенсацією насичення

Алгоритм містить додатковий модуль $AntiOver$, який обмежує інтегральну складову у випадку тривалого насичення регулятора при значних задавальних або збурювальних впливах, які не вдається компенсувати. Коли ситуація із зовнішнім впливом нормалізується, регулятор одразу повертається до нормального функціонування.

5.5 Аналіз результатів проведення експериментів

Проводимо моделювання на стенді системи стабілізації по кутовій швидкості тангажу. Оцінюємо стійкість і якість управління при різних формах зовнішніх та внутрішніх впливів.

На рис. 5.7 представлено перехідний процес за задавальним впливом, який має номінальне значення, тобто може бути відпрацьований системою управління з енергетичної точки зору.

Вісь часу оцифровано у відносних одиницях – номерах тактів від початку експерименту. Фізична величина такту становила $T_0 = 0,05\text{с}$ і забезпечувалась програмою у контролері.



Рисунок 5.7– Перехідний процес у системі стабілізації кутової швидкості за задавальним впливом (U_k – сигнал управління від контролера, G_k – задавальний сигнал, Y_k – вихідний сигнал ОАУ, тобто керований параметр)

Перехідний процес за зовнішнім збурювальним впливом, який задається потенціометром **b** на ОАУ, показано на рис. 5.8. Збурювальний вплив було розпочато на такті 175 (цей сигнал не вимірюється і не відображається).

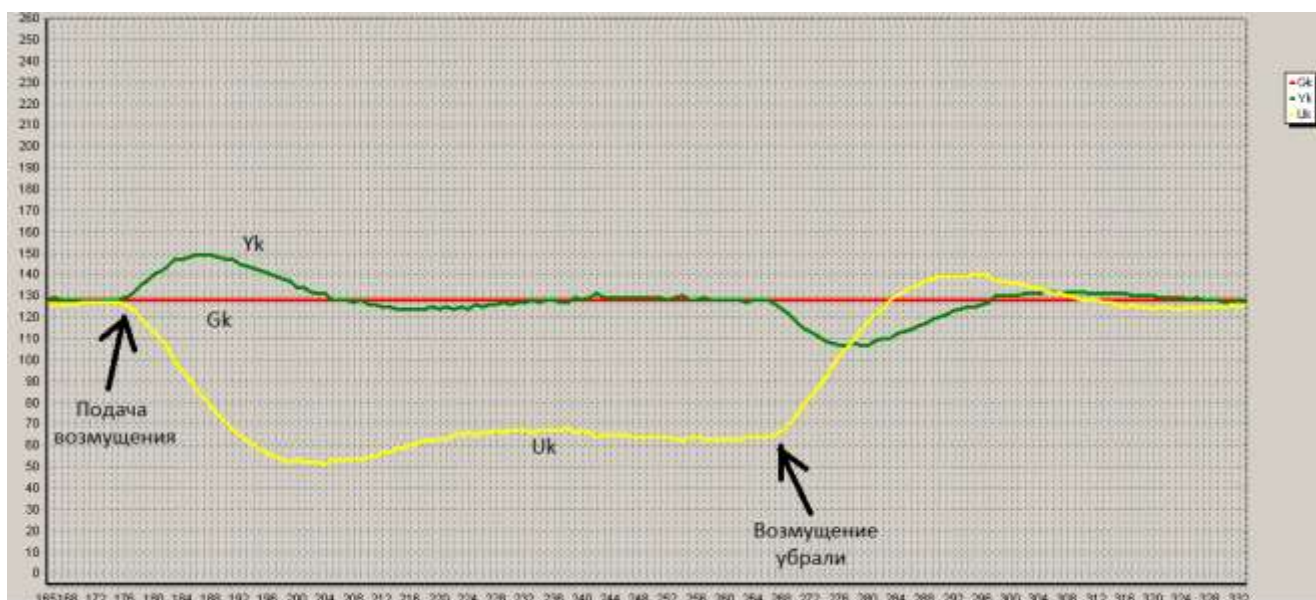


Рисунок 5.8– Перехідний процес у системі стабілізації кутової швидкості за зовнішнім збурювальним впливом, який додається до керованого параметра

Задавальний вплив при цьому не змінюємо – червона лінія стабільна. Під впливом сигналу збурення, який має знак «+», вихід ОАУ зростає (зелена лінія). Це викликає реакцію регулятора – зменшення сигналу управління (жовта лінія).

В результаті вихід ОАУ (зелена лінія) повертається до потрібного значення (червона лінія).

На такті 265 зовнішнє збурення зникає (повернули потенціометр \mathbf{b} на 0). Відповідно, вихід ОАУ (зелена лінія) зменшується від задавального потрібного значення. Реакція регулятора на таку ситуацію – зростання сигналу керування (жовта лінія), щоб компенсувати ситуацію і повернути вихід ОАУ до потрібного значення.

Перехідний процес за внутрішнім збурювальним впливом, який задається потенціометром K на самому ОАУ, показано на рис. 5.9. Фізичним еквівалентом такого збурення може бути зменшення чутливості датчика кутової швидкості, або коефіцієнта підсилення масштабуючої схеми (наприклад, в результаті зменшення живлення).

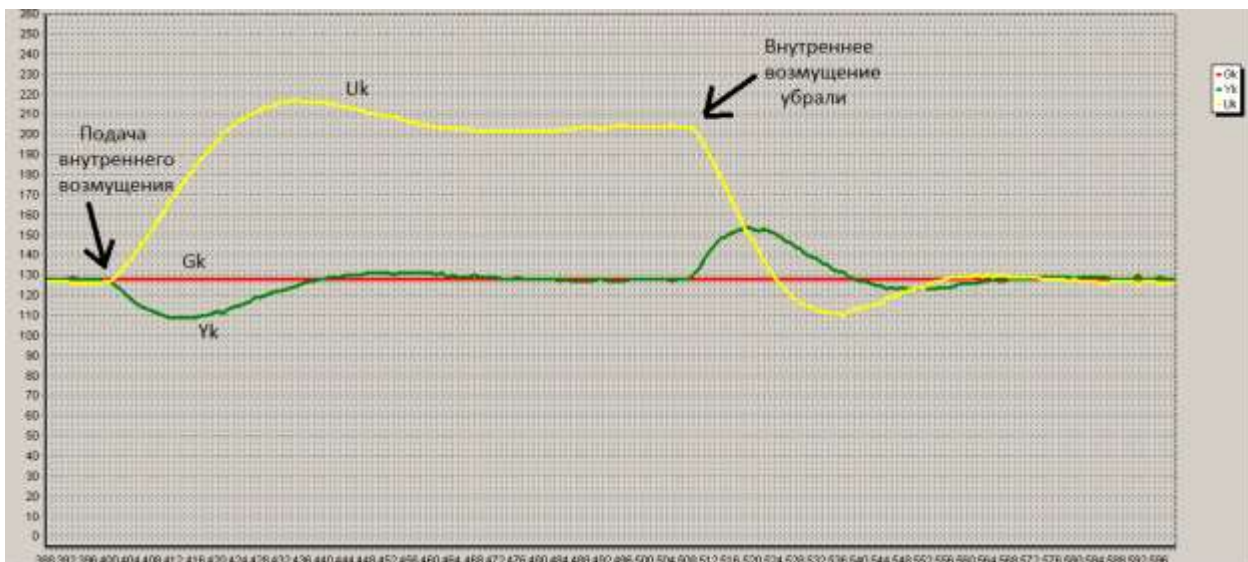


Рисунок 5.9– Перехідний процес у системі стабілізації кутової швидкості за внутрішнім збурювальним впливом (зменшення коефіцієнта посилення)

Зменшення коефіцієнта K моделюємо на такті 400). Задавальний вплив при цьому не змінюємо – червона лінія стабільна.

Під впливом ефекту збурення, який має знак мінус (K зменшується, сигнал керування знижується), вихід ОАУ теж зменшується (зелена лінія). Це викликає реакцію регулятора – збільшення сигналу управління (жовта лінія).

В результаті вихід ОАУ (зелена лінія) повертається до потрібного значення (червона лінія).

На такті 508 зовнішнє збурення зникає (повернули потенціометр K на номінальне значення 1). Відповідно, вихід ОАУ (зелена лінія) збільшується, оскільки сигнал керування одразу надходить у повному обсязі.

Реакція регулятора на таку ситуацію – зниження сигналу керування (жовта лінія), щоб компенсувати ситуацію і повернути вихід ОАУ до потрібного значення.

5.6 Висновки за розділом 5

У ході проведення напівнатурного моделювання та аналізу отриманих результатів було встановлено, що показники якості роботи системи відповідають вимогам технічного завдання.

Були проведені дослідження роботи системи стабілізації на трьох типах впливів: ступінчата зміна задавального сигналу, ступінчата зміна та зникнення зовнішнього збурення, ступінчата зміна та зникнення внутрішнього збурення. В усіх ситуаціях регулятор здійснював компенсацію впливів і забезпечував вихідний сигнал ОАУ на рівні заданого значення параметра.

6. ЕКОНОМІЧНЕ ОБГРУНТУВАННЯ РОЗРОБКИ

6.1 Опис об'єкта та практичних результатів дослідження

До випуску пропонується бортовий обчислювач системи стабілізації кутового положення важкого літака. Обчислювач призначений для реалізації необхідного алгоритму управління .

Відмінною рисою обчислювача є висока надійність та швидкодія, модуль працездатний у широкому діапазоні зміни температури, стійкий до вібрацій, простий і надійний в експлуатації .

Завдяки доступній ціні та високим технічним характеристикам обчислювач знайде широке застосування та поширення. Основними споживачами будуть авіаційні, літаково-ремонтні підприємства , заводи або цехи, науково - технічні комплекси, приладобудівні КБ.

Система має наступні Технічні характеристики:

1) джерело харчування: постійне напруги $U = 27\text{В} \pm 10\%$, змінної напруги $U = 36\text{В} \pm 10\%$, частотою $f = 400\text{Гц} \pm 2$;

2) система працездатна:

- В умовах вологості 80%;

– в інтервалі температур від -60°C до $+60^{\circ}\text{C}$;

– у процесі та після дії ударних навантажень з прискоренням до 12 g .

Обчислювач відповідає сучасним вимогам, пред'явленим до авіаційних приладів: за надійністю конструкції, габаритними розмірами, масою.

Передбачено після продажне обслуговування виробу. У після продажний сервіс входять: планово-попереджувальні роботи, ремонт, постачання запасних частин, консультаційні послуги з ефективною експлуатації виробу, в окремих випадках – модернізація техніки та навчання персоналу. Після гарантійний сервіс – платний (з урахуванням договору).

6.2 Маркетингові дослідження ринку збуту

У цьому розділі розглядаються такі пункти:

– результати сегментування ринку: потенційні вимоги споживача та повна ємність ринку;

– Виявлення конкурентів: ємність ринку, зайнята конкурентами.

– Виявлення конкурентів: ємність ринку, зайнята конкурентами.

Сегментування ринку – це процес поділу споживачів на групи з урахуванням різних принципів та факторів сегментування. Загальний порядок сегментування ринку можна так:

1) виявлення основних принципів і чинників сегментування для виробу (насамперед розглядаються географічні чинники, та був демографічні та інші);

2) сегментування ринку: визначення складу груп споживачів, розподіл ринку на сегменти, опис профілю кожного сегмента, розрахунки повної потреби та загальної річної ємності сегментів та всього ринку;

3) оформлення результатів сегментування як таблиць;

4) аналіз інформації про сегменти; вибір сегментів для подальшого аналізу (сегменти з незначною ємністю можна більше не розглядати);

5) позиціонування товару у вибраних сегментах, визначення цільової ємності.

Розглянемо ринок збуту, розділивши його на окремі сегменти, і виділимо групу споживачів, які потребують нашої продукції (таб.6.1). Основними споживачами продукції є літаково-будівельні та літаково-ремонтні підприємства, заводи чи цехи різних країн.

Визначення повної потреби у товарі даного виду:

$$S_{\text{полн}} = \sum_{i=1}^L S_{\text{полн}i}, \quad (6.1)$$

де $S_{\text{полн}}$ – повна потреба у товарі сумарно всіх аналізованих сегментів, прик.;

L – кількість сегментів ринку;

$S_{\text{полн}i}$ - Річна ємність i -го сегмента, шт.

Річна ємність i -го сегмента визначається за такою формулою:

$$S_{\text{полн.}i} = N_i \cdot Q_i \cdot m_i, \quad (6.2)$$

де N_i – кількість підприємств;

Q_i - середня річна програма одного підприємства;

m_i - комплект постачання виробу.

При укрупнених розрахунках річної ємності можна врахувати середній термін повторення купівлі таких товарів

$$S_i = \frac{S_{\text{полн.}i}}{T_{\text{пок.}i}} (1 + K_{\text{рез.}i}), \quad (6.3)$$

де $T_{\text{пок.}i}$ – середній термін повторення покупки в i -му сегменті;

$K_{\text{рез.}i}$ - Коефіцієнт запасу (він рамен нулю).

Розповсюдження виробу передбачається на території України. Результати сегментування ринку відображені у табл. 6.1 _

Таблиця 6.1. Результати сегментування ринку збуту

Організація	N_i	$K_{\text{охв.}i}$	m_i	$S_{\text{полн.}i}$, Шт	$T_{\text{пок.}i}$, років	$K_{\text{рез.}i}$	S_i , шт/рік
МНС	2 5	0,7 _	1	17 , 5	0,5 _	0	3 5
Разом	2 5			17,5			3 5

Таким чином, річна ємність українського ринку для виробу становить 35 шт./рік.

В результаті пошуку виробів-конкурентів з'ясувалося, що в Україні не існує аналогів запропонованої системи керування дископодібним виробом через унікальність об'єкта, на який орієнтована розробка.

З цього випливає, що вільна ємність пропонованого виробу становить 100% загальної ємності ринку.

6.3 Розрахунок собівартості плати бортового обчислювача

Розрахунок собівартості виробу може виконуватися двома способами:

1) метод укрупненої калькуляції. Цей метод дає максимально точний результат, можливий за наявності принципової схеми зі специфікацією та загального виду конструкції;

2) спосіб структурних коефіцієнтів. Він відрізняється від попереднього більшою простотою, але меншою точністю. Вимагає обов'язкового наявності структури собівартості, розроблених за даними аналогічних конструкцій.

Для розрахунку собівартості ПБДУС скористаємося методом структурних коефіцієнтів. У розробленому пристрої суттєву частину у сумі витрат становлять покупні вироби, тому собівартість визначається за такою формулою:

$$C = \frac{C_{\Pi}}{Y_{\Pi}}, \quad (6.4)$$

де C_{Π} – витрати на купівлю елементів у пристрої, що розробляється, грн.

Y_{Π} – питома вага витрат за покупні вироби у собівартості аналогічної продукції, %.

Розрахунок кількості та вартості покупних виробів плати керуючого обчислювачі, наведено в табл. 6.2 .

Таблиця 6.2 – Розрахунок кількості та вартості покупних виробів

Найменування покупних виробів	Кількість виробів на прилад	Ціна за одиницю виробу (грн.)	Сума (грн.)
Мікросхеми			
LY530ALH	3	57,8 0	173,34
AD8551	2	16,00	32,00
Резистори	15	0,50	7,50
Конденсатори	30	0,50	15, 00
Плата	5	2,5 0	12,5 0

Роз'єм	5	1,50	7,50
Разом	2 47,9 0		
Транспортно-заготівельні витрати (5%)	1 2,4 0		
Усього	260,3		

Проведемо розрахунок основної заробітної плати за формулою:

$$C_{ЗП} = \sum_{i=1}^m t_i \cdot l_i, \quad (6.5)$$

де m – кількість видів робіт;

t_i - трудомісткість за видами робіт, людина ·;

l_i – тарифна ставка, грн.

Розрахунок основної заробітної плати виробничих робітників наведено у табл. 6.3 .

Таблиця 6.3 Розрахунок Основний заробітної плати

Вид робіт	Трудомісткість, чол · година	Розряд	Середня годинаня ставка, грн.	Сума грн.
Підготовка	8	4	14,80	118,40
Складання	18	4	14,80	266,40

Продовження таблиця 6.3

Регулювання	40	4	14,80	592,00
Контроль	8	4	14,80	118,40
Перевірка	4	5	16,10	64,40
Усього				1159,60

Розрахунок основної заробітної плати виробничих робітників наведено у табл. 6.4 .Наведемо структуру повної собівартості у табл. 6.4

Повна собівартість містить у собі:

– основні матеріали – плата, на якій надалі будуть розміщені радіоелементи, матеріали для паяння ;

– покупні вироби – ЕРЕ.

- Заробітна плата - зарплата, що виплачується працівникам, задіяним у виробничому процесі.

– витрати на експлуатацію обладнання та цехові – витрати на обладнання, на якому виготовляється виріб.

– загальнозаводські витрати – витрати на утримання управлінського персоналу, утримання будівель та споруд заводу.

- Позавиробничі витрати - Витрати на транспортування.

Таблиця 6.4 Повна собівартість ПБДУС

Стаття калькуляції	Витрати на одиницю	Примітка
Покупні елементи	260,3	табл. 6.2
Основна ЗП	115 9,60 _	табл. 6.3
Додаткова ЗП	115 , 96	10% від ОЗП
Нарахування на ЗП	549,78	38,72% від (ОЗП+ДЗП)
Витрати освоєння нової продукції	92 , 77	8% від ОЗП
Цехові витрати	811 , 72	70% від ОЗП
Річна амортизація обладнання	1,68	-
Загальнозаводські втрати	811 , 72	70% від ОЗП
У сумі: заводська собівартість	3801,85	-
Позавиробничі витрати	114,05	3% від ЗС
Повна собівартість	3915,90	-

Для розрахунку річної амортизації обладнання, що використовується під час виготовлення та налагодження плати, врахуємо його вартість: паяльник – 4 00 грн., осцилограф – 38 00 грн.

Річна норма амортизації обладнання становить 20% його вартості.

$$A_{n/\text{год}} = \frac{CN_{\text{перв}} \cdot H_a}{100\%}; \quad (6.6)$$

де n- вид обладнання , $CN_{\text{перв}}$ - первісна вартість обладнання , H_a - Річна норма амортизації (20%).

Після підстановки (6.5):

$$A_{1/год} = \frac{400 \cdot 20\%}{100\%} = 80 \text{ грн};$$

$$A_{2/год} = \frac{3800 \cdot 20\%}{100\%} = 760 \text{ грн.}$$

Кількість годин роботи обладнання протягом року:

$$K_n = K_{год} \cdot K_{исп.} \quad (6.7)$$

де $K_{год}$ – кількість робітників годин за рік, $K_{исп.}$ – коефіцієнт використання кожного виду обладнання.

Після підстановки в (6.7) :

$$K_1 = 2028 \cdot 0,7 = 1419,6 \text{ (ч)};$$

$$K_2 = 2028 \cdot 0,5 = 1014 \text{ (ч)}.$$

Сума амортизації відрахувань у розрахунку на 1 годину роботи кожного виду обладнання:

$$A_{n/час} = \frac{A_{n/год}}{K_n}; \quad (6.8)$$

$$A_{1/час} = \frac{80}{1419,6} = 0,06 \text{ (грн)};$$

$$A_{2/час} = \frac{760}{1014} = 0,75 \text{ (грн)}.$$

Кількість годин використання устаткування під час виготовлення плати: $t_1 = 3$ год, $t_2 = 2,5$ год.

Сума амортизаційних відрахувань на рік за цим видом обладнання при виготовленні однієї плати:

$$A_n = A_{n/час} \cdot t_n; \quad (6.9)$$

для паяльної станції:

$$A_1 = 0,06 \cdot 3 = 0,18 \text{ (грн)};$$

для осцилографа:

$$A_2 = 0,75 \cdot 2 = 1,5 \text{ (грн)}.$$

Загальна сума амортизаційних відрахувань:

$$A_{\text{обц}} = \sum_{n=1}^i A_n; \quad (6.10)$$

$$A_{\text{обц}} = 0,18 + 1,5 = 1,68 \text{ (грн)}.$$

Таким чином, річна сума амортизаційних відрахувань становить 1,68 грн.

Загальна собівартість виробу з урахуванням собівартості програмного забезпечення складає 3915,90 грн.

Споживачу було запропоновано ціну 57 00 грн. Споживач не погодився на цю ціну. Тому ціна плати з ПДВ становить $\text{Ц}_{\text{ПДВ}} = 5350$ грн. Розрахуємо ціну без урахування ПДВ 20%:

$$\text{Ц}_{\text{без ПДВ}} = \text{Ц}_{\text{ПДВ}} \cdot 100\% / 120\%; \quad (6.11)$$

$$\text{Ц}_{\text{без ПДВ}} = 5350 \cdot 100\% / 120\% = 4458,33 \text{ (грн.)}.$$

Розрахуємо прибуток від однієї системи:

$$\text{П} = \text{Ц}_{\text{без ПДВ}} - \text{С}; \quad (6.12)$$

$$\text{П} = 4458,33 - 3915,90 = 524,43 \text{ (грн.)}.$$

З отриманих даних можна зробити розрахунок рентабельності своєї продукції. Рентабельність комплексно відбиває рівень ефективності використання

матеріальних, трудових і фінансових ресурсів. Рентабельність продукції - ставлення прибутку до повної собівартості.

$$P = \frac{\Pi}{C} \cdot 100\%; \quad (6.13)$$

$$P = \frac{524,43}{3915,9} \cdot 100\% = 13,39\%.$$

6.4 Висновок

З розрахунків було встановлено, що собівартість плати бортового обчислювача з урахуванням програмного забезпечення становить 3915,90 грн.

На даний момент на вітчизняному ринку відсутні фірми-конкуренти, які виробляють подібні товари. Тому після проведення маркетингового дослідження ринку збуту товару було встановлено, що прогнозована ціна плати з ПДВ, яка б задовольняла як виробника, так і споживачів, становить $C_{\text{ПДВ}} = 5350$ грн. Ціна плати без ПДВ складає 4458,33 грн. Таким чином, прибуток від однієї плати становить 524,43 грн.

Отримані дані дозволяють розрахувати рентабельність випуску. Було встановлено, що рентабельність становить 13,39 %, що досить високим показником.

Враховуючи, що розроблена плата бортового обчислювачів і має ряд переваг у порівнянні з аналогами, можна зробити висновок про високу конкурентоспроможність запропонованої системи в умовах ринкової економіки .

ВИСНОВОК

У роботі вирішено завдання проектування каналу системи стабілізації важкого літака: розроблено математичні моделі об'єкта управління, виконано синтез законів управління та аналіз динаміки каналу системи. Розглянуто можливі методи та шляхи вирішення завдання в цілому, сформовано структурно-функціональну схему каналу системи стабілізації, розроблено математичні моделі ЛА як об'єкта управління та проаналізовано його динамічні властивості, обрано схеми та моделі ланок каналу, принципи управління об'єктом, здійснено параметричний синтез аналогового регулятора та визначено смуга пропускання замкнутого контуру управління, на підставі чого обрано період квантування дискретної системи та синтезовано дискретний коригуючий алгоритм, здійснено аналіз каналу системи у часовій та частотній областях. Вибрано схеми та конструктивні варіанти виконання блоків обчислювального пристрою. Вирішено питання технологічного та економічного забезпечення розробки.

Отримані результати задовольняють вимогам технічного завдання щодо динамічних, масово-габаритних та надійних характеристик спроектованого каналу системи управління.

Теоретичні результати можна використовувати у процесі проектування систем управління важких ЛА різних модифікацій.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Мельников С. В. Сучасні системи автоматичного керування безпілотними літальними апаратами / С. В. Мельников, С. О. Бондар, М. В. Коршунов, Д. О. Волошенюк, Ю. Ю. Грищенко // VI Міжнародна науково-практична конференція «Проблеми інформатики та комп'ютерної техніки» (ПІКТ – 2017). – Чернівці, 2017, - 55–57с.
2. Волков О. Є. Розробка інформаційних технологій інтелектуального управління безпілотними авіаційними системами / О. Є. Волков, М. В. Коршунов, М. М. Комар, Д. О. Волошенюк, В. О. Боровик // Матеріали науково-технічної конференції «Актуальні проблеми автоматики та приладобудування» (Харків, 07 – 08 грудня 2017 р.).
3. Тимчишин Р. М. Сучасні системи виявлення, розпізнавання та ідентифікації динамічних об'єктів, їх переваги і недоліки / Р. М. Тимчишин, О. Є. Волков, С. В. Мельников, М. В. Коршунов // IV Міжнародна науково-практична конференція «Інформаційні технології в освіті, науці і техніці» (Чернівці, 17 – 18 травня 2018 р.).
4. Господарчук О. Ю. Застосування груп безпілотних літальних апаратів для спостереження і виконання різноманітних завдань цивільного напрямку / О. Ю. Господарчук, С. О. Бондар, М. В. Коршунов, Р. М. Тимчишин, В. О. Боровик// VII Міжнародна науково-практична конференція «Проблеми інформатики та комп'ютерної техніки»(ПІКТ – 2018) (Чернівці, 11–14 жовтня 2018 р.).
5. Бондар С. О. Перспективи та особливості групового використання безпілотних літальних апаратів / С. О. Бондар, О. В. Кожохіна, В. О. Боровик, Я. М. Ліндер, М. В. Коршунов // Керуючі системи та машини: науковий журнал – Київ, 2018. – №5 (277).
6. Коршунов М. В. Захід на посадку за неточною системою в ручному режимі / М. В. Коршунов // Вісник Національного Авіаційного Університету: науковий журнал – Київ, 2013.
7. Korshunov N. Predicting the flight path of the aircraft during engineless approach / N. Korshunov// Proceeding of the National Aviation University – Kyiv, 2015.

8 Коршунов М. В. Розробка та використання режиму «Вертикальна навігація» на сучасних турбореактивних літаках / М. В. Коршунов // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM» (Київ, 28 – 30 листопада 2012 р).

9. Коршунов М. В. Процедура реалізації безперервного зниження літака / М. В. Коршунов // Матеріали XII Міжнародної науково-технічної конференції «Авіа-2015» (Київ, 28–29 квітня 2015 р.).

10. Alturbek Hamid. Collusion avoidance systems for UAS operating in civil airspace. / Hamid Alturbek // Cranfield university school of engineering, Cranfield University, 2014.

11. Коршунов М. В. Програма автоматичного розгону літака після зльоту та виходу на друге коло. / М. В. Коршунов, В. С. Морозов // Всеукраїнська науково-практична конференція молодих вчених НАУ «Проблеми навігації і управління рухом» (Київ, 18 – 20 листопада 2013 р.) – 2013.

12. Коршунов М. В. Використання адаптивних алгоритмів при розрахунку прогнозованої траєкторії зниження літака. / М. В. Коршунов, В. В. Павлов // Науково-технічна конференція «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM» (Київ, 17 – 19 листопада 2014 р.).

13. Pavlov V. Adaptive algorithm for implementing continuous descent of the aircraft / V. Pavlov, N. Korshunov, A. Kurganskiy // Проблеми інформатизації та управління: науковий журнал – 2015. – №2 (50)..

14. Korshunov N. V. The data base of aircraft performance characteristics / N. V. Korshunov, V. V. Pavlov, G. I. Rudyuk // Electronics and control systems: International scientific journal – 2015. – №2.

15. Симонов В.Ф. Конспект лекцій з курсу "Цифрові системи автоматичного управління", 2006 -2006.

16. Патент Україна В 64 G 1/24 №39261. Літальний апарат із системою автоматичного управління по висоті.-2001.

17. Патент Україна В 64С13/00 №62989. Система автоматичного управління.- 2004.

18. Патент Україна В 64С13/00 №63736. Система автоматичного управління.- 2004.

19. Павлов В. В. Адаптивна програма розгону літака / В. В. Павлов, М. В. Коршунов, М. М. Комар // Керуючі системи та машини: науковий журнал – 2015. – №4.

20. Комар М. М. Модель просторового руху літака для комплексного вирішення задачі підвищення якості та безпеки польоту / М. М. Комар, М. В. Коршунов, В. В. Павлов // Кібернетика та обчислювальна техніка: науковий журнал – 2016. – вип. 183.

21. Alturbeh Hamid. Collusion avoidance systems for UAS operating in civil airspace. / Hamid Alturbeh // Cranfield university school of engineering, Cranfield University, 2014.

22. Павлов В. В. Інтелектуальне керування складними нелінійними динамічними системами. / В. В. Павлов, С. В. Павлова // Аналітика інтелекту: монографія. – Київ: Наукова думка, 2016.

23. Інформаційні технології в навігації і управлінні: стан та перспективи розвитку: матеріали першої міжнародної науково-техн. конф. (Київ, 5–6 лип. 2010) / М-во промислової політики України, ДП "ЦНДІ навігації і управління". – Київ, 2010.

24. Kundu Ajoy Kumar. Aircraft Design. / A. K. Kundu. – Queen's University Belfast, Cambridge University Press, 2010.

25. Зінченко А. П. Апаратно-Програмні комплекси для дослідження характеристик літаків. / В. П. Зінченко, А. М. Гуржій // Наукові вісті НТУУ "КПІ". – 2004. – № 3.

26. Easy Access Rules for All Weather Operations (CS-AWO). – Cologne: EASA, 2018.

27. Griner Alina. Human-RRT Collaboration in UAV Mission Path Plannig.

28. ICAO Doc. 8168 OPS / 611 Flight Procedures, Aircraft Operations. – Volume I. – Montreal, 2006.

29. Mark B Tischler, Robert K. Rembler "Aircraft and rotorcraft system identification : engineering methods with flight-test examples" / American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.

30. Jategaonkar, Ravindra V. "Flight vehicle system identification : a time domain methodology" 2006.

30. Зміст в льотно-технічні характеристики ВС: брошюра Airbus.

31. Каргопольцев В. А. Проблеми створення безпілотної цивільної авіації. / В. А. Каргопольцев, В. А. Подобєдов // Політ.– 2007. – №11.

32. ICAO DOC. 9613 AN/937. Performance-based navigation manual. Concept and implementation guidance. Implementing RNAV and RNP operations – Volume II. – 2013.

33. ICAO DOC. 9931 AN/476. Continuous Descent Operations (CDO) Manual. – Montreal, 2010.

34. Hepp M. Ontology management; semantic web / M. Hepp, P. de Leenheer, A. de Moor, Y. Sure // Semantic Web Services and Business Applications. – Springer, 2008

35. Tchamgoue G. M. Framework for On-the-fly Race Healing in ARINC-653 Applications. / G. M. Tchamgoue, O. -K. Ha, K. -H. Kim and Y. -K. Jun // International Journal of Hybrid Information Technology, SERSC. – 2011. – vol. 4, no. 2.

ДОДАТОК А

Математична модель літака

$$\dot{X}_C = V \cos \vartheta_a \cos \psi_a; \quad (\text{ПІ.1})$$

$$\dot{Y}_C = V \sin \vartheta_a \cos \psi_a; \quad (\text{ПІ.2})$$

$$\dot{Z}_C = -V \sin \psi_a; \quad (\text{ПІ.3})$$

$$m \dot{V} = P \cos \alpha \cos \beta + X_a - mg \sin \vartheta_a \cos \psi_a + F_{BX}; \quad (\text{ПІ.4})$$

$$mV (\dot{\vartheta}_a \cos \psi_a \cos \gamma_a - \dot{\psi}_a \sin \gamma_a) = P \sin \alpha \cos \beta + Y_a - mg (\cos \vartheta_a \cos \gamma_a + \sin \gamma_a \sin \vartheta_a \sin \psi_a) + F_{BY}; \quad (\text{ПІ.5})$$

$$-mV (\dot{\psi}_a \cos \gamma_a + \dot{\vartheta}_a \cos \psi_a \sin \gamma_a) = -P \sin \beta + Z_a - mg (\sin \vartheta_a \sin \psi_a \cos \gamma_a - \sin \gamma_a \cos \vartheta_a) + F_{BZ}; \quad (\text{ПІ.6})$$

$$I_{XX} \dot{\omega}_x - I_{XY} \dot{\omega}_y + (I_{ZZ} - I_{YY}) \omega_y \omega_z + I_{XZ} \omega_x \omega_z = M_x + M_{PX} + M_{BX}; \quad (\text{ПІ.7})$$

$$I_{YY} \dot{\omega}_y - I_{XY} \dot{\omega}_x + (I_{XX} - I_{ZZ}) \omega_x \omega_z - I_{XZ} \omega_y \omega_z = M_y + M_{PY} + M_{BY}; \quad (\text{ПІ.8})$$

$$I_{ZZ} \dot{\omega}_z + (I_{YY} - I_{XX}) \omega_x \omega_y - I_{XZ} (\omega_x^2 - \omega_y^2) = M_z + M_{PZ} + M_{BZ}; \quad (\text{ПІ.9})$$

$$\omega_x = \dot{\gamma} - \dot{\vartheta} \sin \psi; \quad (\text{ПІ.10})$$

$$\omega_y = \dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\vartheta} \cos \psi \sin \gamma; \quad (\text{ПІ.11})$$

$$\omega_z = -\dot{\psi} \sin \gamma + \dot{\vartheta} \cos \psi \cos \gamma; \quad (\text{ПІ.12})$$

$$\begin{aligned} \sin \vartheta_a \cos \psi_a &= \cos \alpha \cos \beta \sin \vartheta \cos \psi - \sin \alpha (\cos \vartheta \cos \gamma + \sin \gamma \sin \vartheta \sin \psi) + \\ &+ \sin \beta \cos \alpha (-\sin \gamma \cos \vartheta + \sin \vartheta \sin \psi \cos \gamma); \end{aligned} \quad (\text{ПІ.13})$$

$$\sin \psi_a = \cos \alpha \cos \beta \sin \psi + \sin \alpha \sin \gamma \cos \psi - \sin \beta \cos \alpha \cos \gamma \cos \psi; \quad (\text{ПІ.14})$$

$$\sin \gamma_a \cos \psi_a = -\sin \alpha \cos \beta \sin \psi + \cos \alpha \sin \gamma \cos \psi + \sin \beta \sin \alpha \cos \gamma \cos \psi; \quad (\text{ПІ.15})$$

$$P = \dot{m}_a (\beta y V r - V) + (p_a - p_H) S_a; \quad \beta y = 1 + \dot{m}_r / \dot{m}_B; \quad V_r, p_a, S_a = \text{const}; \quad (\text{ПІ.16})$$

$$\rho = \rho_0 e^{-\frac{g}{RT} y_c}; \quad p_H = RT \rho; \quad a = 20 \sqrt{T}; \quad \rho_0, R, T, g = \text{const}; \quad (\text{ПІ.17})$$

$$R_a = \begin{bmatrix} X_a \\ Y_a \\ Z_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{X_a}(\dots) \\ C_{Y_a}(\dots) \\ C_{Z_a}(\dots) \end{bmatrix} \frac{\rho V^2}{2} S; \quad (\text{ПІ.18})$$

$$\bar{M}_a = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix} \frac{\rho V^2}{2} Sl; (S, l = \text{const}); \quad (\text{П1.19})$$

$$\bar{M}_P = [M_{Px}; M_{Py}; M_{Pz}]^T = \bar{r}^* \bar{P}; \quad (\text{П1.20})$$

$$\bar{F}_B = [F_{Bx}; F_{By}; F_{Bz}]^T; \quad (\text{П1.21})$$

$$\bar{M}_B = [M_{Bx}; M_{By}; M_{Bz}]^T. \quad (\text{П1.22})$$

ДОДАТОК Б

Система рівнянь незбуреного руху

$$\dot{X}_{CT} = V_T \cos \vartheta_{aT} \cos \psi_{aT}; \quad (\text{Б.1})$$

$$\dot{Y}_{CT} = V_T \sin \vartheta_{aT} \cos \psi_{aT}; \quad (\text{Б.2})$$

$$\dot{Z}_{CT} = -V_T \sin \psi_{aT}; \quad (\text{Б.3})$$

$$m \dot{V}_T = P \cos \alpha_T \cos \beta_T + X_{aT} - mg \sin \vartheta_{aT} \cos \psi_{aT}; \quad (\text{Б.4})$$

$$m V_T (\dot{\vartheta}_{aT} \cos \psi_{aT} \cos \gamma_{aT} - \dot{\psi}_{aT} \sin \gamma_{aT}) = P \sin \alpha_T \cos \beta_T + \\ + Y_{aT} - mg (\cos \vartheta_{aT} \cos \gamma_{aT} + \sin \gamma_{aT} \sin \vartheta_{aT} \sin \psi_{aT}); \quad (\text{Б.5})$$

$$-m V_T (\dot{\psi}_{aT} \cos \gamma_{aT} + \dot{\vartheta}_{aT} \cos \psi_{aT} \sin \gamma_{aT}) = -P \sin \beta_T + \\ + Z_{aT} - mg (\sin \vartheta_{aT} \sin \psi_{aT} \cos \gamma_{aT} - \sin \gamma_{aT} \cos \vartheta_{aT}); \quad (\text{Б.6})$$

$$I_{XX} \dot{\omega}_{XT} - I_{XY} \dot{\omega}_{YT} + (I_{ZZ} - I_{YY}) \omega_{YT} \omega_{ZT} + I_{XY} \omega_{XT} \omega_{ZT} = M_{XT} + M_{PXT}; \quad (\text{Б.7})$$

$$I_{YY} \dot{\omega}_{YT} - I_{XY} \dot{\omega}_{XT} + (I_{XX} - I_{ZZ}) \omega_{XT} \omega_{ZT} - I_{XY} \omega_{YT} \omega_{ZT} = M_{YT} + M_{PYT}; \quad (\text{Б.8})$$

$$I_{ZZ} \dot{\omega}_{ZT} + (I_{YY} - I_{XX}) \omega_{XT} \omega_{YT} - I_{XY} (\omega_{XT}^2 - \omega_{YT}^2) = M_{ZT} + M_{PZT}; \quad (\text{Б.9})$$

$$\dot{\omega}_{XT} = \dot{\gamma}_T - \dot{\vartheta}_T \sin \psi_T; \quad (\text{Б.10})$$

$$\dot{\omega}_{YT} = \dot{\psi}_T \cos \gamma_T + \dot{\vartheta}_T \cos \psi_T \sin \gamma_T; \quad (\text{Б.11})$$

$$\dot{\omega}_{ZT} = -\dot{\psi}_T \sin \gamma_T + \dot{\vartheta}_T \cos \psi_T \cos \gamma_T. \quad (\text{Б.12})$$

ДОДАТОК В

$$\begin{aligned}
& \sin \vartheta_a \cos \psi_a = \cos \alpha \cos \beta \sin \vartheta \cos \psi - \sin \alpha (\cos \vartheta \cos \gamma + \\
& + \sin \gamma \sin \vartheta \sin \psi) + \sin \beta \cos \alpha (-\sin \gamma \cos \vartheta + \sin \vartheta \sin \psi \cos \gamma); \quad (\text{П3.1}) \\
& \sin(\vartheta_{a\tau} + \Delta \vartheta_a) \cos \psi_{a\tau} = \cos(\alpha_\tau + \Delta \alpha) \cos \beta_\tau \sin(\vartheta_\tau + \Delta \vartheta) \cos \psi_\tau - \\
& - \sin(\alpha_\tau + \Delta \alpha) (\cos(\vartheta_\tau + \Delta \vartheta) \cos \gamma_\tau + \sin \gamma_\tau \sin(\vartheta_\tau + \Delta \vartheta) \sin \psi_\tau) + \\
& + \sin \beta_\tau \cos(\alpha_\tau + \Delta \alpha) (-\sin \gamma_\tau \cos(\vartheta_\tau + \Delta \vartheta) + \sin(\vartheta_\tau + \Delta \vartheta) \sin \psi_\tau \cos \gamma_\tau); \\
& \sin(\vartheta_{a\tau} + \Delta \vartheta_a) \cos \psi_{a\tau} = \cos(\alpha_\tau + \Delta \alpha) * \\
& * ((\cos \psi_\tau \cos \beta_\tau + \sin \psi_\tau \cos \gamma_\tau \sin \beta_\tau) \sin(\vartheta_\tau + \Delta \vartheta) - \sin \beta_\tau \sin \gamma_\tau \cos(\vartheta_\tau + \Delta \vartheta)) - \\
& - \sin(\alpha_\tau + \Delta \alpha) (\cos(\vartheta_\tau + \Delta \vartheta) \cos \gamma_\tau + \sin \gamma_\tau \sin(\vartheta_\tau + \Delta \vartheta) \sin \psi_\tau); \\
& \sin(\vartheta_{a\tau} + \Delta \vartheta_a) \cos \psi_{a\tau} = (\cos \alpha_\tau \cos \Delta \alpha - \sin \alpha_\tau \sin \Delta \alpha) * \\
& * ((\cos \psi_\tau \cos \beta_\tau + \sin \psi_\tau \cos \gamma_\tau \sin \beta_\tau) (\sin \vartheta_\tau \cos \Delta \vartheta + \cos \vartheta_\tau \sin \Delta \vartheta) - \sin \beta_\tau \sin \gamma_\tau (\cos \vartheta_\tau \cos \Delta \vartheta - \sin \vartheta_\tau \sin \Delta \vartheta)) - \\
& - (\sin \alpha_\tau \cos \Delta \alpha + \cos \alpha_\tau \sin \Delta \alpha) ((\cos \vartheta_\tau \cos \Delta \vartheta - \sin \vartheta_\tau \sin \Delta \vartheta) \cos \gamma_\tau + \\
& + \sin \gamma_\tau (\sin \vartheta_\tau \cos \Delta \vartheta + \cos \vartheta_\tau \sin \Delta \vartheta) \sin \psi_\tau); \\
& (\sin \vartheta_{a\tau} \cos \Delta \vartheta + \cos \vartheta_{a\tau} \sin \Delta \vartheta_a) \cos \psi_{a\tau} = (\cos \alpha_\tau \cos \Delta \alpha - \sin \alpha_\tau \sin \Delta \alpha) * \\
& * ((\cos \psi_\tau \cos \beta_\tau + \sin \psi_\tau \cos \gamma_\tau \sin \beta_\tau) (\sin \vartheta_\tau \cos \Delta \vartheta + \cos \vartheta_\tau \sin \Delta \vartheta) - \sin \beta_\tau \sin \gamma_\tau (\cos \vartheta_\tau \cos \Delta \vartheta - \sin \vartheta_\tau \sin \Delta \vartheta)) - \\
& - (\sin \alpha_\tau \cos \Delta \alpha + \cos \alpha_\tau \sin \Delta \alpha) ((\cos \vartheta_\tau \cos \Delta \vartheta - \sin \vartheta_\tau \sin \Delta \vartheta) \cos \gamma_\tau + \\
& + \sin \gamma_\tau (\sin \vartheta_\tau \cos \Delta \vartheta + \cos \vartheta_\tau \sin \Delta \vartheta) \sin \psi_\tau); \\
& (\sin \vartheta_{a\tau} + \cos \vartheta_{a\tau} \Delta \vartheta_a) \cos \psi_{a\tau} = (\cos \alpha_\tau - \sin \alpha_\tau \Delta \alpha) * \\
& * ((\cos \psi_\tau \cos \beta_\tau + \sin \psi_\tau \cos \gamma_\tau \sin \beta_\tau) (\sin \vartheta_\tau + \cos \vartheta_\tau \Delta \vartheta) - \sin \beta_\tau \sin \gamma_\tau (\cos \vartheta_\tau - \sin \vartheta_\tau \Delta \vartheta)) - \\
& - (\sin \alpha_\tau + \cos \alpha_\tau \Delta \alpha) ((\cos \vartheta_\tau - \sin \vartheta_\tau \Delta \vartheta) \cos \gamma_\tau + \\
& + \sin \gamma_\tau (\sin \vartheta_\tau + \cos \vartheta_\tau \Delta \vartheta) \sin \psi_\tau); \\
& \cos \psi_{a\tau} \sin \vartheta_{a\tau} + \cos \psi_{a\tau} \cos \vartheta_{a\tau} \Delta \vartheta_a = (\cos \alpha_\tau - \sin \alpha_\tau \Delta \alpha) * ((\cos \psi_\tau \cos \beta_\tau + \sin \psi_\tau \cos \gamma_\tau \sin \beta_\tau) \sin \vartheta_\tau + \\
& - \sin \beta_\tau \sin \gamma_\tau \cos \vartheta_\tau + (\cos \psi_\tau \cos \beta_\tau + \sin \psi_\tau \cos \gamma_\tau \sin \beta_\tau) \cos \vartheta_\tau \Delta \vartheta + \sin \beta_\tau \sin \gamma_\tau \sin \vartheta_\tau \Delta \vartheta) - \\
& - (\sin \alpha_\tau + \cos \alpha_\tau \Delta \alpha) (\cos \gamma_\tau \cos \vartheta_\tau - \cos \gamma_\tau \sin \vartheta_\tau \Delta \vartheta + \\
& + \sin \gamma_\tau \sin \psi_\tau \sin \vartheta_\tau + \sin \gamma_\tau \sin \psi_\tau \cos \vartheta_\tau \Delta \vartheta); \\
& \cos \psi_{a\tau} \sin \vartheta_{a\tau} + \cos \psi_{a\tau} \cos \vartheta_{a\tau} \Delta \vartheta_a = \cos \alpha_\tau (\cos \psi_\tau \cos \beta_\tau \sin \vartheta + \sin \psi_\tau \cos \gamma_\tau \sin \beta_\tau \sin \vartheta - \\
& - \sin \beta_\tau \sin \gamma_\tau \cos \vartheta) - \sin \alpha_\tau \cos \gamma_\tau \cos \vartheta_\tau + \sin \gamma_\tau \sin \psi_\tau \sin \vartheta_\tau - \\
& - \sin \alpha_\tau (\cos \psi_\tau \cos \beta_\tau \sin \vartheta_\tau + \sin \psi_\tau \cos \gamma_\tau \sin \beta_\tau \sin \vartheta_\tau - \sin \beta_\tau \sin \gamma_\tau \cos \vartheta_\tau) \Delta \alpha \\
& - \cos \alpha_\tau (\cos \gamma_\tau \cos \vartheta_\tau + \sin \gamma_\tau \sin \psi_\tau \sin \vartheta_\tau) \Delta \alpha +
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& + \text{Cos}\alpha_T(\text{Cos}\psi_T\text{Cos}\beta_T\text{Cos}\vartheta_T + \text{Sin}\psi_T\text{Cos}\gamma_T\text{Sin}\beta_T\text{Cos}\vartheta_T + \text{Sin}\beta_T\text{Sin}\gamma_T\text{Sin}\vartheta_T)\Delta\vartheta - \\
& - \text{Sin}\alpha_T(\text{Cos}\gamma_T\text{Sin}\vartheta_T + \text{Sin}\gamma_T\text{Sin}\psi_T\text{Cos}\vartheta_T)\Delta\vartheta; \\
& \text{Cos}\psi_{aT}\text{Cos}\vartheta_{aT}\Delta\vartheta_a = \\
& = -\text{Sin}\alpha_T(\text{Cos}\psi_T\text{Cos}\beta_T\text{Sin}\vartheta_T + \text{Sin}\psi_T\text{Cos}\gamma_T\text{Sin}\beta_T\text{Sin}\vartheta_T - \text{Sin}\beta_T\text{Sin}\gamma_T\text{Cos}\vartheta_T)\Delta\alpha \\
& - \text{Cos}\alpha_T(\text{Cos}\gamma_T\text{Cos}\vartheta_T + \text{Sin}\gamma_T\text{Sin}\psi_T\text{Sin}\vartheta_T)\Delta\alpha + \\
& + \text{Cos}\alpha_T(\text{Cos}\psi_T\text{Cos}\beta_T\text{Cos}\vartheta_T + \text{Sin}\psi_T\text{Cos}\gamma_T\text{Sin}\beta_T\text{Cos}\vartheta_T + \text{Sin}\beta_T\text{Sin}\gamma_T\text{Sin}\vartheta_T)\Delta\vartheta - \\
& - \text{Sin}\alpha_T(\text{Cos}\gamma_T\text{Sin}\vartheta_T + \text{Sin}\gamma_T\text{Sin}\psi_T\text{Cos}\vartheta_T)\Delta\vartheta; \\
& A_{\Delta\alpha} = \{-\text{Sin}\alpha_T(\text{Cos}\psi_T\text{Cos}\beta_T\text{Sin}\vartheta_T + \text{Sin}\psi_T\text{Cos}\gamma_T\text{Sin}\beta_T\text{Sin}\vartheta_T - \text{Sin}\beta_T\text{Sin}\gamma_T\text{Cos}\vartheta_T) - \\
& - \text{Cos}\alpha_T(\text{Cos}\gamma_T\text{Cos}\vartheta_T + \text{Sin}\gamma_T\text{Sin}\psi_T\text{Sin}\vartheta_T)\} / \text{Cos}\psi_{aT}\text{Cos}\vartheta_{aT}; \tag{B.2}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& A_{\Delta\vartheta} = \{\text{Cos}\alpha_T(\text{Cos}\psi_T\text{Cos}\beta_T\text{Cos}\vartheta_T + \text{Sin}\psi_T\text{Cos}\gamma_T\text{Sin}\beta_T\text{Cos}\vartheta_T + \text{Sin}\beta_T\text{Sin}\gamma_T\text{Sin}\vartheta_T) - \\
& - \text{Sin}\alpha_T(\text{Cos}\gamma_T\text{Sin}\vartheta_T + \text{Sin}\gamma_T\text{Sin}\psi_T\text{Cos}\vartheta_T)\} / \text{Cos}\psi_{aT}\text{Cos}\vartheta_{aT}; \tag{B.3}
\end{aligned}$$

$$\Delta\vartheta_a = A_{\Delta\alpha}\Delta\alpha + A_{\Delta\vartheta}\Delta\vartheta. \tag{B.4}$$

$$\begin{aligned}
& \text{Sin}\vartheta_a\text{Cos}\psi_a = \text{Cos}\alpha\text{Cos}\beta\text{Sin}\vartheta\text{Cos}\psi - \text{Sin}\alpha(\text{Cos}\vartheta\text{Cos}\gamma + \\
& + \text{Sin}\gamma\text{Sin}\vartheta\text{Sin}\psi) + \text{Sin}\beta\text{Cos}\alpha(-\text{Sin}\gamma\text{Cos}\vartheta + \text{Sin}\vartheta\text{Sin}\psi\text{Cos}\gamma); \tag{B.5}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& \vartheta_a\text{Cos}\vartheta_a\text{Cos}\psi_a + \omega_T\text{Sin}\vartheta_a\text{Sin}\psi_a = \text{Cos}\beta(-\text{Sin}\alpha\text{Sin}\vartheta\text{Cos}\psi\dot{\alpha} + \\
& + \text{Cos}\alpha\text{Cos}\vartheta\text{Cos}\psi\dot{\vartheta} - \omega_T\text{Cos}\alpha\text{Sin}\vartheta\text{Sin}\psi) - \text{Cos}\alpha(\text{Cos}\vartheta\text{Cos}\gamma + \text{Sin}\gamma\text{Sin}\vartheta\text{Sin}\psi)\dot{\alpha} - \\
& - \text{Sin}\alpha(-\text{Sin}\vartheta\text{Cos}\gamma\dot{\vartheta} + \text{Sin}\gamma(\text{Cos}\vartheta\text{Sin}\psi\dot{\vartheta} + \omega_T\text{Sin}\vartheta\text{Cos}\psi)) - \\
& - \text{Sin}\beta\text{Sin}\alpha(-\text{Sin}\gamma\text{Cos}\vartheta + \text{Sin}\vartheta\text{Sin}\psi\text{Cos}\gamma)\dot{\alpha} + \\
& + \text{Sin}\beta\text{Cos}\alpha(\text{Sin}\gamma\text{Sin}\vartheta\dot{\vartheta} + (\text{Cos}\vartheta\text{Sin}\psi\dot{\vartheta} + \omega_T\text{Sin}\vartheta\text{Cos}\psi)\text{Cos}\gamma); \\
& (\vartheta_{aT} + \Delta\vartheta_a)\text{Cos}(\vartheta_{aT} + \Delta\vartheta_a)\text{Cos}\psi_{aT} + \omega_T\text{Sin}(\vartheta_{aT} + \Delta\vartheta_a)\text{Sin}\psi_{aT} = \\
& = \text{Cos}\beta_T(-\text{Sin}(\alpha_T + \Delta\alpha)\text{Sin}(\vartheta_T + \Delta\vartheta)\text{Cos}\psi_T(\dot{\alpha}_T + \Delta\dot{\alpha}) + \\
& + \text{Cos}(\alpha_T + \Delta\alpha)\text{Cos}(\vartheta_T + \Delta\vartheta)\text{Cos}\psi_T(\dot{\vartheta}_T + \Delta\dot{\vartheta}) - \omega_T\text{Cos}(\alpha_T + \Delta\alpha)\text{Sin}(\vartheta_T + \Delta\vartheta)\text{Sin}\psi_T) - \\
& - \text{Cos}(\alpha_T + \Delta\alpha)(\text{Cos}(\vartheta_T + \Delta\vartheta)\text{Cos}\gamma_T + \text{Sin}\gamma_T\text{Sin}(\vartheta_T + \Delta\vartheta)\text{Sin}\psi_T)(\dot{\alpha}_T + \Delta\dot{\alpha}) - \\
& - \text{Sin}(\alpha_T + \Delta\alpha)(-\text{Sin}(\vartheta_T + \Delta\vartheta)\text{Cos}\gamma_T(\dot{\vartheta}_T + \Delta\dot{\vartheta}) + \text{Sin}\gamma_T(\text{Cos}(\vartheta_T + \Delta\vartheta)\text{Sin}\psi_T(\dot{\vartheta}_T + \Delta\dot{\vartheta}) + \omega_T\text{Sin}(\vartheta_T + \Delta\vartheta)\text{Cos}\psi_T)) - \\
& - \text{Sin}\beta_T\text{Sin}(\alpha_T + \Delta\alpha)(-\text{Sin}\gamma_T\text{Cos}(\vartheta_T + \Delta\vartheta) + \text{Sin}(\vartheta_T + \Delta\vartheta)\text{Sin}\psi_T\text{Cos}\gamma_T)(\dot{\alpha}_T + \Delta\dot{\alpha}) +
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& + \sin\beta_T \cos(\alpha_T + \Delta\alpha) (\sin\gamma_T \sin(\vartheta_T + \Delta\vartheta)) (\dot{\vartheta}_T + \Delta\dot{\vartheta}) + \\
& + (\cos(\vartheta_T + \Delta\vartheta) \sin\psi_T (\dot{\vartheta}_T + \Delta\dot{\vartheta}) + \omega_T \sin(\vartheta_T + \Delta\vartheta) \cos\psi_T) \cos\gamma_T); \\
\Delta\vartheta_a (\cos\vartheta_{aT} - \sin\vartheta_{aT} \Delta\vartheta_a) \cos\psi_{aT} + \omega_T (\sin\vartheta_{aT} + \cos\vartheta_{aT} \Delta\vartheta_a) \sin\psi_{aT} = \\
& = \cos\beta_T (-\sin\alpha_T + \cos\alpha_T \Delta\alpha) * (\sin\vartheta_T + \cos\vartheta_T \Delta\vartheta) \cos\psi_T \Delta\alpha + \\
& + (\cos\alpha_T - \sin\alpha_T \Delta\alpha) (\cos\vartheta_T - \sin\vartheta_T \Delta\vartheta) \cos\psi_T \Delta\vartheta - \\
& - \omega_T (\cos\alpha_T - \sin\alpha_T \Delta\alpha) (\sin\vartheta_T + \cos\vartheta_T \Delta\vartheta) \sin\psi_T - \\
& - (\cos\alpha_T - \sin\alpha_T \Delta\alpha) ((\cos\vartheta_T - \sin\vartheta_T \Delta\vartheta) \cos\gamma_T + \sin\gamma_T (\sin\vartheta_T + \cos\vartheta_T \Delta\vartheta) \sin\psi_T) \Delta\alpha - \\
& - (\sin\alpha_T + \cos\alpha_T \Delta\alpha) (-\sin\vartheta_T + \cos\vartheta_T \Delta\vartheta) \cos\gamma_T \Delta\vartheta + \\
& + \sin\gamma_T ((\cos\vartheta_T - \sin\vartheta_T \Delta\vartheta) \sin\psi_T \Delta\vartheta + \omega_T (\sin\vartheta_T + \cos\vartheta_T \Delta\vartheta) \cos\psi_T) - \\
& - \sin\beta_T (\sin\alpha_T + \cos\alpha_T \Delta\alpha) (-\sin\gamma_T (\cos\vartheta_T - \sin\vartheta_T \Delta\vartheta) + \\
& + (\sin\vartheta_T + \cos\vartheta_T \Delta\vartheta) \sin\psi_T \cos\gamma_T) \Delta\alpha + \sin\beta_T (\cos\alpha_T - \sin\alpha_T \Delta\alpha) (\sin\gamma_T (\sin\vartheta_T + \cos\vartheta_T \Delta\vartheta) \Delta\vartheta + \\
& ((\cos\vartheta_T - \sin\vartheta_T \Delta\vartheta) \sin\psi_T \Delta\vartheta + \omega_T (\sin\vartheta_T + \cos\vartheta_T \Delta\vartheta) \cos\psi_T) \cos\gamma_T); \\
\Delta\vartheta_a \cos\vartheta_{aT} \cos\psi_{aT} + \omega_T \sin\psi_{aT} \cos\vartheta_{aT} \Delta\vartheta_a = -\cos\beta_T \sin\alpha_T \sin\vartheta_T \cos\psi_T \Delta\alpha + \\
& + \cos\beta_T \cos\alpha_T \cos\vartheta_T \cos\psi_T \Delta\vartheta - \sin\psi_T \cos\beta_T \omega_T (\cos\alpha_T \cos\vartheta_T \Delta\vartheta - \sin\vartheta_T \sin\alpha_T \Delta\alpha) - \\
& - \cos\alpha_T (\cos\vartheta_T \cos\gamma_T + \sin\gamma_T \sin\vartheta_T \sin\psi_T) \Delta\alpha - \sin\alpha_T (-\sin\vartheta_T \cos\gamma_T + \sin\gamma_T \cos\vartheta_T \sin\psi_T) \Delta\vartheta + \\
& + \cos\psi_T \sin\gamma_T \omega_T (\sin\alpha_T \cos\vartheta_T \Delta\vartheta + \sin\vartheta_T \cos\alpha_T \Delta\alpha) - \sin\beta_T \sin\alpha_T (-\sin\gamma_T \cos\vartheta_T + \\
& + \sin\vartheta_T \sin\psi_T \cos\gamma_T) \Delta\alpha + \cos\alpha_T \sin\beta_T (\sin\gamma_T \sin\vartheta_T + \cos\gamma_T \cos\vartheta_T \sin\psi_T) \Delta\vartheta + \\
& + \sin\beta_T \cos\psi_T \cos\gamma_T \omega_T (\cos\alpha_T \cos\vartheta_T \Delta\vartheta - \sin\vartheta_T \sin\alpha_T \Delta\alpha); \\
\Delta\vartheta_a \cos\vartheta_{aT} \cos\psi_{aT} = -\cos\beta_T \sin\alpha_T \sin\vartheta_T \cos\psi_T \Delta\alpha - \cos\alpha_T (\cos\vartheta_T \cos\gamma_T + \sin\gamma_T \sin\vartheta_T \sin\psi_T) \Delta\alpha - \\
& - \sin\beta_T \sin\alpha_T (-\sin\gamma_T \cos\vartheta_T + \sin\vartheta_T \sin\psi_T \cos\gamma_T) \Delta\alpha + \cos\beta_T \cos\alpha_T \cos\vartheta_T \cos\psi_T \Delta\vartheta - \\
& - \sin\alpha_T (-\sin\vartheta_T \cos\gamma_T + \sin\gamma_T \cos\vartheta_T \sin\psi_T) \Delta\vartheta - \cos\alpha_T \sin\beta_T (\sin\gamma_T \sin\vartheta_T + \cos\gamma_T \cos\vartheta_T \sin\psi_T) \Delta\vartheta + \\
& + (-\sin\psi_T \cos\beta_T \omega_T \cos\alpha_T \cos\vartheta_T + \cos\psi_T \sin\gamma_T \omega_T \sin\alpha_T \cos\vartheta_T + \sin\beta_T \cos\psi_T \cos\gamma_T \omega_T \cos\alpha_T \cos\vartheta_T) \Delta\vartheta + \\
& + (-\sin\beta_T \cos\psi_T \cos\gamma_T \omega_T \sin\vartheta_T \sin\alpha_T + \cos\psi_T \sin\gamma_T \omega_T \sin\vartheta_T \cos\alpha_T + \sin\psi_T \cos\beta_T \omega_T \sin\vartheta_T \sin\alpha_T) \Delta\alpha - \\
& - \omega_T \sin\psi_{aT} \cos\vartheta_{aT} (A_{\Delta\vartheta} \Delta\vartheta + A_{\Delta\alpha} \Delta\alpha);
\end{aligned}$$

$$\Delta \dot{\vartheta}_a = B_{\Delta\vartheta} \dot{\Delta\vartheta} + B_{\Delta\alpha} \dot{\Delta\alpha} + B_{\Delta\psi} \dot{\Delta\psi} + B_{\Delta\alpha} \dot{\Delta\alpha}; \quad (\text{B.6})$$

$$B_{\Delta\vartheta} = \{ \text{Cos}\beta_T \text{Cos}\alpha_T \text{Cos}\vartheta_T \text{Cos}\psi_T - \text{Sin}\alpha_T (-\text{Sin}\vartheta_T \text{Cos}\gamma_T + \text{Sin}\gamma_T \text{Cos}\vartheta_T \text{Sin}\psi_T) - \\ - \text{Cos}\alpha_T \text{Sin}\beta_T (\text{Sin}\gamma_T \text{Sin}\vartheta_T + \text{Cos}\gamma_T \text{Cos}\vartheta_T \text{Sin}\psi_T) \} / (\text{Cos}\vartheta_{aT} \text{Cos}\psi_{aT}); \quad (\text{B.7})$$

$$B_{\Delta\alpha} = \{ -\text{Cos}\beta_T \text{Sin}\alpha_T \text{Sin}\vartheta_T \text{Cos}\psi_T - \text{Cos}\alpha_T (\text{Cos}\vartheta_T \text{Cos}\gamma_T + \text{Sin}\gamma_T \text{Sin}\vartheta_T \text{Sin}\psi_T) - \\ - \text{Sin}\beta_T \text{Sin}\alpha_T (-\text{Sin}\gamma_T \text{Cos}\vartheta_T + \text{Sin}\vartheta_T \text{Sin}\psi_T \text{Cos}\gamma_T) \} / (\text{Cos}\vartheta_{aT} \text{Cos}\psi_{aT}); \quad (\text{B.8})$$

$$B_{\Delta\psi} = \{ -\text{Sin}\psi_T \text{Cos}\beta_T \omega_T \text{Cos}\alpha_T \text{Cos}\vartheta_T + \text{Cos}\psi_T \text{Sin}\gamma_T \omega_T \text{Sin}\alpha_T \text{Cos}\vartheta_T + \\ + \text{Sin}\beta_T \text{Cos}\psi_T \text{Cos}\gamma_T \omega_T \text{Cos}\alpha_T \text{Cos}\vartheta_T - \omega_T \text{Sin}\psi_{aT} \text{Cos}\vartheta_{aT} A_{\Delta\psi} \} / (\text{Cos}\vartheta_{aT} \text{Cos}\psi_{aT}); \quad (\text{B.9})$$

$$B_{\Delta\alpha} = \{ -\text{Sin}\beta_T \text{Cos}\psi_T \text{Cos}\gamma_T \omega_T \text{Sin}\vartheta_T \text{Sin}\alpha_T + \text{Cos}\psi_T \text{Sin}\gamma_T \omega_T \text{Sin}\vartheta_T \text{Cos}\alpha_T + \\ + \text{Sin}\psi_T \text{Cos}\beta_T \omega_T \text{Sin}\vartheta_T \text{Sin}\alpha_T - \omega_T \text{Sin}\psi_{aT} \text{Cos}\vartheta_{aT} A_{\Delta\alpha} \} / (\text{Cos}\vartheta_{aT} \text{Cos}\psi_{aT}). \quad (\text{B.10})$$

$$\dot{X}_C = V \text{Cos}\vartheta_a \text{Cos}\psi_a;$$

$$\dot{X}_{CT} + \Delta \dot{X}_C = (V_T + \Delta V) \text{Cos}(\vartheta_{aT} + \Delta\vartheta_a) \text{Cos}\psi_{aT};$$

$$\dot{X}_{CT} + \Delta \dot{X}_C = (V_T + \Delta V) (\text{Cos}\vartheta_{aT} \text{Cos}\Delta\vartheta_a - \text{Sin}\vartheta_{aT} \text{Sin}\Delta\vartheta_a) \text{Cos}\psi_{aT};$$

$$\dot{X}_{CT} + \Delta \dot{X}_C = V_T \text{Cos}\vartheta_{aT} \text{Cos}\psi_{aT} - V_T \text{Sin}\vartheta_{aT} \text{Cos}\psi_{aT} \Delta\vartheta_a + \text{Cos}\psi_{aT} \text{Cos}\vartheta_{aT} \Delta V;$$

$$\Delta \dot{X}_C = -V_T \text{Sin}\vartheta_{aT} \text{Cos}\psi_{aT} \Delta\vartheta_a + \text{Cos}\psi_{aT} \text{Cos}\vartheta_{aT} \Delta V;$$

$$\Delta \dot{X}_C = -A_{\Delta\alpha} V_T \text{Sin}\vartheta_{aT} \text{Cos}\psi_{aT} \Delta\alpha - A_{\Delta\psi} V_T \text{Sin}\vartheta_{aT} \text{Cos}\psi_{aT} \Delta\psi + \text{Cos}\psi_{aT} \text{Cos}\vartheta_{aT} \Delta V; \quad (\text{B.11})$$

$$\Delta \dot{X}_C = a_{11} \Delta\alpha + a_{12} \Delta\psi + a_{13} \Delta V; \quad (\text{B.12})$$

$$a_{11} = -A_{\Delta\alpha} V_T \text{Sin}\vartheta_{aT} \text{Cos}\psi_{aT}; \quad (\text{B.13})$$

$$a_{12} = -A_{\Delta\psi} V_T \text{Sin}\vartheta_{aT} \text{Cos}\psi_{aT}; \quad (\text{B.14})$$

$$a_{13} = \text{Cos}\psi_{aT} \text{Cos}\vartheta_{aT}. \quad (\text{B.15})$$

$$\dot{Y}_C = V \text{Sin}\vartheta_a \text{Cos}\psi_a;$$

$$\dot{Y}_{CT} + \Delta \dot{Y}_C = (V_T + \Delta V) \text{Sin}(\vartheta_{aT} + \Delta\vartheta_a) \text{Cos}\psi_{aT};$$

$$\dot{Y}_{CT} + \Delta \dot{Y}_C = (V_T + \Delta V) (\text{Sin}\vartheta_{aT} \text{Cos}\Delta\vartheta_a + \text{Cos}\vartheta_{aT} \text{Sin}\Delta\vartheta_a) \text{Cos}\psi_{aT};$$

$$\dot{Y}_{CT} + \Delta \dot{Y}_C = V_T \text{Cos}\psi_{aT} \text{Sin}\vartheta_{aT} + V_T \text{Cos}\psi_{aT} \text{Cos}\vartheta_{aT} \Delta\vartheta_a + \text{Sin}\vartheta_{aT} \text{Cos}\psi_{aT} \Delta V;$$

$$\dot{\Delta Y}_C = V_T \cos \psi_{aT} \cos \vartheta_{aT} \Delta \dot{\vartheta}_a + \sin \vartheta_{aT} \cos \psi_{aT} \Delta \dot{V};$$

$$\dot{\Delta Y}_C = A_{\Delta\alpha} V_T \cos \psi_{aT} \cos \vartheta_{aT} \Delta \dot{\alpha} + A_{\Delta\vartheta} V_T \cos \psi_{aT} \cos \vartheta_{aT} \Delta \dot{\vartheta} + \sin \vartheta_{aT} \cos \psi_{aT} \Delta \dot{V}; \quad (\text{B.16})$$

$$\dot{\Delta Y}_C = a_{21} \Delta \dot{\alpha} + a_{22} \Delta \dot{\vartheta} + a_{23} \Delta \dot{V}; \quad (\text{B.17})$$

$$a_{21} = A_{\Delta\alpha} V_T \cos \psi_{aT} \cos \vartheta_{aT}; \quad (\text{B.18})$$

$$a_{22} = A_{\Delta\vartheta} V_T \cos \psi_{aT} \cos \vartheta_{aT}; \quad (\text{B.19})$$

$$a_{23} = \sin \vartheta_{aT} \cos \psi_{aT}. \quad (\text{B.20})$$

$$m \dot{V} = P \cos \alpha \cos \beta + X_a - mg \sin \vartheta_a \cos \psi_a + F_{BX};$$

$$m \dot{V}_T + m \dot{\Delta V} = P \cos(\alpha_T + \Delta \alpha) \cos \beta_T + X_a - mg \sin(\vartheta_{aT} + \Delta \vartheta_a) \cos \psi_{aT} + F_{BX}$$

$$m \dot{V}_T + m \dot{\Delta V} = P(\cos \alpha_T \cos \Delta \alpha - \sin \alpha_T \sin \Delta \alpha) \cos \beta_T + X_a -$$

$$- mg(\sin \vartheta_{aT} \cos \Delta \vartheta_a + \cos \vartheta_{aT} \sin \Delta \vartheta_a) \cos \psi_{aT} + F_{BX};$$

$$m \dot{V}_T + m \dot{\Delta V} = P \cos \alpha_T \cos \beta_T - P \cos \beta_T \sin \alpha_T \Delta \alpha + X_{aT} + X_a^\alpha \Delta \alpha + X_a^V \Delta V -$$

$$- mg \sin \vartheta_{aT} \cos \psi_{aT} - mg \cos \vartheta_{aT} \cos \psi_{aT} \Delta \vartheta_a + F_{BX};$$

$$m \dot{\Delta V} = -P \cos \beta_T \sin \alpha_T \Delta \alpha + X_a^\alpha \Delta \alpha + X_a^V \Delta V -$$

$$- mg \cos \vartheta_{aT} \cos \psi_{aT} \Delta \vartheta_a + F_{BX};$$

$$m \dot{\Delta V} = (-P \cos \beta_T \sin \alpha_T + X_a^\alpha - A_{\Delta\alpha} mg \cos \vartheta_{aT} \cos \psi_{aT}) \Delta \alpha + X_a^V \Delta V -$$

$$- A_{\Delta\vartheta} mg \cos \vartheta_{aT} \cos \psi_{aT} \Delta \vartheta + F_{BX}; \quad (\text{B.21})$$

$$b_{31} \dot{\Delta V} = a_{31} \Delta \dot{\alpha} + a_{32} \Delta \dot{V} + a_{33} \Delta \dot{\vartheta} + F_{BX}; \quad (\text{B.22})$$

$$b_{31} = m; \quad (\text{B.23})$$

$$a_{31} = -P \cos \beta_T \sin \alpha_T + X_a^\alpha - A_{\Delta\alpha} mg \cos \vartheta_{aT} \cos \psi_{aT}; \quad (\text{B.24})$$

$$a_{32} = X_a^V; \quad (\text{B.25})$$

$$a_{33} = -A_{\Delta\vartheta} mg \cos \vartheta_{aT} \cos \psi_{aT}. \quad (\text{B.26})$$

$$m \dot{V} (\vartheta_a \cos \psi_a \cos \gamma_a - \psi_a \sin \gamma_a) = P \sin \alpha \cos \beta + Y_a - mg (\cos \vartheta_a \cos \gamma_a + \sin \gamma_a \sin \vartheta_a \sin \psi_a) + F_{BY};$$

$$m (V_T + \Delta V) ((\vartheta_{aT} + \Delta \vartheta_a) \cos \psi_{aT} \cos \gamma_{aT} - \psi_{aT} \sin \gamma_{aT}) = P \sin(\alpha_T + \Delta \alpha) \cos \beta_T + Y_a -$$

$$\begin{aligned}
& -mg(\cos(\vartheta_{aT} + \Delta\vartheta_a)\cos\gamma_{aT} + \sin\gamma_{aT}\sin(\vartheta_{aT} + \Delta\vartheta_a)\sin\psi_{aT}) + F_{BY}; \\
& m(V_T + \Delta V)((\dot{\vartheta}_{aT} + \Delta\dot{\vartheta}_a)\cos\psi_{aT}\cos\gamma_{aT} - \dot{\psi}_{aT}\sin\gamma_{aT}) = P(\sin\alpha_T\cos\Delta\alpha + \cos\alpha_T\sin\Delta\alpha)\cos\beta_T + Y_a - \\
& -mg((\cos\vartheta_{aT}\cos\Delta\vartheta_a - \sin\vartheta_{aT}\sin\Delta\vartheta_a)\cos\gamma_{aT} + \sin\gamma_{aT}(\sin\vartheta_{aT}\cos\Delta\vartheta_a + \cos\vartheta_{aT}\sin\Delta\vartheta_a)\sin\psi_{aT}) + F_{BY}; \\
& mV_T(\cos\psi_{aT}\cos\gamma_{aT}\dot{\vartheta}_{aT} - \dot{\psi}_{aT}\sin\gamma_{aT}) + mV_T\cos\psi_{aT}\cos\gamma_{aT}\Delta\dot{\vartheta}_a + \\
& + m(\cos\psi_{aT}\cos\gamma_{aT}\dot{\vartheta}_{aT} - \dot{\psi}_{aT}\sin\gamma_{aT})\Delta V = P\sin\alpha_T\cos\beta_T + P\cos\alpha_T\cos\beta_T\Delta\alpha + Y_a - \\
& -mg(\cos\gamma_{aT}\cos\vartheta_{aT} - \sin\gamma_{aT}\sin\psi_{aT}\sin\vartheta_{aT}) + mg(\cos\gamma_{aT}\sin\vartheta_{aT} - \sin\gamma_{aT}\sin\psi_{aT}\cos\vartheta_{aT})\Delta\vartheta_a + F_{BY}; \\
& mV_T\cos\psi_{aT}\cos\gamma_{aT}\Delta\dot{\vartheta}_a = (P\cos\alpha_T\cos\beta_T + Y_a^\alpha + A_{\Delta\theta}mg(\cos\gamma_{aT}\sin\vartheta_{aT} - \sin\gamma_{aT}\sin\psi_{aT}\cos\vartheta_{aT}))\Delta\alpha + \\
& + (Y_a^V - m(\cos\psi_{aT}\cos\gamma_{aT}\dot{\vartheta}_{aT} - \dot{\psi}_{aT}\sin\gamma_{aT}))\Delta V + A_{\Delta\theta}mg(\cos\gamma_{aT}\sin\vartheta_{aT} - \sin\gamma_{aT}\sin\psi_{aT}\cos\vartheta_{aT})\Delta\vartheta + F_{BY}; \\
& mV_T\cos\psi_{aT}\cos\gamma_{aT}(B_{\Delta\theta}\Delta\dot{\vartheta} + B_{\Delta\alpha}\Delta\dot{\alpha}) = \\
& = (P\cos\alpha_T\cos\beta_T + Y_a^\alpha - B_{\Delta\theta}mV_T\cos\psi_{aT}\cos\gamma_{aT} + A_{\Delta\theta}mg(\cos\gamma_{aT}\sin\vartheta_{aT} - \sin\gamma_{aT}\sin\psi_{aT}\cos\vartheta_{aT}))\Delta\alpha + \\
& + (Y_a^V - m(\cos\psi_{aT}\cos\gamma_{aT}\dot{\vartheta}_{aT} - \dot{\psi}_{aT}\sin\gamma_{aT}))\Delta V + \\
& + (-B_{\Delta\theta}mV_T\cos\psi_{aT}\cos\gamma_{aT} + A_{\Delta\theta}mg(\cos\gamma_{aT}\sin\vartheta_{aT} - \sin\gamma_{aT}\sin\psi_{aT}\cos\vartheta_{aT}))\Delta\vartheta + F_{BY}; \tag{B.27}
\end{aligned}$$

$$b_{41}\Delta\dot{\vartheta} + b_{42}\Delta\dot{\alpha} = a_{41}\Delta\alpha + a_{42}\Delta V + a_{43}\Delta\vartheta + F_{BY}; \tag{B.28}$$

$$b_{41} = mV_T\cos\psi_{aT}\cos\gamma_{aT}B_{\Delta\theta}; \tag{B.29}$$

$$b_{42} = mV_T\cos\psi_{aT}\cos\gamma_{aT}B_{\Delta\alpha}; \tag{B.30}$$

$$a_{41} = P\cos\alpha_T\cos\beta_T + Y_a^\alpha - B_{\Delta\theta}mV_T\cos\psi_{aT}\cos\gamma_{aT} + A_{\Delta\theta}mg(\cos\gamma_{aT}\sin\vartheta_{aT} - \sin\gamma_{aT}\sin\psi_{aT}\cos\vartheta_{aT}); \tag{B.31}$$

$$a_{42} = Y_a^V - m(\cos\psi_{aT}\cos\gamma_{aT}\dot{\vartheta}_{aT} - \dot{\psi}_{aT}\sin\gamma_{aT}); \tag{B.32}$$

$$a_{43} = -B_{\Delta\theta}mV_T\cos\psi_{aT}\cos\gamma_{aT} + A_{\Delta\theta}mg(\cos\gamma_{aT}\sin\vartheta_{aT} - \sin\gamma_{aT}\sin\psi_{aT}\cos\vartheta_{aT}). \tag{B.33}$$

$$\omega_{zT} = -\dot{\psi}\sin\gamma + \dot{\vartheta}\cos\psi\cos\gamma;$$

$$\omega_{zT} + \Delta\omega_z = -\dot{\psi}_T\sin\gamma_T + (\dot{\vartheta}_T + \Delta\dot{\vartheta})\cos\psi_T\cos\gamma_T;$$

$$\alpha_{zT} + \Delta\alpha_z = -\dot{\psi}_T\sin\gamma_T + \cos\psi_T\cos\gamma_T\dot{\vartheta}_T + \cos\psi_T\cos\gamma_T\Delta\dot{\vartheta};$$

$$\Delta\alpha_z = \cos\psi_T\cos\gamma_T\Delta\dot{\vartheta}; \tag{B.34}$$

$$b_{51}\Delta\dot{\vartheta} = \Delta\alpha_z; \tag{B.35}$$

$$b_{51} = \text{Cos}\psi_T \text{Cos}\gamma_T . \quad (\text{B.36})$$

$$\omega_x = \dot{\gamma}_T - \dot{\vartheta}_T \text{Sin}\psi_T ;$$

$$\omega_{xT} = \dot{\gamma}_T - \dot{\vartheta}_T \text{Sin}\psi_T ; \quad (\text{B.37})$$

$$\Delta\omega_x = -\Delta\dot{\vartheta}_T \text{Sin}\psi_T . \quad (\text{B.38})$$

$$\omega_y = \dot{\psi}_T \text{Cos}\gamma_T + \dot{\vartheta}_T \text{Cos}\psi_T \text{Sin}\gamma_T ;$$

$$\omega_{yT} = \dot{\psi}_T \text{Cos}\gamma_T + \dot{\vartheta}_T \text{Cos}\psi_T \text{Sin}\gamma_T ; \quad (\text{B.39})$$

$$\Delta\omega_y = \Delta\dot{\vartheta}_T \text{Cos}\psi_T \text{Sin}\gamma_T . \quad (\text{B.40})$$

$$I_{ZZ} \dot{\omega}_z + (I_{YY} - I_{XX}) \omega_x \omega_y - I_{XY} (\omega_x^2 - \omega_y^2) = M_z + M_{PzT} + M_{Bz} ;$$

$$I_{ZZ} (\dot{\omega}_{zT} + \Delta\dot{\omega}_z) + (I_{YY} - I_{XX}) (\omega_{xT} + \Delta\omega_x) (\omega_{yT} + \Delta\omega_y) - I_{XY} ((\omega_{xT} + \Delta\omega_x)^2 - (\omega_{yT} + \Delta\omega_y)^2) = M_z + M_{PzT} + M_{Bz} ;$$

$$I_{ZZ} \dot{\omega}_{zT} + I_{ZZ} \Delta\dot{\omega}_z + (I_{YY} - I_{XX}) (\omega_{xT} \omega_{yT} + \omega_{yT} \Delta\omega_x + \omega_{xT} \Delta\omega_y) - I_{XY} (\omega_{xT}^2 + 2\omega_{xT} \Delta\omega_x - \omega_{yT}^2 - 2\omega_{yT} \Delta\omega_y) = M_{PzT} + M_{Bz} +$$

$$= M_{zT} + M_z^V \Delta V + M_z^\alpha \Delta\alpha + M_z^{\dot{\alpha}} \dot{\Delta\alpha} + M_z^{\omega_x} \Delta\omega_x + M_z^{\omega_y} \Delta\omega_y + M_z^{\omega_z} \Delta\omega_z + M_z^{\delta_{PB}} \delta_{PB} ;$$

$$I_{ZZ} \Delta\dot{\omega}_z + (I_{YY} - I_{XX}) \omega_{yT} \Delta\omega_x + (I_{YY} - I_{XX}) \omega_{xT} \Delta\omega_y -$$

$$- 2I_{XY} \omega_{xT} \Delta\omega_x + 2I_{XY} \omega_{yT} \Delta\omega_y = M_{PzT} + M_{Bz} + M_z^V \Delta V +$$

$$= M_z^\alpha \Delta\alpha + M_z^{\dot{\alpha}} \dot{\Delta\alpha} + M_z^{\omega_x} \Delta\omega_x + M_z^{\omega_y} \Delta\omega_y + M_z^{\omega_z} \Delta\omega_z + M_z^{\delta_{PB}} \delta_{PB} ;$$

$$I_{ZZ} \Delta\dot{\omega}_z - \text{Sin}\psi_T (I_{YY} - I_{XX}) (\dot{\psi}_T \text{Cos}\gamma_T + \dot{\vartheta}_T \text{Cos}\psi_T \text{Sin}\gamma_T) \Delta\dot{\vartheta}_T + (I_{YY} - I_{XX}) (\dot{\gamma}_T - \dot{\vartheta}_T \text{Sin}\psi_T) \text{Cos}\psi_T \text{Sin}\gamma_T \Delta\dot{\vartheta}_T +$$

$$+ 2I_{XY} \text{Sin}\psi_T (\dot{\gamma}_T - \dot{\vartheta}_T \text{Sin}\psi_T) \Delta\dot{\vartheta}_T + 2I_{XY} \text{Cos}\psi_T \text{Sin}\gamma_T (\dot{\psi}_T \text{Cos}\gamma_T + \dot{\vartheta}_T \text{Cos}\psi_T \text{Sin}\gamma_T) \Delta\dot{\vartheta}_T = M_{Bz} + M_z^V \Delta V +$$

$$= M_z^\alpha \Delta\alpha + M_z^{\dot{\alpha}} \dot{\Delta\alpha} - \text{Sin}\psi_T M_z^{\omega_x} \Delta\dot{\vartheta}_T + \text{Cos}\psi_T \text{Sin}\gamma_T M_z^{\omega_y} \Delta\dot{\vartheta}_T + M_z^{\omega_z} \Delta\omega_z + M_z^{\delta_{PB}} \delta_{PB} ;$$

$$I_{ZZ} \Delta\dot{\omega}_z + (-\text{Sin}\psi_T (I_{YY} - I_{XX}) (\dot{\psi}_T \text{Cos}\gamma_T + \dot{\vartheta}_T \text{Cos}\psi_T \text{Sin}\gamma_T) + (I_{YY} - I_{XX}) (\dot{\gamma}_T - \dot{\vartheta}_T \text{Sin}\psi_T) \text{Cos}\psi_T \text{Sin}\gamma_T +$$

$$+ 2I_{XY} \text{Sin}\psi_T (\dot{\gamma}_T - \dot{\vartheta}_T \text{Sin}\psi_T) + 2I_{XY} \text{Cos}\psi_T \text{Sin}\gamma_T (\dot{\psi}_T \text{Cos}\gamma_T + \dot{\vartheta}_T \text{Cos}\psi_T \text{Sin}\gamma_T) + \text{Sin}\psi_T M_z^{\omega_x} -$$

$$- \text{Cos}\psi_T \text{Sin}\gamma_T M_z^{\omega_y}) \Delta\dot{\vartheta}_T - M_z^\alpha \dot{\Delta\alpha} = M_{Bz} + M_z^V \Delta V + M_z^\alpha \Delta\alpha + M_z^{\omega_z} \Delta\omega_z + M_z^{\delta_{PB}} \delta_{PB} ; \quad (\text{B.41})$$

$$b_{61} \Delta\dot{\omega}_z + b_{62} \Delta\dot{\vartheta}_T + b_{63} \dot{\Delta\alpha} = M_{Bz} + a_{61} \Delta V + a_{62} \Delta\alpha + a_{63} \Delta\omega_z + a_{64} \delta_{PB} ; \quad (\text{B.42})$$

$$b_{61} = I_{ZZ} ; \quad (\text{B.43})$$

$$\begin{aligned}
b_{62} = & -\sin \psi_T (I_{YY} - I_{XX})(\dot{\psi}_T \cos \gamma_T + \dot{\vartheta}_T \cos \psi_T \sin \gamma_T) + (I_{YY} - I_{XX})(\dot{\gamma}_T - \dot{\vartheta}_T \sin \psi_T) \cos \psi_T \sin \gamma_T + \\
& + 2I_{XY} \sin \psi_T (\dot{\gamma}_T - \dot{\vartheta}_T \sin \psi_T) + 2I_{XY} \cos \psi_T \sin \gamma_T (\dot{\psi}_T \cos \gamma_T + \dot{\vartheta}_T \cos \psi_T \sin \gamma_T) + \sin \psi_T M_z^{\omega_X} - \\
& - \cos \psi_T \sin \gamma_T M_z^{\omega_Y};
\end{aligned} \tag{B.44}$$

$$b_{63} = -M_z^{\dot{\alpha}}; \tag{B.45}$$

$$a_{61} = M_z^V; \tag{B.46}$$

$$a_{62} = M_z^{\alpha}; \tag{B.47}$$

$$a_{63} = M_z^{\omega_Z}; \tag{B.48}$$

$$a_{64} = M_z^{\delta_{PB}}. \tag{B.49}$$

ДОДАТОК Г

$$\begin{aligned}
A_{\Delta\alpha} &= \{-\text{Sin}\alpha_{\tau}(\text{Cos}\psi_{\tau}\text{Cos}\beta_{\tau}\text{Sin}\vartheta_{\tau} + \text{Sin}\psi_{\tau}\text{Cos}\gamma_{\tau}\text{Sin}\beta_{\tau}\text{Sin}\vartheta_{\tau} - \text{Sin}\beta_{\tau}\text{Sin}\gamma_{\tau}\text{Cos}\vartheta_{\tau}) - \\
&- \text{Cos}\alpha_{\tau}(\text{Cos}\gamma_{\tau}\text{Cos}\vartheta_{\tau} + \text{Sin}\gamma_{\tau}\text{Sin}\psi_{\tau}\text{Sin}\vartheta_{\tau})\} / \text{Cos}\psi_{a\tau}\text{Cos}\vartheta_{a\tau}; \\
A_{\Delta\alpha} &= \{-\text{Sin}0,131(\text{Cos}(0,131t - 0,52)\text{Cos}0\text{Sin}(0 + 0,131) + \text{Sin}(0,131t - 0,52)\text{Cos}(-1,08))^* \\
&*\text{Sin}0\text{Sin}(0 + 0,131) - \text{Sin}0\text{Sin}(-1,08)\text{Cos}(0 + 0,131) - \text{Cos}0,131(\text{Cos}(-1,08)\text{Cos}(0 + 0,131) + \\
&+ \text{Sin}(-1,08)\text{Sin}(0,131t - 0,52)\text{Sin}(0 + 0,131))\} / \text{Cos}(0,131t - 0,52)\text{Cos}0. \quad (\Gamma.1)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
A_{\Delta\theta} &= \{\text{Cos}\alpha_{\tau}(\text{Cos}\psi_{\tau}\text{Cos}\beta_{\tau}\text{Cos}\vartheta_{\tau} + \text{Sin}\psi_{\tau}\text{Cos}\gamma_{\tau}\text{Sin}\beta_{\tau}\text{Cos}\vartheta_{\tau} + \text{Sin}\beta_{\tau}\text{Sin}\gamma_{\tau}\text{Sin}\vartheta_{\tau}) - \\
&- \text{Sin}\alpha_{\tau}(\text{Cos}\gamma_{\tau}\text{Sin}\vartheta_{\tau} + \text{Sin}\gamma_{\tau}\text{Sin}\psi_{\tau}\text{Cos}\vartheta_{\tau})\} / \text{Cos}\psi_{a\tau}\text{Cos}\vartheta_{a\tau}; \\
A_{\Delta\theta} &= \{-\text{Sin}0,131(\text{Cos}(0,131t - 0,52)\text{Cos}0\text{Cos}(0 + 0,131) + \\
&+ \text{Sin}(0,131t - 0,52)\text{Cos}(-1,08)\text{Sin}0\text{Cos}(0 + 0,131) - \text{Sin}0\text{Sin}(-1,08)\text{Sin}(0 + 0,131)) - \\
&- \text{Sin}0,131(\text{Cos}(-1,08)\text{Cos}(0 + 0,131) + \\
&+ \text{Sin}(-1,08)\text{Sin}(0,131t - 0,52)\text{Cos}(0 + 0,131))\} / \text{Cos}(0,131t - 0,52)\text{Cos}0. \quad (\Gamma.2)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
B_{\Delta\theta} &= \{\text{Cos}\beta_{\tau}\text{Cos}\alpha_{\tau}\text{Cos}\vartheta_{\tau}\text{Cos}\psi_{\tau} - \text{Sin}\alpha_{\tau}(-\text{Sin}\vartheta_{\tau}\text{Cos}\gamma_{\tau} + \text{Sin}\gamma_{\tau}\text{Cos}\vartheta_{\tau}\text{Sin}\psi_{\tau}) - \\
&- \text{Cos}\alpha_{\tau}\text{Sin}\beta_{\tau}(\text{Sin}\gamma_{\tau}\text{Sin}\vartheta_{\tau} + \text{Cos}\gamma_{\tau}\text{Cos}\vartheta_{\tau}\text{Sin}\psi_{\tau})\} / (\text{Cos}\vartheta_{a\tau}\text{Cos}\psi_{a\tau}); \\
B_{\Delta\theta} &= \{\text{Cos}0\text{Cos}0,131\text{Cos}(0,131 + 0)\text{Cos}(0,131t - 0,52) - \\
&- \text{Sin}0,131(-\text{Sin}(0,131 + 0)\text{Cos}(-1,08) + \text{Sin}(-1,08)\text{Cos}(0,131 + 0)\text{Sin}(0,131t - 0,52)) - \\
&- \text{Cos}0,131\text{Sin}0(\text{Sin}(-1,08)\text{Sin}(0,131 + 0) + \\
&+ \text{Cos}(-1,08)\text{Cos}(0,131 + 0)\text{Sin}(0,131t - 0,52))\} / (\text{Cos}0\text{Cos}(0,131t - 0,62)). \quad (\Gamma.3)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
B_{\Delta\alpha} &= \{-\text{Cos}\beta_{\tau}\text{Sin}\alpha_{\tau}\text{Sin}\vartheta_{\tau}\text{Cos}\psi_{\tau} - \text{Cos}\alpha_{\tau}(\text{Cos}\vartheta_{\tau}\text{Cos}\gamma_{\tau} + \text{Sin}\gamma_{\tau}\text{Sin}\vartheta_{\tau}\text{Sin}\psi_{\tau}) - \\
&- \text{Sin}\beta_{\tau}\text{Sin}\alpha_{\tau}(-\text{Sin}\gamma_{\tau}\text{Cos}\vartheta_{\tau} + \text{Sin}\vartheta_{\tau}\text{Sin}\psi_{\tau}\text{Cos}\gamma_{\tau})\} / (\text{Cos}\vartheta_{a\tau}\text{Cos}\psi_{a\tau}); \\
B_{\Delta\alpha} &= \{-\text{Cos}0\text{Sin}0,131\text{Sin}(0,131 + 0)\text{Cos}(0,131t - 0,52) - \\
&- \text{Cos}0,131(\text{Cos}(0,131 + 0)\text{Cos}(-1,08) + \text{Sin}(-1,08)\text{Sin}(0,131 + 0)\text{Sin}(0,131t - 0,52)) - \\
&- \text{Sin}0\text{Sin}0,131(-\text{Sin}(-1,08)\text{Cos}(0,131 + 0) + \\
&+ \text{Sin}(0,131 + 0)\text{Sin}(0,131t - 0,52)\text{Cos}(-1,08))\} / (\text{Cos}0\text{Cos}(0,131t - 0,62)). \quad (\Gamma.4)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
B_{\Delta\theta} &= \{-\text{Sin}\psi_{\tau}\text{Cos}\beta_{\tau}\omega_{\tau}\text{Cos}\alpha_{\tau}\text{Cos}\vartheta_{\tau} + \text{Cos}\psi_{\tau}\text{Sin}\gamma_{\tau}\omega_{\tau}\text{Sin}\alpha_{\tau}\text{Cos}\vartheta_{\tau} + \\
&+ \text{Sin}\beta_{\tau}\text{Cos}\psi_{\tau}\text{Cos}\gamma_{\tau}\omega_{\tau}\text{Cos}\alpha_{\tau}\text{Cos}\vartheta_{\tau} - \omega_{\tau}\text{Sin}\psi_{a\tau}\text{Cos}\vartheta_{a\tau}A_{\Delta\theta}\} / (\text{Cos}\vartheta_{a\tau}\text{Cos}\psi_{a\tau});
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
B_{\Delta\alpha} = & \{-0,131\sin(0,131t - 0,52)\cos 0 \cos 0,131 \cos(0,131 + 0) + \\
& + 0,131 \cos(0,131t - 0,52) \sin(-1,08) \sin 0,131 \cos(0,131 + 0) + \\
& + 0,131 \sin 0 \cos(0,131t - 0,52) \cos(-1,08) \cos 0,131 \cos(0,131 + 0) - \\
& - (-0,52)0,131 \sin(0,131t - 0,52) \cos 0\} / (\cos 0 \cos(0,131t - 0,62)).
\end{aligned} \tag{Г.5}$$

$$\begin{aligned}
B_{\Delta\alpha} = & \{-\sin\beta_T \cos\psi_T \cos\gamma_T \omega_T \sin\vartheta_T \sin\alpha_T + \cos\psi_T \sin\gamma_T \omega_T \sin\vartheta_T \cos\alpha_T + \\
& + \sin\psi_T \cos\beta_T \omega_T \sin\vartheta_T \sin\alpha_T - \omega_T \sin\psi_T \cos\vartheta_T A_{\Delta\alpha}\} / (\cos\vartheta_T \cos\psi_T); \\
B_{\Delta\alpha} = & \{-0,131 \sin 0 \cos(0,131t - 0,52) \cos(-1,08) \sin(0,131 + 0) \sin 0,131 + \\
& + 0,131 \cos(0,131t - 0,52) \sin(-1,08) \sin(0,131 + 0) \cos 0,131 + + 0,131 \sin(0,131t - 0,52) \cos 0 * \\
& * \sin(0,131 + 0) \sin 0,131 - (-0,51)0,131 \sin(0,131t - 0,52) \cos 0\} / (\cos 0 \cos(0,131t - 0,62)).
\end{aligned} \tag{Г.6}$$

$$\Delta \dot{X}_C = a_{11} \Delta \alpha + a_{12} \Delta \vartheta + a_{13} \Delta V;$$

$$a_{11} = -A_{\Delta\alpha} V_T \sin\vartheta_T \cos\psi_T;$$

$$a_{11} = 0,51 * 140 \sin 0 \cos(0,131t - 0,52);$$

$$a_{11} = 0;$$

$$a_{12} = -A_{\Delta\vartheta} V_T \sin\vartheta_T \cos\psi_T;$$

$$a_{12} = 0,22 * 140 * \sin 0 \cos(0,131t - 0,52);$$

$$a_{12} = 0;$$

$$a_{13} = \cos\psi_T \cos\vartheta_T;$$

$$a_{13} = \cos(0,131t - 0,52) \cos 0,;$$

$$a_{13} = \cos(0,131t - 0,52);$$

$$\Delta \dot{X}_C = \cos(0,131t - 0,52) \Delta V.$$

$$\Delta \dot{Y}_C = a_{21} \Delta \alpha + a_{22} \Delta \vartheta + a_{23} \Delta V;$$

$$a_{21} = A_{\Delta\alpha} V_T \cos\psi_T \cos\vartheta_T;$$

$$a_{21} = -0,51 * 140 * \cos(0,131t - 0,52) \cos 0;$$

$$a_{21} = -71,4 \cos(0,131t - 0,52);$$

$$a_{22} = A_{\Delta\vartheta} V_T \cos\psi_T \cos\vartheta_T;$$

(Г.11)

$$a_{22} = -0,22 * 140 * \text{Cos}(0,131t - 0,52) \text{Cos}0;$$

$$a_{22} = -30,8 \text{Cos}(0,131t - 0,52); \quad (\Gamma.12)$$

$$a_{23} = \text{Sin}\vartheta_{aT} \text{Cos}\psi_{aT};$$

$$a_{23} = \text{Sin}0 \text{Cos}(0,131t - 0,52);$$

$$a_{23} = 0; \quad (\Gamma.13)$$

$$\Delta \dot{Y}_C = -71,4 \text{Cos}(0,131t - 0,52) \Delta \alpha - 30,8 \text{Cos}(0,131t - 0,52) \Delta \vartheta. \quad (\Gamma.14)$$

$$b_{31} \Delta \dot{V} = a_{31} \Delta \alpha + a_{32} \Delta V + a_{33} \Delta \vartheta + F_{BX};$$

$$b_{31} = m;$$

$$b_{31} = 360000; \quad (\Gamma.15)$$

$$a_{31} = -P \text{Cos}\beta_r \text{Sin}\alpha_r + X_\sigma^\alpha - A_{\Delta\sigma} m g \text{Cos}\vartheta_{aT} \text{Cos}\psi_{aT};$$

$$a_{31} = -197500 \text{Cos}0 \text{Sin}0,131 + 3998223,235 + 0,51 * 360000 * 9,79 * \text{Cos}0 \text{Cos}(0,131t - 0,52);$$

$$a_{31} = 3972339 + 1797307 \text{Cos}(0,131t - 0,52); \quad (\Gamma.16)$$

$$a_{32} = (C_{X0} + C_{X^\alpha} \alpha_r) \rho V_T S;$$

$$a_{32} = (0,075 + 0,802 * 0,131) * 0,809 * 140 * 628,5;$$

$$a_{32} = 12847,77; \quad (\Gamma.17)$$

$$a_{33} = -A_{\Delta\vartheta} m g \text{Cos}\vartheta_{aT} \text{Cos}\psi_{aT};$$

$$a_{33} = 0,22 * 360000 * 9,79 * \text{Cos}0 \text{Cos}(0,131t - 0,52);$$

$$a_{33} = 775368 \text{Cos}(0,131t - 0,52); \quad (\Gamma.18)$$

$$360000 \Delta \dot{V} = (3972339 + 1797307 \text{Cos}(0,131t - 0,52)) \Delta \alpha + 12847,77 \Delta V + 775368 \text{Cos}(0,131t - 0,52) \Delta \vartheta + F_{BX}. \quad (\Gamma.19)$$

$$b_{41} \Delta \dot{\vartheta} + b_{42} \Delta \dot{\alpha} = a_{41} \Delta \alpha + a_{42} \Delta V + a_{43} \Delta \vartheta + F_{BY};$$

$$b_{41} = m V_T \text{Cos}\psi_{aT} \text{Cos}\gamma_{aT} B_{\Delta\vartheta};$$

$$b_{41} = 360000 * 140 * \text{Cos}(0,131t - 0,52) \text{Cos}(-1,08) * 0,96;$$

$$b_{41} = 22804813 \text{Cos}(0,131t - 0,52); \quad (\Gamma.20)$$

$$b_{42} = m V_T \text{Cos}\psi_{aT} \text{Cos}\gamma_{aT} B_{\Delta\alpha};$$

$$b_{42} = 360000 * 140 * \text{Cos}(0,131t - 0,52) \text{Cos}(-1,08) * (-0,52);$$

$$b_{42} = -12352607 \text{Cos}(0,131t - 0,52); \quad (\Gamma.21)$$

$$a_{41} = P \text{Cos} \alpha_T \text{Cos} \beta_T + Y_a^\alpha - B_{\Delta \vartheta} m V_T \text{Cos} \psi_{aT} \text{Cos} \gamma_{aT} + A_{\Delta \vartheta} m g (\text{Cos} \gamma_{aT} \text{Sin} \vartheta_{aT} - \text{Sin} \gamma_{aT} \text{Sin} \psi_{aT} \text{Cos} \vartheta_{aT});$$

$$a_{41} = 197500 \text{Cos} 0,131 \text{Cos} 0 + 28558737,4 - 360000 * 140 * \text{Cos}(0,131t - 0,52) \text{Cos}(-1,08) * (-0,03) -$$

$$- 0,51 * 360000 * 9,79 * (\text{Cos}(-1,08) \text{Sin} 0 - \text{Sin}(-1,08) \text{Sin}(0,131t - 0,52) \text{Cos} 0);$$

$$a_{41} = 28754534,17 + 712650,41 \text{Cos}(0,131t - 0,52) - 1585147,6 \text{Sin}(0,131t - 0,52); \quad (\Gamma.22)$$

$$a_{42} = (C_{Y0} + C_Y^\alpha \alpha_T) \rho V_T S - m (\text{Cos} \psi_{aT} \text{Cos} \gamma_{aT} \dot{\vartheta}_{aT} - \dot{\psi}_{aT} \text{Sin} \gamma_{aT});$$

$$a_{42} = (0,747 + 5,729 * 0,131) * 0,809 * 140 * 628,5 - 360000 (\text{Cos}(0,131t - 0,52) \text{Cos}(-1,08) * 0 - 0,131 \text{Sin}(-1,08));$$

$$a_{42} = 65271,61; \quad (\Gamma.23)$$

$$a_{43} = -B_{\Delta \vartheta} m V_T \text{Cos} \psi_{aT} \text{Cos} \gamma_{aT} + A_{\Delta \vartheta} m g (\text{Cos} \gamma_{aT} \text{Sin} \vartheta_{aT} - \text{Sin} \gamma_{aT} \text{Sin} \psi_{aT} \text{Cos} \vartheta_{aT});$$

$$a_{43} = -360000 * 140 * \text{Cos}(0,131t - 0,52) \text{Cos}(-1,08) * 0,011 -$$

$$- 0,22 * 360000 * 9,79 * (\text{Cos}(-1,08) \text{Sin} 0 - \text{Sin}(-1,08) \text{Sin}(0,131t - 0,52) \text{Cos} 0);$$

$$a_{43} = -261305,15 \text{Cos}(0,131t - 0,52) - 683789,18 \text{Sin}(0,131t - 0,52); \quad (\Gamma.24)$$

$$- 12352607 \text{Cos}(0,131t - 0,52) \Delta \dot{\alpha} + 22804813 \text{Cos}(0,131t - 0,52) \Delta \dot{\vartheta} = (28754534,17 +$$

$$+ 712650,41 \text{Cos}(0,131t - 0,52) - 1585147,6 \text{Sin}(0,131t - 0,52)) \Delta \alpha +$$

$$+ 65271,61 \Delta V +$$

$$+ (-261305,15 \text{Cos}(0,131t - 0,52) - 683789,18 \text{Sin}(0,131t - 0,52)) \Delta \vartheta + F_{BY}. \quad (\Gamma.25)$$

$$b_{51} \Delta \dot{\vartheta} = \Delta \omega_x;$$

$$b_{51} = \text{Cos} \psi_T \text{Cos} \gamma_T;$$

$$b_{51} = \text{Cos}(0,131t - 0,52) \text{Cos}(-1,08); \quad (\Gamma.26)$$

$$0,471 \text{Cos}(0,131t - 0,52) \Delta \dot{\vartheta} = \Delta \omega_x; \quad (\Gamma.27)$$

$$b_{61} \Delta \dot{\omega}_Z + b_{62} \Delta \dot{\vartheta} + b_{63} \Delta \dot{\alpha} = M_{BZ} + a_{61} \Delta V + a_{62} \Delta \alpha + a_{63} \Delta \omega_Z + a_{64} \delta_{PB};$$

$$b_{61} = I_{ZZ};$$

$$b_{61} = 32 * 10^6; \quad (\Gamma.28)$$

$$b_{62} = -\sin \psi_T (I_{yy} - I_{xx})(\dot{\psi}_T \cos \gamma_T + \dot{\vartheta}_T \cos \psi_T \sin \gamma_T) + (I_{yy} - I_{xx})(\dot{\gamma}_T - \dot{\vartheta}_T \sin \psi_T) \cos \psi_T \sin \gamma_T +$$

$$+ 2I_{xy} \sin \psi_T (\dot{\gamma}_T - \dot{\vartheta}_T \sin \psi_T) + 2I_{xy} \cos \psi_T \sin \gamma_T (\dot{\psi}_T \cos \gamma_T + \dot{\vartheta}_T \cos \psi_T \sin \gamma_T) + \sin \psi_T M_z^{\omega_x} -$$

$$- \cos \psi_T \sin \gamma_T M_z^{\omega_y};$$

$$b_{62} = -\sin(0,131t - 0,52)(92 - 63) * 10^6 * (0,131 \cos(-1,08) + 0 * \cos(0,131t - 0,52) \sin(-1,08)) +$$

$$+ (92 - 63) * 10^6 * (0 - 0 * \sin(0,131t - 0,52)) \cos(0,131t - 0,52) \sin(-1,08) +$$

$$+ 2 * 97 * 10^4 \sin(0,131t - 0,52)(0 - 0 \sin(0,131t - 0,52)) + 2 * 97 * 10^4 \cos(0,131t - 0,52) *$$

$$* \sin(-1,08)(0,131 \cos(-1,08) + 0 * \cos(0,131t - 0,52) \sin(-1,08)) +$$

$$+ \sin(0,131t - 0,52)(-0,1) \frac{0,8 * 140^2}{2} 628,5 * 72,3 -$$

$$- \cos(0,131t - 0,52) \sin(-1,08)(-0,3) \frac{0,8 * 140^2}{2} 628,5 * 72,3,$$

$$b_{62} = -37824847,7 \sin(0,131t - 0,52) - 95453295,97 \cos(0,131t - 0,52); \quad (\Gamma.29)$$

$$b_{63} = -M_z^{\dot{\alpha}};$$

$$b_{63} = -(-0,014) \frac{0,8 * 140^2}{2} 628,5 * 72,3;$$

$$b_{63} = 5045101,3; \quad (\Gamma.30)$$

$$a_{61} = M_z^V;$$

$$a_{61} = (-0,01 - 0,95 * 0,131 - 0,014 * 0 + m_z^{\beta} * 0 - 0,1 * 0 - 0,3 * 0,131 * \cos(-1,38) +$$

$$+ 0,25 * 0,131 * \sin(-1,38) + 0,065 * 0,047 + 1,52 * 0,115) * 0,8 * 140 * 628,5 * 72,3;$$

$$a_{61} = -21898 \quad (\Gamma.31)$$

$$a_{62} = M_z^{\alpha};$$

$$a_{62} = (-0,95) \frac{0,8 * 140^2}{2} 628,5 * 72,3;$$

$$a_{62} = -344132786; \quad (\Gamma.32)$$

$$a_{63} = M_z^{\omega_z};$$

$$a_{63} = (-0,25) \frac{0,8 * 140^2}{2} 628,5 * 72,3;$$

$$a_{63} = -90091095; \quad (\Gamma.33)$$

$$a_{64} = M_z^{\delta_{PB}};$$

$$a_{64} = (-1,52) \frac{0,8 * 140^2}{2} 628,5 * 72,3;$$

$$a_{64} = -547753861; \quad (\Gamma.34)$$

$$32 * 10^6 \Delta \dot{\omega}_z + (-37824847,7 \text{Sin}(0,131t - 0,52) -$$

$$-95453295,97 \text{Cos}(0,131t - 0,52)) \Delta \dot{\vartheta} + 5045101,3 \Delta \dot{\alpha} =$$

$$= M_{Bz} - 21898 \Delta V - 344132786 \Delta \alpha - 90091095 \Delta \omega_z - 547753861 \delta_{PB} . \quad (\Gamma.35)$$

ДОДАТОК Д

Значення коефіцієнтів

Таблиця Д.1 - Значення коефіцієнтів

$K_i(t)$	$K_i(0)$	$K_i(1)$	$K_i(2)$	$K_i(3)$	$K_i(4)$	K_{iv}
$A_{\Delta\alpha}$	-0,55	-0,53	-0,51	-0,50	-0,48	-0,51
$A_{\Delta\beta}$	-0,25	-0,23	-0,22	-0,20	-0,19	-0,22
$B'_{\Delta\alpha}$	-0,61	-0,56	-0,52	-0,49	-0,48	-0,53
$B'_{\Delta\beta}$	0,92	0,94	0,96	0,97	0,99	0,96
$B_{\Delta\alpha}$	-0,05	-0,04	-0,03	-0,02	-0,01	-0,03
$B_{\Delta\beta}$	0,04	0,02	0,01	0	-0,01	0,01
a_{11}	0	0	0	0	0	
a_{12}	0	0	0	0	0	0
a_{13}	0,86	0,92	0,96	0,99	0,99	0,95
a_{21}	-61,96	-66,06	-69,03	-70,82	-71,4	-68,05
a_{22}	-26,72	-28,49	-29,77	-30,55	-30,79	-29,35
a_{23}	0	0	0	0	0	0
b_{31}	360000	360000	360000	360000	360000	360000
a_{31}	5532076	5635258	5710012,9	5755062	5769635	5685327
a_{32}	12847,77	12847,77	12847,77	12847,77	12847,77	12847,77
a_{33}	672827	717337	749584	769017	775304	738936
b_{41}	19790454	21099664	22048174	22619772	22804684	21734952
b_{42}	-10719829	-1142898	-11942761	-12252376	-12352537	-11773099
a_{41}	27997364	27947274	27910985	27889116	27882041	27922969
a_{42}	65271,618	65271,618	65271,618	65271,618	65271,618	65271,618
a_{43}	-566526	-501203	-427312	-364116	-259003	-421241
b_{51}	0,409	0,436	0,455	0,467	0,471	0,449
b_{61}	32000000	32000000	32000000	32000000	32000000	32000000
b_{62}	-32041786	-41964974	-50623732	-57870038	-63580017	-49449959
b_{63}	5045101	5045101	5045101	5045101	5045101	5045101
a_{63}	-90091095	-90091095	-90091095	-90091095	-90091095	-90091095
a_{62}	-344132786	-344132786	-344132786	-344132786	-344132786	-344132786
a_{64}	-547753861	-547753861	-547753861	-547753861	-547753861	-547753861
a_{61}	-21898	-21898	-21898	-21898	-21898	-21898
A_{11}	0	0	0	0	0	0
A_{12}	2,44	2,29	2,19	2,14	2,12	2,22
A_{13}	0	0	0	0	0	0
A_{21}	0	0	0	0	0	0

Закінчення таблиці Д.1

A ₂₂	-0,05	-0,03	-0,02	-0,01	-0,01	-0,02
A ₂₃	-10,34	-10,36	-10,38	-10,39	-10,39	-10,38
A ₃₁	0,05	0,04	0,03	0,02	0,02	0,03
A ₃₂	4,21	4,13	4,1	3,95	3,91	4,11
A ₃₃	-2,41	-2,34	-2,33	-2,27	-2,25	-2,37
B ₁₁	0	0	0	0	0	0
B ₁₂	0	0	0	0	0	0
B ₁₃	0	0	0	0	0	0
B ₂₁	-17,11	-17,11	-17,11	-17,11	-17,11	-17,11
B ₂₂	1,37e-008	1,34e-008	1,31e-008	1,28e-8	1,3e-8	1,34e-08
B ₂₃	3,12e-8	3,13e-8	3,13e-8	3,12e-8	3,11e-8	3,12e-8
B ₃₁	0	0	0	0	0	0
B ₃₂	-9,02e-8	-8,75e-8	-8,37e-8	-8,16e-8	-8e-8	-8,49e-8
B ₃₃	0	0	0	0	0	0
C ₁₁	1	1	1	1	1	1
C ₁₂	0	0	0	0	0	0
C ₁₃	0	0	0	0	0	0
C ₂₁	0	0	0	0	0	0
C ₂₂	1	1	1	1	1	1
C ₂₃	0	0	0	0	0	0
D ₁₁	0	0	0	0	0	0
D ₁₂	0	0	0	0	0	0
D ₁₃	0	0	0	0	0	0
D ₂₁	0	0	0	0	0	0
D ₂₂	0	0	0	0	0	0
D ₂₃	0	0	0	0	0	0

ДОДАТОК Е

Характеристики важкого літака

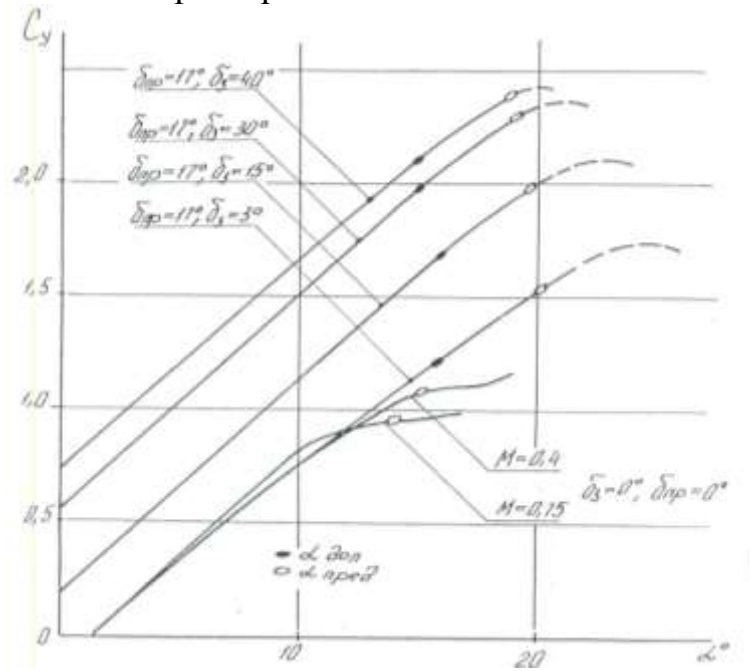


Рисунок Е.1

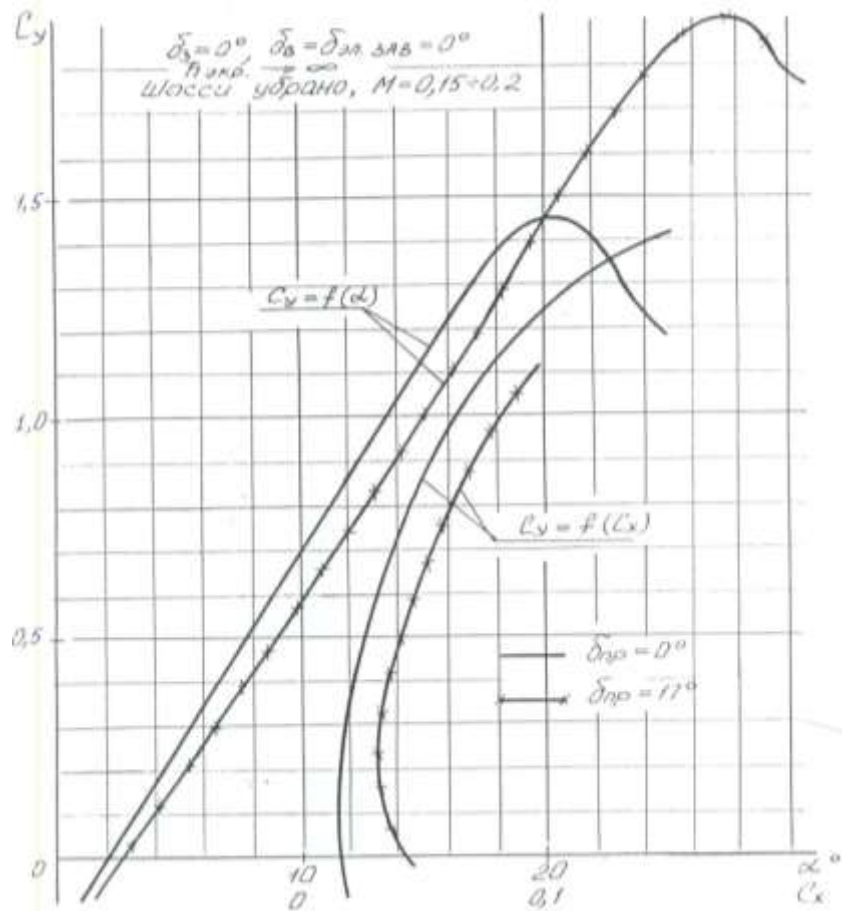


Рисунок Е.2

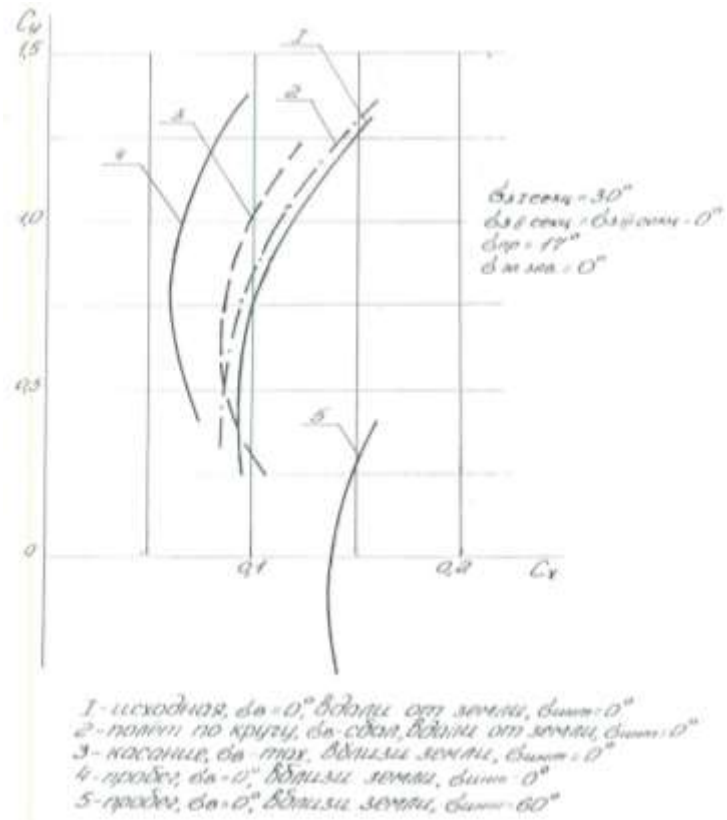


Рисунок Е.3

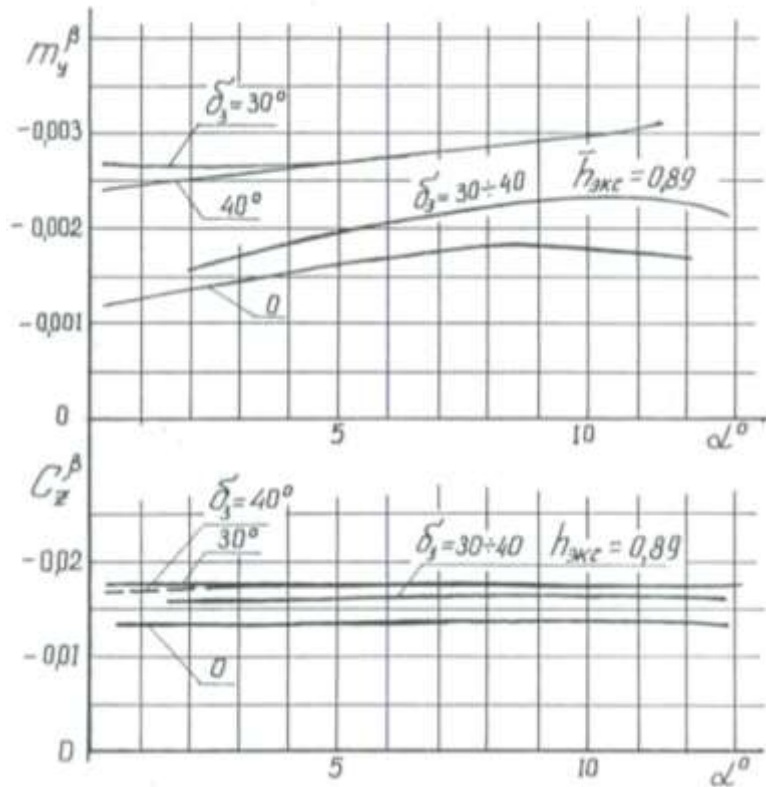


Рисунок Е.4

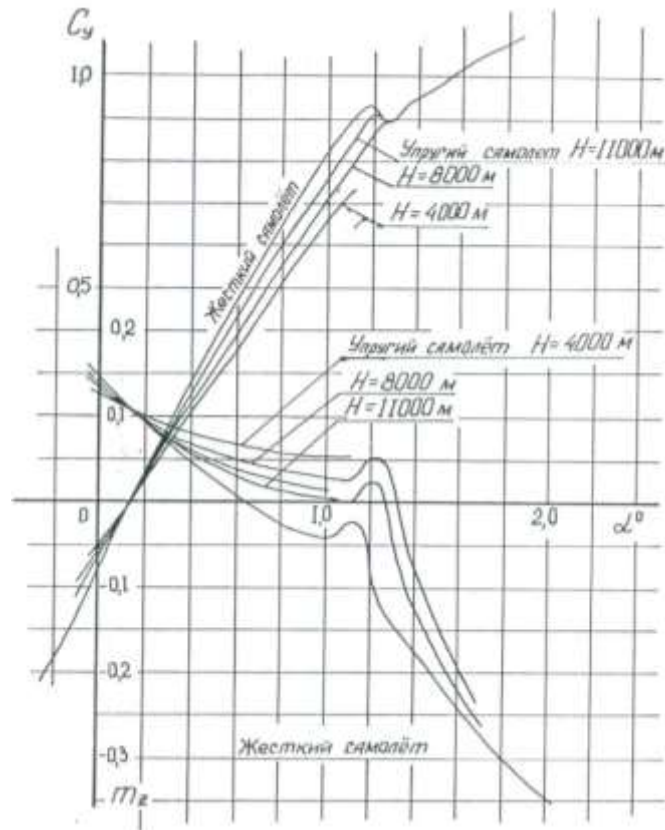


Рисунок Е.5

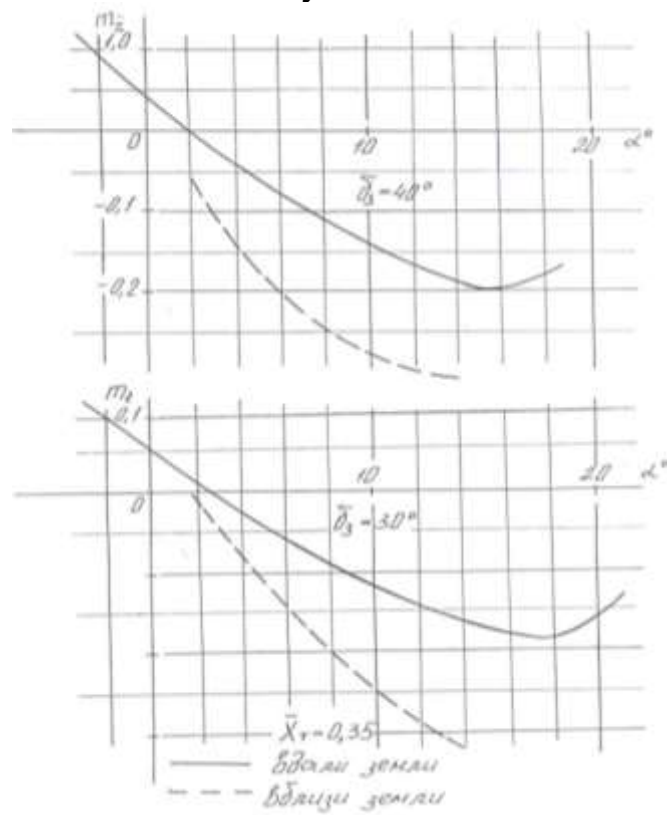


Рисунок Е.6

ДОДАТОК Е1

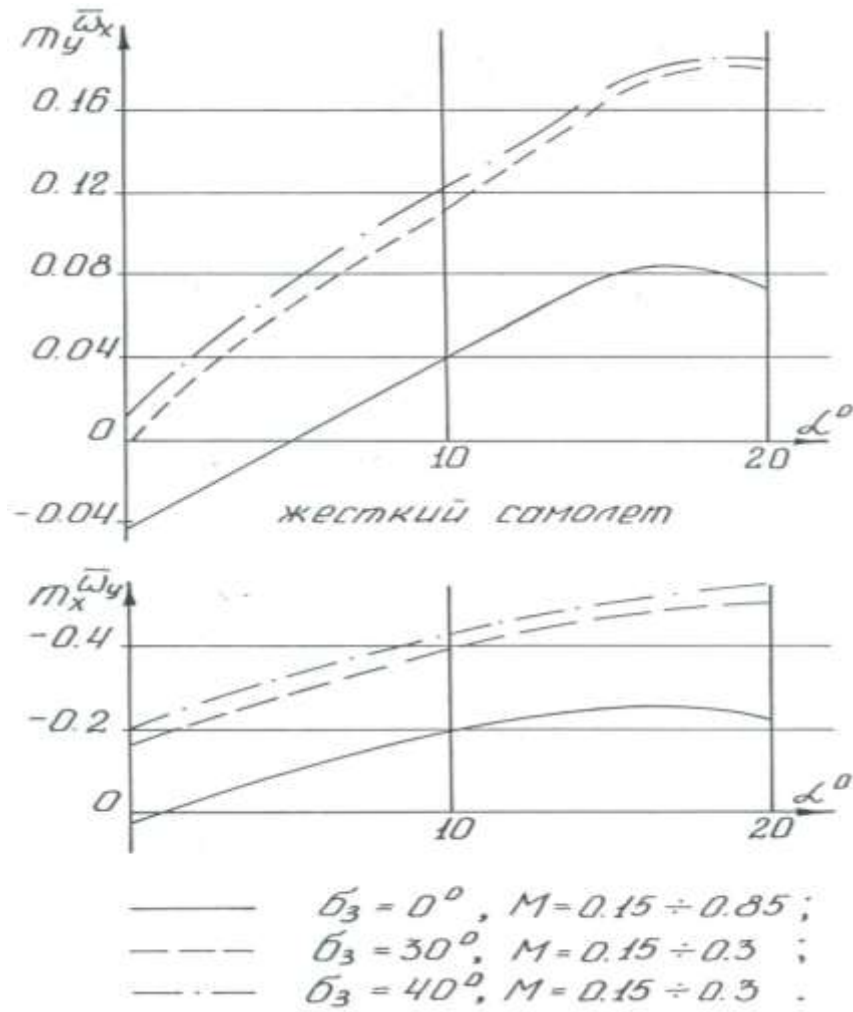


Рисунок Е.7

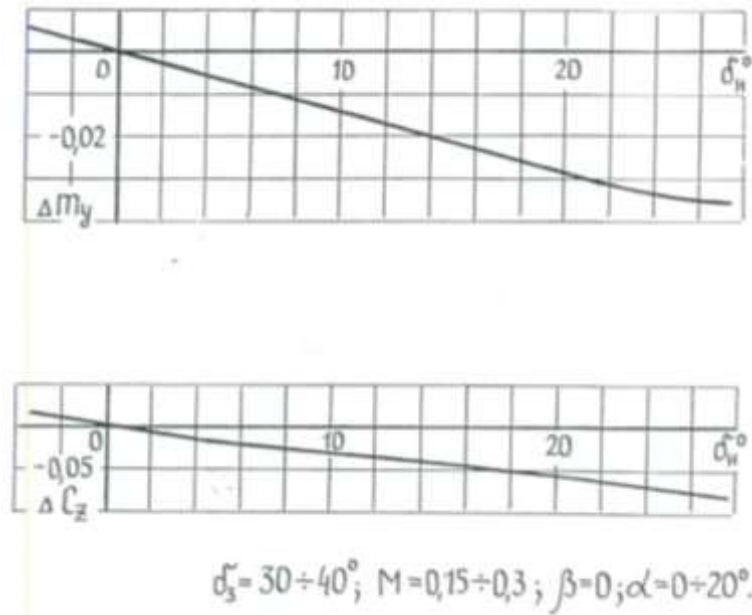


Рисунок Е.8

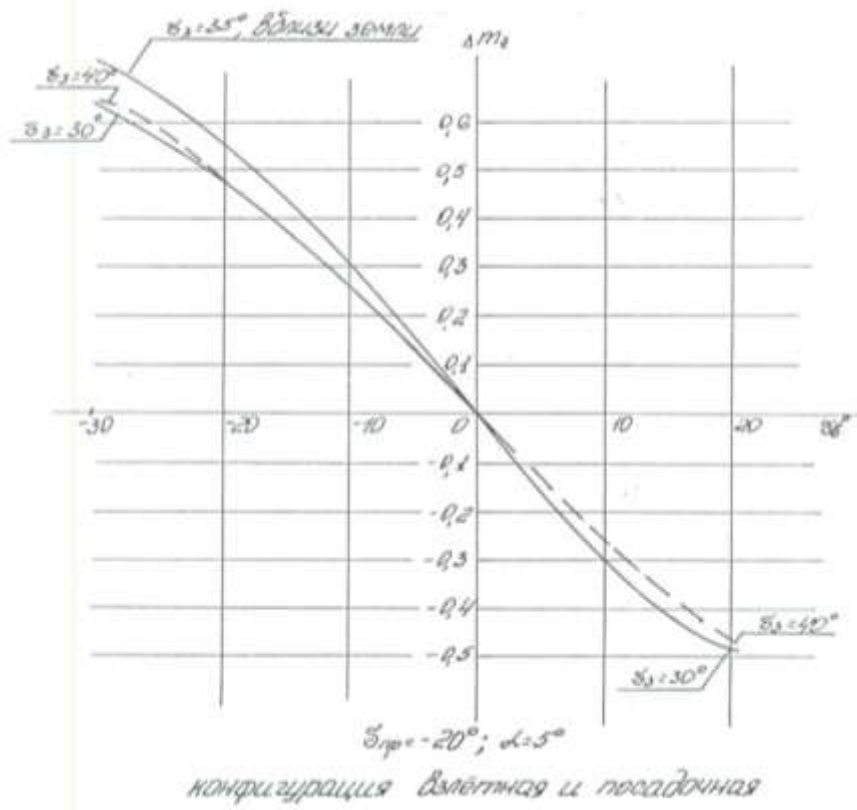


Рисунок Е.9

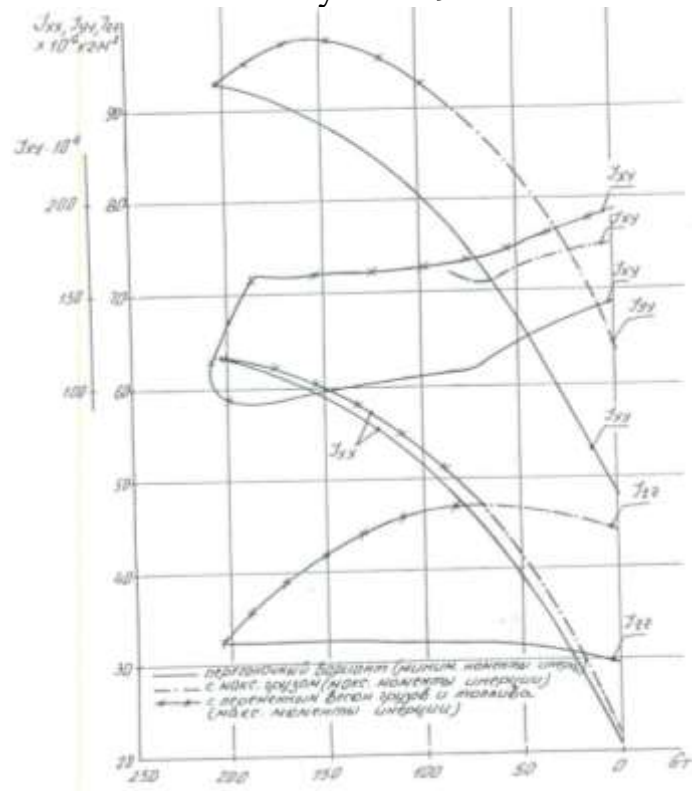


Рисунок Е.10

Додаток Ж. Технологічний процес

Розробник		Ховдун С.Ю.															
Н. контр.		Смирнова Л.І.			Керуючий обчислювач												
А	Цех	Уч.	Рм	Опер.	Код, найменування операції			Позначення документа									
Б	Код, найменування пристосування				СМ	Проф	Р	УТ	КР	Коїд	ЄН	ВП	Кшт	Тпз	Тшт		
до/м	Найменування деталі, зб. одиниці чи матеріалу				Позначення, код					ОПП	ЄВ	ЄН	КІ	Н. розх.			
A01				005	Комплектувальна												
B02	Верстат 80500010000, автомат розпакування ЕРЕ з тари					слюсар	3		1	1		350					
03																	
A04				010	Підготовча												
B05	Верстат 80500010000					слюсар	3		1	1		350					
06																	
A07				015	Підготовча												
B08	Автомат обрізання та формування висновків АФЗП-901					слюсар	3		1	20		350					
09																	
A10				020	Підготовча												
B11	Автомат для вклеювання висновків ЕРЕ					слюсар	3		1	1		350					
12																	
A13				025	Підготовча												

Б02	Верстат 2-1-1 ОСТ 4Г 0.60.234-82. Установка паяння хвилею АП-4 ГГ-1621				слюсар	4	1	1	350				
03													
А04			08 0	Промивка									
Б05	Вібрустанова Т-858095 ГГМ2.339.002				слюсар	3	1	20	350				
06													
А07			0 85	Сушіння									
Б08	Сушильна шафа ВШ-0.035 ГГМ2.335.002				слюсар	3	1	20	350				
09													
А10			09 0	Контроль									
Б11	Стіл ВТК				контролер	4	1	1	350				
12													
А13			095	Контроль									
Б14	Стіл ВТК				слюсар	5	1	1	350				
015													
МК													
Розробник	Ховдун С.Ю.												
Н. контр.	Смирнова Л.І.												
А	Цех	Уч.	Рм	Опер.	Код, найменування операції	Плата П-1							Позначення документа

А	Цех	Уч.	Рм	Опер.	Код, найменування операції	Позначення документа									
Б	Код, найменування пристосування				СМ	Проф	Р	УТ	К Р	Коїд	ЄН	ВП	Кшт	Тпз	Тшт
до/м	Найменування деталі, зб. одиниці чи матеріалу				Позначення, код						ОПП	ЄВ	ЄН	КІ	Н. розх.
А01				06 0	Складання										
Б02	Програмована установка «Силует»					слюсар	5		1	1		350			
О03	1. Вийняти друковану плату з тари														
О04	2. Встановити друковану плату на стіл														
О05	3. Витягти ЕРЕ з тари														
О06	4. Зробити установку елемента на ПП згідно з записаною програмою з урахуванням плями світлового показника, витягуючи елемент із каси через вікно, покрите шторкою														
О07	5. Повторити переходи 3-4 для інших елементів згідно програми														
О08	6. Закріпити елементи на ПП технологічним притиском														
О09	7. Підігнути висновки елементів зі зворотного боку плати відповідно до ОСТ 92-8615-75 або ОСТ 92-9309-80														
О10	8. Перевірити правильність та якість установки ЕРЕ зовнішнім оглядом														
О11	9. Зняти друковану плату із встановленими ЕРЕ зі столу														
О12	10. Укласти ПП із встановленими ЕРЕ в тару														
13															
Т14	Шаблон ГГ0.427.032, Пінцет ПГГМ 120 ОСТ4. ГО. 060.013, притиск технологічний														
15															