МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій
Кафедра аерокосмічних систем управління

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

_____Юрій МЕЛЬНИК

“_____”_____ 2023р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ

“МАГІСТР”

Спеціальність 151 «Автоматизація та комп’ютерно-інтегровані технології»

Тема: «Оптимальна система стабілізації каналу тангажу малогабаритної гіровертикалі синтезована спектральним методом»

Виконавець: Євтушенко Денис Павлович

Керівник: Білак Наталія Василівна

Нормоконтролер: Дивнич Микола Полікарпович

Консультант з «Охорони праці»: Козлітін Олексій Олександрович

Консультант з «Охорони навколишнього середовища»: Дмитруха Тетяна Іллівна

Київ 2023

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра аерокосмічних систем управління

Спеціальність 151 «Автоматизація та комп’ютерно-інтегровані технології»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____Юрій МЕЛЬНИК

«_____»_____2023р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи

Євтушенка Дениса Павловича

(прізвище, ім’я, по батькові випускника в родовому відмінку)

1. Тема кваліфікаційної роботи: «Оптимальна система стабілізації каналу тангажу малогабаритної гіровертикалі синтезована спектральним методом» затверджена наказом ректора від «15» вересня 2023 р. №1810/ст
2. Термін виконання роботи: з 02.10.2023 р. по 15.12.2023 р.
3. Вихідні дані до роботи: дані, що були зняті з установки малогабаритної гіровертикалі МГВ-1, а саме з каналу тангажу в результаті натурного експерименту
4. Зміст пояснювальної записки: вступ; спектральний метод синтезу оптимальних систем стабілізації при випадкових впливах; оптимальний синтез в частотній області системи стабілізації кута тангажу; охорона праці; охорона навколишнього середовища; висновки

5. Перелік ілюстративного матеріалу презентації: таблиці, графіки, скріншоти

6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Збір та опрацювання інформації відповідно до каналу тангажу	02.10.23 – 06.10.23	виконано
2	Збір та опрацювання інформації про показники якості	09.10.23 – 13.10.23	виконано
3	Написання розділу з дисципліни «Охорона навколишнього середовища»	16.10.23 – 20.10.23	виконано
4	Написання розділу з дисципліни «Охорона праці»	23.10.23 – 31.10.23	виконано
5	Написання та обробка отриманих даних в дипломній роботі	01.11.23 – 15.11.23	виконано
6	Аналіз отриманих даних, порівняння з попередніми	16.11.23 – 20.11.23	виконано
7	Написання та оформлення вступу, а також висновків дипломної роботи	21.11.23 – 25.11.23	виконано
8	Оформлення пояснюваної записки та підготовка презентації до захисту	21.11.23 – 08.12.23	виконано

7. Консультанти з окремих розділів кваліфікаційної роботи

Назва розділу роботи		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Козлітін О.О.	16.10.23 р.	16.10.23 р.
Охорона навколишнього середовища	Дмитруха Т.І.	23.10.23 р.	23.10.23 р.

8. Дата видачі завдання: “ 02 " жовтня 2023 р.

Керівник кваліфікаційної роботи _____ Білак Н.В.

(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____ Євтушенко Д.П.

(підпис студента) (П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Оптимальна система стабілізації каналу тангажу малогабаритної гіровертикалі синтезована спектральним методом»: 116 сторінок, 33 рисунки, 9 таблиць, 3 додатки, 17 використаних джерел.

КЛЮЧОВІ СЛОВА: малогабаритна гіровертикаль, оптимальний регулятор, система стабілізації, структурно-параметричний синтез системи, спектральний метод, середньоквадратична помилка.

Об’єкт дослідження – система стабілізації каналу тангажу малогабаритної гіровертикалі МГВ-1, що встановлювалась на динамічному стенді-імітаторі.

Предмет дослідження – синтез оптимального регулятора системи стабілізації за спектральним методом, покращення характеристик об’єкта та середньоквадратичної помилки.

Методи дослідження – спектральний метод синтезу оптимального регулятора системи стабілізації за процедурою методу Вінера-Колмогорова. Математичне та комп’ютерне моделювання об’єкту досліджень дозволяє проводити велику кількість тестових комп’ютерних симуляцій у різних умовах для оцінки продуктивності оптимальної системи стабілізації та оптимізації її параметрів. Також було використано структурно-параметричний синтез, тобто визначено параметри структури регулятора оптимальної системи стабілізації кута тангажу та зміни параметрів його елементів, в результаті чого було виконано умови завдання на синтез відповідного об’єкта досліджень. Далі досліджено регулятор на стійкість, оцінено його на якість функціонування й отримано середньо-квадратичну помилку.

Мета роботи – виконати структурно-параметричний синтез оптимального регулятора системи стабілізації за спектральним методом та провести порівняльний аналіз якості оптимальної системи та вихідної досліджуваної.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ ТА СКОРОЧЕНЬ

ЛА – літальний апарат

МГВ-1 – малогабаритна гіровертикаль

ПФ – передавальна функція

ТП – технологічний процес

САР – система автоматичного регулювання

ПС – повітряне судно

САПР – система автоматизованого проектування

ЛАЧХ – логарифмічна амплітудно-частотна характеристика

П-регулятор – пропорційний регулятор

ПД-регулятор – пропорційно-диференціальний регулятор

ПІ-регулятор – пропорційно-інтегральний регулятор

ПІД-регулятор – пропорційно-інтегрально-диференціальний регулятор

ФНЧ – фільтр низької частоти

ДРФ – дробово-раціональна функція

ЛПП – ліва півплощина

ППП – права півплощина

ПРД – повітряно-реактивний двигун

ПММ – паливно-мастильні матеріали

ЦА – цивільна авіація

ВСТУП

У нашу епоху стрімкого розвитку авіаційних та космічних технологій, питання стабілізації літальних апаратів набувають особливої актуальності та важливості. Оптимальні системи стабілізації каналу тангажу, синтезовані спектральним методом, вирізняються особливим значенням у сучасному контексті.

Зі збільшенням числа безпілотних літальних апаратів, гіперзвукових літаків та космічних місій з високими вимогами до точності та стабільності, ефективна система стабілізації стає невід'ємною складовою успішного функціонування літальних засобів. Бездоганна робота таких систем має критичне значення для забезпечення безпеки польотів, точного виконання завдань та оптимізації ресурсів.

У цьому контексті вивчення оптимальних систем стабілізації каналу тангажу, засноване на спектральному методі, є не тільки академічно значущим завданням, а й відповідає сучасним вимогам високотехнологічної авіаційної та космічної індустрії. Результати досліджень у цій галузі мають потенціал суттєво покращити стандарти стабільності та безпеки повітряних та космічних польотів у наш час.

Актуальність теми безперечно важлива в сучасному розвитку технологій та авіації. У міру зростання автономних систем, безпілотних літальних апаратів та участі у високоточних військових діях, ефективна система стабілізації стає ключовим фактором. Ця тема актуальна у світі стрімкого розвитку безпілотних технологій, де стабільність літальних апаратів відіграє вирішальну роль у забезпеченні безпеки та ефективності їх операцій. Крім того, військові та космічні місії вимагають високої стабільності для точного виконання маневрів та досягнення поставлених цілей.

Об’єкт дослідження – система стабілізації каналу тангажу малогабаритної гіровертикалі МГВ-1, що встановлювалась на динамічному стенді-імітаторі.

Предмет дослідження – синтез оптимального регулятора системи стабілізації за спектральним методом, покращення характеристик об’єкта та середньоквадратичної помилки.

Методи дослідження – спектральний метод синтезу оптимального регулятора системи стабілізації за процедурою методу Вінера-Колмогорова. Математичне та комп’ютерне моделювання об’єкту досліджень дозволяє проводити велику кількість тестових комп’ютерних симуляцій у різних умовах для оцінки продуктивності оптимальної системи стабілізації та оптимізації її параметрів. Також було використано структурно-параметричний синтез, тобто визначено параметри структури регулятора оптимальної системи стабілізації кута тангажу та зміни параметрів його елементів, в результаті чого було виконано умови завдання на синтез відповідного об’єкта досліджень. Далі досліджено регулятор на стійкість, оцінено його на якість функціонування й отримано середньо-квадратичну помилку.

Мета роботи – виконати структурно-параметричний синтез оптимального регулятора системи стабілізації за спектральним методом та провести порівняльний аналіз якості оптимальної системи та вихідної досліджуваної.

Для досягнення мети дипломної роботи поставлено такі завдання:

– Розглянути особливості структурно-параметричного синтезу та відмінності від параметричного;

– Дослідити початкову систему на стійкість, а потім провести процедуру синтезу оптимальної системи стабілізації при випадкових впливах за спектральним методом;

– Дослідити показники якості отриманої оптимальної системи стабілізації;

– Проаналізувати отримані результати досліджень регулятора оптимальної системи стабілізації та порівняти їх з характеристиками П-, ПІ-, ПД-, ПІД-регуляторів;

– На основі даних аналізу, розробити практичні рекомендації, щодо стабілізації кута тангажу з використаним коректуючим пристроєм.

РОЗДІЛ 1. МАЛОГАБАРИТНА ГІРОВЕРТИКАЛЬ МГВ-1: ПРИНЦИП ДІЇ, СТАБІЛІЗАЦІЯ, РЕГУЛЮВАННЯ ТА МЕТОДИ СИНТЕЗУ

1.1. Принцип дії, кінематична та структурно-кінематичні схеми

Малогабаритна гіровертикаль типу МГВ-1 призначена для визначення просторового становища повітряного судна відносного горизонту і є центральним датчиком кутів крену і тангажу повітряного судна.

Принцип дії малогабаритної гіровертикалі заснований на властивості двовісного гіростабілізатора утримувати незмінним щодо інерційного простору напрямок вертикальної осі платформи. Відповідно до класифікації МГВ-1 є корегованим двовісним горизонтальним гіростабілізатором силового типу в карданному підвісі, побудованим на двох інтегруючих двоступеневих гіроскопах.

Рис. 1.1. Зовнішній вигляд МГВ-1

У гіровертикалі використовується силова гіроскопічної стабілізації, полягає в тому, що шкідливі моменти по осях карданового підвісу платформи, що

стабілізується по відношенню до Землі, компенсуються спеціальними розвантажувальними двигунами, розташованими по цих осях.

Розвантажувальними двигунами керують гіроскопи, встановлені на стабілізованій платформі.

У МГВ (рис. 1.2) є два гіроскопи з роторами 4 і 12, осі прецесії яких x_1 і y_2 перпендикулярні один одному. У робочому положенні вісь x_1 паралельна осі *X* внутрішньої рами кардановго підвісу та поперечної осі літака, а вісь y_2 паралельна осі *Y* зовнішньої рами кардановго підвісу та поздовжньої осі літака.

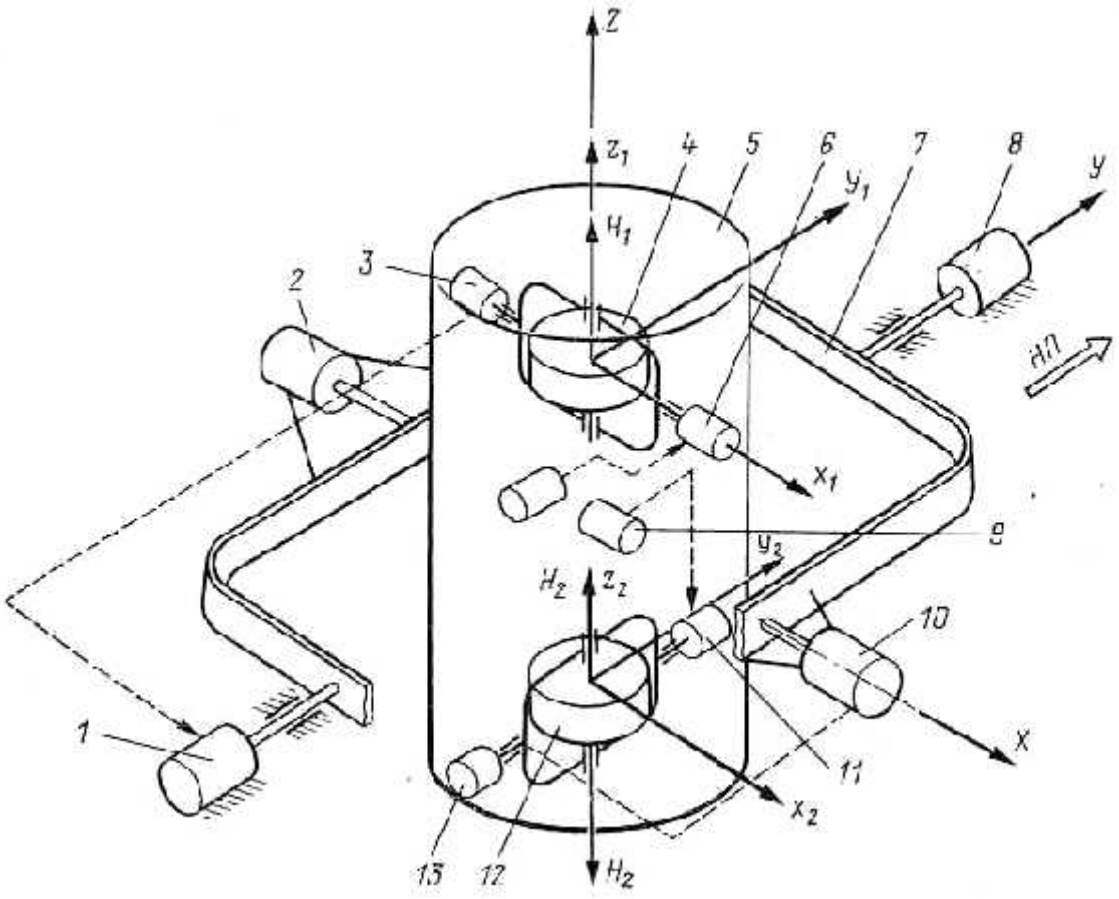

Рис. 1.2. Спрощена кінематична схема МГВ

Гіродвигуни обертаються на протилежні сторони, що призводить до компенсації їх реактивних моментів при розгоні. Гіроскопи встановлені на платформі 5, що є внутрішньою рамою кардановго підвісу, яка укладена у зовнішній рамі 7. Вісь рами 7 закріплена в підшипниках корпусу і паралельна до поздовжньої осі літака. Разом з осями кардановї рами гіроскопи 4 і 12 є триступеневими.

Приведення осі *Z* платформи вертикальне положення здійснюється системою маятникової корекції, причому спочатку за допомогою грубих механічних маятників, а потім за допомогою двох електролітичних маятників 9.

Початкова виставка здійснюється як за допомогою гіроскопічних моментів, що виникають при дії двигунів 6 і 11, так і за допомогою стабілізуючих двигунів 1 і 10, керованих датчиками кута 3 та 13.

При виникненні зовнішніх моментів по осях карданового підвісу, наприклад, по осі *Y* у гіроскопа 4 виникає прецесія, і сигнал з датчика кута 3 надходить на стабілізуючий двигун 1, який врівноважує зовнішній момент по осі *Y*. При цьому вісь *Z* платформи залишається в колишньому положенні, а головна вісь гіроскопа 4 змінить своє положення. Аналогічним чином працює компенсація зовнішніх моментів по осі *X* внутрішньої рами карданового підвісу, в процесі стабілізації беруть участь гіроскоп H_2, датчик кута 13 і стабілізуючий двигун 10. Таким чином, здійснюється двовісна силова гіроскопічна стабілізація платформи у вертикальному положенні по осях *X* і *Y* карданового підвісу.

При відхиленні літака від площини горизонту електричні сигнали, пропорційні цьому відхилення, знімаються по крену з датчика кута 8, а по тангажу з датчика кута 2.

Похибка у витримуванні вертикалі з увімкненою корекцією на нерухомій підставі становить ±5°, на рухомій ±15°.

На рис. 1.3 позначено:

Н1, Н2 – кінетичні моменти відповідно першого Г1 та другого Г2 гіроскопів;

μ, σ – кути прецесії гіроскопів;

ДУμ, ДУσ – датчики кутів прецесії гіроскопів;

КДx, КДz – корекційні двигуни по крену та тангажу;

ДСx, ДСz – двигуни силового розвантаження по осях X та Z;

ДУγ, ДУυ – датчики кутів крену та тангажу;

ЖМП1, ЖМП2 – рідинні маятникові перемикачі по тангажу та крену;

XYZ – пов’язаний тригранник з ЛА;

ХпУпZп – пов’язаний із гіроплатформою тригранник;

xyz – тригранник Резаля гіроскопа Г1.

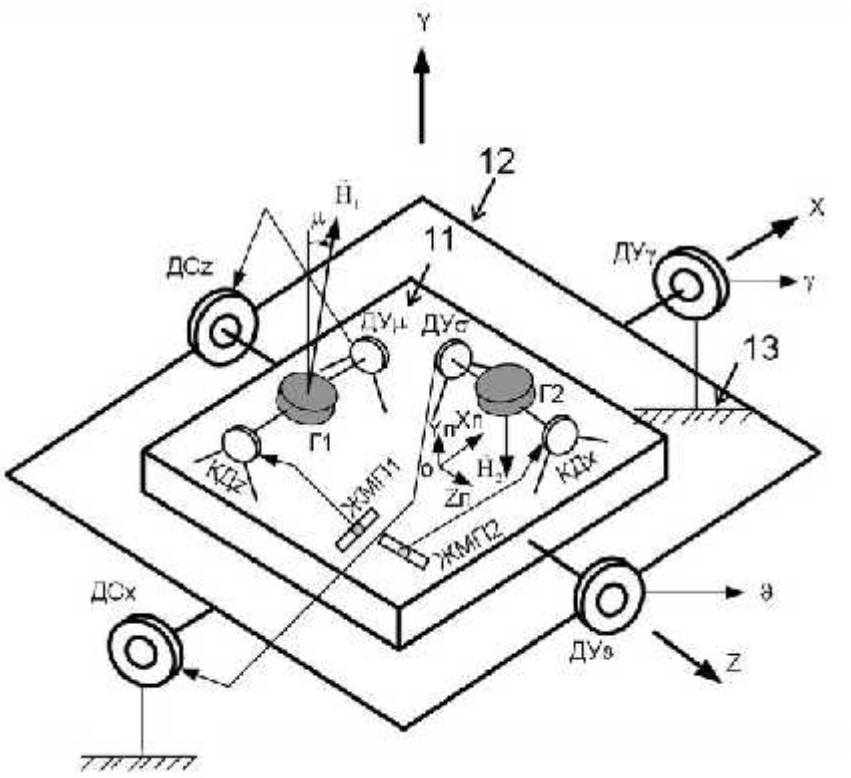

Рис. 1.3. Структурно-кінематична схема МГВ-1

МГВ-1 являє собою двовісну гіростабілізовану платформу 11, підвішену в рамі 12, яка, у свою чергу, підвішена в корпусі 13 приладу. На платформі розташовані два двоступеневих гіроскопа Г1, Г2, осі кінетичних моментів яких спрямовані перпендикулярно площині платформи та у протилежні сторони.

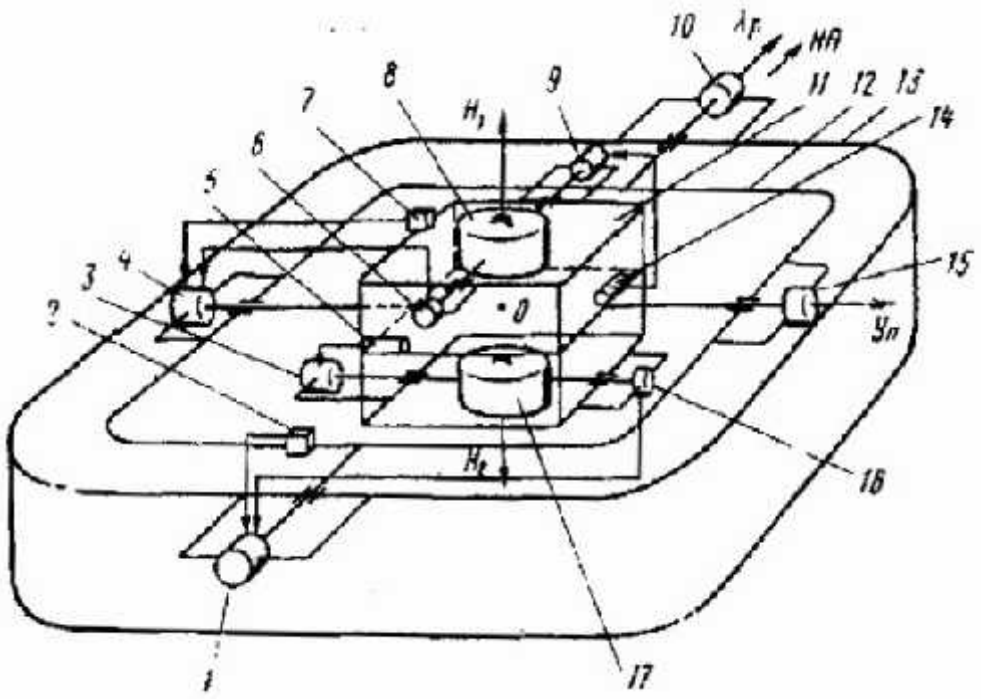

Рис. 1.4. Кінематична схема МГВ-1

Сигнали, пропорційні кутам розвороту гіровузлів гіроскопів щодо платформи, знімаються з потенціометрів ДУ$_{\vartheta}$ та ДК$_{\gamma}$.

Потенціометри ДУ$_{\mu}$, ДУ$_{\alpha}$ та двигуни ДС$_{z}$ та ДC_{x} утворюють систему силового розвантаження, що забезпечує суттєве зниження впливу зовнішніх моментів по осях підвісу на точність витримування платформи у площині горизонту. При дії зовнішнього моменту осі Ох прецесує гіроскоп Г2 і сигнал з потенціометра ДУ$_{\alpha}$ надходить на стабілізуючий Двигун ДC_{x}, який створює момент стабілізації, що врівноважує зовнішній момент.

Положення платформи в площині горизонту коригується системою корекції, що включає два однокоординатні рідинні маятникові датчики ЖМП1 і ЖМП2 і корекційні двигуни КД$_{z}$, КД$_{x}$. При відхиленні платформи від площини горизонту щодо осі O_{p} сигнал з датчика ЖМП2 надходить на корекційний двигун КД$_{x}$. Останній створює момент щодо осі підвісу гіроскопа Г2, що викликає розворот платформи разом з рамою 12 у напрямку усунення її неузгодженості з площиною горизонту.

Механічні маятники 2, 7, що мають поріг чутливості 2°, разом із стабілізуючими двигунами 1, 4 утворюють систему прискореного приведення платформи в площину горизонту при включенні приладу.

Сигнали, пропорційні кутам крену та тангажу, знімаються з вихідних перетворювачів 10, 15, що являють собою потенціометричні датчики та синусно-косинусні трансформатори.

Технічний стан гіровертикалей у лабораторних умовах перевіряється шляхом контролю: часу готовності; струмів, що споживаються в режимі; наявності сигналів з пристроїв знімання результатів вимірювань; точності витримування вертикалі на базі, що коливається; швидкості поперечної та поздовжньої корекції; опору ізоляції між електричними ланцюгами та корпусом приладу.

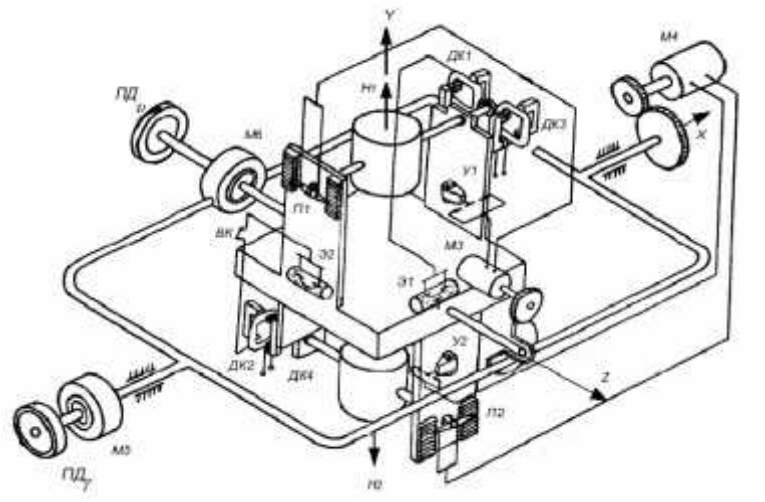

Рис. 1.5. Структурно-кінематична схема МГВ-1

1.2. Стабілізація по тангажу

Об’єктом дослідження є малогабаритна гіровертикаль МГВ-1. За допомогою неї експериментальні дані були отримані наступним чином: під час натурного експерименту малогабаритна гіровертикаль МГВ-1 встановлювалась на динамічному стенді імітаторі. На стенд імітатор подавалася модель морських коливань і на виході було отримано відповідні результати. Після цього, було оброблено ці результати, тобто було виконано первічну обробку даних, в результаті чого отримано математичні моделі. Далі було проведено ідентифікацію, звідки – отримано передавальну функцію по каналу тангажу. І вже отримана передавальна функція являлась вхідними даними в дипломній роботі, яка більш детально буде проаналізована в 3 розділі за структурно-параметричним синтезом.

Стабілізованими елементами є ротори датчиків кутів крену та тангажу. Стабілізація здійснюється за рахунок стабілізуючих властивостей гіроскопів і системи силового розвантаження, що включає датчики кутів прецесії гіроскопів і двигуни силового розвантаження. Мета стабілізації – компенсувати моменти тертя, що прагнуть повернути ротор датчика кута за статором при маневрах ЛА.

Нехай ЛА здійснює маневр з тангажу. За рахунок неідеальності підвісу виникає момент $M_Z^{в}$, який прикладається до гіроплатформи. На гіроскоп Г2 цей

момент не має жодного впливу, тому що його напрямок збігається з віссю прецесії.

На гіроскоп Г1 цей момент передається через опори підвісу гіровузла і відповідно до закону прецесії викликає поява кутової швидкості $\dot{\mu}$, спрямованої по осі (осі прецесії).

Величина кутової швидкості визначається як: $\dot{\mu} = \frac{M_z^в}{H_1}$, де $M_z^в$ – збурюючий момент, що діє гіроскоп Г1 з боку гіроплатформи.

У початковий момент часу момент $M_z^в$ дорівнює моменту $M_{z'}^в$.

Виникнення кутової швидкості прецесії $\dot{\mu}$ спричиняє появу гіроскопічного моменту: $M_{Г1} = -\dot{\mu} * H_1$, рівного за величиною і протилежного за напрямом збурюючого момента $M_z^в$.

У початковий момент часу ($M_z^в = M_{z'}^в$) цей гіроскопічний момент і компенсує момент $M_{z'}^в$, що обурює, тобто забезпечує стабілізацію платформи.

Надалі прецесія гіроскопа Г1 з кутовою швидкістю $\dot{\mu}$ призводить до зростання кута μ. Сигнал, пропорційний цьому куту, подається на двигун силового розвантаження DCz, який прикладає розвантажувальний момент M_{D1} , до гіроплатформи, причому напрямок цього моменту протилежно моменту, що обурює $M_z^в$. Таким чином, на гіроплатформу діятиме різницевий момент $M_z^в = M_{z'}^в - M_{D1}$

Так як момент двигуна силового розвантаження M_{D1} , буде збільшуватися зі зростанням кута прецесії μ, то при постійному моменті, що обурює $M_z^в$ момент $M_z^в$, прикладений до гіроскопу, буде зменшуватися. Зменшення цього моменту призводить до зменшення кутової швидкості прецесії $\dot{\mu}$, а отже, і зменшення гіроскопічного моменту $M_{Г1}$. У довільний момент часу перехідного процесу сума гіроскопічного моменту Г1 і моменту розвантажувального двигуна DCz дорівнює за величиною і протилежна за напрямом моменту, що обурює $M_{z'}^в$:

$M_{Г1} + M_{D1} = M_z^в$, тобто сума цих моментів і компенсує момент, що обурює, під час перехідного режиму.

Після закінчення деякого часу t_1 кут прецесії досягне такої величини, що пропорційний йому момент двигуна силового розвантаження M_D повністю врівноважить момент, що обурює $M_z^в$. Це означає, що різницевий момент $M_z^в$, що діє гіроскоп Г1, стає рівним нулю. Отже, припиниться і прецесія гіроскопа, гіроскопічний момент також дорівнюватиме нулю. Гіроскоп займе таке кутове положення μ, при якому момент розвантажувального двигуна врівноважує момент, що обурює.

Після припинення маневру по тангажу момент, що обурює $M_z^в$, знімається з гіроплатформи. Але на гіроплатформу продовжує діяти момент розвантажувального двигуна M_D . Цей момент спрямований у протилежний бік від раніше чинного збурюючого моменту $M_z^в$, тому діючи на платформу і далі на гіроскоп Г1, він викликає прецесію гіроскопа у зворотний бік. У цьому гіроплатформа під впливом моменту M_D повертатися нічого очікувати, т.к. цьому моменту протидіє гіроскопічний момент $M_{Г1}$, який змінив свій напрямок внаслідок зміни знаку кутової швидкості прецесії. Таким чином, під час цього перехідного процесу виконується рівність:

$$M_{Г1} = M_D .$$

Оскільки кутова швидкість прецесії $\dot{\mu}$ негативна, то кут прецесії μ зменшується, тому зменшується момент розвантажувального двигуна M_D та йому протилежний гіроскопічний момент $M_{Г1}$.

Через деякий час t_2 гіроскоп займе вихідне положення, тобто. кут прецесії μ стане рівним нулю, обнулиться і відповідний момент розвантажувального двигуна M_D . Це означає, що на гіроскоп Г1 вже не діятимуть жодні моменти, і він зупиниться, гіроскопічний момент зникне. На цьому перехідний по стабілізації гіроплатформи тангажу закінчується, платформа і гіроскопи знаходяться у вихідному стані.

Для забезпечення правильного вимірювання кутів крену та тангажу необхідно, щоб вісь Уп гіроплатформи постійно утримувалася у напрямку істинної вертикалі. Але некоригована гіровертикаль неспроможна стабілізуватися

у напрямку істинної вертикалі тривалий час, оскільки має методичні та інструментальні догляди через:

- добового обертання Землі;
- переміщення ПС щодо Землі;
- некомпенсований дрейф гіроскопів.

Тому гіроплатформа коригується до напрямку вертикалі і ця корекція здійснюється за рахунок системи рідинної маятникової корекції. У цю систему входять рідинні маятникові перемикачі по тангажу та крену (ЖМП1 та ЖМП2) та корекційні двигуни гіроскопів KDx та KDz.

Гіроскоп під дією моменту корекційного двигуна у відповідності із законом прецесії прецесує навколо осі Хп. Але гіроскоп Г2 не має ступеня свободи щодо гіроплатформи по осі Хп, тому разом з гіроскопом прецесуватиме і вся гіроплатформа навколо осі Х.

Руху платформи протидіятиме момент опору MBx, який компенсуватиметься системою силового розвантаження по осі Х, причому працює вона так само, як і в режимі стабілізації.

Цей рух гіроплатформи продовжується доти, доки вісь Уп гіроплатформи не співпадає з напрямком істинної вертикалі. Тоді сигнал із ЖМП2 обнулюється, відповідно стає рівним нулю момент корекційного двигуна KDx і прецесія гіроплатформи припиняється.

1.3. Параметричний та структурно-параметричний синтез систем

Завдання синтезу виникає під час проектування системи автоматичного регулювання полягає у такому виборі структурної схеми та технічних засобів її реалізації, при якому забезпечуються необхідні динамічні та експлуатаційні властивості всієї системи загалом.

Синтез – лише перший етап проектування та створення системи.

В залежності від виду вихідних даних, що приймаються при проектуванні системи, до завдань синтезу можна підходити з різних точок зору. Якщо є можливість досить повної свободи вибору структури та параметрів у межах

фізичної реалізованості та з урахуванням накладених обмежень, то вирішується завдання синтезу оптимальної системи регулювання.

Під оптимальністю розуміються найкращі властивості системи в сенсі деякого критерію оптимальності (наприклад, найкраща швидкодія, мінімальна помилка в перехідному процесі тощо).

У процесі синтезу конкретного регульованого об’єкта вирішуються такі питання:

- визначення головних (вихідних) і допоміжних (проміжних) регульованих величин об’єкта, за станом яких здійснюється управління ходом ТП і протиаварійний захист;
- визначення регульованих і нерегульованих збурювальних впливів та їх впливу на зміну основних та допоміжних регульованих величин;
- визначення регулюючих впливів та їх впливу на зміну основних та допоміжних регульованих величин;
- визначення взаємозалежності між окремими регульованими величинами і з’ясування можливості незалежного регулювання окремих величин або регулювання за складними схемами багато-зв’язного регулювання;
- визначення статичних і динамічних характеристик регульованого об’єкта по різних каналах збурювальних та регулюючих впливів, їх сталості в часі при різних навантаженнях та інших умовах експлуатації регульованого об’єкта, що впливають на стабільність зазначених характеристик;
- визначення вимог до якості регулювання як у встановленому, так і в перехідному режимі роботи САР; при цьому має враховуватися, що завищені вимоги до якості регулювання небажані, як і занижені; вимоги до якості регулювання мають бути обґрунтовані;
- вибір методів та апаратури для вимірювання поточних значень основних та допоміжних регульованих величин; при цьому визначається точність, надійність та інерційність вимірювальної апаратури;

- вибір типів регулюючих органів, визначення їх витратних характеристик та положення (відкрите або закрите), яке повинен зайняти кожен регулюючий орган при аварійному падінні тиску повітря, що живить, або при зникненні командного сигналу, що надходить до виконавчого механізму;
- з’ясування характеру зміни заданого значення кожної регульованої величини - постійне, що змінюється за попередньо встановленою програмою, що змінюється відповідно до зміни іншої (незалежної) регульованої величини, або встановлюється на оптимальному значенні самим регулятором (у тому числі на максимально або мінімально можливому значенні);
- визначення довжини ліній зв’язку регуляторів з регульованим об’єктом, тобто. відстані від місця вимірювання кожної головної та допоміжної регульованої величини до датчика, від датчика до пункту (щита) управління та від пункту управління до виконавчого механізму.

У сучасних системах автоматизованого проектування (САПР) системних об’єктів, до яких можна віднести складні технічні системи та пристрої, використовують комп’ютерне моделювання, що піднімає процес проектування на якісно новий рівень. Більшість таких САПР містять модуль параметричної оптимізації, який дозволяє при заданій структурі пристрою, що проектується підібрати значення параметрів складових її елементів, при яких характеристики будуть знаходитися в заданих розробником межах. Але для цього необхідно задати структуру пристрою, при якій можливе досягнення необхідних характеристик, а вибір такої структури далеко не завжди очевидний і вимагає істотних тимчасових витрат. Крім того, така структура може виявитися неоптимальною, тому що, навіть використовуючи сучасні САПР, розробник може випробувати лише незначну кількість структурних рішень, тому що на завдання та модифікацію досліджуваних структур потрібні суттєві витрати часу. Тому логічною вимогою до САПР наступного покоління є підтримка автоматичної генерації різних структур проектованих пристроїв та їх варіацій, а також

здійснення оптимізації структури всього пристрою, так і окремих, зазначених розробником, підструктур. Таким чином, САПР повинні підтримувати процедуру автоматизованого структурно-параметричного синтезу технічної системи або пристрою, що проектується.

Проте практична реалізація алгоритмів структурно-параметричного синтезу наштовхується на ряд труднощів метод логічного, теоретичного, технічного, а також психологічного характеру.

Для отримання регуляторів застосовується параметричний синтез, тобто процес визначення параметрів та елементів об’єкта, що синтезується, при яких будуть задовольняти умови технічного завдання. У нашому випадку, було синтезовано П-, ПІД-, ПД-, ПІ-регулятори, для заданої передавальної функції об’єкта та реалізовано технічне завдання, у вигляді запасу за фазою $P_m = 55°$ на графіку ЛАЧХ. При параметричному синтезі визначаються саме параметри елементів, оскільки структура має бути задана. Визначення структури виробляється у процесі структурного синтезу, а за структурно-параметричному синтезі визначаються і структура і параметри елементів, її складових.

Параметричний синтез легко піддається формалізації, отже, і автоматизації, і знайшов широке застосування у системах автоматизованого проектування (САПР). Для автоматизації параметричного синтезу необхідні:

- математична (комп’ютерна) модель;
- оптимізаційний алгоритм;
- цільова функція, що є формалізованим завданням на синтез.

При використанні цільової функції, об’єкт, що синтезується, буде оптимальним за яким-небудь критерієм (критеріями). При параметричній оптимізації змінюються лише параметри елементів, що становлять структуру проектованого пристрою, а сама структура залишається незмінною. При структурно-параметричній оптимізації змінюються як параметри, так і структура пристрою, отже, з формальної погляду, цільова функція кожної структури буде унікально і тому необхідний алгоритм її автоматичного формування. Але так, як

при складанні цільових функцій система рівнянь, що являє собою математичну модель проектованого пристрою, зазвичай інкапсульована в його характеристиках, цільова функція для структурно-параметричного синтезу буде відрізнятися способом встановлення обмежень на безліч структур, які повинні забезпечити відповідність обраної структури умов технічного завдання. Такі обмеження можуть вводитися за допомогою безлічі альтернатив або морфологічної множини, на якому здійснюється пошук, і тоді їх можна віднести до моделей до алгоритмів структурного синтезу. Крім того, при синтезі структур може знадобитися додаткова цільова функція, що відображає структурні властивості об’єкта, що проектується, яка може носити якісний характер, вказуючи на більшу або меншу відповідність обраної структури умовам технічного завдання.

Слід підкреслити, що в структурно-параметричному синтезі розробник має великий вибір під час створення цільової функції, що є формалізованим завданням синтезу. Так, при параметричному синтезі застосування обмежень на критерії обмежено тим, що при даній структурі пристрою, що проектується сукупне виконання обмежень може виявитися недосяжним. При структурно-параметричному синтезі така проблема відсутня і, якщо алгоритм розроблений правильно, технічне завдання є коректним, а морфологічна безліч містить структуру, при якій виконуються дані обмеження. Отже, з великою ймовірністю рішення, яке б задовольняло умовам технічного завдання, буде знайдено.

Синтез пристроїв може проводитися як аналітичними, і чисельними методами. У першому випадку реалізується алгоритм, що дозволяє отримати як структуру пристрою, так і параметри елементів, з яких воно складається, причому пристрій зазвичай виходить оптимальним. Але такі алгоритми відомі лише деяких класів зазвичай досить простих пристроїв, тобто. є суто спеціалізованими. У другий випадок такий алгоритм невідомий і завдання синтезу вирішується з допомогою оптимізаційних методів. Причому в залежності від того, чи можуть ці алгоритми знаходити лише параметри елементів пристрою заданої структури або вони визначають і саму його структуру, їх поділяють відповідно на алгоритми

параметричного та структурно-параметричного синтезу. Розглянемо ці алгоритми докладніше.

Алгоритми, основою яких покладено аналітичні методи, використовують знання теорії досліджуваних пристроїв і методи базової дисципліни. Перевагою таких алгоритмів є їхня висока ефективність так, як вони зазвичай дозволяють синтезувати пристрій за ітерацію. Більше того, пристрій зазвичай виходить оптимально за заданими критеріями. Недоліком є те, що такі алгоритми відомі далеко не для всіх класів пристроїв, а їх створення є надзвичайно трудомістким та вимагає від дослідника найвищої кваліфікації.

Алгоритми параметричного синтезу, здійснюємо методами математичного програмування, крім спецкурсу та теорії базової дисципліни включають оптимізаційні методи. Перевагою таких алгоритмів є гнучкість, вони придатні практично будь-яких класів пристроїв, структура яких відома. Крім того, істотною перевагою таких алгоритмів є їхня висока уніфікація так, як в межах загальної базової дисципліни змінюватимуться лише структури пристроїв та цільові функції. Недоліками є досить високі вимоги до обчислювальних ресурсів. Крім того, не гарантується, що спроектований пристрій буде оптимальним, а також те, що вибір структури пристроїв не завжди очевидний.

Структурно-параметричний синтез, проведений пошуковими методами, крім дисциплін, які у параметричному синтезі, вимагає використання методів системного підходу, інженерії знань і теорії штучного інтелекту. Синтез структур є завданням, що важко формалізується, і тому в ньому використовуються як методи дискретної оптимізації, так і евристичні морфологічні методи (конкуруючих точок, зондування морфологічної множини, вдосконалення прототипу, деревоподібного і лабіринтного конструювання тощо), а також генетичні алгоритми. Але в загальному випадку потрібно залученням методів інженерії знань та штучного інтелекту для того, щоб організувати ефективний пошук на морфологічній множині, яка, як відомо, має дуже велику потужність. При цьому для різних класів досліджуваних пристроїв створюються спеціальні евристики та плани рішень, які зазвичай є ієрархічними.

Дослідженням та розробкою оптимізаційних алгоритмів займається дисципліна, що носить назву нелінійне математичне програмування. У межах нелінійного математичного програмування розробляються як алгоритми глобального пошуку, і алгоритми локального пошуку. Алгоритми глобального пошуку дозволяють знайти найкраще рішення з можливих (глобальне оптимальне рішення), тоді як алгоритми локального пошуку знаходять найближчий до початкової точки локальний екстремум. Зазвичай, на початкових етапах параметричного синтезу використовуються алгоритми глобального пошуку, але в завершальних – алгоритми локальної оптимізації.

Структурно-параметричний синтез – це процес, в результаті якого визначаються параметри структури та зміни параметрів її елементів таким чином, щоб було виконано умови завдання на синтез відповідного об’єкта досліджень.

Математичні та комп’ютерні моделі, що застосовуються під час автоматизації структурно-параметричного синтезу об’єктів, суттєво відрізняються від моделей, що використовуються при автоматизації параметричного синтезу. Тож якщо при параметричному синтезі структура об’єкта у процесі синтезу залишається постійною, то у процесі структурно-параметричного синтезу змінюються як параметри об’єкта, так і його структура. Порівняння характеристик моделей, що застосовуються при автоматизації параметричного та структурно-параметричного синтезу, наведено в таблиці 1.1.

Таблиця 1.1

Параметричний синтез	**Структурно-параметричний синтез**
Структура моделі фіксована та не змінюється у процесі синтезу.	Структура моделі наперед невідома і модель формується автоматично.
Пошук здійснюється у просторі параметрів, отже змінюються лише параметри (номінали елементів).	Пошук здійснюється у просторі параметрів та структур, отже змінюються як параметри елементів, так і структура.
Розмірність вектора параметрів	Розмірність вектора параметрів

фіксована.	наперед невідома і може бути визначена тільки після того, як буде визначена структура.

Моделями, які задовольняють вимогам до моделей для автоматизованого структурно-параметричного синтезу, є універсальні моделі.

Модуль, що здійснює структурно-параметричний синтез та оптимізацію, буде невід'ємною частиною систем автоматизованого проектування (САПР) нових поколінь, так само як майже у всіх сучасних САПР є модуль параметричного синтезу та оптимізації. Також структурно-параметричний синтез буде підтримуватись у перспективних CASE-системах (Computer-Aided System Engineering) та в CALS-технологіях (Computer Aided Logistic System).

Оскільки всі об'єкти та системи на певному рівні розгляду мають структуру, а елементи, що становлять структуру, мають параметри, то практично будь-яка задача проектування може бути зведена до задачі структурно-параметричного синтезу. З огляду на це розробка загальної теорії автоматизації структурно-параметричного синтезу, інваріантної до класу об'єктів, що синтезуються (технічних, економічних, абстрактних), є особливо актуальною.

- визначення інваріантного ядра структурно-параметричного синтезу, тобто. виявлення того загального, що є при вирішенні задач синтезу об'єктів та систем будь-якої природи;
- розробка зручних методів та засобів представлення теорій проектування по галузях;
- подальша розробка та вдосконалення алгоритмів структурної (дискретної), безперервної (параметричної), а також дискретно-безперервної (структурно-параметричної) оптимізації, а також методів багатокритеріальної оптимізації та теорії прийняття рішень;

- розробка технологій програмної реалізації систем, що підтримують структурно-параметричний синтез (модуль структурно-параметричного синтезу).

Для регулювання об’єктами управління зазвичай використовують типові регулятори, назви яких відповідають назвам типових ланок:

П-регулятор, пропорційний регулятор

Передавальна функція П-регулятора: $W_п(s) = K_1$. Принцип дії у тому, що регулятор виробляє керуючий вплив на об’єкт пропорційний величині помилки. Пропорційна складова виробляє вихідний сигнал, протидіючий відхиленню регульованої величини від заданого значення, що спостерігається в даний момент часу. Чим більший коефіцієнт пропорційності між вхідним і вихідним сигналом (коефіцієнт посилення), тим менша статична помилка, проте при занадто великому коефіцієнті посилення за наявності затримок (запізнювання) в системі можуть початися автоколивання, а при подальшому збільшенні коефіцієнта система може втратити стійкість.

І-регулятор, інтегральний регулятор

Передавальна функція І-регулятора: $W_і(s) = \frac{K_0}{s}$. Інтегруюча складова пропорційна інтегралу за часом відхилення регульованої величини. Її використовують для врахування та усунення статичної помилки. Якщо система не відчуває зовнішніх обурень, то через деякий час регульована величина стабілізується на заданому значенні, сигнал пропорційної складової дорівнюватиме нулю, а вихідний сигнал повністю забезпечуватиметься інтегруючою складовою. Тим не менш, інтегруюча складова також може призводити до автоколивання при неправильному виборі її коефіцієнта.

Д-регулятор, диференціальний регулятор

Передавальна функція Д-регулятора: $W_д(s) = K_2 * s$. Д-регулятор генерує керуючий вплив тільки при зміні регульованої величини: $Y = K_2 * \frac{d}{d}$.

Диференціююча складова пропорційна темпу зміни відхилення регульованої величини та призначена для протидії відхиленням від цільового

значення, що прогнозуються в майбутньому. Відхилення можуть бути викликані зовнішніми обуреннями або запізненням впливу регулятора на систему.

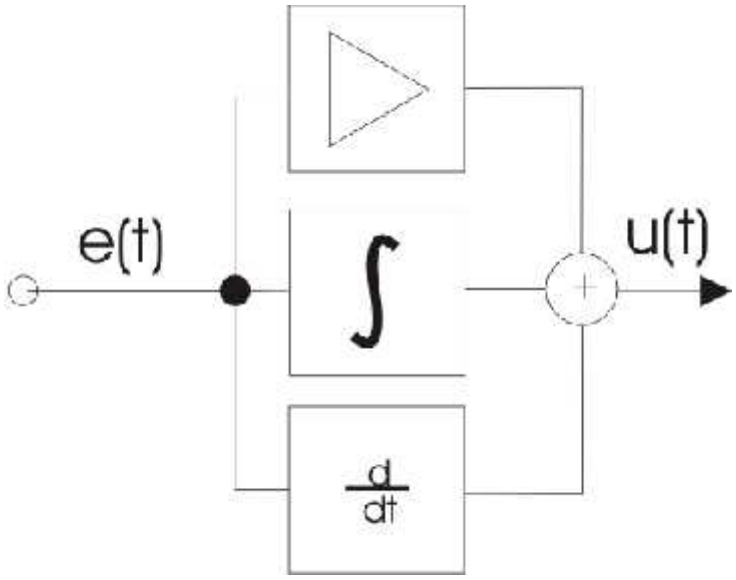

Рис. 1.6. Схема ПІД-регулятора та функцій його ланок

П та ПІ-регулятори – низькочастотні регулятори; ПД-регулятор – високочастотний регулятор; ПІД-регулятор – регулятор одночасно запізненням і випередженням по фазі.

Імітаційна модель управління літаком за тангажем дуже корисна при розробці стратегії управління реальною системою. Керування тангажем літака вимагає, щоб контролер (регулятор) тангажу підтримував кут тангажу на бажаному значенні. Цього можна досягти за рахунок зменшення сигналу помилки, який є різницею між вихідним кутом і бажаним кутом.

1.4. ПІД-регулятор

ПІД-регулятор призначений для керування динамічним об’єктом, для цього він використовує пропорційно-інтегрально-диференціальний закон регулювання. ПІД-регулятор відноситься до найпоширенішого типу регуляторів. Близько 90...95% регуляторів, що перебувають у час експлуатації, використовують ПІД-алгоритм. Причиною такої високої популярності є простота побудови та промислового використання, ясність функціонування, придатність для вирішення більшості практичних завдань та низька вартість.

Вони бувають:

- На основі аналогових елементів керування, що реалізують безпосередньо диференціальне рівняння.
- На основі мікропроцесорних систем, на основі яких використовується закон управління, який отримується в результаті дискретизації (розкладання) функцій різницевих управлінь.

ПІД-регулятор, втілений у вигляді мікроконтролера, називають ПІД-контролером. ПІД-контролер зазвичай має додаткові сервісні властивості автоматичного налаштування, сигналізації, самодіагностики, програмування, ненаголошеного перемикання режимів, дистанційного керування, можливість роботи в промисловій мережі і т.д.

Після появи дешевих мікропроцесорів та аналого-цифрових перетворювачів у ПІД-регуляторах використовується автоматичне налаштування параметрів, що використовує:

- адаптивні алгоритми
- методи нечіткої логіки,
- генетичні алгоритми

Похибка диференціювання, суть проблеми: похідна обчислюється зазвичай як різницю двох близьких за величиною значень функції, тому відносна похибка похідної завжди виявляється більшою, ніж відносна похибка чисельного уявлення функції, що диференціюється.

Зокрема, якщо вхід диференціатора надходить синусоїдальний сигнал $A(\omega)$, то на виході отримаємо $A(\omega)$, тобто. зі зростанням частоти та збільшується амплітуда сигналу на виході диференціатора. Інакше висловлюючись, диференціатор посилює високочастотні перешкоди, короткі викиди і шум.

Перешкоди, посилені диференціатором, можна послабити:

- застосуванням реального диференціатора, що має у своєму складі фільтр низької частоти першого порядку;

- застосуванням ФНЧ другого порядку, послідовно включеного з регулятором.

Крім шумів диференціювання, на роботу ПІД-регулятора впливають і шуми вимірювання. Через ланцюг зворотний зв’язок ці шуми потрапляють на вхід регулятора і знижують точність регулювання.

У ПІД-регуляторах розрізняють:

- шум із низькочастотним спектром, викликаний зовнішніми впливами на об’єкт управління,
- високочастотний шум, пов’язаний з електромагнітними наведеннями, перешкодами по шинах живлення та землі, з дискретизацією сигналу, що вимірюється, та іншими причинами.

Низькочастотний шум моделюють як зовнішні збурення, високочастотний як шуми вимірів.

У режимі роботи і при малих обуреннях більшість систем з ПІД-регуляторами є лінійними. Проте процес виходу режим практично завжди вимагає врахування нелінійності типу «обмеження». Ця нелінійність пов’язана з природними обмеженнями на потужність, швидкість, частоту обертання, кут повороту і т.д. Контур регулювання у системі, що у насиченні (коли змінна досягла обмеження). виявляється розімкненим, оскільки при зміні змінної на вході ланки з обмеженням її вихідна змінна залишається без змін.

Найбільш типовим проявом режиму обмеження є так зване інтегральне насичення, яке виникає у процесі виходу системи на режим у регуляторах з ненульовим коефіцієнтом інтегрування $К_i \neq 0$. Інтегральне насичення призводить до затягування перехідного процесу. Часто під інтегральним насиченням розуміють сукупність ефектів, що з нелінійністю типу «обмеження».

Суть проблеми інтегрального насичення у тому, що й сигнал на вході об’єкта управління *u(t)* увійшов у зону насичення (обмеження), а сигнал неузгодження *r(t) y(t)* не дорівнює нулю, інтегратор продовжує . інтегрувати, тобто. сигнал на його виході зростає, але цей сигнал не бере участі в процесі

регулювання та не впливає на об’єкт внаслідок ефекту насичення. Система управління у разі стає еквівалентної розімкнутої системі, сигнал на вході якої дорівнює рівню насичення керуючого сигналу *u(t)*.

Методи усунення інтегрального насичення зазвичай є предметом винаходів, відносяться до комерційної таємниці фірм-виробників та захищаються патентами.

Алгоритмічна заборона інтегрування. Коли керуючий вплив на об’єкт досягає насичення, зворотний зв’язок розривається і інтегральна складова продовжує зростати, навіть якщо за відсутності насичення вона мала б падати. Тому один із методів усунення інтегрального насичення полягає в тому, що контролер стежить за керуючим впливом на об’єкт, і як тільки воно досягає насичення, контролер вводить заборону на операцію інтегрування для інтегральної складової, вона продовжує зберігати досягнуте значення до тих пір, поки сигнал не керує зійде з обмеження.

Умовне інтегрування. Цей спосіб є узагальненням алгоритмічної заборони інтегрування. Після настання заборони інтегральна складова залишається постійною, на тому самому рівні, який вона мала у момент появи заборони інтегрування. Узагальнення полягає в тому, що заборона інтегрування настає не тільки при досягненні насичення, а й за інших умов. Такими умовами можуть бути, наприклад, досягнення сигналом помилки або вихідний змінної у деякого заданого значення.

Можливість втрати стійкості є основним недоліком систем зі зворотним зв’язком. Стійкість системи з ПІД-регулятором – це здатність системи повертатися до стеження за уставкою після припинення дії зовнішніх впливів. Під зовнішніми впливами розуміються як зовнішні обурення, що діють об’єкт, але будь-які обурення, що діють будь-яку частину замкнутої системи, зокрема шуми вимірів, тимчасова нестабільність уставки, шуми дискретизації і квантування, шуми і похибка обчислень. Всі ці обурення спричиняють відхилення системи від положення рівноваги. Якщо після припинення впливу система повертається в положення рівноваги, вона вважається стійкою. При аналізі стійкості ПІД-регуляторів зазвичай обмежуються дослідженням реакції системи на ступінчасту

зміну уставки *r(t)*, шум вимірів *n(t)* та зовнішні збурення *d(t)*. Втрата стійкості проявляється як необмежене зростання керованої змінної об’єкта, або як її коливання з амплітудою, що наростає.

У виробничих умовах спроби домогтися стійкості системи з ПІД-регулятором досвідченим шляхом, без ідентифікації об’єкта управління, не завжди призводять до успіху (наприклад, для систем з об’єктом високого порядку, для систем з великою транспортною затримкою або об’єктів, які важко ідентифікувати). Стійка система може стати нестійкою при невеликих змін її параметрів, наприклад внаслідок їх технологічного розкиду. Тому проводять аналіз функції чутливості системи з ПІД-регулятором, який дозволяє виявити умови, за яких система стає грубою (мало чутливою до зміни її параметрів).

Система, яка зберігає заданий запас стійкості у всьому діапазоні змін параметрів внаслідок їх технологічного розкиду, старіння, умов експлуатації у всьому діапазоні змін параметрів навантаження, а також у всьому діапазоні обурень, що діють на систему, в реальних умовах експлуатації, називають робастною. Іноді робастність та грубість використовують як еквівалентні поняття.

Найпоширеніший промисловий контролер повністю ґрунтується на наборі правил ПІД-регулятора, який відомий як механізм зворотного зв’язку контуру управління, який застосовується поверх структурованих речей. ПІД-регулятор намагається компенсувати помилку між вимірюваною змінною і її бажаним опорним значенням за допомогою математичних обчислень. Коригувальні значення ПІД-регулятора одразу ж вводяться в контролер, створюючи стабілізовані контрольовані рухи. Розрахунок ПІД-регулятора включає три окремі параметри, які складаються з пропорційних, інтегральних і диференціальних ланок. Пропорційне значення визначає реакцію на поточну помилку, тоді як інтегральне значення ґрунтується на сумі недавніх помилок.

Налаштування ПІД-регулятора здійснюється 2 методами:

1. Синтез передбачає обчислення параметрів виходячи з моделі системи. Таке налаштування виходить точним, але вимагає глибоких знань теорії

автоматичного управління. Вона підвладна лише інженерам та вченим. Тому що необхідно знімати витратні характеристики та робити купу розрахунків.

2. Ручний спосіб ґрунтується на методі проб та помилок. Для цього за основу беруться дані вже готової системи, деякі корективи вносяться в один або кілька коефіцієнтів регулятора. Після включення та спостережень за кінцевим результатом проводиться зміна параметрів у потрібному напрямку. І так доти, доки не буде досягнуто потрібного рівня працездатності.

Сучасні автоматизовані процеси реалізуються як спеціалізовані модулі під управлінням програм настроювання коефіцієнтів регулятора.

Теоретичний метод аналізу та налаштування на практиці застосовуються вкрай рідко, що пов’язано з незнанням характеристик об’єкта управління та купою можливих впливів, що обурюють. Найбільш поширені експериментальні методи з урахуванням спостереження за системою.

Існують і інші традиційні методи налаштування регулятора, такі як метод Коена-Куна, який використовується, коли основний критерій проектування пов’язаний зі зменшенням завад, але його можна використовувати лише для моделей першого порядку, що складаються з величезних затримок. Така технологія релейного автоматичного налаштування унеможливлює політ літака поблизу межі стійкості.

П-регулятор можна застосувати для роботи як на стійких, так і на нейтральних об’єктах, якщо допустима статична помилка регулювання. При роботі з об’єктами 1-го порядку П-регулятор формує аперіодичний перехідний процес, а при роботі з об’єктами 2-го порядку - або аперіодичний, або коливальний перехідний процес.

Уведення І-складової до закону регулювання ускладнює динаміку перехідних процесів та підвищує порядок рівняння динаміки системи. При цьому можлива поява аперіодичних і коливальних процесів. Наявність І складової

гарантує відсутність статичної помилки регулювання. Регулятори цього типу застосовують для роботи тільки на стійких об’єктах, коли припустимі великі значення динамічної помилки і часу регулювання.

ПІ-регулятори широко використовуються для роботи на стійких і нейтральних об’єктах, коли статична помилка регулювання має дорівнювати нулю. Показники якості перехідного процесу покращують, збільшуючи коефіцієнт підсилення регулятора k_p.

Уведення Д-складової значно зменшує швидкість відхилення регульованої величини від заданого значення; якщо мається І-складова, це сприяє швидкому протіканню перехідного процесу при невеликому динамічному відхиленні.

Висновки:

Отже, було розглянуто конструкцію, принцип дії малогабаритної гіровертикалі на прикладі гіровертикалі типу МГВ-1, а також методи синтезу найпоширенішого типового регулятора, який ґрунтується на наборі правил ПІД-регулятора та його окремих складових ланок.

В даній роботі основною задачею цієї установки є стабілізація каналу тангажу малогабаритної гіровертикалі, яка синтезована спектральним методом, та проаналізована за структурно-параметричним синтезом.

РОЗДІЛ 2. СПЕКТРАЛЬНИЙ МЕТОД СИНТЕЗУ ОПТИМАЛЬНИХ СИСТЕМ СТАБІЛІЗАЦІЇ ПРИ ВИПАДКОВИХ ВПЛИВАХ

2.1. Задача максимізації якості в системах стабілізації

Для максимізації ефективності і якості систем стабілізації ЛА, що розробляються або коректуються, необхідно вибирати (синтезувати) їх оптимальні структури з врахуванням експлуатаційних збурюючих факторів. Як раніше зазначалось, під оптимальною розуміють таку систему, котра забезпечує досягнення екстремуму прийнятого до уваги показника якості системи, наприклад, дисперсії її випадкової помилки, інтегральної квадратичної детермінованої помилки, певним чином зваженої суми дисперсій різних координат стану об’єкта тощо. Як правило, в задачах синтезу показники якості стабілізації складних динамічних систем представляють у вигляді функціоналів. Аргументами останніх є функції, які безпосередньо визначають якість стабілізації об’єкта. Процедура або алгоритм синтезу зводиться до пошуку умов, за яких функціонал якості має екстремум, а також до подальшого обчислення екстремального значення функціоналу для оцінки досягнутої якості. При цьому оптимальними вважають сигнали управління або функції, які визначають характер управління.

Прагнення одержати максимальну віддачу від витрат – основа сучасного етапу розвитку техніки. Це прагнення призводить до необхідності компромісного підходу до вирішення складних технічних задач, тобто задач оптимізації, які з’являються тоді, коли необхідно вирішити деякі протиріччя, наприклад, таке: з одного боку, при відсутності належної ідеалізації будь-яка задача може бути настільки ускладнена врахуванням побічних факторів, що їх формулювання і розв’язання будуть неможливі; з другого боку, ігнорування істотних факторів вихолостить задачу і зробить її необґрунтованою.

З підпроблемою максимізації точності управління польотом ЛА безпосередньо з’єднується підпроблема максимізації точності стабілізації бортових функціональних комплексів і приладів різного призначення. Відповідно до задач, які розв’язуються у процесі польоту, на борту ЛА встановлюють прилади і комплекси різного функціонального призначення: радіотехнічні, оптичні або астрооптичні пеленгатори (візири, антени, секстанти, телескопи), системи навігації, комплекси приладів управління тощо. Як правило, бортові функціональні комплекси становлять складні динамічні системи, які розраховані на роботу в умовах руху транспортних засобів. Як збурюючі, тобто такі, що впливають на точність вимірювальних комплексів, розглядають такі фактори, як обертання транспортного засобу відносно свого центра мас, лінійні перевантаження центра мас при русі по і біля заданої траєкторії, вібраційні й ударні перевантаження, моменти сил тертя в осях підвісів платформ комплексів, вітрові навантаження і т. ін.

Для ослаблення шкідливого впливу динамічних експлуатаційних факторів на точність функціональних комплексів стабілізують, самі комплекси або їх чутливі елементи. Стабілізація таких комплексів полягає в утриманні однієї або кількох вимірювальних осей комплексів в незмінному положенні відносно рухомого або нерухомого орієнтира чи деякої базової системи координат. Мета задачі стабілізації – усунення за допомогою так званої системи стабілізації обертання чутливих елементів комплексів відносно системи координат, зв’язаної з яким-небудь об’єктом або інерційною системою координат. Як правило, сам об’єкт стабілізації і стабілізуючий пристрій складають систему автоматичного управління, основною стороною якості якої є точність. Тому при розв’язанні задач стабілізації доцільно використовувати весь арсенал методів аналізу й синтезу сучасної теорії управління, котра дає змогу забезпечити найкращу точність стабілізації бортового вимірювального комплексу в умовах дії експлуатаційних динамічних збурюючих факторів. Успішне вирішення задач аналізу й оптимального синтезу стабілізуючих пристроїв неможливе без знання реальних

динамічних характеристик як об’єкта стабілізації, так і збурюючих факторів. Такі характеристики збурення безпосередньо зв’язані з якістю процесів управління, стабілізації і станом ЛА, на якому встановлено функціональний комплекс.

Легко простежити тісний взаємозв’язок точносної підпроблеми систем управління ЛА і під проблеми стабілізації його бортових функціональних комплексів. Методи максимізації точності процесів стабілізації в обох випадках ідентичні. Тому, враховуючи взаємозв’язок розглянутих вище підпроблем, а також необхідність сумісного досягнення найвищих якостей управління ЛА на заданій траєкторії польоту і функціонування бортових кібернетичних комплексів, доцільно розглянути ці дві підпроблеми як єдину проблему.

Проблему максимізації якості (точності) управління польотом в умовах стохастичних експлуатаційних збурень формулюємо так. Максимальної точності управління ЛА на заданій траєкторії польоту і одночасно бортових функціональних комплексів у стохастичних умовах експлуатації можна досягти за результатами виконання таких етапів робіт:

1) одержання знань про реальні динамічні характеристики систем управління польотом, їх основних ланок, векторів стану цих ланок і завад:

- проведення динамічної атестації основних бортових вимірників в умовах, близьких до експлуатаційних;
- розробка нових або освоєння існуючих методів, засобів і одержання оптимальних оцінок стану ЛА або його бортових функціональних комплексів у штатних режимах польоту;
- проведення ідентифікації динаміки ЛА, основних ланок управління польоту;
- складання експериментальних динамічних моделей ЛА, ланок систем управління польотом, збурень та завад і сертифікація цих моделей у процесі тривалої експлуатації ЛА;

- розробка нових або освоєння існуючих зручних на практиці алгоритмів аналізу якості багатовимірних систем стабілізації в стохастичних умовах експлуатації.

2) реалізація науково-обґрунтованого підходу до створення оптимальних систем стабілізації ЛА, бортових функціональних комплексів:

- використання методів, алгоритмів і синтез стохастичних оптимальних за глобальними точносними критеріями систем стабілізації складних об’єктів;
- розробка нових принципів побудови структур оптимальних систем при випадкових і детермінованих впливах;
- розробка технічних пропозицій щодо створення оптимальних або модернізації існуючих систем стабілізації як ефективного шляху реалізації науково обґрунтованого системного підходу до створення оптимальних автоматичних комплексів, які забезпечують максимально досяжну точність управління польотом і успішне виконання поставлених на політ завдань.

Сформульована вище проблема максимізації точності становить одну з основних проблем забезпечення ефективності, безпеки і регулярності польотів, забезпечення процесів навігації у сучасних транспортних ешелонах з конкурентоспроможним рівнем якості, а також економії палива і може бути повністю вирішена, коли управління ЛА проводитиметься оптимальним за критеріями точності способом, вплив збурюючих факторів безперервно оцінюватиметься спеціальною бортовою системою, зміни показника точності управління польотом безперервно обліковуватимуться, а за допомогою спеціальної системи відновлення точності (самонастроювання) показник якості утримуватиметься на екстремальному значенні. Для здійснення максимізації якості в напівавтоматичних і ручних режимах управління необхідно знати моделі динамічних властивостей пілота у відповідних режимах управління, навчити

пілота найбільш раціональним методам управління польотом в складних динамічних і метрологічних умовах кожного конкретного режиму польоту.

Очевидно, що на етапі експлуатації літаків розв’язання проблеми оптимізації точності управління польотів з’єднується з розв’язанням таких задач, як оптимізація настроювання параметрів, синтез оптимальної за точносними критеріями корекції систем управління польотом, забезпечення найвищої якості льотної підготовки польотів, відновлення максимальної точності управління польотом за результатами оперативного контролю показника точності процесу управління.

2.2. Різні типи систем стабілізації та відповідні задачі рішення

Опис реальних систем лінійними моделями, у всякому випадку на перших етапах їх досліджень, широко розповсюджений у практиці. Передусім, це пояснюється великим арсеналом методів аналізу та синтезу цих систем, можливості огляду поведінки реальної системи у досить широкому колі експлуатаційних умов. Часто оптимізація регуляторів на класі лінійних систем еквівалента створено найліпшого регулятора для систем будь-якого класу. Використання лінійних постановок задач управління при стохастичних впливах обумовлюється також необхідністю певним чином гарантувати якість функціонування реальних систем хоч у невеликих діапазонах змін експлуатаційних факторів. Справа у том, що за О. Фельдбаумом, нелінійні системи при стохастичних впливах є тими, що самоорганізуються, а таким системам притаманні властивості „самонавчання” і інші ефекти самоорганізації. До того ж, для нелінійних стохастичних систем не існує загальних методів дослідження і синтезу.

Як сказано раніше, оператор динамічної системи може бути представлений у виді диференційних, різницевих, інтегральних та інших рівнянь, а також такими характеристиками як вагова функція, передаточна функція і частотна характеристика (останні відносяться лише до лінійних систем).

Моделі динаміки лінійних систем. Рух неперервних нестаціонарних лінійних систем описується системою диференційних рівнянь стану виду

$$\dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(t)u(t) + v(t), \quad (2.1)$$

де $x(t)$ – *n*-вимірний змінний у часі вектор-стовпець (вектор стану системи); $u(t)$ – *m*-вимірний вектор-стовпець (вектор управлінь чи збурень); $A(t)$ і $B(t)$ матриці відповідних розмірів (*n* x *n* і *n* x *m*).

Коли матриці A і B – постійні, система, що описується рівнянням (2.1) стаціонарна. Рівняння часу виду (2.1) – найчастіше зустрічається нині як модель динамічної системи, що має перед іншими переваги при машинному вирішенні різних задач динамічних систем.

Опис руху системи апаратом звичайних диференціальних рівнянь. У багатьох практичних випадках входи і виходи системи, що досліджується зв'язують звичайними диференційними рівняннями. Так, рух стаціонарної багатовимірної системи можна записати як

$$P \quad = M \quad + \psi, \quad (2.2)$$

де x – *n*-вимірний вектор вихідних координат (реакцій) системи; u – *m*-вимірний вектор управлінь; ψ – *n*-вимірний вектор збурень; P і M – матриці розміру *n* x *n* і *n* x *m* відповідно, елементи котрих $n_i\ (p)$ і $m_i\ (p)$ – операторні поліноми аргументу $p = \frac{a}{a}$.

Такий вид опису є зручним, коли динамічна система має кількість виходів, що управляють, істотно меншу, ніж координат стану при описі рухів системи рівнянням типу (2.1). Іншими словами, можливо досліджувати одновимірну (скалярну) динамічну систему, що описується одним диференційним рівнянням *n*-ного порядку, замість *n* диференційних рівнянь першого порядку. Вирішення задач аналізу останньої можливо у багатьох випадках просто виписувати. Моделі динаміки типу (2.2) уявляються більш зручними у задачах синтезу оптимальних систем стабілізації.

Системи автоматичного регулювання залежно від характеру зміни впливу, що управляє, діляться на три класи. Розрізняють системи автоматичної стабілізації (в основу входить задача стабілізації), системи програмного регулювання та слідкуючі системи.

Системи автоматичної стабілізації характеризуються тим, що у процесі роботи системи управляюча дія величиною залишається постійною.

Основним завданням системи автоматичної стабілізації є зведення до найменшого значення сигналу неузгодженості, а також підтримка на постійному рівні з припустимою помилкою регульованої величини незалежно від діючих збурень. При зменшенні сигналу неузгодженості значення регульованого параметра прагне заданого. Чинні збурення викликають відхилення регульованої величини від заданого їй значення. Відхиленням регульованої величини називається різниця між значенням регульованої величини в даний момент часу та її значенням, прийнятим за початок відліку.

Регульована величина повинна залишатися на постійному рівні, незважаючи на вплив зовнішніх збурень, що діють, з припустимою помилкою. Вплив збурень, що діють, викликають відхилення регульованої величини від заданого значення. Відхилення регульованої величини визначається різницею між її значенням у певний момент часу та заданим значенням.

Поняття відхилення регульованої величини є характерним для систем автоматичної стабілізації та дозволяє дати якісну оцінку динамічним властивостям систем цього класу.

Системами автоматичної стабілізації є різноманітні САР, призначені регулювання швидкості, напруги, температури, тиску; наприклад, стабілізатор курсу літака тощо.

Системи програмного регулювання відрізняються тим, що керуючий вплив змінюється за заздалегідь встановленим законом функції часу або координат системи.

Про точність відтворення керуючого на виході системи відтворення судять за величиною помилки, яка визначається різниця між керуючим впливом і регульованою величиною в даний момент часу.

У системах керування вплив також є величиною змінної, але математичний опис його в часі не може бути встановлено, так як джерелом сигналу служить

зовнішнє явище, закон зміни якого заздалегідь невідомий. Як приклад слідкуючої системи можна вказати на станцію радіолокації автоматичного супроводу літака.

Так як слідкуючі системи призначені для відтворення на виході керуючого впливу з якомога більшою точністю, то помилка, так само як і у разі систем програмного регулювання, є тією характеристикою, якою можна судити про динамічні властивості слідкуючої системи. Помилка в цих системах, як і в системах програмного регулювання, є сигналом, в залежності від величини якого здійснюється управління виконавчим двигуном.

Залежно від цілей польоту на борту ЛА вирішуються такі задачі, як визначення місцеположення ЛА відносно деякої системи орієнтирів у просторі, визначення місцеположення інших рухомих або нерухомих об’єктів відносно ЛА, виконання заданих маневрів у просторі, жорстка стабілізація ЛА на траєкторії і т. ін. Задачі, що вирішуються в процесі польоту, за призначенням поділяють на дві основні групи: управління рухом центра мас або задачі навігації і наведення; управлінням рухом ЛА відносно центра мас або задачі орієнтації і стабілізації.

Як відомо, основною задачею навігації є вимірювання ряду навігаційних параметрів і визначення згідно з ними поточних кінематичних параметрів руху, котрі характеризують збурену траєкторію ЛА. До додаткових задач навігації відносять визначення фактичної траєкторії руху, розрахунок відхилення від траєкторії, визначення поточних координат проекції ЛА на поверхню Землі, визначення координат цілей в різних системах відліку тощо.

В задачу наведення входить визначення необхідних керуючих дій, які забезпечують приведення ЛА в задану точку простору із заданою швидкістю і в заданий час. При цьому вирішуються задачі визначення потрібної траєкторії переводу ЛА із однієї точки простору в іншу задану, визначення системи управляючих сил і моментів для виконання маневру, визначення закону зміни параметрів системи управління для реалізації програмного маневру.

Задачами орієнтації і стабілізації є приведення осей систем координат, зв’язаних з ЛА, до деякої базової системи координат і зменшення відхилень зв’язаної системи координат, що неминуче виникають у польоті, від базової.

Зупинимося на особливостях цих задач більш детально. У процесі стабілізації, який є одним із основних і складних видів управління рухом, об’єкт (ЛА або інший транспортний засіб, рухомі імітатори польоту, гіростабілізатори, бортові вимірювальні комплекси і прилади) утримується у просторі в положенні, близькому до заданого, протягом визначеного (можливого, дуже тривалого) часу. Під заданим положенням об’єкта розуміють сукупність програмних значень компонентів вектора стану об’єкта, причому програмні значення можуть бути не тільки постійними величинами, але й детермінованими або випадковими функціями часу з відомими ймовірними характеристиками.

Автоматичні пристрої, що утримують положення об’єкта у просторі, близькому до програмного, називають системами стабілізації. Вони являються регуляторами, розташованими частіше в зворотному зв’язку до об’єкта стабілізації. Якщо регулятор тримає об’єкт у положенні, близькому до програмного, а програма є функцією часу, то систему "об’єкт - регулятор" називають слідкуючою.

Як правило, для формування закону стабілізації використовують інформацію лише про поточний або минулий стан об’єкта. Такий режим роботи системи називають стабілізацією за відхиленням. Якщо ж з певною метою (наприклад, для підвищення точності) при формуванні закону регулювання використовують і повну інформацію про зовнішній збурюючий фактор, що діє на об’єкт, то мають справу із задачею стабілізації за відхиленням і збурюванням.

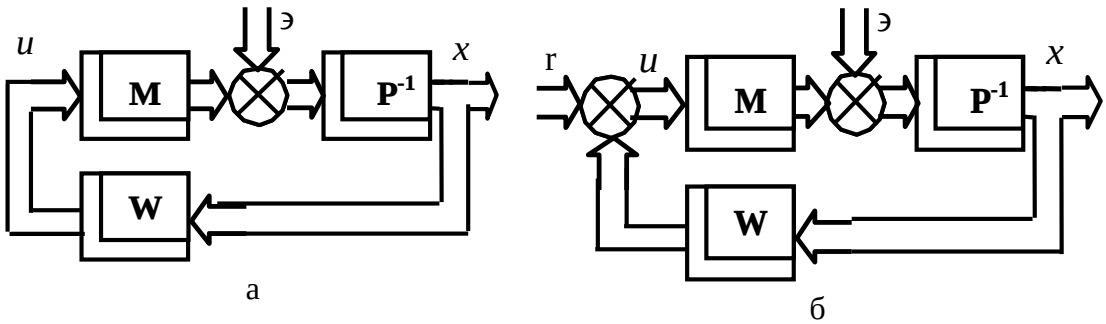

Рис. 2.1. Структурні схеми «ідеальних» замкнених систем: а – системи стабілізації; б – системи слідкування

Системи стабілізації призначені, по-перше, для забезпечення стійкості системи "об’єкт + регулятор" при нестійкому або немінімально-фазовому об’єкті,

і, по-друге, для парирування шкідливого впливу збурюючих факторів та завад, діючих у контурі стабілізації. Принципово негативний вплив детермінованих факторів можна нейтралізувати повністю. Досягнення високих точністних рівнів у системі пов’язують з максимальним послабленням дії саме випадкових впливів. Для цього структуру системи стабілізації обирають на базі статистичних методів та підходів до задач синтезу.

Етапи аналітичного конструювання (проектування) – справжній шлях, на якому можливо створювати оптимальні системи. Як відомо, при таких підходах, не здійснюються великі матеріальні витрати на основні етапи проектування складних виробів доти, доки позитивно не вирішені питання доцільності, ефективності і якості майбутньої розробки. При цьому зникають традиційні форми проектування складних систем, котрі, як правило, ведуться на базі минулого досвіду чи з інтуїції конструктора, а результати якого пізнаються лише у кінці усіх етапів створення виробу, тобто через місяці та роки.

Теоретичну базу для створення оптимальних систем складає низка наукових методів і алгоритмів оптимального синтезу, методи і алгоритми оцінювань та ідентифікації моделей динаміки об’єктів і їх станів в умовах, близьких до реальних експлуатаційних.

Метод, який викладено у розділі, дає змогу розробнику порівняльно легко безпосередньо обрати оптимальні структури регуляторів, що розміщені у зворотному зв’язку до лінійного стаціонарного стійкого і нестійкого об’єкту. Цей метод розповсюджується на задачі оптимальної стабілізації за відхиленням, за відхиленням та збуренням, на різні слідкуючи системи. Модифікація метода дозволяє синтезувати оптимальні системи стабілізації багатовимірних об’єктів при детермінованих впливах.

Режими стабілізації – тільки частка можливих режимів систем управління. У цьому випадку прийнято вважати динамічні характеристики ланок, сигналів і завад контуру управління стаціонарними, інваріантними у часі. Однак в процесі управління польоту ЛА режими стабілізації складають 70-90 % робочого часу. До режимів стабілізації відносять, наприклад, багато програмних режимів польоту, а

також більшість режимів роботи бортових вимірювально-обчислювальних систем і комплексів.

У наш час великого значення набуває автоматичне управління польотом. Це пояснюється значною відповідальністю і швидкоплинністю багатьох режимів польоту, характером дії експлуатаційних факторів. Дедалі важче пілоту парирувати вплив випадкових збурень, і дедалі частіше йому допомагають високоточні складні системи автоматичного управління польотом. Процеси управління сучасними ЛА за характером динаміки складні, їх вивчення пов’язане із серйозними теоретичними і технічними труднощами.

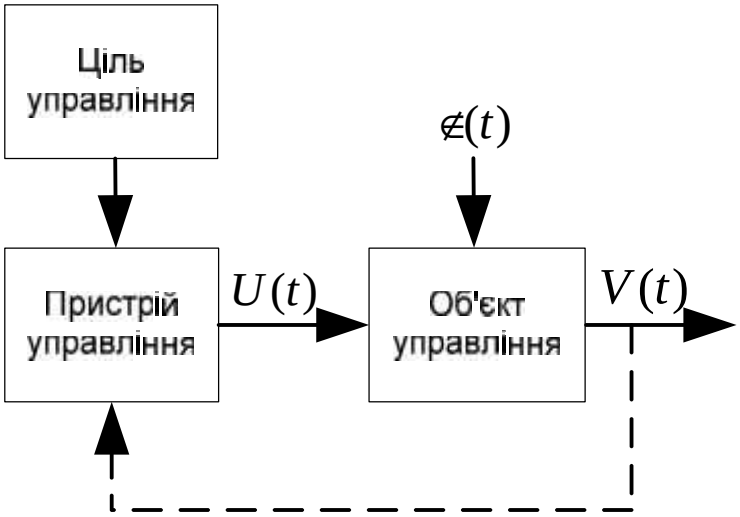

Рис. 2.2. Загальна схема процесу управління

Об’єкт управління розглядається як складна система, що перетворює вхідні управляючи впливи $U(t)$ у вихідні сигнали (траєкторії) $V(t)$, що характеризують стан об’єкта управління в момент часу *t*. Очевидно, що реальний об’єкт управління може мати множину входів і виходів, які визначають його функціональну взаємодію із зовнішнім середовищем.

Об’єкт управління та пристрій, що на нього впливає, утворюють систему управління. Передбачається, що на об’єкт управління діють також збурення $\xi(t)$, що змінюють, як правило, у непередбаченому напрямку основні характеристики об’єкта управління. Сигнали управління виробляються відповідно до деякої мети управління, що визначається тими задачами управління, які поставлені перед системою. Доволі часто в системах управління для вироблення управляючих

впливів враховують інформацію про дійсний стан об’єкта управління, що надходить по каналу зворотного зв’язку (пунктирна лінія на рис. 2.2).

Основні задачі, які розв’язуються більшістю систем управління і відображають головні цілі управління, можуть належати до одного з таких типів, як стабілізація, виконання програми, слідкування (стеження), екстремальне управління, оптимізація.

Задача стабілізації полягає в підтриманні деяких вихідних (управляючих) характеристик об’єкта управління на заданих рівнях, незважаючи на постійно діючі збурення $\xi(t)$:

$$V(t) = c \quad .$$

Задачі стабілізації виникають і розв’язуються в живій природі (підтримання постійної температури тіла у теплокровних тварин), у технічних системах (наприклад, стабілізація напруги і частоти в енергосистемах незалежно від навантаження, стабілізація літального апарату на заданій траєкторії незалежно від турбулентності атмосфери) і т. ін.

Задача виконання програми, або задача програмного управління, виникає, коли необхідно забезпечити наперед задані траєкторії $V(t)$, тобто, «примусити» об’єкт управління змінювати свої управляючі характеристики в часі за заданим законом, за певною програмою $V^*(t)$. Наприклад, процес розроблення деякого технічного виробу на заводі має відбуватися відповідно до заздалегідь розробленого часового графіка. Метаморфоза комах у живій природі також відбувається відповідно до деяких біологічних програм розвитку, космічний апарат зазвичай виводиться на траєкторію відповідно до заздалегідь заданої розрахункової траєкторії. Легко побачити, що задача стабілізації є окремим випадком задачі програмного управління.

У задачах слідкування основна проблема зводиться до формування такої вихідної траєкторії $V(t)$ об’єкта, що перебуває під управлінням, яка якомога точніше апроксимує іншу, заздалегідь невідому траєкторію $V^*(t)$. Наприклад, для управління гарматною туреллю оператор (навідник гармати) при наведенні на ціль обертає легкі маховички (задаючи траєкторію $V^*(t)$), а важка гарматна

турель відстежує рух маховичків, змінюючи орієнтацію стовбура за кутом і азимутом (реалізуючи відповідну траєкторію $V(t)$). Аналогічні завдання слідкування виникають, коли антена радіолокатора відслідковує непередбачені рухи будь-якого літального об’єкта.

2.3. Якість функціонування систем та показники якості

Під якістю функціонування динамічної системи розуміють деяку міру корисних властивостей системи, досліджуваної у конкретних умовах її експлуатації (конкретні динамічні умови роботи, конкретні цілі кожного режиму роботи системи, конкретні вимоги до якості системи, конкретний інтервал часу роботи і таке інше).

Таким чином, якість – це деяка філософська категорія. Якість складної динамічної системи, як правило, має численні грані, сторони. Сторонами якості, наприклад, авіаційного технічного засобу можуть бути такі: точність, надійність, живучість, вартість, контролепридатність, зручність в експлуатації тощо. Залежно конкретики цілей функціонування та призначення системи різні сторони якості мають різну вагу. Наприклад, для систем вимірювання, навігації і управління більшості рухомих об’єктів така сторона якості як точність може виступати як еквівалент якості. Ця обставина значно спрощує численні практичні задачі управління польотом. Урахування по можливості усіх важливих сторін якості одночасно практично неможливо. Це дуже захаращує критерії (показники) якості системи і робить задачі синтезу і аналізу систем, такими що практично не вирішуються.

Уявити рівень досягнутої якості системи можна за допомогою критеріїв якості, на практиці – числових показників якості. Таких показників існує багато, як і сторін якості. Нерідко дослідники використовують так звані багатокритеріальні показники якості. У таких випадках для складних динамічних систем задачі аналізу їх якості, навіть не синтезу, є вкрай громіздкими, практично можуть бути вирішені лише приблизно. Як правило, такі критерії мають декілька

екстремумів, кілька локальних та глобальних. Пошук глобального екстремуму проблематичний. На практиці успішно зарекомендували себе різні квадратичні показники якості такі, як середньоквадратична помилка для систем при випадкових впливах та інтегрально-квадратична помилка для систем при детермінованих впливах. Як правило, вирази для зазначених показників надаються у частотному вигляді. Такі вирази отримують за допомогою теореми Парсеваля для інтегрально-квадратичних величин помилок та як зворотне перетворення Фур’є від спектральних щільностей помилки систем.

Поняття якості складної системи – одне з визначальних у інженерній практиці. На питання підвищення і навіть максимізації якості таких систем спрямована наукова та інженерна думка фахівців, що створюють та експлуатують складні системи.

Як вже зазначалось, під якістю розуміють властивості складаної системи, що характеризують успішність вирішення нею задач функціонування системи у визначених експлуатаційних умовах і у визначений інтервал часу. Хоча існують багатокритеріальні задачі, які рідко вирішуються у повному обсязі і на належному рівні, як правило, у практиці визначають головну сторону якості системи, що досліджується. Ця сторона якості виступає її еквівалентом, критерій якості такої системи один. Однокритеріальні задачі вирішуються простіше, а результати забезпечення якості ефективніше.

Визначив поняття якості складної системи, можливо сформулювати задачу про кількісну зміну деяких властивостей системи, враховуючи, що ці властивості істотно залежать від умов роботи системи, тобто поняття якості системи є відносними.

Для кількісної оцінки якості системи вводять критерії – показники якості. Показники якості дозволяють порівнювати між собою системи одного призначення, оцінювати впливи на систему тих чи інших умов її роботи, часткових змін у системі, обирати оптимальні системи тощо. На практиці нерідко за головну сторону якості (її еквівалент) обирають деяку близькість реального функціонування системи до раніше визначеного нормативного. Наприклад,

основною стороною якості систем навігації і управління польотом літальних апаратів є деяка міра близькості реальних траєкторій польоту до нормативних, таких, що програмуються, тобто точність траєкторних польотів.

Задача аналізу динамічної системи з відомими характеристиками в конкретних умовах її експлуатації полягає у визначенні вихідних реакцій системи на вхідні впливи (сигнали управління, збурення тощо), що є близькими до реальних (збурених); порівнянні отриманих вихідних сигналів системи з бажаними; обчисленні сигналів помилок системи та показників якості системи, що досліджується.

Задачі аналізу системи розв’язують в такій послідовності:

- визначають вихідні сигнали системи і сигнали управління за відомими динамічними характеристиками системи або її частин, а також за характеристиками вхідних впливів та завад;
- встановлюють властивості “ідеальної” системи і моделі динаміки бажаних сигналів, вибирають вид показника якості системи;
- визначають помилку системи;
- обчислюють значення показника якості системи в заданих умовах;
- проводять порівняння обчисленого значення показника якості з потрібним, роблять висновок про придатність системи, її ефективність, складність експлуатаційної обстановки, доцільність удосконалення системи з метою підвищення її якості, оцінюють вплив тих чи інших експлуатаційних факторів і параметрів конструкції на якість системи і т. ін.

Маючи чисельні значення показника якості системи у різних ситуаціях (в реальних умовах експлуатації, при варіюванні окремих частин системи, для декількох ідентичних за призначенням систем в однакових умовах експлуатації або однієї системи в різних режимах функціонування і т. ін.) неважко виконати вибір оптимального варіанту системи. Інформація, що отримана на етапі аналізу досліджуваної системи, є початковою для проведення етапів оптимізації системи.

У вимірювальних та навігаційних системах точність обирають як еквівалент якості системи. Коли близькість (точність) виконання нормативного функціонування системи є еквівалентом її якості, то його оцінку починають з визначення поняття помилки системи в функціонуванні. Помилка системи в функціонуванні $\varepsilon(t)$ – різниця між векторами реальних вихідних x(t) і бажаних вихідних $i(t)$ сигналів системи.

$$\varepsilon(t) = x(t) - i(t), \quad (2.3)$$

де вектор бажання сигналів $i(t)$ є результатом бажаного перетворення функцією $\Phi(t)$ (тут $\Phi(t)$– деяка бажана матриця передаточних функцій системи, що безпосередньо відповідає цілям функціонування системи, її призначенню).

Очевидно, що реальна система відрізняється від бажаної, «ідеальної». Відмінність спричиняється, по-перше, наявністю завад у сигналах «вхід-вихід» і необхідністю засобів подолання їх впливів відповідним вибором динамічних властивостей системи. По-друге, бажані динамічні властивості системи не завжди точно реалізуються апаратно. Помилка системи (2.3) в функціонуванні може складатися із детермінованої і випадкової частин

$$\bar{\varepsilon}(t) = M[\varepsilon(t)]; \quad (2.4)$$

$$\bar{\varepsilon}(t) = \varepsilon(t) - \bar{\varepsilon}(t), \quad (2.5)$$

котрі будемо називати детермінованою і випадковою помилками.

Коли якість функціонування системи визначається, в основному, детермінованою помилкою, то за показник якості може бути прийнята інтегральна квадратична помилка виду

$$I = \int_0^T \bar{\varepsilon}'(t)R(t)\bar{\varepsilon}(t)d\ = \frac{1}{2\pi}\int_{-j}^{+j} t_1\,[\bar{\varepsilon}(t)\bar{\varepsilon}_*(t)R(t)d\ ], \quad (2.6)$$

Тут $\bar{\varepsilon}(t)$ – n-вимірний вектор детермінованої помилки системи (2.4), $\bar{\varepsilon}(s)$ – її Фур'є-образ; $R(t)$– вагова симетрична позитивно визначена матриця розміру nxn, $R(s)$ – її Фур'є-образ; t_1 – слід матриці; " $*$ " – символ ермітового спряження. Частотний образ критерію (2.6) отриманий за допомогою теореми Парсеваля. Показником якості системи при випадкових впливах прийнято брати середню

квадратичну помилку, яка побудована на випадковій помилці системи (2.5) і має вид

$$e = M[\varepsilon'(t)R(t)\varepsilon(t)] = \frac{1}{j}\int_{-j}^{+j} tr\,[S'_{\varepsilon}(s)R(s)]d\ , \quad (2.7)$$

де $S_{\varepsilon}^{'}(s)$– транспонована матриця спектральних щільностей випадкової помилки системи; $R(s)$ – вагова матриця, не відрізняється від такої ж у виразі (2.6).

У деяких випадках середньоквадратичний показник якості системи може представляти собою суму певним чином зважених дисперсій векторів інтересуючи сигналів системи і мати вид

$$e_0 = M[\varepsilon'(t)R\varepsilon_*(t)] + M[u'(t)Cu_*(t)], \quad (2.8)$$

де $u'(t)$ – m-вимірний вектор сигналів (наприклад, управлінь); C – вагова симетрична негативно визначена матриця розміру m x m.

Короткі характеристики задач синтезу системи і особливості рішення таких задач у частотній області. При вирішенні задач аналізу з’ясовують лише рівні досягнутої якості функціонування системи, але ніяк не поліпшують динамічних характеристик систем, що досліджуються. Удосконалення якості системи, що функціонує у повних експлуатаційних умовах, можливо здійснити лише по результатам вирішення так званих задач синтезу.

Усі задачі синтезу поділяють на три види:

- оптимізація параметрів об’єкта управління чи регулятора у системі (це так звані задачі синтезу систем з заданою структурною, інакше задачі синтезу «білого» ящика);
- задачі синтезу систем з недовільною структурою (чи задачі синтезу «сірого» ящика);
- задачі синтезу систем з довільною структурою (чи задачі синтезу «чорного» ящика).

2.4. Аналіз та синтез оптимальної системи стабілізації стійкого об’єкту при ідеальних вимірюваннях його вихідних координат і випадкових впливах

Нестійкість об’єкта стабілізації накладає істотні обмеження на оптимальну структуру регулятора, що синтезується. Коли ж об’єкт стійким, то задачу синтезу порівняно легко вирішити таким чином.

Нехай рух об’єкту стабілізації описується системою рівнянь, як:

$$P \quad = M \quad + \psi, \quad (2.9)$$

але визначник $|P|$ є гурвіцевим, а вектор ψ n-мірним центрованим випадковим процесом з відомою матрицею S_ψ .

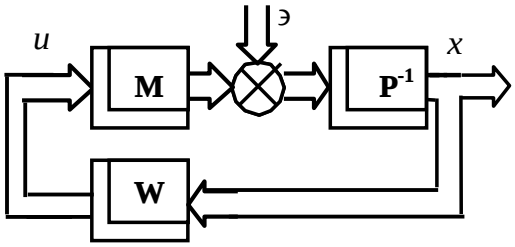

Рис. 2.3. Структурна схема "ідеальної" системи стабілізації

Вважається, що вектор вихідних реакцій об’єкту x (рис. 2.3) вимірюється "ідеальним" вимірювачем та потрапляє на регулятор, який розміщений у зворотному зв’язку до об’єкту і має матрицю передаточних функцій W, яку шукаємо. Рівняння регулятора можна записати як:

$$u = W \quad . \quad (2.10)$$

Матрицю W за допомогою алгоритму однобічного винесення полюсів можна записати у вигляді:

$$W = W_1^{-1} W_1 = W_2 W_2^{-1}, \quad (2.11)$$

де матриці W_1 , W_2 , W_1 і W_2 – поліноміальні, причому $|W_1 \ | = |W_2 \ |$.

Позначимо матрицю передаточних функцій замкненої системи від входу збурення ψ до виходу x через F_x, а матрицю передаточних функцій системи від входу ψ до виходу u – через F_u. Підставив вектор u (2.10) в рівняння об’єкту (2.9), після легких перетворень отримаємо:

$$F_x = (P - M \quad)^{-1}; \quad (2.12)$$

$$F_u = W(P - M \quad)^{-1}. \quad (2.13)$$

Підставив позначки (2.11) в матриці (2.12) і (2.13), перепишемо останні у вигляді:

$$F_x = W_2\ (PW_2\ - MW_2)^{-1} = W_2\ F_0^{-1},$$
$$F_u = W_2(PW_2\ - MW_2)^{-1} = W_2 F_0^{-1}.$$

Як відомо, стійкість замкненої системи має місце, якщо визначник матриці $F_0 = |F_0|$ задовольняє умові Гурвіца.

Задача синтезу полягає у тому, щоб знайти таку структуру матриці *W* на класі дробово-раціональних функцій, яка забезпечує стійкість замкненої системи і одночасно доставляє мінімум функціоналу:

$$e = \frac{1}{j}\int_{-j}^{+j} t_1\,[S'_x\ R + S'_u\ C]d\ ,$$

де S'_x , S'_u – матриці спектральних щільностей векторів *x* і *u***;** *R* і *C* – вагові позитивно та не негативно визначені симетричні матриці.

Оскільки вектори *x* і *u* дорівнюють:

$$x = F_x\psi;\quad u = F_u\psi,$$

то рівняння об’єкту (2.7) можна переписати як:

$$PF_x - MF_u = E_n,\quad (2.14)$$

і назвати його рівнянням зв’язку між функціями F_x і F_u, а функціонал (2.14) – у вигляді:

$$e = \frac{1}{j}\int_{-j}^{+j} t_1\left[(F_{x*}RF_x + F_{u*}CF_u)S'_\psi\ \right]d\ ,\quad (2.15)$$

де S'_ψ – транспонована матриця спектральних щільностей збурення ψ.

Слід звернути увагу, на те, що у системах стабілізації вихід *x* являє собою помилку стабілізації.

Оскільки об’єкт стабілізації стійкий і зв’язок між матрицями F_x і F_u описаний рівнянням (2.14), то як варійована функція в функціоналі (2.15) може бути прийнята матриця F_u, через яку можна завжди виразити і функцію F_x як:

$$F_x = P^{-1}(MF_u + E_n).\quad (2.16)$$

Коли будуть відомі матриці оптимальних передаточних функцій замкненої системи F_x і F_u, то матрицю оптимальних передаточних функцій регулятора можна буде знайти з рівняння:

$$W = F_u F_x^{-1}.\quad (2.17)$$

Приймати за варійовану функцію одну з матриць передаточних функцій саме замкненої системи треба тому, щоб забезпечити стійкість системи стабілізації в цілому.

З урахуванням рівняння (2.14), функціонал системи (2.13) перепишемо як:

$$e = \frac{1}{j}\int_{-j}^{+j} t_1 \{[(F_{u*}M_* + E_n)P_*^{-1}RP^{-1}(MF_u + E_n) + F_{u*}CF_u]S'_\psi \}d \ . \quad (2.18)$$

Задача вибору оптимальної структури матриці F_u еквівалентна задачі мінімізації функціонала (2.18) на класі фізично реалізованих дробово-раціональних матриць F_u, які мають аналітичну тільки в ППП варіацію δF_u. Мінімізуємо функціонал з використанням процедури метода Вінера-Колмогорова і запишемо його першу варіацію як:

$$\delta \ =$$

$$\frac{1}{j}\int_{-j}^{+j} \{[(M_*P_*^{-1}RP^{-1}M + C)F_u + M_*P_*^{-1}RP^{-1}]S'_\psi \ \delta F_{u*} +$$

$$\delta F_u S'\psi\psi[F_{u*}M_*P_*{-}1RP{-}1M + C + P_*{-}1RP{-}1M]\}ds. \quad (2.19)$$

Введемо позначення:

$$S'_\psi \ = DD_*; \quad (2.20)$$

$$M_*P_*^{-1}RP^{-1}M + C = \Gamma_*\Gamma; \quad (2.21)$$

$$T = \Gamma_*^{-1}M_*P_*^{-1}RP^{-1}D = T_0 + T_+ + T_-. \quad (2.22)$$

Тут D – результат вінеровської факторизації матриці (2.20); Γ – результат факторизації матриці (2.21); T_0, T_+, T_- - результат сепарації матриці (2.22).

З урахуванням виразів (2.20) - (2.22) варіацію (2.19) треба переписати як:

$$\delta \ = \frac{1}{j}\int_{-j}^{+j} \{\Gamma_*[\Gamma F_u D + (T_0 + T_+ + T_-)]D_*\delta F_{u*} + \delta F_u D[D_*F_{u*}\Gamma_* +$$

$$T0 + T + + T - *]\Gamma\}ds. \quad (2.23)$$

Умова, яка забезпечує тотожність нулю рівняння варіації (2.23), є:

$$\Gamma F_u D + (T_0 + T_+) = 0.$$

Вираз для визначення оптимальної структури матриці F_u на основі вхідної інформації для задач має вид:

$$F_u = -\Gamma^{-1}(T_0 + T_+)D^{-1}. \quad (2.24)$$

Підставив алгоритм (2.24) в рівняння (2.16) і (2.17), визначимо оптимальні структури матриць F_x і W. Підставив оптимальні структури F_x і F_u в функціонал (2.15), найдемо його мінімальне значення.

2.5. Процедура факторизації, сепарації та інтегральний показник якості системи стабілізації

У процедурі оптимального синтезу регулятора для системи стабілізації об’єкта за тангажем, процедури факторизації, сепарації та розрахунок інтегральних показників якості відіграють важливу роль.

Факторизація зустрічатиметься при аналізі математичних моделей об’єкта та системи управління. Регулятор може бути представлений у вигляді комплексно-спряжених співмножників. Це може допомогти виділити структурні особливості системи та визначити, які параметри впливають на якість регулювання тангажу, наприклад, для формул (2.20) - (2.21).

У контексті систем управління, сепарація може використовуватися для виділення впливу різних входів (наприклад, повітряних кермів, що управляють) на вихід (тангаж об’єкта). Сепарація дозволяє визначити, як кожен елемент системи впливає на загальну динаміку і як ці дії можуть бути враховані під час синтезу оптимального регулятора.

Оптимальний синтез регулятора часто включає оптимізацію деякого інтегрального критерію якості. Розрахунок інтегрального показника якості дозволяє оцінити, наскільки добре регулятор виконує завдання стабілізації тангажу, формули (2.7) - (2.8).

Особливості факторизації спектральної щільності. Спектральну щільність стохастичного сигналу *x* можна представити комплексно спряженими співмножниками вигляду:

$$S_x\ (s) = S_x(s) * S_x(-s)$$

Нулі і полюси співмножника $S_x(-s)$ лежать в ППП комплексного змінного, а нулі і полюси $S_x(s)$ – в ЛПП.

Нехай $S_x\ (-s)$ має вигляд:

$$S_x\ (s) = \frac{b_0 - b_1 s^2 + b_2 s^4 - b_3 s^6 + \cdots}{a_0 - a_1 s^2 + a_2 s^4 - a_3 s^6 + \cdots} = \frac{\sum_{\ell=1}^{n} b_\ell (-1)^\ell s^{2\ell}}{\sum_{\ell=1}^{m} a_\ell (-1)^\ell s^{2\ell}}. \quad (2.25)$$

Тоді факторизація спектральної щільності (32) полягає в розкладенні її аналітичного виразу на множники виду

$$S_x\ (s) = \frac{(c_0 - c_1 s + c_2 s^2 - \cdots)(c_0 - c_1 s + c_2 s^2 - \cdots)}{(d_0 - d_1 s + d_2 s^2 - \cdots)(d_0 - d_1 s + d_2 s^2 - \cdots)} = \frac{C(-s)C(s)}{D(-s)D(s)}$$

Таку операцію можна виконати двома методами.

Факторизація методом невизначених коефіцієнтів. Для факторизації спектральної щільності методом невизначених коефіцієнтів заданий вираз (2.25) подають у вигляді добутку поліномів з невизначеними коефіцієнтами c_i і d_i. Потім перемножують поліноми в чисельнику і знаменнику і прирівнюють коефіцієнти при однакових ступенях *s*. Із одержаної системи рівнянь знаходять невідомі коефіцієнти c_i і d_i.

Процедура сепарації ДРФ. Сепарація функції комплексної змінної. В спектральних алгоритмах синтезу систем для знаходження характеристик фізично можливих систем, часто необхідно виконувати операцію сепарації матриць передаточних функцій або передаточної функції.

Сепарацією ДРФ комплексної змінної $s = j$ називають подання цієї функції у вигляді трьох складових:

$$N(s) = N_0(s) + N(s)_+ + N(s)_-,$$

де $N_0(s)$ – ціла частина, яка є поліномом аргументу *s* (в тому числі й нульової степені); $N(s)_+$ – функція з правильних дробів з полюсами тільки в лівій півплощині (ЛПП) аргументу *s*; $N(s)_-$ – функція з правильних дробів з полюсами тільки в правій півплощині (ППП) аргументу *s*. У разі сепарації матриці ДРФ отримують три матриці-доданки: $N_0(s)$ – матриця, усі елементи числа чи поліномів; $N(s)_+, N(s)_-$ – матриці, усі елементи яких правильні дроби з полюсами відповідно тільки в ЛПП та ППП аргументу *s*.

Сепарацію ДРФ (матриць з елементами ДРФ) виконують у декілька послідовних етапів. Для ДРФ, які мають частину $N_0(s)$, спочатку треба виділити цю частину діленням полінома чисельника на поліном знаменника. Остача від

ділення являє собою вже правильний дріб, в якому треба виділити частини $N(s)_+$ та $N(s)_-$.

$$\bar{N}(s) = N(s)_+ + N(s)_-.$$

Обчислення інтегральних показників якості. Як вже зазначалось вище, кількісне представлення про рівень якості можливо оцінити за рахунок показників (критеріїв) якості (точності) виду (2.6) – (2.8).

Визначення інтегральних показників якості для динамічних систем при випадкових або детермінованих сигналах приводить до обчислення визначних інтегралів вигляду (2.7) та (2.8), які мають також назву “дисперсійних інтегралів”. Якщо спектральна щільність представлена дробово-раціональною функцією частоти ω, то в підінтегральному виразі використовують заміну $s = -j$.

Обчислення дисперсійних інтегралів в загальному вигляді може бути складним, але для квадратів модулів Фур’є-образів вектора помилки системи та для спектральних щільностей у вигляді дробово-раціональних функцій ускладнень не виникає. Для зручності обчислення інтеграл вигляду (2.7) та (2.8) подають у формі

$$I = \frac{1}{2\pi}\int_{-j}^{+j} \frac{c(s)c(-s)}{d(s)d(-s)}\,d = \frac{1}{2\pi}\int_{-j}^{+j} \left|\frac{c(s)}{d(s)}\right|^2 d\,, \quad (2.26)$$

де $c(s)$, $d(s)$ – поліноми аргументу s:

$$c(s) = c_{n-1}s^{n-1} + c_{n-2}s^{n-2} + \cdots + c_0 = \sum_{k=0}^{n-1} c^k s^k;$$

$$d(s) = d_n s^n + d_{n-1}s^{n-1} + \cdots + d_0 = \sum_{k=0}^{n} d^k s^k;$$

коефіцієнт 2 у виразі (2.26) враховується лише при обчисленні інтегральної квадратичної помилки системи.

Щоб значення дисперсійного інтегралу виду (2.26) мало кінцеве значення необхідно виконання умов:

- степінь полінома знаменника $d(s)$ має бути вищою за степінь полінома чисельника $c(s)$;
- корені поліномів $c(s)$, $d(s)$ мають бути розташовані тільки в лівій напівплощині комплексної змінної s;
- коефіцієнт полінома $d(s) - d_0$ не може дорівнювати нулю.

За виконанням наведених умов дисперсійні інтеграли можуть бути обчислені через значення коефіцієнтів поліномів $c(s)$ і $d(s)$ за формулами.

Таким чином, інтегральні показники якості систем при детермінованих і випадкових сигналах за своєю формою відрізняються лише коефіцієнтом перед символом інтеграла.

Таблиця 2.1

Індекс	Інтеграл I_n
$n=1$	$I_1=\frac{c_0^2}{2d_0d_1}$
$n=2$	$I_2=\frac{c_1^2d_0+c_0^2d_2}{2d_0d_1d_2}$
$n=3$	$I_3=\frac{c_2^2d_0d_1+(c_1^2-2c_0c_2)d_0d_3+c_0^2d_2d_3}{2d_0d_3(d_1d_2-d_0d_3)}$
$n=4$	$I_4=\frac{c_3^2(d_0d_1d_2-d_0^2d_3)+(c_2^2-2c_1c_3)d_0d_1d_4}{2d_0d_4(d_1d_2d_3-d_0d_3^2-d_1^2d_4)}+\frac{(c_1^2-2c_0c_2)d_0d_3d_4+c_0^2(d_2d_3d_4-d_1d_4^2)}{2d_0d_4(d_1d_2d_3-d_0d_3^2-d_4d_3^2)}$

В таблиці 2.1 наведені значення інтегралів для індексів n від 1 до 4. Значення інтегралів для n від 1 до 10 можна знайти в посібниках.

Висновки:

Отже, було розглянуто максимізацію ефективності і якості систем стабілізації ЛА, що розробляються або коректуються, різні типи систем стабілізації та відповідні задачі рішення. Також досліджено основні показники якості та алгоритм синтезу оптимальної системи стабілізації стійкого об’єкту при ідеальних вимірюваннях його вихідних координат і випадкових впливах, при цьому з усіма особливостями процедур факторизації, сепарації та інтегрального показник якості системи стабілізації.

РОЗДІЛ 3. ОПТИМАЛЬНИЙ СИНТЕЗ В ЧАСТОТНІЙ ОБЛАСТІ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ КУТА ТАНГАЖУ

3.1. Дослідження початкового об’єкту

В даному розділі проводиться синтез та дослідження оптимального регулятора системи стабілізації малогабаритної гіровертикалі МГВ-1 по каналу тангажу. За допомогою неї експериментальні дані були отримані наступним чином: під час натурного експерименту МГВ-1 встановлювалась на динамічному стенді імітаторі, куди подавалася модель морських коливань і на виході було отримано відповідні результати. Після цього, було оброблено ці дані та отримано математичні моделі. Далі було проведено ідентифікацію, звідки – отримано передавальну функцію по каналу тангажу, яка має наступний вигляд:

$$W_\vartheta = \frac{2.6*(0.5\ ^2s^2+2*0.3\ *0.5\ s+1)(0.9\ ^2s^2+2*0.3\ *0.9\ s+1)}{(0.6s+1)(2.3\ ^2s^2+2*0.5*2.3\ s+1)(1.1\ ^2s^2+2*0.3*1.1\ s+1)}$$

• Побудована схема в середовищі Simulink:

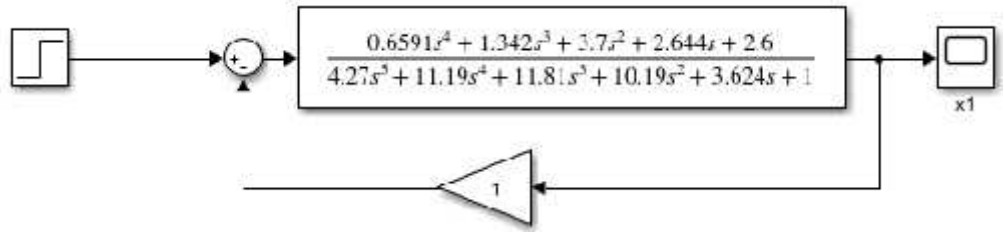

Рис. 3.1. Схема Simulink об’єкта

• Виведення передавальної функції об’єкту та побудова ЛАЧХ розімкнутої системи:

```
W1=tf([2.6],[0.6 1]);
W2=tf([0.53^2 2*0.35*0.53 1],[2.34^2 2*0.5*2.34 1]);
W3=tf([0.95^2 2*0.34*0.95 1],[1.14^2 2*0.3*1.14 1]);
W12=series(W1,W2);
Wp=series(W12,W3)
figure(1)
margin(Wp)
```

Результат:

```
                0.6591 s^4 + 1.342 s^3 + 3.7 s^2 + 2.644 s + 2.6
Wp =
     4.27 s^5 + 11.19 s^4 + 11.81 s^3 + 10.19 s^2 + 3.624 s + 1
```

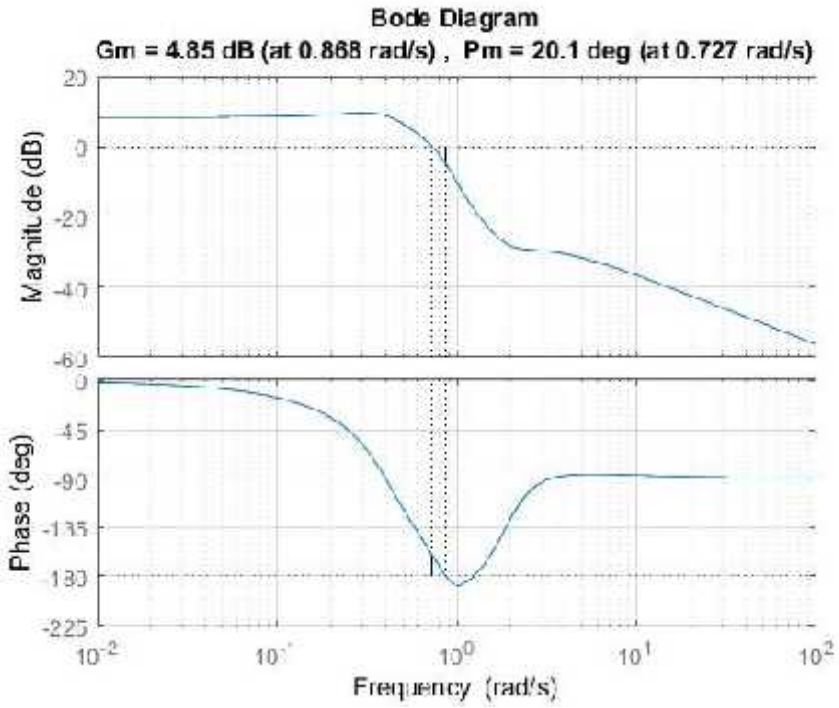

Рис. 3.2. ЛАЧХ об’єкта

Запас стійкості по амплітуді $\mathrm{Gm} = 4.85$ dB, по фазі $\mathrm{Pm} = 20.1$ deg

• Передавальна функція замкнутої системи (об’єкта без регулятора):

```
Wz=feedback(Wp,1)
```

Результат:

```
                0.6591 s^4 + 1.342 s^3 + 3.7 s^2 + 2.644 s + 2.6
Wz = ------------------------------------------------------------
     4.27 s^5 + 11.85 s^4 + 13.15 s^3 + 13.89 s^2 + 6.268 s + 3.6
```

• Визначення нулів та полюсів замкнутої системи та побудова на комплексній площині:

```
pole(Wz)
figure(2)
pzmap(Wz)
```

Результат:

$$p_{1,W} = -1.9056 + 0.0000i$$

$$p_{2,W} = -0.3764 + 0.7709i$$

$$p_{3,W} = -0.3764 - 0.7709i$$

$$p_{4,W} = -0.0582 + 0.7732i$$

$$p_{5,W} = -0.0582 - 0.7732i$$

Ступінь стійкості системи: $\eta = 0.0582$.

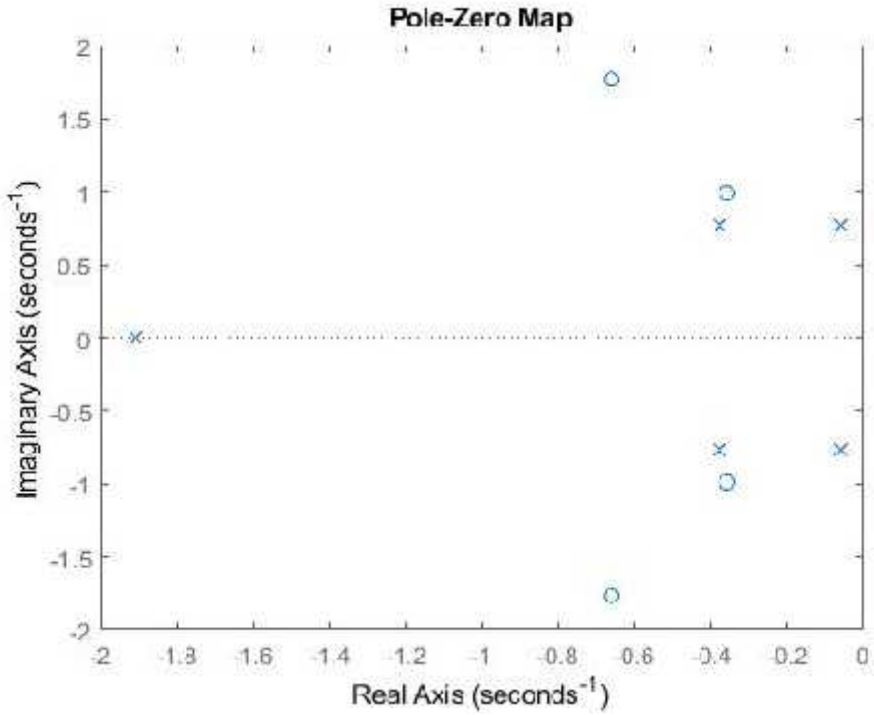

Рис. 3.3. Графік нулів та полюсів об’єкта без регулятора

• Побудова перехідної характеристики замкнутої системи та визначення показників якості системи:

```
figure(3)
step(Wz)
title('Object')
```

Результат:

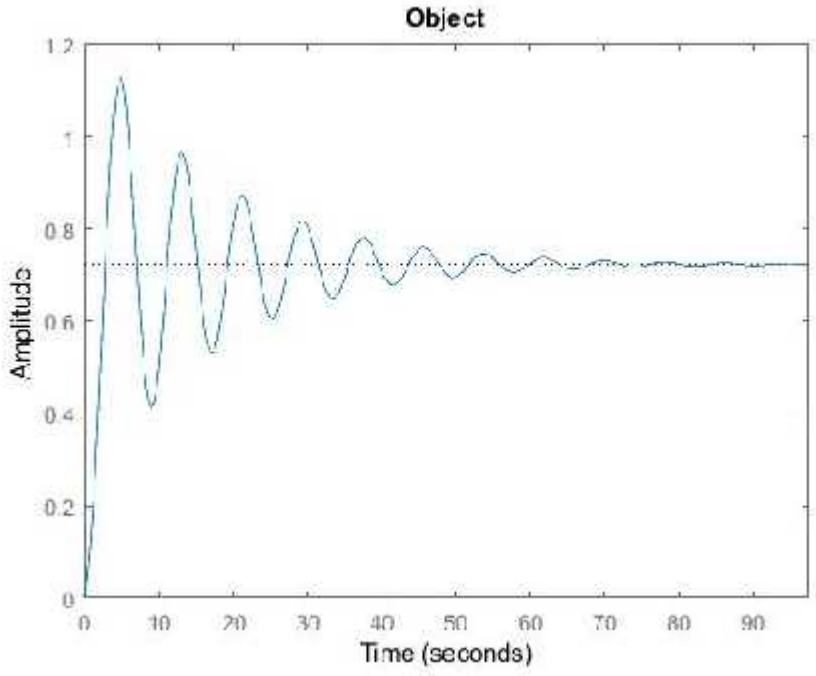

Рис. 3.4. Перехідна характеристика об’єкта

Перерегулювання $\sigma = 55.9$ %; час регулювання $t_{\text{р}} = 58.6$ c; установлене значення $h_{\text{уст}} = 0.722$

3.2. Синтез регулятора

Основними похибками гіроскопів є власний відхід, карданна похибка, віражна похибка і уявний відхід.

Величина власного відходу визначається тертям і балансуванням частин гіроскопа, що рухаються.

Карданна похибка є різницею між кутом курсу, що вимірюється в горизонтальній площині, і показаннями гірокомпаса при нахилі (по крену або тангажу) осі зовнішньої рамки від вертикального положення.

Віражна похибка утворюється при віражах і виникає у зв'язку з роботою корекційного пристрою, що забезпечує перпендикулярність положення ротора гіроскопа до площини зовнішньої рамки гіровузла. На відміну від карданної похибки, віражна похибка безперервно накопичується в процесі виконання віражу і не зникає після його закінчення.

Уявний відхід викликаний тим, що вільний триступеневий гіроскоп зберігає напрямок своєї осі незмінним у просторі щодо нерухомих зірок, але аж ніяк не щодо Землі та її площин. Земля сама рухається в просторі, тому, навіть абсолютно нерухомий гіроскоп у просторі обертається щодо Землі, створюючи видимий рух своєї осі, що здається.

До четвертої групи завад відносять випадкові відхилення гіроскопічних вимірювачів (МГВ-1). Вони обумовлені випадковими змінами моменту сил опору обертання в осях підвісу карданів и викликають випадкову прецесію гіроскопа. Тоді спектральна щільність завади матиме наступний вигляд:

$S_x^{(s)} = \frac{2D_x}{|Hs^2+(H\ \ +nK_1)s+\alpha\ \ K_2|^2}$, де:

H - кінематичний момент МГВ-1;

α - постійна часу експоненти кореляційної функції моменту сил опору;

n - коефіцієнт передачі ланцюгу кореляції;

K_1 та K_2 - коефіцієнти крутизни характеристик розвантажувального та коригувального двигунів відповідно.

В якості апроксимованої моделі випадкового збурення 4-ї групи завад беремо ДРФ вигляду: $S'_\psi = \frac{1}{|T^2 s^2+1|^2}$

Маємо спектральну щільність збурення, яке будемо використовувати в подальших розрахунках:

$$S'_\psi = \frac{1}{-0.0 \quad s^2+1}$$

Представимо початковий об'єкт у наступній формі: $W = \frac{M}{P} = M * P^{-1}$, де P і M – матриці розміру n x n і n x m відповідно, елементами яких є функції аргументу Лапласа $p = \frac{d}{d}$. Так, як передавальна функція об'єкта рівна:

$$W_\psi = \frac{0.6 \quad s^4+1.3 \quad s^3+3.7s^2+2.6 \quad s+2.6}{4.2 \quad s^5+1 \quad .1 \quad s^4+1 \quad .8 \quad s^3+1 \quad .1 \quad s^2+3.6 \quad s+1},$$

то звідси маємо наступне:

$$P = 4.27s^5 + 11.19s^4 + 11.81s^3 + 10.19s^2 + 3.624s + 1$$

$$M = 0.6591s^4 + 1.342s^3 + 3.7s^2 + 2.644s + 2.6$$

Алгоритм розрахунків. Нехай складний об'єкт (наприклад, сервомеханізм) описується рівнянням (2.2):

$$P = M + \psi,$$

```
C=0.14
[num,den]=tfdata(Wp,'v')
P=tf(den,1)
M=tf(num,1)
Sff=tf(1,[0.01 1])*(tf(1,[0.01 1]))'
```

Результати:

```
P = 4.27 s^5 + 11.19 s^4 + 11.81 s^3 + 10.19 s^2 + 3.624 s + 1

M = 0.6591 s^4 + 1.342 s^3 + 3.7 s^2 + 2.644 s + 2.6

             -1
Sff = --------------
      0.0001 s^2 - 1
```

Розв'яжемо задачу оптимального синтезу, що полягає у підборі структури та параметрів регулятора W, що забезпечить мінімальний показник якості

(середньо-квадратичну помилку), буде стійким та гарантуватиме стійкість системи в цілому.

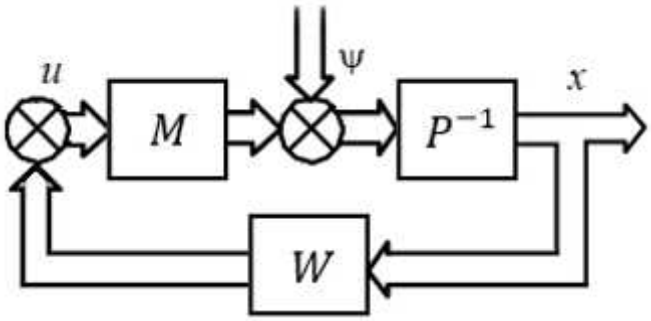

Рис. 3.5. Структурна схема оптимальної системи стабілізації

а) Проведемо факторизацію виразів (2.20) та (2.21):

$$S'_{\psi} = DD_*;$$

$$\Gamma\Gamma_* = M_* P_*^{-1} R P^{-1} M + C,$$

де $R = 1$ – ваговий коефіцієнт, тому ним знехтуємо в подальших розрахунках.

```
G_G=minreal((M'*inv(P)'*inv(P)*M+C))
[G]=spf(G_G)
G_=G'
DD_=Sff
[D]=spf(DD_)
```

Результати:

```
    0.3742 s^5 + 1.352 s^4 + 2.161 s^3 + 2.361 s^2 + 1.476 s + 0.6152
G = ------------------------------------------------------------------
      s^5 + 2.62 s^4 + 2.766 s^3 + 2.387 s^2 + 0.8488 s + 0.2342

     0.3742 s^5 - 1.352 s^4 + 2.161 s^3 - 2.361 s^2 + 1.476 s - 0.6152
G_ = ------------------------------------------------------------------
      s^5 - 2.62 s^4 + 2.766 s^3 - 2.387 s^2 + 0.8488 s - 0.2342

           -1
DD_ = --------------
     0.0001 s^2 - 1

       1
D = ----------
    0.01 s + 1
```

б) Виконаємо сепараці. виразу (2.22):

$$T = T_0 + T_+ + T_- = \Gamma_*^{-1} M_* P_*^{-1} R P^{-1} D,$$

```
T=minreal((inv(G_)*M'*inv(P)'*inv(P)*(D)))
[T_zero, T_plus, T_minus] = sep(T)
[nT_plus,dT_plus]=tfdata(T_plus,'v')
nT_pluss=real(nT_plus)
T_pluss=minreal(tf(nT_pluss,dT_plus))
```

Результати:

```
                0.03475 s^4 + 0.1555 s^3 + 0.302 s^2 + 0.347 s + 0.2368
T_pluss = ------------------------------------------------------------
          s^5 + 2.62 s^4 + 2.766 s^3 + 2.387 s^2 + 0.8488 s + 0.2342
```

в) Визначимо оптимальну передаточну функцію системи F_u (по управлінню) за виразом (2.24):

$$F_u = -\Gamma^{-1}(T_0 + T_+)D^{-1},$$

```
Fu=minreal((-inv(G)*T_pluss*inv(D)))
```

Результати:

```
     -0.0009287 s^5 - 0.09703 s^4 - 0.4236 s^3 - 0.8165 s^2 - 0.9338 s - 0.6329
Fu = ------------------------------------------------------------------------
           s^5 + 3.613 s^4 + 5.775 s^3 + 6.311 s^2 + 3.944 s + 1.644
```

г) Визначимо другу оптимальну передаточну функцію системи F_x (по збуренню) за виразом (2.16):

$$F_x = P^{-1}(MF_u + E_n),$$

```
Fx=minreal((inv(P)*(M*Fu+1)))
```

Результати:

```
      -0.0001434 s^4 - 0.0149 s^3 - 0.05728 s^2 - 0.1522 s - 0.001325
Fx = ---------------------------------------------------------------
        s^5 + 3.613 s^4 + 5.775 s^3 + 6.311 s^2 + 3.944 s + 1.644
```

д) Визначимо оптимальну передаточну функцію регулятора за виразом (2.17):

$$W = F_u F_x^{-1},$$

```
W=minreal(Fu*inv(Fx))
```

Результати:

```
     6.478 s^5 + 676.8 s^4 + 2955 s^3 + 5695 s^2 + 6513 s + 4414
W = ------------------------------------------------------------
          s^4 + 103.9 s^3 + 399.5 s^2 + 1062 s + 9.242
```

е) Задача синтезу за спектральним методом полягає у тому, щоб знайти таку структуру матриці W на класі дробово-раціональних функцій, яка забезпечує стійкість замкненої системи і одночасно доставляє мінімум функціоналу.

В рамках синтезу виконаємо параметричне налаштування вагового множника C, враховуючи складність початкового об’єкта, який має комплексні корені. Побудова показників якості (e_x, e_u та e) на одному графіку відповідно до зміни вагового множника C:

```
lamb=[0.0001 0.001 0.01 0.1 1 2.5]
```

```
ex=[7.9114e-08 4.3106e-06 1.6536e-04 0.0018 0.0163 0.0461]
eu=[0.1583 0.1518 0.1305 0.0776 0.0243 0.0148]
e=[1.5905e-05 1.5606e-04 0.0015 0.0095 0.0406 0.083]
figure(10)
plot(lamb,ex,lamb,eu,lamb,e)
grid on
legend('ex','eu','e')
```

Результат:

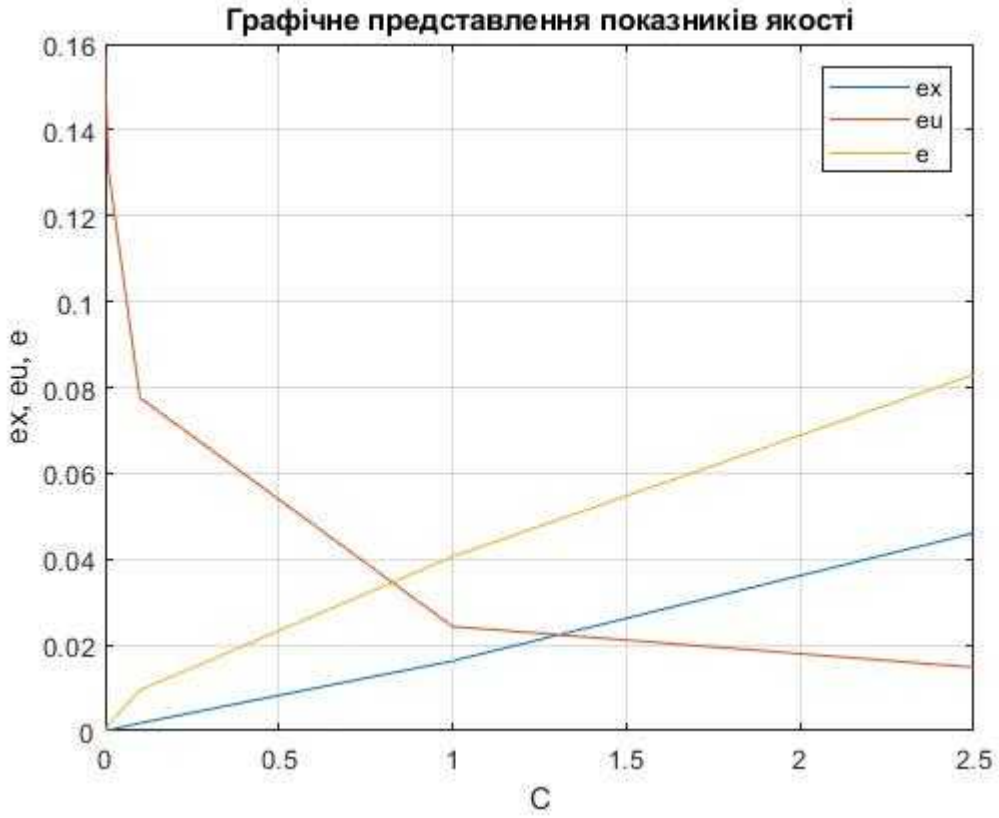

Рис. 3.6. Показники якості оптимальної системи стабілізації

Синя лінія (e_x) – процес зростання помилки стабілізації.

Червона лінія (e_u) – потужність управління, яку необхідно прикласти, щоб забезпечити стабілізацію. Чим менше прикладати потужності, тим більша помилка стабілізації.

Жовта лінія (e) – сумарний показник якості.

• З аналізу отриманого графіка залежності вагового коефіцієнта від показників якості стає очевидним, що існує пряма кореляція між витратами потужності управління та оптимальністю стабілізації об'єкта.

Зокрема, зі збільшенням вагового коефіцієнта спостерігається зменшення витрат потужності управління. Це може бути інтерпретовано як необхідність

менш інтенсивного впливу на систему для досягнення оптимальних показників стабілізації.

Крім того, на графіку чітко видно, що зменшення потужності управління супроводжується збільшенням помилок стабілізації та сумарних показників помилок. Це підтверджує той факт, що зниження енерговитрат спричиняє негативні наслідки для ефективності стабілізації об’єкта.

Таким чином, оптимальний баланс між витратами потужності управління та якістю стабілізації є компромісом, який необхідно знайти при проектуванні системи управління. Керуюча система має бути налаштована таким чином, щоб забезпечувати достатню потужність для ефективної стабілізації об’єкта, мінімізуючи при цьому енерговитрати.

Функціонал якості отриманої системи, при ваговому коефіцієнті $C = 0.14$, прийме вигляд:

```
Sxx=minreal(Fx’*Fx*Sff,0.1)
sxx=spf(Sxx)
ex=coloss(sxx)
Suu=minreal(Fu’*Fu*Sff,0.1)
suu=spf(Suu)
eu=coloss(suu)
e=ex+C*eu
```

Результати:

```
                0.01434 s^3 + 0.05576 s^2 + 0.1522 s + 0.001325
sxx = ------------------------------------------------------------
      s^5 + 3.613 s^4 + 5.775 s^3 + 6.311 s^2 + 3.944 s + 1.644

ex = 0.0025

      0.09287 s^4 + 0.4155 s^3 + 0.8072 s^2 + 0.9275 s + 0.6329
suu = ------------------------------------------------------------
      s^5 + 3.613 s^4 + 5.775 s^3 + 6.311 s^2 + 3.944 s + 1.644

eu = 0.0736

e =  0.0128
```

3.3. Аналіз отриманих результатів та їх дослідження на стійкість

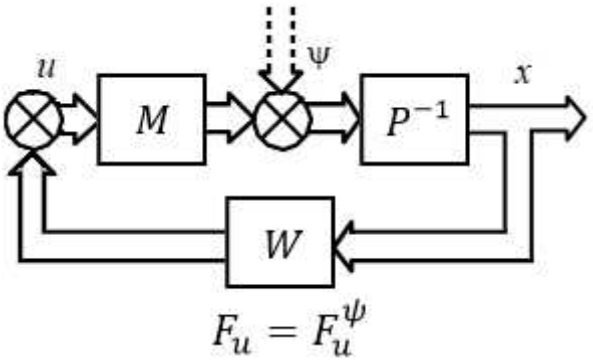

Рис. 3.7. Структурна схема оптимальної системи стабілізації по управлінню

• Передаточна функція оптимальної системи F_u по управлінню за виразом (2.24):

```
Fu=minreal((-inv(G)*T_pluss*inv(D)))
```

Результати:

```
      -0.0009287 s^5 - 0.09703 s^4 - 0.4236 s^3 - 0.8165 s^2 - 0.9338 s - 0.6329
Fu = ------------------------------------------------------------------------------
              s^5 + 3.613 s^4 + 5.775 s^3 + 6.311 s^2 + 3.944 s + 1.644
```

• Побудова ЛАЧХ системи та визначення ступенів стійкості:

```
figure(4)
margin(Fu), grid on
legend('Fu')
```

Результат:

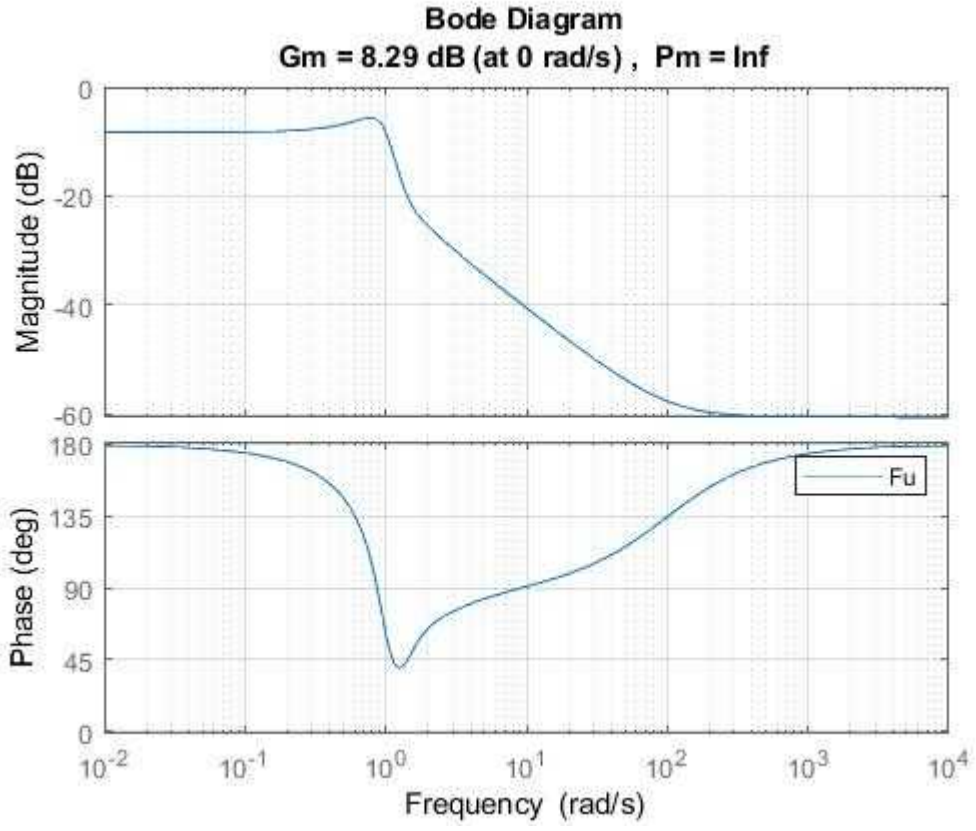

Рис. 3.8. ЛАЧХ оптимальної системи F_u по управлінню

Запас стійкості по амплітуді $\mathrm{Gm} = 8.29\ \mathrm{dB}$, по фазі $\mathrm{Pm} = \mathrm{Inf\ deg}$

• Визначення нулів та полюсів, а також побудова їх на комплексній площині:

```
pole(Fu)
figure(5)
pzmap(Fu)
```

Результати:

$$p_{1,F} = -1.8545 + 0.0000i$$

$$p_{2,F} = -0.2510 + 0.9323i$$

$$p_{3,F} = -0.2510 - 0.9323i$$

$$p_{4,F} = -0.6283 + 0.7459i$$

$$p_{5,F} = -0.6283 - 0.7459i$$

Ступінь стійкості системи: $\eta = 0.251$.

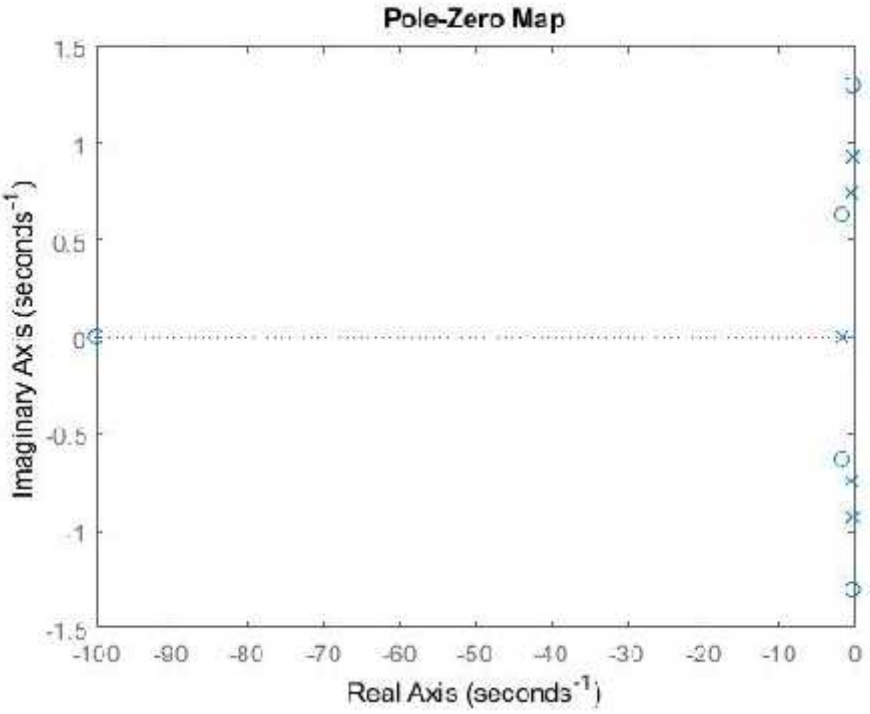

Рис. 3.9. Графік нулів та полюсів оптимальної системи F_u по управлінню

• Побудова перехідної характеристики замкнутої системи та визначення показників якості системи:

```
figure(6)
step(Fu)
legend('Fu')
```

Результат:

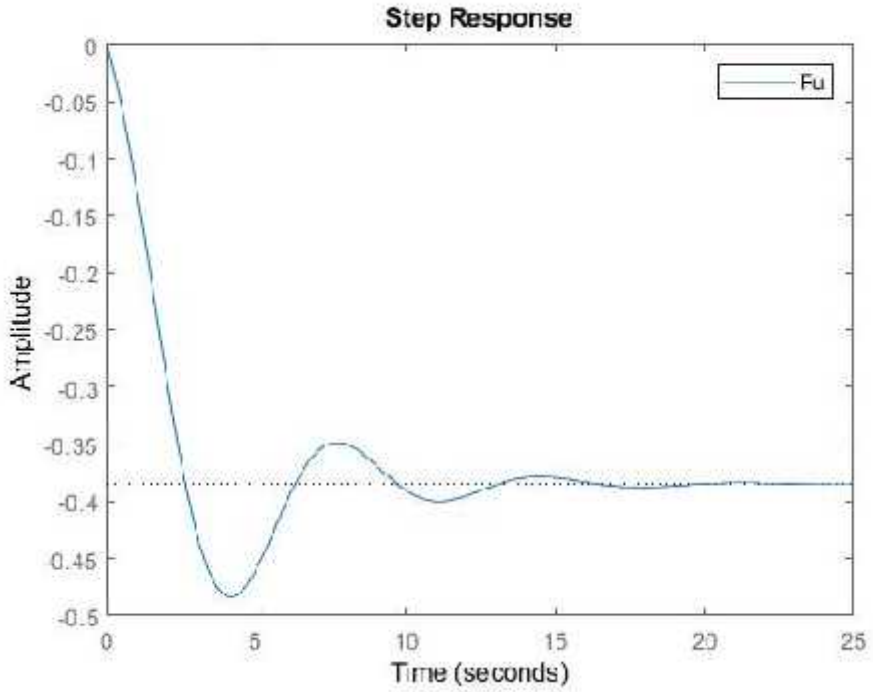

Рис. 3.10. Перехідна характеристика оптимальної системи F_u по управлінню

Перерегулювання $\sigma = 25.6$ %; час регулювання $t_p = 12.3\ c$; установлене значення $h_{уст} = -0.385$

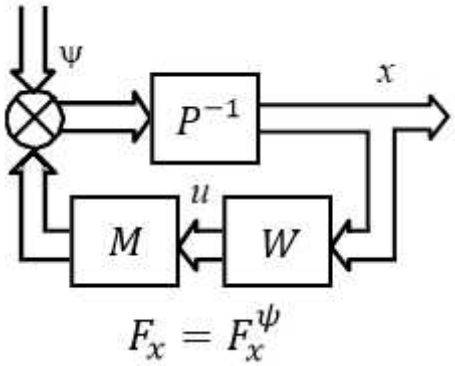

Рис. 3.11. Структурна схема оптимальної системи стабілізації по збуренню

• Передаточна функція оптимальної системи F_x по збуренню за виразом (2.16):

```
Fx=minreal((inv(P)*(M*Fu+1)))
```

Результати:

```
      -0.0001434 s^4 - 0.0149 s^3 - 0.05728 s^2 - 0.1522 s - 0.001325
Fx = ---------------------------------------------------------------
        s^5 + 3.613 s^4 + 5.775 s^3 + 6.311 s^2 + 3.944 s + 1.644
```

• Побудова ЛАЧХ системи та визначення ступенів стійкості:

```
figure(7)
```

```
margin(Fx), grid on
legend('Fx')
```

Результат:

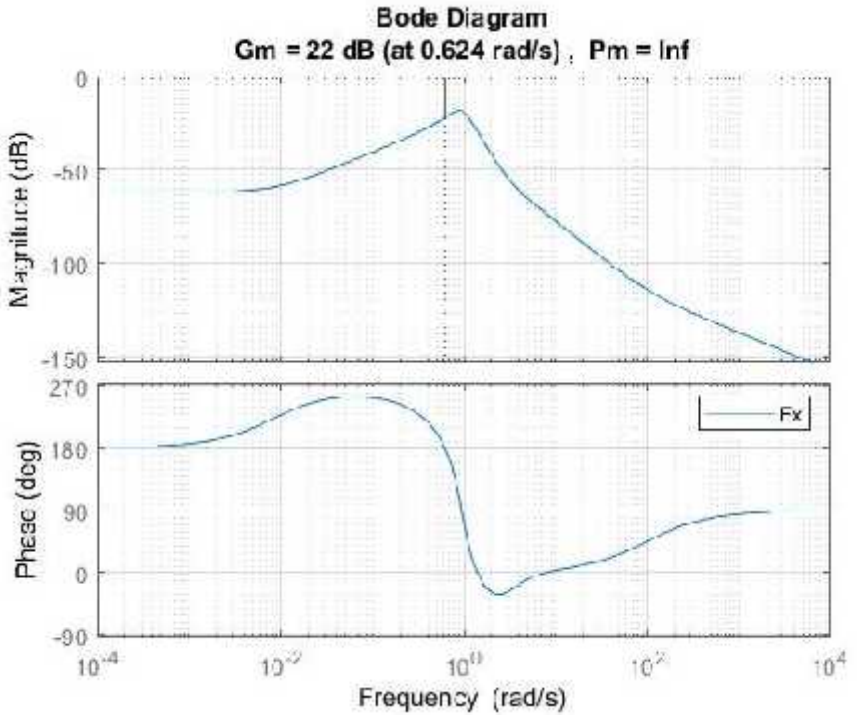

Рис. 3.12. ЛАЧХ оптимальної системи F_x по збуренню

Запас стійкості по амплітуді $\mathrm{Gm} = 22\ \mathrm{dB}$, по фазі $\mathrm{Pm} = \mathrm{Inf}\ \mathrm{deg}$

• Визначення нулів та полюсів, а також побудова їх на комплексній площині:

```
pole(Fx)
figure(8)
pzmap(Fx)
```

Результати:

$$p_{1,F} = -1.8545 + 0.0000i$$

$$p_{2,F} = -0.2510 + 0.9323i$$

$$p_{3,F} = -0.2510 - 0.9323i$$

$$p_{4,F} = -0.6283 + 0.7459i$$

$$p_{5,F} = -0.6283 - 0.7459i$$

Ступінь стійкості системи: $\eta = 0.251$.

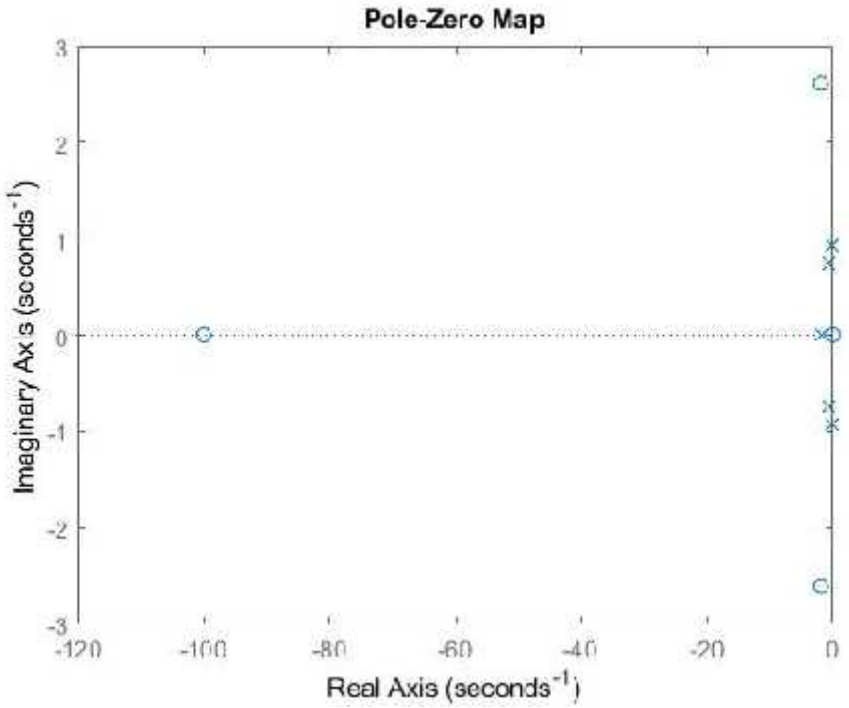

Рис. 3.13. Графік нулів та полюсів оптимальної системи F_x по збуренню

• Побудова перехідної характеристики замкнутої системи та визначення показників якості системи:

```
figure(9)
step(Fx)
legend('Fx')
```

Результат:

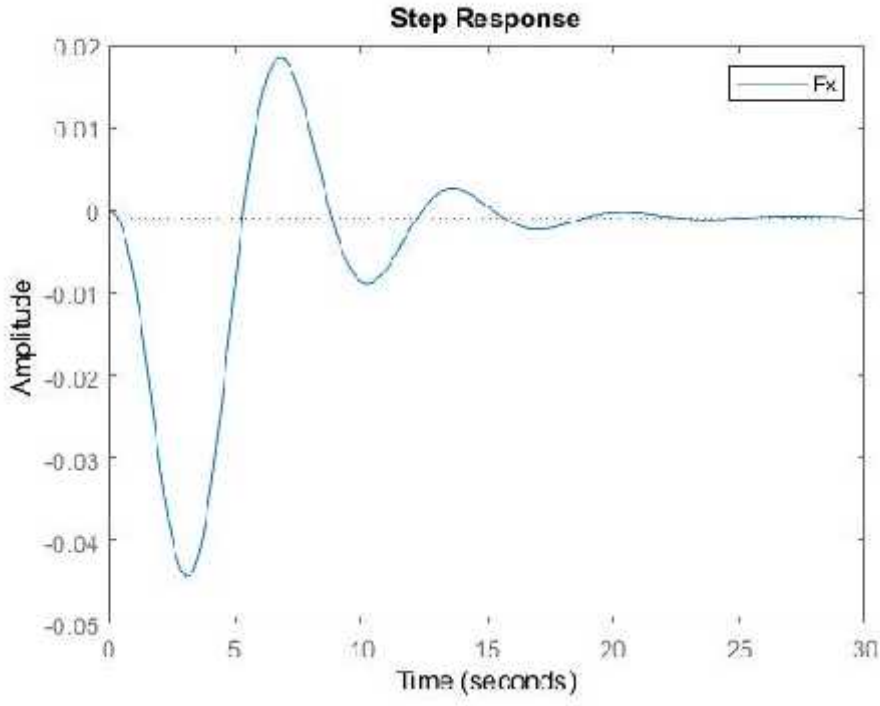

Рис. 3.14. Перехідна характеристика оптимальної системи F_x по збуренню

Перерегулювання $\sigma = 5400$ %; час регулювання $t_р = 18.1\ c$; установлене значення $h_{уст} = -0.000806$

3.4. Аналіз якості системи стабілізації

• Параметричний синтез оптимальної системи стабілізації – підбір оптимального значення вагового множника. Тому знайдемо функціонал якості оптимального регулятора системи стабілізації, при ваговому коефіцієнті $C = 0.14$, враховуючи складність вхідного об'єкта дослідження в діапазоні стійкості вагового коефіцієнта $C = [0.03\ 0.14]$, що підкреслює важливість управління потужністю для досягнення оптимальної стабілізації:

```
Sxx=minreal(Fx'*Fx*Sff,0.1)
sxx=spf(Sxx)
ex=coloss(sxx)
Suu=minreal(Fu'*Fu*Sff,0.1)
suu=spf(Suu)
eu=coloss(suu)
e=ex+C*eu
```

Результати:

```
                0.01434 s^3 + 0.05576 s^2 + 0.1522 s + 0.001325
sxx = ---------------------------------------------------------
      s^5 + 3.613 s^4 + 5.775 s^3 + 6.311 s^2 + 3.944 s + 1.644

ex = 0.0025

      0.09287 s^4 + 0.4155 s^3 + 0.8072 s^2 + 0.9275 s + 0.6329
suu = ---------------------------------------------------------
      s^5 + 3.613 s^4 + 5.775 s^3 + 6.311 s^2 + 3.944 s + 1.644

eu = 0.0736

e =  0.0128
```

• Функціонал якості системи зі жорстким зворотним зв'язком матиме наступний вигляд:

```
Sxx=minreal(Fx'*Fx*Sff,0.1)
sxx=spf(Sxx)
Ex=coloss(sxx)
Suu=minreal(Fu'*Fu*Sff,0.1)
suu=spf(Suu)
Eu=coloss(suu)
E=Ex+Eu
```

Результати:

```
                                  2.342
sxx = ------------------------------------------------------------------
      s^6 + 12.77 s^5 + 30.83 s^4 + 34.06 s^3 + 34 s^2 + 15.52 s + 8.432

Ex = 0.2431

                                  2.342
suu = ------------------------------------------------------------------
      s^6 + 12.77 s^5 + 30.83 s^4 + 34.06 s^3 + 34 s^2 + 15.52 s + 8.432

Eu = 0.2431

E = 0.4862
```

3.5. Система стабілізації зі жорстким зворотнім зв’язком

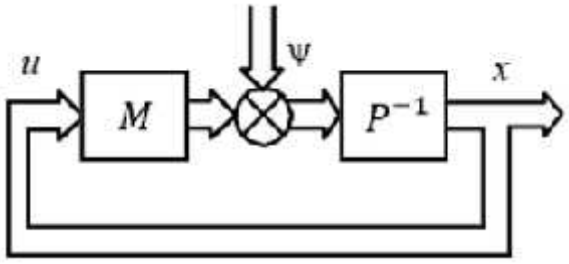

Рис. 3.15. Структурна схема системи стабілізації зі жорстким зворотним зв’язком

• Передаточні функції оптимальної системи F_u по управлінню та F_x по збуренню:

```
W=-1
Fx=(P-M*W)^(-1)
Fu=W*(P-M*W)^(-1)
```

Результати:

```
W = -1

                                  1
Fx = -------------------------------------------------------------
     4.27 s^5 + 11.85 s^4 + 13.15 s^3 + 13.89 s^2 + 6.268 s + 3.6

                                 -1
Fu = -------------------------------------------------------------
     4.27 s^5 + 11.85 s^4 + 13.15 s^3 + 13.89 s^2 + 6.268 s + 3.6
```

• Побудова ЛАЧХ системи та визначення ступенів стійкості:

```
figure(11)
margin(Fu), grid on
legend('Fu')
figure(12)
margin(Fx), grid on
legend('Fx')
```

Результати:

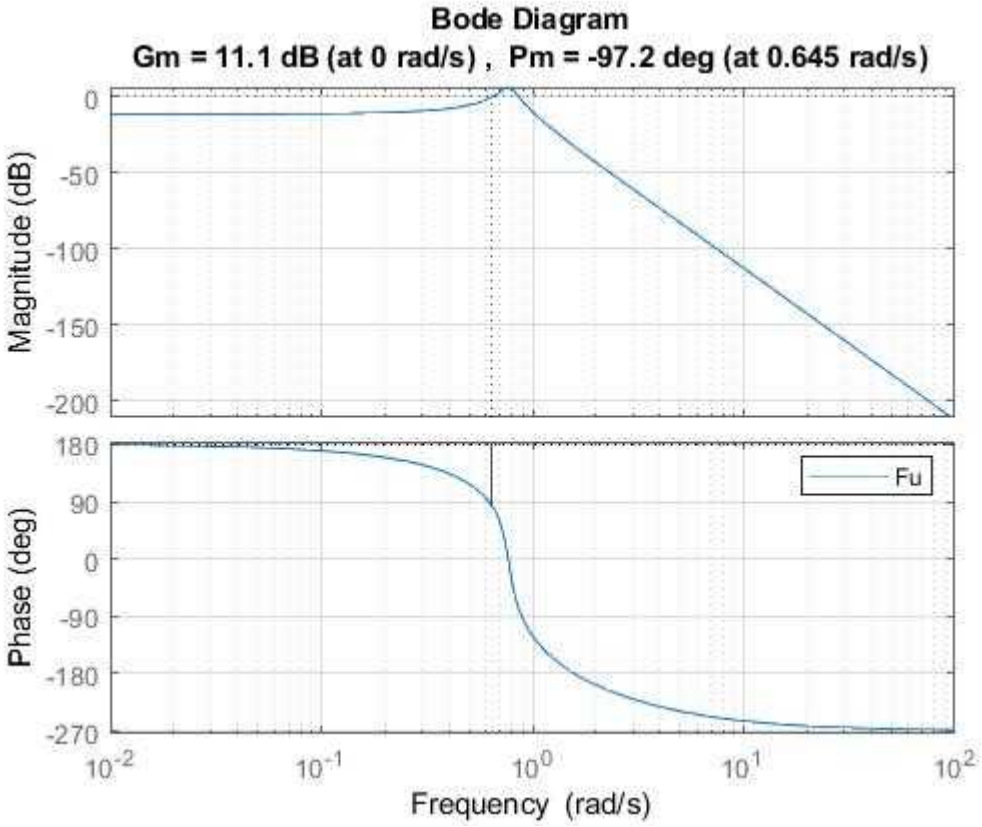

Рис. 3.16. ЛАЧХ системи стабілізації зі жорстким зворотним зв'язком F_u по управлінню

Запас стійкості по амплітуді $\mathrm{Gm} = -11.1$ dB, по фазі $\mathrm{Pm} = -97.2$ deg

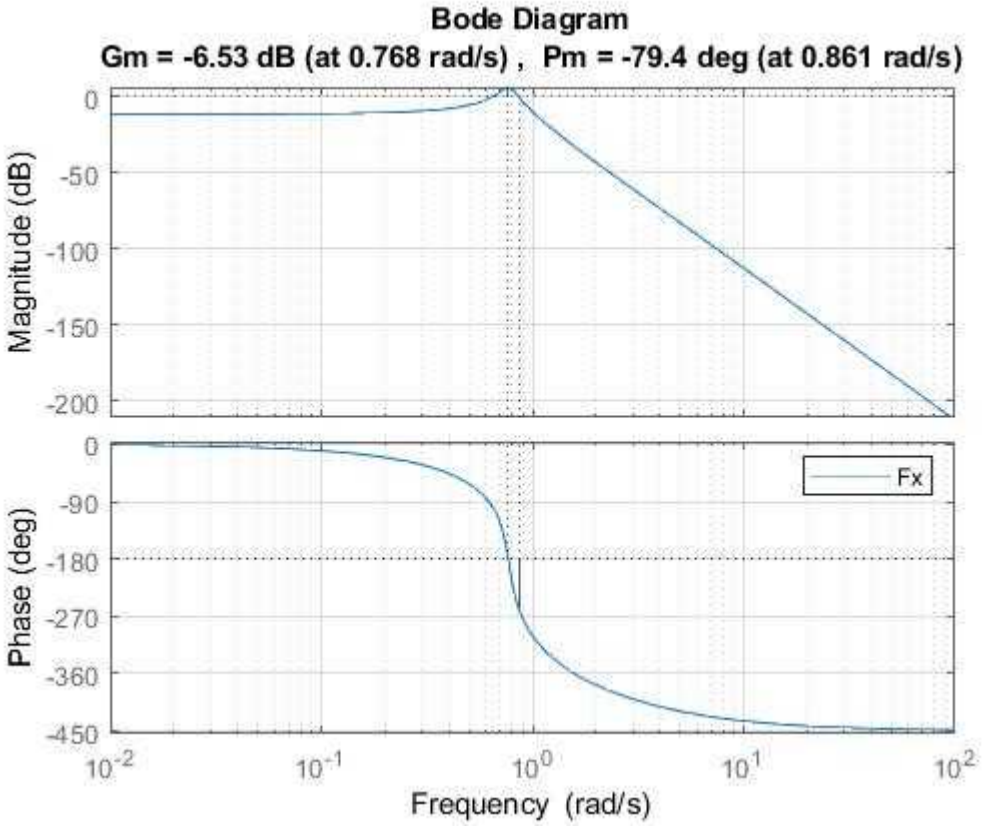

Рис. 3.17. ЛАЧХ системи стабілізації зі жорстким зворотним зв'язком F_x по збуренню

Запас стійкості по амплітуді $\mathrm{Gm} = -6.53$ dB, по фазі $\mathrm{Pm} = -79.4$ deg

• Визначення нулів та полюсів, а також побудова їх на комплексній площині. Так як знаменник передавальної функції F_u рівний знаменнику передавальної функції F_x, то полюси будуть рівними:

```
pole(Fu)
figure(13)
pzmap(Fu)
pole(Fx)
```

Результати:

$$p_{1,F} = -1.9056 + 0.0000i$$
$$p_{2,F} = -0.3764 + 0.7709i$$
$$p_{3,F} = -0.3764 - 0.7709i$$
$$p_{4,F} = -0.0582 + 0.7732i$$
$$p_{5,F} = -0.0582 - 0.7732i$$

Ступінь стійкості системи: $\eta = 0.0582$.

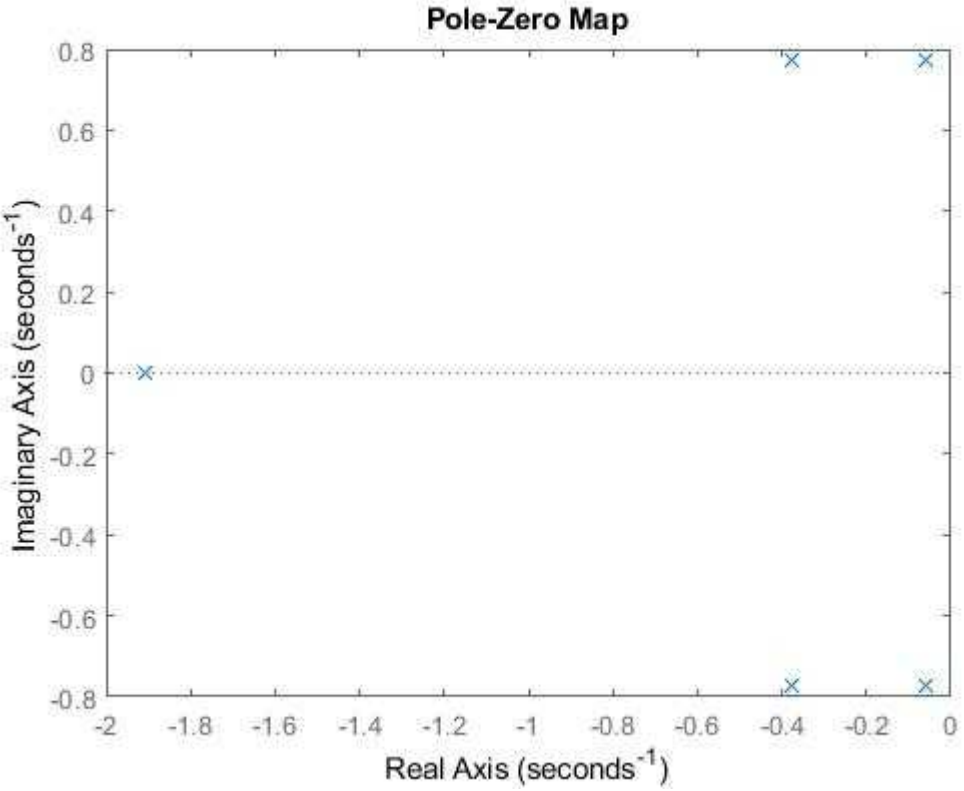

Рис. 3.18. Графік нулів та полюсів системи стабілізації зі жорстким зворотним зв’язком F_u по управлінню та F_x по збуренню

• Побудова перехідної характеристики замкнутої системи та визначення показників якості системи:

```
figure(14)
step(Fu)
legend('Fu')
figure(7)
step(Fx)
legend('Fu')
```

Результати:

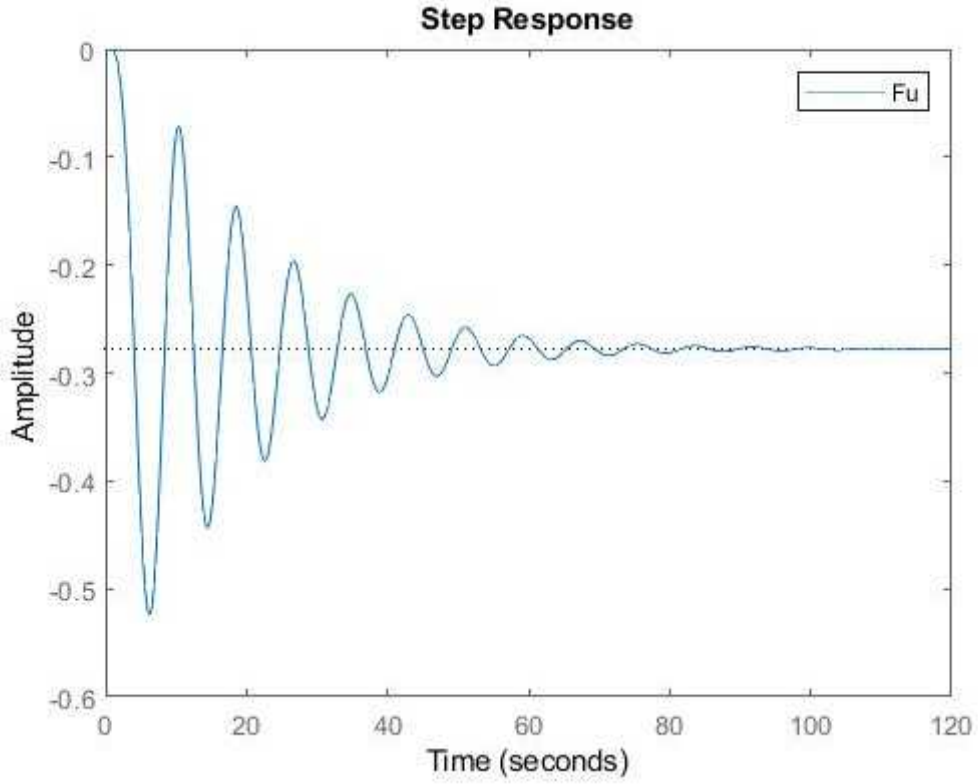

Рис. 3.19. Перехідна характеристика системи стабілізації зі жорстким зворотним зв'язком F_u по управлінню

Перерегулювання $\sigma = 88.5$ %; час регулювання $t_р = 71.9$ $с$; установлене значення $h_{уст} = -0.278$

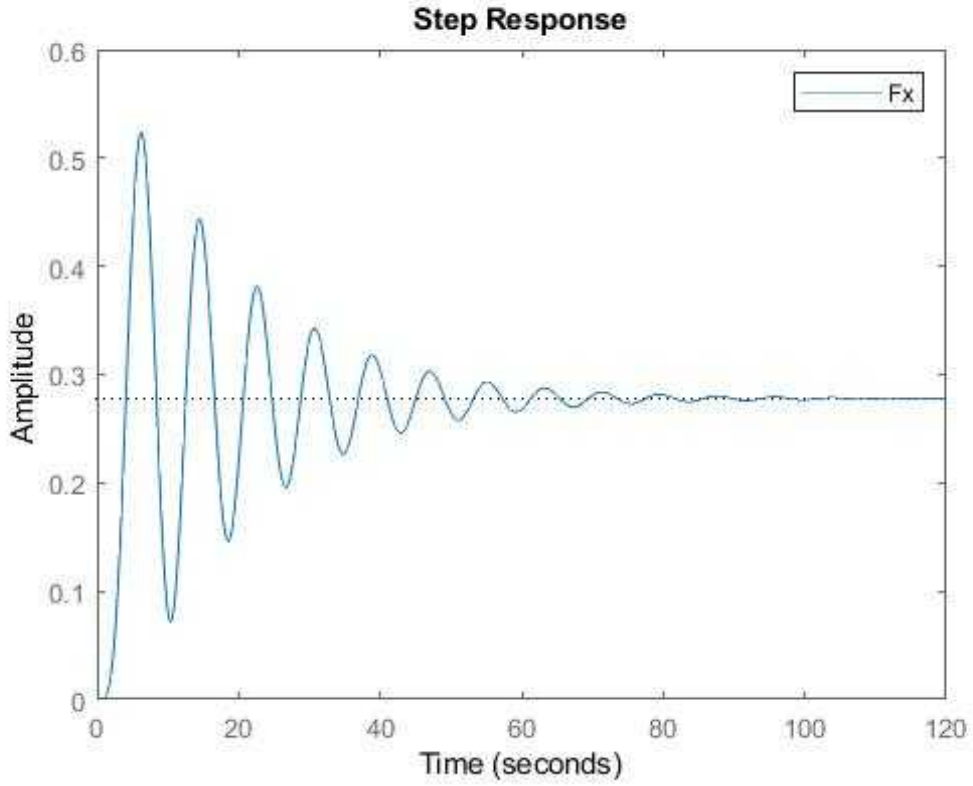

Рис. 3.20. Перехідна характеристика системи стабілізації зі жорстким зворотним зв’язком F_x по збуренню

Перерегулювання $\sigma = 88.5$ %; час регулювання $t_p = 71.9\ c$; установлене значення $h_{уст} = 0.278$

• Функціонал якості отриманої системи прийме вигляд:

```
Sxx=minreal(Fx'*Fx*Sff,0.1)
sxx=spf(Sxx)
Ex=coloss(sxx)
Suu=minreal(Fu'*Fu*Sff,0.1)
suu=spf(Suu)
Eu=coloss(suu)
E=Ex+Eu
```

Результати:

```
                                2.342
sxx = ------------------------------------------------------------------
      s^6 + 12.77 s^5 + 30.83 s^4 + 34.06 s^3 + 34 s^2 + 15.52 s + 8.432

Ex = 0.2431

                                2.342
suu = ------------------------------------------------------------------
      s^6 + 12.77 s^5 + 30.83 s^4 + 34.06 s^3 + 34 s^2 + 15.52 s + 8.432

Eu = 0.2431

E = 0.4862
```

3.6. Порівняльна характеристика отриманих регуляторів, відповідно за параметричним та спектрально-параметричним синтезом

Для більш повного представлення регуляторів та вибору найкращого серед них – проведемо детальний аналіз, представивши результати вимірювань у формі таблиці. У нашому огляді будемо враховувати не лише базові параметри, такі як перерегулювання та час регулювання, але й більш глибокі аспекти, такі як ступінь стійкості системи, запаси стійкості за амплітудою та фазою, а також встановлене значення.

Перерегулювання відбиває ступінь коливань навколо значення, час регулювання – швидкість досягнення стабільного стану. Ступінь стійкості системи буде критичним фактором, особливо у разі складних динамічних процесів. Запаси стійкості за амплітудою та фазою оцінюють, наскільки система здатна підтримувати стабільність при зміні параметрів.

Таблиця 3.1

Характеристики	Тип синтезу					Об’єкт без регулятора
	Параметричний				Структурно-параметричний	
	П	ПІД	ПІ	ПД	F_u	$F_{u\_жзз}$
Запас стійкості по амплітуді Gm, dB	10.5	10	10.1	10.4	8.29	-11.1
Запас стійкості по фазі Pm, deg	55	55	55	55	Inf	-97.2
Ступень стійкості системи η	0.159	0.029	0.029	0.158	0.251	0.0582
Перерегулювання σ, %	44.8	0	0	44.9	25.6	88.5
Час регулювання $t_р$, с	25.8	105	104	25.9	12.3	71.9
Установлене значення $h_{уст}$	0.576	1	1	0.575	-0.385	-0.278
Показник якості e_x за помилкою стабілізації	–	–	–	–	0.0025	0.2431
Показник якості e_u за потужністю управління	–	–	–	–	0.0736	0.2431
Показник якості e	–	–	–	–	0.0128	0.4862

У порівнянні з регуляторами параметричного синтезу оптимальні пристрої стабілізації, отримані структурно-параметричним синтезом, виявили перевагу в перерегулюванні, стійкості та часу регулювання. Саме регулятор, синтезований спектральним методом, має найменше перерегулювання, величиною $\sigma = 25.6\ \%$, що характеризує високий рівень запасу стійкості та малий ступінь коливальності; час регулювання рівний $t_{\text{р}} = 12.3\ c$, що показує швидкодію системи, тобто час, за який система спроможна повернутися до попередньо заданих параметрів. Полюси, які знаходяться в лівій напівплощині та характеризують стійкість системи.

Для наглядного порівняння також було побудовано систему з жорстким зворотним зв’язком, характеристики якої підтверджують перевагу даної системи над класичними ПІ- та ПІД-регуляторами параметричного синтезу, адже перерегулювання рівне $\sigma = 88.5\ \%$, а час регулювання рівний $t_{\text{р}} = 71.9\ c$. Також порівнюючи отримані показники якості оптимального регулятора системи стабілізації та системи без регулятора, видно, що система зі жорстким зворотнім зв’язком має гірші значення помилки стабілізації $e_x = 0.2431$, потужності управління $e_u = 0.2431$ та сумарного показника якості $e = 0.4862$, ніж система стабілізації – $e_x = 0.0025$, $e_u = 0.0736$, $e = 0.0128$.

Висновки:

У ході розрахункового розділу було розглянуто параметричний синтез та структурно-параметричний синтез, а також використано спектральний метод для створення регулятора стабілізації кута тангажу. Проаналізувавши отримані результати, можна зробити такі висновки:

1) Параметричний синтез дозволяє швидко отримати регулятор, але обмежений можливостями тонкої настройки для оптимізації конкретних вимог.

2) Структурно-параметричний синтез надає більш гнучкий підхід, дозволяючи налаштовувати як чисельні параметри, а й структуру регулятора. Це важливо для більш точного та ефективного досягнення всіх вимог системою управління та стабілізації.

3) Найкращим за характеристиками та показниками якості серед розглянутих регуляторів у цьому дослідженні виявився регулятор стабілізації по куту тангажу, який синтезований спектральним методом, тобто створений з використанням структурно-параметричного синтезу. Це свідчить про високу ефективність цього методу під час налаштування регуляторів для складних динамічних систем, які знаходяться під впливами як детермінованих, так і випадкових завад.

РОЗДІЛ 4. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

4.1. Загальні відомості та статистичні дані

Сучасна цивільна авіація постійно розвивається. Літаки всіх країн щодня пролітають близько 65 млн км. Світовий обсяг пасажирських авіаперевезень щороку зростає на 4-5%. Розширення авіапарку та збільшення кількості виконаних польотів відповідно тягне за собою зростання споживання авіаційних палив. Як повідомляє TV Discovery Science, сьогодні у світі використовується близько 290 тис. т палива для повітряно-реактивних двигунів (ПРД) на добу. А за даними Державної служби статистики України в 2011 р. споживання авіаційної гасу становило 343284 т, авіаційного бензину — 189 т. Авіаційна техніка розвивається у напрямку збільшення швидкостей та висот польотів літальних апаратів (ЛА), надійності та ресурсу силових установок ПРД, покращення характеристик та економічності. Надійність та ефективність роботи двигуна (відповідно і самого ЛА) вимагають високої якості палива. Сучасні палива для ЛА повинні задовольняти вимогам, пов’язаним з економічністю, надійністю та довговічністю роботи авіаційної техніки. Особлива увага нині приділяється екологічній безпеці палива.

4.2. Роль якості палив у забезпеченні безпеки польотів

Багато в чому безпека польоту залежить від якості палива, яке використовується для заправки повітряного судна (ПС). Відомі випадки, коли причиною виникнення несправностей у роботі силових установок ПРД була невідповідність якості палива вимогам, встановленим нормативними документами.

За статистикою понад 20% аварій ПС відбувається через технічні неполадки, у тому числі спричинені невідповідністю якості палива (рис. 4.1).

Найбільша кількість авіакатастроф сталася внаслідок відмови силових установок (понад 50%) та злітно-посадкових пристроїв (близько 40%). Таким чином, приблизно 90 % авіаційних катастроф, зумовлених несправністю техніки, пов’язані з несправностями цих функціональних систем (рис. 4.2).

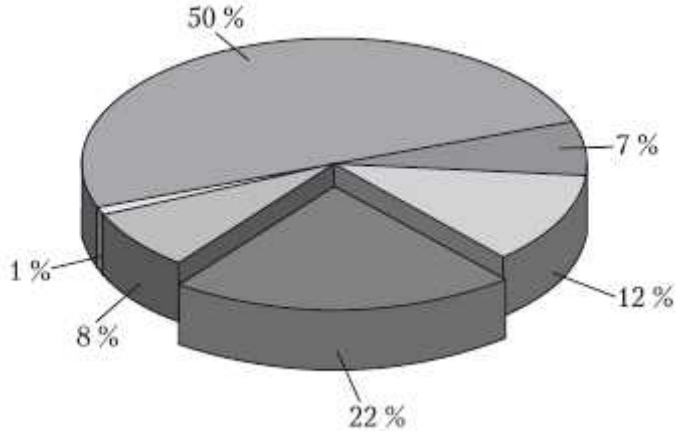

Рис. 4.1. Основні причини авіакатастроф: 50% - помилка пілота; 7% - помилка інших членів екіпажу; 12% - погодні умови; 22% - технічні проблеми; 8% - саботаж; 1% - інші

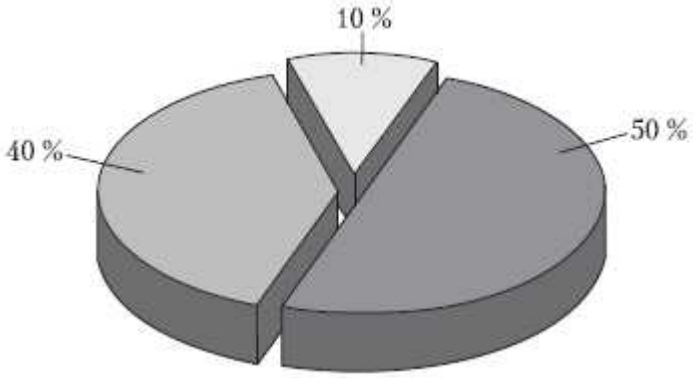

Рис. 4.2. Технічні проблеми, пов’язані з відмовами повітряних суден: 50% - відмови силових установок; 40% - відмови злітно-посадкових пристроїв; 10% - відмови інших систем літака

За статистичними даними сьогодні авіакатастрофи стали траплятися рідше. До 1960-х років авіаційна галузь була розвинена слабо, тому цивільні авіаперевезення були вкрай рідкісними. Збільшення аварій та числа загиблих в автокатастрофах починається з 1960 р. Максимальна кількість авіакатастроф зафіксована за період з 1971 по 1980 р. В результаті 585 аварій загинуло 16 398 осіб. Слід зазначити, що сьогодні авіаперевезення стали безпечнішими. Починаючи з 2001 р., щорічно відбувається не більше 37 аварій літаків (у 60–70-ті рр. щороку відбувалося понад 50 аварій). Однак у результаті технічного прогресу літаки почали перевозити значно більше людей.

Тому якщо раніше внаслідок аварії гинули 50–60 пасажирів, то сьогодні – 150–250. Отже, авіакатастрофи стали більш рідкісним явищем, але кількість жертв у результаті кожної аварії зросла.

Як видно із рис. 4.1, причини авіакатастроф можуть бути різними. Внаслідок технічного розвитку більшість систем літаків стали автоматизованими, таким чином зменшився людський фактор причин аварій. З технічного боку ПС постійно вдосконалюються, усуваються різні недоробки в їх конструкціях та функціонуванні. Проте понад 20 % авіакатастроф відбувається через різні технічні проблеми.

Найчастіше такою причиною є відмова двигунів. Важливу роль у надійній та злагодженій роботі двигунів літака відіграє якість палива та мастильних матеріалів.

Причинами льотних пригод, пов’язаних з якістю авіаційних паливно-мастильних матеріалів (ПММ), можуть бути:

а) зовнішнє забруднення мастильних матеріалів,

б) невідповідність сорту палив для даного виду техніки;

в) відхилення окремих показників якості палив від норм, визначених стандартами;

г) тривале зберігання палив чи домішка інших матеріалів.

В історії світової та вітчизняної авіації відомі випадки, коли застосування неякісного палива ставало прямою чи непрямою причиною авіакатастроф. Наприклад:

14 вересня 2002 р. літак Ан-2, завданням якого був викид парашутистів, упав і спалахнув. У процесі розслідування було встановлено, що невдовзі після зльоту на висоті 120 м відбулася відмова двигуна. Як з’ясувалося, літак був заправлений звичайним автомобільним бензином замість авіаційного.

17 липня 1997 р. сталася катастрофа літака Boeing-747 американської авіакомпанії Trans World Airlines, який здійснював політ за маршрутом Нью-Йорк-Париж. Під час зльоту стався вибух, і уламки впали в океан. За офіційною версією причиною катастрофи став вибух центрального паливного бака через коротке замикання в електромережі та займання парів палива.

6 грудня 1997 р. розбився військово-транспортний літак Ан-124 — «Руслан». За офіційними даними, загинула 71 особа. 400-тонна машина зі 100 т

гасу впала прямо на населений пункт. У процесі розслідування було зроблено попередній висновок щодо палива: воно відповідало стандартам. Однак подальша експертиза підтвердила, що в паливі, яким був заправлений літак, була лише третина від необхідної кількості проти-водокристалізаційних присадок. Оскільки «Руслан» стояв більше доби з напівпорожніми баками на морозі, вода, що містилася в пальному, перетворилася на кригу. Частина його залишилася у паливі, а частина осіла у вигляді інею на стінках паливного бака. При дозаправці пальне ще більше перемішалося з льодом. А після запуску двигунів кристали почали осідати на ґратах паливного фільтра. Крижана пробка, що утворилася, при переведенні силових установок у форсований режим роботи зірвалася і заклинила механізм розподілу пального. Це могло призвести до зупинки одразу трьох двигунів.

2 травня 1970 р. катастрофа DC-9 у Карибському морі - авіаційна катастрофа, що сталася в суботу в центральній частині Карибського моря. Авіалайнер McDonnell Douglas DC-9-33CF авіакомпанії Overseas National Airways (ONA) виконував плановий рейс ALM 980 (для авіакомпанії ALM) за маршрутом Нью-Йорк → Сен-Мартен, але при посадці під час складних погодних умов (злива) виробив все авіапаливо та приводнився в море за 48 кілометрів від аеропорту Сен-Мартена. З 63 осіб (57 пасажирів і 6 членів екіпажу), що знаходилися на його борту, загинули 23.

20 жовтня 1977 р. катастрофа Convair CV-300 - авіаційна катастрофа, що сталася з літаком Convair CV-300 (модифікація Convair CV-240) компанії L&J Company, найнятим рок-групою Lynyrd Skynyrd. Літак, що здійснював рейс з міста Грінвілла штату Південна Кароліна в місто Батон-Руж штату Луїзіана, розбився під час аварійної посадки, викликаної нестачею пального. Встановлено, що магнето правого двигуна — пристрій для запалення горючої суміші двигуна — було несправно (пасажири говорили, що бачили спалахи вогню у правому двигуні безпосередньо перед катастрофою). Пілоти планували усунути несправність після прибуття до Батон-Ружу. Можливо, що через несправність магнето пілоти використовували в двигуні суміш з надлишком палива, що

призвело до його закінчення раніше розрахункового часу. Також висловлювалося припущення, що, отримавши сигнал про спалах, пілоти запанікували та скинули паливо правого двигуна замість того, щоб перекачати його у лівий. Паливний датчик не працював, а пілоти перед вильотом не змогли перевірити рівень палива у баках.

17 грудня 1960 р. катастрофа C-131 у Мюнхені - авіаційна катастрофа літака Convair C-131D Samaritanruen американських ВПС, що сталася під час святвечора в суботу в Мюнхені, загинули 52 людини. На той час це була найбільша авіакатастрофа країни. Розслідуванням події займалася німецько-американська комісія, яка встановила, що безпосередньою причиною катастрофи стала відмова двигуна, яка була викликана забрудненням палива водою. Політ з Лондона тривав три години, а потім була досить тривала стоянка в Мюнхені. Так як вода щільніша, ніж паливо, то вона опинилася внизу паливних баків, де почала замерзати. Під час зльоту лід, що утворився, закупорив вихідні отвори, через що паливо перестало вступити в двигун.

17 січня 2008 р. аварія Boeing 777 у Лондоні - авіаційна аварія, що сталася в четвер. Авіалайнер Boeing 777-236ER авіакомпанії British Airways здійснював плановий рейс BA38 (позивний - Speedbird 38) за маршрутом Пекін-Лондон, але при заході на посадку у нього почали відмовляти обидва двигуни і в результаті він жорстко приземлився в 270 метрах. Усі 152 особи (136 пасажирів і 16 членів екіпажу), що знаходилися на його борту, вижили, 47 з них отримали поранення; 1 пасажир отримав тяжке поранення. Причиною аварії стало утворення в авіапаливі кристалів льоду, що спричинило засмічення теплообмінника системи підігріву авіапалива. Це ускладнило подачу авіапалива до двигунів зі збільшенням тяги на посадці в аеропорту Хітроу. Компанія Boeing - виробник літака - визначила, що проблема мала місце виключно з двигунами від Rolls-Royce plc; згодом Rolls-Royce plc розробила програму модернізації теплообмінника.

4.3. Вимоги до якості палив для ПРД

Вимоги до якості палив для ПРД спочатку значно вищі порівняно з автомобільними бензинами та дизельними паливами. І це правильно, адже під час

польоту відсутня можливість усунути несправності в роботі ЛА. Наприклад, деякі стандарти на дизельне паливо допускають вміст у ньому незначної кількості води. Однак у паливах для ПРД наявність води та механічних домішок є неприпустимою, оскільки при дуже низьких температурах вода в паливі сприяє його кристалізації та втраті плинності. Присутні в паливі механічні домішки можуть забивати фільтри палива, тим самим припиняючи подачу палива. Крім цих показників існує низка інших, зміни яких спричиняють погіршення експлуатаційних характеристик палива. Так, наявність у паливі смол призводить до утворення різних відкладень на деталях двигуна, а вміст сірки, кислот і лугів підвищує корозійну активність палива.

Формально незадовільною якістю авіаційного палива вважається відхилення його показників від стандартів, що регламентуються. Однак є ще ціла низка факторів, пов’язаних з природою палива, які можуть призвести до відмови авіаційної техніки, наприклад, до швидкого зносу деталей паливного насоса через знижену мастильну здатність добре очищених палив, перегріву жарових труб внаслідок інтенсивного випромінювання сажистого полум’я та ін. У зв’язку з такими жорсткими вимогами до якості авіаційного палива проходять кілька стадій контролю якості на всіх етапах від виробництва до заправки паливного бака літака.

4.4. Вплив якості палив на навколишнє середовище, шкідливі речовини та способи їх зменшення

Останнім десятиліттям почався інтенсивний рух за поліпшення екологічної ситуації у всіх сферах людської діяльності. Авіація — не виняток із цих правил. Говорячи про екологічну безпеку реактивного палива, слід зазначити, що воно має надавати мінімальний вплив на навколишнє середовище на всіх етапах його експлуатації (виробництво, транспортування, зберігання, заправка ПС та безпосередньо використання). Особливо гостро стоїть питання про викиди продуктів згоряння палив в атмосферу, їх обсяги та компонентні склади.

Сучасна авіація – один з основних споживачів нафтових ресурсів у вигляді авіабензину та палив для ПРД. Більшість парку ЦА використовує паливо для ПРД

і відповідальна за 2% світової емісії C_2. За даними, представленими TV Discovery Channel, під час польоту один літак викидає близько 71,5 кг C_2 на 1 км. Як і у разі автомобільних палив, кінцевим продуктом згоряння палив для ПРД є відпрацьовані гази, що містять низку шкідливих речовин, серед яких слід назвати чадний газ, оксиди сірки, азоту, неспалені вуглеводні, сажа та ін. (рис. 4.3). Палива для ПРД повинні бути безпечними та не впливати негативно на здоров'я людини. Якість палива для ПРД, а відповідно, і склад відпрацьованих газів визначаються природою та властивостями сировини, способами отримання базових фракцій, методами їх очищення та змішування, властивостями присадок, що застосовуються.

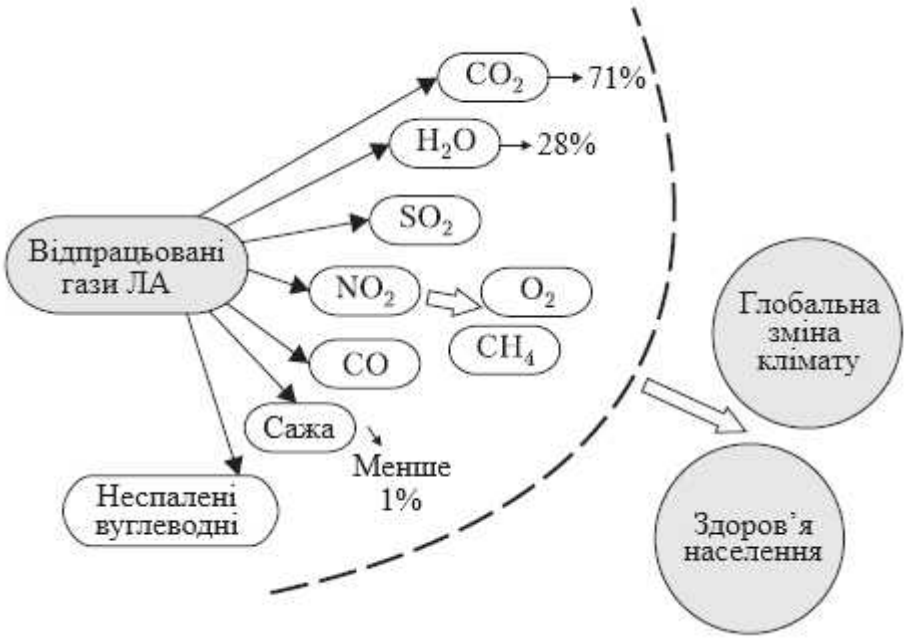

Рис. 4.3. Склад відпрацьованих газів ЛА

Традиційно палива для ПРД отримують з нафти, яка складається з вуглеводнів різних класів і містить певну кількість води, механічних домішок та деяких гетероатомних сполук. Екологічні характеристики сучасних нафтових палив для ПРД визначаються, головним чином, вмістом у них гетероатомних сполук, таких як сірка. Сірчисті сполуки впливають вміст оксидів сірки у відпрацьованих газах ЛА і, отже, з їхньої токсичність.

При польоті літака в атмосферу виділяються різні шкідливі речовини як частина процесу згоряння авіаційного палива. Деякі з основних шкідливих викидів включають:

• діоксид азоту (N_x) – виділяється внаслідок згоряння палива у двигунах літака. N_x в атмосфері може призводити до утворення смогу та забруднення повітря.

• вуглеводні (H) – ці сполуки також утворюються при згорянні палива і можуть бути шкідливими для довкілля та здоров'я людини.

• частинки (P) – дрібні частинки, такі як дим і тверді аерозолі, виділяються в результаті згоряння і можуть впливати на якість повітря та здоров'я людини.

• діоксид сірки (S_2) – речовина, що виділяється при згорянні палива, яка може призвести до кислотних дощів та забруднення довкілля.

• вуглекислий газ (C_2) – літаки також викидають вуглекислий газ, який є головним газом, що сприяє зміні клімату.

Наявність у паливі ароматичних вуглеводнів також є важливим показником в оцінці його екологічних характеристик. Адже саме поліциклічні ароматичні сполуки виявляються основним джерелом сажі у відпрацьованих газах ЛА, у зв'язку з чим вміст зазначених компонентів у паливі строго нормується та підлягає ретельному контролю.

Також шкідливі речовини, що виділяються при різних режимах польоту літака, можуть відрізнятися через різні умови згоряння палива та роботи двигунів під час зльоту, посадки та польоту на крейсерській швидкості. Основні відмінності можна виділити наступним чином:

Таблиця 4.1

Режим польоту	Особливості викидів шкідливих речовин
Зліт та підйом	У режимі зльоту та підйому двигуни літака працюють на максимальній потужності, що призводить до більш інтенсивного

(Takeoff and Climb)	згоряння палива та високих викидів N_x (діоксид азоту) та H (вуглеводнів). У цьому режимі також можуть бути вищі викиди частинок (P), особливо при використанні реактивних двигунів.
Політ на крейсерській швидкості (Cruise)	Під час крейсерського польоту, коли літак знаходиться на постійній висоті та швидкості, витрата палива стабілізується і викиди шкідливих речовин знижуються в порівнянні з режимом зльоту. N_x та H викидаються у менших кількостях, ніж при зльоті.
Посадка та зниження (Descent and Landing)	При посадці двигуни зазвичай використовуються для зниження швидкості та підготовки до посадки. Це може супроводжуватися збільшеними викидами N_x та H . У деяких випадках при використанні реверсивної тяги для зменшення швидкості при посадці можуть виникати додаткові викиди шкідливих речовин.

Важливо відзначити, що вплив шкідливих речовин на довкілля та здоров’я залежить не тільки від кількості викидів, але також від висоти, на якій відбувається викид, та метеорологічних умов. Тому зниження шкідливих впливів авіації на довкілля та здоров’я потребує комплексного підходу, включаючи вдосконалення технологій, використання більш ефективних палив та покращення систем управління двигунами.

Для скорочення негативного впливу авіації на довкілля та здоров’я проводяться різноманітні заходи та дослідження, спрямовані на розробку більш екологічних технологій двигунів. Ось деякі з них:

Удосконалення традиційних двигунів. Виробники авіаційних двигунів працюють над збільшенням ефективності та зниженням викидів шкідливих речовин під час згоряння палива. Це включає оптимізацію систем спалювання і охолодження, зменшення тертя і поліпшення аеродинамічних характеристик.

Газотурбінні двигуни наступного покоління. Дослідження спрямовані на розробку більш сучасних та ефективних газотурбінних двигунів з використанням

нових матеріалів, конструкцій та технологій, які дозволяють знизити споживання палива та викиди.

Альтернативні види палива. Дослідники та інженери працюють над створенням двигунів, здатних використовувати альтернативні види палива, такі як біопаливо, водень та електрику. Це може значно знизити викиди C_2.

Покращення систем керування двигунами. Модернізація систем керування двигунами та аеродинамічних систем дозволяє зменшити витрату палива та викиди при зльоті, посадці та в польоті.

Поліпшення аеродинаміки та конструкції літаків. Розробка легших та аеродинамічних конструкцій літаків дозволяє знизити опір повітря та, отже, споживання палива.

Удосконалення систем очищення викидів. Застосування ефективніших систем очищення викидів, таких як системи зниження оксидів азоту (N_x) та фільтри для твердих частинок (P), може зменшити шкідливі викиди.

Безшумні технології. Розробка безшумних технологій і тихіших двигунів допомагає знизити вплив авіації на звукове середовище та здоров'я місцевого населення.

Ефективне керування рухом та маршрутами. Оптимізація маршрутів та керування повітряним рухом можуть скоротити час у дорозі та зменшити викиди палива.

Інфраструктура аеропортів. Удосконалення аеропортової інфраструктури, включаючи системи електричної енергії на стоянках та злітно-посадкових смугах, дозволяє літакам використовувати двигуни зниженої потужності на землі, що скорочує викиди.

Навчання та льотна підготовка. Підвищення ефективності льотної підготовки та навчання пілотів може допомогти їм більш точно виконувати процедури зльоту, посадки та навігації, що знижує надмірне споживання палива та викиди.

4.5. Шкідливі речовини в залежності від видів авіаційного палива та типів літаків

Існують різні види авіаційного палива, і деякі вважаються більш екологічно чистими та менш шкідливими, ніж інші. Основні види авіаційного палива, які використовуються зараз:

• джет-паливо (Jet_A та Jet_A-1) є найбільш поширеними і використовуються в більшості комерційних авіалайнерів. Вони мають відносно низький вміст сірки і зазвичай вважаються менш шкідливими для довкілля.

• біопаливо для авіації (Aviation Biofuel) виробляється з біомаси, такої як рослинні олії, а також відходів сільського господарства та лісового сектора. Біопаливо вважається більш екологічно чистим, тому що воно може знизити викиди CO2 та інших шкідливих речовин в атмосферу.

• синтетичне авіаційне паливо (SAF) проводиться з використанням синтетичних процесів, таких як Fischer-Tropsch, і може бути виготовлено з різних джерел, включаючи вуглеводні, біомасу та інші сировинні матеріали. SAF також вважається більш екологічно чистим, ніж традиційне авіаційне паливо, і може знижувати викиди шкідливих речовин та C_2.

• водневе паливо досі досліджується та розробляється в галузі водневого авіаційного палива. Водень є чистим джерелом енергії і його використання може значно знизити викиди шкідливих речовин і C_2.

Існує безліч різних типів літаків, кожен з яких має свої характеристики та використовує різні типи двигунів та палива. Викиди шкідливих речовин можуть відрізнятися залежно від типу літака та її двигунів. Нижче наведено деякі типи літаків та основні шкідливі речовини, які вони можуть виділяти:

Таблиця 4.2

Тип літака	**Особливості викидів шкідливих речовин**
Літаки з реактивними двигунами (Jet Aircraft)	Літаки з реактивними двигунами, такі як ті, що використовуються в комерційній авіації, можуть виділяти значні кількості діоксиду азоту (N_x) та вуглеводнів (HC) під час зльоту та злітно-посадкових операцій. Ці літаки також виділяють вуглекислий газ

	(CO_2) під час згоряння палива.
Літаки з турбогвинтовими двигунами (Turboprop Aircraft)	Турбогвинтові літаки також можуть викидати N_x та HC, але зазвичай у менших кількостях порівняно з реактивними літаками. Залежно від конструкції та технології деякі турбогвинтові двигуни можуть виділяти тверді частинки P .
Легкі літаки (Light Aircraft)	Легкі літаки, як правило, використовують бензинові двигуни і можуть виділяти чадний газ (C) та вуглеводні (HC). Викиди N_x зазвичай нижчі, ніж у великих літаків.
Літаки на водневому паливі (Hydrogen-Powered Aircraft)	Літаки, що працюють на водні, не викидають C_2 і можуть бути екологічно чистішими. Замість шкідливих викидів, вони виділяють водяну пару H_2O.
Літаки, що використовують біопаливо (Biofuel-Powered Aircraft)	Використання біопалива може зменшити викиди C_2 порівняно з традиційними паливами. Інші викиди переважно аналогічні викидам традиційного авіаційного палива.

Висновки:

Таким чином, слід зазначити, що чистота та якість палива для ПРД безпосередньо пов’язані з надійністю та безпекою роботи ПС. Використання високоякісного палива для ПРД дозволяє знизити ймовірність виникнення неполадок у роботі силових установок ЛА і, відповідно, уникнути їх відмов. На сьогодні актуальною залишається оптимізація фізико-хімічних та експлуатаційних властивостей палива з метою забезпечення оптимальної роботи двигуна, підвищення його надійності та довговічності.

Крім того, в останнє десятиліття дуже актуальною проблемою стало погіршення стану навколишнього середовища внаслідок процесів виробництва та використання нафтових авіаційних палив. У зв’язку з цим вчені більшості розвинутих країн працюють над пошуком шляхів підвищення екологічних

характеристик палив для ПРД з метою зниження впливу їх на навколишнє середовище.

Однією з найперспективніших шляхів вирішення проблеми є використання біопалив, тобто. палив, отриманих із відновлюваної рослинної сировини. Застосування таких палив дозволить мінімізувати негативний вплив на навколишнє середовище, а також скоротити викиди шкідливих речовин у результаті ПС.

РОЗДІЛ 5. ОХОРОНА ПРАЦІ

5.1. Вступ.

Охорона праці – це невід'ємний аспект турботи про працівників у будь-якій галузі та сфері діяльності. Вона грає вирішальну роль у забезпеченні безпеки, безпеки здоров'я та життя трудящих. Важливість дотримання норм та правил охорони праці не обмежується лише дотриманням законодавства – це запорука здоров'я та благополуччя працівників, що безпосередньо впливає на ефективність роботи підприємства чи організації. Розробка та дотримання правильних процедур, а також політик у галузі охорони праці, проведення навчання та інформування співробітників з безпечних методів роботи – це не лише законна вимога, а й гуманна відповідальність перед людьми, які роблять свій внесок у успіх підприємства. Тільки побудувавши систему належної охорони праці, можна створити сприятливе та продуктивне робоче середовище, що сприятиме розвитку та процвітанню не лише самих працівників, а й усієї організації загалом.

Безпека людини – одне з головних завдань будь-якого суспільства. Основа виробництва – це люди, а для того, щоб людина плідно та ефективно працювала, необхідно створити їй здорові та безпечні умови праці. Тому охорона праці була і залишається найважливішою соціально-економічною проблемою, яка потребує постійної уваги з боку держави.

Технічний прогрес відбувається постійно, але одночасно з підвищенням продуктивності та покращенням умов праці на робочому місці виникають нові небезпеки. Незважаючи на досягнутий прогрес, завдання безпеки праці, охорони здоров'я та умов праці для багатьох працівників залишаються все ще не реалізованими, а також виникають нові проблеми, пов'язані зі змінами в технології.

Студент, який виконує лабораторне вивчення, аналіз та обробку даних, які зняті з гіроскопічних пристроїв є суб'єктом дослідження в даній дипломній роботі.

Він працює безпосередньо з комп’ютерною технікою, яка є основною в роботі, а також з допоміжним вимірювальним обладнанням, наприклад, мультиметром, мікроскопом, індикатором та іншими. Але в лабораторії перебувають інші працівники, які працюють з різними небезпечними речовинами та матеріалами у процесі своєї роботи і можуть впливати на суб’єкт. Деякі з потенційно шкідливих речовин є: бензин, різні олії, мастила та свинець.

Для аналізу умов праці було обрано робоче місце для вивчення, аналізу та обробки даних з малогабаритної гіровертикалі МГВ-1, яке знаходиться в лабораторному приміщенні та має бути організоване таким чином, щоб забезпечувати безпеку та ефективність виконання завдань.

5.2. Аналіз умов праці на робочому місці.

Проаналізуємо робоче місце студента, який досліджує гіроскопічні пристрої. Робочий стіл повинний бути рівним, стабільним, добре організованим та зручним для обох типів роботи – і за столом, і поза його межами. На першому місці – зручний робочий стіл із достатнім простором для комп’ютера, клавіатури, миші та монітора. На столі також має бути місце для документів, зошитів та роздруківок.

Крім стаціонарного обладнання, поруч із робочим столом має бути простір для розміщення додаткових вимірювальних пристроїв, датчиків, основного стенду, на який встановлюється гіроскопічний пристрій, для його вимірювання та калібрування. Цей простір має бути настільки організованим, наскільки це можливо, щоб забезпечити легкий доступ до вимірювальних приладів під час роботи.

При вимірах студент повинен мати можливість вільно пересуватися навколо робочого простору. Тому важливо, щоб робоче місце було організовано таким чином, щоб вимірювання могли проводитися зручно та без перешкод. Важливо, щоб студент мав частину простору для тимчасового розміщення датчиків, моделей гіроскопів та іншого обладнання у процесі проведення вимірювань.

В цілому, робоче місце студента, зайнятого аналізом та обробкою даних з гіроскопів, має бути функціональним, організованим та сприяти як роботі за столом, так і проведенню вимірювань поза його межами.

Важливо мати хороше освітлення робочої поверхні. Недостатнє освітлення може призвести до напруження очей, зменшення продуктивності і навіть виникнення головного болю. Яскраве та рівномірне світло важливе для комфортної роботи, особливо при читанні документів та аналізі екрана комп'ютера. Крім того, можливість регулювати яскравість освітлення в залежності від конкретних завдань може покращити комфорт та продуктивність студента.

Мікроклімат на робочому місці значно впливає на суб'єкта дослідження, а також інших працівників, які знаходяться в даному приміщенні та їх продуктивність. Мікроклімат включає такі параметри, як температура, вологість, швидкість руху повітря і освітленість. Основними впливами мікроклімату на працівника є:

1) **Комфорт.** Невідповідний мікроклімат може створювати дискомфорт для працівників. Висока температура та вологість, наприклад, можуть викликати втрату рідини та перегрів організму, що може призвести до теплового удару або зневоднення. Занадто низька температура і висока вологість можуть викликати охолодження організму і піддати працівників ризику застуд та обмороження.

2) **Продуктивність.** Комфортні умови у мікрокліматі сприяють підвищенню працездатності та продуктивності працівників. Наприклад, помірна температура та вологість сприяють кращій концентрації та зменшують втому.

3) **Здоров'я.** Невідповідні умови мікроклімату можуть підвищити ризик захворювань, таких як застуди, тепловий удар, обмороження, алергії та дихальні проблеми. Також можуть посилитися проблеми суглобів та м'язів залежно від умов.

4) **Психологічний ефект.** Довгострокові негативні умови мікрокліматy можуть спричинити стрес та негативно вплинути на психологічний стан працівників. Наприклад, робота в тісному та погано провітрюваному приміщенні може викликати почуття задухи та дискомфорту.

5) **Безпека.** Екстремальні умови мікроклімату, такі як висока температура або погана видимість через недостатнє освітлення, можуть збільшити ризики нещасних випадків на робочому місці.

Проведемо дослідження впливу параметрів мікроклімату на суб'єкта, який займаються лабораторним вимірюванням та аналізом даних гіроскопічних пристроїв у холодний період року.

Згідно державних санітарних норм ДСН 3.3.6.042-99 «Санітарні норми мікроклімату виробничих приміщень» встановлено, що суб'єкт виконує легкі фізичні роботи категорії Іб. Сидячи за столом, він поглиблено вивчає параметри, що реєструються гіроскопом, та проводить ретельний аналіз даних. У той же час, моментами він встає і ходить навколо, проводячи вимірювання різних показників датчиків, сфокусований на куті відхилення гіроскопа по каналу тангажу:

Таблиця 5.1

Категорія робіт		**Визначення**	**Енерговитрати**	
			Вт	***ккал/год.***
Легкі фізичні роботи	Іб	Роботи, що виконуються сидячи, стоячи або супроводжуються деяким фізичним напруженням	141 - 175	121 - 150

Площа лабораторного приміщення складає: $S = l * b = 15 * 6 = 90$ (м^2).

Кількість ділянок вимірів – $N = 1$.

Атмосферний тиск, згідно показанням барометра – анероїда становить: $P_{\text{атм}} = 98758$ Па $= 740.75$ мм рт. ст.

Температура та швидкість руху повітря, що виміряні в приміщенні відповідно рівні: $t_{\text{пов}} = 23$℃ та $V = 0.1$ м/с.

Відносна вологість, згідно показанням статичного психрометра становить: $\varphi = 75\%$.

Оптимальні і допустимі норми температури, відносної вологості та швидкості руху повітря в робочій зоні лабораторного приміщення для легких робіт категорії Іб:

Таблиця 5.2

Період року	**Категорія робіт**		**Температура, °С**		**Відносна вологість, %**		**Швидкість руху повітря, м/с**	
			опти-мальна	допус-тима	опти-мальна	допус-тима	опти-мальна	допус-тима
Холодний	Легка	Іб	21-23	20-24	40-60	75	< 0.1	< 0.2

Згідно табл. 5.2, можна зробити висновок, що показники мікроклімату відповідають нормам для даної категорії робіт. Виміряні значення температури, відносної вологості та швидкість руху повітря в робочій зоні лабораторного приміщення відповідає оптимально-допустимим нормам.

Проведемо оцінку фізіологічних показників людини.

Для категорії робіт середньої важкості та швидкості руху повітря $V = 0.1$ м/с значення емпіричних коефіцієнтів A і k будуть мати наступні значення: коефіцієнт $A = 36.3$ ℃ та коефіцієнт $k = 0.32$ $\frac{\text{м}^2*\text{℃}}{\text{Вт}}$.

Розрахуємо відносний критерій середовища, який характеризує зміни теплового потоку від людини в конкретних умовах роботи за формулою:

$$K_{\text{сер}} = \left(1 + \frac{\varphi - 50}{172}\right) - \frac{A - t_{\text{пов}}}{88 * k} * \left(1 + \frac{\varphi - 50}{172}\right);$$

$$K_{\text{сер}} = \left(1 + \frac{7 - 5}{17}\right) - \frac{3.3 - 2}{8 * 0.3} * \left(1 + \frac{7 - 5}{17}\right) = 0.604 \approx 0.6.$$

З розрахунків видно, що отримане значення перебуває між оптимальним та допустимим значенням, а саме: $0.5 < K_{\text{сер}} < 0.67 \rightarrow 0.5 < 0.6 < 0.67$, тобто немає необхідності його нормалізації.

Розрахуємо коефіцієнт фізіологічного впливу мікроклімату, що визначає основні фізіологічні показники людини за формулою:

$$K_{\text{ф}} = 4 * K_{\text{сер}}^2 = 4 * (0.604)^2 = 1.459264 \approx 1.5.$$

Визначаємо фактичні середні фізіологічні показники роботи людини в даних мікрокліматичних умовах за формулою:

$$\text{ФП}_i = W_i + F_i * \left(K_{\text{ф}} - 1\right),$$

де W_i – показники роботи людини при оптимальних умовах мікроклімату, F_i – емпіричні коефіцієнти при реальних умовах мікроклімату.

Рис. 5.1. Залежність суб’єктивних теплових відчуттів від температури шкіри

Температура шкіри ФП_1:

$\text{ФП}_1 = W_1 + F_1 * \left(K_{\text{ф}} - 1\right) = 32 + 0.9 * (1.5 - 1) = 32.45$ ℃. Звідси, можна зробити висновок, що теплові відчуття суб’єкта досліджень – комфортно, згідно рис. 5.1.

Температура тіла ФП_2:

$\text{ФП}_2 = W_2 + F_2 * \left(K_{\text{ф}} - 1\right) = 36.4 + 0.3 * (1.5 - 1) = 36.55$ ℃.

Частота серцевих скорочень ФП_3:

$\text{ФП}_3 = W_3 + F_3 * \left(K_{\text{ф}} - 1\right) = 65 + 8 * (1.5 - 1) = 69$ уд./хв.

Втрата маси вологи ФП_4:

$\text{ФП}_4 = W_4 + F_4 * \left(K_{\text{ф}} - 1\right) = 100 + 90 * (1.5 - 1) = 145$ г/год.

Так, як студент проводить обробку даних і безпосередньо знаходиться з іншими працівниками в одному лабораторному приміщенні, які працюють зі шкідливими речовинами, то він також отримує вплив від цих речовин.

Проведемо розрахунок контролю шкідливих речовин в повітрі робочої зони, а саме бензину, свинцево-олов’яного сплаву та мастила мінерального. Класифікуємо їх, відповідно до міждержавного стандарту ГОСТ 12.0.003-74 система стандартів безпеки праці. «Небезпечні та шкідливі виробничі фактори. Класифікація».

Таблиця 5.3

Назва речовини	**Клас небезпеки**	**ГДК, мг/м^3**	**Агрегатний стан**
Бензин - розчинник	4	300	пара
Свинець та його неорганічні сполуки	1	0,01	пара
Масла мінеральні (нафтові)	3	5	аерозоль

Бензин – це легкозаймисте паливо, яке часто використовується як розчинник або засіб для очищення в промислових процесах. Він складається з вуглеводнів таких, як гексан, октан та ін.

Бензин леткий і дуже небезпечний для здоров’я при неправильному поводженні. Вдихання парів бензину може спричинити подразнення дихальних шляхів, головний біль, запаморочення, нудоту і навіть може призвести до гострої інтоксикації. Довгостроковий вплив може спричинити хронічні проблеми, такі як анемія та пошкодження органів.

Свинцевий припій – сплав, що містить свинець, який використовується для з’єднання металевих деталей шляхом паяння. Він може містити також інші метали, такі як олово та мідь.

Свинець, що міститься у припої, є токсичною речовиною. Вдихання парів припою або дрібних частинок при пайці без належної вентиляції може призвести до свинцевого отруєння. Симптоми включають погіршення пам’яті, нервові розлади та проблеми із травленням. Довгострокова дія свинцю може викликати хронічні проблеми з нервовою системою та здоров’ям.

Мінеральні олії – це нафтопродукти, які отримують із сирої нафти. Вони часто використовуються для мастила механічних частин у машинах, включаючи гіроскопи.

Тривале вдихання парів мінеральних олій та мастил може спричинити подразнення дихальних шляхів та призвести до респіраторних проблем. Крім того, масла можуть містити добавки та забруднення, які можуть бути шкідливими при контакті зі шкірою.

Визначаємо фонову концентрацію за допомогою універсального газоаналізатора УГ-2 для різних шкідливих речовин:

- для бензину – $C_{\text{ф}} = 240\ \frac{\text{мг}}{\text{м}^3}$;
- для свинцю – $C_{\text{ф}} = 0{,}005\ \frac{\text{мг}}{\text{м}^3}$;
- для мастила – $C_{\text{ф}} = 3{,}7\ \frac{\text{мг}}{\text{м}^3}$.

Після знайдених значень фонової концентрації $C_{\text{ф}}$, робимо їх перерахунок, відповідно до нормальних умов $C_{\text{н}}$, при цьому нормальні умови лабораторного приміщення будуть мати наступні показники:

- температура – 293 К (для 20°С);
- атмосферний тиск – 101,3 кПа (для 760 мм рт. ст.).

Концентрацію шкідливих речовин за нормальних умов $C_{\text{н}}$ розраховуємо за формулою:

$$C_{\text{н}} = C_{\text{ф}} * \frac{(27 + t) * 10^{,3}}{29 * P} * K,$$

де $C_{\text{ф}}$ – результат вимірювання концентрацій при температурі повітря (у нашому випадку $t = 23°\text{C}$) і атмосферному тиску (у нашому випадку $P_{\text{атм.}} = 98{,}7\ \text{кПа} = 740{,}75\ \text{мм рт. ст.}$); K – поправочний температурний коефіцієнт. Звідси маємо наступне:

- для бензину – $C_{\text{н}} = 240 * \frac{(27 + 23) * 10^{,3}}{29 * 98^{,7}} * 1 = 248\ \frac{\text{мг}}{\text{м}^3}$;
- для свинцю – $C_{\text{н}} = 0{,}005 * \frac{(27 + 23) * 10^{,3}}{29 * 98^{,7}} * 1 = 0{,}0052\ \frac{\text{мг}}{\text{м}^3}$;
- для мастила – $C_{\text{н}} = 3{,}7 * \frac{(27 + 23) * 10^{,3}}{29 * 98^{,7}} * 1 = 3{,}84\ \frac{\text{мг}}{\text{м}^3}$.

Визначаємо необхідний повітрообмін в приміщенні по виділенню шкідливих речовин, $Q = \left[\frac{м^3}{год}\right]$ за формулою:

$$Q = \frac{W}{C_{витяж.} - C_{припл.}},$$

де $W = \left[\frac{м}{год}\right]$ – кількість шкідливих речовин, які виділяються в приміщеннях; $C_{витяж.}, C_{припл.} = \left[\frac{мг}{м^3}\right]$ – відповідно концентрації шкідливих речовин у витяжному та припливному повітрі.

Обираємо концентрацію шкідливих речовин в припливному повітрі 30% так, як вона (фонова концентрація) не повинна перевищувати 30% від ГДК в повітрі робочої зони, тобто 0,3 ГДК:

$$C_{припл.} = 30\% = 0{,}3 \text{ ГДК};$$

$$C_{витяж.} = 0{,}9 \text{ ГДК}.$$

Величину W визначаємо за емпіричною формулою:

$$W = \mu * V_п * C_ф \ \left[\frac{мг}{год}\right],$$

де μ – коефіцієнт неорганічного повітрообміну в приміщенні, який зазвичай приймають рівним 2; $V_п = [м^3]$ – об’єм лабораторного приміщення (у нашому випадку $V_п = l * b * h = 15 * 6 * 4 = 360$ м^3); $C_ф = \left[\frac{мг}{м^3}\right]$ – фонова концентрація шкідливої речовини в приміщенні.

Визначаємо кінцеву формулу повітрообміну в приміщенні при підстановці всіх коефіцієнтів:

$$Q = \frac{\mu * V_п * C_ф}{C_{витяж.} - C_{припл.}}.$$

Для відповідних шкідливих речовин розрахунок повітрообміну буде наступний:

- для бензину – $Q = \frac{2*3(\ \ )*2(\ \ )}{(0{,}9*3(\ \ ))-(0{,}3*3(\ \ ))} = 960 \ \frac{м^3}{год}$;
- для свинцю – $Q = \frac{2*3(\ \ )*0{,}0(\ \ )}{(0{,}9*0{,}0(\ \ ))-(0{,}3*0{,}0(\ \ ))} = 600 \ \frac{м^3}{год}$;
- для мастила – $Q = \frac{2*3(\ \ )*3{,}7(\ \ )}{(0{,}9*5)-(0{,}3*5)} = 888 \ \frac{м^3}{год}$.

Освітлення відіграє важливу роль у робочому місці студента, який займається аналізом та обробкою даних із гіроскопічних пристроїв. Хороше освітлення сприяє комфорту та ефективності роботи, особливо при виконанні детальних та тривалих завдань аналізу даних. Ось кілька ключових аспектів освітлення:

1) **Інтенсивність світла.** Освітлення має бути досить яскравим, щоб забезпечити хорошу видимість деталей на екрані комп'ютера та робочої поверхні. Інтенсивне світло допомагає уникнути напруження очей та втоми при тривалій роботі.

2) **Рівномірність освітлення.** Важливо, щоб світло було рівномірно розподілено по всій робочій зоні, щоб уникнути створення тіней, які можуть ускладнити видимість даних на екрані або папері.

3) **Колірна температура.** Використання світла з нейтральною колірною температурою наближеною до денного світла (близько 5000 K) допомагає зберегти природні кольори даних та зменшує спотворення кольорової гами.

4) **Відображення та відблиски.** Мінімізація відблисків на екрані комп'ютера є важливим аспектом освітлення. Для цього можна використовувати анти-відблискові екрани або позиціонувати джерела світла так, щоб уникнути прямого відображення на екрані.

5) **Висвітлення робочого столу.** Робочий стіл має бути добре освітлений для комфортної роботи. Регульовані лампи або настільні світильники дозволяють налаштовувати напрямок світла на робочу поверхню.

6) **Енергоефективність.** Використання енергоефективних джерел освітлення, таких як світлодіодні (LED) лампи, допомагає знизити енергоспоживання та створює комфортні умови для роботи.

Проведемо вимірювання та розрахунок штучного освітлення на робочому місці.

Вимірювання освітлення проводиться за допомогою люксметра Ю-116, тому необхідно увімкнути всі люмінесцентні лампи системи загального

освітлення, які встановлені на стелі на жорсткому з'єднанні без підвісу у лабораторному приміщенні з габаритними розмірами $l * d * h \rightarrow 15$ м $* 6$ м $* 4$ м.

При подальших розрахунках буде враховувати наступні коефіцієнти:

- коефіцієнт запасу: $K = 1{,}6$;
- коефіцієнт нерівномірності освітлюваності: $Z = 1{,}15$;
- коефіцієнт відбиття стелі: $\rho_{\text{н}} = 30$ %;
- коефіцієнт відбиття стін: $\rho_{\text{с}} = 10$ %;
- коефіцієнт відбиття робочої поверхні: $\rho_{\text{р}} = 10$ %.

Відстань від світильника до робочої поверхні:

$$h_{\text{р}} = h - 0{,}8 \text{ (висота столу)};$$

$$h_{\text{р}} = 4 - 0{,}8 = 3{,}2 \text{ м}.$$

Індекс лабораторного приміщення розраховується за формулою:

$$i = \frac{l*d}{h_{\text{р}}*(l+d)};$$

$$i = \frac{1\ *6}{3{,}2*(1\ +6)} = \frac{9}{6\ ,2} = 1{,}34 \approx 1{,}3.$$

У лабораторному приміщенні в світильники встановлені люмінесцентні лампи ЛДЦ 15-4, які мають світловий потік: $F = 500$ лм, а також дана лампа має коефіцієнт використання світлового потоку (при $i = 1{,}3$) – $\eta = 27$.

Площа приміщення становить: $S = l * d = 15 * 6 = 90$ м^2.

Кількість ламп, яка необхідна для одного світильника: $n = 3$.

Кількість світильників, яка встановлена у даному приміщення: $N = 20$.

Розрахуємо 3 значення освітлюваності приміщення, за наступною формулою:

$$E = \frac{F*N*n*\eta}{S*K*Z};$$

$$E_1 = \frac{5(\ *2\ *3*2}{9\ *1{,}6*1{,}1} = 4891 \text{ лм};$$

$$E_2 = \frac{5(\ *2\ *3*2}{9\ *1{,}6*1{,}1} = 4793 \text{ лм};$$

$$E_3 = \frac{5(\ *2\ *3*2}{9\ *1{,}6*1{,}1} = 4695 \text{ лм}.$$

Знаходимо середнє арифметичне значення освітлюваності приміщення:

$$E_{\text{сер.}} = \frac{E_1+E_2+E_3}{3};$$

$$E_{\text{сер.}} = \frac{(4 \quad +4 \quad +4 \quad)}{3} = 4793 \text{ лм.}$$

Розрахунковий коефіцієнт нерівномірності визначаємо за формулою:

$$Z = \frac{E_{\text{сер.}}}{E_m} = \frac{E_{\text{сер.}}}{E_3};$$

$$Z = \frac{4}{4} \approx 1{,}02.$$

Відповідно до ДБН В.2.5.-28-2006 «Природне та штучне освітлення» (змінено на ДБН В.2.5.-28:2018 «Природне та штучне освітлення») знаходимо нормоване значення освітлюваності $E_{\text{норм.}}$ для даного розряду зорової роботи:

Таблиця 5.4

Результати вимірів освітлюваності *E*, лм			$E_{\text{сер.}}$	Z	$E_{\text{норм.}}$
Вимір E_1	Вимір E_2	Вимір E_2			
4891	4793	4695	4793	1,02	4500-5000

Отже, з отриманих даних можна зробити висновок, що у лабораторному приміщенні для студента можна виконувати зорову роботу найвищої точності, де контраст об’єкта з фоном буде малим, а фон буде темним. Також результати показують те, що для комфортної зорової роботи, студент не потребує додаткових джерел штучного освітлення.

5.3. Розробка заходів з охорони праці.

Робота у вимірювальному приміщенні та аналіз даних з гіроскопічних пристроїв може включати певні ризики для здоров’я і безпеки. Ось кілька заходів щодо охорони праці, які студент може вжити для зниження ризику можливих проблем:

1) Навчання та інформування з безпечного поводження з обладнанням. Необхідно надати студенту навчання з правильної експлуатації гіроскопічних пристроїв та техніки безпеки під час роботи з ними.

2) Використання захисного спорядження таких, як захисні окуляри або маска. Якщо є ризик потрапляння частинок в очі або дихальні шляхи при обслуговуванні обладнання, потрібно використовувати окуляри або маску.

3) Ергономіка робочого місця та правильне розташування обладнання. Треба забезпечити студента столом та стільцем, що відповідають нормам ергономіки, щоб уникнути втоми та пошкоджень м’язів та суглобів, а також легкого доступу до потрібних вимірювальних пристроїв чи моделей гіроскопа.

4) Контроль робочого оточення, що стосується гарної вентиляції та рівню освітлення. Достатньо перевірити, що в приміщенні присутня гарна вентиляція та достатнє освітлення, щоб уникнути втоми очей та забезпечити комфортні умови роботи. Також важливою умовою продуктивної праці є оптимальна температура в приміщенні, щоб уникнути перегріву або переохолодження.

5) Попередження ризиків чи знання загальних інструкцій з безпеки. Потрібно розмістити видимі плакати з інструкціями щодо безпечної роботи та надання першої допомоги, щоб студент завжди мали доступ до цієї інформації.

6) Регулярні перевірки та обслуговування обладнання згідно плану перевірок. Необхідно підтримувати обладнання у хорошому робочому стані, шляхом регулярних перевірок та його обслуговування.

7) Електробезпека та навчання з електробезпеки. Студент мусить пройти навчання за правилами безпечної роботи з електротехнікою, включаючи вимикання обладнання перед початком робіт та обережність під час підключення/вимкнення кабелів, а також регулярно перевіряти стан електротехнічного обладнання для запобігання можливим витокам струму або пошкодженню.

8) Обслуговування комп’ютерної техніки та оновлення програмного забезпечення. Треба переконатися, що комп’ютери та програмне забезпечення перебувають у хорошому робочому стані через регулярне технічне обслуговування та оновлення.

5.4. Пожежна безпека виробничого приміщення.

Пожежна безпека – це обов’язкова складова охорони праці та потребує постійного моніторингу та дотримання стандартів безпеки, щоб захистити працівників від пожежних небезпек.

Пожежна безпека у лабораторному приміщенні, де працює студент, який виконує лабораторне вивчення, аналіз та обробку даних, які зняті з гіроскопічних пристроїв, є важливою складовою забезпечення охорони праці. Ключовими заходами щодо пожежної безпеки є:

- наявність вогнегасників відповідно до вимог безпеки та регулярна перевірка їх на справність;
- розміщення вогнегасників у легкодоступних місцях та їх позначення;
- наявність в приміщенні плану евакуації із зазначенням виходів, місць збору та шляхів евакуації;
- регулярні тренування працівників за правилами евакуації у разі пожежі;
- перевірка електричних систем та обладнання на правильність встановлення та обслуговування, щоб уникнути коротких замикань та перегріву;
- ізоляція електроустаткування від вологи та інших потенційно шкідливих впливів;
- зберігання легкозаймисті речовини, такі як розчинники, у спеціальних контейнерах, захищених від джерел тепла та вогню;
- забезпечення хорошої вентиляції в місцях, де зберігаються або використовуються займисті речовини;
- підтримання робочого місця у чистоті та порядку, прибираючи сміття та відходи, які можуть стати джерелом пожежі;
- проведення регулярного очищення та обслуговування обладнання;
- перевірка електричних проводів та кабелів на пошкодження та їх працездатність;
- уникнення навантаження електричних мереж;
- заборона користування відкритого вогню у виробничих приміщеннях чи лабораторіях;

- проведення навчання співробітників із безпечного поводження з джерелами вогню, такими як паяльники та нагрівальні фени;
- перевірка робочого місця на наявність системи сигналізації та оповіщення у разі пожежі;
- проведення регулярних перевірок систем та тренування співробітників щодо її використання;
- проведення регулярного навчання співробітників за процедурами дій у разі пожежі та заходами щодо його запобігання;
- розробка плану дій у разі пожежі, включаючи процедури евакуації та виклику служб пожежогасіння;
- перевірка співробітників на знання того, як працювати в екстрених ситуаціях.

Висновки:

Забезпечення безпеки та здоров’я студента в лабораторному середовищі, особливо під час роботи з гіроскопами та потенційно небезпечними речовинами, потребує комплексного підходу до охорони праці. Ключовими заходами є навчання студентів основ безпечної роботи в лабораторії, надання засобів індивідуального захисту та інформації про безпечне поводження з хімічними речовинами.

Важливо створити безпечну обстановку, де студенти розуміють небезпеки, пов’язані з їхньою роботою, та знають, як правильно використовувати інструменти та обладнання. Не менш важливим є навчання евакуаційним процедурам та реагуванню на надзвичайні ситуації для мінімізації ризиків та запобігання потенційним аваріям.

Здійснення регулярного моніторингу, проведення перевірок та навчання студентів дотримання правил безпеки створюють основу для безпечної роботи у лабораторному середовищі. Цей підхід сприяє створенню умов, за яких студенти можуть безпечно та ефективно працювати з даними з гіроскопів, мінімізуючи ризики для свого здоров’я та забезпечуючи безпечні умови праці.

ВИСНОВКИ

Стабілізація літальних апаратів є фундаментальним аспектом у сучасній авіації та космічної індустрії. Вона відіграє вирішальну роль у забезпеченні безпеки польотів, прецизійності виконання місій та управлінні динамікою польоту.

Безпека польотів є першорядним завданням в авіації, і системи стабілізації запобігають можливим аварійним ситуаціям, забезпечуючи надійне управління апаратом. Це особливо критично для пасажирських та військових повітряних суден, а також для безпілотних літальних апаратів. Важливо, щоб літальний апарат міг виконувати задані маневри з високою точністю, що є критично важливим для наукових, військових та цивільних завдань.

Управління динамікою польоту означає здатність літального апарату реагувати зміни умов повітряного середовища чи заданих параметрів, забезпечуючи стабільність у різних ситуаціях. Економія ресурсів – ще одна перевага стабілізації. Ефективне керування польотом сприяє оптимізації роботи двигунів та інших систем, що у свою чергу призводить до економії палива та збільшення терміну служби апарату.

У сучасному світі існує зростаючий інтерес до використання малогабаритних гіровертикальних систем в різних галузях, таких як авіація, беспілотна техніка, аерокосмічна технологія, аграрний сектор і багато інших. Оптимальна стабілізація таких систем є критично важливою для їхньої надійності та ефективності. Вимоги до точності та стабільності гіровертикальних систем стосуються не тільки маневреності літальних апаратів, але і сфер, де важливо зберігати стабільність та точність, наприклад, в апаратах для обробки зображень, навігаційних системах та БПЛА.

Дипломна робота на основі малогабаритної гіровертикалі МГВ-1 є глибоким аналізом основних аспектів параметричного та структурно-параметричного синтезу з метою розробки оптимальних коригувальних пристроїв у формі регуляторів стабілізації по куту тангажу. В рамках параметричного синтезу були розглянуті різні типи регуляторів, такі як П-, ПД-, ПІ-, ПІД-

регулятори, у той час як структурно-параметричний синтез включав розробку оптимальної системи стабілізації, отриманої спектральним методом. Результати дослідження дозволили порівняти ефективність цих підходів.

У порівнянні з регуляторами параметричного синтезу оптимальні пристрої стабілізації, отримані структурно-параметричним синтезом, виявили перевагу в перерегулюванні, стійкості та часу регулювання. Саме регулятор, синтезований спектральним методом, має найменше перерегулювання, що характеризує високий рівень запасу стійкості та малий ступінь коливальності; малий час регулювання показує швидкодію системи, тобто час, за який система спроможна повернутися до попередньо заданих параметрів. Також було отримано полюси, які знаходяться в лівій напівплощині та характеризують стійкість системи.

Особливу увагу приділено дослідженню системи стабілізації із жорстким зворотним зв’язком. Отримані результати підтверджують перевагу даної системи над класичними ПІ- та ПІД-регуляторами параметричного синтезу. Враховуючи складність вхідного об’єкта з комплексними коренями, проведене дослідження в діапазоні вагового коефіцієнта $C = [0.03\ 0.14]$ підкреслює важливість управління потужністю для досягнення оптимальної стабілізації. Графічне представлення залежності вагового коефіцієнта від помилки стабілізації (e_x), потужності управління (e_u) і сумарного показника якості (e) явно демонструє, що при максимальній потужності управління досягаються мінімальні значення помилки стабілізації і сумарного показника якості. Однак, зі зменшенням потужності, що додається, обидві помилки починають збільшуватися.

Наприкінці дипломної роботи можна сказати, що проведені дослідження підтвердили ефективність спектрального методу у синтезі системи стабілізації. Отримані результати дозволяють зробити висновок про високу точність керування каналом тангажу під час використання даної оптимальної системи. Подальші дослідження можуть бути спрямовані на розширення спектрального методу з використанням сучасних технологій та методів штучного інтелекту для автоматичної оптимізації системи стабілізації.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Авіагоризонти та гіровертикаль. – Режим доступу: https://ppt-online.org/366951
2. Малогабаритна гіровертикаль (МГВ-1). – Режим доступу: https://studwood.net/2146047/tehnika/malogabaritnaya_girovertikal
3. Синтез систем. – Режим доступу: https://studfile.net/preview/3580965/
4. Методи синтезу коректуючих пристроїв. – Режим доступу: https://studbooks.net/1303935/menedzhment/metody_sinteza_korrektiruyuschih_ustroystv
5. Koza J.R., Bennett F.H. e.a. Automated Synthesis of Analog Ele cal Circuits by Means of Genetic Programming. - "IEEE trans. on Ev tionary Computation", 1997, Vol. l, №2, p.109-128.
6. Sripramong T., Toumazou C. The Invention of CMOS Amplifier ing Genetic Programming and Current-Flow Analysis. - M IEEE trans computer-aided design of integrated circuits and systems", 2002, Vol. 21 11, p.1237-1252.
7. Chen D., Aoki T. e.a. Graph-Based Evolutional Design of Arithi tic Circuits. - "IEEE trans. on Evolutionary Computation", 2002, Vol. 6.l, p. 86-100.
8. Типові регулятори. – Режим доступу: https://automation-system.ru/main/15-regulyator/type-of-control/90-408-p-pi-pid.html
9. ПІД регулятор, загальні відомості складових регулятора. – Режим доступу: https://ppt-online.org/364498
10. Акімов С.В. Архітектура розподіленої системи структурно-параметричного синтезу // Міжнародна НТК "Єдиний інформаційний простір 2004": зб. докл. / Дніпро, 2004, с. 21-24.
11. Структурно-параметричний синтез. – Режим доступу: https://www.structuralist.narod.ru/dictionary/sps.htm
12. Основні завдання автоматичного керування. – Режим доступу: https://studfile.net/preview/733725/page:7/

13. А.В. Яковлєва, С.В. Бойченко, О.О. Вовк "Вплив якості авіаційних палив на безпеку польоту і навколишнє середовище". – Київ: НАУ, Інститут екологічної безпеки, 2013.
14. О.І. Запорожець, С.В. Бойченко, О.Л. Матвєєва, С.Й. Шаманський, Т.І. Дмитруха, С.М. Маджд "Транспортна екологія". – Київ, 2017.
15. Статистична динаміка систем управління : підручник / Л.М. Блохін, М.Ю. Бориченко, Н.В. Білак [та ін.]. – К.: НАУ, 2014. – 300 с.
16. Азарсков В.М., Блохін Л.М., Житецький Л.С. "Методологія конструювання оптимальних систем стохастичної стабілізації". Монографія. - К.: НАУ, 2006. - 437 с.
17. Блохін Л.М., Осадчий С.І., Безкоровайний Ю.М. "Технологія структурної ідентифікації та подальшого синтезу оптимальних систем стабілізації нестійких динамічних об’єктів"// Міжнародний науково-технічний журнал “Проблеми управління та інформатики”. - 2007. - №6. - с. 57-65.

«Функція обчислення дисперсійного інтегралу ДРФ $s = j$ »

```
function s = coloss (W)
%*********************************************************
%
%    s = coloss(b,a)
%
% Вхідні змінні:
%    a - коефіцієнти полінома знаменника
%          a(1)*s^N + a(2)*s^(N-1)+...+a(N+1);
%    b - коефіцієнти полінома чисельника
%          b(1)*s^(N-1) + b(2)*s^(N-2)+...+b(N);
%    (N - степінь поліному знаменника).
%
% Вихідні змінні:
%       s - обчислене ЗНАЧЕННЯ ІНТЕГРАЛУ
%
% Алгоритм наведено в кн.
%   Острем К. ВВЕДЕНИЕ В СТОХАСТИЧЕСКУЮ ТЕОРИЮ УПРАВЛЕНИЯ.
%   -М.:Мир, 1973. 321 с.
% Програма-прототип COLOSS з цієї книги (стор. 153)
%*********************************************************
% M.B.  NAU, Kiev, 2000

[b,a]=tfdata(W,'v');

if (b(1)==0) b(1)=[]; end;
s = 0.0;
if all(a)
   N = length(a); Nb = length(b);
   b0 = zeros(1,(N-Nb-1)); b = [b0,b];
   for k = 1:N
      if (a(k) <= 0.0) s = NaN;
         disp('Система нестійка.');
         return;
      end;
      alfa = a(k)/a(k+1);
      beta = b(k)/a(k+1);
      s = s + beta*beta/alfa;
      k2 = k + 2;
      if (k2 > N) break; end;
      for i = k2:2:(N-1)
         a(i) = a(i) - alfa*a(i+1);
         b(i) = b(i) - beta*a(i+1);
      end;
   end;
   s = s/2.0;
else
   return;
end;
```

«Сепарація ДРФ комплексної змінної $s = j$ »

```
function [T_zero, T_plus, T_minus] = sep(W)
%*****************************************************
%
% [bs,as,ks] = sep(b,a)
%
% Вхідні змінні:
% b - коефіцієнти полінома чисельника
% b(1)*s^(N-1) + b(2)*s^(N-2)+...+b(N);
% a - коефіцієнти полінома знаменника
% a(1)*s^N + a(2)*s^(N-1)+...+a(N+1);
% де N- степінь поліному знаменника
%
% Вихідні змінні:
% bs,as - коефіцієнти полінома чисельника та знаменника
% функції, що має особливості в лівій півплощині
% ks - коефіцієнти полінома цілої частини цієї функції
%*****************************************************
% Автор:М.Б. НАУ, Київ,2000.

[b,a]=tfdata(W,'v');
while (b(1)==0) b(1)=[]; end;
while (a(1)==0) a(1)=[]; end;
[q_zero,r_num]=deconv(b,a);
[r,p,k] = residue(r_num,a);
m=length(p); j=0;jm=0;
p_plus = []; r_plus =[];
p_minus = []; r_minus =[];
for i=1:m
if(real(p(i))<=0) j=j+1; r_plus(j)=r(i);
p_plus(j)=p(i);
else
jm=jm+1; r_minus(jm)=r(i);
p_minus(jm)=p(i); end
end
if (isempty(k)) k=[0]; end;
[b_plus,a_plus]=residue(r_plus,p_plus,0);
[b_minus,a_minus]=residue(r_minus,p_minus,0);
if (isempty(b_plus)) b_plus = [0]; end;
if (isempty(b_minus)) b_minus = [0]; end;
T_zero=minreal(tf(q_zero,1));
T_plus=minreal(tf(b_plus,a_plus));
T_minus=minreal(tf(b_minus,a_minus));
```

«Факторизація ДРФ»

```
function [Wf]=spf(W)
% ************************************************************
%
% [bf,af]=sfp(b,a);
%
% Вхідні змінні:
% b - вектор-стовпчик коефіцієнтів полінома чисельника ДРФ
% a - вектор-стовпчик коефіцієнтів полінома знаменника ДРФ
% Вихідні змінні:
%
% bf - вектор-стовпчик коефіцієнтів полінома чисельника ДРФ,
% де всі нулі та полюси розташовані в правій півплощині
% cf - вектор-стовпчик коефіцієнтів полінома знаменника цієї ДРФ
%
% Алгоритм:
% 1.Обчислює нулі та полюси ДРФ,
% 2.Визначає нулі та полюси, розташовані в правій півплощині
% комплексного змінного
% 3.Обчислює коефіцієнти поліному за вектором визначених коренів
%*****************************************************************
% M.Burichenko, NAU, Kiev, 2000.
%*****************************************************************

[b,a]=tfdata(W,'v');
if (b(1)==0) b(1)=[]; end;
bf = fpoly(b);
if (bf(1)==0) af=[1]; return;
end;
af = fpoly(a);
Wf=tf(bf,af);
function fp = fpoly(p);
% Знайти та сортувати корені полінома
% Факторізувати ДРФ
pl = length(p);
r = roots(p);
if isempty(r)
fp = [sqrt(abs(p(pl)))];return;
end
n = length(r);
j = 1; flag = 1;
for i = 1:n
if (real(r(i))==0)&(flag>0)
rf(j) = r(i); flag = flag*(-1);
j=j+1;
elseif (real(r(i))<0); rf(j) = r(i);
j = j+1;
end
end
fp = poly(rf);
fp = fp*sqrt(abs(p(pl-n)));
```