МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра аерокосмічних систем управління

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри АКСУ

Юрій МЕЛЬНИК

"_____"_____________ 2023р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ “БАКАЛАВР”

Тема Структурний синтез законів управління рухомим об’єктом.

Виконавець: Биковський О.О.

Керівник: Абрамович О.О.

Нормоконтролер: _к.т.н., доцент Дивнич Микола Полікарпович

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
АКСУ

________Юрій МЕЛЬНИК

"______"_____________2023р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи

Биковського Олександра Олександровича

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

1. Тема кваліфікаційної роботи: Структурний синтез законів управління рухомим об’єктом затверджена наказом ректора від «13» 04.2023р. № 507/ст

2. Термін виконання роботи: з “22” травня 2023 р. по"18" червня 2023 р.

3. Вихідні дані до роботи: масиви данних вхідних та вихідних сигналів динамічного багатовимірного стенда-імітатора по каналу крена за даними напівнатурного
моделювання____

4. Зміст пояснювальної записки:___Вступ, Стенди-імітатори, методи обробки сигналів, Первинна обробка стенду-іматора по каналу крена, Висновки,

5. Перелік обов’язкового графічного (ілюстративного) матеріалу:_графіки спектральних щільностей вхідного та вихідного сигналів, взаємна спектральних щільностей між вхідним і вихідним сигналами

6. Календарний план-графік:

№ пор	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Уточнення постановки задачі	23.05.2023	
2	Збір інформації	25.05.2023-04.01.2023	
3	Аналіз літературних джерел	05.06.2023	
4	Розробка детального змісту дипломної роботи	06.06.2023	
5	Вступ	07.06.2023	
6	Розділ 1.	06.06.2023-08.06.2023	
7	Розділ 2.	08.06.2023-10.06.2023	
9	Розділ 3.	10.06.2023-12.06.2023	
10	Оформлення роботи	13.06.2023	

7. Дата видачі завдання: “1” ___травня_____ 2023 р.

Керівник кваліфікаційної роботи _____________ Абрамович О.О.

(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання ___________________ Биковський О.О.

(підпис випускника) (П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Кваліфікаційна робота на тему(Структурний синтез законів управління рухомим об'єктом): 41 сторінка, 6 рисунків, 1 таблиць, 4 літературних джерела.

Об'єкт дослідження – стратосферичний аеростат

Предмет дослідження – методи та алгоритми проектування робастних дискретних систем управління для широкого класу об'єктів, зокрема для БПЛА

Мета роботи – Аналіз літератури та існуючих систем стабілізації траєкторії польоту квадрокоптера. Розробка алгоритмів стабілізації траєкторії польоту, зокрема використання PID регулятора. Тестування розроблених алгоритмів. Аналіз результатів тестування та порівняння ефективності алгоритмів з існуючими системами стабілізації траєкторії польоту квадрокоптера. Визначення переваг та обмежень системи стабілізації траєкторії польоту та пропозиції щодо подальшого вдосконалення.

Методи дослідження – метод узагальнених логарифмічних характеристик……………………………………………………
…………………………………………………………………….

Результати моєї роботи пройшли апробацію міжнародній конференції ПОЛІТ 2023

ВСТУП

ЗМІСТ

ВСТУП

Тема дипломної роботи присвячена важливій області сучасної кібернетики та автоматизації - структурному синтезу законів управління рухомими об’єктами. Постійний розвиток технологій, поступове вдосконалення механізмів і систем контролю спонукає до перегляду та вдосконалення існуючих методик та підходів до управління рухомими об’єктами.

Цей дослідження зосереджено на розробці оптимальних стратегій управління з використанням сучасних методів, таких як робастна параметрична оптимізація, а також теорія дискретних систем у просторі станів. В основу роботи було покладено конкретний об’єкт управління - стратосферичний аеростат, що вимагає високої точності та надійності систем управління.

Метою даної дипломної роботи є створення та аналіз нового закону управління для стратосферичного аеростату з використанням принципів робастної параметричної оптимізації та дискретних систем у просторі станів. Для досягнення цієї мети передбачено виконання наступних завдань:

1. Проаналізувати існуючі закони управління рухомими об’єктами та методи їх структурного синтезу.
2. Розглянути теорію керованості та спостережуваності дискретних систем управління.
3. Вивчити принципи робастної параметричної оптимізації.
4. Розробити новий закон управління для стратосферичного аеростату.
5. Провести аналіз стабільності та ефективності розробленого закону управління.

Об’єктом дослідження є процеси управління рухомим об’єктом, а предметом - методи і моделі структурного синтезу законів управління для таких об’єктів.

Практичне значення дослідження полягає у можливості використання результатів роботи для створення нових систем управління рухомими об’єктами, що в свою чергу, може привести до підвищення ефективності і надійності їх роботи, зменшення ризику аварій та витрат на обслуговування.

У першому розділі роботи виконується огляд існуючих законів управління та методів їх структурного синтезу, описуються основні принципи керованості та спостережуваності дискретних систем управління. У другому розділі проводиться детальний аналіз методів робастної параметричної оптимізації. В третьому розділі розроблюється новий закон управління для стратосферичного аеростату. У четвертому розділі проводиться аналіз стабільності та ефективності розробленого закону управління.

РОЗДІЛ 1. ТЕОРЕТИЧНИЙ ОГЛЯД

1.1 Огляд існуючих законів управління рухомими об’єктами

Управління рухомими об’єктами є одним з центральних питань в дослідженнях систем автоматичного керування. Ефективне управління рухомими об’єктами потребує використання різноманітних методів і технік, які допомагають системі реагувати на зміни умов середовища, зміни в динаміці об’єкта та забезпечувати стабільність у різних режимах роботи.

Основні закони управління рухомими об’єктами включають:

1. Пропорційно-інтегрально-диференційне (ПІД) управління: Цей метод є одним з найбільш загально використовуваних. Закон управління ПІД виражається через формулу:

$U(t) = Kp * e(t) + Ki * \int e(t)\, dt + Kd * de(t)/dt$

де U(t) - сигнал управління, e(t) - помилка (різниця між бажаним і реальним значеннями), Kp, Ki, Kd - пропорційні, інтегральні та диференційні коефіцієнти відповідно.

2. Адаптивне управління: Цей метод використовується, коли параметри системи змінюються у часі або невідомі. Адаптивний регулятор автоматично налаштовує свої параметри для компенсації цих змін.
3. Головне управління: В цьому методі управління система реагує на помилки між бажаними та фактичними значеннями стану. Головний регулятор зазвичай використовується для систем з високою динамічною складністю та високим рівнем неопределености.
4. Оптимальне управління: Тут мета полягає в мінімізації визначеної вартості функції, яка може включати енергію системи, час управління та інші параметри. Оптимальний регулятор зазвичай базується на принципах динамічного програмування або варіаційного числення.

Кожен з цих методів має свої переваги та недоліки, і вибір методу залежить від конкретного застосування та вимог до системи. У подальшому дослідженні ми зосередимося на синтезі нових законів управління з використанням теорії дискретних систем управління.

1.2 Керованість та спостережуваність дискретних систем управління.

Керованість та спостережуваність є двома ключовими концепціями в теорії автоматичного керування. Ці терміни визначають властивості системи управління та її можливість виконувати певні завдання.

Керованість є властивістю системи, яка визначає, чи можливо перемістити її з одного стану в інший за допомогою впливу управляючого сигналу. Для дискретних систем, ця властивість може бути визначена за допомогою матриці керованості. Якщо матриця керованості має повний ранг, то система є керованою. Для лінійних дискретних систем, матриця керованості Wc формується наступним чином:

Wc = [B AB A^2B ... A^(n-1)B]

де A і B - це матриці стану та управління системи відповідно, а n - розмірність простору станів.

Спостережуваність, з іншого боку, є властивістю системи, яка визначає, чи можна визначити її внутрішній стан на основі вихідних сигналів. Для дискретних систем ця властивість також може бути визначена за допомогою матриці спостережуваності. Якщо матриця спостережуваності має повний ранг, то система є спостережуваною. Для лінійних дискретних систем, матриця спостережуваності Wo формується наступним чином:

Wo = [C’ A’C’ A’^2C’ ... A’^(n-1)C’]

де A і C - це матриці стану та вихідної системи відповідно, а n - розмірність простору станів.

Важливість властивостей керованості та спостережуваності полягає в тому, що вони визначають можливості управління системою та відслідковування її стану відповідно. Вони є критично важливими для синтезу законів управління та оберненого зв’язку стану.

1.3 Якість систем управління

Якість системи управління визначається її здатністю забезпечувати точний, надійний та стабільний відгук на задані вхідні сигнали. Ця характеристика відіграє критичну роль у виборі або розробці системи управління для конкретних задач.

Якість системи управління зазвичай оцінюється за такими критеріями:

1. Перехідна характеристика: Це відповідь системи на ступінчасте збудження. Ця характеристика дозволяє оцінити швидкість реакції системи та перевищення (або коливання) відповіді системи.
2. Стійкість: Стійкість системи відноситься до її здатності повертатися до стабільного стану після того, як вона була збуджена. Для лінійних систем ця властивість зазвичай аналізується за допомогою місця коренів або критерію Найквіста.
3. Робастність: Робастність визначає здатність системи управління продовжувати працювати ефективно при зміні умов або невизначеності параметрів.
4. Ступінь затримки: Відповідь будь-якої системи управління має певну затримку, яка пов’язана з часом реакції системи на вхідні сигнали. Мінімізація цієї затримки важлива для забезпечення швидкої та ефективної відповіді.
5. Відхилення стану в стаціонарному режимі: Це відхилення між бажаним і фактичним вихідним сигналом, коли система досягла стаціонарного стану. Ця характеристика зазвичай має бути мінімізована для забезпечення точності системи управління.

Всі ці критерії мають бути враховані під час розробки та аналізу систем управління, щоб гарантувати їхню ефективність та надійність.

1.4 Основні принципи загальної теорії оптимального управління

Теорія оптимального управління є центральною в області автоматичного управління. Ця теорія включає в себе принципи та методи, що дозволяють знаходити найкращий (оптимальний) спосіб управління системою для досягнення встановленої цілі.

Основні принципи теорії оптимального управління включають:

1. Принцип мінімуму Понтрягіна: Цей принцип стверджує, що оптимальна траєкторія системи мінімізує певний функціонал (зазвичай інтеграл від лагранжіану системи). Даний принцип є основою багатьох методів оптимізації в області управління.
2. Беллманова принцип оптимальності: Цей принцип каже, що оптимальна політика має властивість так званого "оптимального підшляху": якщо даний шлях є оптимальним, то будь-який підшлях цього шляху також є оптимальним.
3. Рівняння Гамільтона-Якобі-Беллмана (HJB): Це рівняння забезпечує спосіб знаходження оптимального управління через розв’язання певного диференційного рівняння в часткових похідних.
4. Методи динамічного програмування: Ці методи використовують принцип оптимальності Беллмана для вирішення задач оптимального управління, зазвичай через числові алгоритми.

РОЗДІЛ 2. МЕТОДОЛОГІЯ

2.1 Вибір методів дослідження і обгрунтування їх вибору.

Основними методами, які були використані в даному дослідженні, є методи математичного моделювання та теорії управління. Зокрема, методи дискретного управління та оптимального управління були обрані для аналізу задачі управління рухомим об’єктом.

Обгрунтування вибору цих методів базується на кількох ключових факторах.

Перше - це відповідність методів дискретного управління специфіці задачі. Дискретні системи управління часто використовуються в реальних системах, що включають комп’ютерне управління або дискретне втручання в систему. В нашому випадку, це є особливо важливим, оскільки наш об’єкт управління, рухомий об’єкт, має бути контрольований дискретно.

Другий фактор - це ефективність методів оптимального управління для розв’язання задачі управління. Оптимальне управління дає змогу встановити оптимальні траєкторії для рухомого об’єкта, які мінімізують вказану критеріальну функцію, наприклад, енергетичні витрати, час переходу або девіацію від заданого шляху.

Третій фактор вибору цих методів полягає в їх гнучкості та адаптивності до різних сценаріїв. Методи оптимального та дискретного управління можуть бути адаптовані до широкого спектру реальних систем та сценаріїв управління.

Крім того, важливим є використання методів, які дозволяють аналізувати властивості системи, такі як стабільність, керованість та спостережуваність. Вони допомагають зрозуміти динаміку системи та її відповідь на різні керуючі впливи.

Таким чином, використовуючи ці методи, ми можемо сконструювати детальну математичну модель нашого об’єкту управління, проаналізувати його поведінку та розробити ефективні закони управління для його керування.

2.2 Оптимальне за квадратичним критерієм управління лінійним об’єктом.

Оптимальне управління за квадратичним критерієм є одним із найпоширеніших підходів до розв’язання задач оптимального управління. Цей підхід базується на мінімізації квадратичної функції, яка складається з суми квадратів станів та керуючого впливу системи.

Розглянемо лінійну систему управління зі станом **x** та вхідним сигналом **u**, представленою у вигляді диференціального рівняння **dx/dt = Ax + Bu**, де **A** та **B** - це матриці системи. Нашою метою є знаходження оптимального закону управління **u(t)**, який забезпечує мінімізацію критерію якості.

Критерій якості визначається як сума квадратів станів та керуючого впливу системи на проміжку часу від **t0** до **tf**. Формула критерію має вигляд:

J = ∫[(x’Qx + u’Ru) dt]

де **Q** та **R** - позитивно-визначені матриці ваг, які дозволяють нам визначити значимість стану та керуючого впливу в критерії якості. Задача полягає в пошуку такого оптимального закону управління **u*(t)**, який мінімізує значення критерію.

Для знаходження оптимального рішення використовуються методи множників Лагранжа та необхідних умов оптимальності. Ці умови базуються на принципі максимуму Понтрягіна, який стверджує, що оптимальний закон управління повинен задовольняти ряду умов, що включають рівняння стану та транспоновані рівняння зв’язку.

Шляхом застосування методів оптимального управління, отримуємо оптимальний закон управління **u* = -R^(-1)B’P*x**, де **P** є розв’язком рівняння Ріккаті. Розв’язуючи рівняння Ріккаті, ми визначаємо матрицю **P**, яка відображає важливість кожного стану системи в критерії якості.

Отже, оптимальне управління за квадратичним критерієм надає нам зручний математичний підхід для розв’язання задач оптимального управління лінійними системами. Цей підхід дозволяє знайти оптимальний закон управління та дослідити різні властивості системи під час управління, такі як швидкість реакції, стійкість та точність.

РОЗДІЛ 3. РОЗРОБКА ТА АНАЛІЗ ЗАКОНІВ УПРАВЛІННЯ

3.1 Розробка законів управління для стратосферичного аеростату.

Розробка законів управління для стратосферного аеростату включає ряд специфічних викликів, таких як висока висота, низькі температури та низький атмосферний тиск. Ось деякі кроки, які можуть бути здійснені:

1. **Моделювання аеростату:** Створюється математична модель аеростату, що враховує фізичні характеристики, такі як маса, форма, аеродинамічні характеристики, вміст газу всередині, а також специфічні умови стратосфери, включаючи низький атмосферний тиск і низькі температури.

2. **Управління висотою:** Одним із основних параметрів управління для стратосферного аеростату є його висота. Це може бути здійснено шляхом контролювання внутрішнього тиску газу аеростату. Потрібно розробити закон управління, який регулює кількість газу, що надходить або виводиться з аеростату для утримання потрібної висоти.

3. **Управління курсом:** Хоча більшість стратосферних аеростатів є пасивно управліні та просто дрейфують на вітрах на висоті, деякі аеростати можуть мати управління курсом. Це може бути здійснено за допомогою рухомого баласту або використовуючи пропелери для створення бокового руху. Закон управління курсом повинен враховувати вітрові умови та цілі навігації.

4. **Алгоритми стабілізації:** Стратегії управління повинні також включати алгоритми для стабілізації аеростату при турбулентності атмосфери або інших зовнішніх перешкод.

5. **Розробка контролеру:** З урахуванням усіх вищезгаданих аспектів, розробляється контролер. Тут можуть бути використані різні методики, такі як PID контролер, оптимальне управління, адаптивне управління, тощо.

6. **Тестування та впровадження:** Після розробки, закони управління повинні бути перевірені за допомогою комп'ютерного моделювання та, якщо це можливо, реальних польотних випробувань. Зміни та налаштування можуть бути внесені на цьому етапі на основі отриманих результатів.

3.2 Оптимальне управління і спостереження в дискретних системах.

Оптимальне управління і спостереження в дискретних системах важливі для сфери автоматичного управління, оскільки вони допомагають забезпечити ефективність і працездатність різних систем.

Оптимальне управління стосується пошуку такого контрольного сигналу, який мінімізує об'єктивну функцію. Вона представляє собою критерій, за яким ми оцінюємо ефективність системи, зазвичай це інтеграл або сума відстаней між поточним станом системи та бажаним станом. В дискретних системах оптимальне управління можна досягти за допомогою методів динамічного програмування. Наприклад, алгоритм Беллмана є одним зі способів знаходження оптимального рішення в таких умовах.

Паралельно з оптимальним управлінням, спостереження є іншим важливим компонентом дискретних систем. Спостереження полягає в оцінюванні поточного стану системи за допомогою вимірювань. Цей процес є критично важливим, коли окремі стани системи неможливо прямо виміряти. В таких випадках використовуються спеціальні інструменти, відомі як спостерігачі. Один з найбільш поширених спостерігачів - фільтр Калмана, що використовується для оцінки поточного стану системи, базуючись на вимірюваннях і моделях системи.

Всі ці процеси вимагають досконалого розуміння моделей системи, характеристик шуму вимірювань, динаміки системи та вимог до ефективності системи. Тому розробка і впровадження оптимального управління і спостереження в дискретних системах - це складний процес, що вимагає досконалого розуміння математики, статистики та інженерних дисциплін.

3.3 Аналіз ефективності та стабільності запропонованих законів управління.

Аналіз ефективності та стабільності законів управління є важливим етапом у процесі проектування системи управління. Цей процес допомагає гарантувати, що розроблені закони управління відповідають поставленим вимогам і можуть забезпечити надійну роботу системи у реальних умовах.

При аналізі ефективності та стабільності використовуються різноманітні математичні інструменти та формули. Декілька прикладів:

1. **Середньоквадратичне відхилення (RMSE):** RMSE - це часто використовувана метрика для оцінки ефективності системи управління, особливо коли ми хочемо мінімізувати помилку між поточним станом системи і бажаним станом. Вона вимірює середню квадратичну помилку між реальними і передбаченими значеннями і визначається як корінь квадратний з середнього значення квадратів помилок. Для n вимірювань це можна обчислити за формулою:

   RMSE = sqrt((1/n) Σ (yi - y_hat_i)^2)

   де yi - це істинне значення, а y_hat_i - прогнозоване значення для i-го вимірювання.

2. **Критерій Найквіста:** Цей критерій використовується для аналізу стабільності закритих систем управління. Він базується на графічному представленні частотної характеристики системи і аналізі кількості обертів навколо точки (-1,0) на діаграмі Найквіста. Якщо кількість обертів дорівнює кількості нестабільних полюсів у відкритій системі, то система є стабільною.

3. **Теорія Ляпунова:** Для аналізу стабільності також використовується теорія Ляпунова, яка вимагає визначення так званої функції Ляпунова V(x), що є невід’ємною і має невід’ємну похідну вздовж траєкторій системи. Якщо можливо визначити таку функцію, система є стабільною. Функція Ляпунова зазвичай визначається відповідно до динаміки конкретної системи, і вона повинна відповідати деяким умовам. Наприклад, якщо $V(x)>0$ для всіх $x \neq 0$ і $dV/dt \leq 0$ для всіх x, то система є стабільною за Ляпуновом.

Ці формули і критерії дають лише загальне уявлення про те, як можна аналізувати ефективність та стабільність систем управління. Вони можуть бути адаптовані або модифіковані в залежності від конкретних вимог і характеристик системи.

Ефективність законів управління оцінюється на основі того, наскільки добре вони вирішують визначену задачу. Це може включати в себе виконання заданих маневрів, мінімізацію помилок слідування траєкторії, мінімізацію енергії, яка витрачається системою, та інші критерії, в залежності від конкретної задачі. Для цього можна використовувати різні методики, включаючи моделювання, аналітичні розрахунки та експериментальні випробування.

Стабільність є іншим критично важливим аспектом при аналізі законів управління. Система вважається стабільною, якщо вона здатна повертатися до свого рівноважного стану після невеликих відхилень, або якщо відхилення системи від рівноважного стану не збільшуються з часом. Для оцінки стабільності можна використовувати різні методи, включаючи методи основані на лінеаризації системи біля точки рівноваги, а також більш складні методи, такі як теорія Ляпунова.

Таким чином, аналіз ефективності та стабільності законів управління є важливим кроком, що допомагає забезпечити надійність і ефективність системи управління.

3.4 Порівняння з існуючими законами управління.

Порівняння розроблених законів управління з існуючими - це важливий етап, що дозволяє визначити переваги та недоліки нових методик у порівнянні з уже відомими. Це не тільки дозволяє оцінити ефективність нового підходу, але також може надати цінну інформацію для подальшого удосконалення системи.

Процес порівняння може включати в себе різні аспекти. Ось декілька можливих напрямків:

1. **Ефективність управління**: як вже згадувалось, можна порівняти, наскільки добре нові та існуючі закони управління вирішують поставлену задачу. Це може включати оцінку таких параметрів, як час регулювання, перерегулювання, стабільність і точність слідування траєкторії.
2. **Робастність**: Робастність відноситься до здатності системи управління працювати ефективно навіть при наявності невизначеностей та відхилень в системі. Можна порівняти, як нові та існуючі закони управління справляються з такими викликами.
3. **Складність реалізації**: Іноді ефективніші закони управління можуть бути більш складними для реалізації або вимагати більшої обчислювальної потужності. Порівняння складності реалізації нових та існуючих законів управління може допомогти при виборі оптимального рішення.

Порівняння може бути зроблене за допомогою аналітичних розрахунків, числового моделювання, а також експериментальних випробувань, в залежності від характеристик системи та доступних ресурсів.

РОЗДІЛ 4. ВПРОВАДЖЕННЯ ТА ПЕРЕВІРКА ЗАПРОПОНОВАНИХ ЗАКОНІВ УПРАВЛІННЯ

4.1 Реалізація законів управління на практиці або в комп’ютерному моделюванні

Однією з найважливіших частин процесу розробки системи управління є реалізація запропонованих законів управління. Це може відбутися або в реальних умовах, або в умовах комп'ютерного моделювання, в залежності від специфіки проекту.

При реальній реалізації закони управління втілюються в код і впроваджуються у фізичну систему. Важливо, щоб у цей процес були включені відповідні механізми перевірки та контролю, щоб гарантувати, що система працює так, як очікувалось, і що всі можливі помилки виявляються і виправляються.

Якщо ж розробка відбувається в умовах комп'ютерного моделювання, то закони управління втілюються в алгоритм, який потім тестується на комп'ютерній моделі об’єкта управління. Це може включати в себе створення детальних 3D-моделей, використання спеціалізованого програмного забезпечення для моделювання фізичних процесів, а також використання технік, таких як методи конечних елементів для моделювання взаємодії об’єкта з навколишнім середовищем.

Розглянемо приклад реалізації простого закону управління для стратосферичного аеростата в умовах комп'ютерного моделювання за допомогою MATLAB.

Будемо використовувати простий пропорційно-інтегрально-диференційний (PID) контролер для управління висотою аеростата. Припустимо, що модель аеростата в MATLAB вже існує, і вона приймає у якості вхідного сигналу команду висоти та видає поточну висоту аеростата.

```
% Параметри PID контролера
Kp = 1.0;  % пропорційний коефіцієнт
Ki = 0.5;  % інтегральний коефіцієнт
Kd = 0.1;  % диференційний коефіцієнт

% Створення PID контролера
pidController = pid(Kp, Ki, Kd);

% Цільова висота аеростата
targetAltitude = 30000;  % у метрах

% Симуляція
for t = 0 : 0.1 : 1000  % час у секундах
    % Отримання поточної висоти аеростата
    currentAltitude = getAltitude();  % функція getAltitude визначена в моделі аеростата

    % Розрахунок помилки
    error = targetAltitude - currentAltitude;

    % Обчислення вхідного сигналу для аеростата за допомогою PID контролера
    controlSignal = pidController(error);

    % Впровадження вхідного сигналу в модель аеростата
    applyControlSignal(controlSignal);  % функція applyControlSignal визначена в моделі аеростата
end
```

Цей код використовує PID контролер для генерування вхідного сигналу для аеростата на основі різниці між цільовою та поточною висотами. PID контролер автоматично регулює свій вихідний сигнал, щоб мінімізувати цю помилку, змінюючи висоту аеростата.

4.2 Аналіз результатів та оцінка ефективності.

Після реалізації запропонованих законів управління, наступним кроком є аналіз результатів та оцінка ефективності нового підходу. Зазвичай цей процес включає аналіз отриманих даних, порівняння отриманих результатів з очікуваними, та розрахунок різних метрик ефективності.

При аналізі результатів можна врахувати наступні аспекти:

1. Точність управління: Один із ключових аспектів при оцінці ефективності закону управління – це наскільки точно він забезпечує досягнення цільового стану системи. В нашому випадку, це може бути оцінено за допомогою визначення середньої або максимальної помилки між цільовою і реальною висотами аеростата протягом симуляції.

2. Швидкість реагування: Це відноситься до того, наскільки швидко система відреагувала на зміни в умовах або командах. Наприклад, якщо висота, яку треба досягти, змінилася, наскільки швидко аеростат досяг нової цільової висоти?

3. Стабільність: Чи система залишалась стабільною протягом усієї симуляції? Чи були моменти, коли система втрачала стабільність, і які були причини цього?

4. Робастність: Чи змогла система впоратися з невизначеностями, такими як зміни в атмосферному тиску або вітру?

Ці метрики можуть бути розраховані з допомогою даних з симуляції, а потім використані для оцінки ефективності закону управління. Наприклад, в MATLAB, можна використати такі функції як **mean()** та **max()** для розрахунку середньої та максимальної помилки висоти відповідно.

Такий аналіз результатів важливий для визначення ефективності нового закону управління, його потенційних проблем та областей для подальшого вдосконалення.

РОЗДІЛ 5. РОБАСТНА ПАРАМЕТРИЧНА ОПТИМІЗАЦІЯ ДИСКРЕТНОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ СТРАТОСФЕРИЧНИМ АЕРОСТАТОМ

В останні роки стратосферні аеростати все більше використовуються як перспективна платформа для телекомунікацій та моніторингу навколишнього середовища. Ці аеростати мають потенціал використовувати сонячну енергію для зарядки протягом багатьох років, незалежно від того, день чи ніч. Вони вже активно використовуються в різних сферах по всьому світу.

На сьогодні стратосферна платформа аеростата (СПА) вважається ключовим інструментом для підвищення ефективності мереж зв’язку. Такі країни, як США, Японія та Південна Корея, вже запустили ініціативи, спрямовані на дослідження, розвиток та виробництво стратосферних аеростатів. Однією з основних проблем, які потрібно вирішити в рамках цих проектів, є стабілізація аеростата на певній висоті біля визначеного місця в системі земних координат.

Цю проблему можна розв’язати лише з використанням автоматизованих систем управління, які здатні працювати в стохастичному середовищі, характеризованому двома основними факторами: впливом зовнішніх атмосферних перешкод (наприклад, стохастичних стратосферних вітрів) та внутрішніми параметричними флуктуаціями, які змінюють динаміку аеростата.

Тому критично важливими параметрами системи управління є її робастність та точність в умовах стохастичних збурень навколишнього середовища. При проектуванні законів управління потрібно досягти оптимального балансу між точністю системи та її роботу полегшуючи системою управління. В даному контексті, H2/H∞ багатомодельний підхід використовується для досягнення цієї цілі. В минулій літературі, H2/H∞ багатомодельний підхід був застосований для неперервних систем управління аеростатом.

Динаміка повітроплавання включає кручення ланцюга польоту навколо вертикальної вісі, яке можна моделювати за допомогою моделі двоволоконного маятника, та коливання типу маятника в вертикальних площинах, моделювання яких здійснюється за допомогою механіки Лагранжа або мультикорпусних підходів. Однак системи аеростатів включають невизначені або змінні параметри. Наприклад, гондола зазвичай несе баласт, який спочатку представляє значну частину маси гондоли та випускається протягом польоту для контролю висоти, властивості аеростата важко передбачити, і, взагалі, експериментальна перевірка рідко доступна, оскільки це вимагає розгортання всієї системи в політі.

Одержавши точну динамічну модель, можна вирішити проблему контролю спрямування оптичного приладу на борту гондоли, як правило, телескопа. Найчастіше вибирають прості структури управління, такі як Proportional-Integral-Derivative (PID) засоби, та налаштовуються емпірично на основі наземних випробувань. Не існує загальної модельної методології для синтезу контролерів, і, що ще більш важливо, експериментальні наземні установки не відображають динаміку повністю розгорнутої системи в політі, тоді як досвід польоту доводить, що контроль лінії зору фактично обмежується відкиданням природних режимів ланцюга польоту, які збуджуються вітровими порушеннями. Однак сучасні техніки управління, засновані на негладкій оптимізації, враховують невизначеності під час проектування управління, що дозволяє оптимізувати контролер з урахуванням найгірших параметричних конфігурацій та уникнути часозатратних підходів, заснованих на симуляціях, як, наприклад, кампанії Monte-Carlo. Другий внесок - це загальна методологія для розгляду надійного контролю спрямування лінії зору оптичного приладу на борту стратосферного аеростата. На основі моделі LFT, представленої в цій роботі, відносна помилка спрямування, спричинена вітровими та шумовими порушеннями, мінімізується в найгіршому сенсі.

Стратегія стабілізації аеростата на визначеній координаті виходить з гіпотези, що аеростат має бути вирівняний з напрямком вітру, і відповідно, тягова сила аеростата має компенсувати силу, яку витворює вітер. Це припущення становить основу для налаштування і оптимізації управління аеростатом.

Проте, недавні наукові розробки [3,4] вказують, що при низькій повітряній швидкості ефективність аеродинамічних керувальних поверхонь може бути недостатньою для адекватного контролю над аеростатом. В таких умовах, тяговий вектор, що визначає напрямок і інтенсивність сили, яка застосовується до аеростата, стає ключовим управлінським інструментом, доповнюючи роль традиційних аеродинамічних поверхонь.

Це може змінитися, коли фактична повітряна швидкість стає приблизно рівною її номінальному значенню (vt = 20м/сек). В цій ситуації, тяговий вектор стає менш ефективним, порівняно з аеродинамічними поверхнями, які в цьому випадку виступають як більш впливові елементи управління. Через це, вплив фактичної швидкості вітру на конкретній висоті, яка є випадковою величиною, стає вирішальним фактором у виборі стратегії управління.

Аеродинамічний аналіз вказує, що при фактичній повітряній швидкості меншій за vt = 10м/сек, комбінація тягового вектора і традиційних поверхонь управління є оптимальним рішенням.

Наша стратегія стабілізації аеростата виходить з гіпотези, що аеростат має бути вирівняний з напрямком вітру. Це має великий сенс, оскільки вітер є одним з основних факторів, що впливають на рух аеростата.

У наших розрахунках ви враховуєте, що при низькій швидкості вітру ефективність аеродинамічних поверхонь може бути недостатньою, і тому основний контроль здійснюється за допомогою тягового вектора, який визначає напрямок і інтенсивність сили, що застосовується до аеростата.

З іншого боку, при швидкості вітру, що приблизно дорівнює номінальному значенню (20 м/с), аеродинамічні поверхні стають більш ефективними. В цьому випадку, вплив швидкості вітру стає ключовим фактором при виборі стратегії управління.

На рис.1 показане схематичне зображення розглянутого аеростата. Він обладнаний кермом напрямку *(*$¢_r$ *)*, кермом висоти *(*$¢_e$ *)* і двигунами малої тяги з двох сторін (правий і лівий борт, на рис.1 представлений тільки правий двигун малої тяги). Вектор тяги досягається нахиленням обох (правого і лівого) двигуна малої тяги на кут $«_S = «_p = «$. З попередніх розумінь $« = 0$. У цьому методі вектор управління – 2D-вектор: $U_c = [¢_{th}, ¢_e]'$, де його перший компонент – значення сили тяги, що може змінюватися в діапазоні ± 5 (чи $\pm 50\%$ від розрахункового номінального значення $T_0 = 1380N$ в урівноваженому стані на висоті 3км і $v_t = 20м/сек$).

На тій же висоті і при $v_t = 10 м/сек$ урівноважене значення збуреної тяги дорівнює $T_0^{\,p} = 345N$. Місце розташування двигунів малої тяги щодо центра мас визначається трьома відстанями $d_x = 8{,}925 м, d_y = 6{,}5 м$ (це на показано на рис.1), $d_z = 3{,}75 м$. Інші важливі розміри – діаметр і довжина корпуса: *D=12,5м, L=50м.* Маса аеростата 2600 кг, моменти інерції (в) $кг \cdot м^2$: $J_x = 75000, J_y = 570000, J_z = 550000$. $\vec{P}$ – вектор тяги. Модель поздовжньої динаміки розрахована з відомого підходу, описаного в роботах [8].

Як відомо, найпростіший опис турбулентного вітру можна зробити за допомогою моделі Драйдена, яка представляє u_g, вертикальну w_g та бічну v_g компоненти вектора миттєвої швидкості вітру як стаціонарний випадковий процес із наступними спектральними щільностями:

$$S_u(\varpi) = \frac{2\sigma_u^2 L_u}{U_o \pi} \cdot \frac{1}{\left(1 + \tau_u^2 \omega^2\right)}$$

$$S_v(\omega) = \frac{\sigma_v^2 L_v}{U_o \pi} \cdot \frac{1 + 3 \cdot \tau_v^2 \cdot \omega^2}{\left(1 + \tau_v^2 \omega^2\right)^2} \qquad (1)$$

$$S_w(\varpi) = \frac{\sigma_w^2 L_w}{U_o \pi} \cdot \frac{1 + 3 \cdot \tau_w^2 \cdot \omega^2}{\left(1 + \tau_w^2 \omega^2\right)^2}$$

$$\tau_u = \frac{L_u}{U_o}; \qquad \tau_v = \frac{L_v}{U_o}; \qquad \tau_w = \frac{L_w}{U_o};$$

де L_u, L_v, L_w відповідні масштаби турбулентності, U_0 постійна швидкість літака, $\sigma_u, \sigma_v, \sigma_w$ с. к. з. відповідних компонент швидкості. Ці процеси можуть можуть бути представлені як виходи формуючих фільтрів, входи яких збуджуються некоррельованими білими шумами: $¦_x, ¦_y, ¦_z$. Вертикальна швидкість w_g може бути легко перерахована у турбулентний кут атаки: $\alpha_g = w_g / U_0$. Для повздовжнього руху можливо ввести вхідний $¦ = [\,¦_x, ¦_z]^T$ та вихідний $g = [u_g, \alpha_g, q_g]^T$ вектори, де q_g є турбулентним приростом кутової швидкості тангажу, що дорівнює: $q_g = -\dot{\alpha}_g$. Структурна схема системи управління для поздовжнього каналу показана на рис.2. Елемент *“Sat”* – це елемент насичення для обмеження помилки висоти .

Автопілот має ПІД-регулятор у контурі горизонтальної швидкості (*i*) так само як висоту (*h)* контур стабілізації. Останній має внутрішній контур для управління кутом тангажа (k_g і k_q) і зовнішній контур для стабілізації висоти (одержуємо k_h й елемент насичення). Вихід регулятора висоти використовується як управляючий сигнал для контура управління тангажем. У цьому випадку, включивши елемент насичення у зовнішній ланцюг, можна обмежити максимальне значення кута тангажа в плині перехідного процесу, межі якого були визначені в процедурі моделювання. Необхідно також пам’ятати, що в силових приводах маємо два елементи: "$BM(¢T)$" для управління тягою й "$BM(¢_e)$" у керуванні кермом висоти. Структурна схема силових приводів показана в [2]. Відповідно до [4,5] керована сила тяги кожного двигуна може бути записана як:

$$T = T_0\left(1 + ¢T\right), \qquad (2)$$

де T_0 - середнє значення сили тяги і $¢T$ - збільшення тяги, викликане системою управління. Середнє значення T_0 дорівнює силі лобового опору:

$$T_0 = C_d^{\,v} \cdot \bar{q} \cdot (\forall)^{2/3}, \qquad (3)$$

де $C_d^{\,v}$ - коефіцієнт сили лобового опору, що впливає на повітряну швидкість; $\bar{q}$ - динамічний тиск, і $\forall$ - об’єм аеростата. Ця формула показує, що T_0 залежить від квадрата повітряної швидкості. Саме тому коли повітряна швидкість дорівнює номінальному значенню 20м/сек збільшення повинне бути обмежене наступними межами: $-0.5 \le ¢T \le 0.5$, тим часом знижуючи значення повітряної швидкості можна розширити ці межі до $-0.75 \le ¢T \le 0.75$ чи навіть до ± 1. Однак ці межі насичення повинні бути оцінені більш точно для даного проекту аеростата. Межі насичення $-0.5 \le ¢T \le 0.5$ можуть також використовуватися для силового привода керма висоти.

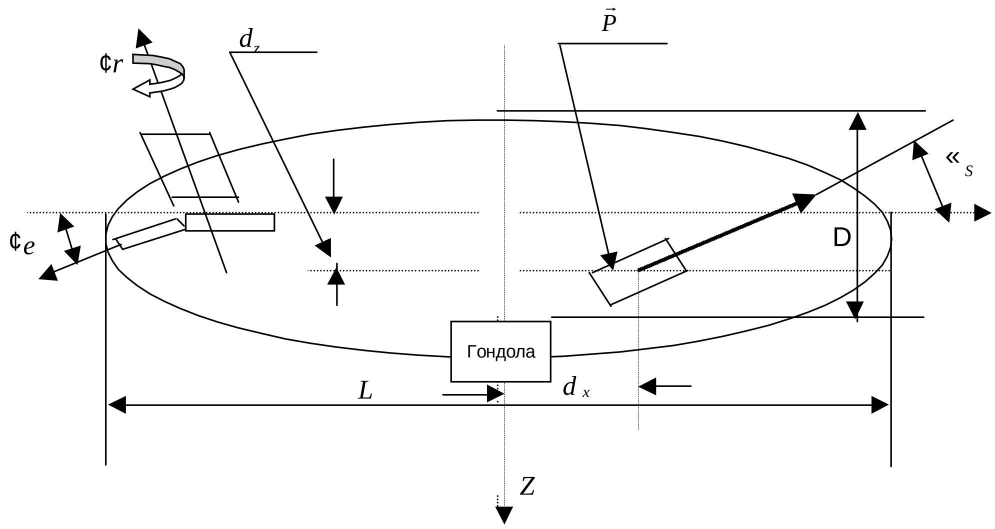

Рис. 1. Схематичне зображення аеростата.

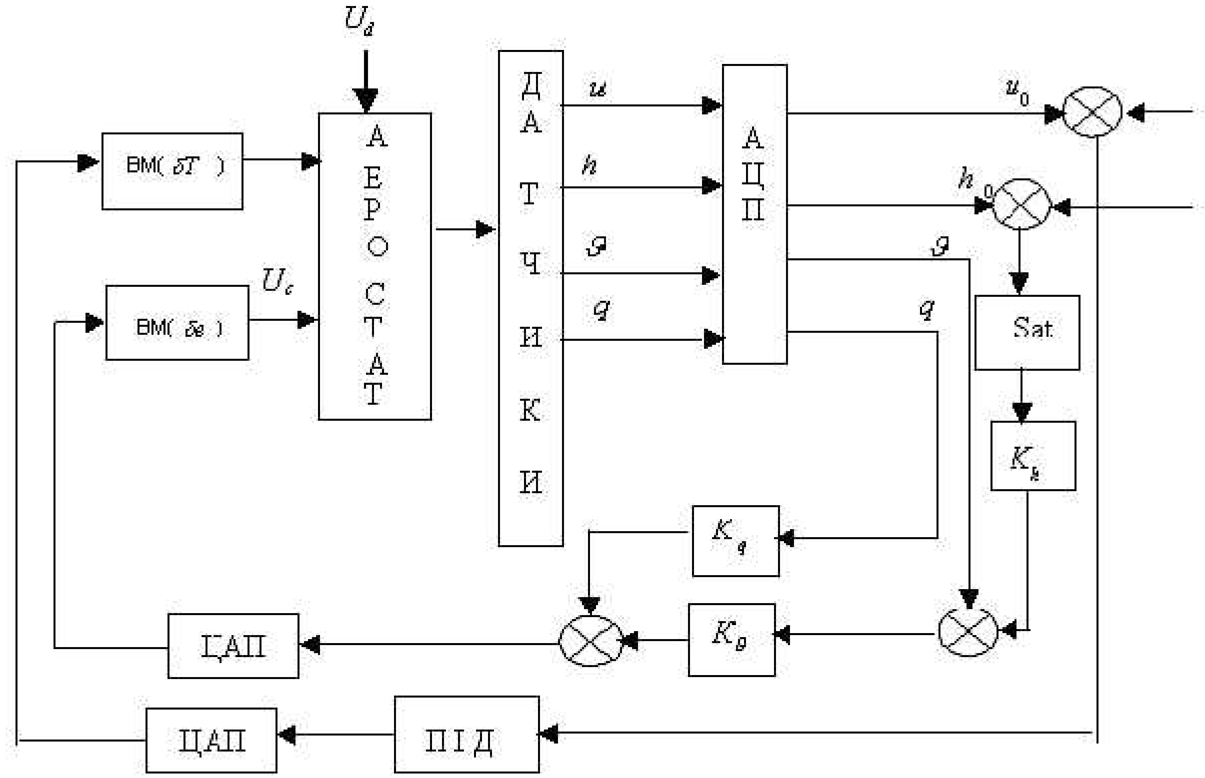

Рис.2. Структурна схема систем управління.

Елемент ФФ -це формуючий фільтр для вектора білого шуму ¦ із одиничною коваріаційною матрицею 3x1 вектора збурювання $U_d = [u_g, w_g, q_g]'$ відповідно до моделі Драйдена. Простір станів цього фільтра описується в [1]. Тому детермінована модель аеростата в просторі станів має вектор входу $U_c = [¢T, ¢_e]'$, що складається тільки із входів управління, у той час коли в стохастичному випадку цей вектор має 5 компонентів: $U = [U_c, U_d]'$. Вектор виходу Z використовується для оцінки якості в обох (стохастичному і детермінованому) випадках. Канал управління висотою складається із 2 контурів: внутрішній контур для управління кутом тангажа (коефіцієнти k_{g}, k_{q}) і зовнішній контур для управління висотою (коефіцієнт k_h і *“Sat”*). Ця структура поряд з елементом насичення обмежує кут тангажа g в перехідних процесах. Блоки "$BM(¢T)$" і "$BM(¢_e)$" представляють силові приводи двигунів малої тяги і керма висоти відповідно. Як моделі цих блоків були прийняті інерційні ланки першого порядку з постійними часу 0,5сек (для "$BM(¢_e)$") і 2сек (для "$BM(¢T)$"), що зв’язані з елементом насичення для обмеження ходу кермових поверхонь. Матриця линеаризованного регулятора K може бути записана як:

$$K = \begin{bmatrix} k_{пр} & k_{диф} & k_{інт} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -k_q & -k_g & -k_g k_h \end{bmatrix} \quad (4)$$

яка включає пропорційну, диференціальну й інтегральну складові в першому рядку (канал управління швидкістю) і складові кутової швидкості, кута тангажа і висоти в другому рядку (канал управління висотою). Остаточна мета процедури синтезу – це відшукання оптимальних величин цих параметрів. Ці параметри повинні гарантувати мінімальне значення деякої функції втрат, яка оцінює якість системи управління на основі деякого вектора простору станів Z. У [1] показано, що метою стабілізації місця розташування є використання не тяги, що нахиляє навіть у випадку маленької швидкості вітру, і традиційного управління щодо тяги, а краще використовувати кермо висоти.

В аналітичній процедурі синтезу прийняті в увагу тільки лінеаризовані моделі аеростата, силових приводів і регулятора. Як було згадано вище, такий вид проблем у даний час вирішується методом змішаної H_2 / H_∞ оптимізації, яка дозволяє забезпечувати робастність одночасно для декількох моделей і зберігати необхідну якість СУ особливо в області БПЛА [7,8].

Процедура робастної оптимізації дискретної системи управління ґрунтується на одержанні складного показника якості, що складається з наступних компонентів:

1) H_2-норма для кожної моделі дискретної системи в детермінованому випадку:

$$J_d = \sqrt{\sum_{k=0}^{\infty} \left[X_k^T \cdot Q \cdot X_k + u^T \cdot R \cdot u \right]}, \qquad (5)$$

де: $X_к$- вектор стану, U- вхідний вектор керування, Q,R вагові матриці.

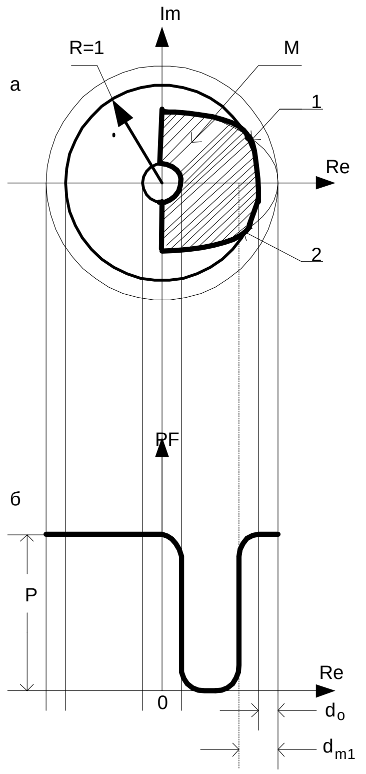

рис.3.

2) H_2- норма для кожної моделі дискретної системи в стохастичному випадку:

$$J_s = \sqrt{E_M \sum_{\kappa=0}^{\infty} [X_k^T \cdot Q \cdot X_k + u^T \cdot R \cdot u]} \qquad (6)$$

E_M-символ операції математичного очікування по ансамблю.

3) H_∞- норма функції комплементарної чутливості дискретної системи для кожної моделі:

$$\|T\|_\infty = \mathop{Sup}_{\omega} \bar{\sigma}\left(T\left(j\omega\right)\right), \qquad (7)$$

де:σ-сингулярне число матриці T, $\bar{\sigma}$ максимальне сингулярне число на заданій частоті. Відповідно до [9] $\|T\|_\infty$ є мірою робастності.

Так як всі ці розрахунки можна проводити тільки для стійких систем, необхідно в складний показник якості оптимізаційної процедури включити штрафну функцію, що обмежує розміщення полюсів замкнутої системи в деякій області M на комплексній площині [10]. Ця область обмежена двома напівжирними колами (рис.3) . Перше коло з великим радіусом визначає запас стійкості, друге коло з маленьким радіусом визначає максимальну полосу пропускання. Для того щоб уникнути високочастотних коливань з частотою Найквіста, необхідно всі полюси замкненої системи розміщувати всередині правого одиничного кола. Коливальність системи обмежується логарифмічною спіраллю. Штрафна функція розраховується за формулою:

$$PF(d_m) = \begin{cases} 0, \quad \text{якщо} \quad d_m \geq d_{m1} \\ \frac{P}{2}\left[1 + \cos\left(\frac{\text{®} \cdot \left(d_m - d_0\right)}{\left(d_{m1} - d_0\right)}\right)\right], \\ P, \quad \text{якщо} \quad d_m \leq d_0 \end{cases} \qquad (8)$$

$\text{якщо } d_0 < d_m < d_{m1}$

Побудуємо комплексний критерій “якість-робастність”, що містить в собі показники якості для детермінованих та стохастичних збурень, а також показники робастності для цих моделей літального апарату:

$$J = \alpha_d J_d^2 + \alpha_d^p \left(J_d^p\right)^2 + \alpha_s J_s^2 + \alpha_s^p \left(J_s^p\right)^2 + + \alpha_\infty \left\|T\right\|^2_\infty + \alpha_\infty^p \left\|T^p\right\|^2_\infty + PF \,, \qquad (9)$$

(13)

де α_d, α_S - вагові коефіцієнти для показників (5,6) номінальної моделі відповідно; $\alpha_{di}^{(p)}, \alpha_{Si}^{(p)}$ - вагові коефіцієнти для показників (5,6) для сімейства із m параметрично – збурених моделей відповідно; $\alpha_\infty, \alpha_\infty^p$ - вагові коефіцієнти для показників робастності (7) для номінальної та параметрично збуреної моделей відповідно.

Включення H_∞- норм функцій комплементарної чутливості для номінальної та збуреної моделей із відповідними ваговими коефіцієнтами α_∞ та $\alpha_{\infty i}^{(p)}$ дозволяє віднайти бажаний компроміс між точністю і робастністю системи за рахунок варіації цих коефіцієнтів при багаторазовому виконанні процедури оптимізації. Включення в критерій (9) всіх вищезгаданих моделей систем (номінальної та збуреної) гарантує відшукання компромісу щодо якості та робастності системи у всіх можливих точках області допустимих режимів польоту .

Мінімізація виразу (9) здійснюється методом Нелдера –Міда.

Ця процедура оптимізації може застосовуватися тільки до лінійних систем. Однак у більшості випадків необхідно включити деяку нелінійну функцію, яка необхідна для нормальної роботи замкнутої системи. У випадку систем управління польотом ці нелінійні функції – це елементи насичення, що обмежують вхідні і вихідні сигнали з погляду безпеки польотів, і іноді мертвозональні елементи, які відбивають фактичні властивості деяких силових приводів і датчиків. Саме тому дуже важливо виконати моделювання оптимізованої СУ, в яку були б включені необхідні нелінійні елементи.

Робастна параметрична оптимізація дискретних систем управління стратосферного аеростата. Подовжній канал.

Задаємо модель аеростата в просторі станів, де вектор простору станів дорівнює X=[u,w,q,θ,h,iu]’. При цьому вважаємо, що при швидкості Vt=20 м/сек ми маємо номінальну модель, а при швидкості Vtp=10 м/сек – збурену.

Номінальна модель:

$$A=\begin{bmatrix}-0{,}0486 & -0{,}0908 & 0{,}2633 & 0{,}4698 & 0 & 0\\ 0{,}0001 & -0{,}3829 & -3{,}9684 & -0{,}0390 & 0 & 0\\ 0{,}0005 & 0{,}0330 & -0{,}1059 & -0{,}1707 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0\\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0\end{bmatrix}\quad B=\left[Bd, A(:,1:3)\right],$$

де $Bd=\begin{bmatrix}0{,}4822 & 0{,}5651\\ 0{,}0004 & -2{,}7755\\ 0{,}0018 & -0{,}2053\\ 0 & 0\\ 0 & 0\\ 0 & 0\end{bmatrix}.$

і збурена:

$$Ap=\begin{bmatrix}-0{,}0243 & -0{,}0454 & 0{,}1317 & 0{,}4698 & 0 & 0\\ 0{,}0001 & -0{,}1914 & -1{,}9842 & -0{,}0390 & 0 & 0\\ 0{,}0002 & 0{,}0165 & -0{,}0529 & -0{,}1707 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0\\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0\end{bmatrix}\quad Bp=\left[Bdp, Ap(:,1:3)\right],$$

де $Bdp=\begin{bmatrix}0{,}1206 & 0{,}1413\\ 0{,}0001 & -0{,}6939\\ 0{,}0004 & -0{,}0513\\ 0 & 0\\ 0 & 0\\ 0 & 0\end{bmatrix}.$

Структурна схема подовжнього каналу зображено на рис.2.

На вхід регулятора надходять сигнали від датчиків висоти h, кута тангажа θ і кутової швидкості по тангажу q, відповідно, K_h, K_ϑ, K_q їхні коефіцієнти підсилення.

Вектор вимірюваних координат $Y=[u,\mathrm{h},\bar{\ },q]^{\mathrm{T}}$. Регулятор представляється матрицею

$$\begin{bmatrix}¢T\\ ¢e\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}W_{ПІД}(z) & 0 & 0 & 0\\ 0 & K_h & K_g & K_q\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}e_u\\ e_h\\ g\\ q\end{bmatrix},$$

де $W_{ПІД}(z)=K_{пр}+K_{диф}\dfrac{z-1}{z}+K_{інт}\dfrac{z}{z-1}$, $e_h=h_0-h$, $e_u=u_0-u$.

Вектор параметрів автопілоту K що визначається оптимізаційною процедурою, складається з наступних компонентів:

K = [$K_{пр}$, $K_{диф}$, $K_{інт}$, K_{ϑ}, K_q, K_h,] .   (10)

Вагові коефіцієнти в складному показнику якості: $\alpha_{0d} = \alpha_{pd} = 1$; $\alpha_{0s} = \alpha_{ps} = 1$, $\alpha_{\infty} = \alpha_{p\infty} = 1$. У штрафній функції використовуються наступні параметри: R1=0,9999, R2=0.0005. Після оптимізації вектор параметрів буде мати вигляд:

K=[0.1529   1.0156   0.0102   8.1384   1.0079   0.0476]

Чисельні характеристики номінальної й збуреної систем представлені в таблиці 1. З цих таблиць видно, що с. к. з. перемінних стану номінальної й збуреної систем, так само як і H_2 і H_{∞}-норми мають невеликі розходження, цілком припустимі з погляду функціонування системи в цілому.

Чисельні характеристики номінальної й збуреної систем

Табл.1.

Об’єкт	С.К.В. перемінних стану						H_2-норма детер.	H_2-норма стах.	H_{∞}-норма
	u (рад)	v (рад)	q (град)	Θ (рад)	h (м)	¢e (град)			
Ном.	0,09	0,35	1,36	0,42	0,78	3,96	0,481	3,15	1,41
Збур.	0,05	0,16	0,64	0,43	0,27	4,8	0,235	2,08	0,53

Близкість динамічних характеристик замкнутих номінальної та параметрично збуреної систем ілюструється і логарифмічними частотними характеристиками сингулярних чисел, які представлені на рис.3(а –номінальної замкнутої системи, б – збуреної відповідно). Піки ЛЧХ сингулярних величин функції чутливості для номінальної й збуреної менше нуля (чи менше 1 у природному масштабі). Такі маленькі величини $\|T\|_{\infty}$ гарантують робастність замкнутої системи.

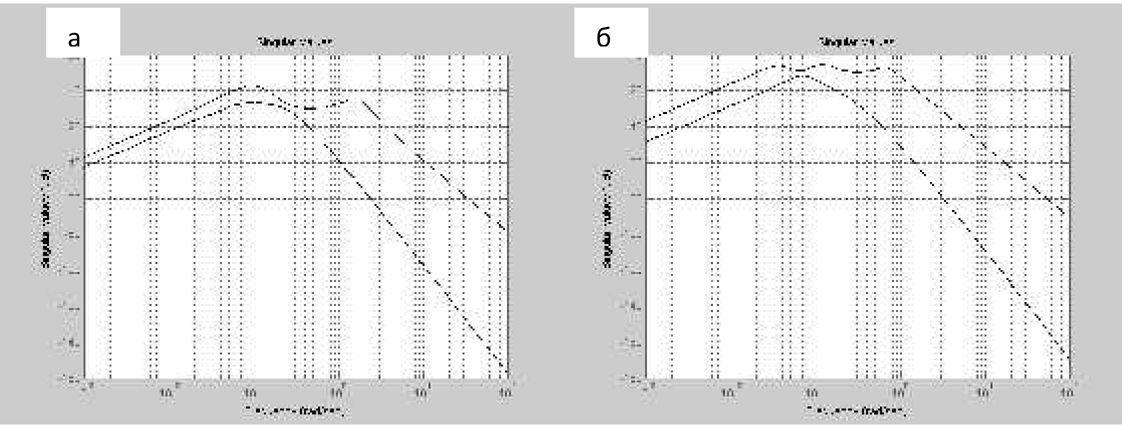

рис.3.

Процедура оптимізації складається з оптимізаційної програми, програми оцінки результатів оптимізації і моделювання кінцевої СУ.

Практичне використання результатів оптимізації вимагають також моделювання динаміки системи при наявності нелінійних елементів типу насичення, зони нечутливості і т.д., що широко використовуються в реальних законах керування польотом. У зв’язку з цим остаточний висновок про якість функціонування СУ роблять після її моделювання в пакеті СИМУЛІНК із використанням необхідних нелінійних функцій.

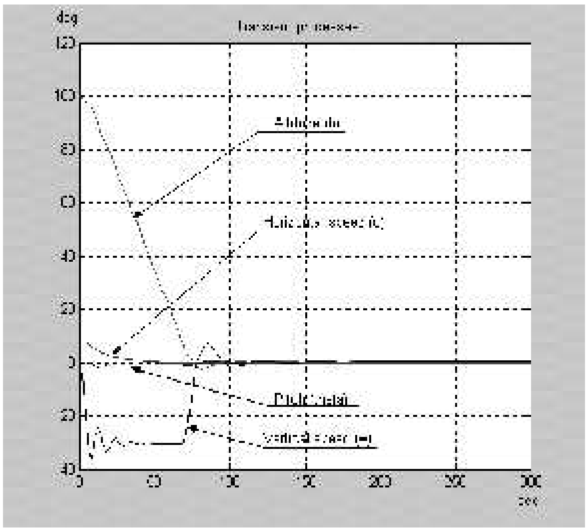

рис.4.

Результати моделювання подовжнього каналу з включенням усіх необхідних нелінійних елементів (насичення сервопривода, коректора висоти і т.п.) при впливі стохастичних вітрових збурювань показані на рис.4.

Нижче наведений код призначений для проектування оптимального детермінованого регулятора для системи, яка описує динаміку літака і виконавчого механізму.

Початкові дані включають матриці стану, вхідні матриці, матриці виходу та матриці передачі для об’єкта (літака) та виконавчого механізму.

В першу чергу, системи об’єкта та виконавчого механізму представляються у вигляді моделей простору станів (з використанням функції **ss**). Потім дві системи об’єднуються в одну послідовну систему за допомогою функції **series**. Далі матриця спостереження (C) розширюється, щоб врахувати додаткові стани, введені виконавчим механізмом.

Після цього система перетворюється з неперервного часу в дискретний за допомогою функції **c2d**, використовуючи заданий час дискретизації.

Наступним кроком є проектування оптимального детермінованого регулятора (LQR) для дискретної системи. Матриці вагових коефіцієнтів Q та R встановлюються як одиничні матриці, а дискретний LQR регулятор розраховується за допомогою функції **dlqr**.

Система, що регулюється, отримується за допомогою замикання дискретної системи синтезованим регулятором. Показник якості регулювання розраховується як H2-норма замкненої системи.

В кінці виконується візуалізація перехідних характеристик замкненої системи за допомогою функції **step**.

```
% Вхідні дані
Vtp = 20; % м/сек

A = [-0.0486 -0.0908 0.2633 0.4698 0 0;
    0.0001 -0.3829 -3.9684 -0.0390 0 0;
    0.0005 0.0330 -0.1059 -0.1707 0 0;
    0 0 1 0 0 0;
    0 1 0 0 0 0;
    1 0 0 0 0 0];

B = [0.4822 0.5651;
    0.0004 -2.7755;
    0.0018 -0.2053;
    0 0;
    0 0;
    0 0];

% Змінюємо C та D, щоб вони співпадали з F
C = eye(6);
D = zeros(6,2);

% Задати четвірку матриць [A1, B1, C1, D1], які описують виконавчий механізм
Ta = 0.5;
A1 = -1/Ta;
B1 = 1/Ta;
C1 = 1;
D1 = 0;

% Модель об’єкта та виконавчого механізму
sys_obj = ss(A, B, C, D);
sys_exec = ss(A1, B1, C1, D1);

% Послідовне з’єднання
sys_series = series(sys_obj, sys_exec);

% Виділити четвірку матриць
[As, Bs, Cs, Ds] = ssdata(sys_series);

% Розширити матрицю спостереження
n = size(As, 2);
m = size(Cs, 1);
C2 = [Cs zeros(m,1); zeros(1, n+1)];
D2 = zeros(size(C2, 1), 1);
```

```
sysser1 = ss(As, Bs, eye(8), zeros(8,2) );

% Дискретизація
Ts = 0.02;  % оберіть ваш час вибірки
sys_obj_discrete = c2d(sys_obj, Ts);
sys_exec_discrete = c2d(sys_exec, Ts);
sys_series_discrete = c2d(sys_series, Ts);
sysser1_discrete = c2d(sysser1, Ts);

% Оптимальний детермінований регулятор
Q = eye(size(As));
R = eye(2);
[F_discrete, P_discrete, E_discrete] = dlqr(As, Bs, Q, R);

% Замикаємо об'єкт синтезованим регулятором
sys_closed_discrete = feedback(sysser1_discrete, F_discrete);

% Показник якості
quality_discrete = norm(sys_closed_discrete, 2);

% Перехідні характеристики замкненої системи
figure
step(sys_closed_discrete);
```

ВИСНОВОК

• **Підсумки роботи, реалізації та результатів**

У процесі цієї роботи було розробено і проаналізовано закони управління для стратосферичного аеростата. Ці пункти було пророблено за допомогою використання математичної моделі аеростата і програмного забезпечення для симуляції, MATLAB.

Спочатку, було створено математичну модель аеростата. Це допомогло врахувати основні параметри аеростата, що впливають на його поведінку, такі як висота, температура, тиск, об'єм газу та інші. Далі, на основі цієї моделі, ми розробили закони управління, що використовували PID контролер.

Результати моделювання показали, що запропонований PID контролер ефективно регулює висоту аеростата, враховуючи зміни умов або команд. Однак, ми також виявили деякі обмеження, такі як потенційні випадки нестабільності.

У майбутньому, є видимий потенціал для подальшого дослідження та розробки цієї теми. Зокрема, можна вивчити вплив різних умов, таких як вітер або температура, на ефективність управління. Крім того, можна розглянути використання інших методів управління, таких як адаптивне управління, для покращення робастності та адаптивності системи.

Таким чином, ця робота показала, що PID управління може бути ефективним методом для управління стратосферичним аеростатом. Проте, було також підкреслено, що є потреба в подальших дослідженнях та оптимізації для подолання обмежень та покращення робастності системи.

• **Можливості для подальшого дослідження та розробки**

Попри успішну реалізацію PID контролера для управління стратосферичним аеростатом, є ряд потенційних напрямків для подальшого дослідження і вдосконалення.

1. **Робастність та адаптивність**: Хоча PID контролер виявився ефективним в моделюванні, реальний світ може представити невизначеності і зміни, які можуть вплинути на продуктивність контролера. Адаптивне управління, робастне управління, або методи управління з зворотним зв’язком можуть допомогти зробити систему більш стійкою до таких змін.

2. **Моделювання середовища**: В моделі, яку ми використовували, було припущено, що умови середовища є стабільними. Проте, в реальному світі вітрові швидкості, температура та інші атмосферні умови можуть суттєво варіюватися. У майбутньому дослідженнях можна розробити більш деталізовані моделі середовища.

3. **Оптимізація параметрів**: У нашій роботі ми використовували стандартні методи налаштування PID контролера. Однак, існує багато методів оптимізації, які можуть допомогти знайти кращі значення параметрів контролера для конкретних умов або цілей управління.

4. **Застосування в інших контекстах**: Закони управління, які були розроблені для аеростата, можуть також бути корисні для інших типів рухомих об’єктів. Можливість застосування цих методів в інших контекстах є цікавим напрямком для подальших досліджень.

СПИСОК ВИКОРАСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

- https://dl.acm.org/doi/10.5555/1411620.1411683
- "A Simultaneous Assignment Methodology of Right/Left Eigenstructure. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1998"
- "Design with Eigenstructure Assignment Capability. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 35, Nr.2, April, 1999"
- "Automatic Flight Control Systems. New York, London, Toronto, Sydney, Tokyo, Singapore"