МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ

КАФЕДРА АЕРОКОСМІЧНИХ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач кафедри
_____ Мельник Ю.В.
“_____”_____ 2023р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)
ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ

“МАГІСТР”

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

Тема: Структурно-параметричний синтез системи управління літального апарату

Виконавець: Нерощин В.В.

Керівник: к.т.н., доцент Абрамович О.О.

Нормоконтролер: к.т.н., доцент Дивнич М.П.

Консультант з «Охорони праці»: старший викладач Колзітін О.О.

Консультант з «Охорони навколишнього середовища»: к.т.н., доцент Дмитруха Т.І.

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
_____ Мельник Ю.В.
«_____»_____2023р.

ЗАВДАННЯ
на виконання кваліфікаційної роботи

Нерощина Володимира Володимировича

1. Тема кваліфікаційної роботи: «Структурно-параметричний синтез системи управління літального апарату» затверджена наказом ректора від «15» вересня 2023 р. № 1810/ст.

2. Термін виконання роботи: з 02.10.2023 р. по 31.12.2023 р.

3. Вихідні дані до роботи: модель реактивного транспортного літака Ан-148 та виконавчий механізм.

4. Зміст пояснювальної записки: аналітичний огляд літературних джерел з тематики диплому. Теоретичні аспекти структурно-параметричного синтезу; показник робастності в системах управління; фільтр Люенбергера. Застосування програми та результати синтезу.

5. Перелік ілюстративного матеріалу презентації: рисунки: оптимальна стохастична система управління; схема фільтру Люенбергера; схема з’єднання об’єкта зі спостерігачем пониженого порядку. Програмне забезпечення рішення лінійно-квадратичної задачі та за допомогою фільтру Люенбергера.

6. Календарний план-графік

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Огляд літературних джерел	03.10.2023-10.10.2023	
2	Вступ. Розділ 1. Загальні відомості про літальний апарат Ан-148	11.10.2023-30.10.2023	
3	Розділ 2. Структурно-параметричний синтез системи управління літальним апаратом	31.10.2023-10.11.2023	
4	Розділ 3. Розрахунок показників якості та робастності	11.11.2023-21.11.2023	
5	Висновок	22.11.2023-26.11.2023	
6	Розділи з охорони праці та навколишнього середовища	27.11.2023-10.12.2023	
7	Оформлення дипломної роботи. Оформлення презентації Microsoft Office PowerPoint	11.12.2023-20.12.2023	

7. Консультанти з окремих розділів кваліфікаційної роботи

Назва розділу роботи		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	старший викладач Колзітін О.О.		
Охорона навколишнього середовища	к.т.н., доцент Дмитруха Т.І.		

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

Керівник кваліфікаційної роботи _____ Абрамович О.О.

Завдання прийняв до виконання _____ Нерощин В.В.

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Структурно-параметричний синтез системи управління літальним апаратом»: 101 сторінка, 10 рисунків, 5 таблиць, 2 додатки, 33 використаних джерел.

СИСТЕМА УПРАВЛІННЯ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ, СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧНИЙ СИНТЕЗ, РОБАСТНІСТЬ, ФІЛЬТР ЛЮЕНБЕРГЕРА, ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ АН-148.

Об'єктом дослідження – система управління літальним апаратом АН-148.

Предмет дослідження – застосування структурно-параметричного синтезу для підвищення ефективності цієї системи.

Мета роботи – дослідження впливу структурно-параметричного синтезу на ефективність управління літальним апаратом Ан-148

Методи дослідження – робота з науково-технічною літературою та у програмному середовищі MATLAB, обробка та аналіз результатів.

У роботі розглянуті теоретичні аспекти структурно-параметричного синтезу систем управління літальними апаратами. Проведено аналіз показників робастності системи управління Ан-148. Розроблено структурно-параметричний синтез системи управління Ан-148 з підвищеною робастністю. Проведено порівняльне дослідження ефективності системи управління Ан-148 з базовою і синтезованою системами.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ ТА СКОРОЧЕНЬ

ЛА – літальний апарат;

FBW - Система “Fly-by-wire”;

FCC - Комп’ютер керування польотом;

СКП - система кондиціювання повітря;

ВСТУП

Актуальність дослідження. Системи управління літальними апаратами (ЛА) є одними з найважливіших елементів літаків, гелікоптерів, безпілотних літальних апаратів (БПЛА) та інших повітряних суден. Вони забезпечують стабільність і керованість ЛА в широкому діапазоні умов польоту, включаючи зміну атмосферних умов, неточності в моделі ЛА та непередбачені зовнішні впливи.

В останні роки спостерігається тенденція до збільшення складності та інтелектуалізації систем управління ЛА. Це пов’язано з розвитком технологій, таких як цифрова обробка сигналів, штучний інтелект та машинне навчання. Одним із перспективних напрямів розвитку систем управління ЛА є застосування структурно-параметричного синтезу. Цей метод дозволяє синтезувати систему управління з заданими характеристиками, враховуючи структурні обмеження, такі як обмеження на кількість використовуваних елементів управління, каналів зв’язку та інших компонентів системи.

Метою даної роботи є дослідження впливу структурно-параметричного синтезу на ефективність управління літальним апаратом Ан-148.

Для досягнення цієї мети необхідно вирішити такі **завдання**:

- Ознайомитися з основними теоретичними аспектами структурно-параметричного синтезу систем управління ЛА.
- Провести аналіз показників робастності системи управління АН-148.
- Розробити структурно-параметричний синтез системи управління АН-148 з підвищеною робастністю.

- Провести порівняльне дослідження ефективності системи управління Ан-148 з базовою і синтезованою системами.

У першому розділі розглядаються загальні відомості про літальний апарат Ан-148. Описуються історія створення та розвитку ЛА, його технічні характеристики та особливості конструкції, а також система управління.

У другому розділі розглядаються теоретичні аспекти структурно-параметричного синтезу, показник робастності в системах управління, фільтр Люенберга та його застосування в системах управління ЛА. На основі отриманих знань проводиться дослідження впливу структурно-параметричного синтезу на ефективність управління літальним апаратом Ан-148.

Вихідними даними для розроблення теми є:

- Технічні характеристики літального апарату Ан-148.
- Моделі руху ЛА в різних каналах управління.
- Вимоги до якості управління ЛА.

Обґрунтування необхідності проведення дослідження. Необхідність проведення даного дослідження обумовлена такими факторами:

- Зростання вимог до систем управління ЛА.
- Перспективність методу структурно-параметричного синтезу.
- Відсутність досліджень впливу структурно-параметричного синтезу на ефективність управління літальним апаратом Ан-148.

Міжнародні тенденції розв’язання поставлених задач. У світовій практиці широко застосовується метод структурно-параметричного синтезу систем управління ЛА. Цей метод використовується при проектуванні систем управління ЛА різного призначення, включаючи військові, цивільні та безпілотні ЛА.

Найбільш відомими розробками в області структурно-параметричного синтезу систем управління ЛА є такі:

- Система управління літальним апаратом F-22 Raptor (США).
- Система управління літальним апаратом Airbus A380 (Європа).
- Система управління безпілотним літальним апаратом MQ-9 Reaper (США).

Взаємозв’язок з іншими роботами. Дана робота є логічним продовженням досліджень, проведених в Україні в галузі структурно-параметричного синтезу систем управління ЛА. Зокрема, в роботах Мінца О. Ю., Пономаренка О. В., Мінца О. Ю., Бондаренка О. О. розглянуті теоретичні аспекти структурно-параметричного синтезу, а також розроблені алгоритми управління для різних типів ЛА.

Робота також пов’язана з дослідженнями, проведеними в інших країнах. Зокрема, в роботі Wang J., Zhu J., Zhang Y. розглянуті методи структурно-параметричного синтезу систем управління ЛА з використанням методів нечітких логік.

РОЗДІЛ 1. ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ АН-148

1.1. Історія створення та розвитку

Ан-148 (рис.1.1) - регіональний пасажирський літак, розроблений українською компанією "Антонов", який виробляється як на самому "Антонові", так і на російському Воронезькому авіаційному виробничому об’єднанні на умовах аутсорсингу. Ан-148 має максимальну дальність польоту 2100-4400 кілометрів і здатен перевозити 68-85 пасажирів, залежно від конфігурації.

Ан-148 був спочатку розроблений як засіб забезпечення регіональних авіаліній сучасним, ефективним та економічно вигідним літаком. Процес розробки передбачав співпрацю між українськими конструкторами та інженерами і російськими виробничими підприємствами. Метою було створення високоякісного регіонального літака, який міг би конкурувати з аналогічними моделями інших виробників. Однак під час розробки та виробництва Ан-148 зіткнувся зі значними проблемами. Через політичну напруженість між Україною та Росією, а також фінансові обмеження, початкове виробництво неодноразово відкладалося. Це призвело до повільнішого, ніж очікувалося, постачання літака замовникам і вплинуло на його ринковий потенціал. Незважаючи на ці проблеми, Ан-148 отримав визнання завдяки сучасному дизайну, передовим системам авіоніки та паливній ефективності. Він широко використовується як комерційними, так і державними операторами, особливо в Європі та Азії.

Процес розробки літака в рамках проекту розпочався в АНТК ім. О. К. Антонова на початку 1990-х під керівництвом Петра Балабуєва. Початково відомий як Ан-74-68, літак у 2001 році отримав новий ідентифікатор – Ан-148.

В основу конструкції лягли елементи транспортного літака Ан-74ТК-300. Хоча Ан-74 спочатку розроблявся як транспортний, його не можна було використовувати для перевезення пасажирів. Навіть після перенесення двигунів під крило в модифікації Ан-74ТК-300, літак не міг конкурувати з іншими сучасними регіональними літаками за пасажиромісткістю, хоча це покращувало паливну ефективність. У процесі модифікації було розроблено нове крило, збільшено довжину фюзеляжу і використано двигуни Д-436-148 із зміненим реверсом. Перші три прототипи були виготовлені в Києві з березня 2002 року, а підготовка до серійного виробництва розпочалася в липні 2003 року на авіазаводах у Харкові і Воронежі. Перший прототип вперше піднявся в повітря у грудні 2004 року, а сертифікат типу було отримано в лютому 2007 року.

У липні 2005 року літаки пройшли випробування в екстремальних умовах в Узбекистані і Вірменії, підтверджуючи їхню придатність для роботи в умовах високих температур і високогір’я. Протягом наступних років програма випробувань була розширена, включаючи вивчення різних аспектів літака, таких як стійкість, керованість, шумові характеристики, навігаційна система та інше. У серпні 2010 року були проведені випробування з імітацією обмерзання криги, що ще раз підтвердило надійність літака в умовах суворого обмерзання. Програма отримала широке міжнародне сприяння, з участю компаній з 15 країн у виробництві літака. Замовлення на Ан-148 перевищило 50 екземплярів на серпень 2007 року. Літак визнано ефективним для експлуатації в різних кліматичних умовах, включаючи південні регіони Росії, країни Середньої Азії, Близького Сходу, Африки і Латинської Америки.

Загалом, Ан-148 став важливим гравцем на ринку, конкуруючи з літаками Sukhoi Superjet 100, Embraer 190 і ARJ21-700. Утім, не всі угоди про закупівлю літаків вдалося реалізувати через фінансові проблеми деяких авіакомпаній. У грудні 2006 року літак пройшов сертифікацію, отримавши сертифікат типу МАК, і з того часу використовується в пасажирських перевезеннях, підтверджуючи свою ефективність в різних умовах.

Хронологія:

- 3 жовтня 2000 р. - Наказ МПП України про створення літака Ан-148.
- Вересень 2004 р. - Підписано п’ятисторонню угоду між АНТК ім. О.К.Антонова, серійними заводами та лізинговою компанією.
- 15 жовтня 2004 р. - Урочисте викочування літака Ан-148 з цеху.
- 17 грудня 2004 р. - Перший політ літака Ан-148.
- 2005 - Ліцензійна угода між АНТК і ВАЛТ на виготовлення Ан-148.
- 19 квітня 2005 р. - Перший виліт другого екземпляра Ан-148.
- 18 червня 2007 р. - Демонстрація літака на авіасалоні в Ле Бурже, Франція.
- 26 лютого 2007 р. - Видача сертифіката типу МАК.
- 27 червня 2008 р. - Підписання контрактів на поставку Ан-148.
- 3 липня 2008 р. - Завершення переобладнання літака для передачі «Лізінгтехтрас».
- 28-31 жовтня 2008 р. - Участь літака на авіасалоні в Ірані.
- 2 червня 2009 р. - Перший комерційний рейс літака Ан-148.
- 11 червня 2009 р. - Викотження першого серійного літака Ан-148.
- 19 липня 2009 р. - Перший політ серійного літака від ВАЛТ.
- 26 вересня 2009 р. - Розпочато розробку літака Ан-158.
- 1 жовтня 2009 р. - Церемонія передачі першого серійного літака.
- 13 грудня 2009 р. - Перший міжнародний комерційний рейс літака Ан-148.
- 24 грудня 2009 р. - Комерційний рейс літака Ан-148 від «Росія».
- 28 березня 2010 р. - Передача першого серійного літака до «АероСвіт».
- Кінець 2011 р. - Ан-148 перевозить 700000 пасажирів та здійснює понад 19300 польотів.
- 15 листопада 2012 р. - Презентація літака в аеропорту Ханоя.
- 5 лютого 2013 р. - Перший політ літака Ан-148ЕМ.

- Лютий 2013 р. - Перший літак Ан-148 у «Air Koryo».
- 28 березня 2013 р. - Отримано Доповнення до Сертифікату типу для Ан-148ЕМ.

За останні роки Ан-148 зазнав різних модернізацій, включаючи зміни в двигуні та системах авіоніки, а також структурні вдосконалення. Ці оновлення ще більше підвищили продуктивність і надійність літака, зробивши його більш конкурентоспроможним на регіональному ринку реактивних літаків. Загалом, незважаючи на бурхливий період розробки та виробництва, Ан-148 зарекомендував себе як успішний літак з точки зору своїх можливостей та експлуатаційних характеристик. Він залишається популярним серед авіакомпаній і, як очікується, залишиться в експлуатації на довгі роки.

1.2. Технічні характеристики та особливості конструкції

Літак Ан-148 (рис.1.1) призначений для перевезень пасажирів на коротких і середніх відстанях до 3100 км. Він може використовуватися на різних типах злітно-посадкових смуг, включаючи ті, що мають штучне або підготовлене ґрунтове покриття, і розташовані на висоті до 1500 метрів над рівнем моря, незалежно від кліматичних умов. Літак може розвивати крейсерську швидкість 780—850 км/год і крейсерську висоту польоту до 12 200 м.

Пасажирський салон літака розрахований на 68-80 пасажирів, з різними конфігураціями салонів економ, бізнес та першого класу. Інтер’єр в економ-класі розміщує крісла за схемою 2+3. Літак оснащений сучасним пілотажно-навігаційним та радіозв’язковим обладнанням, відповідним міжнародним стандартам ІСАО. Комплекс радіоелектронного обладнання дозволяє здійснювати посадку в умовах низької видимості та ночі за стандартом ІІІА ІКАО.

Літак оснащений двигунами Д-436-148 виробництва ЗМКБ «Прогрес», витрата палива яких становить 1458 кг/год при максимальному завантаженні. Також використовується допоміжна силова установка АІ-450-МС. Розробник

передбачає робочий ресурс літака близько 80 000 годин при терміні експлуатації 30 років. Літак також вирізняється високим розташуванням двигунів, що дозволяє здійснювати посадку на злітні смуги з ґрунтовим покриттям, зменшуючи ризик потрапляння сміття у двигун.

Характеристики літака Ан-148 включають:

Силова установка:

- Двигуни: Д-436-148
- Годинна витрата пального: 1458 кг/год

Розміри:

- Розмах крила: 28.91 м
- Довжина літака: 29.13 м
- Висота літака: 8.20 м
- Площа крила: 87.32 м²
- Шасі: 3-х опорне

Число місць:

- Екіпаж: 4+1
- Пасажирів: 85

Маси і навантаження:

- Максимальний запас палива: 24.0 т г/пкм
- Максимальна злітна маса: 41 950 кг
- Маса корисного навантаження: 9800 кг

Льотні дані:

- Крейсерська швидкість: 800-870 км/год
- Максимальна дальність польоту: 3500 км
- Максимальна висота польоту: 12,200 м
- Довжина розбігу: 1 800 м

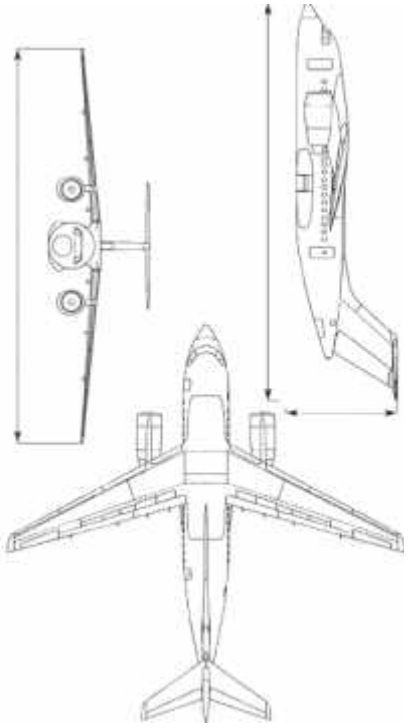


Рис.1.1. Загальна схема літака Ан-148

Основні модифікації:

1. Ан-148-100А Літак малої дальності, призначений для перевезення 70-80 пасажирів на відстань 2000-3000 км.
2. Ан-148-100В Основна модель для 70-80 пасажирів з дальністю польоту до 3600 км.
3. Ан-148-100ЕМ Літак із салоном, що містить п’ять варіантів поєднання пасажирських місць та медичних модулів, функціонує як літаючий госпіталь.
4. Ан-148-100Е Літак для 80 пасажирів.
5. Ан-158 Літак із збільшеним фюзеляжем на 99 пасажирів та дальністю польоту 2500 км.
6. Ан-168МП Літак для патрулювання.
7. Ан-178 Транспортний літак на базі Ан-158.

Ан-148 залишається технологічно передовим регіональним реактивним авіалайнером, що пропонує поєднання паливної ефективності, пасажирського комфорту та продуктивності. Ан-148 зробив значний внесок у розвиток

регіональної реактивної авіації та залишив по собі вагомий слід в українській аерокосмічній галузі.

1.3. Система управління

Літак Ан-148 оснащений найсучаснішою електродистанційною системою управління (FBW), що знаменує собою значний прогрес в авіаційних технологіях порівняно з традиційними механічними системами управління. Ця сучасна електронна система змінила спосіб взаємодії пілотів з літаком, підвищивши точність управління польотом, зменшивши навантаження на пілотів та підвищивши безпеку польотів.

Основні компоненти системи управління Ан-148 FBW. Система управління Ан-148 FBW складається з декількох важливих компонентів, які працюють спільно для досягнення точного і стабільного польоту:

Рис.1.2. Літак Ан-148

Датчики: Стратегічно розташовані по всьому літаку, датчики безперервно збирають важливі дані про різні параметри, такі як швидкість польоту, висота, кути нахилу та положення контрольних поверхонь. Ці вимірювання в режимі реального часу забезпечують систему необхідним зворотним зв’язком для прийняття обґрунтованих рішень.

Рис.1.3. Знімок датчиків літака Ан-148.

Комп’ютери управління польотом (FCC): це бортовий комп’ютер з високим рівнем цілісності та низькими показниками SWaP (розмір, вага та потужність), який складається з двох каналів, що працюють в активній/резервній конфігурації. Кожен канал безпосередньо виконує визначення положення інцептора за допомогою аналогових датчиків, обробляє закони управління виробника літака і надає цифрові команди для управління поверхнями управління польотом. Він також консолідує і повідомляє про стан всього обладнання системи управління польотом для оповіщення льотного і технічного екіпажів. FCC управляє різними режимами системи, а також активним/резервним резервуванням між обома каналами одного і того ж FCC.

Актуатори: Ці потужні компоненти відповідають за виконання команд управління, що надходять від FCC. Актуатори безпосередньо переміщують керуючі поверхні, такі як елерони, елеватори та кермо, у відповідь на вказівки FCC. Точні рухи цих поверхонь управління в кінцевому підсумку визначають траєкторію та орієнтацію літака.

Система кондиціювання повітря (СКП) літака Ан-148 розроблена для забезпечення необхідних умов життєдіяльності у кабінах. СКП має дві незалежні підсистеми (ліву та праву), які відповідають за:

- Регулювання температури повітря в кабіні екіпажа та транспортній кабіні.

- Надув гермокабіни разом із системою автоматичного регулювання тиску (САРТ).

- Обдув скла кабіни екіпажа.

- Рециркуляцію повітря в транспортній кабіні.

- Індивідуальну вентиляцію для екіпажу та пасажирів.

СКП може бути ввімкнено як на землі, так і під час польоту, використовуючи повітря від додаткової силової установки та двигунів. На землі, при вимкнених двигунах, можна використовувати наземне джерело стисненого повітря. При відмові однієї підсистеми інша автоматично забезпечує кондиціювання обох кабін. СКП може бути управляється автоматично або вручну. Температура повітря в кабінах регулюється автоматично з урахуванням даних від датчиків. Положення ручного керування температурою може бути встановлено в ручному режимі за допомогою відповідних перемикачів. При відключенні гарячого повітря в кабіні температура автоматично встановлюється на 20 ºС. Для швидкого охолодження або обігріву кабін можна використовувати функцію «ПОВИШ» перемикача «РАСХОД БКВ». Система також має озонові перетворювачі для зменшення концентрації озону та функцію обдуву ліхтарів для запобігання запотіванню.

Для зменшення концентрації озону в подаваному повітрі перед блоком керування встановлені озонові перетворювачі, які руйнують молекули озону. Для запобігання запотівання скла ліхтаря передбачено їх обдув з СКП з підігрівом повітря. Електроживлення СКП здійснюється змінним та постійним струмом від відповідних шин. Дані про стан системи передаються в систему управління

засобами зв’язку та інформації. На функціональній схемі СКП представлено розташування органів керування, контролю та зв’язку між елементами (рис. 1.4).

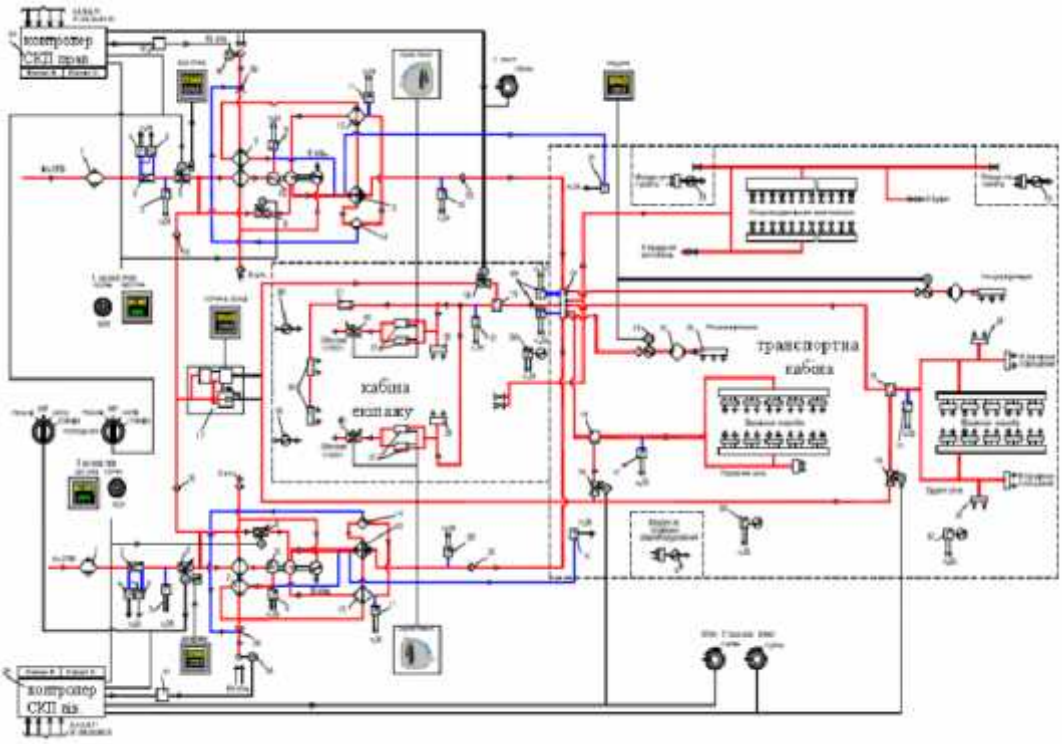


Рис.1.4. Схематичне уявлення СКП

Функціональна схема включає такі елементи системи:

1 – Перетворювач озону

2 – Трубка Вентурі

2 – Датчик температури 92297A010000

4 – Датчик тиску 92295A010000

5 – Датчик перепаду тиску 92296A010000

6 – Клапан регулювання витрат 60091A010000

7 – Подвійний теплообмінник 2963A010000

8 – Клапан регулювання температури 6779A010000

9 – Датчик температури 92297A010000

10 – Машина повітряного циклу

11 – Датчик температури 92297A010000

12 – Підігрівач

13 – Конденсатор

14 – Вологовідділювач

15 – Датчик тиску 93252A010000

16 – Зворотній клапан 1327

17 – Регулятор тиску з запірною функцією 60089A010000

18 – Клапан регулювання витрати 7043A010000

19 – Змішувач потоку

20 – Короб рециркуляції

21 – Вентилятор системи рециркуляції 39276A010000

22 – Фільтр системи рециркуляції 1781A010000

23 – Вентилятор EB-1.4-3660

24 – Змішувач рециркуляції

25 – Короб обігріву ніг пілота

26 – короб обігріву/охолодження

27 – нагрівач 7064

28 – короб місця стюардеси

29 – датчик температури змішувача 92298A010000

30 – датчик температури в кабіні 92299A010000

31 – датчик температури 92298A010000

32 – датчик температури 92298A010000

33 – зворотній клапан 3262

34 – Контролер СКП (прав.)

35 – Контролер СКП (лів.)

36 – Повітрозабірник з електромеханізмом

37 – Вентилятор ЕВ-2,8-3660

38 – Форсунка

39 – Вентилятор ЕВ-0,2-1540А

40 – Кран ручний

41 – Пристрій посилення сигналу

З погляду розташування та інформаційного обладнання, принципи кабіни регіонального літака повинні відповідати таким критеріям:

1. Дизайн та кольорове виконання обладнання кабіни та робочих місць пілотів, видимість приладових дошок, простота, логічність та наочність мнемосхем на кадрах, чіткість літер і цифр, вибір палітри кольорів, відсутність запізнення та тремтіння забезпечують однакову ефективність для кожного пілота. Захищеність ліхтаря кабіни забезпечує достатній огляд зовнішнього простору під час польоту.

2. "Автоматизація" роботи екіпажу включає комп’ютеризацію та взаємодію всіх систем, щоб надійно та комфортно виконувати функціональні обов’язки пілотів. Це піднімає рівень автоматизації, наближений до сучасних

лайнерів, що дозволяє мінімізувати людські помилки та забезпечує безпеку польоту.

3. "Скляна, темна та тиха" кабіна включає в себе багатофункціональні електронні дісплеї замість електромеханічних приладів, щоб передавати необхідну інформацію. Це дозволяє пілотам концентруватися на важливій інформації, спрощує керування літаком та навігацію та допомагає в разі відмови систем.

Схема розташування приладової панелі та пультів у кабіні екіпажу Ан-148 зображена на рисунку 1.5.

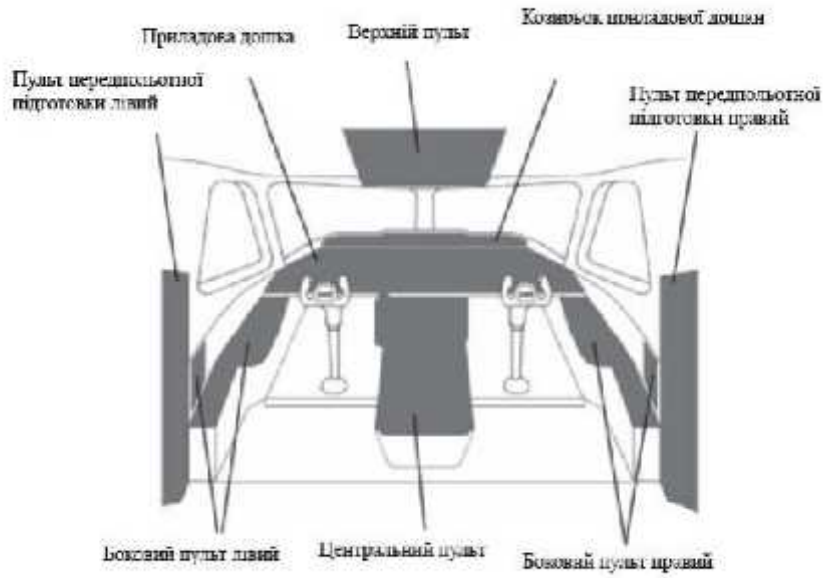


Рис. 1.5. Схема розташування приладових панелей і пульту керування в кабіні екіпажу Ан-148

На рисунку 1.6 представлено розташування приладової дошки та панелей інструментів літака Ан-148. Вона включає в себе наступні компоненти:

1. Командно-пілотажний індикатор (КПІ)
2. Багатофункціональний індикатор (БФИ)
3. Комплексний індикатор систем і сигналізації (КИСС)
4. Багатофункціональний пульт керування
5. Пристрій керування курсором

6. Комплексний пульт керування радіотехнічними системами
7. Пілотажний прилад комбінований резервний
8. Авіагоризонт
9. Навігаційно-посадковий індикатор
10. Пульт керування системою автоматичного управління
11. Пульт керування індикацією
12. Авіаційні малогабаритні годинники

Основні та резервні індикатори розташовані на трьох панелях приладової дошки і відображають параметри польоту, навігації, силової установки, систем літака та сигналізації. Також на приладовій дошці розташовані ручки для випуску та прибирання шасі. На козирку приладової дошки розташовані пульти керування автоматичними режимами польоту, пілотажними та навігаційними індикаторами, а також елементи керування освітленням та центральною системою обслуговування.

Центральний (середній) пульт пілотів включає органи управління силовою установкою, механізацією крила, триммуванням, повітряними гальмами, навігацією, радіонавігацією та зв’язком. На верхньому пульті пілотів розташовані щитки керування системами літака, такими як система електропостачання, паливна система, гідравлічна система, система кондиціювання, система пожежного захисту, управління зовнішньою світлотехнікою тощо.

Рис.1.6. Розташування приладів на приладовій дошці та пультах у літаку Ан-148.

Система управління Ан-148 FBW працює безперебійно та ефективно:

1. Вхідні дані пілота: Коли пілот взаємодіє з органами управління польотом за допомогою штурвала або педалей керма, його дії перетворюються на електричні сигнали.

2. Обробка даних: Ці електричні сигнали швидко передаються до FCC, які слугують центрами прийняття рішень в системі.

3. Генерація команд: FCC ретельно аналізують вхідні дані пілота, а також дані з датчиків, щоб визначити оптимальні команди управління. Ці команди ретельно розраховуються для досягнення бажаної траєкторії польоту і підтримки стабільності літака.

4. Виконання команд: FCC передають розраховані команди управління на відповідні виконавчі механізми. Ці приводи, оснащені потужними двигунами, точно переміщують керуючі поверхні відповідно до команд, що в кінцевому підсумку впливає на траєкторію польоту та курс літака.

Переваги системи управління Ан-148 FBW. Система управління FBW зробила революцію в управлінні літаком, пропонуючи безліч переваг для Ан-148:

- Підвищена точність управління польотом: Електронна система управління усуває недоліки, притаманні механічним зв’язкам, забезпечуючи більш точні та послідовні рухи поверхонь управління. Це призводить до підвищення точності керування польотом, що забезпечує більш плавні траєкторії польоту і більш стабільну поведінку літака.
- Зменшення навантаження на пілота: Система FBW автоматизує багато завдань, які традиційно вимагали б втручання пілота, наприклад, пристосування до аеродинамічних збурень і підтримання стабільності. Ця автоматизація значно зменшує навантаження на пілота, дозволяючи йому зосередитися на завданнях вищого рівня, таких як моніторинг польотних приладів, зв’язок з диспетчерською службою та прийняття критично важливих рішень.

- Підвищена безпека: Система FBW включає в себе передові функції безпеки, які важко або неможливо реалізувати за допомогою механічних систем управління. Ці функції включають захист огинаючої, яка запобігає перевищенню літаком певних параметрів польоту, і втручання автопілота, який може автоматично виводити літак з небезпечних польотних позицій.

Система управління FBW стала невід'ємною частиною сучасного літакобудування, а впровадження цієї технології в Ан-148 демонструє його прихильність до інновацій та безпеки. Замінивши традиційні механічні елементи управління на сучасну електронну систему, Ан-148 досягнув підвищеної точності управління польотом, зменшив навантаження на пілотів та підвищив стандарти безпеки, встановивши новий стандарт для регіональних літаків.

Висновки до розділу 1

У даному розділі було представлено загальні відомості про літак Ан-148. Розділ включає в себе три підрозділи, які розглядають історію створення та розвитку літака, його технічні характеристики та особливості конструкції, а також систему управління. Літак є сучасним пасажирським літаком, який відповідає міжнародним стандартам безпеки. Він має ряд удосконалень, які роблять його більш економічним і комфортним у порівнянні з попередніми моделями літаків Ан-140. Для подальшого розвитку літака Ан-148 необхідно провести модернізацію його силової установки та системи управління.

РОЗДІЛ 2. СТРУКТУРНО – ПАРАМЕТРИЧНИЙ СИНТЕЗ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ

2.1 Теоретичні аспекти структурно-параметричного синтезу

Структурний і параметричний синтез - це два фундаментальні підходи до проектування та оптимізації складних систем, таких як системи керування літальними апаратами. Структурний синтез фокусується на визначенні загальної структури або топології системи, в той час як параметричний синтез фокусується на виборі оптимальних значень параметрів системи.

Структурний синтез

Структурний синтез передбачає систематичне дослідження різних конфігурацій системи для пошуку тієї, яка найкраще відповідає бажаним вимогам до продуктивності. Цей процес, як правило, складається з декількох кроків:

1. Визначення системних вимог: Першим кроком є чітке визначення функціональних і нефункціональних вимог до системи управління повітряним судном. Ці вимоги можуть включати такі фактори, як стабільність, маневреність, міцність і надійність.

2. Визначення потенційних конфігурацій системи: Далі визначається набір потенційних конфігурацій системи. Ці конфігурації можуть відрізнятися за кількістю компонентів, їх взаємозв’язком і типом використовуваних алгоритмів управління.

3. Оцінка конфігурацій системи: Кожна потенційна конфігурація системи оцінюється відповідно до визначених вимог. Ця оцінка може включати симуляцію, моделювання або експериментальне тестування.

4. Вибір оптимальної конфігурації: Заключним кроком є вибір конфігурації системи, яка найкраще відповідає вимогам і оптимізує загальну продуктивність системи управління літаком.

Параметричний синтез

Параметричний синтез фокусується на виборі оптимальних значень параметрів заданої конфігурації системи. Цей процес зазвичай включає наступні кроки:

1. Визначення параметрів системи: Першим кроком є визначення параметрів, які можна варіювати в заданій конфігурації системи. Ці параметри можуть включати фізичні розміри, коефіцієнти підсилення керування або параметри алгоритму.

2. Визначення мети продуктивності: Далі визначається мета продуктивності. Ця мета може включати мінімізацію функції витрат, максимізацію метрики продуктивності або досягнення конкретної мети управління.

3. Пошук оптимальних значень параметрів: Останнім кроком є пошук значень параметрів системи, які оптимізують визначену мету продуктивності. Цей пошук може включати чисельні алгоритми оптимізації, такі як градієнтний спуск або імітаційне відпалювання.

Структурний і параметричний синтез часто комбінують для досягнення найкращого можливого дизайну системи керування літального апарату. Структурний синтез використовується для визначення перспективної конфігурації системи, а потім параметричний синтез використовується для точного налаштування параметрів цієї конфігурації для досягнення оптимальної продуктивності. Структурний і параметричний синтез успішно застосовуються

для проектування та оптимізації різних систем керування літальних апаратів. Наприклад, ці методи були використані для:

- Розробки адаптивних систем керування, які можуть впоратися з мінливими умовами польоту
- Оптимізації систем автопілотів для покращення стабільності та маневреності

Переваги структурно-параметричного синтезу:

Структурний та параметричний синтез пропонує кілька переваг для проектування та оптимізації систем керування літальних апаратів. Ці переваги включають:

1. Покращена продуктивність: Структурний та параметричний синтез може призвести до значного покращення характеристик систем керування літальних апаратів, таких як підвищення стабільності, маневреності та надійності.
2. Скорочення часу проектування: Забезпечуючи системний підхід до проектування, структурний і параметричний синтез може значно скоротити час, необхідний для розробки та оптимізації систем управління літальними апаратами.
3. Підвищена адаптивність: Системи управління літальними апаратами, розроблені з використанням структурного і параметричного синтезу, часто краще адаптуються до мінливих умов польоту і невизначеностей, що призводить до більш безпечної і надійної експлуатації.

Розглянемо поздовжній рух літального апарата як об’єкт управління. Припустимо, що динаміку цього об’єкта можна описати системою рівнянь у просторі станів:

$$\dot{x} = A \quad + B \quad + \omega_1 \tag{2.1.1}$$

$$y = C \quad + \omega_2 \tag{2.1.2}$$

де $A \in R^{n\times n}$, $B \in R^{n\times m}$, $C \in R^{l\times n}$, $D \in R^{l\times m}$, $l < n, m < n$ – четвірка матриць простору станів об’єкта; ω_1 – вектор зовнішніх збурень, ω_2 – білий шум датчиків з матрицею коваріацій V_2.

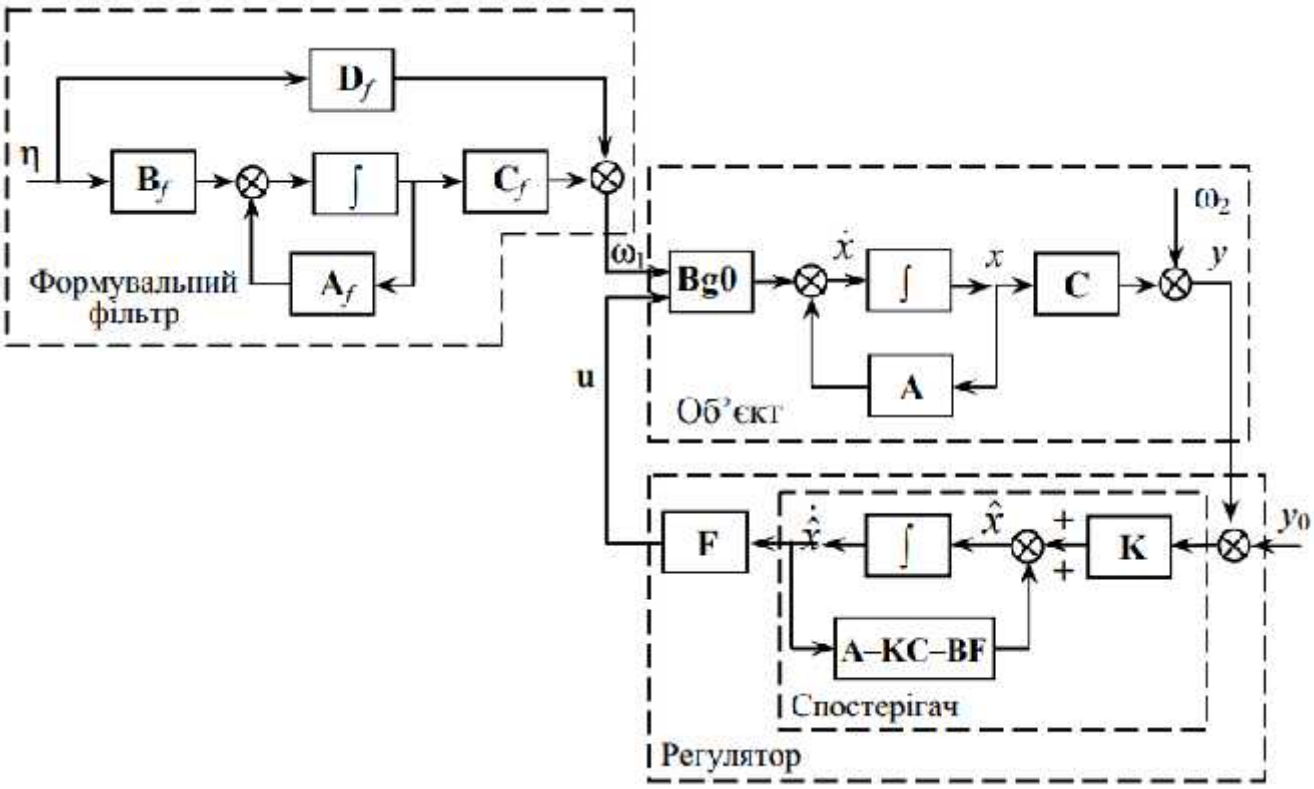


Рис. 2.1. Оптимальна стохастична система управління

Стійкість системи залежить від властивостей стохастичного вектора турбулентної швидкості вітру, позначеного як ω_1 (вектор зовнішніх збурень). Цей вектор описується стандартною моделлю Драйдена, яка визначає матрицю спектральних щільностей цього вектора. Для генерації процесу ω_1 використовується багатовимірний формувальний фільтр, чий вхід стає об’єктом векторного білого шуму η. Припустимо, що формувальний фільтр може бути представлений у просторі станів четвіркою матриць:

$$[A_f \in R^{p\times p}, B_f \in R^{p\times s}, C_f \in R^{r\times p}, D_f \in R^{r\times s}] \qquad (2.1.3)$$

Для досягнення можливості використання теореми розподілу спростимо цю задачу до стандартної форми. Для цього включимо формувальний фільтр Драйдена в опис у просторі станів об’єкта. Послідовне з’єднання фільтра

Драйдена і об’єкта приводить до розширеної моделі у просторі станів, що має вектор $x_e = [x_f, x]^T$, і четвірки матриць простору станів

$$[A_e \in R^{(p+n)\times(p+n)}, B_e \in R^{(p+n)\times(s+m)}, C_e \in R^{l\times(p+n)}, D_e \in R^{l\times(s+m)}] \quad (2.1.4)$$

де

$$\begin{bmatrix} A_e & B_e \\ C_e & D_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_f & 0_{p\times n} & B_f \\ B & 0C_f & A \\ 0_{l\times p} & C & B \; 0D_f \\ & & D \end{bmatrix}$$

(2.1.5)

Вхід матриці B 0 пов’язаний з виходом формувального фільтра, який впливає на відповідні змінні у просторі станів об’єкта. Це призводить до отримання розширеної системи в просторі станів:

$$\dot{x}_e = A_e\, x_e + B_e\, x_e + \begin{bmatrix} 0_{r\times m} \\ B \end{bmatrix} u + \eta$$

(2.1.6)

$$y = C_e\, x_e + D_e\, x_e + \omega_2$$

(2.1.7)

де η і ω_2 – білі шуми, що збурюють стан системи і виміри.

З розмірності матриці C_e очевидно, що кількість доступних вимірів значно менша за розмірність вектора стану x_e ($l < n < n + p$). Крім того, у системі присутні білі шуми. Тому для синтезу управління необхідно використовувати теорему розподілу. Згідно з цією теоремою, перш ніж синтезувати управління, необхідно вирішити задачу синтезу оптимального спостерігача (оптимального фільтра Калмана) для відновлення повного вектора стану системи x_e .

Оптимальний спостерігач, який мінімізує квадратичну похибку між змінними стану реального об’єкта і його моделі $\varepsilon(i) = x_e\,(i) - \hat{x}(i)$, визначається системою рівнянь:

$$\dot{x} = A\hat{x} + B \quad + K[y - C\hat{x}] \quad (2.1.8)$$

де матриця коефіцієнтів підсилення оптимального спостерігача Калмана визначається з виразу:

$$K = P_2 C^T V_2^{-1} \quad (2.1.9)$$

а матриця коваріацій P_2 змінних простору станів x_e визначається як розв'язок алгебричного рівняння Ріккаті:

$$V_1 - P_2 C^T V_2^{-1} C P_2 + A P_2 + P_2 A^T = 0 \quad (2.1.10)$$

Використовуючи повністю відновлений вектор стану системи $\hat{x}$, можна визначити оптимальний детермінований регулятор, який мінімізує квадратичний функціонал:

$$J_d = \int_0^\infty (x^T Q \quad + u^T R \quad) d$$

(2.1.11)

де Q і R – діагональні матриці – вага кожної змінної стану і управління, відповідно, в узагальнених функціональних індексах. Такий регулятор використовує вихідний статичний зворотний зв'язок:

$$u = -F\hat{x}$$

(2.1.12)

де F – коефіцієнти підсилення для кожної змінної вектора стану. Значення коефіцієнтів для виразу (2.1.12) обчислюються за формулою:

$$F = R^{-1} B^T P_1$$

(2.1.13)

де P_1 – додатно визначена матриця, що є розв'язком алгебричного рівняння Ріккаті:

$$0 = D^T R_2 D - P_1 B Q^{-1} B^T P_1 + A^T P_1 + P_1 A$$

(2.1.14)

Замкнена система, отримана в результаті з’єднання об’єкта з регулятором, є лінійною системою розмірністю *2n* (де *n* – розмірність стану *x*), яку можна описати рівнянням:

$$\begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{\hat{x}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A & -B \\ K & A - K - BF \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ \hat{x} \end{pmatrix}$$

(2.1.15)

Отже, структурний і параметричний синтез є потужними інструментами для проектування та оптимізації складних систем, таких як системи керування літальними апаратами. Ці методи забезпечують системний підхід до вивчення різних конфігурацій системи та вибору оптимальних значень параметрів системи, що призводить до підвищення продуктивності, стабільності та надійності. На додаток до фундаментальних принципів структурного та параметричного синтезу, для проектування та оптимізації систем керування літальними апаратами важливими є кілька додаткових міркувань:

- Точність моделювання: Точність математичних моделей, що використовуються для представлення динаміки літального апарату і систем керування, має вирішальне значення для досягнення оптимальних характеристик.
- Перевірка і тестування: Ретельна перевірка і тестування необхідні для того, щоб переконатися, що розроблена система управління відповідає всім вимогам продуктивності і безпеки.

2.2 Показник робастності в системах управління

У системах управління робастність означає здатність системи підтримувати бажану продуктивність в умовах невизначеності або збурень. Показник робастності є мірою того, наскільки добре система може протистояти цим невизначеностям. Це важливий фактор при проектуванні систем керування, оскільки системи часто піддаються різноманітним збуренням, як передбачуваним, так і непередбачуваним. Використовуючи показники робастності, інженери

можуть гарантувати, що їхні системи зможуть задовольнити вимоги до продуктивності в умовах цих збурень. Існує багато різних способів кількісної оцінки надійності, і вибір найкращого показника залежить від конкретного застосування. Деякі загальні показники робастності включають:

1. Коефіцієнт підсилення і фазовий запас

Коефіцієнт підсилення і запас по фазі є показниками стабільності системи керування. Вони базуються на частотній характеристиці системи, яка є графіком залежності вихідної потужності системи від частоти. Коефіцієнт підсилення - це величина підсилення, яку можна додати до системи, перш ніж вона стане нестабільною, тоді як запас по фазі - це величина фазового відставання, яку можна додати до системи, перш ніж вона стане нестабільною. Високий коефіцієнт підсилення і високий запас по фазі вказують на те, що система стійка до змін коефіцієнта підсилення і фази. Низький запас по підсиленню або низький запас по фазі вказує на те, що система чутлива до змін коефіцієнта підсилення і фази і може бути схильна до нестабільності.

2. Функції чутливості

Функції чутливості - це міра того, наскільки чутлива вихідна потужність системи до змін її параметрів. Вони визначаються як відношення зміни вихідного сигналу системи до зміни параметра. Низька функція чутливості вказує на те, що система є стійкою до змін параметрів. Висока функція чутливості вказує на те, що система чутлива до змін параметрів і може бути схильна до погіршення продуктивності.

3. Стійкість у часовій області

Надійність у часовій області - це підхід до кількісної оцінки надійності за допомогою симуляцій у часовій області. Система піддається різноманітним збуренням і вимірюється результуюча продуктивність. Надійність визначається тим, наскільки добре система може підтримувати свою продуктивність перед обличчям цих збурень. Надійність у часовій області є хорошим способом

кількісного визначення надійності для систем зі складною динамікою, де методи частотної області можуть бути непридатними. Це також хороший спосіб кількісно оцінити стійкість для систем з невизначеними вхідними даними, де стохастичну стійкість може бути важко обчислити.

4. Стохастична робастність

Стохастична робастність - це підхід до кількісної оцінки стійкості з використанням теорії ймовірностей. Система піддається різноманітним збуренням з відомим розподілом ймовірностей. Надійність визначається ймовірністю того, що система буде відповідати своїм вимогам до продуктивності. Стохастична робастність є хорошим способом кількісної оцінки стійкості для систем з невизначеними вхідними даними, де розподіл ймовірностей збурень відомий. Це також хороший спосіб кількісно оцінити надійність для систем з декількома вимогами до продуктивності, коли ймовірність виконання всіх вимог може бути обчислена. Вибір показника надійності залежить від конкретного застосування. Наприклад, коефіцієнт підсилення і фазовий запас зазвичай використовуються для лінійних систем керування, в той час як функції чутливості зазвичай використовуються для нелінійних систем керування. Для систем зі складною динамікою часто використовують часову стійкість, а для систем з невизначеними вхідними даними - стохастичну стійкість.

Одним з важливих показників якості системи є інтегральна середньоквадратична похибка. Інтегральна середньоквадратична похибка для одновимірної системи визначається за формулою (для часової області):

$$J_e = \int_0^\infty e^2(t)d \qquad (2.2.1)$$

Є умова, якщо інтеграл існує, то виконується умова: $\lim_{t\to\infty} e(t) = 0$. Для стійких систем – умова завжди виконується.

Також інтегральну середньоквадратичну похибку можна подати у вигляді часової області, на основі теореми Парсеваля:

$$J_e = \frac{1}{2j}\int_{a-j\infty}^{a+j\infty} e(s)e(-s)d \qquad (2.2.2)$$

Критерій якості для складніших систем може включати два інтеграли, наприклад, J_e і J_u. Використання табличних значень інтегралів спрощує завдання аналізу систем управління при визначенні показника якості.

Так, в більшості випадків якість роботи системи управління визначається похибкою $e(t)$, яка представляє собою різницю між заданим значенням $r(t)$ і отриманим значенням системи $y(t)$. Похибка вказує на ступінь відхилення від очікуваного результату і є ключовим показником ефективності системи управління. Управління цією похибкою може бути однією з основних задач в процесі налагодження та оптимізації систем управління.

У сучасній теорії управління інтегральний квадратичний показник якості визначається за допомогою *H2* – норми:

$$\|x\|_2 = \sqrt{\int_0^\infty x^2(t)d} = \sqrt{\frac{1}{2\pi}\int_{a-j\infty}^{a+j\infty} x(-s)x(s)d}$$

(2.2.3)

Для стійкої неперервної системи *H2* - норма визначається як квадратичний корінь середнього значення квадрата імпульсної перехідної функції системи. У пакеті програм MATLAB ви можете обчислити *H2* - норму за допомогою оператора *normh2*:

H2=normh2(A,B,C,D)

де A,B,C,D – матриці, за допомогою яких описується система в просторі станів, для якої необхідно визначити показник якості.

Так, показник якості управління часто розраховується за допомогою граміана керованості. Граміан керованості дозволяє досліджувати властивості управління системами у просторі станів. Використання граміана керованості може бути зручним, особливо при порівнянні з матрицями управління, і воно надає інформацію про керованість системи та взаємодію між різними станами системи.

Для моделі неперервної системи у просторі станів:

$$\begin{cases} \dot{x} = A \quad + B \\ y = C \quad + D \end{cases};$$

(2.2.4)

граміан керованості дорівнює $G_c = \int_0^\infty e^A \; BB^T e^{A^T \tau} d$

Граміан обчислюється шляхом розв’язання неперервного рівняння Ляпунова:

$$AG_c + G_c A^T + BB^T = 0$$

(2.2.5)

Матриця *A* має бути стійкою.

Для визначення *H2* – норми за допомогою засобами програми MATLAB використовуються команди:

- gram – визначення граміана керованості;
- lyap – розв’язання рівняння Ляпунова;
- trace – визначення сліду матриці:

Якщо автоматичні системи дозволяють зберігати стійкість та підтримувати показник якості в межах прийнятних значень при впливі різних збурень (зокрема, параметричних), то такі системи вважаються робастними. Забезпечення робастності системи управління для літальних апаратів є важливою вимогою до функціонування системи управління польотом. Це особливо актуально в задачах розробки систем автоматичного управління польотом літальних апаратів, оскільки динамічні характеристики об’єктів можуть змінюватися під впливом зовнішнього середовища. Здатність системи до ефективного функціонування в умовах змінних параметрів та зовнішніх впливів є ключовою для досягнення стійкого та надійного керування літальними апаратами.

Для міри робастності системи – є H_∞ - норма функції комплементарної чутливості $T(s)$. Розглядаючи одновимірну модель H_∞ - норма визначається так:

$$\|T(j\omega)\|_\infty = \sup_{\omega} |T(j\omega)|, \quad 0 \le \omega \le \infty; \tag{2.2.6}$$

Якщо багатовимірна модель H_∞ - норма визначається, тоді наступним чином:

$$\|T(j\omega)\|_\infty = \sup_{\omega} \sigma_m |T(j\omega)|, \quad 0 \le \omega \le \infty$$

(2.2.7)

Якщо система перебуває на границі стійкості, то H_∞ - норма системи може прагнути до безкінечності. H∞-норма відображає найбільше посилення вхідно-вихідного сигналу від збурень і відображає стійкість системи до невизначеностей та збурень. Якщо система наближається до границі стійкості, це може призвести до зростання H_∞ - норми, вказуючи на меншу стійкість системи відносно невизначеностей і зовнішніх збурень. Враховуючи це, важливо ретельно розробляти системи з урахуванням їх стійкості для уникнення негативних наслідків на границі стійкості.

За допомогою операторів MATLAB H_∞ - норму визначають у такий спосіб:

Hinf_n=normhinf(A,B,C,D).

Загалом, робастність є важливим фактором при проектуванні систем керування. Використовуючи показники робастності, інженери можуть гарантувати, що їхні системи зможуть задовольнити вимоги до продуктивності в умовах реальної невизначеності. На закінчення, надійність є важливим фактором при проектуванні систем управління. Використовуючи показники надійності, інженери можуть гарантувати, що їхні системи зможуть задовольнити вимоги до продуктивності в умовах реальної невизначеності.

2.3 Фільтр Люенбергера: принципи та застосування

Фільтр Люенбергера, також відомий як фільтр Калмана, - це алгоритм, який оцінює стан динамічної системи на основі серії зашумлених вимірювань. Це універсальний інструмент, який можна використовувати в широкому спектрі застосувань, включаючи:

Системи управління: Фільтр Люенбергера можна використовувати для оцінки стану системи з метою покращення продуктивності системи керування. Наприклад, він може бути використаний для оцінки положення і швидкості маніпулятора робота з метою управління його рухом.

Обробка сигналів: Фільтр Люенбергера можна використовувати для фільтрації шуму з сигналу. Наприклад, його можна використовувати для видалення шуму з аудіосигналу, щоб покращити якість звуку.

Ідентифікація системи: Фільтр Люенбергера можна використовувати для ідентифікації параметрів системи. Наприклад, він може бути використаний для визначення параметрів системи підвіски з метою покращення її роботи.

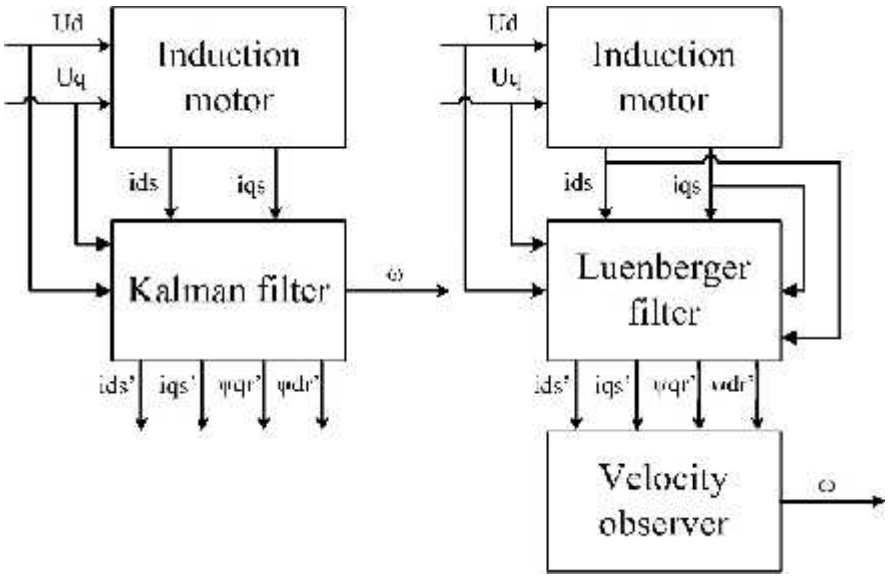


Рисунок 2.2. Схема фільтру Люенбергера

Фільтр Люенбергера працює, рекурсивно оцінюючи стан системи на основі серії зашумлених вимірювань. Фільтр зберігає дві оцінки стану системи: прогнозований стан і виправлений стан. Прогнозований стан базується на моделі системи та попередній оцінці стану. Виправлений стан базується на прогнозованому стані та поточному вимірюванні. Потім фільтр оновлює оцінку стану на основі різниці між виправленим і прогнозованим станом. Використання фільтра Люенбергера має кілька переваг. Ці переваги включають в себе

- Точність: Фільтр Люенбергера може надавати точні оцінки стану системи навіть за наявності шуму.
- Надійність: Фільтр Люенбергера стійкий до змін параметрів системи.
- Ефективність: Фільтр Люенбергера є ефективним алгоритмом, який може бути реалізований в реальному часі.

Існує кілька обмежень у використанні фільтра Люенбергера. Ці обмеження включають в себе

- Складність: Фільтр Люенбергера - це складний алгоритм, який може бути важко реалізувати.
- Чутливість до шуму: Фільтр Люенбергера чутливий до шуму у вимірах.
- Обчислювальні вимоги: Фільтр Люенбергера може бути дорогим в обчислювальному плані, особливо для систем великої розмірності.

Загалом, фільтр Люенбергера є потужним інструментом, який можна використовувати для оцінки стану динамічної системи на основі серії зашумлених вимірювань. Це універсальний інструмент, який можна використовувати в широкому спектрі застосувань. Його здатність точно оцінювати стан динамічної системи на основі зашумлених вимірювань зробила його безцінним у широкому спектрі застосувань:

Системи керування. Фільтр Люенбергера відіграє вирішальну роль у підвищенні продуктивності систем керування, надаючи точні оцінки стану системи. Ці оцінки необхідні для реалізації ефективних стратегій управління, гарантуючи, що система точно і ефективно реагує на бажані вхідні дані. Наприклад, при керуванні рухом руки робота фільтр Люенбергера може оцінити положення і швидкість руки, що дозволяє системі керування точно маневрувати рукою в потрібне місце.

Обробка сигналу. Майстерність фільтра Люенбергера у фільтрації шуму з сигналів робить його безцінним інструментом в обробці сигналів. Ефективно

видаляючи небажані шумові компоненти, фільтр покращує якість сигналу, підвищуючи його чіткість і корисність. Наприклад, в обробці звуку фільтр Люенбергера може усунути фоновий шум з аудіозапису, в результаті чого звук стає чистішим і приємнішим для прослуховування.

Ідентифікація системи. Можливості фільтра Люенбергера поширюються на визначення параметрів системи, процес, відомий як ідентифікація системи. Ця техніка має вирішальне значення в різних галузях, включаючи інженерію та науку, де розуміння поведінки систем має важливе значення. Аналізуючи реакцію системи на вхідні дані, фільтр Люенбергера може точно визначити її параметри, надаючи цінну інформацію про її роботу та продуктивність.

Нехай об’єкт, який необхідно спостерігати, описується системою рівнянь:

$$\begin{cases} \dot{x} = A + B ; \\ y = C \end{cases} \quad (2.3.1)$$

де розмірність стану x дорівнює n, а розмірність вимірювання змінної y дорівнює l.

Відомо, що $l<n$. Оскільки рівняння вимірів $y=Cx$ дає l лінійних рівнянь для невідомого стану стану x, то необхідно відновити тільки (n – l) лінійних комбінацій компонентів стану.

Отже, на першому етапі задаємо матриці стану системи [A,B,C,D], причому розмірність матриці C менша розмірності матриці A; D – нульова матриця відповідної розмірності.

Введемо такий (n – l) – вимірний вектор p:

$$p = C'x \quad (2.3.2)$$

де $C’$ – матриця змінних стану, які необхідно відновити.

Зі співвідношень

$$y = C$$

$$p = C'x$$

випливає, що повний стан системи *x* описується виразом

$$x = \begin{pmatrix} C \\ C' \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} y \\ p \end{pmatrix}$$

(2.3.3)

Зручно записати (2.3.3) у вигляді:

$$\begin{pmatrix} C \\ C' \end{pmatrix} = (L_1 \ L_2)$$

(2.3.4)

так, що $x = L_1 y + L_2 p$.

Беручи до уваги (2.3.1) та (2.3.2), вектор *p* можна визначити, з огляду на те, що він задовольняє таке диференціальне рівняння:

$$\dot{p} = C'A \ + C'B$$

або

$$\dot{p} = C'AL_2 p + C'AL_1 y + C'B$$

(2.3.5)

Зазначимо, що в цьому рівнянні *y* і *u* є вхідними змінними.

Для знаходження спостерігача для вектора *p* з показниками, які задовольнять умови стійкості, оберемо полюси спостерігача в лівій півплощині на визначеній відстані від уявної осі. Однак оскільки вимірювання вектора *y* не містить інформації про компоненти вектора *p*, то виконати оцінювання вектора $\hat{p}$ за вимірами *y* неможливо. Щоб уникнути цієї ситуації, введемо нову змінну *q*, яка залежить від вектора $\hat{p}$ так:

$$q = \hat{p} - K$$

(2.3.6)

де *K* – коефіцієнт підсилення спостерігача Люенбергера.

Використовуючи рівняння (2.3.5) і (2.3.6) визначимо, що q задовольняє диференціальне рівняння:

$$\dot{q}(t) = [C'AL_2 - K(\quad L_2]q(t) + [C'AL_2K + C'AL_1 - K(\quad L_1 - K(\quad L_2K]y(t) + [C'B - K(\quad]u(t) \qquad (2.3.7)$$

Тоді відновлений стан системи $\hat{x}$ визначається через q за допомогою виразу:

$$\hat{x} = L_2q + (L_1 + L_2K)y \qquad (2.3.8)$$

Останнє рівняння (2.3.8) і рівняння (2.3.7) описує спостерігач пониженого порядку.

Схему з’єднання об’єкта зі спостерігачем пониженого порядку подано на рис.2.3

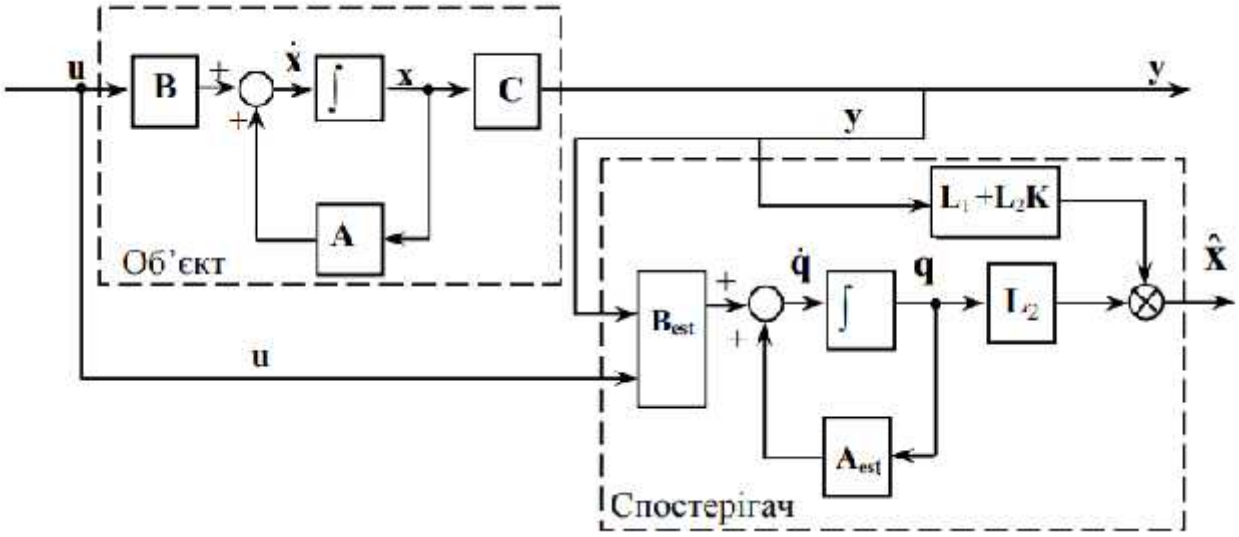


Рис. 2.3. Схема з’єднання об’єкта зі спостерігачем пониженого порядку

На рис. 2.3 матриці *Aest*, *Best* відповідно до формули (2.3.7) мають вигляд:

$$A_{es} = [C'AL_2 - K(\quad L_2]$$
$$B_{es} = [B_y \; B_u]$$

де

$$B_y = [C'AL_2K + C'AL_1 - K(\quad L_1 - K(\quad L_2K]$$
$$B_u = [C'B - K(\quad]$$

Фільтр Люенбергера працює за принципом рекурсивної оцінки стану, що передбачає постійне оновлення оцінки стану динамічної системи на основі серії зашумлених вимірювань. Фільтр підтримує дві різні оцінки стану: прогнозований стан і виправлений стан. Прогнозований стан отримується з використанням моделі системи та попередньої оцінки стану. Він представляє очікуваний стан системи на основі її минулої поведінки та поточних параметрів моделі. Виправлений стан, з іншого боку, включає останні вимірювання в процес оцінки стану. Він враховує вплив вимірювання на стан системи, забезпечуючи більш точне представлення поточного стану системи. Порівнюючи прогнозований стан з виправленим, фільтр Люенбергера визначає, наскільки вимірювання вплинуло на оцінку стану. Ця інформація потім використовується для оновлення оцінки стану, гарантуючи, що вона точно відображає поточний стан системи.

Фільтр Люенбергера є потужним і універсальним інструментом в області оцінки стану, обробки сигналів та ідентифікації систем. Його здатність точно оцінювати стани системи в присутності шуму в поєднанні з можливостями реалізації в реальному часі зробила його безцінним у широкому спектрі застосувань. Хоча складність і чутливість фільтра до шуму можуть створювати проблеми, його переваги значно переважають його обмеження, що робить його цінним інструментом для інженерів, науковців і дослідників.

2.4 Вплив структурно-параметричного синтезу на ефективність управління літальним апаратом

Системи керування літаком відіграють важливу роль у забезпеченні безпечної та ефективної експлуатації повітряних суден. Ці системи відповідають за підтримання стабільності, маневреності та продуктивності за різних умов польоту. Ефективність систем керування літаком має першорядне значення, оскільки безпосередньо впливає на споживання палива, експлуатаційні витрати та комфорт пасажирів. Структурний і параметричний синтез є двома

фундаментальними підходами до проектування та оптимізації систем керування літальних апаратів.

На ефективність керування літальними апаратами суттєво впливає структурний та параметричний синтез. Добре синтезовані конструкції мають вирішальне значення в управлінні експлуатаційною ефективністю літака, від загальної аеродинаміки до точного налаштування поверхонь керування. Це охоплює дизайн і конфігурацію всього літака, від крил і фюзеляжу до хвостового оперення.

Параметричний синтез, з іншого боку, передбачає коригування різних параметрів для оптимізації управління літальним апаратом. Ці параметри можуть включати в себе що завгодно - від ваги і балансу літака до продуктивності його двигуна і швидкості реакції системи управління. Ретельно аналізуючи і коригуючи ці параметри, авіаконструктори можуть досягти оптимальної ефективності управління, що призведе до безпечнішої, надійнішої та економічнішої експлуатації літака.

По суті, як структурний, так і параметричний синтез є центральними для розробки і вдосконалення ефективних систем керування літаками. Їх вплив відчувається в кожному аспекті проектування та експлуатації літака, від креслярської дошки до неба. З розвитком технологій і появою нових матеріалів і методів потенціал ще більшої ефективності в управлінні літальними апаратами буде тільки зростати. З огляду на нескінченне прагнення до поліпшення характеристик літаків, очевидно, що структурний і параметричний синтез залишатимуться найважливішими компонентами в проектуванні та експлуатації сучасних літаків на довгі роки.

Але помимо забезпечення ефективного управління, структурний і параметричний синтез також відіграє життєво важливу роль у забезпеченні безпеки польотів. Ретельно продумуючи структурну цілісність літака та його систем керування, конструктори можуть мінімізувати ризики та максимізувати

безпеку як для пасажирів, так і для екіпажу. Це передбачає ретельні випробування та аналіз протягом усього процесу проектування, а також безперервний моніторинг і технічне обслуговування під час експлуатації.

Окрім практичного застосування, структурний і параметричний синтез також має значний вплив на майбутнє авіації в цілому. З розвитком технологій ці методи синтезу будуть продовжувати розвиватися і вдосконалюватися, що призведе до створення більш ефективних і потужних літальних апаратів, які зможуть підняти нас ще вище в небо. Від надзвукових польотів до освоєння космосу структурний і параметричний синтез буде в авангарді інновацій у світі авіації.

Керування літальним апаратом є вирішальним аспектом динаміки польоту, забезпечуючи стабільність, маневреність і продуктивність літального апарату.

Також структурний синтез передбачає проектування фізичної структури літака для покращення його керованості. Це включає оптимізацію керуючих поверхонь, таких як елерони та елеватори, а також врахування аеродинамічних та структурних характеристик, щоб мінімізувати перешкоди для керування, такі як аеропружність.

Параметричний синтез фокусується на проектуванні самої системи керування. Він передбачає вибір методологій, таких як PID-регулювання, і визначення оптимальних значень параметрів керування. Мета параметричного синтезу полягає в досягненні бажаних характеристик керування при мінімізації зусиль і забезпеченні стійкості до невизначеностей в динаміці літального апарату та умовах навколишнього середовища.

Обидва методи синтезу є важливими для підвищення ефективності керування літальними апаратами. Структурний синтез зменшує зусилля, необхідні для керування, оптимізуючи фізичну структуру літака. Параметричний синтез ще більше підвищує ефективність за рахунок оптимізації алгоритмів і параметрів управління, адаптуючись до мінливих умов польоту, зберігаючи при цьому

стабільність і продуктивність. Структурний та параметричний синтез працюють в синергії для досягнення оптимальної ефективності управління літаком. Структурний синтез забезпечує основу шляхом оптимізації фізичної структури, тоді як параметричний синтез вдосконалює алгоритми і параметри системи управління для підвищення ефективності та продуктивності.

Структурний і параметричний синтез успішно застосовуються при проектуванні різних систем керування літальними апаратами, в тому числі:

1. Літаки з фіксованим крилом: Оптимізація розміщення та конфігурації поверхонь керування, розробка законів керування для забезпечення стійкості та маневреності, адаптація керування до змінних умов польоту.
2. Роторні літальні апарати: Покращення керованості гелікоптерів та інших гвинтокрилих літальних апаратів, особливо в режимі зависання та низькошвидкісного польоту.
3. Безпілотні літальні апарати (БПЛА): Розробка ефективних систем управління для автономного польоту, включаючи планування шляху, відстеження траєкторії та контроль положення.

Структурний і параметричний синтез стали потужними інструментами для оптимізації ефективності систем керування літальними апаратами. Ретельно розробляючи структуру системи та підбираючи оптимальні значення параметрів, інженери можуть досягти значних покращень у споживанні палива, експлуатаційних витратах та комфорті пасажирів. Інтеграція структурного та параметричного синтезу призвела до розробки передових систем управління, які відіграють вирішальну роль у безпечній та ефективній експлуатації сучасних літаків.

Висновки до розділу 2

У цьому розділі ми заглибилися в теоретичні аспекти структурного та параметричного синтезу, висвітлюючи їхню роль у створенні систем керування.

Акцент на надійності в системах керування підкреслює важливість підтримки оптимальної продуктивності в умовах невизначеності та збурень. Фільтр Люенбергера займає центральне місце як інструмент для точної оцінки стану в умовах зашумлених вимірювань, використовуючи рекурсивні принципи оцінки стану. Структурний синтез визначає загальну структуру системи керування, тоді як параметричний синтез зосереджується на виборі оптимальних значень параметрів. Синергія між цими аспектами дозволяє інженерам створювати системи керування, які є не лише ефективними і точними, але й надійними в умовах невизначеності.

Надійність у цьому контексті слугує лакмусовим папірцем для перевірки здатності системи підтримувати бажану продуктивність, незважаючи на зовнішні виклики. Поєднання структурного та параметричного синтезу надає системам керування стійкості, необхідної для ефективного протистояння невизначеності.

В авіаційній галузі структурний та параметричний синтез мають трансформаційний вплив на системи керування літальними апаратами. Оптимізація алгоритмів керування, взаємозв’язку компонентів і значень параметрів підвищує ефективність системи. Кінцева мета? Системи керування, які мінімізують споживання палива, легко адаптуються до мінливих умов польоту і є стійкими до шумів датчиків та невизначеностей у динаміці літака. Підводячи підсумок, можна сказати, що концепції, розглянуті в цьому розділі, формують основу проектування та аналізу систем керування. Озброївшись цими знаннями, інженери можуть створювати системи управління, які бездоганно поєднують ефективність, точність і надійність, створюючи гармонію управління перед обличчям динамічних викликів.

РОЗДІЛ 3. РОЗРАХУНОК ТА РЕЗУЛЬТАТИ ПОКАЗНИКІВ ЯКОСТІ ТА РОБАСТНОСТІ

3.1 Аналіз

В даній роботі за заданою моделлю реактивного транспортного літака Ан-148, було порівняно результати показників якості та робастності, отримані, користуючись фільтром Люенбергера та лінійно-квадратичною задачею (LQR).

Спершу побудуємо та проаналізуємо LQR для неперервної системи.

Задаємо четвірку матриць, які описують об’єкт. В даній роботі об’єктом є модель реактивного транспортного літака Ан-148:

A=[-0.1825 0.0348 -1 0.037 0; -23 -3.266 1.09 0 0; 8 -0.065 -0.65 0 0; 0 1 0 0 0; 0 0 1 0.037 0]

B=[0 0.0006; 0.0492 0.0543; 0.0003 -0.4544; 0 0; 0 0]

C=eye(5)

D=zeros(5,2)

Задаємо четвірку матриць, що описують виконавчий механізм:

Ta=0.5

A1=-1/Ta

B1=1/Ta

C1=1

D1=0

За допомогою оператора *ss* представимо в просторі стану модель об’єкта та виконавчого механізму:

sys1=ss(A,B,C,D) – модель об’єкта;

sys2=ss(A1,B1,C1,D1) – виконавчий механізм.

sys1 =

A =

	x1	x2	x3	x4	x5
x1	-0.1825	0.0348	-1	0.037	0
x2	-23	-3.266	1.09	0	0
x3	8	-0.065	-0.65	0	0
x4	0	1	0	0	0
x5	0	0	1	0.037	0

B =

	u1	u2
x1	0	0.0006
x2	0.0492	0.0543
x3	0.0003	-0.4544
x4	0	0
x5	0	0

C =

	x1	x2	x3	x4	x5
y1	1	0	0	0	0
y2	0	1	0	0	0

```
  y3   0   0   1   0   0

  y4   0   0   0   1   0

  y5   0   0   0   0   1

D =

     u1  u2

  y1   0   0

  y2   0   0

  y3   0   0

  y4   0   0

  y5   0   0


sys2 =

A =

     x1

  x1  -2

B =

     u1

  x1   2

C =

     x1

  y1   1

D =
```

u1

y1 0

Послідовне з’єднання об’єкта та виконавчого механізму за допомогою оператора *series* :

```
sys=series(sys1, sys2)
sys =

 A =

        x1         x2        x3       x4      x5       x6       x7

 x1  -0.1825   0.0348      -1    0.037     0        0     0.0006

 x2     -23   -3.266     1.09        0     0   0.0492     0.0543

 x3       8   -0.065    -0.65        0     0   0.0003    -0.4544

 x4       0        1        0        0     0        0          0

 x5       0        0        1    0.037     0        0          0

 x6       0        0        0        0     0       -2          0

 x7       0        0        0        0     0        0         -2

 B =

     u1  u2

 x1   0   0

 x2   0   0

 x3   0   0

 x4   0   0

 x5   0   0

 x6   2   0
```

x7 0 2

C =

x1 x2 x3 x4 x5 x6 x7

y1 1 0 0 0 0 0 0

y2 0 1 0 0 0 0 0

y3 0 0 1 0 0 0 0

y4 0 0 0 1 0 0 0

y5 0 0 0 0 1 0 0

D =

u1 u2

y1 0 0

y2 0 0

y3 0 0

y4 0 0

y5 0 0

Виділяємо четвірку матриць отриманого сполучення за допомогою оператора *ssdata* :

[Ase,Bse,Cse,Dse]=ssdata(sys)

Ase =

-0.1825	0.0348	-1.0000	0.0370	0	0	0.0006
-23.0000	-3.2660	1.0900	0	0	0.0492	0.0543
8.0000	-0.0650	-0.6500	0	0	0.0003	-0.4544
0	1.0000	0	0	0	0	0
0	0	1.0000	0.0370	0	0	0

```
     0         0         0         0         0   -2.0000         0
     0         0         0         0         0         0   -2.0000
Bse =
     0     0
     0     0
     0     0
     0     0
     0     0
     2     0
     0     2
Cse =
     1     0     0     0     0     0     0
     0     1     0     0     0     0     0
     0     0     1     0     0     0     0
     0     0     0     1     0     0     0
     0     0     0     0     1     0     0
Dse =
     0     0
     0     0
     0     0
     0     0
     0     0
```

Оскільки розмірність системи збільшилась на 1 параметр (параметр виконавчого механізму), тому необхідно розширити матрицю спостереження системи :

```
C2=[Cse; zeros(2,5) eye(2)]
D2=zeros(7,2)
sysser1=ss(Ase,Bse,C2,D2)
sysser1 =
```

A =

	x1	x2	x3	x4	x5	x6	x7
x1	-0.1825	0.0348	-1	0.037	0	0	0.0006
x2	-23	-3.266	1.09	0	0	0.0492	0.0543
x3	8	-0.065	-0.65	0	0	0.0003	-0.4544
x4	0	1	0	0	0	0	0
x5	0	0	1	0.037	0	0	0
x6	0	0	0	0	0	-2	0
x7	0	0	0	0	0	0	-2

B =

	u1	u2
x1	0	0
x2	0	0
x3	0	0
x4	0	0
x5	0	0
x6	2	0
x7	0	2

C =

	x1	x2	x3	x4	x5	x6	x7
y1	1	0	0	0	0	0	0
y2	0	1	0	0	0	0	0

y3 0 0 1 0 0 0 0

y4 0 0 0 1 0 0 0

y5 0 0 0 0 1 0 0

y6 0 0 0 0 0 1 0

y7 0 0 0 0 0 0 1

D =

u1 u2

y1 0 0

y2 0 0

y3 0 0

y4 0 0

y5 0 0

y6 0 0

y7 0 0

Побудуємо оптимальний детермінований регулятор для неперервної системи, використовуючи оператор *lqr*. Для цього задаємо діагональну матрицю вагових коефіцієнтів *Q* та *R* :

```
W=[0.01 1 3 1.5 1 0.5 5]
Q=diag(W)
R=0.5
[F, P, E]=lqr(Ase,Bse,Q,R)
```

F =

0.0099 0.0576 0.1719 0.1862 0.1158 0.4152 -0.0107

-1.2616 -0.5909 -2.5773 -2.0186 -1.4095 -0.0107 2.4840

P =

45.1260	0.0285	1.1606	1.4971	17.5957	0.0025	-0.3154
0.0285	0.9437	2.3982	2.8253	1.7838	0.0144	-0.1477
1.1606	2.3982	10.6563	8.0261	5.6411	0.0430	-0.6443
1.4971	2.8253	8.0261	10.2318	6.0001	0.0466	-0.5047
17.5957	1.7838	5.6411	6.0001	21.1443	0.0289	-0.3524
0.0025	0.0144	0.0430	0.0466	0.0289	0.1038	-0.0027
-0.3154	-0.1477	-0.6443	-0.5047	-0.3524	-0.0027	0.6210

E =

-0.0647 + 0.0000i

-0.1677 + 0.0000i

-0.4776 + 2.9674i

-0.4776 - 2.9674i

-2.8294 + 0.0000i

-3.2530 + 0.0000i

-6.6268 + 0.0000i

В результаті синтезу отримали регулятор у вигляді коефіцієнтів F,P,E при яких показник якості, буде мати мінімальне значення.

Матриця F- оптимальних коефіцієнтів підсилення регулятора.

Матриця P – рішення Ріккаті.

Матриця E – що містить власні числа матриці станів замкненої системи.

Побудуємо замкнену систему з регулятором за допомогою оператора *feedback*. На першому місці – система, на другому – регулятор.

```
W1=feedback(sysser1,F)
[Afb,Bfb,Cfb,Dfb]=ssdata(W1)
Afb =
   -0.1825    0.0348   -1.0000    0.0370         0         0    0.0006
  -23.0000   -3.2660    1.0900         0         0    0.0492    0.0543
    8.0000   -0.0650   -0.6500         0         0    0.0003   -0.4544
         0    1.0000         0         0         0         0         0
         0         0    1.0000    0.0370         0         0         0
   -0.0197   -0.1153   -0.3438   -0.3725   -0.2315   -2.8304    0.0214
    2.5232    1.1819    5.1545    4.0373    2.8189    0.0214   -6.9680
Bfb =
     0     0
     0     0
     0     0
     0     0
     0     0
     2     0
     0     2
Cfb =
     1     0     0     0     0     0     0
     0     1     0     0     0     0     0
     0     0     1     0     0     0     0
     0     0     0     1     0     0     0
```

```
    0     0     0     0     1     0     0
    0     0     0     0     0     1     0
    0     0     0     0     0     0     1
Dfb =
    0     0
    0     0
    0     0
    0     0
    0     0
    0     0
    0     0
```

Визначимо показники якості та робастності системи за допомогою операторів *normh2* та *normhinf* :

```
H2n=normh2(Afb,Bfb,Cfb,Dfb)
H2n =
   1.0319
Hinf_n=normhinf(Afb,Bfb,Cfb,Dfb)
Hinf_n =
   0.7071
```

Тепер використаємо інший підхід визначення показників якості та робастності – фільтр Люенбергера для неперервної системи.

Задаємо четвірку матриць, які описують об’єкт та побудуємо модель в просторі станів:

```
A=[-0.1825 0.0348 -1 0.037 0; -23 -3.266 1.09 0 0; 8 -0.065 -0.65 0 0; 0 1 0 0 0; 0 0 1 0.037 0]

B=[0.3581; -0.1303; 0; -19.8857; 0]

C=[0 0 1 0 0; 0 0 0 1 0; 0 0 0 0 1]

D=zeros(3,1)

sysai=ss(A,B,C,D)
```

Аналогічно задаємо четвірку матриць, що описують виконавчий механізм:

```
Ta=0.5

Aac=-1/Ta

Bac=1/Ta

Cac=1

Dac=0

sysac=ss(Aac, Bac, Cac, Dac)
```

Робимо послідовне з’єднання виконавчого механізму та об’єкту:

```
sysser=series(sysac, sysai)

[Ase, Bse, Cse, Dse]=ssdata(sysser)

Ase =

   -0.1825    0.0348   -1.0000    0.0370    0    0.3581
  -23.0000   -3.2660    1.0900         0         0   -0.1303
    8.0000   -0.0650   -0.6500         0         0         0
         0    1.0000         0         0         0  -19.8857
         0         0    1.0000    0.0370    0         0
         0         0         0         0         0   -2.0000
```

Bse =

0

0

0

0

0

2

Cse =

0 0 1 0 0 0

0 0 0 1 0 0

0 0 0 0 1 0

Dse =

0

0

0

Для синтезу спостерігача пониженого порядку задаємо матрицю *Csh*, так щоб матриця *C* мала повний ранг. Також необхідно задати вектор *Pk* бажаних власних чисел спостерігача:

```
disp('L_Filter')
Csh=[1 0 0 0 0 0; 0 1 0 0 0 0; 0 0 0 0 0 1]
C=[Cse;Csh]
L=inv(C)
L1=L(:,1:3)
```

```
L2=L(:,4:6)

Ak=Csh*Ase*L1

Bk=Cse*Ase*L2

Aksht=(Csh*Ase*L2)’

Bksht=(Cse*Ase*L2)’

Pk=[-0.339 -1.0254 -1]
```

За допомогою оператора *place* знаходимо коефіцієнти підсилення *K* такі, щоб власні числа синтезуємого спостерігача дорівнювали *Pk*:

```
Kksht=place(Aksht, Bksht, Pk)

K=Kksht’

K =

  -0.0489    0.0425         0

   3.3574   -2.4994         0

   0.1258   -0.0012         0
```

За допомогою наступної частини програми знаходимо матриці простору стану спостерігача *[Aest,Best,Cest,Dest]*:

```
Aest=[(Csh*Ase*L2-K*Cse*Ase*L2)]

By=(Csh*Ase*L2*K+Csh*Ase*L1-K*Cse*Ase*L1-K*Cse*Ase*L2*K)

Bu=(Csh*Bse-K*Cse*Bse)

Best=[By Bu]

Cest=L2([1:2 6],:)

D1=(L1+L2*K)

D2=D1([1:2 6],:)
```

```
Dest=[D2 zeros(3,1)]

est=ss(Aest, Best, Cest, Dest)

est =

  A =

         x1          x2          x3

  x1   0.2085  -0.01087     1.203

  x2   -49.86   -0.5483    -49.83

  x3   -1.007  0.009414    -2.025

  B =

         u1        u2             u3        u4

  x1  -0.9271   0.07155         0         0

  x2   -2.403   -0.6868          0         0

  x3  -0.09217  -0.06381         0         2

  C =

     x1  x2  x3

  y1   1   0   0

  y2   0   1   0

  y3   0   0   1

  D =

         u1          u2             u3        u4

  y1  -0.04887     0.0425         0         0

  y2     3.357      -2.499         0         0
```

y3 0.1258 -0.001234 0 0

На спостерігач подаються зміни із виходу об’єкта, та управління що подається і на об’єкт. Таке з’єднання задається за оператором (connect). Спочатку подаємо управління на спостерігач та на об’єкт. Маємо систему с 4-ма входами (3 входи спостерігача, на які подаються вимірюванні змінні об’єкта, і 1 вхід управління, що поступає і на об’єкт та на спостерігач) та 6 виходами (3 – спостерігача), та 3 виходи об’єкта (вимірювані змінні).За допомогою матриці *(Q),* вказуємо на які входи системи (1 стовпець), які виходи (2 стовпчик) ми подаємо, і вказуємо які входи будуть входами системи (*inputs =[4]* – вхід управління), та які виходи будуть виходами системи(*outputs =[1 2 4 5 6 3]*).

```
disp(’Series interconnection "nominal" sys and L_Filter’)

syspar=parallel(est,sysai,4,1,[],[])

Q=[1 4

2 5

3 6]

inputs=[4]

outputs=[1 2 4 5 6 3]

sysest=connect(syspar,Q,inputs,outputs)

[Asf,Bsf,Csf,Dsf]=ssdata(sysest)

A=eig(Asf)

A =

  0.0000 + 0.0000i

 -0.3390 + 0.0000i

 -1.0000 + 0.0000i
```

-1.0254 + 0.0000i

-3.2457 + 0.0000i

-0.0079 + 0.0000i

-0.4224 + 2.9590i

-0.4224 - 2.9590i

Коли відновлено повний вектор стану, можна застосовувати закони синтезу оптимального детермінованого регулятора:

```
R1=[1 4 0.8 25 0.1 3]
R1=diag(R1)
R2=0.1
[P, S, E]=lqr(Ase, Bse, R1, R2)
P =
  -1.1556   -0.9177    0.6348  -15.8581   -1.0000   17.6025
S =
  74.4345   -1.5634   -2.8509    1.5251   21.1774   -0.0578
  -1.5634    0.5800    0.4693    0.0214    0.3144   -0.0459
  -2.8509    0.4693    7.9135   -0.1170    1.4016    0.0317
   1.5251    0.0214   -0.1170    1.5106    0.4728   -0.7929
  21.1774    0.3144    1.4016    0.4728   21.6822   -0.0500
  -0.0578   -0.0459    0.0317   -0.7929   -0.0500    0.8801
E =
  -0.0046 + 0.0000i
  -0.4928 + 2.9717i
```

-0.4928 - 2.9717i

-3.1302 + 0.0000i

-18.5916 +16.8306i

-18.5916 -16.8306i

Замикаємо систему з вже відновленим станом синтезованим детермінованим регулятором:

```
cl=feedback(sysest,P)
acl=eig(cl)
[Acl,Bcl,Ccl,Dcl]=ssdata(cl)
```

Після цього можемо перевірити якість системи та її робастність *(H_2* та *H_∞)*

```
Hinf_n=normhinf(Acl,Bcl,Ccl,Dcl)
Hinf_n =
   0.1240
BB=Bcl*Bcl’
G=lyap(Acl,BB)
H2=(trace(Ccl*G*Ccl’))
H2 =
   0.0043
```

3.2 Висновок

У даному розділі за допомогою програми MATLAB побудували лінійноквадратичну задачу та фільтр Люенбергера для неперервної системи для моделі транспортного реактивного літака Ан-148 у просторі стану. У результаті

отримали у всіх випадках показники якості та робастності. Сформуємо таблицю, за допомогою якої порівняємо отримані значення.

З результатів таблиці 3.1 можемо зробити висновок, що за допомогою фільтру Люенебергера показники якості та робастності мають кращі значення (чим менше значення і ближче до нуля, тим краще для системи), ніж при лінійноквадратичній задачі.

Таблиця 3.1

Результати показників якості та робастності

	LQR	Фільтр Люенбергера
H_2	1.0319	0.0043
H_∞	0.7071	0.1240

РОЗДІЛ 4. ОХОРОНА ПРАЦІ

4.1 Вступ

Дана дипломна робота є випускною кваліфікаційною роботою, яка являє собою завершальну стадію навчання студента у вищому навчальному закладі. В цьому розділі відображений стан безпеки праці та визначені рекомендації щодо поліпшення умов праці в конкретних умовах, на робочому місці, прийнятому за об’єкт дослідження. Висвітлені питання безпеки при виникненні надзвичайних ситуацій в заданих умовах.

В дипломній роботі використовується програмний інтерфейс MATLAB. Ця програма може бути встановлена на будь якому персональному комп’ютері, на кожній користувацькій електронно-обчислювальній машині. Відповідно суб’єктом охорони праці являє собою користувач персонального комп’ютера, коли сам комп’ютер та приміщення його розташування – є об’єктом охорони праці.

Охорона праці - це система законодавчих, організаційно-технічних, соціально-економічних, санітарно-гігієнічних і лікувально-профілактичних мір і засобів, спрямованих на збереження життя, здоров’я й працездатності людини в процесі праці. Завдання охорони праці полягає в тому, щоб звести до мінімуму ймовірність поразки працюючого під дією небезпечного виробничого фактора або захворювання під дією шкідливого виробничого фактора з одночасним забезпеченням комфортних умов при максимальній продуктивності праці. Закон України "Про охорону праці" визначає основні положення по реалізації конституційного права громадян на охорону їх життя і здоров’я в процесі трудової діяльності; регулює взаємини між адміністрацією і працівником в незалежності від форм власності; встановлює єдиний порядок організації охорони праці в Україні.

4.2 Аналіз умов праці

4.2.1 Організація робочого місця, небезпечні та шкідливі фактори

Розглянемо робоче місце, де виконувалась дипломна робота, тобто встановлено ПК. Кімната являє собою приміщення загальною площею 20 м^2, і висотою стелі 3 м. У приміщенні знаходиться 2 робочих місць з ПК. Кожне робоче місце обладнане робочим столом площею 1,2 м^2, стільцем та персональним комп'ютером, що складається з монітора, системного блоку, клавіатури та миші. Слід відзначити, що площа одного робочого місця ПК не повинна бути меншою за 6 м^2, а об'єм не менший за 20 м^3, тобто площі та об'єму даного приміщення вистачає для розташування 2 робочих місць ПК.

В приміщенні відсутні умови, які можуть створювати підвищену або особливо підвищену небезпеку, тому воно відноситься до класу звичайних приміщень.

Атестація робочих місць за умовами праці проводиться на підприємствах і організаціях, де технологічний процес, використовуване обладнання, сировина та матеріали є потенційними джерелами шкідливих і небезпечних виробничих факторів, що можуть несприятливо впливати на стан здоров'я працюючих, а також на їхніх нащадків.

Атестація робочих місць передбачає:

- виявлення шкідливих і небезпечних виробничих факторів та причин їх виникнення;

- дослідження санітарно-гігієнічних факторів виробничого середовища, важкості й напруженості трудового процесу на робочому місці;

- комплексну оцінку факторів виробничого середовища і характеру праці щодо відповідності їх вимогам стандартів, санітарних норм і правил;

- обґрунтування віднесення робочого місця до відповідної категорії за шкідливими умовами праці;

- розв’язання спорів, які можуть виникнути між роботодавцем і працівниками стосовно умов праці, пільг і компенсацій;

- розроблення комплексу заходів по покращенню умов праці;

- вивчення відповідності умов праці рівневі розвитку техніки і технології, удосконалення порядку та умов установлення і призначення пільг і компенсацій.

Відомості про результати атестації робочих місць заносяться до карти умов праці визначеної форми.

На робочому місці користувача ПК можуть виникати такі небезпечні та шкідливі фактори: підвищений рівень шуму, несприятливі мікрокліматичні умови, недостатній рівень освітленості, шкідливі речовини, підвищений рівень електромагнітних випромінювань радіочастот, висока напруга електричної мережі, статична електрика та інші. Робота з ПК супроводжується також підвищеним ступенем напруженості трудового процесу. При систематичному впливі виробничих факторів, які не відповідають нормативним показникам, зростає рівень професійно зумовленої захворюваності працюючих та можуть виникнути професійні захворювання органів зору, руху, нервової 18 системи. Таким чином, атестація робочого місця користувача ПК є необхідною умовою запобігання негативних наслідків впливу небезпечних та шкідливих факторів.

Для того щоб людина могла виконувати роботу безпечно, без шкоди для здоров’я, без фізичної та нервової перевтоми і з високою продуктивністю, умови праці повинні відповідати певним вимогам: психологічним, фізіологічним, ергономічним і технічним. Вимоги до умов праці характеризуються як вимоги безпеки праці. Вимоги безпеки встановлюється для небезпечних і шкідливих виробничих факторів, для виробничого обладнання (як загальні, так і для окремих його типів і видів), для виробничих процесів, для засобів захисту працюючих, а також для самих працюючих.

Небезпечні та шкідливі виробничі чинники відповідно до ДСТУ 7239:2011 за природою дії поділяються на 4 групи: фізичні, хімічні, біологічні та психофізіологічні.

Основні фізичні фактори:

- рухомі машини і механізми, рухомі частини виробничого обладнання, пересувні заготовки, вироби, матеріали; конструкції, що руйнуються, підвищений тиск в середині виробу (гідропривід, пневмопривід);

- підвищена або знижена температура поверхонь обладнання, матеріалів;

- підвищена або знижена температура повітря, його вологість і рухливість;

- підвищений рівень вібрацій, шуму, інфра - та ультразвуку;

- підвищений рівень випромінювань (електромагнітних, лазерних, іонізуючих, ультрафіолетових, інфрачервоних);

- електронебезпека;

- недостатня освітленість і підвищена яскравість світла;

- гострі кромки та нерівності на поверхнях обладнання, інструмента, заготовок. Хімічні небезпечні та шкідливі виробничі фактори:

- за агрегатним станом: аерозолі(пил, пари), гази;

- за характером дії: токсичні, подразнюючі, сенсибілізуючі, канцерогенні, мутагенні;

- за шляхом проникнення в організм людини через: органи дихання, шлунково-кишковий тракт, шкірні покриви і слизові оболонки. Психофізіологічні небезпечні та шкідливі виробничі фактори:

- фізичні перевантаження (статичні, динамічні);

- нервово-психічні перевантаження (розумове перенавантаження, перенавантаження аналізаторів; монотонність праці; емоційні перенавантаження).

4.2.2 Мікроклімат

Нормування параметрів проводиться в залежності від періоду року та категорії важкості виконуваних робіт. Для постійних робочих місць, якими є робочі місця, встановлені оптимальні параметри мікроклімату, а при неможливості їх дотримання використовують допустимі параметри. Робота за енерговитратами відноситься до категорії легких робіт Іа, Іб. В таблиці 4.1. наведені оптимальні параметри мікроклімату в приміщеннях.

Таблиця 4.1

Параметри мікроклімату для приміщень

Період року	Період мікроклімату	Величина
Холодний	Температура повітря в приміщенні Відносна вологість Швидкість руху повітря	22…24°С 40…60% До 0,1 м/с
Теплий	Температура повітря в приміщенні Відносна вологість Швидкість руху повітря	23…25°С 40…60% 0,1…0.2 м/с

Слід зазначити, що для нормалізації параметрів мікроклімату слід використовувати у приміщеннях кондиціювання повітря, або забезпечити подачу свіжого повітря системами вентиляції. Норми подачі свіжого повітря наведені у таблиці 4.2.

Таблиця 4.2

Норми подачі свіжого повітря в приміщення

Характеристика приміщення	Об’ємна витрата свіжого повітря, що подається в приміщення, $м^3$ на одну людину в годину

Об’єм до 20 $м^3$ на людину	Не менше 30
20…40 $м^3$ на людину	Не менше 20
Більше 40 $м^3$ на людину	Може бути використана природна вентиляція

Температура та вологість у приміщенні відповідають вказаним у таблиці значенням. Для підтримки в приміщенні оптимального температурного режиму відповідно до вимог є централізоване опалювання і вентиляція. У теплий період року використовується кондиціювання.

4.2.3 Освітленість та випромінювання монітору

Особливістю роботи за дисплеєм ЕОМ є постійна й значна напруга функцій зорового аналізатора, обумовленого необхідністю розходження самосвітних об’єктів (символів, знаків і т.п.) при наявності відблисків на екрані, рядковій структурі екрана, мерехтіння зображення, недостатньою чіткістю об’єктів розходження. Для забезпечення нормального освітлення застосовуються природне бокове одностороннє й штучне освітлення.

Раціональне освітлення приміщення сприяє кращому виконанню завдання і забезпеченню комфорту при роботі. Для забезпечення нормального освітлення застосовуються природне, однобічне, бічне і штучне освітлення, а також сполучене, які нормуються санітарними нормами й правилами. Приміщення з постійним перебуванням людей повинно мати, як правило, природне освітлення.

Нормованим параметром природного освітлення являється коефіцієнт природного освітлення (КПО). КПО встановлюється в залежності від розряду виконуваних зорових робіт.

Для штучного освітлення нормованим параметром виступає Емін - мінімальний рівень освітленості, та Кп - коефіцієнт пульсації світлового потоку, який не повинний бути більшим ніж 20 %. Мінімальна освітленість встановлюється в залежності від розряду виконуваних зорових робіт.

Допустимі значення параметрів неіонізуючих електромагнітних випромінювань від монітору комп'ютера представлені в таблиці 4.3. Нормованим параметром невикористаного рентгенівського випромінювання виступає потужність експозиційної дози. На відстані 5 см від поверхні екрану монітору її рівень не повинен перевищувати 100 мкР/год. Максимальний рівень рентгенівського випромінювання на робочому місці оператора комп'ютера зазвичай не перевищує 20 мкР/год.

Таблиця 4.3

Допустимі значення параметрів неіонізуючих електромагнітних випромінювань

Найменування параметра	Допустимі значення
Напруженість електричної складової електромагнітного поля на відстані 50 см від поверхні відеомонітора	10 В/м
Напруженість магнітної складової електромагнітного поля на відстані 50 см від поверхні відеомонітора	0,3 А/м
Напруженість електростатичного поля не повинна перевищувати: для дорослих користувачів для дітей дошкільних установ і що навчаються середніх спеціальних і вищих учбових закладів	 20 кВ/м 15 кВ/м

4.2.4 Розрахунок освітлення

Для визначення потрібної кількості світильників, які повинні забезпечити нормований рівень освітленості, визначимо світловий потік, що падає на робочу поверхню за формулою (4.1):

$$F = \frac{E \cdot S \cdot K \cdot Z}{\eta} \quad (4.1)$$

F – світловий потік, що розраховується, Лм;

E – нормована мінімальна освітленість, Лк; E = 300 Лк;

S – площа освітлюваного приміщення (у нашому випадку S=20м^2);

Z – відношення середньої освітленості до мінімальної (зазвичай приймається рівним 1,1... 1,2, в нашому випадку Z =1,1);

K – коефіцієнт запасу, що враховує зменшення світлового потоку лампи в результаті забруднення світильників в процесі експлуатації (його значення залежить від типу приміщення і характеру робіт, що проводяться в ньому, в нашому випадку K = 1,5);

η – коефіцієнт використання світлового потоку, (виражається відношенням світлового потоку, що падає на розрахункову поверхню, до сумарного потоку всіх ламп, і обчислюється в долях одиниці; залежить від характеристик світильника, розмірів приміщення, забарвлення стін і стелі, що характеризуються коефіцієнтами відбиття від стін ($\rho_{ст.}$) і стелі ($\rho_{стелі}$)), значення коефіцієнтів дорівнюють $\rho_{ст}$ = 40% і $\rho_{стелі}$ = 60%.

Обчислимо індекс приміщення за формулою (4.2):

$$I = \frac{S}{h(A+B)} \qquad (4.2)$$

S – площа приміщення, S = 20 м^2;

h – розрахункова висота підвісу, h = 2,9 м;

A – ширина приміщення, A = 4 м;

B – довжина приміщення, B = 5 м.

Звідси, I=0,77

Знаючи індекс приміщення I, згідно [ДБН В.2.5-28:2018], знаходимо $\eta = 0{,}22$

Підставимо всі значення у формулу для визначення світлового потоку F :

$$F = \frac{300 \cdot 1{,}5 \cdot 20 \cdot 1{,}1}{0{,}22} = 45000Лм$$

Для освітлення використовуємо LED-лампу, світловий потік яких становить F=10500 Лм. Розрахуємо необхідну кількість ламп у світильнику за формулою (4.3):

$$N = \frac{F}{Fл} \quad (4.3)$$

N – кількість ламп, що визначається;

F – світловий потік;

Fл – світловий потік лампи.

$$N = \frac{45000}{10500} \approx 5$$

Отже, необхідно використовувати приблизно 5 ламп.

4.2.5 Електробезпека

Для живлення устаткування (ПЕОМ, освітлювальні прилади) споживачами використовується двофазна мережа 220 В. Заборонено доторкатися до дротів та з’єднань при наявності напруги в мережі, а також самостійно проводити ремонт електрообладнання. Усі питання щодо ремонту налагодження та інше, можуть виконувати тільки електрики та відповідні фахівці.

4.3 Заходи з основних розділів охорони праці

Для захисту оператора ЕОМ від статичної електрики можуть бути використані наступні заходи:

– встановлення нейтралізаторів статичної електрики;

– покриття підлоги антистатичним лінолеумом і проведення щоденних періодичних вологих прибирань ;

– протирання екрану і робочого місця оператора ЕОМ антистатичною серветкою.

Заходи щодо санітарії:

- заходи для забезпечення нормальних мікрокліматичних умов;

- раціональне освітлення робочого місця (природне, штучне);

- захист від шуму, вібрацій, ультразвуку, що генеруються технологічним обладнанням;

- захистів від електромагнітних випромінювань радіочастотного діапазону, що генеруються об’єктом;

- захист від інших видів випромінювань, що генеруються технологічним обладнанням;

- застосування засобів індивідуального захисту.

При розробці заходів з санітарії необхідно виконати вимоги правил щодо температури, вологості й руху повітря у приміщеннях, передбачити захист від перегріву і переохолодження. Необхідно обрати вид освітлення, джерело світла, тип світильника, визначити освітленість робочого місця у відповідності з нормами. Необхідно розглянути способи захисту від впливу на людину шуму, вібрацій, ультразвуку, електромагнітних випромінювань і т.п.

Заходи з безпеки технологічних процесів:

- особливості технологічного обладнання з точки зору безпеки, враховуючи різні режими його роботи;

- спільні заходи з електробезпеки (застосування малих напруг, захисне розділення мереж, профілактика пошкодження ізоляції, забезпечення недоступності струмоведучих частин і т.п.);

- заходи відведення або нейтралізації зарядів статичної електрики; - безпечна організація робочого місця.

Заходи щодо пожежної безпеки:

- використання конструктивних елементів з негорючих і важкозаймистих матеріалів.

- конструктивне розташування елементів з метою створення полегшеного режиму роботи;

- тепловідвід, охолодження окремих елементів;

- висвітлити пожежну профілактику електроустановок: якщо в приміщеннях знаходяться матеріали і речовини, схильні до займання чи утворення вибухонебезпечної суміші з повітрям, зробити вибір типу виконання електрообладнання, рівня і виду вибухозахисту відповідно, спосіб прокладки проводів і кабелів;

- розглянути засоби гасіння пожеж, яка застосовується апаратура і прилади.

Пожежна безпека передбачає такий стан об’єктів, при якому виключається можливість пожежі, а у разі його виникнення запобігає дії на людей небезпечних чинників пожежі і забезпечується захист матеріальних цінностей. Пожежна безпека забезпечується системами запобігання пожежі і пожежного захисту, що включають комплекс організаційних заходів і технічних засобів.

Засобом пожежогасіння є вогнегасник — технічний засіб, призначений для припинення горіння подаванням вогнегасної речовини, що міститься в ньому, під дією надмірного тиску, за масою і конструктивним виконанням придатний для транспортування і застосування однією людиною.

4.4 Висновок

У розділі було розглянуто і проаналізовано умови робочого місця, де відбувався процес написання диплому. Питання збереження здоров’я та професійного довголіття для людей, що працюють з комп’ютерами - є актуальним. Головний об’єкт охорони праці - це людина в процесі праці. Основна мета охорони праці - це створення здорових і безпечних умов праці. Відображений стан

безпеки праці та визначені рекомендації щодо поліпшення умов праці в конкретних умовах, на робочому місці, прийнятому за об’єкт дослідження. Висвітлені питання безпеки при виникненні надзвичайних ситуацій в заданих умовах.

Була описана організація робочого місця, небезпечні та шкідливі фактори, які мають вплив.

Робота потребує високої напруженості зорових функцій, великої кількості стереотипних рухів, що виконуються лише м’язами кистей рук, опанування великих масивів інформації, що викликає активізацію уваги та інших вищих психічних функцій. Також на робочому місці діють - електростатичні поля, електромагнітні випромінювання. Для того, щоб максимально нейтралізувати негативний вплив середовища на здоров’я необхідно правильно організовувати робоче місце.

Законодавство про охорону праці складається з Кодексу законів про працю України: закону України „Про охорону праці” та інших нормативних актів. Закон України „Про охорону праці” був прийнятий Верховною Радою України 14 жовтня 1992 року і введений в дію з 24 жовтня 1992 року. Він визначає основні положення щодо реалізації конституційного права громадян на охорону, їх життя і здоров’я в процесі трудової діяльності, установлює єдиний порядок організації охорони праці в Україні.

РОЗДІЛ 5. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

5.1 Вступ

Сучасна екологія – це наукова база для розробки стратегії і тактики поведінки людства. ЇЇ закони навчають, що людство є частина природи і своїм існуванням залежить від функціонування природних систем. Суспільству потрібно усвідомити необхідність орієнтування не на боротьбу з наслідками, які руйнують природу, а на усунення самих причин знищення природи.

Внаслідок науково-технічної революції, людство потерпає від надмірного забруднення шкідливими речовинами оточуючого середовища: повітря, водних та земельних ресурсів. Цивільна авіація є одним з факторів, що становить реальну загрозу для атмосфери з позиції забруднення викидними газами та утворення «дірок» в озоновому шарі нашої планети.

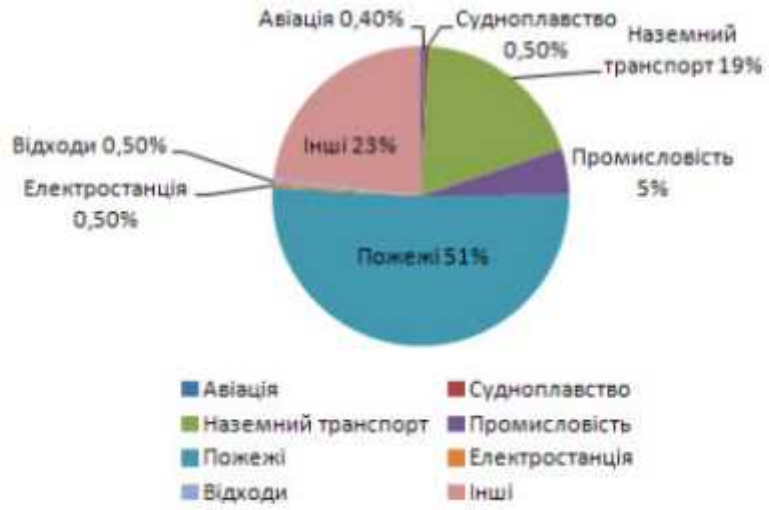
У даній роботі першого розділу розглядався реактивний транспортний літак Ан-148. Важливість екологічної проблеми визначається несприятливим впливом викидів авіадвигунів на стан атмосферного повітря та здоров’я мешканців довколишніх районів аеропорту.

5.2 Аналіз впливу роботи авіадвигунів на стан атмосфери, гідросфери, літосфери

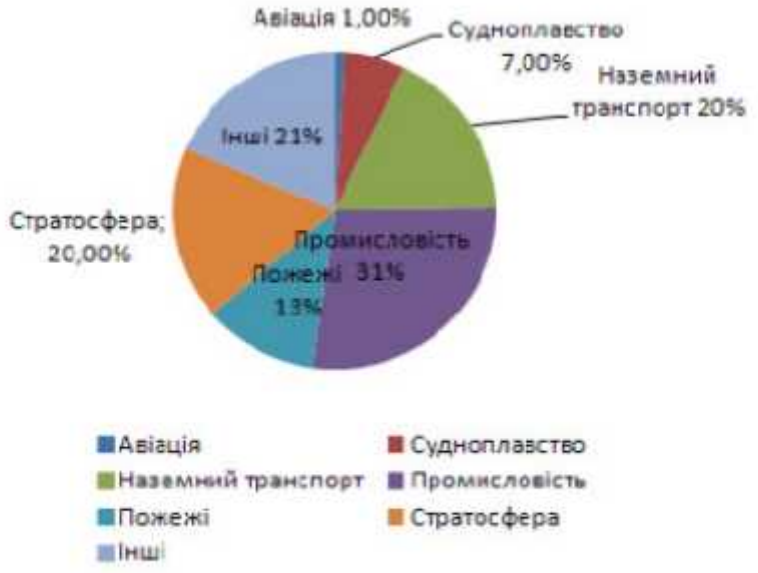
Під час експлуатації авіаційної техніки відбувається забруднення ґрунтів, водних об’єктів та атмосферного повітря. У якості впливу повітряного транспорту на довкілля виявлена в значній шумовій дії та значних викидах різноманітних забруднюючих речовин. Викиди з авіаційних двигунів та стаціонарних джерел

становлять важливий аспект впливу повітряного транспорту на екологічну ситуацію. Крім того, авіація має ряд відмінностей порівняно з іншими видами транспорту: використання здебільшого газотурбінних двигунів зумовлює інший характер протікання процесів і структуру викидів відпрацьованих газів; використання гасу як палива призводить до зміни компонентів забруднюючих речовин; польоти літаків на великій висоті зумовлюють розсіювання продуктів згоряння у верхніх шарах атмосфери і на великих територіях, що знижує ступінь їх впливу на живі організми.

Зростання обсягів світових авіаційних перевезень щорічно на 4-5 % супроводжується посиленням навантаження на довкілля як на локальному, так і на глобальному рівнях, що нині стає одним із основних чинників, які визначають розвиток авіаційної галузі. За даними Міжурядової групи експертів з питань змін клімату (МГЕЗК, англ. Intergovernmental Panel on Climate Change, IPCC), яка досліджує проблеми зміни клімату, сумарний вплив авіаційного транспорту сягає 3,5 % (викиди діоксиду вуглецю – 0,2-0,4 %, викиди оксидів азоту – приблизно 1%) (рис. 5.1). Аналіз результатів інвентаризації джерел викидів забруднюючих речовин в аеропортах Європи та України показали, що повітряні судна є переважаючими джерелами забруднення атмосферного повітря в межах аеропорту. Так, складова викидів від авіаційних двигунів повітряних суден на локальному рівні перевищує 50 % від загальної маси викидів забруднюючих речовин у зоні аеропорту.



а)



б)

Рис. 5.1. Сумарні викиди діоксиду вуглецю (а, 2900 т/рік)

та оксидів азоту (б, 40-50 т/рік)

Під час експлуатації повітряних суден цивільної авіації (ЦА) на території аеропорту викид шкідливих забруднюючих речовин здійснюється з моменту запуску авіадвигуна перед зльотом і до моменту зупинки авіадвигуна після посадки. За останнє десятиріччя значна кількість досліджень сфокусована на проблемі несприятливого впливу викидів авіадвигунів на якість атмосферного повітря у локальному та регіональному масштабах. Особливо це стосується

викидів оксидів азоту (NOx) та зважених часток (PM10, PM2.5 та PM1.0), які спричиняють виникнення відповідно фотохімічного смогу та туману з наступними несприятливими наслідками для населення.

Забруднення атмосферного повітря внаслідок викидів повітряних суден та розміри санітарно-захисної зони аеродрому ЦА з умов хімічного забруднення атмосферного повітря визначаються згідно з вимогами законів України:

1. «Повітряний Кодекс України», Відомості ВВР зі змінами, 2011, ст.83, ст.84;

2. «Про охорону навколишнього природного середовища», 25.06.1991;

3. «Про охорону атмосферного повітря», 16.10.1992 ;

4. «Про забезпечення санітарного та епідеміологічного благополуччя населення» від 28.02.1994.

У відповідності до діючих норм України:

− ДСП № 173 Державні санітарні правила планування та забудови населених пунктів, Затверджено наказом Міністерства охорони здоров’я України від 19 червня 1996 р. № 173;

− Правила сертифікації цивільних аеродромів України (затв. наказом Державіаслужби від 25.10.2005р. № 796, зареєстровано в Міністерстві юстиції України 10 листопада 2005 р. за № 1357/11637);

− Авіаційні правила України. Частина 34 «Норми льотної придатності. Емісія авіаційних двигунів та викид палива», НЛП (CS)-34. Наказ Державіаслужби від 03.06.2013 № 398;

− ПКМУ від 13 грудня 2001 р. N 1655« Про Порядок ведення державного обліку в галузі охорони атмосферного повітря»;

− ПКМУ від 29 листопада 2001 р. № 1598 «Про затвердження переліку найбільш поширених і небезпечних забруднюючих речовин, викиди яких в атмосферне повітря підлягають регулюванню»;

− Наказ Міністерства охорони навколишнього природного середовища України від 9.03. 2006 року № 108 «Про затвердження Інструкції про загальні вимоги до оформлення документів, у яких обґрунтовуються обсяги викидів, для отримання дозволу на викиди забруднюючих речовин в атмосферне повітря стаціонарними джерелами для підприємств, установ, організацій та громадян - підприємців»;

− Наказ Міністерства охорони навколишнього природного середовища України від 27. 06. 2006 року № 309 «Про затвердження нормативів гранично допустимих викидів забруднюючих речовин із стаціонарних джерел»;

− Методика розрахунку викидів забруднюючих речовин від авіаційного транспорту. В кн. : Методики розрахунку викидів забруднюючих речовин пересувними джерелами (Мінекобезпеки, Мінстатистики та Мінтрансу України, 1997 р.).

5.3 Аналіз основних джерел впливу та їх наслідків на людину та її оточення

Збільшення об’ємів авіаперевезень, площ оброблюваних з літаків сільськогосподарських угід, інтенсивності процесів експлуатації та поточного ремонту авіаційної техніки викликає практично пропорційний ріст забруднень, якщо не приймаються спеціальні заходи щодо обмеження цих забруднень. Склад забруднень навколишнього середовища при авіатранспортних процесах надзвичайно різноманітний.

Наземні джерела забруднення можна умовно поділити на такі, що знаходяться всередині аеропорту і ті, що розташовані за межами аеропорту. До

останніх належать, установки теплоенергетики, які працюють на різних видах місцевого палива, тому й характер забруднень визначається видом палива, способами його спалювання і шляхами відведення викидів.

Кількість шкідливих речовин, що надходить в атмосферне повітря може перевищувати гранично допустимі значення, які спричиняють перевищення допустимих концентрацій цих шкідливих речовин.

Виробнича діяльність авіапідприємств сприяє забрудненню ґрунтів і водоймищ виробничими та господарсько-побутовими стічними водами, що містять різні механічні, фізичні та хімічні домішки.

Забруднення ґрунту відбувається також в результаті осідання із повітряного басейну на поверхню ґрунту забруднюючих речовин, які надходять в атмосферу з газами, що відпрацювали, літаків, наземної авіаційної техніки і топок котельних.

Джерелом забруднення водойм авіапідприємств є поверхневий стік. Формуючись за рахунок дощових і талих снігових вод, а також води при вологому прибиранні приміщень із штучним покриттям, поверхневий стік з території аеропорту акумулює в собі забруднюючі речовини: залишки миючих, дезінфікуючих, протиожеледкових реагентів, продукти руйнування штучних покрить і стирань ними шасі літаків та наземної техніки, відходи нафтопродуктів тощо.

Всі існуючі види забруднення водойм впливають на здоров’я людей , тварин, на розвиток водних організмів. Забруднена вода не тільки стає непридатною чи малопридатною для використання, але й завдає значної, часто непоправної шкоди всьому природному середовищу, з яким вона взаємодіє.

Шкідливий та небезпечний вплив шуму на організм людини. Ступінь такого впливу, переважно, залежить від рівня та характеру шуму, форми та тривалості впливу, а також індивідуальних особливостей людини. Шум належить до загально фізіологічних подразників, які за певних обставин можуть впливати на більшість органів та систем організму людини. Так, за даними медиків дія шуму може

спричинити нервові, серцево-судинні захворювання, виразкову хворобу, порушення обмінних процесів та функціонування органів слуху тощо. Із загальної кількості захворювань, що перераховані вище, останнім часом значно зросла частка тих, які спричинені саме шумовим впливом. У зв’язку з цим слід звернути увагу на той факт, що протягом багатовікової еволюції людина так і не набула здатності адаптуватись до дії шуму, як і не було створено природного захисту для високочутливого та досконалого органу слуху людини від дії інтенсивного шуму. Крім безпосереднього впливу на орган слуху, шум впливає на різні відділи головного мозку, змінюючи при цьому нормальні процеси вищої нервової діяльності.

Шум до 50 дБА зазвичай не чинить шкідливого впливу на людину в процесі її трудової діяльності. Шум у 50-60 дБА може мати психологічний вплив, що виявляється у погіршенні розумової діяльності, послабленні уваги, швидкості реакції, утрудненні роботи з масивами інформації тощо. При рівні шуму 65-90 дБА можливий його фізіологічний вплив: пульс пришвидшується, тиск крові зростає, судини звужуються, що погіршує постачання органів кров’ю. Дія шуму з рівнем 90 дБА і вище може призвести до функціональних порушень в органах та системах організму людини: знижується слухова чутливість, погіршується діяльність шлунку та кишківника, з’являється відчуття нудоти, головний біль, шум у вухах. При рівні шуму 120 дБА та вище здійснюється механічний вплив на орган слуху, що виявляється у порушенні зв’язків між окремими ділянками внутрішнього вуха; можливий навіть розрив барабанної перетинки. Такі високі рівні шуму впливають не лише на органи слуху, а й на весь організм. Звукові хвилі, проникаючи крізь шкіру, спричинюють механічні коливання тканин організму, внаслідок чого відбувається руйнування нервових клітин, розриви дрібних судин тощо.

5.4 Рекомендації щодо зниження цих негативних чинників

Нормування забруднення атмосферного повітря при здійсненні експлуатаційних операцій авіатранспортними системами виконується шляхом впровадженням наступних підходів:

• санітарно-гігієнічний контроль повітря щодо дотримання встановлених стандартів якості атмосферного повітря в межах та на прилеглих територіях аеропорту;

• заходи (технічні, стратегічні, експлуатаційні, економічні та інші) з метою зниження рівня забруднення атмосферного повітря в межах та на прилеглих територіях аеропорту;

• зонування території навколо аеропорту: встановлення санітарнозахисної зони навколо аеропорту та підтвердження її розмірів розрахунками та вимірюваннями;

• оцінка впливу на довкілля щодо дотримання вимог і норм законодавства з охорони навколишнього природного середовища, раціональне використання і відтворення природних ресурсів, забезпечення екологічної безпеки.

Виконання наведених підходів здійснюється на підставі аналізу інформації, одержаної шляхом інструментальних замірів (моніторинг) вмісту шкідливих домішок на постах спостереження та прогнозних розрахунків (моделювання) очікуваного рівня забруднення атмосферного повітря, що виконані згідно з діючими нормативно-методичними документами.

Для успішного розв’язання зазначеної екологічної проблеми необхідно організувати контроль емісії забруднюючих речовин від авіадвигунів налагодженням системи інструментального моніторингу та розрахункових моделей забруднення повітря в межах та на прилеглих територіях аеропорту. Оцінка забруднення атмосферного повітря в результаті викиду авіадвигуна під час експлуатації повітряного судна у зоні аеропорту за діючою нормативною методикою є некоректною, оскільки дана методика не враховує умови експлуатації повітряних суден, зокрема пересування в межах аеродрому з різними

швидкостями, у різних напрямках та зі змінними режимами роботи авіадвигуна, чинники перенесення домішок забруднюючих речовин струменем нагрітих газів від авіадвигуна (прилипання до поверхні аеродрому та спливання струменя), а також компоновку авіадвигуна на повітряному судні та інші чинники. До того ж період осереднення концентрацій забруднюючих речовин (20 хв.) не завжди відповідає інтервалам викиду забруднюючих речовин від авіадвигуна, внаслідок чого величини розрахованих максимально-разових концентрацій забруднюючих речовин є завищеними.

Проблема забруднення атмосфери авіаційним транспортом не вичерпується лише вивченням і оцінкою впливу газових і аерозольних продуктів згоряння авіаційних двигунів на озоновий шар. Існує кілька аспектів прояву наслідків такого забруднення:

- фотохімічний: виражений у зміні співвідношення між концентраціями малих, але важливих складових атмосферного повітря внаслідок протікання фотохімічних реакцій. Тобто ріст одних атмосферних газів (а також аерозолів) супроводжується зменшенням інших газових компонентів повітря;

- радіаційний: коливання в складі парникових газів (вуглекислого газу CO_2, водяної пари H_2O, озону O_3, метану CH_4 і ін.), аерозолів і особливо утворення перистих хмар ведуть до зміни теплового і радіаційного балансів системи Земля-атмосфера, а отже, і до зміни температури повітря в атмосфері та і на земній поверхні;

- біологічний: виражений впливом потоку біологічно активного ультрафіолетового випромінювання на рівні поверхні Землі, інтенсивність якого залежить від товщини озонового шару. Як відомо, ультрафіолетове випромінювання є небезпечним для здоров’я людей, тварин та знижує продуктивність деяких видів рослин.

Таким чином, викиди авіаційних двигунів впливають на життєво важливі елементи екосистеми: якість повітря, його температуру, атмосферну циркуляцію і

клімат, потік ультрафіолетової радіації. Газотурбінні двигуни, що переважно застосовуються на сучасному повітряному транспорті, є вагомими споживачами вуглеводневих палив і атмосферного кисню, одночасно являються джерелами забруднення атмосфери відпрацьованими газами. В суміші продуктів згорання палива з надлишком повітря міститься ряд шкідливих речовин, що регламентуються санітарно-гігієнічними нормами і вимогами Міжнародної організації цивільної авіації (ICAO).

З екологічної і хімічної точки зору правильним та доцільним є сумування викидів шкідливих речовин, що потрапляють в атмосферу під час роботи авіадвигунів на різних режимах, з використанням коефіцієнта відносної агресивності шкідливої речовини (Ai) {ACO=1; ACH=3,16; ASOx=16,5 ANOx=41,1; Атв.ч=300}.

Екологічний варіант сумування газоподібних речовин дає можливість визначити, яку відсоткову долю окрема речовина має в загальній масі емісії нормованих газоподібних речовин (табл. 5.1).

Таблиця 5.1

Доля окремих шкідливих речовин в загальній масі емісії

Авіаційний двигун	Степінь підвищення тиску П00	Доля шкідливої речовини, %		
		CO	CH	NOx
Варіант а*	10	4,46	2,34	93,20
	20	3,40	1,78	94,82
Варіант б*	10	5,48	2,88	91,64
	20	4,20	2,20	93,60

Примітка*: Норми ICAO:

а) для двигунів типу або моделі, перший серійний зразок яких виготовлений 31 грудня 1995 року або до цієї дати і конкретний екземпляр яких виготовлений 31 грудня 1990 року або до цієї дати;

б) для двигунів типу або моделі, перший серійний зразок яких виготовлений після 31 грудня 1995 року або до цієї дати і конкретний екземпляр яких виготовлений після 31 грудня 1990 року або до цієї дати.

Використовуючи коефіцієнт відносної агресивності Аі, можна визначити, на скільки відсотків зміниться нормативний рівень емісії (вимоги ІСАО) газоподібних речовин турбореактивних і турбовентиляторних авіаційних двигунів.

Останнім часом на практиці для зменшення шкідливих викидів в атмосферу широко застосовується метод скорочення кількості працюючих авіадвигунів під час руління повітряного судна в зоні аеропорту. Збільшення вмісту вуглеводнів у паливі, як правило, супроводжується збільшенням його в’язкості, щільності, поверхневого натягу, що погіршують розпил і випаровування палив.

Отже, на двигунах повинно спостерігатись взаємно протилежний вплив палив на емісію NOx на режимах малого газу і максимальному режимі. Паралельно з вивченням природи шкідливих викидів і механізму їх впливу на навколишнє середовище є доцільним продовжувати розробку нових камер згорання і нових концепцій двигунів. Конструкційні зміни в камерах згорання повинні бути направлені на підвищення повноти згорання палива. Під час проектування авіаційних двигунів брати за основу такі сучасні камери згорання, як: гомогенні, із змінною геометрією, гібридні, струйно-стабілізаторного типу, каталітичні.

Закономірність утворення NOx в камерах згорання газотурбінних двигунів визначає два основних шляхи зниження емісії указаних оксидів:

- зниження температури в першій зоні камери згорання;

- зменшення часу перебування газів в зоні високих температур.

Зважаючи на складність запропонованих вище методів, є дещо простіші заходи покращення показників, які впливають на забруднення атмосфери продуктами емісії авіаційних двигунів.

Відомо, що збільшення злітної ваги сучасного реактивного лайнера на 3- 4% приводить до збільшення витрат палива на 150-200 кг на час польоту, а, отже, збільшення емісії CO2 в атмосферу на 470-630 кг. Логічно можуть бути запропоновані такі приклади економії палива:

- зниження злітної ваги за рахунок залишення на землі одного з трьох баків з водою літака (у випадку, якщо він не є необхідним в даному конкретному рейсі) дозволить зекономити 380 т палива в рік, а отже знизити емісію CO2 в атмосферу на 1200 т;

- економія 52 т палива і зниження емісії газу на 165 т за рахунок заміни металічного баку для води пластмасовим; - зменшення опору повітряного судна, викликаного забрудненням поверхні брудом на 1% зменшить витрату палива на 15000 галонів в рік, або на 100000 галонів;

- зменшення забруднення двигуна призведе до збільшення коефіцієнту питомої витрати пального (SFC). Як відомо, періодичне промивання дозволяє покращити SFC на 1,5% і знизити CO2 з 290 до 190 т в рік.

Варто також звернути увагу на можливість упровадження та використання на авіаційному транспорті альтернативних палив. Так, відомо, що одним із «чистих» палив є водень, і так звані кріогенні палива. Незважаючи на недоліки водню як транспортного палива, пов’язані з його низькою щільністю та низькою температурою кипіння (20 K), він вважається більш перспективним для повітряного транспорту, ніж для інших видів. При цьому, чим більша швидкість та маса літака, тим доцільніше використання двигунів, які працюють на водні. На сьогодні у якості інноваційних розробок пропонується впроваджувати для живлення тягових електродвигунів сонячні батареї, розміщені на поверхні крил та фюзеляжі. Теоретично, такий літак може знаходитися в повітрі стільки, скільки

сонячні промені його освітлюють. У цьому випадку зліт літака здійснюється за рахунок накопиченої енергії, а підтримання в польоті відбувається за рахунок енергії, яка надходить від сонячного випромінювання. Фахівці авіаційної галузі скептично і з недовірою відносяться до встановлення таких силових агрегатів на літаки цивільної та воєнної авіації.

5.5 Висновок

Отже, було проаналізовано проблеми забруднення атмосфери авіаційними двигунами. Розглянуті джерела впливу авіадвигунів на довкілля, на стан атмосфери, гідросфери, літосфери; розглянуті основні джерела впливу та їх наслідків на людину та її оточення; рекомендації щодо зниження цих негативних чинників.

Встановлено, що вирішення проблеми забруднення атмосфери авіаційним транспортом повинно бути комплексним. Варто вирішувати проблему у таких чотирьох напрямках покращення екологічних показників емісії авіаційних двигунів: хімічному, конструкційному, економічному та впровадження на авіаційному транспорті альтернативних видів енергії.

Хімічний напрямок базується на удосконаленні вуглеводневого складу палива та додаванні певних присадок і добавок.

Конструкційний – на удосконаленні процесу горіння палива в камері згорання та удосконаленні самої камери згорання.

Економічний – на зниженні витрат палива за рахунок зменшення злітної ваги, опору літака, підвищення чистоти двигуна, зниженого ешелонування, а також ефективному пілотуванні повітряного судна в зоні аеропорту.

Діяльність, пов’язана із створення і використанням авіаційного транспорту в сучасних умовах є однією з важливих сфер застосування інтелектуальних та

технічних можливостей людства в інтересах вирішення проблем в багатьох сферах (оборонних, народногосподарських, наукових тощо).

ВИСНОВКИ

У ході дослідження було проведено аналіз впливу структурно-параметричного синтезу на ефективність управління літальним апаратом АН-148. Для цього були виконані такі роботи:

- Ознайомились з основними теоретичними аспектами структурно-параметричного синтезу систем управління ЛА.
- Проведено аналіз показників робастності системи управління Ан-148.
- Розроблено структурно-параметричний синтез системи управління Ан-148 з підвищеною робастністю.
- Проведено порівняльне дослідження ефективності системи управління Ан-148 з базовою і синтезованою системами.

Аналіз показників робастності базової системи управління АН-148 показав, що вона не відповідає вимогам до високої стійкості і маневреності в умовах невизначеності. Зокрема, було виявлено, що система управління чутлива до нелінійних завад, таких як аеропружність.

Розроблений структурно-параметричний синтез системи управління АН-148 з підвищеною робастністю дозволяє істотно покращити її характеристики. Зокрема, синтезована система управління має значно меншу чутливість до нелінійних завад.

Проведене порівняльне дослідження показало, що синтезована система управління АН-148 має такі переваги перед базовою системою:

- Зменшена чутливість до нелінійних завад
- Покращена стабільність і маневреність в умовах невизначеності
- Зменшена вимога до потужності виконавчих механізмів

Таким чином, проведене дослідження показало, що структурно-параметричний синтез є ефективним методом підвищення ефективності управління літальним апаратом. Синтезована система управління Ан-148 має істотні переваги перед базовою системою і відповідає вимогам до високої стійкості і маневреності в умовах невизначеності.

На основі проведеного дослідження можна дати такі рекомендації щодо застосування структурно-параметричного синтезу в системах управління літальними апаратами:

- Структурно-параметричний синтез слід застосовувати для проектування систем управління всіх типів літальних апаратів, що вимагають високої стійкості і маневреності в умовах невизначеності.
- При проектуванні систем управління з підвищеною робастністю слід використовувати фільтри Люенбергера.
- Для підвищення ефективності структурно-параметричного синтезу слід використовувати сучасні методи оптимізації.

Загалом, проведене дослідження показало, що структурно-параметричний синтез є перспективним методом підвищення ефективності управління літальними апаратами. Цей метод дозволяє розробляти системи управління, які відповідають сучасним вимогам до стійкості, маневреності і безпеки літаків.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Ан-148 – Державне авіаційне підприємство "Україна". *Державне авіаційне підприємство "Україна"*. URL: https://saeukraine.org.ua/?page_id=39 (дата звернення: 22.11.2023).

2. Алі Мохамед Алі Султан Аль Дахері. Методи забезпечення робастної стійкості безпілотних літальних апаратів в умовах невизначеності вихідних даних.- Дисертація канд. техн. наук: 05.13.03, Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харк. авіац. ін-т". - Х., 2013.- 190 с. : рис., табл.

3. Альошин Г. В., Коломійцев О. В., Посохов В. В. Проблеми створення багатофункціональної лазерної системи контролю і управління літальним апаратом. *Системи обробки інформації*. 2017. № 2(148). С. 6–11. URL: https://doi.org/10.30748/soi.2017.148.01 (дата звернення: 25.11.2023).

4. Галагуз Т. А. Структурно-параметричний синтез робастних систем управління польотом : автореф. дис. … канд. техн. наук. Київ, 2007. 19 с.

5. Мінц О.Ю. Методологія моделювання інноваційних інтелектуальних систем прийняття рішень в економіці : монографія. Маріуполь : ПДТУ, 2017. 214 с.

6. Мінц О. Ю., Пономаренко О. В., Бондаренко О. О. Структурно-параметричний синтез системи управління літальним апаратом з використанням методів нечітких логік // Матеріали Всеукраїнської науково-технічної конференції молодих вчених "Актуальні проблеми розвитку науки і техніки". – Полтава: Полтавський національний технічний університет імені Юрія Кондратюка, 2023. – С. 108-110.

7. Юцкевич С. С., Юдін М. М. Modern trends of aircraft fly-by-wire systems. *Proceedings of national aviation university*. 2013. Vol. 55, no. 2. URL: https://doi.org/10.18372/2306-1472.55.7928 (date of access: 23.11.2023).

8. Aircraft noise synthesis system / ed. by G. R. E, United States. National Aeronautics and Space Administration. Scientific and Technical Information Branch.

[Washington, DC?] : National Aeronautics and Sapce Administration, Scientific and Technical Information Branch, 1987.

9. An-148-201. *ДП «Антонов»*. URL: https://www.antonov.com/en/aircraft/an-148-201 (date of access: 23.11.2023).

10. An-148. *Wayback Machine*. URL: https://web.archive.org/web/20120821170412/http://www.antonov.com/aircraft/passenger-aircraft/an-148 (date of access: 22.11.2023).

11. Control system design of a hex-rotor aircraft based on the neural network sliding mode method / C. J. Zhao et al. *Advanced materials research*. 2014. Vol. 971-973. P. 418–421. URL: https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/amr.971-973.418 (date of access: 25.11.2023).

12. David V. Cobar deposits - structural control. *ASEG extended abstracts*. 2018. Vol. 2018, no. 1. P. 1–9. URL: https://doi.org/10.1071/aseg2018abt6_2g (date of access: 25.11.2023).

13. Gavva O., Kryvoplyas-Volodina L., Derenivska A. Multicriterial structural and parametric synthesis of of flow packing systems' functional modules. *Scientific works of national university of food technologies*. 2017. Vol. 23, no. 5(1). P. 98–108. URL: https://doi.org/10.24263/2225-2924-2017-23-5-1-14 (date of access: 25.11.2023).

14. Girgis S. F. Structural control of aircraft. *Structural control*. Dordrecht, 1987. P. 235–249. URL: https://doi.org/10.1007/978-94-009-3525-9_17 (date of access: 25.11.2023).

15. Howe D. Parametric analysis and optimisation. *Aircraft conceptual design synthesis*. Chichester, UK, 2014. P. 223–278. URL: https://doi.org/10.1002/9781118903094.ch8 (date of access: 25.11.2023).

16. Fly-by-Wire flight control systems and computers. *Thales Group*. URL: https://www.thalesgroup.com/en/markets/aerospace/flight-deck-avionics-equipment-functions/fly-wire-flight-control-systems-and#:~:text=The%20Flight%20Control%20Computer%20(FCC,in%20an%20active/standby%20configuration. (date of access: 22.11.2023).

17. Interfax-Ukraine. Авіапром України створив систему штурвального управління для сімейства літаків Ан-148/Ан-158/Ан-178. *Інтерфакс-Україна*. URL: https://interfax.com.ua/news/general/480188.html (дата звернення: 22.11.2023).

18. Jardesign. An-148 airliner with 3D-cockpit. *X-Plane.Org Forum*. URL: https://forums.x-plane.org/index.php?/files/file/11584-an-148-airliner-with-3d-cockpit/ (date of access: 22.11.2023).

19. Korsun P. Antonov flight simulators AN-148 and AN-124 for pilots and fly enthusiasts. *Special Ukraine - Tours with experienced Kyiv Tour Guide*. URL: https://ukraine-kiev-tour.com/antonov-flight-simulators.html (date of access: 22.11.2023).

20. Kosyanchuk V., Zheltov S., Zybin E. Aircraft flight control system fault tolerance under structural and parametric uncertainties. *Journal of physics: conference series*. 2021. Vol. 1864, no. 1. P. 012005. URL: https://doi.org/10.1088/1742-6596/1864/1/012005 (date of access: 25.11.2023).

21. Kurino H. Structural control technologies. *Journal of the society of mechanical engineers*. 2009. Vol. 112, no. 1091. P. 829–832. URL: https://doi.org/10.1299/jsmemag.112.1091_829 (date of access: 25.11.2023).

22. Miller F. L., Emfinger J. E. Fly-by-wire techniques. Fort Belvoir, VA : Defense Technical Information Center, 1967. URL: https://doi.org/10.21236/ad0820427 (date of access: 25.11.2023).

23. Mulder J. A. Aircraft flight control system identification. *IFAC proceedings volumes*. 1988. Vol. 21, no. 9. P. 1327–1332. URL: https://doi.org/10.1016/s1474-6670(17)54913-7 (date of access: 25.11.2023).

24. Mullins J. Fly by light. *New scientist*. 2006. Vol. 191, no. 2568. P. 30–34. URL: https://doi.org/10.1016/s0262-4079(06)60433-8 (date of access: 25.11.2023).

25. Reichel R. Steuersysteme im flugzeug – fly-by-wire (flight control systems – fly-by-wire). *At - automatisierungstechnik*. 2004. Vol. 52, no. 12-2004. P. 588–595. URL: https://doi.org/10.1524/auto.52.12.588.53458 (date of access: 25.11.2023).

26. Robust Model-Based Clustering. *Robust methods for data reduction*. 2016. P. 218–237. URL: https://doi.org/10.1201/b18358-20 (date of access: 25.11.2023).

27. Schagaev I., Kirk B. R. Aircraft flight reliability and the safety landscape of aircraft use. *Active system control*. Cham, 2017. P. 73–98. URL: https://doi.org/10.1007/978-3-319-46813-6_3 (date of access: 25.11.2023).

28. Schmitt V. R., Jenney G. D., Morris J. W. Fly-By-Wire. Warrendale, PA : SAE International, 1998. URL: https://doi.org/10.4271/r-225 (date of access: 25.11.2023).

29. Šlihta M., Šestakovs V., Karunanidhi R. Aircraft automatic control system failure and flight safety. *Transport and aerospace engineering*. 2016. Vol. 3, no. 1. P. 15–23. URL: https://doi.org/10.1515/tae-2016-0002 (date of access: 25.11.2023).

30. Zakharova O. V. Defining degree of semantic similarity using description logic tools. *Problems in programming*. 2021. No. 3. P. 016–026. URL: https://doi.org/10.15407/pp2021.03.016 (date of access: 25.11.2023).

31. QinetiQ prepares Airborne Technology Demonstrator (ATD) for next-generation systems and sensor capability - EDR Magazine. *EDR Magazine*. URL: https://www.edrmagazine.eu/qinetiq-prepares-airborne-technology-demonstrator-atd-for-next-generation-systems-and-sensor-capability (date of access: 22.11.2023).

32. Shmyrov V., Merkulov V., Loginov V. Principle of modernization of the aircraft An-148, An-158, and An-178 for improving their fuel efficiency and increasing competitiveness. *Eastern-European journal of enterprise technologies*. 2020. Vol. 3, no. 1 (105). P. 6–16. URL: https://doi.org/10.15587/1729-4061.2020.204780 (date of access: 23.11.2023).

33. Wang J., Zhu J., Zhang Y. Robust fuzzy control of flight control system with uncertain parameters // Aerospace Science and Technology. – 2021. – Vol. 113. – P. 105673.

ДОДАТОК А
ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РІШЕННЯ ЛІНІЙНО-КВАДРАТИЧНОЇ ЗАДАЧІ

```
A=[-0.1825 0.0348 -1 0.037 0; -23 -3.266 1.09 0 0; 8 -0.065 -0.65 0 0; 0 1 0 0 0; 0 0 1 0.037 0]
B=[0 0.0006; 0.0492 0.0543; 0.0003 -0.4544; 0 0; 0 0]
C=eye(5)
D=zeros(5,2)
Ta=0.5
A1=-1/Ta
B1=1/Ta
C1=1
D1=0
sys1=ss(A,B,C,D)
sys2=ss(A1,B1,C1,D1)
sys=series(sys1, sys2)
[Ase,Bse,Cse,Dse]=ssdata(sys)
C2=[Cse; zeros(2,5) eye(2)]
D2=zeros(7,2)
sysser1=ss(Ase,Bse,C2,D2)
W=[0.01 1 3 1.5 1 0.5 5]
Q=diag(W)
R=0.5
[F, P, E]=lqr(Ase,Bse,Q,R)
W1=feedback(sysser1,F)
[Afb,Bfb,Cfb,Dfb]=ssdata(W1)
H2n=normh2(Afb,Bfb,Cfb,Dfb)
Hinf_n=normhinf(Afb,Bfb,Cfb,Dfb)
```

ДОДАТОК Б

ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЗА ДОПОМОГОЮ ФІЛЬТРА ЛЮЕНБЕРГЕРА

```
A=[-0.1825 0.0348 -1 0.037 0; -23 -3.266 1.09 0 0; 8 -0.065 -0.65 0 0; 0 1 0 0 0; 0 0 1 0.037 0]
B=[0.3581; -0.1303; 0; -19.8857; 0]
C=[0 0 1 0 0; 0 0 0 1 0; 0 0 0 0 1]
D=zeros(3,1)
Ta=0.5
Aac=-1/Ta
Bac=1/Ta
Cac=1
Dac=0
sysac=ss(Aac, Bac, Cac, Dac)
sysai=ss(A,B,C,D)
sysser=series(sysac, sysai)
[Ase, Bse, Cse, Dse]=ssdata(sysser)
disp('L_Filter')
Csh=[1 0 0 0 0 0; 0 1 0 0 0 0; 0 0 0 0 0 1]
C=[Cse;Csh]
L=inv(C)
L1=L(:,1:3)
L2=L(:,4:6)
Ak=Csh*Ase*L1
Bk=Cse*Ase*L2
Aksht=(Csh*Ase*L2)'
Bksht=(Cse*Ase*L2)'
Pk=[-0.339 -1.0254 -1]
Kksht=place(Aksht, Bksht, Pk)
K=Kksht'
```

```
Aest=[(Csh*Ase*L2-K*Cse*Ase*L2)]
By=(Csh*Ase*L2*K+Csh*Ase*L1-K*Cse*Ase*L1-K*Cse*Ase*L2*K)
Bu=(Csh*Bse-K*Cse*Bse)
Best=[By Bu]
Cest=L2([1:2 6],:)
D1=(L1+L2*K)
D2=D1([1:2 6],:)
Dest=[D2 zeros(3,1)]
est=ss(Aest, Best, Cest, Dest)
disp('Series interconnection "nominal" sys and L_Filter')
syspar=parallel(est,sysai,4,1,[],[])
Q=[1 4
2 5
3 6]
inputs=[4]
outputs=[1 2 4 5 6 3]
sysest=connect(syspar,Q,inputs,outputs)
[Asf,Bsf,Csf,Dsf]=ssdata(sysest)
A=eig(Asf)
R1=[1 4 0.8 25 0.1 3]
R1=diag(R1)
R2=0.1
[P, S, E]=lqr(Ase, Bse, R1, R2)
cl=feedback(sysest,P)
acl=eig(cl)
[Acl,Bcl,Ccl,Dcl]=ssdata(cl)
Hinf_n=normhinf(Acl,Bcl,Ccl,Dcl)
BB=Bcl*Bcl'
G=lyap(Acl,BB)
H2=(trace(Ccl*G*Ccl'))
```