

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ**  
**Національний авіаційний університет**  
**ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ**  
**КАФЕДРА АЕРОКОСМІЧНИХ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ**

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ  
Завідувач кафедри  
Тачиніна О.М.

“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2020 р.

**ДИПЛОМНА РОБОТА**  
**(Пояснювальна записка)**

**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА**

**За спеціальністю 151 «АВТОМАТИЗАЦІЯ ТА КОМП'ЮТЕРНО-ІНТЕГРОВАНІ  
ТЕХНОЛОГІЇ»**

Тема: Синтез законів управління реактивного транспортного літака

Виконавець: студентка СУ-201М , Шишова Руслана Іванівна

Керівник: кандидат техн. наук , доцент, Абрамович Олена Олександрівна

Консультант розділу «Охорона праці»: \_\_\_\_\_  
(підпис) (П.І.Б)

Консультант розділу  
«Охорона навколишнього середовища»: \_\_\_\_\_  
(підпис) (П.І.Б)

Нормоконтролер: \_\_\_\_\_  
(підпис) (П.І.Б)

КИЇВ 2020

# НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра аерокосмічних систем управління

Напрямок освіти: 15 «Автоматизація та приладобудування»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ О.М.Тачиніна

«\_\_\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 р.

## ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи (проекту)

\_\_\_\_\_ Шишової Руслани Іванівни \_\_\_\_\_

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

1. Тема дипломної роботи (проекту): Синтез законів управління реактивного транспортного літака .  
затверджена наказом ректора від «08» жовтня 2020 р.  
№ 1944/ст від 08.10.2020
2. Термін виконання роботи (проекту): з 05.10.2020 по 27.12.2020
3. Вихідні дані до роботи: модель реактивного транспортного літака та виконавчий механізм.
4. Зміст пояснювальної записки: аналітичний огляд літературних джерел з тематики диплому. Поняття показників якості та робастності та методи їх визначення; лінійно – квадратична задача; лінійне управління при неповних вимірах. Застосування програми та результати синтезу.
5. Перелік ілюстративного матеріалу: рисунки: зміна інтегральної квадратичної помилки регулювання в залежності від інтегральної квадратичної величини вхідного впливу; блок-схема оптимального лінійного регулятора; структура системи управління зі зворотнім зв'язком по вихідній змінній; структура системи управління зі зворотнім зв'язком по вихідній змінній у компактнішому вигляді; схема

з'єднання об'єкта зі спостерігачем пониженого порядку; сумарні викиди діоксиду вуглецю (а.) та оксидів азоту (б). Таблиці: результати показників якості та робастності; параметри мікроклімату для приміщень; норми подачі свіжого повітря в приміщення; допустимі значення параметрів неіонізуючих електромагнітних випромінювань; доля окремих шкідливих речовин в загальній масі емісії.

## 6. Календарний план-графік

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Визначення теми та початок написання теоретичного 1 та другого 2 розділів.	05.10.2020 – 27.10.2020	
2	Написання 3 розділу дипломної роботи	27.10.2020 – 10.11.2020	
3	Робота в програмному середовищі MATLAB та формування розділу 4.	10.11.2020 – 01.12.2020	
4	Написання розділів з екології та охорони праці.	01.12.2020 – 14.12.2020	
5	Дооформлення та захист дипломної роботи	14.12.2020 – 27.12.2020	

8. Дата видачі завдання «\_\_\_\_\_» \_\_\_\_\_ 20\_\_\_\_ р.

Керівник дипломної роботи:

\_\_\_\_\_  
(підпис керівника)

Абрамович О.О.

Завдання прийняла до виконання:

\_\_\_\_\_  
(підпис випускника)

Шишова Р.І.

## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Синтез законів управління реактивного транспортного літака»: 109 с., 6 рис., 5 табл., 11 літературних джерела.

Об'єкт дослідження – процес порівняння показників якості та робастності за допомогою лінійно-квадратична задачі та фільтра Люенебергера.

Мета проекту – синтезувати закони управління для визначення якості та робастності для неперервної та дискретної системи двома підходами: лінійно-квадратична задача та фільтр Люенебергера.

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

В результаті проведеної роботи за допомогою програми MATLAB побудували лінійно-квадратичну задачу та фільтр Люенебергера для неперервної та дискретної системи для моделі транспортного реактивного літака у просторі стану. У результаті отримали у всіх випадках показники якості та робастності. Зроблено висновок, що за допомогою фільтра Люенебергера показники якості та робастності мають кращі значення, ніж при лінійно-квадратичній задачі, незалежно чи для дискретної, чи для неперервної.

ПОКАЗНИК ЯКОСТІ, ПОКАЗНИК РОБАСТНОСТІ, ЛІНІЙНО-КВАДРАТИЧНА ЗАДАЧА, ФІЛЬТР ЛЮЕНБЕРГЕРА, НЕПЕРЕРВНА ТА ДИСКРЕТНА СИСТЕМИ.

ВСТУП.....	8
РОЗДІЛ 1 .....	9
ВИДИ ЛІТАКА, КЛАСИФІКАЦІЯ ДВИГУНІВ ТА КОРОТКА ІСТОРІЯ.....	9
1.1 Літальний апарат. Види та класифікація літальних апаратів та двигунів ...	9
1.2 Реактивний двигун.....	13
1.3 Поршневий двигун.....	15
1.4 Історія .....	16
1.5 Висновок.....	24
РОЗДІЛ 2 .....	25
ПОКАЗНИКИ ЯКОСТІ ТА РОБАСТНОСТІ СИСТЕМИ.....	25
ЛІНІЙНО-КВАДРАТИЧНА ЗАДАЧА.....	25
2.1 Поняття та спосіб визначення показників якості та робастності .....	25
2.2 Керованість та спостережуваність систем.....	28
2.3 Лінійно-квадратична задача (LQR).....	31
2.4 Покращення динамічних властивостей за допомогою зворотнього зв'язку .....	33
2.5 Задача детермінованого лінійного оптимального управління .....	37
2.6 Вирішення задачі регулювання.....	41
2.7 Висновок.....	47
РОЗДІЛ 3 .....	49
ЛІНІЙНЕ УПРАВЛІННЯ ПРИ НЕПОВНИХ ВИМІРЮВАННЯХ .....	49
3.1 Структура системи управління зі зворотнім зв'язком за вихідними змінними.....	49
3.2 Умови розміщення полюсів і стабілізація системи управління зі зворотнім зв'язком за вихідною змінною .....	52
3.3 Фільтр Люенбергера .....	53
3.3 Висновок.....	57
РОЗДІЛ 4 .....	58
РОЗРАХУНОК ТА РЕЗУЛЬТАТИ ПОКАЗНИКІВ ЯКОСТІ ТА РОБАСТНОСТІ .....	58
4.1 Аналіз.....	58

4.2 Висновок.....	76
РОЗДІЛ 5 .....	77
ОХОРОНА ПРАЦІ .....	77
5.1 Вступ.....	77
5.2 Аналіз умов праці .....	78
5.2.1 Організація робочого місця, небезпечні та шкідливі фактори.....	78
5.2.2 Мікроклімат .....	80
5.2.3. Освітленість та випромінювання монітору.....	82
5.2.4 Електробезпека .....	83
5.3 Заходи з основних розділів охорони праці.....	83
5.4 Висновок.....	85
РОЗДІЛ 6 .....	87
ЕКОЛОГІЯ ТА ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА .....	87
6.1 Вступ.....	87
6.2 Аналіз впливу роботи авіадвигунів на стан атмосфери, гідросфери, літосфери.....	87
6.3 Аналіз основних джерел впливу та їх наслідків на людину та її оточення	91
6.4 Рекомендації щодо зниження цих негативних чинників.....	93
6.5 Висновок.....	98
ВИСНОВКИ .....	100
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ .....	102
ДОДАТОК А .....	104
ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РІШЕННЯ ЛІНІЙНО-КВАДРАТИЧНОЇ ЗАДАЧІ ДЛЯ НЕПЕРЕРВНОЇ СИСТЕМИ .....	104
ДОДАТОК Б.....	105
ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РІШЕННЯ ЛІНІЙНО-КВАДРАТИЧНОЇ ЗАДАЧІ ДЛЯ ДИСКРЕТНОЇ СИСТЕМИ.....	105
ДОДАТОК В.....	107
ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РІШЕННЯ ЗА ДОПОМОГОЮ ФІЛЬТРА ЛЮЕНБЕРГЕРА ДЛЯ НЕПЕРЕРВНОЇ СИСТЕМИ .....	107
ДОДАТОК Г.....	109

ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РІШЕННЯ ЗА ДОПОМОГОЮ ФІЛЬТРА  
ЛЮЕНБЕРГЕРА ДЛЯ ДИСКРЕТНОЇ СИСТЕМИ ..... 109

## ВСТУП

**Актуальність теми дослідження.** Протягом останніх років швидкість розвитку автоматизованих систем контролю і управління росте. Важливими показниками для системи управління є якість та робастність. Якістю системи можна вважати сукупність властивостей, які визначають ступінь та задовольняють вимогам до здатності робочого стану системи. Забезпечити робастності системи управління для літальних апаратів є важливою з вимог до функціонування системи управління польотом, оскільки в задачах проектування систем автоматичного управління польотом літальних апаратів, динамічні властивості об'єктів під впливом зовнішнього середовища змінюються. Робастні системи дозволяють зберегти стійкість системи управління та утримати якість у допустимих необхідних межах при зміні параметрів об'єкта.

У даній роботі розглядається модель транспортного реактивного літака у просторі стану.

**Мета і завдання виконання дипломної роботи.** Мета даної роботи – синтезувати закони управління для визначення якості та робастності для неперервної та дискретної системи двома підходами: лінійно-квадратична задача та фільтр Люенебергера. Задачею – є отримання результатів та порівняти їх, для аналізу питання, з яких підходів краще отримуються показники якості та робастності.

**Об'єкт дослідження** – процес та порівняння показників якості та робастності за допомогою лінійно-квадратичної задачі та фільтра Люенебергера.

**Предмет дослідження** – модель транспортного реактивного літака у просторі стану.

**Методологічна база дослідження** ґрунтується на основі сучасних методів аналізу, синтезу і моделювання систем управління.



## РОЗДІЛ 1

### ВИДИ ЛІТАКА, КЛАСИФІКАЦІЯ ДВИГУНІВ ТА КОРОТКА ІСТОРІЯ

#### 1.1 Літальний апарат. Види та класифікація літальних апаратів та двигунів

Люди мріяли навчитися літати, напевно, з тих самих пір, як навчилися мріяти. Спочатку спроби наслідувати птахам закінчувалися погано навіть в казках. Прикладом є історія Ікара. Але до ХІХ століття справа пішла на лад, і в наші дні використовувати літак, як засіб пересування є поширеним. За останні 200 років створено різні типи літальних апаратів: вертольоти, літаки, ракети, дельтаплани, дирижаблі, повітряні кулі.

Літальний апарат (ЛА) – технічний пристрій, що здійснює польоти в атмосфері Землі чи космічному просторі. Політ заснований на подоланні сили тяжіння за допомогою підйомної сили; являє собою рух над твердою і рідкою поверхнею планети або в міжпланетному просторі. При польоті в атмосфері крім сили тяжіння ЛА доводиться долати силу опору зовнішнього середовища.

З огляду на те що літальні апарати призначені для переміщення в повітряному середовищі, їх прийнято поділяти на апарати легше повітря, апарати важче повітря та космічні. Отже, основою класифікації літальних апаратів є їхня вага по відношенню до повітря. Для того щоб кожен тип апаратів зміг успішно літати, використовується аеродинамічний, аеростатичний і газодинамічний принцип підйомної сили.

За функціональним призначенням ЛА поділяються на: експериментальні, пасажирські, вантажні, сільськогосподарські, військові, спортивні та інші. За наявністю екіпажу поділяють на пілотовані і безпілотні. За ступенем

					НАУ. 20. 16. 85 000 ПЗ		
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дат			
Виконала		Шишова Р.І.			Літ.	Аркуш	Аркушів
Керівник		Абрамович О.О.					
Консультант					№ гр. СУ-201М 9		
Н. Контр.		Дивнич М.П.					
Зав.каф.		Тачиніна О.М.					
					<b>РОЗДІЛ 1 ВИДИ ЛІТАКА, КЛАСИФІКАЦІЯ ДВИГУНІВ ТА КОРОТКА ІСТОРІЯ</b>		

повторності використання на одноразові і багаторазові. Також ЛА розрізняють атмосферними та космічними, а самі атмосферні діляться на апарати легше і важче повітря. За технічним способом виконання польоту ЛА поділяються на апарати, що рухаються в гравітаційному полі Землі (в польоті долають силу її тяжіння) та апарати вільного польоту, що переміщуються в космічному просторі за відсутності значимої гравітаційних полів планет.

До апаратів легше повітря відносяться дирижаблі, повітряні кулі та стратостати. Вони піднімаються і тримаються в повітрі за рахунок наповнення їх легкими газами. Так як ці апарати наповнюються газом, їх ще називають газонаповненими атмосферними літаючими апаратами. Базуються на принципі Архімеда статичної підйомної сили. Їхнє переміщення порівнюється як плавання у повітрі.

Бажання підкорити повітряний простір привело до розвитку технологій, що дозволили підніматися в повітря всім бажаним (надлегкі літальні апарати). При цьому подібні апарати діляться на два основних види:

- моторні (автожири, аерошуги, надлегкі вертольоти, мотодельтаплани, паролет, амфібії-СЛА, гідро-СЛА, мотопараплани, Дельталети і мікросамоліти);
- безмоторні (параплани, дельтаплани).

В категорію «надлегкі літальні апарати» не потрапляють аеростати, повітряні кулі та парашуги.

До апаратів важчих за повітря належать літаки, планери, ракети і гвинтокрилі апарати. Літак і планер підтримуються в повітрі підйомною силою, створюваною крилами; ракети утримуються в повітрі силою тяги, що розвивається ракетним авіадвигуном, а гвинтокрилі апарати - підйомною силою несучого гвинта. Для того щоб підйомна сила перевищила масу літака або планера, необхідно розвинути певну швидкість, тому потрібні злітні смуги.

Якщо розглядати вертольоти, гвинтокрилих, то підйомна сила створюється завдяки обертанню лопатей несучого гвинта. У зв'язку з цим подібним апаратам не потрібна злітна смуга для підйому в повітря, так само як і для приземлення. На відміну від вертольотів, гвинтокрилих піднімаються в

атмосферу за допомогою обертання гвинтів. Зараз є безліч ЛА різної конструкції. Наприклад, в деяких апаратах використовується повітряно-реактивний двигун.

Зі збільшенням кількості типів літаків і розробкою різних спеціальних конструкцій класифікувати літаки стало трохи складніше.

Літаки поділяються на різні типи, в залежності від призначення, маси, виду перевезень та двигуна. Бувають такі:

- винищувач;
- розвідник;
- бомбардувальник;
- штурмовик;
- ракетосій.

Літаки відрізняються між собою в залежності від способу створення динамічної підйомної сили. В такому випадку існують:

- літаки з нерухомим крилом, у яких крило нерухомо з'єднане з корпусом; за типом конструкції крила діляться на нерухомі, далі звичайні плоскі і знаходяться в розробці кільцеві або колеоптери (ще їх називають літаки з кільцевими крилами);

- гвинтокрилі літальні апарати або літальні апарати з несучим крилом, у яких підйомна сила створюється за допомогою роторів або несучих гвинтів, вузьких обертових поверхонь;

- орнітоптер (махоліт), у якого крила, для того щоб створити підйомну і рухому силу, махають вгору-вниз;

- безкрилі літаки, у яких підйомна сила створюється самостійно, завдяки випускати вниз випромінювання газу.

За цільовим призначенням розрізняють:

- а) транспортні літаки (пасажирські, вантажні і поштові літаки);
- б) рейсові і службові літаки ( "Повітряний таксі");
- в) навчально-тренувальні літаки (для навчання екіпажів літака);
- г) спортивні літаки;
- д) літак загального призначення;

- е) військові літаки.

За типом двигуна розрізняють:

- а) літаки з гвинтовим двигуном;

б) реактивні літаки з повітряно-реактивним двигуном (турбореактивні літаки та літаки з двоконтурним і турбореактивним двигуном) або відповідно турбогвинтові двигуни (літаки з ТВД або турбогвинтові літаки) - або прямоточні повітряно-реактивні двигуни;

- в) реактивні літаки з реактивними двигунами;

г) літаки з приводом від мускульної сили (пересування завдяки силі людини, тільки у вигляді експерименту);

Залежно від кількості двигунів розрізняють одно-, двох-, тримоторний літаки і т.д.

Що стосується дальності польоту, то тут виділяють короткі відстані польоту (до 1000 км), польоти на середні відстані (від 1000 до 3000 км) або польоти на далекі відстані (понад 3000 км).

Залежно від числа крил літальні апарати діляться на:

- а) моноплани (самонесучі, підкісні або розчалювальні);
- б) полутораплан;
- в) біплани;
- г) триплан;
- д) багатопланове.

По розташуванню крила розрізняють:

- а) моноплан з високо розташованим крилом;
- б) моноплан з низько розташованим крилом;
- в) моноплан із середнім розташуванням крила;

г) високоплан з крилом, розташованим на одному рівні з верхньою стороною фюзеляжу.

За типом злітної і посадкового обладнання:

- а) сухопутні літаки;
- б) гідролітаки;
- в) літаки-амфібії.

За видами двигуна існують такі типи літака:

- реактивний;
- електричний (безпілотний літальний апарат);
- поршневий.

## 1.2 Реактивний двигун

Цей двигун створює необхідну для руху силу тяги за допомогою перетворення внутрішньої енергії палива в кінетичну енергію реактивного струменя робочого тіла. реактивні двигуни і літаки досягають максимальної ефективності на швидкостях, близьких до швидкості звуку або навіть набагато перевищують їх. Реактивні літаки зазвичай літають зі швидкістю понад 0,8 Маха (609 миль на годину, 981 км / год або 273 м / с) на висотах близько 10 000-15 000 метрів (33 000-49 000 футів) або більше. Обертається повітряний гвинт тягне літак вперед. Але реактивний двигун з великою швидкістю викидає гарячі відпрацьовані гази назад і тим самим створює реактивну силу тяги, спрямовану вперед.

Для всіх реактивних двигунів спільним є те, що в процесі згорання палива і з подальшим перетворенням потенційної енергії продуктів згорання в кінетичну відбувається прискорення потоку газів, і таким чином виникає тяга. Сила тяги (кг) є основною характеристикою двигуна.

Реактивні двигуни діляться на три групи:

- рідинні
- порохові
- повітряно-реактивні

Для роботи рідинних реактивних двигунів не потрібний кисень, що міститься в повітрі. Двигун може працювати в сильно розрідженій атмосфері. Для згорання палива повинен бути передбачений запас окислювача. Найбільш відомі комбінації - паливо-окислювач: спирт і кисень, водень і кисень, бензин і азотна кислота, водень і фтор, диборан і кисень і т. д.

Як пальне в порохових реактивних двигунах використовується порох.

У повітряно-реактивних двигунах використовується кисень, що міститься в повітрі. В якості палива виступає газ і дуже рідко - інший вид рідкого палива.

Повітряно-реактивні двигуни, в свою чергу, класифікуються за двома ознаками:

- 1) безкомпресорні (прямоточні, пульсуючі);
- 2) компресорні.

У першому випадку стиск повітря відбувається за рахунок швидкісного напору, у другому - за рахунок роботи компресора або мотокомпресора.

У прямоточних повітряно-реактивних двигунах повітря атмосфери потрапляє у вхідний патрубок, при цьому швидкість повітря зменшується до 0, тиск  $p$  підвищується, температура  $t$  також зростає. Під великим тиском повітря надходить в камеру згоряння, куди одночасно через форсунки надходить паливо. Горіння відбувається безперервно. Відпрацьовані гази розширюються в реактивному стилі і виштовхуються в атмосферу. Особливістю двигуна, крім його простоти конструкції, є те, що величина тяги залежить від швидкості польоту (швидкісного напору) - тяга пропорційна квадрату швидкості польоту.

Літаки з реактивними двигунами являються важливою частиною історії авіаційної та ракетно-космічної науки і техніки. Проекти подібних літаків займали важливе місце для піонерів ракетно-технічної техніки, а задача створення рідинних двигунів для них визначила розвиток ракетного двигунобудови, в часи коли закладались основи сучасної ракетно-космічної техніки.

- Існує чотири типи реактивних, або газотурбінних двигунів: турбореактивні;
- турбовентиляторні - такі, як використовуються на пасажирських лайнерах Боїнг-747;
- турбогвинтові, де використовують повітряні гвинти, які приводяться в дію турбінами;
- турбовальні, які ставлять на вертольоти.

Турбовентиляторний двигун складається з трьох основних частин: компресора, камери згоряння і турбіни, що дає енергію. Спочатку повітря надходить у двигун і стискається за допомогою вентилятора. Потім, в камері

згорання, стиснене повітря змішується з паливом і згорає, утворюючи газ при високій температурі і високому тиску. Цей газ проходить через турбіну, змушуючи її обертатися з величезною швидкістю, і викидається назад, створюючи таким чином реактивну силу тяги, спрямовану вперед.

Потрапивши в турбінний двигун, повітря проходить кілька ступенів стиснення. Особливо сильно виростають тиск і об'єм газу після проходження камери згорання. Сила тяги, створювана вихлопними газами, дозволяє реактивних літаків рухатися на висотах і швидкостях, набагато переважаючих ті, що доступні гвинтокрилим машин з поршневыми двигунами.

У турбореактивних двигунів повітря забирається спереду, стискається і згорає разом з паливом. Утворені в результаті згорання вихлопні газы створюють реактивну силу тяги.

Турбогвинтові двигуни з'єднують реактивну тягу вихлопних газів з передньої тягою, створюваної при обертанні повітряного гвинта.

Зараз турбореактивний двигун - найпоширеніший авіаційний двигун.

### **1.3 Поршневий двигун**

Такі двигуни зрушили з місця перший автомобіль, підняли в небо перший літак і перший вертоліт, пройшли дві Світові війни і до сих пір використовуються в 99.9% автомобілів світу. Однак в авіації на сьогоднішній день поршневі двигуни практично повністю витіснені газотурбінними двигунами і використовуються виключно в малорозмірних персональних або спортивних літаках. Це сталося через те, що навіть найпростіший і неефективний газотурбінний двигун має велику питому потужність (одиниця потужності на одиницю маси двигуна), ніж найсучасніший поршневий, а в авіації маса - виключно важливий параметр. Крім того, газотурбінний двигун більш універсальний і може рухати літак за рахунок реактивного струменя, виключно цей факт дозволив літакам досягти швидкостей в 2, 3 або навіть 4 рази вище швидкості звуку.

Коефіцієнт корисної дії найсучасніших поршневих двигунів не перевищує 25-30%, тобто реально близько 70% всієї енергії, що отримується під час згоряння палива, перетворюється в тепло, яке необхідно виводити з двигуна. Система охолодження дуже важливий компонент в силовій установці і багато в чому визначає її характеристики. За типом виведення тепла (інакше охолодження) двигуни підрозділяються на повітряний і рідинний тип.

Більшість поршневих двигунів - багатоциліндрові, це необхідно для підвищення потужності і загальної їх ефективності. У зв'язку з цим їх класифікують по розташуванню циліндрів щодо коленвала. У пік свого розвитку, авіаційні двигуни мали до 24 циліндрів, а деякі, несерійні екземпляри і більш. І основними, найбільш широко використовуваними варіантами розташування циліндрів є V-подібне, рядове і зірчасте.

## **1.4 Історія**

Вся історія авіації - це низка винаходів, відчайдушних експериментів і доленосних рішень, яким спочатку ніхто не зважав.

Від першого польоту людини на штучних крилах, який трапився в 875 році, тривав 10 хвилин і ледь не закінчився трагедією - до Леонардо да Вінчі, який фактично винайшов вертоліт, але так і не оприлюднив свої креслення. Від братів Монгольф'є, що придумали повітряна куля, - до братів Райт, які створили літак. Від перших навколосвітніх польотів до комерційної авіації.

Ідея «керованого парашута» виникла у Леонардо внаслідок спостереження за рухом легких тіл в повітрі. Прикладом літального апарату з нерухомим крилом може бути повітряний змій. Цей нехитрий пристрій, що представляє собою площину, яка утримується в повітрі під дією трьох сил - вітру, ваги і натягу нитки - вперше з'явилося в Китаї. Дата винаходу повітряного змія точно не установлена. Більшість дослідників вважає, що він з'явився ще в IV-II ст. до н.е., пов'язуючи це винахід з іменами Мо Цзи, Гун Шубаня або Хань Сіня.



Як відомо, кінець XVIII - початок XIX ст. були періодом бурхливого захоплення літальними апаратами легший за повітря. Була поставлена задача створення літальної машини важчої за повітря. За кілька десятиліть, що минули з моменту публікації роботи Дж.Кейлі «Про повітряної навігації» до появи перших проектів літаків, у багатьох областях техніки відбулися помітні зміни.

Автором першого проекту літака з паровим двигуном був механік з Нюрнберга Ф.Маттіс. Свій літальний апарат Маттіс хотів забезпечити таким же, як у повітряного змія, ромбоподібним крилом. Під ним, в колісному візку, повинні були знаходитися пілот, парова машина і пасажирський відсік на шість чоловік. Під візком була закріплена на шарнірі площину, поєднана зі штоком паровою машини та виконує роль пропелера. Така конструкція вимагала для зльоту спеціальної платформи з поглибленням посередині. Маттіс не вказав, яку швидкість і дальність він хотів отримати від повітряного транспортного судна, зазначивши лише, що відстань, яке морський корабель проходить за добу, його машина подолає за одну годину.

Набагато більш досконалим був проект англійця У.Хенсона, оформлений у вигляді патенту на винахід. Він уже містив всі основні елементи літака: крило, кероване хвостове оперення, фюзеляж, шасі, двигун, повітряні гвинти.

Поява перших планерів. На початку XIX століття з'явилися перші безмоторні планери. Наслідуючи птахам, винахідники надавали схожу форму. Однак перші літальні апарати не змогли закріпитися в використанні, оскільки бажання підняти вгору неймовірно для того часу винаходи не увінчалось успіхом. Їх зіштовхували з обриву, скачували з пагорбів, розганяли за допомогою коней, але, як не старалися творці, їм не вдалося стати авторами летального апарату. У багатьох джерелах інформації стверджується, що Брати Райт, винахідники з Америки, є авторами першого літального апарату (літака), головним елементом конструкції якого став двигун, що працює на бензині. На початку XX століття відбулися перші успішні випробування. Наприкінці 1904 року ці фірми вже могли утримувати літак в повітрі протягом 5 хвилин, а в 1905-му - пролетіли 39 км за 38 хвилин, описуючи кола над льотним полем. У 1906 році брати отримали патент на свій винахід, але тільки в 1908-му світ

дізнався про їхні видатні досягнення. Починають також нові країни і люди підключалися до процесу розвитку авіації.

Раніше в літаках були поршневі двигуни - такі ж, як у автомобілів. Але з ними літаки літали повільно - не швидше сучасної гоночної машини. Все змінилося з винаходом реактивного двигуна, який зі свистом викидаючи струмінь гарячого газу назад, тягне літак вперед, створюючи реактивну тягу.

Історія авіації характеризується безперервною боротьбою за підвищення швидкості польоту літаків. Перший офіційно зареєстрований світовий рекорд швидкості, встановлений в 1906 році, складав всього 41,3 кілометра на годину. До 1910 року швидкість кращих літаків зросла до 110 кілометрів на годину. До початку другої світової війни вже не окремі машини - тисячі літаків літали зі швидкістю, що перевищує 500км на годину.

У 30-х роках ХХ століття стало ясно, що звичайний тип літака з поршневим двигуном і повітряним гвинтом наближається до межі своїх можливостей. Літак, який проіснував в тому вигляді, як ми його знаємо, майже півстоліття, вичерпав себе в сенсі можливостей подальшого прогресу. Реактивна авіація справила справжню технічну революцію в повітряному флоті.

Перші кроки були пов'язані з великими труднощами і розчаруваннями. Але це не зупинило наполегливих пошуків. Для освоєння великих висот і подальшого збільшення швидкості був потрібен новий авіаційний двигун, тяга і потужність якого зі збільшенням швидкості польоту не падали б, а зростали. І такий двигун був створений. Це - авіаційний реактивний двигун. Він був значно потужніше і легше громіздких гвинтомоторних установок. Використання цього двигуна зрештою дозволило авіації переступити звуковий бар'єр.

Поршневий двигун, встановлений на літаку, передає свою енергію повітряного гвинта. Гвинт відкидає назад захоплену масу повітря і тягне за собою літак. Швидкість відкидаємо струменя і визначає в основному швидкість літака. Щоб підвищити швидкість польоту, конструктори намагалися збільшити потужність двигуна. Але при швидкості близько 700 кілометрів на годину навіть великий приріст потужності вже не давав істотного збільшення

швидкості літака: збільшення ваги і габаритів поршневого двигуна і повітряного гвинта тягло за собою зростання ваги і лобового опору літака. Це було перепорою для розвитку.

Вихід з нього відкрив реактивний двигун. Він має більшу перевагу перед поршневим, бо може розвивати величезні тяги, маючи при цьому порівняно невелику вагу і габарити. Крім того, він передає свою енергію літаку безпосередньо, не потребує допомоги важкого і громіздкого повітряного гвинта, ефективність якого падає зі збільшенням швидкості.

У реактивному двигуні повітря, що нагнітається компресором в камеру згоряння і проходить після цього через турбіну (обертає компресор) і вихлопне сопло, з величезною швидкістю рухається в атмосферу і завдяки створюваній реактивній силі штовхає літак уперед. Чим більше згорить палива, тим потужніше буде струмінь газів, тим більше швидкість літака – це турбореактивний двигун, або скорочено ТРД.

Є й інший тип реактивного двигуна - так званий рідинний реактивний двигун. Він працює, так само як і ТРД, на гасі (керосин), але гас в ньому окислюється при горінні не повітрям з атмосфери, що нагнітається компресором, як у ТРД, а яким-небудь окислювачем, наприклад рідким киснем або азотною кислотою, запас яких знаходиться на літаку в спеціальному резервуарі.

Оскільки не було створено надійних образів реактивних двигунів, не може бути і речей про реактивне самолете, у другій половині 30-х років в СРСР, Англії, Німеччині, Італії, і кілька разів у США шла напрям науково-дослідницької та конструкторської роботи за створенням реактивних двигунів. У 1938 - 1939 роках з'явилися німецькі реактивні двигуни БМВ, "Юнкерс", в Англії - двигун Френка Уиттла та в Італії - "Кампіні-Капроні". Все це було ще неперевершеними, експериментальними реактивними двигунами, тим часом не менше їх вже можна було встановити на спеціально побудованих самолетах.

Інженери-конструктори ще не мали імені достаточного досвіду для правильного розподілу прочності таких швидкохідних самолетів.

В Англії в квітні 1937 року розпочали випробування реактивного двигуна Френка Уиттла. Після великих доводочних робіт і конструктивних удосконалень двигун Уиттла був встановлений на літак, спеціально побудований фірмою Глостер.

Керований льотчиком Сейер літак "Глостер" з цим двигуном піднявся в повітря в травні 1941 року. У жовтні 1941 року двигун Уиттла і його креслення разом з групою інженерів фірми Пауер Джетс були спрямовані в США для надання технічної допомоги американській фірмі Дженерал електрик. Через рік в Америці побудували літак "Айркомет" з двома двигунами "Дженерал електрик" типу Уиттла; це був перший американський реактивний літак.

Використовуючи досвід, отриманий в ході проектування, будівництва та випробувань свого першого літака, фірма Глостер створила реактивний двомоторний винищувач "Метеор". "Метеор" - єдиний реактивний літак [440] союзників, який брав участь у Другій світовій війні. Його перший політ відбувся в березні 1943 року.

7 листопада 1945 року спеціальний рекордний літак Глостер "Метеор-IV" встановив світовий рекорд швидкості - 969,6 кілометра на годину.

У 1945 році фірма Де Хевіленд розпочала роботу над проектом безхвостого реактивного літака ДХ-108. Було побудовано два примірники. У квітні 1948 льотчик-випробувач Джон Деррі встановив на одному з них світовий рекорд швидкості польоту по замкнутому 100-кілометровому маршруту - 973,81 кілометра в годину. А у вересні той же літак з тим же льотчиком при пікіруванні з висоти 12 кілометрів до 9 кілометрів розвинув швидкість близько 1120 кілометрів на годину, тобто майже досяг швидкості звуку. Однак англійцям не пощастило з літаками ДХ-108. Один за іншим вони зазнали катастрофи.

В СРСР в початковий період практична робота над створенням реактивних двигунів проводилася багатьма винахідниками-конструкторами - послідовниками Ціолковського - і розвивалася, головним чином, в напрямку рідинного реактивного двигуна (РРД).

Вчені та конструктори С. П. Корольов, А. Ф. Цандер і інші працювали в 1930 - 1933 роках над різними схемами реактивних двигунів, які, на жаль, в той час не знайшли застосування. В кінці тридцятих років конструктори А. М. Ісаєв і Л. С. Душкін розробили реактивні двигуни, встановлені згодом на спеціально побудованих літаках.

На початку 1942 року льотчик-випробувач Григорій Бахчиванджи на одному з аеродромів готувався до льотних випробувань реактивного літака конструкції В. Ф. Болховітінова з ЖРД А. М. Ісаєва і Л. С. Душкіна. Стояли люті сибірські морози - час малопоходящій для льотних випробувань; проте ні на мить не переривалися роботи з налагодження літака і підготовці його до польоту. Адже йшла війна. Ентузіазм будівельників літака, інженерів і льотчика допомагав долати всі труднощі суворої зими, важких умов військового часу і роботи у відриві від наукової бази. Літак був готовий, і в травні 1942 року відбувся на ньому перший політ, викликавши бурю захоплення у присутніх. Незабаром, при одному з наступних польотів, коли льотчик дав повну тягу двигуна, і літак, подібно метеора, промайнув в небі над здивованими людьми, машина раптом втратила стійкість, стала некерованою і через кілька миттєвостей з величезною швидкістю кинулася до землі.

Тільки після закінчення війни радянські конструктори отримали можливість впритул, по-справжньому зайнятися питаннями реактивної авіації.

В кінці війни інженерний і управлінський апарат, технічна і серійна виробнича база авіаційної промисловості представляли величезну, могутню силу. У той же час працівники досвідченого будівництва та головні конструктори мали слабкими техніко-виробничими засобами, що не дозволяли проводити які-небудь серйозні перспективні роботи.

Чималий внесок у розвиток літакобудування вклали українські вчені. Першим з них був Ігор Сікорський. Приблизно 90% вертольотів в світі конструюється за схемою випускника КПІ. А літаки виробництва АНТК імені Антонова знає весь світ. Саме АН-124 «Руслан» і АН-225 «Мрія» відносяться до шедеврів світового літакобудування. У них немає аналогів.

Засновниками української авіації вважають уродженців Черкас - братів Касьяненко. У період з 1910 по 1921 роки під їх керівництвом в КПІ побудували шість літаків. Найвидатнішим їх творінням був «Касьяненко-4» - моноплан з малопотужним двигуном. Крім цього, брати займалися проектуванням повітряних гвинтів. Видатною постаттю в Києві на той момент вважався Д. Григорович, а через деякий час він став найвідомішим радянським авіаконструктором. Паралельно будівництвом бі-моноплана з двигуном «Хакке» в КПІ займався студент Йордан. Він будував літак власними силами. Проект був багатообіцяючим, але через відсутність коштів до кінця 13-го року робота зупинилася.

Костянтин Калінін в 1922 році сконструював перший серійно випускається літак К-1. Серію відтворювали на Харківському авіазаводі. Наступні К-4 і К-5 близько 20 років були основними пасажирськими авіамашинами СРСР. Уродженець міста Житомира С. Корольов також навчався в Київському політехнічному інституті. У 1928 році він сконструював планер КППР-3. Він же став засновником ідеї реактивного двигуна. А. Микулин через багато років після закінчення КПІ створив двигуни для літаків, на яких прославилися пілоти Громов і Чкалов, зробивши перельоти через Північний полюс. Найбільший літак того часу «Максим Горький» також злетів на моторах Мікуліна. Його ж двигуни встановлювалися на Іл-2, Пе-8 і Ту-104. Ідея і практика по створенню турбокомпресорного реактивного двигуна належить А. Люльки.

На сьогоднішній день ВПС України складається з 5 родів авіації. До них відносяться авіаційні корпуси, центри підготовки особового складу та окремі дивізії. Центрами підготовки є Київський НДІ ВПС і Харківський Інститут льотчиків.

На даний момент на Україні працює 40 високотехнологічних організацій та підприємств, які об'єднані в авіакосмічна промисловість країни. Всі фахівці готуються в 5 навчальних закладах, головним серед яких вважається АНТК ім. О. Антонова. У період з моменту заснування (1946 рік) і до тепер в АНТК спроектували понад 20 типів військово-транспортних, пасажирських і

спеціальних літаків. Крім цього, було випущено близько 100 модифікацій авіатехніки. Найвідоміше світове творіння - АН-225 «Мрія». Це найбільший літак у світі. Перед ним був антоновський велетенський - Ан-124 «Руслан». У плані військової промисловості антонівці розробили Ан-70 - військовий транспортник короткого зльоту і посадки. Перспективним проектом вважається розробка пасажирського літака АН-140. Перспектива полягає в ціні, оскільки він значно дешевше закордонних аналогів.

Практично всі літаки українського виробництва оснащені вітчизняними двигунами, розробленими запорізьким КБ «Прогрес». Серійне виробництво здійснює «Мотор Січ», обслуговуючи тим самим понад 60 різнотипних повітряних машин. Загальна кількість заводів і КБ, що займаються розробкою і виробництвом бортового обладнання, - 26.

Самим легендарним творінням вітчизняного літакобудування вважається продукт АНТК - АН-225 «Мрія». Це транспортник, що володіє надвеликою вантажопідйомністю. Його спроектували і побудували в період з 1984 по 1988 рік. За свій творчий хист і власну величину «Мрія» належить до унікальних літаків.

Його створення мало на увазі вирішення складних завдань, пов'язаних з перевезенням вантажів широкого призначення із загальною вагою до 250 тонн. АН-225 здатний перевезти до 200 т в безпосадочний режимі всередині континенту і 150 т між континентами. Літак вважається базою для проектування авіаційно-космічних систем. Вантажна кабіна вміщує в собі 16 десятитонних УАК-10, три літаки «Боїнг» зі знятими крильми, 50 легкових автомобілів.

Прогрес не стоїть на місці, і з розвитком науково-технічної бази з'явилися безпілотні літальні апарати (БПЛА).

Вперше такі пристрої почали використовувати в Ізраїлі (1973) для збору розвідданих. У наші дні подібні технології застосовують в самих різних сферах життя сучасного суспільства, і популярність їх стає дедалі більше.

Пояснити підвищений попит на БПЛА неважко: вони виключають необхідність присутності екіпажу і досить економні як у виробництві, так і в

експлуатації. Більш того, безпілотні літальні апарати без праці можуть виконувати ті маневри, які недоступні для звичайних літаків через сильні фізичних перевантажень льотчиків. До того ж стає неактуальним такий фактор, як втома екіпажу, що значно збільшує потенційну тривалість польоту.

На даний момент існує понад 50 виробників безпілотних апаратів. Кількість типів БПЛА, які вони випускають, перевищує позначку в 150 моделей.

В основному такі літальні апарати використовуються для військових цілей (розвідка).

## **1.5 Висновок**

В першому розділі дипломної роботи було розкрито:

1. Пояснення літального апарату, види літального апарату.
2. Також було наведено класифікацію двигунів літальних апаратів.
3. Розширений опис таких двигунів як реактивний та поршневий, різниця між ними.
4. Коротка історія перших застосувань реактивних двигунів.



## РОЗДІЛ 2

### ПОКАЗНИКИ ЯКОСТІ ТА РОБАСТНОСТІ СИСТЕМИ.

#### ЛІНІЙНО-КВАДРАТИЧНА ЗАДАЧА

##### 2.1 Поняття та спосіб визначення показників якості та робастності

Якістю системи можна вважати сукупність властивостей, які визначають ступінь та задовольняють вимогам до здатності робочого стану системи.

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

$$J_e = \int_0^{\infty} e^2(t) dt. \quad (2.1.1)$$

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

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

$$J_e = \frac{1}{2j\pi} \int_{\sigma-j\infty}^{\sigma+j\infty} e(s)e(-s) ds \quad (2.1.2)$$

Критерій якості для складніших систем може складатись з двох інтегралів  $J_e, J_u$ . Користування табличними інтегралами, спрощує завдання аналізу систем управління, при визначенні показника якості.

					НАУ. 20. 16. 85 000 ПЗ			
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дат				
Виконала		Шишова Р.І.			<b>РОЗДІЛ 2</b> ПОКАЗНИКИ ЯКОСТІ ТА РОБАСТНОСТІ СИСТЕМИ. ЛІНІЙНО-КВАДРАТИЧНА ЗАДАЧА	Літ.	Аркуш	Аркушів
Керівник		Абрамович О.О.						
Консультант								
Н. Контр.		Дивич М.П.						
Зав.каф.		Тачиніна О.М.						
						№ гр. СУ-201М <sup>25</sup>		

Якість роботи будь-якої системи управління автоматичного управління в більшості випадків визначається похибкою  $e(t)$ , яка визначається різницею між заданим  $r(t)$  та отриманим  $y(t)$  значенням.

У сучасній теорії управління інтегральний квадратичний показник якості визначається за допомогою  $H_2$ -норми:

$$\|x\|_2 = \sqrt{\int_0^{\infty} x^2(t) dt} = \sqrt{\frac{1}{2\pi j} \int_{\sigma-j\infty}^{\sigma+j\infty} x(-s)x(s) ds} . \quad (2.1.3)$$

Для стійкої неперервної системи – норма являє собою квадратичний корінь із середнього значення квадрата імпульсної перехідної функції системи. У пакеті програм MATLAB  $H_2$ -норму можна обчислити за допомогою оператора *normh2*:

$$H_2 = \text{normh2}(A, B, C, D),$$

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

Показник якості управління можна розрахувати за допомогою граміана керованості, який застосовується при дослідженні властивостей управління систем, що задані у просторі станів. Це є зручно, якщо порівнювати із матрицями управління.

Для моделі неперервної системи у просторі станів

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu; \\ y = Cx + Du, \end{cases} \quad (2.1.4)$$

$$\text{граміан керованості дорівнює } G_c = \int_0^{\infty} e^{A\tau} B B^T e^{A^T \tau} d\tau .$$

Граміан обчислюється шляхом розв'язання неперервного рівняння Ляпунова:

$$A G_c + G_c A^T + B B^T = 0 . \quad (2.1.5)$$

Має бути стійкою матриця  $A$ .

Для визначення  $H_2$ -норми за допомогою засобами програми MATLAB використовуються команди:

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

$Gc=gram(A,B); \%$  або  $Gc=lyap(A, B*B')$

$H2=sqrt(trace(C*Gc*C'))$ .

Якщо автоматичні системи дають змогу зберігати стійкість та підтримувати показник якості в допустимих границях при дії різних збурень (параметричних), то такі системи називають робастними. Забезпечити робастності системи управління для літальних апаратів є важливою з вимог до функціонування системи управління польотом, оскільки в задачах проектування систем автоматичного управління польотом літальних апаратів, динамічні властивості об'єктів під впливом зовнішнього середовища змінюються.

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

$$\|T(j\omega)\|_\infty = \sup_{\omega} \sigma |T(j\omega)|, \quad 0 \leq \omega \leq \infty; \quad (2.1.6)$$

якщо багатовимірна модель  $H_\infty$ -норма визначається, тоді наступним чином:

$$\|T(j\omega)\|_\infty = \sup_{\omega} \sigma_{\max} |T(j\omega)|, \quad 0 \leq \omega \leq \infty. \quad (2.1.7)$$

Слід зазначити, якщо система на границі стійкості, то  $H_\infty$ -норма прагне до безкінечності.

За допомогою операторів MATLAB  $H_\infty$ -норму визначають у такий спосіб:

$Hinf\_n = normhinf(A, B, C, D)$ .

## 2.2 Керованість та спостережуваність систем

Керованість та спостережуваність систем є важливими поняттями в теорії управління.

Для рішення задач управління важливо знати, чи є в даній системі властивість бути керованою в сенсі переводу з одного заданого стану в інший заданий стан. Керована система – це та система, в якій існує певний сигнал керування, що переводить систему із початкового стану в будь яку точку простору станів за заданий період часу.

Матриця керованості

$$Q_c = [B \quad AB \quad A^2B \quad \dots \quad A^{n-1}B], \quad (2.2.1)$$

де  $n$  — порядок системи.

Умова керованості за Калманом: дискретна система повністю керована, якщо ранг матриці керованості дорівнює порядку системи. Якщо система має неповну керованість, то для визначення її керованої частини можна скористатись канонічною формою керованості, яка має вигляд:

$$X_{n+1} = \begin{bmatrix} A_{uc} & 0 \\ A_{21} & A_c \end{bmatrix} X_n + \begin{bmatrix} 0 \\ B_c \end{bmatrix} U_n; \quad (2.2.2)$$

$$A = \begin{bmatrix} A_{uc} & 0 \\ A_{21} & A_c \end{bmatrix}; \quad B = \begin{bmatrix} 0 & B_c \end{bmatrix};$$

$$Y_n = CX_n + DU_n;$$

$$C_c(zI - A_c)^{-1}B_c = C(zI - A)^{-1}B,$$

де матриця  $A_{uc}$  — некерована складова матриці станів  $A$ ;  $A_c$  — керована складова матриці станів  $A$ , а матриця  $A_{21}$  – зв'язок між керованою та некерованою частинами.

Власні числа матриці  $A_{uc}$  можна назвати полюсами керованості система, а власні числа матриці  $A_c$  – полюси некерованості. Тепер ці власні числа

системи є різними. Підпростір керованих станів системи породжується власними векторами, які відповідають полюсам керованості системи. Тоді визначити підпростір некерованих станів як підпростір, утворений векторами, відповідаючи ми полюсами некерованості системи.

У пакеті MATLAB визначити матрицю керованості можна за допомогою оператора *ctrb*. Ранг матриці можна визначити за допомогою оператора *rank*. Знаходження канонічної форми керованості виконується в пакеті MATLAB за допомогою оператора *ctrbf*.

У системі, яка є повністю спостережуваною, в будь який момент часу на певному проміжку  $0 \leq m \leq N$  можна визначити стан системи  $x(m)$ , за записами входів  $u(0), \dots, u(k-1)$  та виходів  $y(0), \dots, y(k-1)$  на інтервалі від 0 до  $N$ . Спостережуваність означає, що є можливість визначити стан в момент по майбутнім значенням вихідної змінної. В задачах управління зазвичай є тільки минулі значення вихідної змінної, тому більш вдало розглядати відновлювальність, яка ставить задачу визначення теперішнього стану по минулим спостереженням. Можна зазначити, що для систем з постійними параметрами з повної відновлювальності слідує повна спостережуваність і навпаки. Матриця спостережуваності має вигляд:

$$Q_o = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ CA^2 \\ \dots \\ CA^{n-1} \end{bmatrix}. \quad (2.2.3)$$

Умова спостережуваності за Калманом: дискретна система повністю спостережувана, якщо ранг матриці спостережуваності дорівнює порядку системи.

Якщо матриця  $Q$  не має повного рангу, існує таке ненульове  $x_0$ , для якого справедливо система не є повністю спостережуваною. Це є спірним допущенням, з якого слідує, що матриця  $Q$  має мати повний ранг.

Якщо система має неповну спостережуваність, то для визначення її неспостережуваної частини можна скористатись її канонічною формою спостережуваності, яка має вигляд:

$$X_{n+1} = \begin{bmatrix} A_{n0} & A_{21} \\ 0 & A_0 \end{bmatrix} X_n + \begin{bmatrix} B_{n0} \\ B_c \end{bmatrix} U_n; \quad (2.2.4)$$

$$Y_n = [0 \quad C_0] X_n + D U_n;$$

$$C_0 (zI - A_0)^{-1} B_0 = C (zI - A)^{-1} B,$$

де матриця  $A_{n0}$  — неспостережувана складова матриці станів  $A$ ;  $A_0$  — спостережувана складова матриці станів  $A$ , а матриця  $A_{12}$  є зв'язком між спостережуваною та неспостережуваною частинами. Слід зауважити, якщо в системі є неспостережувана складова, то передавальна функція системи визначається тільки спостережуваною частиною.

Канонічна форма не є єдиною у такому представленні. Однак, яке б перетворення не відбувалося, можна показати, що власні числа матриць  $A_{n0}$  та  $A_0$  завжди є тим ж самими, що і в початковій формі. Це призводить до визначенню власних чисел матриці  $A_{n0}$  як полюсів спостережувальності, а власні числа  $A_0$ , як полюси не спостережуваності системи. Підпростір не відновлювальних станів системи породжується власними векторами системи, які відповідають полюсам неспостережуваності.

У MATLAB визначити матрицю спостережуваності можна за допомогою оператора *obsv*. Знаходження канонічної форми спостережуваності виконується в пакеті MATLAB за допомогою оператора *obsvf*. Якщо матриці керованості та спостережуваності мають повний ранг, то система повністю керована і спостережувана. Доречно зазначити, що умови керованості та спостережуваності для неперервних систем, заданих у просторі станів, збігаються з умовами керованості та спостережуваності для дискретних систем, заданих у просторі станів. Для неперервних і для дискретних систем управління передавальні функції описують лише повністю керовану та повністю

спостережувану частини. Некеровану та неспостережувану частини системи можна виявити, лише описуючи систему в просторі станів.

### 2.3 Лінійно-квадратична задача (LQR)

При вирішенні завдань оптимізації в просторі станів, лінійна стаціонарна система задана векторно -матричними рівняннями:

$$\begin{aligned}\dot{x} &= \frac{dx}{dt} = Ax + Bu \\ y &= Cx\end{aligned}\tag{2.3.1}$$

Інтегральні критерії мінімуму витрати енергії на управління і максимального швидкодії задаються функціоналами:

$$\begin{aligned}J_x &= \int_0^{\infty} (x^T Qx + u^T Ru + 2x^T Nu) dt \rightarrow \min, \\ J_u &= \int_0^{\infty} (y^T Qy + u^T Ru + 2y^T Nu) dt \rightarrow \min.\end{aligned}\tag{2.3.2}$$

Закон управління  $u$  знаходиться в формі лінійної зворотного зв'язку по змінним стану  $x$  або по змінним виходу  $y$ :

$$u = \pm Kx, u = \pm Ky\tag{2.3.3}$$

Таке управління мінімізує квадратичні критерії якості. У співвідношеннях (2.3.1 і 2.3.2)  $Q$  і  $R$  - симетричні позитивно певні матриці розмірністю  $[n \times n]$  і  $[m \times m]$  відповідно;  $K$  - матриця постійних коефіцієнтів розмірністю  $[m \times n]$ , на значення яких немає обмежень. Якщо вхідний параметр  $N$  опущений, він приймається нульовим.

Рішення даного завдання, яке називається завданням лінійної інтегральної квадратичної оптимізації (LQR-оптимізації), в просторі станів визначається виразом:

$$u = R^{-1} B^T P x, \quad (2.3.4)$$

де матриця  $P$  має задовольняти рівняння Рікатті:

$$A^T P + PA + PBR^{-1}B^T P + Q = 0 \quad (2.3.5)$$

Критерії (2.3.2) також суперечливі, так як для реалізації першого доданка потрібно джерело нескінченно великої потужності, а для другого - джерело нескінченно малої потужності. Це можна пояснити наступним виразом:

$$J_x = \int_0^{\infty} x^T Q x dt, \quad (2.3.6)$$

в якому є нормою вектора  $x$ , тобто мірою його коливальності в процесі регулювання, і, отже, приймає менші значення в швидких перехідних процесах з меншою коливальністю, а вираз:

$$J_u = \int_0^{\infty} u^T R u dt \quad (2.3.7)$$

є мірою кількості енергії, використовуваної для управління, це штраф за енергетичні витрати системи.

Від вагових матриць  $Q$ ,  $R$  і  $N$  залежать обмеження відповідних координат. Якщо який-небудь елемент цих матриць дорівнює нулю, то відповідна координата обмежень не має. На практиці вибір значень матриць  $Q$ ,  $R$ ,  $N$  здійснюється методом експертних оцінок, проб, помилок і залежить від досвіду і знань інженера-проектувальника.



Отже, з використання лінійно-квадратичної задачі, можна робити висновки про якість та робастність системи. За допомогою оператора *lqr* в пакеті програм MATLAB можна виконати такі операції:

- 1) задаються матриці ( **A**,**B**), що описують динаміку об'єкта, а також вагові матриці ( **Q**,**R**) для функціонала якості;
- 2) розв'язуються відповідні рівняння Ріккати (4.55) відносно матриці **P\*** ;
- 3) визначається матриця оптимальних коефіцієнтів підсилення **F0** формулою.

Ці 3 пункти зводяться до завдання синтезу оптимального регулятора.

Для Аналітичного конструювання оптимального регулятора необхідно задати діагональні матриці вагових коефіцієнтів **Q** і **R**:

*disp('weight matrix');*

$[F, P, E] = lqr(A_{se}, B_{se}, Q, R).$

У результаті синтезу оптимального регулятора одержуємо *F* — коефіцієнти підсилення оптимального детермінованого регулятора; *P* — розв'язок рівняння Ріккати; *E* — власні числа замкненої системи.

## 2.4 Покращення динамічних властивостей за допомогою зворотнього зв'язку

Розглянемо лінійну нестационарну систему, що описується диференціальним рівнянням стану:

$$\dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(t)u(t) \quad (2.4.1)$$

Можна реалізувати лінійний закон управління, якщо уявити, що повний стан системи можна точно виміряти:

$$u(t) = -F(t)x(t) + u'(t), \quad (2.4.2)$$

де матриця  $F(t)$  – змінна матриця коефіцієнтів підсилення зворотнього зв'язку, а  $u'(t)$  – нова вхідна змінна. Якщо цей закон управління використати в системі (2.4.1), то замкнена система управління буде описуватися наступним диференціальним рівнянням стану:

$$\dot{x}(t) = [A(t) - B(t)F(t)]x(t) + B(t)u'(t) \quad (2.4.3)$$

Стійкість цієї системи залежить, як від поведінки матриць  $A(t)$  і  $B(t)$ , так і від коефіцієнтів  $F(t)$ .

Лінійний закон управління називається асимптотично стійким законом управління для системи, якщо замкнена система являє собою асимптотично стійкою. Якщо система (2.4.3) має постійні параметри і матриця  $F$  обрана постійною, то стійкість закону управління визначається власними числами матриць  $A - BF$ . Для цієї лінійної системи власні числа замкненої системи, можуть довільно бути розміщені на комплексній площині шляхом відповідного вибору матриці  $F$  тільки тоді, коли система (2.4.1) є повністю керованою.

Припустимо, що система, що описується диференціальним рівнянням стану

$$\dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(t)\mu(t), \quad (2.4.4)$$

де  $\mu(t)$ - скалярна вхідна змінна, є повністю керованою. Систему (2.4.1) перетворимо в канонічну форму фазової змінної:

$$\dot{x}'(t) = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & \dots & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & \dots & \dots & \dots & 0 & 1 \\ -a_0 & -a_1 & \dots & \dots & \dots & -a_{n-1} \end{pmatrix} x'(t) + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dots \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \mu(t) \quad (2.4.5)$$

Числа  $i=0,1,\dots,n-1$  – є коефіцієнтами характеристичного полінома системи. Компактний вигляд (2.4.5) має вигляд:

$$\dot{x}'(t) = A'x'(t) + B'\mu(t). \quad (2.4.6)$$

Лінійний закон управління:

$$\mu(t) = -f'x'(t) + \mu'(t), \quad (2.4.7)$$

де  $f'$  – вектор-рядок,

$$f' = (\varphi_1, \varphi_2, \dots, \varphi_n). \quad (2.4.8)$$

Замкнена система з цим законом управління описується диференційним рівнянням стану:

$$\dot{x}'(t) = (A' - B'f')x'(t) + B'\mu'(t). \quad (2.4.9)$$

Матриця  $A' - B'f'$  визначається виразом:

$$A' - B'f' = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & \dots & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & \dots & \dots & \dots & 0 & 1 \\ -a_0 - \varphi_1 & -a_1 - \varphi_2 & \dots & \dots & \dots & -a_{n-1} - \varphi_n \end{pmatrix}. \quad (2.4.10)$$

Характеристичний поліном матриці  $A' - B'f'$  має коефіцієнти  $a_i - \varphi_{i+1}$ ,  $i=0,1,\dots, n-1$ . Так як  $\varphi_i$ ,  $i=1,2,\dots, n$  є довільно обрані числами, коефіцієнти характеристичного полінома замкнутого контура можуть бути заданими у вигляді бажаних чисел. Це означає, що полюса замкнутого контура можна довільно розміщати на комплексній площині.

Так як закон управління з зворотнім зв'язком обран у вигляді залежності від перетворення змінних стану, його можна представити через вихідні змінні стану  $x(t)$  у наступному вигляді:

$$\mu(t) = -f\dot{x}'(t) + \mu'(t) = -fT^{-1}x(t) + \mu'(t) = -fx(t) + \mu'(t) \quad (2.4.11)$$

Також доводиться, якщо система (2.4.1) повністю керована, то власні числа замкненого контуру можна обирати довільно. Завжди можна стабілізувати повністю керовану лінійну систему. Стабілізація точно характеризує умови, які дозволяють стабілізувати неповністю керовану систему з постійними параметрами за допомогою лінійного закону управління з постійним налаштуванням.

Можна знайти таку постійну матрицю  $F$ , при якій замкнена система буде асимптотично стійка тільки тоді, коли система стабілізуюча. Система представлена у вигляді канонічної форми управління:

$$\dot{x}'(t) = \begin{bmatrix} A'_{11} & A'_{12} \\ 0 & A'_{22} \end{bmatrix} x'(t) + \begin{bmatrix} B'_1 \\ 0 \end{bmatrix} u(t), \quad (2.4.12)$$

пара  $\{A'_1, B'_1\}$  – повністю керована. Вигляд лінійного закону управління:

$$u(t) = -(F'_1, F'_2)x'(t) + u'(t). \quad (2.4.13)$$

Для замкненої системи так:

$$\begin{aligned} \dot{x}'(t) &= \begin{bmatrix} A'_{11} & A'_{12} \\ 0 & A'_{22} \end{bmatrix} x'(t) - \begin{bmatrix} B'_1 \\ 0 \end{bmatrix} (F'_1, F'_2)x'(t) + \begin{bmatrix} B'_1 \\ 0 \end{bmatrix} u'(t) = \\ &= \begin{bmatrix} A'_{11} - B'_1 F'_1 & A'_{12} - B'_1 F'_2 \\ 0 & A'_{22} \end{bmatrix} x'(t) + \begin{bmatrix} B'_1 \\ 0 \end{bmatrix} u'(t) \end{aligned} \quad (2.4.14)$$

В цьому виразі власні числа матриці є власними числами матриць  $A'_{11} - B'_1 F'_1$  і  $A'_{22}$ . Тоді, якщо система (2.4.1) стабілізуюча, то матриця  $A'_{22}$  - асимптотично стійка, і так як пара  $\{A'_1, B'_1\}$  повністю керована, то завжди можна знайти таку матрицю  $F'_1$ , щоб матриця  $A'_{11} - B'_1 F'_1$  була стійкою. Тим самим доводиться, що якщо система стабілізуюча, то завжди можна знайти такий

закон управління зі зворотним зв'язком, який стабілізує систему. І навпаки, якщо можна знайти закон управління зі зворотнім зв'язком, який стабілізує систему, то матриця  $A'_{22}$  має бути асимптотично стійка, так як система стабілізуюча.

У випадку, коли система стабілізуюча, але не повністю керована, то тільки деякі з полюсів замкненої системи можуть бути розміщені довільно, так як закон управління не змінює характеристичних чисел матриці  $A'_{22}$ .

## 2.5 Задача детермінованого лінійного оптимального управління

$$\dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(t)u(t), \quad (2.5.1)$$

Вище представлено (2.5.1) лінійну систему з постійними параметрами диференціальним рівнянням. Існує багато критеріїв швидкості переходу системи з початкового стану в нульовий, досить ефективним є квадратичний інтегральний критерій:

$$\int_{t_0}^{t_1} x^T(t)R_1(t)x(t)dt. \quad (2.5.2)$$

$R_1(t)$  - невід'ємна невизначена симетрична матриця. Величина  $x^T(t)R_1(t)x(t)$  є мірою відхилення стану системи в момент  $t$  від нульового стану; вагова матриця  $R_1(t)$  визначає вагу кожного з компонентів стану. Інтеграл є критерієм сумарного відхилення  $x(t)$  від нульового стану на проміжку часу  $[t_0, t_1]$ .

В використанні лінійних моделей для задач управління можна ідентифікувати керуючу змінну  $z(t)$ :

$$z(t) = D(t)x(t) \quad (2.5.3)$$

Якщо в реальній задачі керуюча змінна  $z(t)$  перетворюється в нуль з максимально можливою швидкістю, то критерій (2.5.2) можна звести до вигляду:

$$\int_{t_0}^{t_1} z^T(t)R_3(t)z(t)dt, \quad (2.5.4)$$

де  $R_3(t)$  - додатньо-визначена симетрична вагова матриця. Спостерігається, що (2.5.4) еквівалентно (2.5.2), тоді критерій (2.5.3) можна звести до такого вигляду:

$$\int_{t_0}^{t_1} z^T(t)R_3(t)z(t)dt = \int_{t_0}^{t_1} x^T(t)R_1(t)x(t)dt, \quad (2.5.5)$$

$$\text{де } R_1(t) = D^T(t)R_3(t)D(t). \quad (2.5.6)$$

При спробі знайти оптимальне значення змінної на вході системи шляхом мінімізації величини (2.5.2) і (2.5.4) зазвичай зіткаються з перепонами, які заключаються в безкінечно великих амплітудах вхідної змінної. Для подолання цієї перешкоди, враховують вхідну змінну в критерії:

$$\int_{t_0}^{t_1} [z^T(t)R_3(t)z(t) + u^T(t)R_2(t)u(t)]dt, \quad (2.5.7)$$

де  $R_2(t)$  – додатньо-визначена симетрична вагова матриця. Врахування другого додатка в критерії призводить до пониження амплітуди вхідної змінної, якщо спробувати, наскільки це можливо, зменшити загальну величину виразу (2.5.7). Вклад кожного з двох додатків в критерії визначається матрицями  $R_3(t)$  та  $R_2(t)$ .

Якщо необхідно забезпечити максимальну близькість стану  $x(t_1)$  до нульового стану, то в окремих випадках доцільно доповнити критерій ще одним додатком:

$$\int_{t_0}^{t_1} [z^T(t)R_3(t)z(t) + u^T(t)R_2(t)u(t)]dt + x^T(t)P_1(t)x(t_1), \quad (2.5.8)$$

$P_1(t)$  - невід'ємна визначена симетрична матриця.

Задача визначення вхідної змінної  $u^0(t)$ ,  $t_0 \leq t \leq t_1$ , при якій критерій (2.5.8) мінімальний, називається задачею детермінованого лінійного оптимального регулятора. Якщо всі матриці в постановці задачі детермінованого лінійного оптимального регулятора постійні, тоді ця задача називається детермінованою задачею лінійного оптимального регулятора з постійними параметрами. Розглядається перехідний процес, довільний початковий стан, який має бути переведено в нульовий.

Значні труднощі виникають у виборі вагових матриць в критерії (2.5.8). Зазвичай можна визначити інтегральну квадратичну помилку регулювання, інтегральну квадратичну вхідну змінну і зважену квадратичну термінальну помилку. Інтегральна квадратична помилка регулювання описується виразом:

$$\int_{t_0}^{t_1} z^T(t)W_e(t)z(t)dt, \quad (2.5.9)$$

де  $W_e(t)$ ,  $t_0 \leq t \leq t_1$  - вагова матриця, забезпечуючи відповідну розмірність і фізичний зміст. Інтегральна вхідна змінна виражається у вигляді:

$$\int_{t_0}^{t_1} u^T(t)W_u(t)u(t)dt, \quad (2.5.10)$$

де вагова матриця  $W_u(t)$ ,  $t_0 \leq t \leq t_1$ , визначається аналогічним чином. Зважена квадратична термінальна помилка дорівнює:

$$x^T(t)W_t(t)x(t), \quad (2.5.11)$$

де  $W_t$  - відповідна вагова матриця. Розглядаються наступні задачі:

- 1) Мінімізація інтегральної квадратичної помилки регулюванн при обмеженні максимальної величини інтегральної квадратичної вхідної змінної і зваженої квадратичної термінальної помилки.
- 2) Мінімізація зваженої квадратичної термінальної помилки при обмеженні максимальної величини інтегральної квадратичної вхідної змінної і інтегральної квадратичної помилки регулювання.
- 3) Мінімізація інтегральної квадратичної вхідної змінної при обмеженні максимальної величини інтегральної квадратичної помилки регулювання і зваженої квадратичної термінальної помилки.

Всі задачі розглядаються, мінімізуючи критерій:

$$\rho_1 \int_{t_0}^{t_1} z^T(t) W_e(t) z(t) dt + \rho_2 \int_{t_0}^{t_1} u^T(t) W_u(t) u(t) dt + \rho_3 x^T(t) W_x(t) x(t). \quad (2.5.12)$$

$$\int_{t_0}^{t_1} [z^T(t) W_e(t) z(t) + \rho_2 u^T(t) W_u(t) u(t)] dt, \quad (2.5.13)$$

мінімізація величини, де прийнято  $\rho_1=1$ , а оскільки термінальна помилка не враховується то  $\rho_3=0$ .

Скаляр  $\rho_2$  - грає роль множника Лагранжа. Розв'язавши задачу, при різних значеннях  $\rho_2$ , в результаті отримали графік (рис. 2.5.1). Результуюча інтегральна квадратична помилка представлена у вигляді залежності від інтегральної квадратичної змінної  $\rho_2$  в якості параметра. При зменшенні  $\rho_2$  результуюча інтегральна квадратична помилка зменшується, а інтегральна квадратична вхідна змінна зростає. З цього графіку можна визначити велечину  $\rho_2$ , при якій помилка регулювання достатньо мала, а значення вхідної змінної не дуже великі.



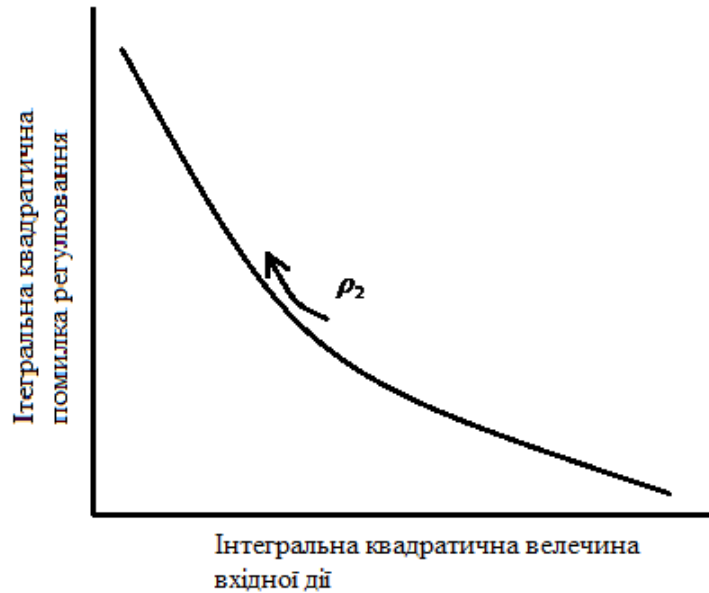


Рис. 2.5.1. Зміна інтегральної квадратичної помилки регулювання в залежності від інтегральної квадратичної величини вхідного впливу.

За допомогою цього ж графіку можна вирішити задачу мінімізації інтегральної квадратичної вхідної змінної при обмеженій величині інтегральної квадратичної помилки регулювання. Така задача – являється багатосторонньою і може бути видозмінена для різних цілей.

## 2.6 Вирішення задачі регулювання

Критерій (2.5.8) подамо у вигляді:

$$\int_{t_0}^{t_1} [x^T(t)R_1(t)x(t) + u^T(t)R_2(t)u(t)]dt + x^T(t_1)P_1(t)x(t_1), \quad (2.6.1)$$

де  $R_1(t)$  - невід'ємна визначена симетрична матриця:

$$R_1(t) = D^T(t)R_3(t)D(t). \quad (2.6.2)$$

Нехай буде вхідна змінна така, яка мінімізує критерій -  $u^0(t)$ ,  $t_0 \leq t \leq t_1$ .

Вхідна змінна:

$$u(t) = u^0(t) + \varepsilon \tilde{u}(t), \quad t_0 \leq t \leq t_1, \quad (2.6.3)$$

де  $u(t)$  - довільна функція часу, а  $\varepsilon$  - довільне число. Внаслідок зміни вхідної змінної буде змінюватись стан, наприклад, від  $x^0(t)$  до

$$x(t) = x^0(t) + \varepsilon \tilde{x}(t), \quad t_0 \leq t \leq t_1. \quad (2.6.4)$$

Рішення рівняння (2.6.4) відносно  $x(t)$  має задовольняти диференціальному рівнянню стану, в якому  $u(t)$  обирається у відповідності з виразом (2.6.3). У результаті виходить:

$$\dot{x}^0(t) + \varepsilon \dot{\tilde{x}}(t) = A(t)x^0(t) + \varepsilon A(t)\tilde{x}(t) + B(t)u^0(t) + \varepsilon B(t)\tilde{u}(t). \quad (2.6.5)$$

Оскільки оптимальне рішення має також задовольняти диференціальному рівнянню стану, маємо:

$$\dot{x}^0(t) = A(t)x^0(t) + B(t)u^0(t), \quad (2.6.6)$$

з виключенням:

$$\dot{\tilde{x}}(t) = A(t)\tilde{x}(t) + B(t)\tilde{u}(t). \quad (2.6.7)$$

Оскільки початковий стан не змінюється, якщо вхідна змінна змінюється в діапазоні від  $u^0(t)$  до  $u^0(t) + \varepsilon \tilde{u}(t)$ ,  $t_0 \leq t \leq t_1$ , то маємо  $\tilde{x}(t_0) = 0$  і рішення буде таким:

$$\tilde{x}(t) = \int_{t_0}^{t_1} \Phi(t, \tau) B(\tau) \tilde{u}(\tau) d\tau, \quad (2.6.8)$$

де  $\Phi(t, \tau)$  - перехідна матриця системи (2.6.7).  $\tilde{x}(t_0)$  не залежить від  $\varepsilon$ . З врахуванням (2.6.3) та (2.6.4), критерій (2.6.7) виглядатиме так:

$$\begin{aligned}
 & \int_{t_0}^{t_1} [x^T(t)R_1(t)x(t) + u^T(t)R_2(t)u(t)]dt + x^T(t_1)P_1(t_1)x(t_1) = \\
 & = \int_{t_0}^{t_1} [x^{0T}(t)R_1(t)x^{0T}(t) + u^{0T}(t)R_2(t)u^0(t)]dt + x^{0T}(t_1)P_1(t_1)x^0(t_1) + \\
 & + 2\varepsilon \left\{ \int_{t_0}^{t_1} [\tilde{x}^T(t)R_1(t)x^0(t) + \tilde{u}^T(t)R_2(t)u^0(t)]dt + \tilde{x}^T(t_1)P_1(t_1)x^0(t_1) \right\} + \\
 & + \varepsilon^2 \left\{ \int_{t_0}^{t_1} [x^T(t)R_1(t)\tilde{x}(t) + \tilde{u}^T(t)R_2(t)\tilde{u}(t)]dt + \tilde{x}^T(t_1)P_1(t_1)\tilde{x}(t_1) \right\}. \quad (2.6.9)
 \end{aligned}$$

$u^0(t)$  - оптимальна вхідна змінна, яка в наслідку зміни вхідної змінної зростає величина критерія. Передбачається, що вираз (2.6.9) як функція  $\varepsilon$  має мати мінімум при  $\varepsilon=0$ . Це квадратичне рівняння відносно  $\varepsilon$ , мінімум при  $\varepsilon=0$  може існувати тільки в тому випадку, коли перша похідна по  $\varepsilon=0$  при  $\varepsilon=0$ , тоді отримуємо:

$$\int_{t_0}^{t_1} [\tilde{x}^T(t)R_1(t)x^0(t) + \tilde{u}^T(t)R_2(t)u^0(t)]dt + \tilde{x}^T(t_1)P_1(t_1)x^0(t_1) = 0. \quad (2.6.10)$$

Підстановка (2.6.8) та (2.6.10) після зміни порядку інтегрування і змінних дає:

$$\int_{t_0}^{t_1} \tilde{u}^T(t) \left\{ B^T(t) \int_t^{t_1} \Phi^T(\tau, t) R_1(\tau) x^0(\tau) d\tau + R_2(t) u^0(t) + B^T(t) \Phi^T(\tau, t) P_1(\tau) x^0(\tau) \right\} dt = 0. \quad (2.6.11)$$

Більш компактний вигляд цього ж виразу:

$$\int_{t_0}^{t_1} \tilde{u}^T(t) [B^T(t)p(t) + R_2(t)u^0(t)] dt = 0. \quad (2.6.12)$$

Це відношення справедливе для всіх  $\tilde{u}(t)$ ,  $t_0 \leq t \leq t_1$ , якщо

$$B^T(t)p(t) + R_2(t)u^0(t) = 0, \quad t_0 \leq t \leq t_1. \quad (2.6.13)$$

Якщо функція  $p(t)$  відома, то це відношення дозволяє визначити оптимальну вхідну змінну в момент  $t$ . Перетворюючи відношення для  $p(t)$  диференціальне рівняння. При підстановці  $t = t_1$  видно, що

$$p(t_1) = P_1 x^0(t_1). \quad (2.6.14)$$

Диференціюючи  $p(t)$ , отримаємо:

$$\dot{p}(t) = -R_1(t) - A^T(t)p(t), \quad (2.6.15)$$

Рівняння у варіаціях. Підстановка в диференціальне рівняння стану дає:

$$\dot{x}^0(t) = A(t)x^0(t) - B(t)R_2^{-1}(t)B^T(t)p(t). \quad (2.6.16)$$

Спільно з (2.6.15) це рівняння складає систему  $2n$  лінійних диференціальних рівнянь для  $n$  компонент  $x^0(t)$  і  $n$  компонент  $p(t)$  – сполучена змінна. Тоді  $2n$  граничною умовою для диференціального рівняння буде:

$$\begin{aligned} x^0(t) &= x_0 \\ p(t_1) &= P_1 x^0(t_1) \end{aligned} \quad (2.6.17)$$

Граничні умови задовольняються на протилежних кінцях інтервалу  $[t_0, t_1]$ . Це означає, що задача є двохточкових країв. Щоб вирішувати задачу, запишемо разом диференціальні рівняння (2.6.16) і (2.6.15) у вигляді:

$$\begin{pmatrix} \dot{x}^0(t) \\ \dot{p}(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A(t) & -B(t)R_2^{-1}B^T(t) \\ -R_1(t) & -A^T(t) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x^0(t) \\ p(t) \end{pmatrix}. \quad (2.6.18)$$

Перехідна матриця, відповідна виразу (2.6.18) у вигляді:

$$\theta(t, t_0) = \begin{pmatrix} \theta_{11}(t, t_0) & \theta_{21}(t, t_0) \\ \theta_{21}(t, t_0) & \theta_{22}(t, t_0) \end{pmatrix}. \quad (2.6.19)$$

При такому розбиванні можна виразити стан в проміжний момент часу  $t$  через змінну стану і спряжену змінну в кінцевий момент часу  $t_1$  наступним чином:

$$x^0(t) = \theta_{11}(t, t_1)x^0(t_1) + \theta_{12}(t, t_1)p(t_1). \quad (2.6.20)$$

З врахуванням кінцевої умови маємо:

$$x^0(t) = \{\theta_{11}(t, t_1) + \theta_{12}(t, t_1)P_1\}x^0(t_1). \quad (2.6.21)$$

Аналогічно запис для спряженої змінної має вигляд:

$$\begin{aligned} p(t) &= \theta_{21}(t, t_1)x^0(t_1) + \theta_{22}(t, t_1)p(t_1) = \\ &= \{\theta_{21}(t, t_1) + \theta_{22}(t, t_1)P_1\}x^0(t_1) \end{aligned} \quad (2.6.22)$$

Якщо виключити  $x^0(t_1)$  з (2.6.21) і (2.6.22) отримаємо:

$$p(t) = [\theta_{21}(t, t_1) + \theta_{22}(t, t_1)P_1][\theta_{11}(t, t_1) + \theta_{12}(t, t_1)P_1]^{-1}x^0(t). \quad (2.6.23)$$

Цей вираз показує, що є наступне лінійне співвідношення між  $p(t)$  і  $x^0(t_1)$ :

$$p(t) = P(t)x^0(t_1), \quad (2.6.24)$$

Вираз для оптимального входу змінної, використовуючи вираз, запишемо:

$$u^0(t) = -F(t)x^0(t), \quad (2.6.25)$$

$$\text{де } F(t) = R_2^{-1}(t)B^T(t)P(t). \quad (2.6.26)$$

Останній вираз є рішенням задачі синтеза регулятора, яке отримаємо у розумінні того, що оптимальні рішення існують.

Матриця  $P(t)$  визначається виразом:

$$P(t) = [\theta_{21}(t, t_1) + \theta_{22}(t, t_1)P_1][\theta_{11}(t, t_1) + \theta_{12}(t, t_1)P_1]^{-1}, \quad (2.6.27)$$

де  $\theta_{11}(t, t_1)$ ,  $\theta_{12}(t, t_1)$ ,  $\theta_{21}(t, t_1)$  і  $\theta_{22}(t, t_1)$  отримані шляхом розбиття перехідної матриці  $\theta(t, t_0)$  диференційного рівняння стану:

$$\begin{pmatrix} \dot{x}(t) \\ \dot{p}(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A(t) & -B(t)R_2^{-1}B^T(t) \\ -R_1(t) & -A^T(t) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x(t) \\ p(t) \end{pmatrix}, \quad (2.6.28)$$

Така теорема дає рішення задачі у вигляді лінійного закону. Закон управління автоматично задає оптимальну вхідну змінну для будь-якого початкового стану. На рис. 2.6 показана блок-схема, де зображено замкнутий характер рішення.

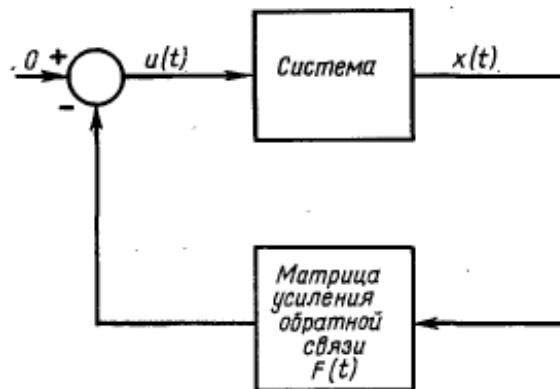


Рис. 2.6. Блок-схема оптимального лінійного регулятора

Постановка задачі регулювання, не обов'язково передбачає замкнену форму рішення. Можливо так, як раніше отримати розімкнене рішення. Вираз (2.6.21) в момент  $t_0$  зводиться до вигляду:

$$x = [\theta_{11}(t_0, t_1)x^0(t_1) + \theta_{12}(t_0, t_1)P_1]x^0(t_1). \quad (2.6.29)$$

Рішення відносно  $x^0(t_1)$  і підставляючи, результат в (2.6.22):

$$p(t) = [\theta_{21}(t, t_1)x^0(t_1) + \theta_{22}(t, t_1)P_1][\theta_{11}(t, t_1) + \theta_{12}(t, t_1)P_1]^{-1}x_0. \quad (2.6.30)$$

Також маємо:

$$u^0(t) = -R_2^{-1}(t)B^T(t)[\theta_{21}(t, t_1)x^0(t_1) + \theta_{22}(t, t_1)P_1][\theta_{11}(t, t_1) + \theta_{12}(t, t_1)P_1]^{-1}x_0, \quad t_0 \leq t \leq t_1 \quad (2.6.31)$$

Це співвідношення описує програмну зміну вхідної змінної для даного  $x_0$ . Відповідна зміна стану визначається при підстановці  $x(t_1)$ , отриманого з (2.6.29) в (2.6.21):

$$x^0(t) = [\theta_{21}(t, t_1)x^0(t_1) + \theta_{22}(t, t_1)P_1]^{-1}[\theta_{11}(t, t_1) + \theta_{12}(t, t_1)P_1]x_0. \quad (2.6.32)$$

З врахуванням переваг замкненого управління, розглядаючих, для практичних реалізацій, краще замкнена форма рішення від розімкненої.

## 2.7 Висновок

В другому розділі роботи:

1. Приведено основні відомості про якість та робастність, та їх оператори для визначення в програмному середовищі MATLAB.
2. Були розглянуті керуваність та спостережуваність систем.

3. Описано лінійно-квадратична задача (LQR) та розписано задачі, які можна вирішити за допомогою LQR.
4. Приведено покращення динамічних властивостей за допомогою зворотнього зв'язку.
5. Розписано задачу детермінованого лінійного оптимального управління.
6. Та розписано вирішення задачі регулювання.



## РОЗДІЛ 3

### ЛІНІЙНЕ УПРАВЛІННЯ ПРИ НЕПОВНИХ ВИМІРЮВАННЯХ

#### 3.1 Структура системи управління зі зворотнім зв'язком за вихідними змінними

У цьому підрозділі викладається детермінований підхід до задачі регулювання лінійної системи при неповних вимірах. Розглядається системка, описана диференціальним станом і спостерігаюча змінна, що подається у вигляді:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= A(t)x(t) + B(t)u(t), \\ y(t) &= C(t)x(t), \end{aligned} \quad (3.1.1)$$

Якщо стан не доступний для виміру повного стану  $x(t)$ , то наступний дійсний підхід полягає у тому, щоб побудувати спостерігач у формі:

$$\hat{\dot{x}}(t) = A(t)\hat{x}(t) + B(t)u(t) + K(t)[y(t) - C(t)\hat{x}(t)], \quad (3.1.2)$$

а потім використати закон управління стосовно відновлювального стану  $\hat{x}(t)$ ,

$$u(t) = -F(t)\hat{x}(t), \quad (3.1.3)$$

На рис. 3.1.1 показані взаємозв'язки об'єкта, спостерігача і закона управління:

					НАУ. 20. 16. 85 000 ПЗ			
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дат	<b>РОЗДІЛ 3 ЛІНІЙНЕ УПРАВЛІННЯ ПРИ НЕПОВНИХ ВИМІРЮВАННЯХ</b>	Літ.	Аркуш	Аркушів
Виконала.	Шишова Р.І.							
Керівник.	Абрамович О.О.							
Консультант								
Н. Контр.	Дивнич М.П.							
Зав.каф.	Тачиніна О.М.							
						№ гр. СУ-201М <sup>49</sup>		

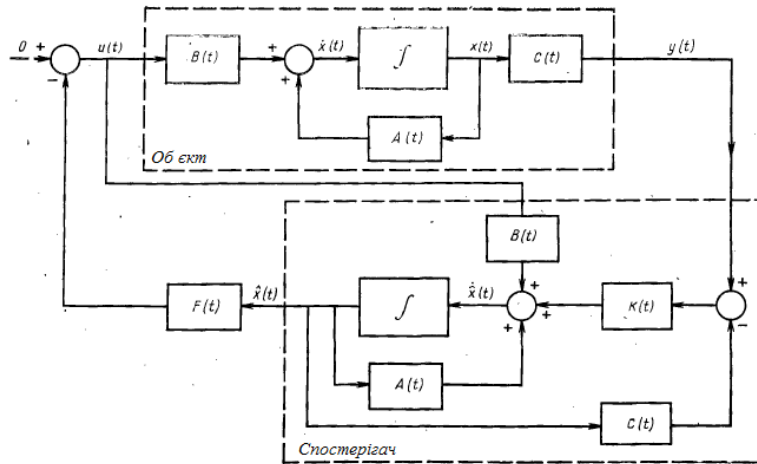


Рис.3.1.1. Структура системи управління зі зворотнім зв'язком по вихідній змінній

Підставляючи вирази (3.1.3) для закону управління в рівняння спостерігача (3.1.2) буде отримано рівняння регулятора у вигляді:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}}(t) &= [A(t) - B(t)F(t) - K(t)C(t)]\hat{x}(t) + K(t)y(t), \\ u(t) &= -F(t)\hat{x}(t). \end{aligned} \quad (3.1.4)$$

Це призводить до спрощеної структури, що представлено на рис. 3.1.2:

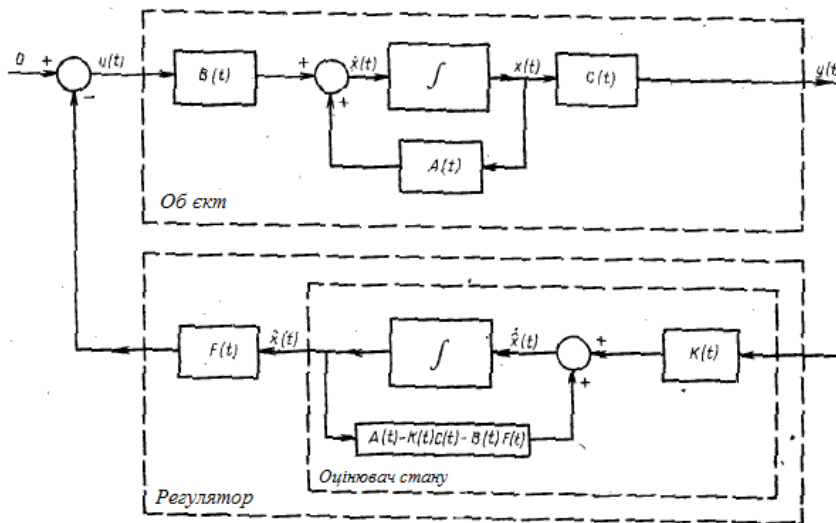


Рис.3.1.2. Структура системи управління зі зворотнім зв'язком по вихідній змінній у компактнішому вигляді

Замкнена система, отримана у результаті з'єднання з регулятором, представляє собою лінійну систему розмірності  $2n$ , де  $n$  - розмірність стану  $x$ , яку можна описати рівнянням:

$$\begin{pmatrix} \dot{x}(t) \\ \dot{\hat{x}}(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A(t) & -B(t)F(t) \\ K(t)C(t) & A(t) - K(t)C(t) - B(t)F(t) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x(t) \\ \hat{x}(t) \end{pmatrix}, \quad (3.1.5)$$

Наступним аналізується властивості стійкості замкненої системи. З цієї ціллю розглянемо стан  $x(t)$  і помилку відновлення:

$$e(t) = x(t) - \hat{x}(t). \quad (3.1.6)$$

Віднімаючи (3.1.2) з рівняння (3.1.1) легко встановити, що помилка задовольняє рівняння:

$$\dot{e}(t) = [A(t) - K(t)C(t)]e(t). \quad (3.1.7)$$

Підстановка  $\hat{x}(t) = x(t) - e(t)$  в (3.1.1) і (3.1.3) дає:

$$\dot{x}(t) = [A(t) - B(t)F(t)]x(t) + B(t)F(t)e(t). \quad (3.1.8)$$

Якщо аналізувати рівняння (3.1.7), то це показує, що помилка  $e(t)$  зводиться до нуля незалежно від початкового стану, якщо можна знайти матрицю коефіцієнтів посилення  $K(t)$ , яка дає рішення (3.1.7) асимптотично стійким. При цьому визначення такої матриці еквівалентно визначенню матриці  $K(t)$ , при якій спостерігач буде асимптотично стійким.

Розглядається далі рівняння (3.1.8). Якщо матриці  $B(t)$  і  $F(t)$  обмежені і  $e(t) \rightarrow 0$  при  $t \rightarrow \infty$ , то  $x(t)$  завжди зводиться до нуля, також якщо система

$$\dot{x}(t) = [A(t) - B(t)F(t)] \quad (3.1.9)$$

асимптотично стійка. Зазвичай існує можливість визначити матриці  $F(t)$  і  $K(t)$  таким чином, щоб рівняння (3.1.8) та (3.1.7) утворювали асимптотичну стійку систему. Так як система (3.1.5) отримується з системи, що описана рівняннями (3.1.8) і (3.1.7) шляхом несингулярного лінійного перетворення, то з цього випливає, що зазвичай можна знайти такі матриці коефіцієнтів підсилення  $F(t)$  і  $K(t)$ , при яких замкнена система управління стійка.

Об'єднуючі рівняння ((3.1.7) і (3.1.8) буде отримано

$$\begin{pmatrix} \dot{x}(t) \\ \dot{e}(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A(t) - B(t)F(t) & B(t)F(t) \\ 0 & A(t) - K(t)C(t) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x(t) \\ e(t) \end{pmatrix}. \quad (3.1.10)$$

Якщо у системи з постійними параметрами, де всі матриці вхідні в рівняння (3.1.10) постійні, тоді власні числа системи (3.1.10), які є також власними числами системи (3.1.5), одночасно являються собою нулями виразу:

$$\det \begin{pmatrix} sI - A + BF & -BF \\ 0 & sI - A + KC \end{pmatrix} = \det(sI - A + BF) \det(sI - A + KC). \quad (3.1.11)$$

Причина, в якій системи (3.1.10) і (3.1.5) мають однакові власні числа, полягає у тому, що їх відповідні вектори пов'язані несингулярними лінійними перетвореннями. Відповідно до цього, множина власних чисел замкненої системи утворює власні числа матриці  $A - BF$  (полюси регулятора) і власні числа матриці  $A - KC$  (полюси спостерігача).

Результати показують, що можна окремо розглядати задачу визначення асимптотично стійкого спостерігача і асимптотично стійкого закону зі зворотнім зв'язком по стану, так як їх взаємозв'язок призводить до асимптотично стійкої системи управління.

В додаток, можна продемонструвати, що спостерігачі пониженого порядку, об'єднані з законами управління зі зворотнім зв'язком по стану, також приводить до полюсів замкнених системи, які складаються з полюсів спостерігача і полюсів регулятора.

### **3.2 Умови розміщення полюсів і стабілізація системи управління зі зворотнім зв'язком за вихідною змінною**

Встановлюються точні умови для системи, описуючими рівняннями, при яких існують спостерігач і закон управління, що замикають систему управління асимптотично стійкою.

У випадку, коли об'єднанні системи:

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= A(t)x(t) + B(t)u(t), \\ y(t) &= C(t)x(t),\end{aligned}\tag{3.2.1}$$

спостерігач:

$$\hat{\dot{x}}(t) = A(t)\hat{x}(t) + B(t)u(t) + K(t)[y(t) - C(t)\hat{x}(t)]\tag{3.2.2}$$

і закон управління:

$$u(t) = -F(t)\hat{x}(t),\tag{3.2.3}$$

тоді достатні умови існування матриці коефіцієнтів посилення  $K(t)$  і  $F(t)$ ,  $t \geq t_0$ , при яких об'єднана система експоненціальна стійка, складаються у тому, що система (3.2.1) має бути рівномірно повністю керованою і рівномірно повністю спостережувальною. У випадку системи з постійними параметрами (коли всі матриці постійні) необхідні і достатні умови існування матриць стабілізуючих коефіцієнтів посилення  $K$  і  $F$  складаються в тому, що ця система має бути одночасно стабілізуючою і відновлювальною. Якщо система з постійними параметрами необхідна і достатня умови для довільних розподілів полюсів регулятора і спостереження (комплексні полюса мають складатися в комплексно-спряжені пари) полягають у тому, що система має бути повністю керованою і повністю відновлювальною.

### 3.3 Фільтр Люенбергера

На практиці досить часто трапляється випадок, коли неможливо через низку факторів виміряти всі змінні простору станів. Тому необхідно розглянути завдання побудови спостерігача з розмірністю, меншою від розмірності системи, що спостерігається, тобто спостерігача пониженого (неповного) порядку.

Ідея побудова спостерігачів з розмірністю, менше розмірності системи, полягає в тому, щоб виключити з вектора оцінюваних змінних все або деякі вимірювання змінних. В окремих випадках, вимірювання цих змінних можуть безпосередньо використовуватись для управління, якщо вони є слабозашумленими. Назвемо такі спостерігачі - спостерігачами пониженого порядку. У літературі їх часто називають також спостерігачами Люенбергера. Нехай об'єкт, який необхідно спостерігати, описується системою рівнянь:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu; \\ y = Cx, \end{cases} \quad (3.3.1)$$

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  $x$ , 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  $p$ :

$$p = C'x, \quad (3.3.2)$$

де  $C'$  — матриця змінних стану, які необхідно відновити.

Зі співвідношень

$$\begin{aligned} y &= Cx \\ p &= C'x \end{aligned}$$

впливає, що повний стан системи  $x$  описується виразом

$$x = \begin{pmatrix} C \\ C' \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} y \\ p \end{pmatrix}. \quad (3.3.3)$$

Зручно записати (3.3.3) у вигляді:

$$\begin{pmatrix} C \\ C' \end{pmatrix} = (L_1 \quad L_2), \quad (3.3.4)$$

так, що  $x = L_1 y + L_2 p$ .

Беручи до уваги (3.3.1) та (3.3.2), вектор  $p$  можна визначити, з огляду на те, що він задовольняє таке диференціальне рівняння:

$$\dot{p} = CAx + CBu,$$

Або

$$\dot{p} = CA L_2 p + CA L_1 y + CBu. \quad (3.3.5)$$

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

Щоб знайти спостерігача для вектора  $p$  з показниками, які будуть задовольняти умови стійкості, виберемо полюси спостерігача в лівій півплощині на визначеній відстані від уявної осі. Але оскільки вимірювання вектора  $y$  не містить ніякої інформації про компоненти вектора  $p$ , то виконати оцінювання  $\hat{p}$  вектора  $p$  за вимірами  $y$  неможливо. Щоб уникнути цієї ситуації, введемо нову змінну  $q$ , що залежатиме від  $\hat{p}$  так:

$$q = \hat{p} - Ky, \quad (3.3.6)$$

де  $K$  — коефіцієнт підсилення спостерігача Люенбергера.

Використовуючи рівняння (3.3.5) і (3.3.6) визначимо, що  $q$  задовольняє диференціальне рівняння:

$$\dot{q}(t) = [C'AL_2 - KCAL_2]q(t) + [C'AL_2K + C'AL_1 - KCAL_1 - KCAL_2K]y(t) + [C'B - KCB]u(t). \quad (3.3.7)$$

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

$$\hat{x} = L_2q + (L_1 + L_2K)y. \quad (3.3.8)$$

Останнє рівняння(3.3.8) і рівняння (3.3.7) описує спостерігач пониженого порядку.

Схему з'єднання об'єкта зі спостерігачем пониженого порядку подано на рис 3.3.

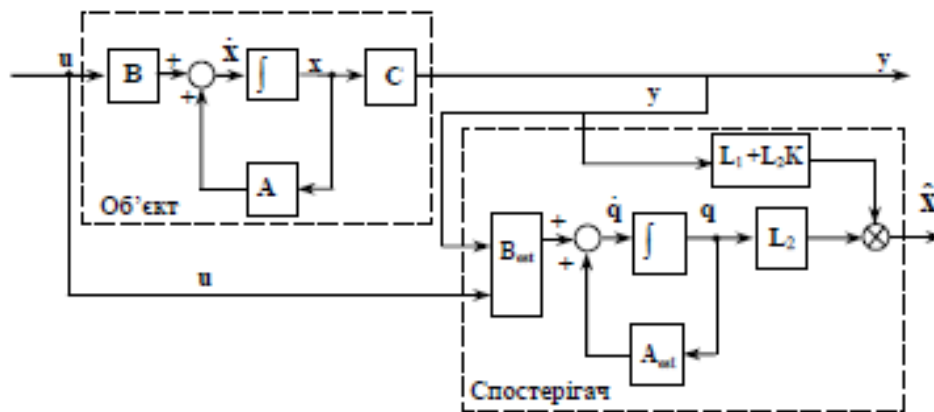


Рис. 3.3. Схема з'єднання об'єкта зі спостерігачем пониженого порядку

На рис. 3.3 матриці  $A_{est}$ ,  $B_{est}$  відповідно до формули (3.3.7) мають вигляд:

$$A_{est} = [C'AL_2 - KCAL_2],$$

$$B_{EST} = [B_y \quad B_u],$$

де

$$B_y = [C'AL_2K + C'AL_1 - KCAL_1 - KCAL_2K];$$

$$B_u = [C'B - KCB].$$



Отже, для синтезу спостерігача пониженого порядку на другому етапі необхідно задати матрицю  $C'$  у такий спосіб, щоб вона доповнювала матрицю вимірів  $C$ , а потім віднайти матриці  $L1$  та  $L2$  згідно з виразом (3.3.4). Крім цього, необхідно вибрати значення власних чисел матриці  $A_{est}$  синтезованого спостерігача так, щоб він був стійкий (власні числа мають бути в лівій півплощині). Для цього необхідно задати бажане розміщення власних чисел у лівій півплощині та скористатись оператором пакета MATLAB *place*, який визначить матрицю коефіцієнтів підсилення  $K$ .

### 3.3 Висновок

У третьому розділі даної роботи було подано:

1. Структуру системи управління з зворотнім зв'язком за вихідними змінними.
2. Умови розміщення полюсів і стабілізація системи управління зі зворотнім зв'язком за вихідною змінною
3. Описано фільтр Люенбергера та його застосування.

## РОЗДІЛ 4

### РОЗРАХУНОК ТА РЕЗУЛЬТАТИ ПОКАЗНИКІВ ЯКОСТІ ТА РОБАСТНОСТІ

#### 4.1 Аналіз

В даній роботі за заданою моделлю реактивного транспортного літака, було порівняно результати показників якості та робастності, отримані, користуючись фільтром Люенебергера 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.

$$A = [-0.0558 \quad -0.9968 \quad 0.0802 \quad 0.0415; \quad 0.5980 \quad -0.1150 \quad -0.0318 \quad 0; \quad -3.0500 \quad 0.3880 \quad -0.4650 \quad 0; \quad 0 \quad 0.0805 \quad 1 \quad 0];$$

$$B = [0.0073 \quad 0; \quad -0.475 \quad 0.0077; \quad 0.153 \quad 0.143; \quad 0 \quad 0];$$

$$C = eye(4)$$

$$D = eye(4,2)$$

Задаємо четвірку матриць, що описують виконавчий механізм:

$$T_a = 0.1;$$

$$A_{ac} = [-1/T_a \quad 0; \quad 0 \quad -1/T_a]$$

$$B_{ac} = [1/T_a \quad 0; \quad 0 \quad 1/T_a]$$

$$C_{ac} = eye(2)$$

$$D_{ac} = zeros(2)$$

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

$sysac = ss(A_{ac}, B_{ac}, C_{ac}, D_{ac})$  – виконавчий механізм;

					НАУ. 20. 16. 85 000 ПЗ		
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дат			
Виконала		Шишова Р.І.			<b>РОЗДІЛ 4</b> <b>РОЗРАХУНОК ТА</b> <b>РЕЗУЛЬТАТИ ПОКАЗНИКІВ</b> <b>ЯКОСТІ ТА РОБАСТНОСТІ</b>		
Керівник		Абрамович О.О.					
Консультант							
Н. Контр.		Дивнич М.П.					
Зав.каф.		Тачиніна О.М.					
					Літ.	Аркуш	Аркушів
					№ гр. СУ-201М 58		

$sys1 = ss(A, B, C, D)$  – модель об'єкта.

sys1 =

a =

	x1	x2	x3	x4
x1	-0.0558	-0.9968	0.0802	0.0415
x2	0.598	-0.115	-0.0318	0
x3	-3.05	0.388	-0.465	0
x4	0	0.0805	1	0

b =

	u1	u2
x1	0.0073	0
x2	-0.475	0.0077
x3	0.153	0.143
x4	0	0

c =

	x1	x2	x3	x4
y1	1	0	0	0
y2	0	1	0	0
y3	0	0	1	0
y4	0	0	0	1

d =

	u1	u2
y1	1	0
y2	0	1
y3	0	0
y4	0	0

sysac =

```
a =  
    x1 x2  
x1 -10  0  
x2  0 -10
```

```
b =  
    u1 u2  
x1 10  0  
x2  0 10
```

```
c =  
    x1 x2  
y1  1  0  
y2  0  1
```

```
d =  
    u1 u2  
y1  0  0  
y2  0  0
```

З'єднаємо виконавчий механізм та об'єкт:

```
sysser=series(sysac,sys1)  
[Ase,Bse,Cse,Dse]=ssdata(sysser)  
sys2=ss(Ase,Bse,eye(6),zeros(6,2))  
sys2 =
```

```
a =  
    x1    x2    x3    x4    x5    x6  
x1 -0.0558 -0.9968 0.0802 0.0415 0.0073  0  
x2  0.598  -0.115 -0.0318  0    -0.475 0.0077  
x3 -3.05   0.388 -0.465  0    0.153 0.143  
x4  0     0.0805  1     0     0     0  
x5  0     0     0     0    -10    0
```

x6 0 0 0 0 0 -10

b =

u1 u2

x1 0 0

x2 0 0

x3 0 0

x4 0 0

x5 10 0

x6 0 10

c =

x1 x2 x3 x4 x5 x6

y1 1 0 0 0 0 0

y2 0 1 0 0 0 0

y3 0 0 1 0 0 0

y4 0 0 0 1 0 0

y5 0 0 0 0 1 0

y6 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

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

$$W=[0.01 \ 1 \ 3 \ 1.5 \ 1 \ 0.5]$$

$$Q=\text{diag}(W)$$

$$R=[0.5 \ 0 \\ 0 \ 0.5]$$

$$[P,S,E]=\text{lqr}(Ase,Bse,Q,R)$$

$$P =$$

$$\begin{bmatrix} 7.8413 & -8.7259 & -2.0950 & -1.2877 & 0.9431 & -0.0262 \\ -2.1301 & 1.3735 & 0.9983 & 0.6242 & -0.0262 & 0.4248 \end{bmatrix}$$

$$S =$$

$$\begin{bmatrix} 28.2455 & -18.6741 & -9.5883 & -5.7364 & 0.3921 & -0.1065 \\ -18.6741 & 18.6522 & 5.7970 & 3.5845 & -0.4363 & 0.0687 \\ -9.5883 & 5.7970 & 4.8721 & 3.0653 & -0.1048 & 0.0499 \\ -5.7364 & 3.5845 & 3.0653 & 4.0578 & -0.0644 & 0.0312 \\ 0.3921 & -0.4363 & -0.1048 & -0.0644 & 0.0472 & -0.0013 \\ -0.1065 & 0.0687 & 0.0499 & 0.0312 & -0.0013 & 0.0212 \end{bmatrix}$$

$$E =$$

$$\begin{aligned} & -17.3149 + 0.0000i \\ & -14.1400 + 0.0000i \\ & -0.6047 + 1.2855i \\ & -0.6047 - 1.2855i \\ & -0.8251 + 0.0582i \\ & -0.8251 - 0.0582i \end{aligned}$$

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

$$\text{regz}=\text{feedback}(\text{sys2},P)$$

$$[A\text{regz},B\text{regz},C\text{regz},D\text{regz}]=\text{ssdata}(\text{regz})$$

$$A\text{regz} =$$

$$\begin{bmatrix} -0.0558 & -0.9968 & 0.0802 & 0.0415 & 0.0073 & 0 \\ 0.5980 & -0.1150 & -0.0318 & 0 & -0.4750 & 0.0077 \\ -3.0500 & 0.3880 & -0.4650 & 0 & 0.1530 & 0.1430 \\ 0 & 0.0805 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

-78.4133 87.2594 20.9502 12.8769 -19.4310 0.2619

21.3012 -13.7352 -9.9832 -6.2418 0.2619 -14.2477

Bregz =

0 0

0 0

0 0

0 0

10 0

0 10

Cregz =

1 0 0 0 0 0

0 1 0 0 0 0

0 0 1 0 0 0

0 0 0 1 0 0

0 0 0 0 1 0

0 0 0 0 0 1

Dregz =

0 0

0 0

0 0

0 0

0 0

0 0

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

$H2n = \text{normh2}(A_{regz}, B_{regz}, C_{regz}, D_{regz})$

H2n =

2.5275

$Hinf\_n = \text{normhinf}(A_{regz}, B_{regz}, C_{regz}, D_{regz})$

Hinf\_n =

0.7069

Для дискретної систем. Вище було задано і виведено послідовне з'єднання об'єкта та виконавчого механізму. Для перетворення неперервної системи у дискретну використаємо оператор *c2d*. Одразу за допомогою оператора *ssdata* виділимо четвірку матриць для дискретного випадку.

```
sysd=c2d(sysser,0.02)
```

```
[Ad,Bd,Cd,DD]=ssdata(sysd)
```

```
sys2=ss(Ad,Bd,eye(6),zeros(6,2))
```

Отримаємо:

a =

	x1	x2	x3	x4	x5	x6
x1	0.9987	-0.01989	0.00161	0.0008295	0.0002231	7.182e-07
x2	0.01196	0.9976	-0.0006227	4.963e-06	-0.0086	0.0001386
x3	-0.06063	0.00832	0.9907	-2.521e-05	0.00272	0.00258
x4	-0.0005979	0.001689	0.01991	1	2.114e-05	2.682e-05
x5	0	0	0	0	0.8187	0
x6	0	0	0	0	0	0.8187

b =

	u1	u2
x1	1.983e-05	4.853e-08
x2	-0.000889	1.435e-05
x3	0.000283	0.000267
x4	1.439e-06	1.819e-06
x5	0.1813	0
x6	0	0.1813

c =

	x1	x2	x3	x4	x5	x6
y1	1	0	0	0	0	0
y2	0	1	0	0	0	0
y3	0	0	1	0	0	0



```

y4 0 0 0 1 0 0
y5 0 0 0 0 1 0
y6 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

```

Побудуємо оптимальний детермінований дискретний регулятор, використовуючи оператор *dlqr*. Для цього задаємо діагональну матрицю вагових коефіцієнтів *Q* та *R*.

$W=[0.01 \ 1 \ 3 \ 1.5 \ 1 \ 0.5]$

$Q=diag(W)$

$R=[0.5 \ 0$

$0 \ 0.5]$

$[P,S,E]=dlqr(Ad,Bd,Q,R)$

P =

```

7.1412 -8.0155 -1.8995 -1.1679 0.8064 -0.0239
-2.0433 1.3188 0.9513 0.5943 -0.0254 0.3673

```

S =

```

1.0e+03 *
1.4131 -0.9345 -0.4796 -0.2870 0.0198 -0.0053
-0.9345 0.9340 0.2901 0.1794 -0.0220 0.0034
-0.4796 0.2901 0.2452 0.1533 -0.0053 0.0025
-0.2870 0.1794 0.1533 0.2037 -0.0032 0.0016
0.0198 -0.0220 -0.0053 -0.0032 0.0029 -0.0001

```

-0.0053 0.0034 0.0025 0.0016 -0.0001 0.0013

E =

0.7081 + 0.0000i

0.7540 + 0.0000i

0.9877 + 0.0254i

0.9877 - 0.0254i

0.9836 + 0.0011i

0.9836 - 0.0011i

Побудова замкненої системи з регулятором:

*regzd=feedback(sys2,P)*

*[Aregzd,Bregzd,Cregzd,Dregzd]=ssdata(regzd)*

Визначимо показники якості (*H2-норма*) та робастності (*H<sub>∞</sub>-норма*) дискретної системи :

*BB=Bregzd\*Bregzd'*

*G=dlyap(Aregzd,BB)*

*H2=(trace(Cregzd\*G\*Cregzd'))*

H2 =

0.1443

*Hinf\_n=normhinf(Aregzd,Bregzd,Cregzd,Dregzd)*

Hinf\_n =

0.2671

Тепер використаємо інший підхід визначення показників якості та робастності – фільтр Люенбергера, для неперервних та дискретної систем.

Фільтр Люенбергера для неперервної системи.

Задаємо четвірку матриць, які описують об'єкт та побудуємо модель в просторів стані.

*A=[-0.0558 -0.9968 0.0802 0.0415; 0.5980 -0.1150 -0.0318 0; -3.0500 0.3880 -0.4650 0; 0 0.0805 1 0];*

*B=[0.0073 0;-0.475 0.0077; 0.153 0.143; 0 0];*

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

*D=[0 0; 0 0];*

```
sys1=ss(A,B,C,D)
```

Аналогічно задаємо четвірку матриць, що описують виконавчий механізм

```
Ta=0.1;
```

```
Aac=[-1/Ta 0; 0 -1/Ta]
```

```
Bac=[1/Ta 0; 0 1/Ta]
```

```
Cac=eye(2)
```

```
Dac=zeros(2)
```

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

З'єднаємо виконавчий механізм та об'єкт:

```
sysser=series(sysac,sys1)
```

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

```
Ase =
```

-0.0558	-0.9968	0.0802	0.0415	0.0073	0
0.5980	-0.1150	-0.0318	0	-0.4750	0.0077
-3.0500	0.3880	-0.4650	0	0.1530	0.1430
0	0.0805	1.0000	0	0	0
0	0	0	0	-10.0000	0
0	0	0	0	0	-10.0000

```
Bse =
```

0	0
0	0
0	0
0	0
10	0
0	10

```
Cse =
```

0	1	0	0	0	0
0	0	0	1	0	0

Dse =

```
0 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 0 1 0 0 0; 0 0 0 0 1 0; 0 0 0 0 0 1]
```

```
C=[Cse;Csh]
```

```
L=inv(C)
```

```
L1=L(:,1:2)
```

```
L2=L(:,3:6)
```

```
Ak=Csh*Ase*L2
```

```
Bk=Cse*Ase*L2
```

```
Aksht=(Csh*Ase*L2)'
```

```
Bksht=(Cse*Ase*L2)'
```

```
Pk=[-0.339 -1.0254 -1 -0.05]
```

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

```
Kksh=place(Aksht,Bksht,Pk) % знаходимо власні числа
```

```
K=Kksh'
```

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(3,2)]
```

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

est =

a =

	x1	x2	x3	x4
x1	-0.04667	0.000379	4.759e-05	0.0001176
x2	-0.07791	8.655	-2.208	0.1813
x3	-14.08	-9.564	1.185	-0.1813
x4	-171.5	-595.7	136.2	-12.21

b =

	u1	u2	u3	u4
x1	-0.9713	0.1059	0	0
x2	-42.46	6.565	0	0
x3	25.54	-9.831	10	0
x4	2654	-465.7	0	10

c =

	x1	x2	x3	x4
y1	1	0	0	0
y2	0	0	0	0
y3	0	0	0	1

d =

	u1	u2	u3	u4
y1	-0.01527	0.07934	0	0
y2	1	0	0	0
y3	286.7	604.9	0	0

На спостерігач подаються змінні із виходу об'єкта, що вимірюються, а також управління, що подається і на об'єкт. Це складне зеднання задається за допомогою оператора *connect*. Спочатку за допомогою паралельного зеднання

падаємо управління на спостерігач та на об'єкт. За допомогою матриці  $Q$  вказуємо на які входи системи (перший стовпчик) які виходи (другий стовпчик) ми подаємо. Також необхідно вказати, які входи будуть входами системи, та які виходи будуть виходами системи.

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

```
syspar=parallel(est,sys1,3,1,[],[])
```

```
Q=[ 1 3
```

```
    2 4]
```

```
inputs=[3] %вхід управління
```

```
outputs=[1 2 3 4] %виходи системи
```

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

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

```
A=eig(Asf)
```

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

```
R1=[1 4 0.8 25]
```

```
R1=diag(R1)
```

```
R2=[0.5]
```

```
[P,S,E]=lqr(Asf,Bsf,R1,R2)
```

```
P =
```

```
111.4793 390.5924 -89.2995 7.0862
```

```
S =
```

```
1.0e+03 *
```

```
1.7050 1.2942 -0.3013 0.0056
```

```
1.2942 4.5912 -1.0493 0.0195
```

```
-0.3013 -1.0493 0.2403 -0.0045
```

```
0.0056 0.0195 -0.0045 0.0004
```

```
E =
```

```
-70.6683
```

```
-10.8492
```

```
-0.9998
```

-0.0490

Замикаємо систему з вже відновленим станом синтезованим детермінованим регулятором.

$cl=feedback(syssest,P)$

$acl=eig(cl)$

$[Acl,Bcl,Ccl,Dcl]=ssdata(cl)$

Після цього можемо перевірити якість системи та її робастність ( $H_2$ - та  $H_\infty$  - норми).

$Hinf\_n=normhinf(Acl,Bcl,Ccl,Dcl)$

Hinf\_n =

0.1320

$BB=Bcl*Bcl'$

$G=lyap(Acl,BB)$

$H2=(trace(Ccl*G*Ccl'))$

H2 =

0.0046

Фільтр Луюенбергера для дискретної системи. Оскільки вже задано четвірку матриць, які описують об'єкт та виконавчий механізм і побудовано модель їх з'єднана в просторів стані, необхідно перетворити неперервну систему у дискретну. Для цього скористаємось оператором  $c2d$ .

$sysd=c2d(sysser,0.02)$

$[Ad,Bd,Cd,Dd]=ssdata(sysd)$

Ad =

0.9987	-0.0199	0.0016	0.0008	0.0002	0.0000
0.0120	0.9976	-0.0006	0.0000	-0.0086	0.0001
-0.0606	0.0083	0.9907	-0.0000	0.0027	0.0026
-0.0006	0.0017	0.0199	1.0000	0.0000	0.0000
0	0	0	0	0.8187	0
0	0	0	0	0	0.8187

Bd =

```

0.0000  0.0000
-0.0009  0.0000
0.0003  0.0003
0.0000  0.0000
0.1813   0
      0  0.1813

```

Cd =

```

0  1  0  0  0  0
0  0  0  1  0  0

```

Dd =

```

0  0
0  0

```

Аналогічно для синтезу спостерігача пониженого порядку задаємо матрицю  $Csh$ , так щоб матриця  $C$  мала повний ранг. Також задаємо вектор  $Pk$  бажаних власних чисел спостерігача.

```

disp('L_Filter')
Csh=[1 0 0 0 0 0; 0 0 1 0 0 0; 0 0 0 0 1 0; 0 0 0 0 0 1]
C=[Cd;Csh]
L=inv(C)
L1=L(:,1:2)
L2=L(:,3:6)
Ak=Csh*Ad*L2
Bk=Cd*Ad*L2
Aksht=(Csh*Ad*L2)'
Bksht=(Cd*Ad*L2)'
Pk=[-0.339 -0.0254 -0.1 -0.05]

```

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

```

Kksh=place(Aksht,Bksht,Pk) % знаходимо власні числа
K=Kksh'

```



Знаходимо матриці простору стану спостерігача  $[Aest, Best, Cest, Dest]$ :

$$Aest = [(Csh * Ad * L2 - K * Cd * Ad * L2)]$$

$$By = (Csh * Ad * L2 * K + Csh * Ad * L1 - K * Cd * Ad * L1 - K * Cd * Ad * L2 * K)$$

$$Bu = (Csh * Bd - K * Cd * Bd)$$

$$Best = [By \ Bu]$$

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

$$D1 = (L1 + L2 * K)$$

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

$$Dest = [D2 \ zeros(3, 2)]$$

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

est =

a =

	x1	x2	x3	x4
x1	-5.884	1.375	4.929	-0.07803
x2	0.03968	-0.5812	-0.03719	0.001082
x3	-8.012	-4.178	6.675	-0.1006
x4	-80.41	-355.5	65.23	-0.7238

b =

	u1	u2	u3	u4
x1	-1185	187.7	0.5095	-0.008133
x2	12.55	-115.7	-0.003784	0.0001875
x3	-1471	-429.2	0.7868	-0.0102
x4	-1.321e+04	-4.003e+04	6.757	0.03884

c =

	x1	x2	x3	x4
y1	1	0	0	0
y2	0	0	0	0
y3	0	0	0	1

d =				
	u1	u2	u3	u4
y1	573	-51.09	0	0
y2	1	0	0	0
y3	7629	1.81e+04	0	0

Як і раніше було зазначено на спостерігач подаються змінні із виходу об'єкта, що вимірюються, а також управління, що подається і на об'єкт. Це складне з'єднання задається за допомогою оператора *connect*. Спочатку за допомогою паралельного з'єднання падаємо управління на спостерігач та на об'єкт. За допомогою матриці  $Q$  вказуємо на які входи системи (перший стовпчик) які виходи (другий стовпчик) ми подаємо. Також необхідно вказати, які входи будуть входами системи, та які виходи будуть виходами системи.

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

```
syspar=parallel(est,sys1,3,1,[],[])
```

```
Q=[ 1 3
    2 4]
```

```
inputs=[3]
```

```
outputs=[1 2 3 4]
```

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

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

```
A=eig(Asf)
```

Після відновлення повний вектор стану, можна застосовувати закони синтезу оптимального детермінованого регулятора.

```
R1=[ 1 4 0.8 25]
```

```
R1=diag(R1)
```

```
R2=[0.5]
```

```
[P,S,E]=dlqr(Asf,Bsf,R1,R2)
```

Отримали:

```
P =
```

```
1.0e+04 *
```

```

0.6877  2.6904  -0.5602  -0.0065
S =
1.0e+08 *
0.0700  0.2788  -0.0570  -0.0008
0.2788  1.1144  -0.2270  -0.0032
-0.0570 -0.2270  0.0464  0.0006
-0.0008 -0.0032  0.0006  0.0000

```

```

E =
-1.0087 + 0.3480i
-1.0087 - 0.3480i
-0.4882 + 0.0000i
-0.0430 + 0.0000i

```

Замикаємо систему з відновленим станом синтезованим детермінованим регулятором.

```
cl=feedback(sysesst,P)
```

```
acl=eig(cl)
```

```
[Acl,Bcl,Ccl,Dcl]=ssdata(cl)
```

Для визначення показників якості та робастності скористаємось наступною частиною коду:

```
BB=Bcl*Bcl'
```

```
G=lyap(Acl,BB)
```

```
H2=(trace(Ccl*G*Ccl'))
```

```
H2 =
```

```
0.00081
```

```
Hinf_n=normhinf(Acl,Bcl,Ccl,Dcl)
```

```
Hinf_n =
```

```
0.00041
```

## 4.2 Висновок

У даному розділі за допомогою програми MATLAB побудували лінійно-квадратичну задачу та фільтр Люенбергера для неперервної та дискретної системи для моделі транспортного реактивного літака у просторі стану. У результаті отримали у всіх випадках показники якості та робастності. Сформуємо таблицю 1, за допомогою якої порівнюємо отримані значення.

З результатів табл.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 лінійно-квадратичній задачі, незалежно чи для дискретної, чи для неперервної.

Таблиця 4.1

Результати показників якості та робастності

	LQR для неперервної системи	LQR для дискретної системи	Фільтр Люенбергера для неперервної системи	Фільтр Люенбергера для дискретної системи
<i>H2-норма</i>	2.5275	0.1443	0.0046	0.00041
<i>H<sub>∞</sub></i>	0.7069	0.2671	0.1320	0.00081

## РОЗДІЛ 5

### ОХОРОНА ПРАЦІ

#### 5.1 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

					НАУ. 20. 16. 85 000 ПЗ			
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дат</i>	<b>РОЗДІЛ 5</b>  <b>ОХОРОНА ПРАЦІ</b>	<i>Літ.</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Виконала</i>		Шишова Р.І.						
<i>Керівник</i>								
<i>Консультант</i>								
<i>Н. Контр.</i>		Дивнич М.П.						
<i>Зав.каф.</i>		Тачиніна О.М.						
						№ гр. СУ-201М <sup>77</sup>		

організації охорони праці в Україні.

## **5.2 Аналіз умов праці**

### **5.2.1 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<sup>2</sup>, і висотою стелі 3 м. У приміщенні знаходиться 2 робочих місць з ПК. Кожне робоче місце обладнане робочим столом площею 1,2 м<sup>2</sup>, 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 6м<sup>2</sup>, а об'єм не менший за 20м<sup>3</sup>, 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 установа 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 встановлюються 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 ГОСТ 12.0.003-74 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; сенсibiliзуючі; 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 ).

### 5.2.2 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 5.1. наведені оптимальні параметри мікроклімату в приміщеннях.

Таблиця 5.1

Параметри мікроклімату для приміщень

Період року	Період мікроклімату	Величина
Холодний	Температура повітря в приміщенні	22...24°C
	Відносна вологість	40... 60%
	Швидкість руху повітря	до 0,1 м/с
Теплий	Температура повітря в приміщенні	23...25 °C
	Відносна вологість	40...60%
	Швидкість руху повітря	0,1...0,2 м/с

Слід зазначити, що для нормалізації параметрів мікроклімату слід використовувати у приміщеннях кондиціонування повітря, або забезпечити подачу свіжого повітря системами вентиляції. Норми подачі свіжого повітря наведені у табл. 5.2.

Таблиця 5.2

Норми подачі свіжого повітря в приміщення

Характеристика приміщення	Об'ємна витрата свіжого повітря, що подається в приміщення, м <sup>3</sup> на одну людину в годину
Об'єм до 20м <sup>3</sup> на людину	Не менше 30
20... 40 м <sup>3</sup> на людину	Не менше 20
Більше 40 м <sup>3</sup> на людину	Може біти 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 кондиціонування.

### 5.2.3. 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  $E_{\text{мін}}$  - мінімальний рівень освітленості, та  $K_p$  - 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 табл. 5.3. 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.

Допустимі значення параметрів неіонізуючих електромагнітних  
випромінювань

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

#### 5.2.4 Електробезпека

Для живлення устаткування (ПЕОМ, освітлювальні прилади) споживачами використовується двофазна мережа 220В. 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.

### 5.3 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.

## **5.4 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 організувати 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 6

### ЕКОЛОГІЯ ТА ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

#### 6.1 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 розглядались авіаційні двигуни. Важливість екологічної проблеми визначається несприятливим впливом викидів авіадвигунів на стан атмосферного повітря та здоров'я мешканців довколишніх районів аеропорту.

#### 6.2 Аналіз впливу роботи авіадвигунів на стан атмосфери, гідросфери, літосфери

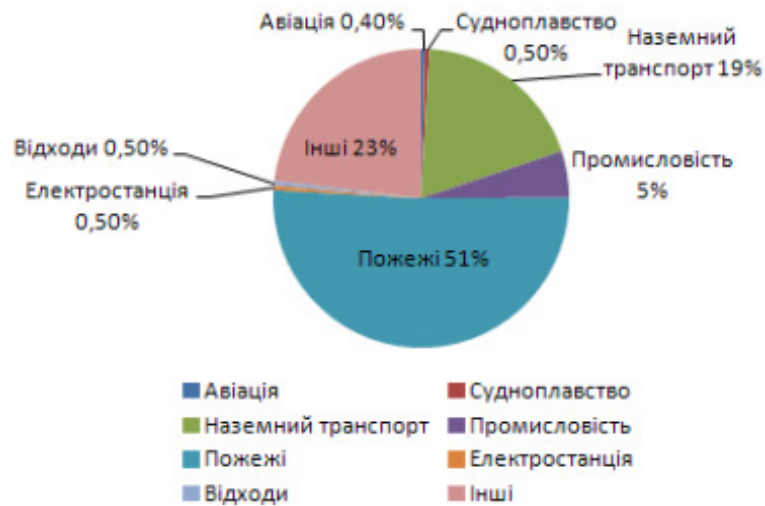
Під час експлуатації авіаційної техніки відбувається забруднення ґрунтів, водних об'єктів та атмосферного повітря. У якості впливу повітряного транспорту на довкілля виявлена в значній шумовій дії та значних викидах різноманітних забруднюючих речовин. Викиди з авіаційних двигунів та

					НАУ. 20. 16. 85 000 ПЗ			
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дат				
Виконала		Шишова Р.І.			<b>РОЗДІЛ 6</b> <b>ЕКОЛОГІЯ ТА ОХОРОНА</b> <b>НАВКОЛИШНЬОГО</b> <b>СЕРЕДОВИЩА</b>	Літ.	Аркуш	Аркушів
Керівник								
Консультант								
Н. Контр.		Дивнич М.П.						
Зав.каф.		Тачиніна О.М.						
						№ гр. СУ-201М 87		

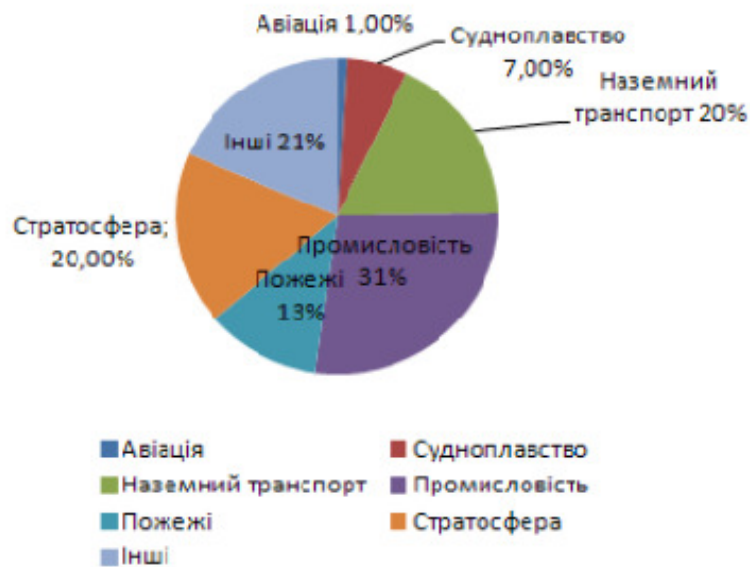
стаціонарних джерел становлять важливий аспект впливу повітряного транспорту на екологічну ситуацію. Крім того, авіація має ряд відмінностей порівняно з іншими видами транспорту: використання здебільшого газотурбінних двигунів зумовлює інший характер протікання процесів і структуру викидів відпрацьованих 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. 6.1). 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. 6.1. 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 (NO<sub>x</sub>) та зважених часток (PM<sub>10</sub>, PM<sub>2.5</sub> та PM<sub>1.0</sub>), 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;

– санітарна класифікація підприємств, виробництв та інших об'єктів, що наведена у додатку № 4 відповідно до ГОСТу 17.2.2.04-86. «Охрана природы. Атмосфера. Двигатели газотурбинные самолетов гражданской авиации. Нормы и методы определения выбросов загрязняющих веществ»;

– 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.).

### **6.3 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 цієї 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, протижелездових реагентів, продукти руйнування штучних покриттів 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 малоприсадною 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 багатоміліардної 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.

#### **6.4 Рекомендації щодо зниження цих негативних чинників**

Нормування забруднення атмосферного повітря при здійсненні експлуатаційних операцій авіатранспортними системами виконується шляхом впровадження 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 прогностичних 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 згорання 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<sub>2</sub>, водяної пари H<sub>2</sub>O, озону O<sub>3</sub>, метану CH<sub>4</sub> 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 ( $A_i$ ) {ACO=1; ACH=3,16; ASO<sub>x</sub>=16,5 ANO<sub>x</sub>=41,1; A<sub>тв.ч</sub>=300}.

Екологічний варіант сумування газоподібних речовин дає можливість визначити, яку відсоткову долю окрема речовина має в загальній масі емісії нормованих газоподібних речовин (табл.6).

Таблиця 6

Доля окремих шкідливих речовин в загальній масі емісії

Авіаційний двигун	Степінь підвищення тиску П00	Доля шкідливої речовини, %		
		CO	CH	NO <sub>x</sub>
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 ІСАО:

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  $A_i$ , 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 CO<sub>2</sub> 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 CO<sub>2</sub> 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 CO<sub>2</sub> 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 К), 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.

## **6.5 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 ефективного 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 дипломній роботі було розглянуто модель транспортного реактивного літака у просторі стану. Синтезовано закони управління .

В першому розділі дипломної роботи було розкрито:

1. Пояснення літального апарату, види літального апарату.
2. Також було наведено класифікацію двигунів літальних апаратів.
3. Розширений опис таких двигунів як реактивний та поршневий, різниця між ними.
4. Коротка історія перших застосувань реактивних двигунів.

В другому розділі роботи:

1. Приведено основні відомості про якість та робастність, та їх оператори для визначення в програмному середовищі MATLAB.
2. Були розглянуті керованість та спостережуваність систем.
3. Описано лінійно-квадратична задача (LQR) та розписано задачі, які можна вирішити за допомогою LQR.
4. Приведено покращення динамічних властивостей за допомогою зворотнього зв'язку.
5. Розписано задачу детермінованого лінійного оптимального управління.
6. Та розписано вирішення задачі регулювання.

У третьому розділі даної дипломної роботи:

1. Було запропоновано структура системи правління з зворотнім зв'язком за вихідними змінними. Викладається детермінований підхід до задачі регулювання лінійної системи при неповних вимірах.
2. Описані умови розміщення полюсів та стабілізація системи управління зі зворотнім зв'язком за вихідною змінною.
3. Описане пояснення до фільтра Люенбергера та спосіб побудови в програмному забезпеченні MATLAB.

У четвертому розділі за допомогою програми MATLAB побудували лінійно-квадратичну задачу та фільтр Люенбергера для неперервної та

дискретної системи для моделі транспортного реактивного літака у просторі стану. У результаті отримали у всіх випадках показники якості та робастності.

Зроблено 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 лінійно-квадратичній задачі, незалежно чи для дискретної, чи для неперервної.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Квакернаак Х., Сиван Р. Линейные оптимальные системы управления.- М.: Мир, 1977. — 656 с.
2. Tunik A.A., Ahn I.K., Ryu H., Lim C.H., Lee H.C. Platform Airship's Robust Stabilization in Stochastic Atmosphere// Proceedings of the KSAS fall Annual Meeting.-Sejong Univ., Seoul.-2001.-P.293-299.
3. Tunik A.A., Ahn I.K., Yeom C.H. Robust Optimizayion of Control Law of Flight in Stochastically Disturbed Atmosphere//Proceedings of Millennium Conference on Air and Space Sciences, Technology and Industries.- Hankook Aviation University.- Apr. 28, 2000.-Seoul, Korea. – P. 122-133.
4. Ahn I.K., Ryu H., Larin V., Tunik A.A. Integrated Navigation, Guidance and Control Systems for Small Unmanned Aerial Vehicles//Proceedings of the World Congress Aviation in the XXI-st Century.- Kyiv.-2003.-P.5.15-5.25.
5. Kwakernaak H.. Robust Control and  $H_{\infty}$  – Optimization// Automatica.-vol.29.- №.2.-1993.-P.255-273.
6. Tunik A.A., Abramovich E.A. Parametric Robust Optimization of the Digital Flight Control Systems// Вісник Нау.-2003.-№.2.-С.31-37.
7. Туник А.А., Абрамович Е.А. Многомодельный подход к параметрической робастной оптимизации цифровых систем управления полетом//Проблеми управління і інформатики.- 2004.- №.2.-С. 32-43.
8. Туник А.А., Абрамович Е.А. Оценка влияний неструктурированных параметрических возмущений на робастность и качество замкнутых цифровых систем управления//Матеріали 11-ці міжнародної конференції з управління «Автоматика-2004».-Л.:Національний університет харчових технологій, 2004.
9. Туник А.А., Абрамович Е.А. Робастна параметрична оптимізація дискретної системи управління, яка має неструктуровані параметричні збурення//Вісник НАУ.-2004.- №.2.-С.31-35
10. Абрамович О.О., Туник А.А. Багатомодельний підхід до параметричної робастної оптимізації дискретних систем керування//Збірник праць

Міжнародної Науково-технічної конференції «Авіа-2003».- К.:Нау, 2003.-Т.2-С.9-12.

11. Филипс Ч., Харбор Р. Системы управления с обратной связью.-М.: Лаборатория базовых знаний.-2001.-615 с.

## ДОДАТОК А

### ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РІШЕННЯ ЛІНІЙНО-КВАДРАТИЧНОЇ ЗАДАЧІ ДЛЯ НЕПЕРЕРВНОЇ СИСТЕМИ

```
A=[-0.0558 -0.9968 0.0802 0.0415; 0.5980 -0.1150 -0.0318 0; -3.0500 0.3880 -  
0.4650 0; 0 0.0805 1 0];  
B=[0.0073 0;-0.475 0.0077; 0.153 0.143; 0 0];  
C=eye(4)  
D=eye(4,2)  
Ta=0.1;  
Aac=[-1/Ta 0; 0 -1/Ta]  
Bac=[1/Ta 0; 0 1/Ta]  
Cac=eye(2)  
Dac=zeros(2)  
sysac=ss(Aac,Bac,Cac,Dac)  
sys1=ss(A,B,C,D)  
sysser=series(sysac,sys1)  
[Ase,Bse,Cse,Dse]=ssdata(sysser)  
sys2=ss(Ase,Bse,eye(6),zeros(6,2))  
W=[0.01 1 3 1.5 1 0.5]  
Q=diag(W)  
R=[0.5 0  
0 0.5]  
[P,S,E]=lqr(Ase,Bse,Q,R)  
regz=feedback(sys2,P)  
[Aregz,Bregz,Cregz,Dregz]=ssdata(regz)  
H2n=normh2(Aregz,Bregz,Cregz,Dregz)  
Hinf_n=normhinf(Aregz,Bregz,Cregz,Dregz)
```



## ДОДАТОК Б

### ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РІШЕННЯ ЛІНІЙНО-КВАДРАТИЧНОЇ ЗАДАЧІ ДЛЯ ДИСКРЕТНОЇ СИСТЕМИ

```
A=[-0.0558 -0.9968 0.0802 0.0415; 0.5980 -0.1150 -0.0318 0; -3.0500 0.3880 -  
0.4650 0; 0 0.0805 1 0];  
B=[0.0073 0;-0.475 0.0077; 0.153 0.143; 0 0];  
C=eye(4)  
D=eye(4,2)  
Ta=0.1;  
Aac=[-1/Ta 0; 0 -1/Ta]  
Bac=[1/Ta 0; 0 1/Ta]  
Cac=eye(2)  
Dac=zeros(2)  
sysac=ss(Aac,Bac,Cac,Dac)  
sys1=ss(A,B,C,D)  
sysser=series(sysac,sys1)  
[Ase,Bse,Cse,Dse]=ssdata(sysser)  
sysd=c2d(sysser,0.02)  
[Ad,Bd,Cd,Dd]=ssdata(sysd)  
sys2=ss(Ad,Bd,eye(6),zeros(6,2))  
W=[0.01 1 3 1.5 1 0.5]  
Q=diag(W)  
R=[0.5 0  
0 0.5]  
[P,S,E]=dlqr(Ad,Bd,Q,R)  
regzd=feedback(sys2,P)  
[Aregzd,Bregzd,Cregzd,Dregzd]=ssdata(regzd)  
BB=Bregzd*Bregzd'  
G=dlyap(Aregzd,BB)  
H2=(trace(Cregzd*G*Cregzd'))
```

Hinf\_n=normhinf(Aregzd,Bregzd,Cregzd,Dregzd)

## ДОДАТОК В

### ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РІШЕННЯ ЗА ДОПОМОГОЮ ФІЛЬТРА ЛЮЕНБЕРГЕРА ДЛЯ НЕПЕРЕРВНОЇ СИСТЕМИ

```
A=[-0.0558 -0.9968 0.0802 0.0415; 0.5980 -0.1150 -0.0318 0; -3.0500 0.3880 -  
0.4650 0; 0 0.0805 1 0];  
B=[0.0073 0;-0.475 0.0077; 0.153 0.143; 0 0];  
C=[0 1 0 0; 0 0 0 1];  
D=[0 0; 0 0];  
sys1=ss(A,B,C,D) Ta=0.1;  
Aac=[-1/Ta 0; 0 -1/Ta]  
Bac=[1/Ta 0; 0 1/Ta]  
Cac=eye(2)  
Dac=zeros(2)  
sysac=ss(Aac,Bac,Cac,Dac)  
sysser=series(sysac,sys1)  
[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 1 0; 0 0 0 0 0 1]  
C=[Cse;Csh]  
L=inv(C)  
L1=L(:,1:2)  
L2=L(:,3:6)  
Ak=Csh*Ase*L2  
Bk=Cse*Ase*L2  
Aksht=(Csh*Ase*L2)'  
Bksht=(Cse*Ase*L2)'  
Pk=[-0.339 -1.0254 -1 -0.05]  
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(3,2)]
est=ss(Aest,Best,Cest,Dest)
disp('Series interconnection "nominal" sys and L_Filter')
syspar=parallel(est,sys1,3,1,[],[])
Q=[ 1 3
    2 4]
inputs=[3]
outputs=[1 2 3 4]
sysest=connect(syspar,Q,inputs,outputs)
[Asf,Bsf,Csf,Dsf]=ssdata(sysest)
A=eig(Asf)
R1=[1 4 0.8 25]
R1=diag(R1)
R2=[0.5]
[P,S,E]=lqr(Asf,Bsf,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'))

```

## ДОДАТОК Г

### ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РІШЕННЯ ЗА ДОПОМОГОЮ ФІЛЬТРА ЛЮЕНБЕРГЕРА ДЛЯ ДИСКРЕТНОЇ СИСТЕМИ

```
A=[-0.0558 -0.9968 0.0802 0.0415; 0.5980 -0.1150 -0.0318 0; -3.0500 0.3880 -  
0.4650 0; 0 0.0805 1 0];  
B=[0.0073 0;-0.475 0.0077; 0.153 0.143; 0 0];  
C=[0 1 0 0; 0 0 0 1];  
D=[0 0; 0 0];  
sys1=ss(A,B,C,D)  
Ta=0.1;  
Aac=[-1/Ta 0; 0 -1/Ta]  
Bac=[1/Ta 0; 0 1/Ta]  
Cac=eye(2)  
Dac=zeros(2)  
sysac=ss(Aac,Bac,Cac,Dac)  
sysser=series(sysac,sys1)  
[Ase,Bse,Cse,Dse]=ssdata(sysser)  
sysd=c2d(sysser,0.02)  
[Ad,Bd,Cd,Dd]=ssdata(sysd)  
disp('L_Filter')  
Csh=[1 0 0 0 0; 0 0 1 0 0 0; 0 0 0 0 1 0; 0 0 0 0 0 1]  
C=[Cd;Csh]  
L=inv(C)  
L1=L(:,1:2)  
L2=L(:,3:6)  
Ak=Csh*Ad*L2  
Bk=Cd*Ad*L2  
Aksht=(Csh*Ad*L2)'  
Bksht=(Cd*Ad*L2)'  
Pk=[-0.339 -0.0254 -0.1 -0.05]
```

```

Kksht=place(Aksht,Bksht,Pk)
K=Kksht'
Aest=[(Csh*Ad*L2-K*Cd*Ad*L2)]
By=(Csh*Ad*L2*K+Csh*Ad*L1-K*Cd*Ad*L1-K*Cd*Ad*L2*K)
Bu=(Csh*Bd-K*Cd*Bd)
Best=[By Bu]
Cest=L2([1:2 6],:)
D1=(L1+L2*K)
D2=D1([1:2 6],:)
Dest=[D2 zeros(3,2)]
est=ss(Aest,Best,Cest,Dest)
disp('Series interconnection "nominal" sys and L_Filter')
syspar=parallel(est,sys1,3,1,[],[])
Q=[ 1 3
    2 4]
inputs=[3]
outputs=[1 2 3 4]
sysest=connect(syspar,Q,inputs,outputs)
[Asf,Bsf,Csf,Dsf]=ssdata(sysest)
A=eig(Asf)
R1=[1 4 0.8 25]
R1=diag(R1)
R2=[0.5]
[P,S,E]=lqr(Asf,Bsf,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'))

```