

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
Кафедра систем управління літальних апаратів

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ  
Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_

Тачиніна О. М.

“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2020 р.

## **ДИПЛОМНА РОБОТА**

**(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬО-КВАЛІФІКАЦІЙНОГО РІВНЯ  
“МАГІСТР ”**

Тема: Робастна оптимізація системи управління аерозондом з використанням фільтра Калмана (повздовжний канал)

Виконавець:	_____	Снігуровська Дарина
Керівник:	_____	Галагуз Т. А.
Нормоконтролер:	_____	Дивнич М.П.

Київ 2020

# НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Інститут аерокосмічних систем управління

Кафедра систем управління літальних апаратів

Компютеризовані системи управління та автоматика, «Технології управління великими системами»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Тачиніна О. М.

«\_\_\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 р.

## ЗАВДАННЯ

### на виконання дипломної роботи

Ім'я студента: \_\_\_\_\_ Снігуровська Дарина Олегівна

1. Тема дипломної роботи: Робастна оптимізація синтез системи управління аерозондом з використанням фільтра Калмана (повздовжний канал)

затверджена наказом ректора «Наказ #1944/ст від 08.10.2020».

2. Термін виконання роботи: з 5 жовтня 2020р. до 21 грудня 2020 р.

3. Вихідні дані до роботи: \_\_\_\_\_ матриці у просторі станів, інформація про доступні вимірювання

4. Зміст пояснювальної записки: Розділ 1 Огляд та характеристики безпілотного літального апарату «Аерозонд»; Розділ 2 Аналіз підходів до синтезу систем управління БПЛА; Розділ 3 Структурно-параметричний синтез робастної системи управління з використанням спостерігача Калмана; Розділ 4 Проектування робастної системи управління; Розділ 5 Охорона праці; Розділ 6 Екологія; Список використаної літератури;

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: \_\_\_\_\_ система моделювання у графічному середовищі MATLAB/Simulink, результати моделювання.

## 6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Вступ	06.10.2020- 10.10.2020	
2	Особливості БПЛА як об'єкта дослідження. Визначення проблеми	11.10.2020- 20.10.2020	
3	Підготовка та оформлення розділів розділів 1-2 дипломної роботи	21.10.2020- 05.11.2020	
4	Розробка структурної схеми управління та її синтез. Моделювання	06.11.2020- 15.11.2020	
5	Підготовка та оформлення розділів розділів 3-4 дипломної роботи	16.11.2020- 01.12.2020	
6	Підготовка та оформлення розділів 5-6 дипломної роботи і підготовка результатів моделювання	02.12.2020- 17.12.2020	
7	Оформлення пояснювальної записки. Висновки	17.12.2020- 21.12.2020	

7. Дата видачі завдання:

Керівник дипломної роботи \_\_\_\_\_

(підпис керівника)

Галагуз Т. А.

(П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання \_\_\_\_\_

(підпис випускника)

Снігуровська Д.О.

(П.І.Б.)

## АННОТАЦІЯ

Пояснювальна записка до дипломної роботи на тему: «Робастна оптимізація системи управління аерозондом с використанням фільтра Калмана (повздовжний канал): 125 сторінок, 14 ілюстрацій, 5 таблиць, 25 посилань, 2 додатка.

Ключові слова: СИСТЕМА УПРАВЛІННЯ ПОЛЬОТОМ, БЕЗПЛОТНИЙ ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ, АЕРОЗОНД, СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧНИЙ СИНТЕЗ, РОБАСТНА ОПТИМІЗАЦІЯ, АЕРОДИНАМІЧНІ КОЕФІЦІЄНТИ, АВТОПЛОТ, ФІЛЬТР КАЛМАНА, ПОВЗДОВЖНИЙ РУХ, МОДЕЛЬ ПРОСТОРУ СТАНІВ, СПРОЦЕННЯ ОТРИМАНОВОГО РЕЗУЛЬТАТУ.

**Мета роботи:** структурно-параметричний синтез робастної системи управління з використанням спостерігача Калмана.

**Об'єкт дослідження:** Аерозонд.

**Предмет дослідження:** методи і алгоритми відновлення параметрів фазового вектора, синтезу систем управління для БПЛА.

**Методологічна база:** сучасні методики аналізу, синтезу і моделювання систем.

**Завдання,** які були виконані в роботі:

1. Початковими даними для синтезу є матриці простору станів об'єкта управління та інформація про доступні вимірювання. Першим кроком є відновлення повного вектора стану системи з використанням оптимального стохастичного регулятора.
2. Синтез оптимального детермінованого регулятора з використанням відновленого вектора стану.
3. Робастизація отриманого оптимального результату.
4. Отримання, підтвердження та оцінка результатів за допомогою моделювання з урахуванням нелінійностей, притаманних реальному об'єкту.

**Актуальність дипломної роботи.** З часом і постійним розвитком мобільних роботів використання безпілотного літального апарату (БПЛА) стало дуже популярним у різних сферах людського життя та технологічної діяльності.

Перш за все, актуальність пов'язана з перевагами безпілотника. Завдяки своїм невеликим габаритам, міцній конструкції, компактності, маневреності та простоті управління, при невеликій масі та значній масі корисного навантаження безпілотні літальні апарати можуть виконувати широкий спектр завдань. Вони успішно використовуються для аерофотозйомки та картографування, оперативного прогнозування та оцінки наслідків надзвичайних ситуацій, моніторингу промислових об'єктів та природних комплексів, доставки товарів, для розважальних цілей тощо.

Використання безпілотних літальних апаратів у пошуково-рятувальних операціях є відносно новою тенденцією, що швидко розвивається.

У наші дні очевидно, що нові технологічні досягнення дозволяють залучати безпілотну авіацію до вирішення завдань високої складності.

Безпілотні літальні апарати мають велику різноманітність можливих реалізацій завдяки своїй мобільності, простоті використання та відносній дешевизні.

Хоча надійність БПЛА значно зросла за останні 15 років, ця проблема все ще залишається серед основних для виробництва літальних апаратів та різних видів галузей: військова, стратегічна. Нинішні показники відмов та аварій чи поломок-на БПЛА набагато вищі, ніж у пілотованих літаків.

Таким чином, згідно з постановкою проблеми дипломної роботи, мова йде про структурно-параметричний синтез оптимальної системи управління.

Для доведення ефективності управління польотом ми провели моделювання замкнутої системи. Результати моделювання доводять високу ефективність синтезованого закону управління.

## ЗМІСТ

СПИСОК СКОРОЧЕНЬ.....	9
ВСТУП.....	10
РОЗДІЛ 1: МАЛІ БЕЗПЛОТНІ АПАРАТИ ЯК КЕРУЮЧІ ОБ’ЄКТИ.....	12
1.1. Безпілотні літальні апарати: огляд.....	12
1.2. Класифікація БПЛА.....	13
1.2.1. Мікро- і Міні- БПЛА.....	14
1.2.2. Тактичні БПЛА.....	15
1.2.3. Стратегічні БПЛА.....	17
1.3. Технології БПЛА та їх структура.....	17
1.3.1. Інерційні сенсори.....	18
1.4. Галузі застосування БПЛА.....	19
1.5. Аерозонд.....	20
1.5.1. Характеристики аерозонда.....	21
1.5.2. Історія.....	23
1.5.3. Галузі застосування аерозонда.....	24
1.6. Проблеми розробки БПЛА.....	29
1.6.1. Огляд.....	29
1.6.2. Невирішені проблеми.....	32
1.7. Висновки.....	33
РОЗДІЛ 2: АНАЛІЗ ПІДХОДІВ ДО СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ БПЛА.....	34
2.1. ОПИС СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ.....	34
2.2. ПІДХОДИ ДО СИНТЕЗУ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ.....	37
2.2.1. Нейронний .....	40
2.2.2. Модель етапу зовнішнього проектування складної технічної системи.....	44

2.2.3. Методи обчислення в просторі станів.....	46
2.3. СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧНИЙ СИНТЕЗ (ФІЛЬТР КАЛМАНА + РЕГУЛЯТОР).....	48
2.3.1. Принципи фільтра Калмана.....	48
2.3.2. Розширений фільтр Калмана.....	49
2.3.3. Ітераційний розширений фільтр Калмана.....	50
2.3.4. Нецентрований фільтр Калмана.....	50
2.3.5. Дискретні оптимальні системи управління .....	50
2.4. Висновки.....	51
<b>РОЗДІЛ 3: СТРУКТУРНО-СИНТЕЗ РОБАСТНОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ З ВИКОРИСТАННЯ СПОСТЕРІГАЧА КАЛМАНА.....</b>	<b>52</b>
3.1. Основна структурна схема.....	52
3.2. Загальна постановка задачі та особливості опису об'єкта у просторі станів .....	53
3.3. Використання фільтра Калмана.....	54
3.4. Синтез оптимальної неперервної системи.....	59
3.5. Робастизація оптимального неперервного закону управління.....	65
3.6. Синтез оптимальної дискретної системи.....	69
3.7. Робастизація оптимальної дискретної системи управління польотом.....	71
3.8. Висновки.....	75
<b>РОЗДІЛ 4: ПРОЕКТУВАННЯ РОБАСТНОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ АЕРОЗОНДОМ.....</b>	<b>76</b>
4.1. Використання фільтра Калмана для процесу синтезу.....	76
4.2. Оптимальний стохастичний спостерігач (фільтр Калмана).....	78
4.3. Оптимальний детермінований регулятор .....	79
4.4. З'єднання пониженого спостерігача та оптимального детермінованого регулятора.....	79
4.5. Результати робастної оптимізації.....	87
4.7. Висновки.....	88

РОЗДІЛ 5: ОХОРОНА ПРАЦІ.....	90
5.1. Перелік небезпечних і шкідливих факторів.....	90
5.2. Зменшення дії небезпечних і шкідливих факторів при експлуатації.....	91
5.2.1. Недостатність штучного освітлення.....	91
5.2.2. Виробничий шум.....	93
5.2.3. Напруженість праці.....	93
5.2.4. Іонізуючі електромагнітні поля і випромінювання.....	94
5.2.5. Небезпека враження електричним струмом.....	94
5.3. Пожежна та вибухова безпека.....	95
5.4. План евакуації з лабораторії.....	96
5.5. Інструкція з техніки безпеки.....	97
5.6. Висновки.....	98
РОЗДІЛ 6: ЕКОЛОГІЯ.....	99
6.1. Аналіз впливу техногенних чинників на навколишнє природне середовище.....	99
6.2. Вплив на навколишнє середовище.....	101
6.3. Методи та засоби захисту навколишнього середовища від впливу негативних чинників.....	103
6.3.1. Захист від вібрації.....	103
6.3.2. Захист від шуму.....	105
6.3.3. Захист від електромагнітного випромінювання.....	106
6.4. Висновки.....	107
ВИСНОВКИ.....	109
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ.....	110
ДОДАТОК А.....	111
ДОДАТОК Б.....	121



## СПИСОК СКОРОЧЕНЬ

БПЛА – безпілотний

літальний апарат

ФК – фільтр Калмана

НС – навігаційна система

БК – бортовий комп'ютер

МЕМС –

мікроелектромеханічна

система

РФК – розширений фільтр

Калмана

СС – система стабілізації

## ВСТУП

З часом, постійним розвитком робототехніки та безпроводних технологій, використання безпілотного літального апарату (БПЛА) стало дуже популярним у різних сферах людського життя та технологічної діяльності.

Перш за все, це пов'язано з перевагами безпілотника та інших безпілотних літальних апаратів, таких як аерозонди. Завдяки невеликим габаритам, міцній конструкції, компактності, маневреності та простоті системи управління, низькій власній масі зі значною масою корисного навантаження, безпілотні літальні апарати можуть виконувати широкий спектр завдань. Вони успішно використовуються для аерофотозйомки та картографування, оперативного прогнозування та оцінки наслідків надзвичайних ситуацій, моніторингу промислових об'єктів та природних комплексів, доставки товарів, для розважальних цілей тощо.

Використання безпілотних літальних апаратів у пошуково-рятувальних операціях є відносно новою тенденцією, що швидко розвивається. Серед основних причин та переваг використання дронів для таких цілей є:

- висока ефективність, що особливо важливо в надзвичайних ситуаціях;
- надійність, оскільки відсутній людський фактор;
- відсутність або значне зменшення загрози життю та здоров'ю персоналу;
- економічна ефективність завдяки відносній дешевизні безпілотників;
- візуальний моніторинг у режимі реального часу з високою якістю зображення;
- швидкий пошук з ідентифікацією мети;
- використання термографії, нічного бачення та голосового сповіщення;
- можливість використання груп безпілотників для реалізації більш складних функцій в умовах простої ситуації.

Однак потенційне використання безпілотників обмежується тим фактом, що в наші дні управління польотом безпілотника здійснюється в напівавтоматичному режимі за командами оператора або у віддаленому режимі.

Для забезпечення конкурентоспроможності та ефективності БПЛА вимагає низьких витрат. Крім того, мінімальна кількість дешевих датчиків призводить до того, що вимірюються не всі змінні, а наявні вимірювання містять шум, отже, синтез ефективного управління ускладнюється.

## РОЗДІЛ 1

### МАЛІ БЕЗПІЛОТНІ АПАРАТИ ЯК КЕРУЮЧУ ОБ'ЄКТИ

#### 1.1. БЕЗПІЛОТНІ ЛІТАЛЬНІ АПАРАТИ: ОГЛЯД

На сьогоднішній день термін БПЛА - «безпілотний літальний апарат» - має велику кількість визначень та синонімів, таких як "безпілотний", "безпілотник" або "багатокористувацький вертоліт". Одне з найпопулярніших і найпростіших визначень БПЛА - "Безпілотний літальний апарат - це літак без людини (екіпажу) на борту". Однак він занадто узагальнений і не завжди точно відображає особливості літального апарату. Тому, більш точно і зрозуміло, БПЛА можна описати на основі визначення поняття "безпілотний мобільний транспортний засіб": "Безпілотний літальний апарат - це багаторазовий або умовно повторюваний не бойовий літак (людина-пілот), здатний самостійно виконувати - прямий та цілеспрямований рух у повітрі для виконання різних функцій в автономному режимі (за допомогою виконавчої програми) або за допомогою дистанційного керування (здійснюється особою-оператором зі стаціонарної або мобільної панелі управління). Не включають безпілотні модифікації серійних літаків, що використовуються як повітряні цілі, а також усіх типів балістичних та дрейфуючих ракет [1].

По зручності, безпілотні літальні апарати поділено на три групи:

- дистанційно пілотований бортовий апарат - безпілотний літальний апарат з безперервним управлінням, що здійснюється тим чи іншим способом від стаціонарної або мобільної станції управління;
- безпілотний літальний апарат - апарат, який реалізує своє функціональне призначення в автоматичному режимі відповідно до встановлених алгоритмів та програм експлуатації;

*Кафедра системи управління  
літальними апаратами*

Виконала	Снігуровська Д.О.		
Керівник	Галагуз Т.А.		
Консультант			
Н-контроль	Дивнич М.П.		
Зав. каф.	Тачиніна О.М.		

*БПЛА як керуючі об'єкти*

Літера	Аркуш	Аркушів
	12	125
<b>202М</b>	<b>151</b>	

- бортовий апарат з дистанційним управлінням - це безпілотний літальний апарат, який реалізує своє функціональне призначення переважно автономно, з періодичним втручанням оператора для перенацілювання або перепрограмування системи управління літаком.

Якщо ви хочете спробувати знайти визначення безпілотного літального апарату (БПЛА), будьте впевнені, що ви знайдете великий вибір варіантів у літературі. Отже, можна сказати, що БПЛА - це повітряний апарат, здатний здійснювати стійкий політ без необхідності перебування на борту людини-оператора. Незважаючи на те, що в даний час безпілотні літальні апарати в основному використовуються у військових цілях, вони також можуть виконувати такі наукові завдання, завдання громадської безпеки та комерції, як збір даних та зображень районів катастроф, побудова карт, реле зв'язку, пошук та порятунок, рух спостереження тощо.

БПЛА можуть бути:

- дистанційно керованими;
- напівавтономними;
- автономними;
- комбінованими.

БПЛА здатні виконувати стільки завдань, скільки ви можете собі уявити, включаючи порятунок людського життя. У наш час БПЛА виконують різноманітні завдання, і існує безліч їх типів, з різними можливостями, що відповідають різним потребам замовника.

## 1.2. КЛАСИФІКАЦІЯ БПЛА

Існує декілька різних груп, яким було запропоновано побудувати еталонні стандарти для міжнародної спільноти БПЛА. Європейська асоціація безпілотних систем (EUROUVS) склала класифікацію систем БПЛА на основі таких параметрів: максимальна злітна вага, висота польоту, розмір, витривалість, швидкість тощо. Однак важливо зазначити, що EUROUVS не створив

класифікацію для цілей сертифікації, а скоріше з метою складання універсального каталогу категорій БПЛА, а також пов'язаних із ними скорочень.

Як правило, БПЛА включають один із шести корисних класів (хоча багатофункціональні фреймворкові платформи стали набагато поширенішими):

- Помічник з цілей у приманці Nursingd - забезпечення наземних та повітряних знарядь війни ціллю, що імітує судно та ракету противника;
- Розвідка - забезпечення поля бойової розвідки;
- Бойовий - забезпечення можливості атаки для поганих місій;
- Логістика - БПЛА, спеціально розроблені для експлуатації продукції та постачання;
- Дослідження та розробки - звичні додаткові технології розробки БПЛА, які будуть інтегровані в розгорнуті літаки БПЛА;
- Цивільні та ділові - БПЛА, спеціально розроблені для цивільних та ділових застосувань.

#### 1.2.1. МІКРО- ТА МІНІ- БПЛА

Кластер БПЛА складається з класу найменших платформ, які спільно літають на менших висотах (менше трьохсот метрів). Варіанти використання для цієї категорії пристроїв зосереджені на створенні БПЛА, які можуть експлуатуватися в міських регіонах або, можливо, всередині будівель, літати по коридорах, нести прилади для прослуховування та запису, передавачі або мініатюрні телевізійні камери.

Агентство США з удосконаленого оборонного аналізу розробило групу критеріїв, які можуть полегшити розробнику відокремлення мікро- БПЛА. Одиниці зони критеріїв представлено в таблиці 1. Одиниця зони необхідності, надана наступним джерелом: “Виклики, що стоять перед майбутнім розвитком малих повітряних апаратів”. D.J.Pines & F.Bohorques AIAA Journal of craft, квітень 2006 р. [3].

### Характеристики мікро БПЛА:

Специфікація	Вимога
Розмір	<15 см
Вага	100 г
Вантажність	20 г
Діапазон	1-10 км
Витривалість	60 хв
Висота	<150 м
Швидкість	15 м/с

*Таблиця 1. Мікро БПЛА характеристики*

Цілі продуктивності для нормальної роботи мікро БПЛА, що наведені у *Таблиці 1* все ще недосяжні, можливо, завдяки тому факту, що не всі технологічні одиниці піднімаються, тим не менше, а також нездатність конструкторів БПЛА подолати екологічні обмеження за допомогою наявної технології.

Розвиток мікроелектромеханічних систем (МЕМС) в останні роки може полегшити подолання цих обмежень шляхом факультативної збірки невеликого, надзвичайно корисного навігаційного обладнання (акселерометри МЕМС та гіроскопи швидкості електроенергії), температурних інфрачервоних (ІЧ) датчиків та пристрою з зарядкою ССД) камери. Хоча в даний час переважною частиною міні-БПЛА - зокрема, міні-БПЛА з можливістю вертикального зльоту та посадки - в межах близьких до майбутніх невеликих ділянок БПЛА, як очікується, стане набагато розумніше та переважніше. Таким чином, перспективний підрозділ, який має сенс для малих та міні-БПЛА, стати інтелектуальними «повітряними роботами», тобто абсолютно автономними мислительними машинами.

#### 1.2.2. ТАКТИЧНІ БПЛА

До цього класу належать важчі платформи, площею яких є одиниці польоту на більших висотах - від 3000 до 8000 метрів [1]. На відміну від малих та міні-БПЛА, це підгрупа, яка в основному використовується для цивільних / комерційних

завдань, БПЛА плану дій в основному підтримують військові завдання. Тактичні БПЛА зазвич можна розділити на шість підкатегорій:

- близький діапазон ,
- близька дальність,
- середній діапазон,
- великий діапазон,
- витривалість,
- середня висота на великій відстані.

Відсутність систем супутникового зв'язку обмежує відстань, на якій працюють БПЛА, близькі, короткі та середні. Однак БПЛА великої дальності повинні використовувати багато передових технологій для реалізації своїх завдань. Зазвичай це передбачає включення супутникового зв'язку або іншої платформи, що діє як реле, щоб подолати недолік зв'язку між нижньою станцією та БПЛА, спричинений кривизною Землі.

Платформи БПЛА середнього радіусу дії мають безліч вдосконалених аеродинамічних стилів та систем управління завдяки їх високим експлуатаційним потребам, як ілюструє тіньовий апарат "Тінь двісті чотириста" [1].

Щодо безпілотників, що працюють на великій відстані середньої висоти, гарним прикладом є MQ-1 Predator («Хижак»). Його розроблено та спроектовано американською компанією General Atomics. "Хижак" може працювати до сорока годин на максимальній відстані від трьох до 704 кілометрів і ніс інтенсивну службу в штатах, країнах Азії та в зонах конфлікту, що створює небезпеку для пілотів. Такі БПЛА відповідають за точність полювання на цілі, однак, система не доскональна. Галузь безпілотних літальних апаратів потребує додаткових удосконалень для зменшення розмірів і впровадження нових можливостей.



### 1.2.3. СТРАТЕГІЧНІ БПЛА

На більшій висоті, БПЛА, як правило, - це важчі платформи з більшим перельотом і витривалістю. Оскільки в результаті, БПЛА може справляти великий вантаж, то, щоб переміщатися на більшу відстань протягом тривалого часу, безпілотному апарату потрібна додаткова енергія [1]. Платформи HALE як стратегічні БПЛА із змінним значенням максимальної зльотної висоти від 500 кілограмів до 12000 кілограмів і найбільшої висоти польоту близько 20000 метрів. Вони надзвичайно машинні, зльоти та посадки виконуються механічно.

У будь-який час протягом своєї місії станція нижнього управління буде керувати БПЛА HALE. Військовий БПЛА Джона Говарда Нортропа Груммана, Всесвітній Яструб, з тридцятьма п'ятьма годинами витримки - це, мабуть, найвідоміший відомий БПЛА HALE і пропонує справді видатні характеристики. Приклад сестринського прикладу невійськового HALE полягає в тому, що грецьке божество з електричним / сонячним приводом із середовища Aero, яке експлуатується Національним управлінням авіації та космосу. Грецьке божество використовує зіркові панелі для живлення гвинтів з електричним приводом. Адвокат у Нурсінгді встановив рекорд висоти близько тридцяти тисяч кілометрів. Стиль цього БПЛА пропонує декілька варіантів залучення цивільних завдань, таких як спостереження за Землею, що збільшує та доповнює супутники дистанційного зондування. Різні додатки довгої БПЛА втілюють зв'язок, картографування та дотримання частин.

### 1.3. ТЕХНОЛОГІЇ БПЛА ТА ЇХ СТРУКТУРА

Експлуатаційні потреби крихтих БПЛА - як, наприклад, лежачи на дні та в будівлях з купою перешкод - створює проблеми для простого застосування технологій, що використовуються у більших БПЛА. Наприклад, навігація на основі GNSS успішно використовується в плані дій та стратегічних БПЛА, однак

менша кількість підходить для менших БПЛА, що експлуатуються в точці дна або навколо перешкод.

Це допомогло стимулювати використання технології MEMS у надзвичайно інтегрованих та полегшених навігаційних системах, проте завдяки розробці мініатюрних датчиків, таких як мікроконтролери та автопілоти. Однак ні механічне явище, ні навігаційні системи GNSS не дадуть повороту або зіткнення для автономного польоту в безпосередній близькості. Ці операції потребують асоціації з доглядом за пацієнтами правильної оцінки положення БПЛА щодо охоплюючих об'єктів. Для своєї або її половини, вимірювальна система технологічних систем є надмірною і серйозною для використання в невеликих БПЛА. Однак розвиток CMOS-камер та вдосконалення цифрових зображень сприяли розвитку подій та застосуванню "зображень камери" для цих функцій у крихітних автономних БПЛА.

Візуальне зондування дасть знання для оцінки відносного положення, обізнаності про стан справ та взаємодії БПЛА з фізичним світом і, можливо, представляє додаткову переважну технологію для цих функцій, ніж GPS або INS. Натомість, навпаки, інформація від датчиків, таких як GPS, IMU та гаусметр, коли їх поєднують із знаннями, отриманими з послідовностей зображень, значно підвищить рівень обізнаності транспортного засобу та його оператора. Отож, одиниця зони візуальних прийомів, яка використовується для позиціонування у багатьох БПЛА, з'являється, і зір ноутбука відіграє першорядну необхідну роль в екологічному зондуванні, яке здійснюють БПЛА [7].

### 1.3.1. ІНЕРЦІЙНІ СЕНСОРИ

Інерційні навігаційні системи - або, додатково, одиниці активності механічних явищ - квадратні міри, широко використовувані в якості датчиків, в даний час вони не здатні задовольнити потреби БПЛА в правильній та точній навігації через властивий їм шум діяльності. Якщо точність механічного явища

МЕМС можна покращити шляхом групової дії на них за допомогою різних датчиків, водночас розробляючи вдосконалені алгоритми оцінки, однак, адекватна роздільна здатність також може бути знайдена. незважаючи на те, що зовнішні датчики, такі як зір / радіолокатор, мають широкий квадратний розмір, що застосовуються в автономних БПЛА, інтеграція GPS / INS продовжує залишатися найпопулярнішим вибором у таких додатках. найпростіша оцінка отримується шляхом поєднання кожного віктимізаційного вимірювання INS та GPS у кожній із існуючих стратегій інтеграції GPS / INS. Як правило, ці методи покладаються на методи фільтрації для досягнення правильної оцінки стану.

#### 1.4. ГАЛУЗІ ЗАСТОСУВАННЯ БПЛА

БПЛА широко використовуються у військовій справі, в першу чергу для дослідження повітря, як тактичного, так і стратегічного призначення. Підпільні міні- та мікро-підкласи все частіше використовуються під час бойових дій на рівні взводу та у відділі для термінового отримання інформації типу "що за пагорбом", тобто для вирішення завдань військової розвідки. Перспективним напрямком їх застосування є вирішення комплексних завдань. БПЛА також використовуються для регулювання вогневих ударів для наземних цілей та як удари.

Крім того, невоснні п'яниці використовуються для вирішення широкого кола завдань, які пілотовані пілоти з різних причин є недоречними. Такими завданнями є:

- моніторинг повітряного простору, наземних та водних поверхонь,
- контроль екології навколишнього середовища,
- управління повітряним рухом,
- контроль морського судноплавства,
- розвиток систем зв'язку,
- польова логістика (передача запасних частин, акумуляторів, боєприпасів, ліків тощо),
- художня фотографія.

## 1.5. АЕРОЗОНД

### Специфікації БПЛА Аерозонд:

Довжина, м	1.7
Розмах крил, м	2.9
Висота, м	0.6
Вага, кг	13.1
Макс. шв., км/г	140
Діапазон, км	3000
Висота хмар, м	4500
Тип двигуна	модифікований Epya R120, 1,74 к.с. (1280 Вт)

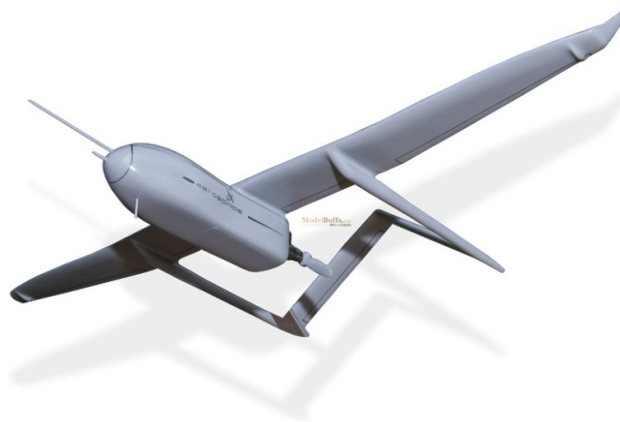
Аерозонд - це малий повітряний апарат з дистанційним управлінням (БПЛА), призначений для збору інформації про погоду, а також вимірювань температури, тиску газу, вологості та вітру над океанами та віддаленими районами. Бплан Aerosonde був розроблений янською компанією Insitu, Inc., і в даний час він виготовляється австралійською компанією Aerosonde Ltd, що може бути стратегічним бізнесом японської фірми AAI Corporation (AAI не була успадкована янським промисловим конгломератом Textron в 2007 році).

Протягом середини сімдесятих років до 1987 року рейси розвідувальних штурмових операцій навколо західної частини Тихого океану безперервно вводилися кораблем флоту ВПС США C130, що базується на Гуамі. Зараз національна програма циклонів США зосереджує увагу лише на спостереженні за операціями розвідки циклонів на Японії, Тихому океані авіацією ВПС та літаками NOAA P3 з аерозоном (OFCSM, 2002; Хок і Франклін, 1999). Таке судно, що вимірює ціни, які відрізняються різними, та кілька інших програм дали настанову іншим дешевшим, але додатково ефективним дозволам за допомогою дистанційно керованого повітряного судна (БПЛА).

Невеликий роботизований БПЛА, розроблений корпорацією InSitu. (McGill, 1994) та застосований у багатьох частинних польових експериментах (Holland et

al., 2001; Maya Lin et al., 2000) показує ймовірність вимагати спостереження за операцією розвідок шторму. Програма пом'якшення наслідків стихійних лих у рамках Національної наукової ради розпочала підтримку проекту "Аерозонда" з 1998 року на Тайвані.

За винятком зльоту та посадки, політ був автономним, без зовнішнього контролю, на висоті 1600 метрів. Аерозонди також були першими безпілотними літаками, які проникли в тропічні циклони, з початковою місією в 2001 році, а потім - у 2005 році.



*Рис. 1.5.1. Аерозонд*

### 1.5.1. ХАРАКТЕРИСТИКИ АЕРОЗОНДА

Вісім аерозондів Mark-1 були придбані Центральним бюро погоди (CWB) та Національним університетом Тайваню в 1998 році, а потім долучились до Південно-Китайського морського мусонного експерименту (Lau et al, 2000).

Найголовніша життєво важлива особливість - це 30-годинна здатність до роботи в повітрі. Однак недоліком Aerosonde є його УКВ-радіозв'язок, який варіюється в межах 150 ~ 200 км. Незважаючи на те, що Aerosonde Ltd безперервно впливає на супу тниковий зв'язок з металевими елементами, працює на своєму модулі Mark-3, до цього часу лише кілька рейсів були Palm. Бортовий прилад, Vaisala RSS901, може бути новим PTU-детектором із швидкою реакцією,

створеним компанією Suomi Vaisala. Подібна половина додатково використовується в балонному звучанні та ремесловому дросонді (Finne, 2002). Таблиця пари перелічує точність параметрів з детектора RSS901. З датчики RSS901 розміщені під крилами Aerosonde та його кабіною. Перед використанням на борту необхідна наземна стандартизація [9].

Кафедра атмосферних наук Національного університету Тайваню (NTU / DAS) керує зарядом у науковій організації, а також у польових спостереженнях. CWB працює над застосуванням дозволу авіаційної зони та підтримує об'єкти від метеостанцій. Інститут наукових технологій Чунг-Шан бере на себе відповідальність за обслуговування аерозонда. протягом літа 2001 року ТАТ в режимі очікування колись CWB оголошував штормове попередження в океані. Автори в NTU / DAS обстежили прогнози погоди і встановили місію польоту чині. головним автором додатково є напівпровідниковий діод, шість екіпажів для управління аерозондом в одній у кожній нижній базі, I-Lan або Jo-Pan, розташованій на північно-східному та південно-східному узбережжях Тайваню. після 5 невдач штормових випробувань, ТАТ обговорив шторм Хайян (BWP №25 Спільного центру попередження про шторм) в рамках фінального випробування 2001 року. Один аерозонд був запущений о 07:00 LTC, 16 жовтня 2001 р. в I-Lan, і мав вертикальний звучання вище нижнього початкового. Потім він розпочав політ розвідувальної діяльності на 1600 м о 08:30 LTC і впав в океан о 11:21 LTC, де б він не пролітав узбережжя на відстані 108 км. Це місце знаходиться на відстані 215 км від штормового ока.

Ця вражаюча витривалість, а також гнучкість, модульність та доступність корисного навантаження літака роблять його ідеальним вибором для віддаленого збору даних та розвідувальних місій для військових, цивільних та наукових установ. Літак використовує катапультну систему для зльоту з невеликих віддалених галявин та кораблів, а також може стартувати з даху швидко рухається наземного автомобіля. Він може приземлитися через живіт або мережевий

захоплення за допомогою власного причепа для запуску та відновлення ААІ або системи LRT із технологією відновлення Soft Hands <sup>TM</sup> [10].

### 1.5.2. ІСТОРИЯ

Оригінальні технічні характеристики літака Aerosonde були розроблені з урахуванням вимог наукового застосування, в першу чергу метеорологічних місій. Таким чином, основними цілями були витривалість на великих відстанях, надійна робота в різних місцевостях та кліматі та конкурентна вартість місій збору даних.

*1995.* Початкова основна програма розвитку корабля "Аерозонд" розпочалася в Австралії, в основному за рахунок фінансування аналізу збройних сил США.

*1995-1999.* Оригінальна модель судна Aerosonde була представлена для задоволення особливих бажань наукового застосування.

*1997.* Початковий абсолютно «роботизований» політ включає абсолютно автоматичний зліт і посадку. Літак пролетів у режимі «автопілот» від запуску до приземлення.

*1998.* Судно пройшло всебічне випробування, проведене Австралійським бюро метеорології. протягом цього року Аерозонда об'єднано стала основним безпілотним судном, яке перетнуло Атлантичний океан, пролетівши три 270 270 кілометрів. Місія була виконана за двадцять шість годин сорок п'ять хвилин.

*1999-2002.* Нова модель судна представлена для підвищення підвищеної витривалості та підвищення відповідальності двигуна.

*2003-2007.* Ремесло пройшло різні модернізації завдяки прогресивній космонавтиці, крилетам та новим, сучасним корисним навантаженням для роботи поліції та розвідувальних місій. Вони втілюють АН-оптичну / інфрачервону корисну навантаження для військових застосувань. Деякі з цих вдосконалень впливали з уроків, отриманих під час розгортання наукових місій в Арктиці.

2009. Це був рік розвитку для аерозондського флоту маленьких безпілотних ремесел. Первісні місії корабель виконував в межах Антарктики, працював понад сто тридцять годин польоту і майже сім тисяч миль протягом шістнадцяти польотів. додатково, система Aerosonde Mark four.7 була представлена з підвищеними можливостями. Він запускається і відновлюється з обмежених районів або з нового інтегрованого пуско-витяжного причепа ААІ (LRT).

### 1.5.3. ГАЛУЗІ ЗАСТОСУВАННЯ АЕРОЗОНДА

Наразі фінансуються, пропонуються та розглядаються різні галузі застосування для Аерозонду.

1. Адаптивні спостереження. Аерозонди можуть забезпечувати метеорологічні спостереження у віддалених регіонах, де бракує радіозондових вимірювань. Спостереження за аерозондами доступні метеорологічному співтовариству через Глобальну систему телекомунікацій. Чисельні центри прогнозування погоди проводять ансамблеві прогнози, на основі яких проводяться розрахунки нестабільності. Сингулярні вектори ідентифікують області максимальної динамічної нестабільності, де невеликі початкові помилки можуть сильно посилити та знищити вміння прогнозу. Використання Aerosondes у стратегії спостереження, орієнтованої на області нестабільності, визначені особливими векторами (або іншими методами), може зменшити невизначеність у початкових умовах у цих критичних регіонах.
2. Арктичні довгострокові спостереження. Аерозонд Mark 1 був здійснений в Арктиці і (базується в місті Барроу, штат Аляска) у квітні 1999 року на підтримку програми вимірювання атмосферного випромінювання Міністерства енергетики США. Цілями цього зусилля NSF є адаптація Аерозонду для здійснення екологічних спостережень в екстремальних умовах Арктики; адаптувати та інтегрувати мініатюрні прилади для розгортання на аерозонді в Арктиці для дистанційного зондування



кріосферних поверхонь (ставків танення, розподілу товщини морського льоду, топографічного картографування льодовиків, швидкості потоку льоду); створити в Барроу об'єкт для дислокації та розвідки Аерозондів; координувати з числовими центрами прогнозування погоди та моделювання морського льоду, щоб асимілювати дані Аерозонда у свої прогнозні моделі; і координувати з американськими та міжнародними польовими програмами в секторах Чукчі / Бофорта Арктики для підтримки їх наукових зусиль та оцінки вимірювань аерозондів. Перші польоти з використанням аерозонду Mark 2 були проведені з Барроу протягом серпня 2000 року, включаючи випробування різноманітних стратегій пом'якшення обледеніння та моніторинг морського льоду за допомогою бортової камери [15].

Додаткові варіанти застосування Аерозонду включають наступне: спостереження за допомогою камер та лазерного висотоміра для наукових, цивільних та військових застосувань; геомагнітні зйомки, де літальний апарат вимірює мікромагнітні та мікроелектричні зміни, які можна використовувати для пошуку родовищ корисних копалин; широкі сільськогосподарські дослідження, що охоплюють типи рослинності, темпи зростання та стрес; ідентифікація та розподіл джерел забруднення повітря; дослідження взаємодії повітря-море, включаючи вимірювання турбулентних потоків, дослідження взаємодії хмара-аерозоль та вимірювання компонентів поверхневого енергетичного балансу; перевірка супутникових засобів дистанційного зондування у віддалених регіонах, картографування узбережжя та моніторинг ерозії; та спостереження за хімією атмосфери, включаючи мікрогази та вулканічні шлейфи.

#### **- Морська піхота**

Компактний розмір Flexrotor аерозонда забезпечує просте управління та підготовлену установку на судна. Судно буде експлуатуватися з мінімально низької вертолїтної палуби і може бути швидко укладене в монтажному ящику

для безпечного поведження та компактного зберігання з інтервалом в межах морських територій [6].

Суднові прилади включають посилення на знання, антени, станцію оператора, пов'язану з програмою. Ця станція поєднує відео та вимірювання з корабля з входами від морських приладів, таких як вимірювальна система, AIS та GPS. Наприклад, оператор накаже кораблю здійснити політ до орбіти та зобразити маршрутну точку, зображену ціллю радіолокаційного птаха, або відправитися шукати її ділянку. Цілі часто механічно відомі та відстежуються, маневруючи судном, а також баштою, щоб залишатись видимою в центрі конкретної цілі. AIS часто перевозяться судном для спостереження за дорожнім рухом. уяву часто розглядають у часовому періоді або під час подальшого огляду на мережевих дисплеях та пристроях WiFi на всьому кораблі.

#### **- Наземне застосування**

Flexrotor буде працювати з крихітних районів на берег, подібно до обрубленої деревом галявини в пекло генерального штабу.

Його відкидні ніжки дозволяють працювати з дуже невеликою кількістю опорних приладів. Судна та інструментарій, необхідні для такого веб-сайту, будуть залучатись на автомобілі або легкому судні.

У польоті корабель надішле відео якості NTSC / PAL на станцію оператора AN понад сто кілометрів, і його трансляція буде сприйнята близькими користувачами, як пожежник на місці з iPhone iPhone. Оператор використовуватиме башту для пошуку та відстеження, або проведе огляд, тоді як запис HD на борту для огляду після польоту.

#### **- БПЛА аерозонд виконує перші оперативні польоти**

Нещодавно невелике, дистанційно кероване судно важче за повітря здійснило польоти на узбережжі Вірджинії, що показало свою здатність підтримувати наукові місії Національної авіонавтики та космічного управління.

NASA та Aerosonde North America, Inc. провели багато рейсів григоріанського календарного місяця двадцять двадцять сьомого за бортом дистанційного керованого літального апарату Aerosonde (БПЛА). Польоти показали потужність крихітного БПЛА для роботи з злітно-посадкових смуг району Незалежне агентство NASA Роберт Хатчінгс Годдард Космічні центри польотів Wallops Flight Facility, Wallops Island, Va .; виконувати попередньо встановлену польотну місію; і збирати наукові знання. Польоти виконувались у контрольованому повітряному просторі в Wallops, однак ідеї, які не підлягають суперечкам, могли б бути застосовні до майбутніх місій у менш жорстко контрольованому повітряному просторі [6].

Аерозонд здійснив керування приладом Національної авіації та космосу, який вимірює сигнали Міжнародної системи позиціонування (GPS), віддзеркалені з поверхні планети. Віктимізуючи ці дзеркальні сигнали над сушею, вчені роблять висновок, що ґрунт вологий, а над водою отримують швидкість вітру та шорсткість поверхні або висоту хвиль. Стівен Кацберг, науковий співробітник Національного управління авіації та космосу Ленглі з експерименту з відбиттям GPS, сказав: „БПЛА Aerosonde з GPS-вимірювачем Національної авіації та космосу добре працювали, і ми в даний час витягуємо дані поверхневого відбиття з польотних знань [ 6].

Він зазначив, що прилад літав на пілотованих літальних апаратах, однак це може бути перший раз, коли він абсолютно пролетів на БПЛА. "Здатність керувати цим приладом на аерозонді може дозволити північноамериканській країні літати в або навколо погодних систем, таких як тропічні шторми, не загрожуючи людям", - сказав Кацберг На додаток до приладів Національної авіації та космічного управління, Aerosonde Північна Америка виконувала набір приладів для вимірювання температури, тиску, вологості та швидкості вітру в атмосфері. Моріс Гонелла, менеджер БПЛА Aerosonde у Wallops, сказав: "Ми раді бути готовими співпрацювати з Національним управлінням авіації та космосу у доведенні експлуатаційних можливостей приладу GPS на БПЛА. Ці

польоти відкривають двері для розробки та польоту альтернативних наукових інструментів по всьому світу для огляду систем Землі [1].

БПЛА аерозонд пропонує вченим можливість проводити довготривалі місії, постійно літаючи понад тридцять годин. БЛА з тривалою витривалістю, як БПЛА Aerosonde, можуть заповнити прогалину між супутниками та наземними мережами в рамках інтегрованої міжнародної спостережної системи. Незмінні вимірювання, зібрані приладами на цих БЛА, використовуються разом із більшими міжнародними наборами даних, отриманими із супутників. Джей Піттман, начальник відділу "Валлопи" та робочого місця "Управління місіями", сказав: "Ці оперативні польоти є серйозним кроком у розробці БЛА для наукових досліджень. У співпраці з Aerosonde, а також науковим співтовариством ми маємо тенденцію якомога більше хвилюватись можливостями, які крихітні датчики та БЛА надають в рамках природничо-наукового аналізу". `` БЛА відкривають двері для абсолютно нових ідей місій, що втілюють передбачувані мережеві місії чутливих елементів, скрізь, де платформи БЛА працюють спільно для збору наукових знань. ми з нетерпінням чекаємо проведення цих польотів у всьому світі та сприятиме здатності Агентства використовувати платформи наступного покоління для підтримки своїх місій, - зазначив вище Піттман. NASA та Aerosonde мають вирішальне значення для доцільності проведення природничо-наукового аналізу віктимізації крихітних довготривалих БПЛА за допомогою угоди про співпрацю.

#### **- Трансатлантичний перехід**

Аерозонд "Лайма" був основним безпілотним судном для перетину Північної Атлантики. Переїзд був завершений за чверть години графіку, коли політ склав 3270 кілометрів за надзвичайно тривалість двадцять шість годин сорок п'ять хвилин. О 09:59 за Грінвічським часом за двадцять серпня 1998 року Аерозонд "Лайма" розпочав трансатлантичний політ на керівництві з експлуатації та запуску родовища на острові Белл з автомобільного носія. Автономним польотом командували незадовго до зльоту. Зазначений рейс, що встановлювався, складався

з ряду пунктів маршруту для маршруту, який проходив трохи на південь від хорошого кола (найкоротша відстань) до веб-сайту посадки в DERA Benbecula, що прямує архіпелагом [4].

Висота над рівнем моря була номінальною на рівні 1680 м, при підході до Бенбекули опустилася приблизно до 150 м. Супутникові знімки для зазначеної кількості вказували, що "Лайма" була в середньому до значного дощу протягом 14-18 годин або в повному обсязі протягом усього польоту. "Лайма" зв'язалася з десантною бригадою в Бенбекулі о 12:15 за Грінвічським часом і була вивезена на землю під ручним управлінням о 12:44 за Грінвічським часом. Посадка відбулася за чвертьгодинним графіком після польоту 3270 км за надзвичайно тривалий час, який тривав двадцять шість годин сорок п'ять хвилин.

## 1.6. ПРОБЛЕМИ РОЗРОБКИ БПЛА

### 1.6.1. ОГЛЯД

Приблизно чверть усіх несправностей БЛА спричинені несправностями системи управління польотом. Ця система містить три основні компоненти (рис. 1.6.1):

- навігаційна система,
- бортовий комп'ютер,
- автопілот.

Всі ці компоненти мають критичну важливість. На основі аналізу вимірювань та характеристик надійності найменш надійні деталі FC - це мікропроцесори, а найменш надійні деталі NS - гіроскопи та акселерометри [12].

Важливими є дослідження, спрямовані на підвищення надійності FCS на стадії проектування. Це стосується синтезу надійності навігаційної системи та льотного комп'ютера, а саме розумного вибору їх параметрів надійності та відмовостійких конфігурацій для досягнення необхідного рівня надійності. Існує два основних

підходи до вирішення цих питань: уникнення несправностей з підвищенням надійності критичних відмов підкомпонентів та стійкість до відмов на основі надмірності за допомогою ефективних пристроїв виявлення та комутації (DSD). Другий підхід широко застосовується для підвищення надійності військових БПЛА. Наприклад, російський БПЛА Forpost, який був збитий на Сході України, має подвійне модульне резервування (DMR) для IMU, ADS, бортових GPS, FC, AP та інших систем.

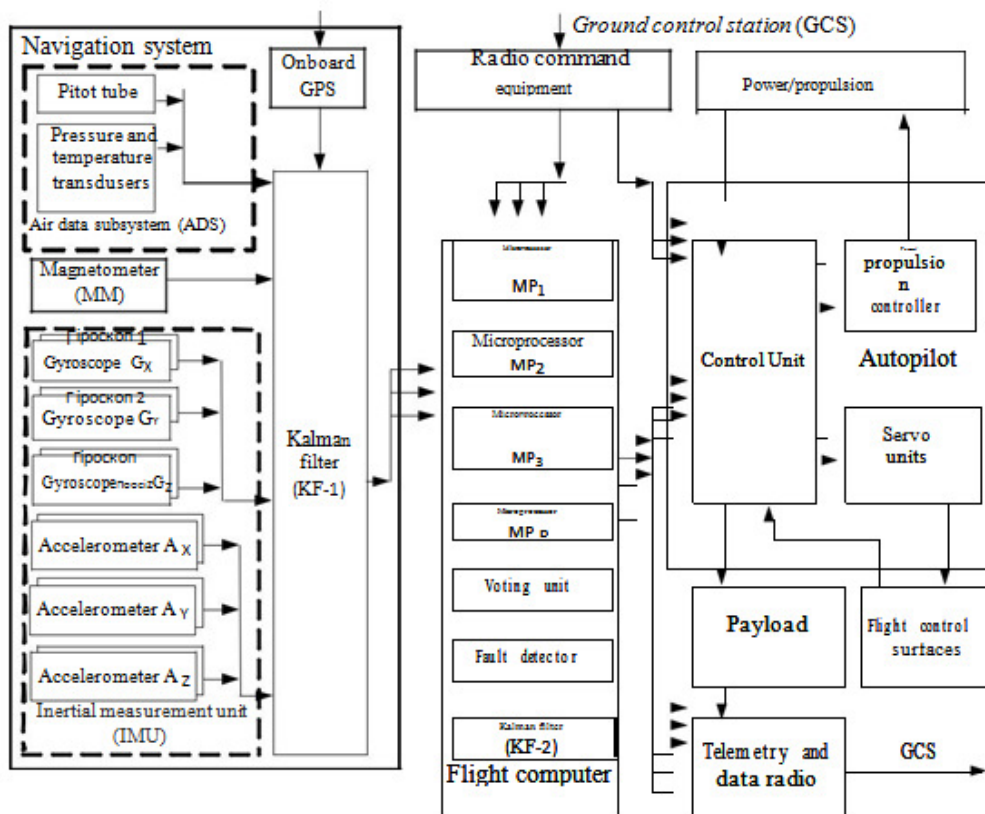


Рис. 1.6.1. Архітектура системи управління польотом БПЛА

З іншого боку, надмірність може не покращити систему надійності, якщо DSD має рівень відмов нижче допустимого мінімального рівня. Крім того, кількість резервних модулів обмежена, щоб задовольнити вимоги щодо прийнятної ваги, розміру, енергоспоживання, вартості та інших характеристик БПЛА [12].

Розробники часто стикаються зі складними проблемами щодо прийняття важливих рішень щодо проектування систем протягом обмеженого часу. Наприклад, серед багатьох варіантів надмірності його компонентів необхідно

вибрати раціональну структуру FCS та забезпечити досягнення всіх критичних вимог. За відсутності адекватних моделей надійності відповіді на такі запитання зазвичай даються на основі експертних оцінок або спрощених моделей [12]. Наприклад, для оцінки надійності відмовостійких систем із N-модульним резервуванням розробники використовують моделі, не враховуючи реальної ефективності пристроїв виявлення.

Інженери з надійності зазвичай проводять прогнозування надійності військового товару, використовуючи відповідні процедури та методи, представлені в MIL-HDBK-217, інших стандартах та довідниках. Методи прогнозування вибираються з огляду на доступність даних надійності, тобто даних про закон розподілу для часу безвідмовної роботи продукту. Існують спеціалізовані програмні засоби (наприклад, RAM Commander, розроблені ALD Reliability Engineering Ltd.), які підтримують процедури прогнозування надійності. Таке програмне забезпечення орієнтоване на аналіз надійності послідовних та паралельних систем. За бажанням, це програмне забезпечення також може бути використано для обчислення надійності відмовостійких систем із складною поведінкою надійності, наприклад, бортовий комп'ютер із реалізацією системи більшості голосів 2 з 3 мікропроцесорів та властивий мікропроцесор в режимі очікування. Для цього інженерам слід розробити та впровадити належні моделі надійності Маркова з достатнім рівнем адекватності [13].

Поведінка надійності системи управління польотом та її компонентів може бути представлена у вигляді дискретно-безперервної стохастичної системи. Математичне представлення моделі Маркова було запропоновано для синтезу надійності компонентів системи управління польотом. Отже, модифіковані методи космічного стану були використані для розробки моделей надійності компонентів системи управління польотом.

## 1.6.2. НЕВИРІШЕНІ ПРОБЛЕМИ

Розробники пропонують БПЛА як для цивільного використання, так і для формувань, що забезпечують національну безпеку. Але поки що немає остаточного переліку робіт, які можна проводити за допомогою безпілотних авіаційних комплексів, стандарти, згідно з якими вони повинні створюватися, не затверджуються.

На початок ХХІ століття понад 50 фірм у різних країнах розробили і випустили понад 150 типів безпілотних літальних апаратів. Їх широкомасштабне використання дозволяє повною мірою виконати аналіз завдань, класифікацію типів БПЛА та визначити особливості застосування в різних умовах. Тому частиною загальної проблеми є вдосконалення існуючих та створення нових безпілотних літальних апаратів, а також введення їх класифікації з метою полегшення вибору типу БПЛА для виконання даного завдання.

Безпілотні або дистанційно керовані пристрої, звичайно, відповідають усім характеристикам роботизованих систем, і перш за все їх здатність виконувати завдання автоматично, що не вимагає присутності виконавця в небезпечних умовах, дозволяє виконувати монотонну роботу, яка вимагає певних гучних навичок та концентрації.

Однак розробка та виробництво сучасного безпілотного авіаційного комплексу не є головним завданням авіабудування в його традиційному розумінні. У цьому аспекті літак виконує важливу і одну з багатьох функцій - транспортний засіб [13].

Зазначається, що сьогодні безпілотні літальні апарати широко використовуються для нагрівання аерозолі, оскільки це недорога альтернатива традиційному злету з літаків, вертольотів, мото-літаків та супутників. Окрім високої економічної ефективності (дешевше вдесятеро), БПЛА мають додаткові переваги перед звичайним повітряним та космічним сміттям:

- Мала висота стрільби - можна проводити стрільбу на висотах від 10 до 200 метрів, щоб отримати супервідмінність (один і десять сантиметрів) в районі;



- Пунктуальність - можливість детального видалення дрібних предметів і невеликих територій, де це зовсім не вигідно або технічно неможливо зробити іншими способами, наприклад, при міській забудові;

- Мобільність - аеродроми або спеціально підготовлені зони запуску не потрібні; БПЛА легко транспортувати на автомобілях (або перевозити вручну); немає складної процедури дозволу та координації польотів;

- Висока ефективність - весь цикл, від виходу до зйомки до результатів, займає кілька годин;

- Екологічна чистота польотів - застосовуються малопотужні бензинові або безшумні електродвигуни, забезпечується практично нульове навантаження на навколишнє середовище.

## 1.7. ВИСНОВКИ

У першому розділі було виконано огляд БПЛА, розглянуто їх історію розробки, класифікацію БЛА та сферу використання. Було розглянуто переваги БПЛА перед іншими літаками та успішно виділено особливості різних типів безпілотних літальних апаратів, а також наголошено на необхідності використання різних засобів аерокосмічного обладнання і фотозйомки. У цьому розділі я також розглянула сферу використання аерозонда, його будову, систему управління польотом та технічні характеристики. Також висвітлено коротку історію аерозонду.

## РОЗДІЛ 2

### АНАЛІЗ ПІДХОДІВ ДО СИНТЕЗУ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ БПЛА

#### 2.1. ОПИС СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ

Аналіз літературних джерел показує, що сьогодні в основному використовуються БПЛА з дистанційним пілотуванням. Застосування такого літального апарату має ряд особливостей, пов'язаних з оператором відстеження поштової станції в стані аерозонда в космосі, передбачаючи можливості зіткнення з перешкодами та своєчасну подачу керуючих сигналів на виконавчі механізми відповідних гвинтів [16]. Це вимагає відповідної кваліфікації оператора. Цей підхід має суттєві недоліки:

- Обмежений обсяг повітряних суден, спричинений необхідністю підтримувати зв'язок з поштою оператора;
- Складність управління зумовлена прямим взаємозв'язком між діями оператора та рухом дрону, що призводить до швидкої втоми оператора;
- Складність розробки адекватного контролю на основі даних телеметрії.

Більш перспективна система управління БПЛА з використанням окремих навігаційних пристроїв та виявлення перешкод. Завдяки безпілотнику може рухатися в просторі самостійно, незалежно від дій оператора.

Автономний режим польоту безпілотника складається з декількох основних етапів, які виконуються під впливом керуючих впливів, що надходять з бортового автоматичного управління:

1. Злітати з якоїсь поверхні;
2. Переміщення БПЛА в горизонтальній площині до заданої просторової точки;
3. Перехід у режим зависання, що дозволяє досліджувати поле, знімати відео та / або проводити необхідні вимірювання;
4. Повернення до вихідної точки або будь-якої іншої заданої точки та посадки.

*Кафедра системи управління  
літальними апаратами*

Виконала	Снігуровська Д.О.		
Керівник	Галагуз Т.А.		
Консультант			
Н-контроль	Дивич М.П.		
Зав. каф.	Тачиніна О.М.		

*Аналіз підходів до синтезу  
систем управління БПЛА*

Літера	Аркуш	Аркушів
	34	125
<b>202М</b>		<b>151</b>

Очевидно, що при проектуванні бортової автоматичної системи управління для автономного польоту, необхідно вирішити проблему визначення реальних координат аерозону шляхом обробки даних, що надходять від датчиків, узгодження їх із зазначеними в пам'яті, знаходження контрольних впливів на відхилення реальних координат від заданих.

Особливий інтерес представляє режим стабілізації БПЛА, який характеризується здатністю аерозонда зависати в повітрі на певній висоті і контролювати навколишнє середовище. Цей режим зручно здійснювати автономно за допомогою бортового аерозонда ААУ. Для цієї функції в системі управління контролером польоту встановлені акселерометр, гіроскоп та барометр. У той же час сьогодні навіть найкращі моделі аерозонів мають низьку точність замірвання в точці. Відхилення у висоту досягає  $\pm 0,5$  м; а в горизонтальній площині  $\pm 1,5$  м. Розробка нових алгоритмів автономного управління дозволяє нам вирішити проблему більш якісно [5].

В останні роки методи інтелектуального управління БПЛА стають все більш популярними. Однак на сьогодні в більшості випадків реалізація такого управління в невизначених умовах має недолік, який пов'язаний з відсутністю здатності інтелектуальних систем управління адаптуватися в динамічних умовах. Незалежне функціонування дрону в заздалегідь непередбачуваних умовах можливе при подальшому розвитку інтелектуальних систем управління. У цьому випадку управління з боку оператора може бути на більш високому рівні - на рівні постановки цілей. Однак такі методи управління рухом БЛА розроблені слабо [5].

Повітряне судно, що працює на рівні цілепокладання, повинно працювати в недетермінованому середовищі, що характеризується невідомим місцем перешкод та цільових об'єктів, а також їх рухливістю. В таких умовах самостійне переміщення робота визначає необхідність динамічного аналізу ситуації в робочому середовищі. На підставі результатів такого аналізу, проведеного в загальному випадку за допомогою сенсорної інформації та цільової установки оператора, система управління БПЛА повинна здійснювати навігацію та керувати своїм рухом.

Відповідно, існує три типи архітектур для систем управління безпілотним повітряним судном:

1. Архітектура, заснована на декомпозиції функцій обробки інформації в процесі «Розпізнавання - Моделювання - Планування - Дія» (Датчик - Модель - План - Акт, SMPA);
2. Реактивна (рефлекторна) архітектура, заснована на стратегії цілеспрямованої поведінки БЛА, виконаної на основі сенсорної інформації (сенсорна дія);
3. Гібридна архітектура, заснована на поєднанні двох попередніх типів архітектур.

Екологічне моделювання базується на сенсорній та іншій інформації, що надходить з різних джерел. Модель навколишнього середовища повинна бути описана в динаміці розташування аерозонду, перешкод та цільових об'єктів.

Завдання самостійного визначення БПЛА тісно пов'язане із завданням моделювання робочого простору, оскільки їх рішення взаємозалежні, тобто якість рішення одного визначає якість рішення іншого. Для вирішення цієї проблеми використовуються методи обчислення шляху, інтегральної та сенсорної локалізації. Метод обчислення шляху передбачає аналіз накопиченої помилки і в більшості випадків застосовується разом із сенсорним методом для її усунення, а також узгодження характеристик або керівних принципів у робочому середовищі. Інтегрований метод навігації передбачає впровадження глобального позиціонування (GPS) та середовища лазерного сканування. При моделюванні робочого простору БЛА розрізняють геометричну та топологічну локалізацію. Геометрична локалізація визначає положення та орієнтацію аерозонду, топологічна - його відношення до середовища функціонування [22].

На сьогодні існує три основні стратегії локалізації обчислень:

1. *Періодичне поєднання* моделі локального середовища із заданою апріорною картою;
2. *Визначення позиції* на основі апріорі відомих реперів-керівництв;
3. *Виділення характеристик* навколишнього середовища та оцінка їхніх позицій щодо безпілотника з подальшим визначенням результуючого його переміщення.

Планування траєкторій БПЛА може базуватися на таких підходах:

- Методи, засновані на карті шляхів, де використовуються графіки видимості та діаграма Вороного;
- Представлення карти середовища у вигляді поля в комірці, що передбачає реалізацію триангуляції Делоне, а також розбиття на квадратні та шестикутні відрізки, на яких представлені моделі ймовірного проходження, моделі з накопиченням інформації тощо, може бути реалізована;
- Рух у віртуальних інформаційних полях, що передбачає використання евристичних алгоритмів, а також алгоритмів, заснованих на методі потенціалів;
- Методи планування поведінки руху, де план являє собою послідовність поведінкових актів, перехід між якими відбувається за певних умов.

У загальному випадку розрізняють глобальне та місцеве планування. Глобальне планування ґрунтується на карті місцевості (наприклад, за допомогою GPS, сенсорних систем далекого радіусу дії), місцеве - на основі сигналів від датчиків короткого діапазону та датчиків безпеки, які надходять у реальному часі.

## 2.2. ПІДХОДИ ДО СИНТЕЗУ БПЛА

Завдання структурного-параметричного синтезу системи полягає в оптимізації її структури та функціональних взаємозв'язків між елементами для якогось обраного критерію.

Однією з основних особливостей сучасного групового програмного забезпечення MBLA є те, що їх параметри та структури можуть змінюватися внаслідок об'єктивних та суб'єктивних причин. Наприклад, група може включати різні типи апаратів з різними можливостями (гетерогенна група), або для виконання поточного завдання досить 2-3 MBLA, причому не всіх груп і т. Д. Іншими словами, на практиці ми завжди будемо в контакт зі структурною динамікою САУ групи MBLA. Під структурною динамікою ми будемо розуміти процес переходу структури (або елементів) САУ з одного заданого стану в інший

під дією різних причин (внутрішніх, зовнішніх, об'єктивних, суб'єктивних тощо) [19]. За цих умов необхідно керувати їх структурами з метою підвищення (збереження) рівня ефективності та можливостей САУ або забезпечення найкращих умов для функціонування цих систем.

Під структурою системи ми будемо розуміти характеристики стійких взаємозв'язків та способів взаємодії елементів системи, що визначає її цілісність, структуру, основу її організації. Що стосується групи ASA MBLA, то ми, насамперед, розмежуємо такі основні типи структур: структура цілей, функцій та завдань; організаційний; технічний; топологічний; структура інформаційного забезпечення САУ (рис. 2.2).

Типи структур				
Технічна	Функціональна	Топологічна	Інформаційна	Організаційна

*Рис. 2.2. Типи структур БПЛА*

Технічна структура розкриває основні технічні елементи, необхідні для управління. Функціональна структура відображає функціональні зв'язки та взаємодію між елементами у досягненні цілей та завдань [8].

Інформаційна структура розкриває шляхи потоків інформації та взаємозв'язок елементів системи, які збирають, обробляють, передають та використовують інформацію. Це потрібно для забезпечення інформаційної цілісності системи.

Топологічна структура визначає розташування елементів системи в просторі, необхідне для її функцій. Оскільки MBL в процесі виконання завдань розташовані на відстані і рухаються в просторі, топологічна структура буде постійно змінюватися.

Організаційна структура визначає адміністративний поділ і підпорядкування в системі. Для організації систем управління групами MBL доцільно використовувати деякі загальні стратегії, що застосовуються у всіх технічних, соціальних та природних групах, такі як: централізоване, децентралізоване та змішане управління [8].

Стратегії централізованого управління поділяються на однорогі та ієрархічні. Одноразове управління передбачає наявність командира або пристроїв управління центральної групи (ЦП), які виконують функції планування та управління групою. Його перевага - простота організації та алгоритмізації. Недоліками є тривалий процес прийняття рішень за допомогою рішення одного центрального процесора для оптимізації всіх членів групи для досягнення цілей групи та низької живучості.

Ієрархічний контроль передбачає наявність ЦП або командира, який керує невеликою кількістю підлеглих, у підпорядкуванні кожного з них існує група об'єктів управління. У той же час, порівняно з єдиногомом, завдання, вирішене окремим командиром або процесором, значно спрощується, однак ускладнення структури управління може призвести до затримок або збоїв у передачі команд з верхнього на нижчий рівні. Децентралізовані стратегії управління поділяються на колективні та низові.

Колективне управління припускає, що в системі немає командира або центрального процесора, всі пристрої еквівалентні, і кожен учасник групи самостійно приймає рішення, намагаючись зробити максимально можливий внесок у досягнення цілі групи, одночасно обмінюючись інформацією про дії вибрані між собою. Завдяки тому, що кожна машина вирішує проблему оптимізації лише для себе, а не намагається координувати дії всієї групи, оптимізація значно спрощується, тому завдання можна виконати швидко, в реальному часі. Але це значно ускладнює алгоритмізацію і вимагає «інтелектуальних» пристроїв високого рівня, оскільки вони повинні чітко розуміти завдання групи та мати можливість вибору дій, що призводять до найкращої продуктивності з точки зору всієї групи.

При управлінні бандою в системі немає командира або центрального процесора, всі підрозділи еквівалентні, і кожен підрозділ самостійно приймає рішення, намагаючись зробити максимально можливий внесок у досягнення цілі групи, але обмін інформацією між членами групи відсутній і кожен об'єкт координує свої дії на основі непрямой інформації, стежачи за діяльністю інших.

При розробці оптимального методу управління групою необхідно визначити критерій ефективності. Відповідно до обраного критерію можливий різний характер динаміки ефективності АСУ залежно від кількості об'єктів управління.

За допомогою централізованої уніфікованої стратегії центральний процесор приймає оптимальне рішення, і час для його прийняття експоненціально залежить від кількості  $N$  об'єктів у групі. У цьому випадку в цьому випадку можна отримати найкраще рішення, оскільки процесор виконує оптимізацію всіх групових дій загалом. При ієрархічній - час для прийняття рішень скорочується шляхом розбиття завдання на підзадачі, які вирішуються окремими підгрупами.

При децентралізованому колективі - кожен об'єкт групи приймає власні рішення та інформує інших про свої наміри оптимізувати спільні дії, тому час прийняття рішень лінійно збільшується залежно від  $N$ .

Стратегічна стратегія досягає найкоротшого часу для прийняття рішення, оскільки кожна група МВЛА приймає це самостійно, базуючись лише на непрямих ознаках, тому цей час слабо залежить від  $N$ . Однак, очевидно, що приріст у часі досягається завдяки до погіршення якості завдання. Відповідно, найвища якість буде отримана за допомогою єдиного контролю.

### 2.2.1. НЕЙРОННИЙ ПІДХІД

В останні роки БПЛА широко використовуються для цивільних та правоохоронних цілей, таких як забезпечення повітряного спостереження, виконання рятувальних місій, транспортування вантажів на відстані та виконання геодезичних та інспекційних завдань. У всіх цих додатках аерозонд повинен точно відстежувати бажану траєкторію, щоб безпечно та ефективно виконувати завдання.

Відстеження траєкторії для UAVS ставить проблему при розробці контролера. По-перше, БПЛА знаходяться в приведених в дію системах з нелінійною динамікою, що ускладнює завдання управління. По-друге, на точність відстеження траєкторії можуть впливати багато факторів, включаючи



невизначеність на карті швидкості повороту до тяги, затримки, які важко визначити кількісно, аеродинамічні ефекти та інші непередбачувані фактори, такі як тертя приводів. По-третє, навіть у ідеальному світі, де динаміка системи точно відома, даний класичний контролер не може досягти ідеального відстеження для будь-якої довільної, здійсненої, бажаної траєкторії. Для досягнення вдосконаленого контролю за відстеженням траєкторії для БПЛА, беручи до уваги три функції, які мають вирішальне значення для більшості реальних програм відстеження траєкторії:

- 1) Повинні бути гарантовані стабільність системи управління та стійкість до розумних порушень для забезпечення безпеки експлуатації.
- 2) Система повинна мати можливість точно відстежувати нову траєкторію без адаптації.
- 3) Обчислювальні ресурси, необхідні для системи управління, повинні бути керованими таким чином, щоб алгоритм можна було застосовувати до невеликих транспортних засобів з обмеженою обчислювальною потужністю.

Прості контролери, такі як типові регулятори пропорційно-інтегрального похідного (PID), можуть досягти адекватної продуктивності за певних умов, наприклад, низьких швидкостей та прискорень, маючи при цьому всі найважливіші характеристики, згадані вище. Однак ПІД-контролери важко налаштувати, і вони, як правило, погано поведуться на більш агресивних траєкторіях.

Система управління на основі DNN, яка покращує ефективність відстеження траєкторії шляхом використання минулого досвіду польоту. Після офлайн-навчання з відповідних польотних прикладів отримують узагальнену модель із DNN [2]. Ця модель може бути оцінена в режимі реального часу для зміни опорного сигналу, що подається контролеру. Не маючи попередніх знань про систему, крім навчальних даних, запропонований метод демонструє свою здатність зменшити помилку відстеження траєкторії шляхом компенсації недоліків контролера та невідомої динаміки. Крім того, модель DNN є обчислювально ефективною для оцінки в режимі реального часу і ефективною

навіть на довільних траєкторіях, не вивчених раніше, що робить її застосовною до імпровізованих завдань відстеження.

Щоб підтвердити ефективність запропонованого методу та мотивувати цю роботу, ми впроваджуємо інтерактивну програму «налітай, коли ти малюєш», де аерозонд злітає, дотримуючись довільної, намальованої від руки траєкторії відразу після того, як користувач закінчує малювати траєкторію [3]. Додаток використовує нейронні мережі, попередньо навчені даними польоту аерозону, зібраними з періодичних навчальних траєкторій, для отримання опорних сигналів в режимі реального часу для позаблокового контролера зворотного зв'язку.

Нейронні мережі є загальним підходом для апроксимації функцій з урахуванням великого обсягу даних. У попередній роботі NN були прийняті для внесення змін до циклів управління зворотним зв'язком. Однак, залучаючи NN для модифікації вихідного контуру управління зворотним зв'язком, стабільність системи управління, ймовірно, буде порушена. Коли раніше невидимі входи подаються в NN, яка є частиною циклу управління зворотним зв'язком, NN може генерувати непередбачувані результати, що призводить до нестабільності системи. Натомість ми використовуємо DNN (багатошарові NN), щоб вивчити модель, яка безпосередньо визначає опорні входи до циклу управління зворотним зв'язком. Запропоновані DNN діють як попередній блок поза вихідним циклом управління зворотним зв'язком і працюють із меншою швидкістю оновлення, що робить систему набагато менш сприйнятливою до нестабільності [11].

Практична реалізація вищезазначених стратегій управління групами вимагає реалізації єдиної функціональної основи за різних умов та різної організаційної структури САУ (єдиноріг, ієрархічна, колективна чи групова).

Таким чином, з аналізу випливає, що при синтезі автоматизованих систем управління БПЛА необхідно, на основі інформаційної та функціональної єдності структури автоматизованої системи управління, забезпечити можливість реалізації оптимальних організаційно-топологічних структур для неоднорідних груп БПЛА.

Для вирішення цієї проблеми пропонується розробити автоматизовану систему управління як мережеву багатоагентну систему. При такому підході його основними структурними елементами є "Суть програмного забезпечення" - мультиагенти. Це дозволить стандартизувати ієрархію управління та забезпечити швидку адаптацію системи до умов експлуатації шляхом зміни топологічної та організаційної структури.

Метою управління окремими БПЛА є досягнення необхідних інтегральних або місцевих значень початкового ефекту завдяки його призначенню.

Обладнання цільового пункту призначення (цільове обладнання) виконує основні завдання БПЛА. Його ще називають базовим або спеціальним обладнанням. При вирішенні завдань управління, як правило, все цільове обладнання об'єднується під загальною назвою "бортовий цільовий комплекс" [11].

Засоби безпеки включають все нецільове бортове обладнання. Його роль полягає у забезпеченні роботи цільового обладнання та у виконанні самостійних завдань, що супроводжують цільові завдання. За функціями все сервісне обладнання поділяється на обладнання загального призначення та таке, яке забезпечує управління БПЛА. Останню, як правило, називають «бортовим комплексом управління» (BCU). Такий поділ зумовлений особливостями його функціонування та у зв'язку з цим особливостями управління.

Оскільки MBL має обмеження щодо маси та розміру, це обмежує їх обчислювальні ресурси, а отже, повне вирішення завдань оптимізації на борту все ще є складним. В результаті обчислювальна потужність BCU доцільно поділяється на три рівні: стратегічний (рівень планування загального призначення); тактичний (рівень сформованості шляху польоту); виконавчий.

Стратегічним рівнем, або рівнем прийняття рішень щодо вибору поведінки, є оперативне планування діяльності групи MBLA в режимі реального часу, організація їх взаємодії та подолання конфліктів, що виникають, для оптимізації досягнення загальної мети. Обчислювальні ресурси стратегічного рівня в деяких

випадках можуть бути використані для організації хмарних обчислень при вирішенні завдань всієї групи.

Таким чином, є можливість для автономного планування траєкторії руху, реалізації позиційно-траєкторійних законів управління, обробки інформації сенсорних систем та управління виконавчими пристроями.

## 2.2.2. МОДЕЛЬ ЕТАПУ ЗОВНІШНЬОГО ПРОЕКТУВАННЯ СКЛАДНОЇ ТЕХНІЧНОЇ СИСТЕМИ

Завдання синтезу технічного об'єкта передбачає створення структури проєктованого об'єкта та обчислення його параметрів [5]. Ці дві частини синтезу називаються структурним і параметричним синтезом.

**Структурний синтез.** Завдання структурного синтезу - знайти оптимальну або раціональну структуру (схему) технічного об'єкта для реалізації зазначених функцій в рамках обраного принципу дії [4]. Результати структурного синтезу можуть бути представлені у вигляді переліку елементів разом з таблицею зв'язків; схеми алгоритмів; макети елементів із зазначенням їх типів тощо.

Завдання структурного синтезу важко формалізувати, що пояснюється насамперед великою кількістю факторів, що впливають на різновиди, властивості та параметри синтезованих структур, а також труднощами вирішення задач оптимізації великих розмірів з високим ступенем деталізації опису синтезованих об'єктів [22].

Великий вимір завдань проєктування складних систем та об'єктів призводить до доцільності блочно-ієрархічного підходу, при якому процес проєктування ділиться на взаємозалежні ієрархічні рівні.

Існують різні способи класифікації завдань структурного синтезу, що залежить від:

- 1) стадія проєктування;

2) тип синтезованих структур;

3) можливість формалізації.

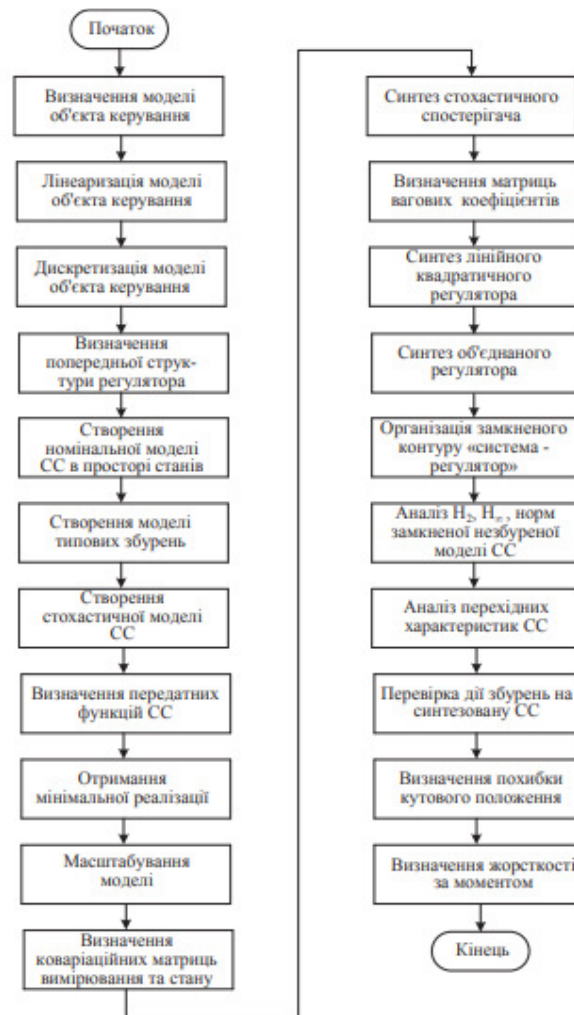


Рис 2.2.2. Схема процедури структурно-параметричного синтезу дискретної системи

Залежно від стадії проектування розрізняють такі процедури структурного синтезу:

- Вибір основних принципів функціонування проектованої системи;
- Вибір технічного рішення в рамках заданих принципів функціонування;
- Випуск технічної документації.

Залежно від типу синтезованих структур виділяють одновимірний, схематичний та геометричний аналіз.

Залежно від можливості формалізації розрізняють завдання, в яких можливий аналіз відомих рішень; завдання, які неможливо вирішити повним аналізом у розумний час; завдання пошуку варіантів конструкцій у розрахунковому наборі допустимих варіантів; проблеми синтезу, вирішення яких є проблематичним [10].

процесу аналізу є актуальною проблемою. Ієрархічний підхід зменшує кількість варіантів на кожному рівні і робить реальним рішенням проблеми визначення оптимальної структури технічного об'єкта.

### 2.2.3. МЕТОДИ ОЦІНКИ У ПРОСТОРИ СТАНІВ

Однією з найважливіших можливостей автономного БПЛА є його оцінка стану або локалізація. Насправді надійна локалізація є важливою складовою кожного автономного сухопутного, підводного та повітряного транспортного засобу [9].

Найбільш поширений алгоритм, що використовується для оцінки стану, базується на теоретичних алгоритмах оцінки, таких як фільтр Кальмана (KF) та розширений фільтр Калмана (EKF). Справді, KF пропонує ефективні, повторювані засоби комбінування інформації від декількох датчиків, щоб забезпечити найкращу оцінку стану автомобіля.

Методи оцінки інтегрованих навігаційних систем виявило три загальні підходи: лінеаризований фільтр Кальмана (LKF) або розширений фільтр Кальмана (EKF); фільтри на основі вибірки, такі як фільтри для частинок та нецентрований фільтр Кальмана (UKF); та методи штучного інтелекту. До останньої категорії належать такі методи, як штучні нейронні мережі (ANN) або адаптивні нейронні нечіткі інформаційні системи (ANFIS) [12].

LKF або EKF широко використовувались при розробці навігаційного програмного забезпечення. Враховуючи простоту та низький обчислювальний попит на фільтри LK, вони були дуже привабливими для недорогих застосувань БПЛА. EKF може надати більш точне рішення, але є більш складним, ніж LKF. Це також вимагає більших обчислювальних накладних витрат. Обидва вони

використовувались у різноманітних додатках і мають чіткі переваги та недоліки; отже, вибір того, який із них використовувати, буде залежати від конкретної ситуації.

Розширений фільтр Калмана було успішно застосовано до проблем оцінки стану вертольота. Однак порівняльний аналіз 2004 року, обговорений у статті М. Сен-П'єра та Д. Гінграса, цитований у розділі "Додаткові ресурси" в кінці цієї статті), показав, що розширений фільтр Калмана виявляє певну слабкість порівняно з нецентрованим фільтром Калмана. Насправді, оскільки модель датчика, яка використовується у фільтрі, є сильно нелінійною, оцінка ефективності нецентрований є кращим. Більше того, реалізація цього фільтру на основі вибірки є простішою, ніж у розширеному, через те, що не потрібно розраховувати похідні рівнянь стану. Для застосування на невеликих БПЛА цей момент дуже важливий, враховуючи обмеження потужності бортового комп'ютера.

Ван дер Мерве запропонував цікавий підхід до оцінки стану, що включає можливість впровадження розширеного фільтру Калмана у формі квадратного кореня, який, як було продемонстровано, забезпечує покращену чисельну стабільність поряд зі зниженою обчислювальною складністю [15].

Дослідницька група зі Стенфордського університету також представила метод навігації невеликим БПЛА через незвідане середовище. (Див. Статтю Дж. Лангелаана та С. Рока в Додаткових ресурсах.) Автори звертаються до проблеми оцінки стану повітряного судна в його середовищі з огляду на використання обмежених датчиків. Результати моделювання, проведеного у двох вимірах, показують, що, хоча реалізація EKF розходиться, реалізація UKF генерує послідовні оцінки стану автомобіля. Іншим фільтром на основі вибірки є фільтр частинок, також відомий як послідовний фільтр Монте-Карло, який широко розроблений для нелінійних / негауссових процесів на основі теорії байєсівської фільтрації. Ці методи були відкладені в основному через брак обчислювальних потужностей. Однак нещодавня робота намагалася застосувати ці методи у деяких

практичних проблемах, таких як зв'язок, комп'ютерний зір та відстеження цілей для радарів [21].

Нарешті, ми маємо метод оцінки на основі штучного інтелекту, який добре диференціюється від інших типів представлених раніше. Оцінка на основі штучного інтелекту відрізняється від інших методів відсутністю будь-яких математичних моделей в динаміці та вимірах системи. Хоча ці методи вважаються простішими у застосуванні з точки зору проекту, вони мають деякі обмеження, такі як той факт, що статистична інформація не використовується як вхідна інформація. Як результат, вони не представляють статистичні дані, пов'язані з рішенням, як вихідні дані, що відіграє важливу роль у додатках для обробки даних [15].

Інші підходи на основі штучного інтелекту для роботи з навігацією та управлінням БПЛА включають нелінійне адаптивне управління та нечітку логіку.

### 2.3. СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧНИЙ СИНТЕЗ (ФІЛЬТР КАЛМАНА + РЕГУЛЯТОР)

Методи фільтрації Калмана - одна з груп параметричних методів, яка широко використовується в задачах інженерної ідентифікації. Для оцінки реакції та параметрів механічних моделей запропоновано різноманітні методи фільтрації Кальмана, включаючи розширений фільтр Кальмана (ЕКФ) та нецентрований фільтр Кальмана (UKF).

#### 2.3.1. ПРИНЦИПИ ЕКФ, ІЕКФ, UKF ТА ІUKF

Для пояснення принципів згаданих алгоритмів спочатку розглянемо загальну динамічну систему, нелінійне рівняння простору станів з доданим шумом описується

$$\dot{x} = f(x(t)) + v(t) \quad (1)$$

де  $v(t)$  представляє шум процесу з коваріаційною матрицею  $Q(t)$ . Рівняння нелінійного спостереження в часі  $t = k\Delta t$  може бути виражено як:

$$y_k = h(x_k) + \eta_k \quad (2)$$



де  $\eta_k$  показує шум вимірювання за допомогою  $R_k$ . Рівняння (1) може бути переписано у дискретній формі наступним чином:

$$x_{k+1} = F(x_{k0}) + v_k \quad (3)$$

$$y_k = h(x_k) + \eta_k$$

де  $v_k$  - вектор шуму процесу з відповідною матрицею коваріації  $Q_k$ . Інтегруючи рівняння (1), отримуємо функцію  $F$

$$F = (x_k) = x_k + \int_{k\Delta t}^{(k+1)\Delta t} f(x(t))dt \quad (4)$$

Для отримання рекурсивної оцінки  $x_k$ , може бути використаний один із описаних нижче алгоритмів.

### 2.3.2. РОЗШИРЕНИЙ ФІЛЬТР КАЛМАНА (ЕКФ)

У розширеному методі фільтра Калмана спочатку прогнозується початкова оцінка стану системи, а потім модифікується за допомогою спостережуваних та зібраних вимірювань (етап «оновлення вимірювань»). Прогноз стану  $\hat{x}_k$  та відповідна коваріація можуть бути розраховані як:

$$\hat{x}_k = \hat{x}_{k-1} + \int_{(k-1)\Delta t}^{(k)\Delta t} f(x(t))dt \quad (5)$$

$$P_k = \Phi_k P_{k-1} \Phi_k^T + Q_{k-1} \quad (6)$$

У рівнянні (6),  $\Phi_k$  є матрицею переходу стану і знаходиться з:

$$\Phi_k = I + \Delta t \left[ \frac{\partial f(x(t))}{\partial x(t)} \right]_{x(t)=\hat{x}_{k-1}} \quad (7)$$

Прогнозоване вимірювання оцінюється як

$$\hat{Y}_k = h(\hat{x}_k) \quad (8)$$

Таким чином, на етапі оновлення вимірювання,

$$\begin{aligned} \hat{x}_k &= \hat{x}_k + K_k (Y_k - \hat{Y}_k) \\ P_k &= [I - K_k H_k] P_k [I - K_k H_k]^T + K_k R_k K_k^T \\ K_k &= P_k H_k^T [H_k P_k H_k^T + R_k]^{-1} \end{aligned} \quad (9)$$

де  $K_k$  матриця коефіцієнта посилення Калмана на кроці часу  $k$  і  $H_k$  - лінеаризована матриця коефіцієнтів рівняння спостереження:

$$H_k = \left[ \frac{\partial h(x)}{\partial x} \right]_{x=\hat{x}_k} \quad (10)$$

### 2.3.3. ІТЕРАЦІЙНИЙ РОЗШИРЕНИЙ ФІЛЬТР КАЛМАНА (ІЕКФ)

Для того, щоб зробити ЕКФ більш стійким до рівня шуму та початкової оцінки вектора стану, наступний процес ітерації вважається доданим до стандартного алгоритму ЕКФ після прогнозування стану  $\hat{x}_k$  та оцінки відповідної коваріації:

$$\begin{aligned}\hat{x}_{k,0} &= \hat{x}_k, P_{k,0} = P_k \\ \hat{x}_{k,j+1} &= \hat{x}_k + K_{k,j}[y_k - h(\hat{x}_{k,j}) - H_{k,j}(\hat{x}_k - \hat{x}_{k,j})] \\ P_{k,j} &= (I - K_{k,j}H_{k,j})P_k\end{aligned}\quad (11)$$

де

$$\begin{aligned}K_{k,j} &= \frac{\partial h(x)}{\partial x} \Big|_{x=\hat{x}_{k,j}} \\ K_{k,j} &= P_k H_{k,j}^T (H_{k,j} P_k H_{k,j}^T + R_k)^{-1}\end{aligned}\quad (12)$$

Цей процес буде припинено у разі задоволення нерівності  $\|\hat{x}_{k,j+1} - \hat{x}_{k,j}\| \leq V_{th}$ , де  $V_{th}$  - заданий поріг. Після N ітерацій (N повинен вибирати користувач), кінцевим оціненим станом та відповідною матрицею коваріації є:

$$\hat{x}_k = \hat{x}_{k,N}, P_k = P_{k,N}\quad (13)$$

### 2.3.4. НЕЦЕНТРОВАННИЙ ФІЛЬТР КАЛМАНА (UKF)

Рівень обчислювальної складності UKF такий же, як і ЕКФ. Однак він не вимагає обчислення якобійців або гессіанців, і його точність має другий порядок, тоді як ЕКФ може досягти точності лише першого порядку.

### 2.3.5. ДИСКРЕТНІ ОПТИМАЛЬНІ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ

Системи з дискретним часом можна класифікувати на два типи:

1. Системи дискретного часу, такі як цифрові комп'ютери, цифрові фітри, грошові системи та системи інвентаризації. У таких системах має сенс розглядати систему лише в окремі моменти часу, і те, що відбувається між ними, не має значення.

2. Системи з дискретним часом, які є результатом розгляду систем безперервного часу лише в дискретні моменти часу. Це може бути зроблено з міркувань зручності (наприклад, при аналізі системи безперервного часу на цифровому комп'ютері), або може виникнути природним чином, коли система безперервного часу взаємопов'язана із системами дискретного часу, що є по суті (такими як цифрові контролери або цифровий процес управління комп'ютерами). Теорія лінійного оптимального управління з дискретним часом представляє особливий інтерес завдяки її застосуванню в комп'ютерному управлінні.

Часто зустрічаються системи, що складаються з взаємозв'язку системи з дискретним часом та системи з безперервним часом. Приклад, що представляє особливий інтерес, виникає, коли цифровий комп'ютер використовується для управління установкою безперервного часу. Всякий раз, коли існують такі взаємозв'язки, повинен існувати якийсь тип інтерфейсної системи, яка піклується про зв'язок між дискретним часом та системами безперервного часу.

#### 2.4. ВИСНОВКИ

У цьому розділі я розглянула модель збурень, що впливають на поздовжні рухи літаків. Крім того, було вкинуто огляд різних методів синтезу, основні з яких: інерційний, нейронний. Розглянуто методи оцінки стану та теорію лінійного оптимального управління для дискретних систем. Проведено аналіз моделей та методів вирішення проблеми структурно-параметричного синтезу.

## РОЗДІЛ 3

### СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧНИЙ СИНТЕЗ РОБАСТНОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ З ВИКОРИСТАННЯ СПОСТЕРІГАЧА КАЛМАНА

#### 3.1. ОСНОВНА СТРУКТУРНА СХЕМА СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ

Процес управління літальним апаратом, як правило, складається з трьох важливих частин:

Система підвищення стійкості збільшує стабільність літака. В основному це робиться за допомогою контрольних поверхонь, щоб зробити літак більш стійким. Хорошим прикладом частини SAS є фугоїдний демпфер (або подібним чином, демпфер похилення). Фугоїдний демпфер використовує ліфт, щоб зменшити вплив фугоїду: він амортизує його. SAS завжди включений, коли літак летить. Без нього літак менш стабільний або, можливо, навіть нестійкий.

Система посилення контролю є корисним інструментом для пілота для управління літаком. Наприклад, пілот може сказати CAS «зберігати поточний заголовок». Потім CAS виконує цю команду. Таким чином, пілот не повинен постійно компенсувати зміни курсу самостійно.

Нарешті, система автоматичного управління робить справи на крок далі. Він автоматично керує літаком. Це робиться шляхом обчислення (наприклад) кутів нахилу літака, необхідних для утримання на заданій траєкторії польоту. Потім він гарантує, що ці кути нахилу досягнуті. Таким чином, літаком керують автоматично.

Ряд систем підвищення стійкості, як правило, використовується для звичайних транспортних літаків у:

Поздовжньому режимі

- (a) Крок демпфера;
- (b) Фугоїдний демпфер;

<i>Кафедра системи управління літальними апаратами</i>							
<i>Виконала</i>	<i>Снігуровська Д.О.</i>			<i>Структурно-параметричний синтез робастної системи управління</i>	<i>Літера</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Галагуз Т.А.</i>					52	125
<i>Консультант</i>							
<i>Н-контроль</i>	<i>Дивнич М.П.</i>						
<i>Зав. каф.</i>	<i>Тачиніна О.М.</i>						
					<b>202М</b>	<b>151</b>	

Існують важливі відмінності між вищезазначеними трьома системами.

Перш за все, система SAS завжди увімкнена, тоді як інші дві системи увімкнені лише тоді, коли вони потребують пілота. По-друге, це питання оборотності. Під час посилення контролю та автоматичного управління пілот відчуває дії, які виконує комп'ютер. Іншими словами, коли комп'ютер вирішує перемістити панель управління, також рухаються ручка / педалі пілота. Це робить ці системи оборотними.

### 3.2. ЗАГАЛЬНА ПОСТАВНОВКА ЗАДАЧІ ТА ОСОБЛИВОСТІ ОПИСУ ОБ'ЄКТА У ПРОСТОРИ СТАНІВ

Система управління для малого БПЛА з навігаційними датчиками і бортовим комп'ютером з дуже обмеженими можливостями повинна забезпечувати номінальну якість і стабільність. При цьому БПЛА мають літати в досить широкому діапазоні змін висоти та повітряних швидкостей. Це призводить до того, що параметри системи змінюються в значних межах. Крім того, дешеві датчики мають значний рівень власних шумів вимірювань. Тому необхідно забезпечити не лише оптимальність, а й робастність системи управління.

Методика структурно-параметричного синтезу робастної системи управління польотом складається з таких етапів:

1. Структурно-параметричний синтез оптимальної системи управління з використанням теореми розділення;
2. Робастизація отримано оптимального закону управління;
3. Моделювання динаміки замкнутої системи управління з урахуванням всіх нелінійностей, притаманних реальному об'єкту.

При дії стохастичних збурень досить ефективні результати дає синтез системи управління з використанням теореми розділення, що дозволяє визначити структуру оптимальної системи як при повних, так і при часткових вимірюваннях

компонентів вектору стану об'єкта. Використання такого управління не може забезпечити достатньо хороший показник якості і стійкості при зміні параметрів об'єкта. Для подальшого покращення робастності системи використовується *NPRS* – підхід, що базується на використанні  $H_2$  – норми, як загальноприйнятої оцінки якості системи при детермінованих та стохастичних збуреннях, а також  $H_\infty$  – норми функції комплементарної чутливості системи як оцінки її робастності.

З практичною метою синтезу використовується багатомодельний підхід, що базується на оцінці якості номінальної (системи, параметри якої відповідають крейсерському польоту, саме для неї здійснюється синтез) та збуреної (системи зі зміненими параметрами об'єкта в результаті збурень) систем при детермінованому і стохастичному впливах.

### 3.3. ВИКОРИСТАННЯ ФІЛЬТРА КАЛМАНА ДЛЯ ВІДНОВЕЛІННЯ ВЕКТОРУ СТАНУ

Відповідно до методів, описаних у розділі 2, структурно-параметричний синтез системи управління складається з двох етапів:

1. Синтез системи оптимального управління з метою отримання вектора первинних значень поблизу:

- синтез оптимального стохастичного спостерігача (фільтр Калмана);
- синтез оптимального детермінованого регулятора.

2. Моделювання динаміки замкнутої системи управління з урахуванням усіх нелінійностей, що є загальним для реальної установки.

На першому етапі синтезу системи оптимального управління виконується відновлення повного вектора стану системи. Це було зроблено за допомогою оптимального стохастичного спостерігача (фільтр Калмана).

Умовою використання процедури синтезу фільтра Калмана є дія на об'єкт білих шумів. Турбулентність атмосфери – це кольоровий шум. Тому особливістю опису об'єкта у просторі станів є необхідність включення в його структуру формуючого фільтра (фільтра Драйдена), вхід якого збурюється білим шумом, а на виході ми маємо кольоровий шум, що характеризує турбулентність атмосфери.

Таким чином входи розширеного об'єкта у просторі станів будуть збурюватися білим шумом, що відповідає умовам опису об'єкта для синтезу фільтра Калмана, а безпосередньо на наш об'єкт діятиме кольоровий шум.

Детермінований об'єкт для синтезу системи управління польотом може бути представлено системою рівнянь у просторі станів:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu, \\ y &= Cx + Du, \end{aligned} \quad (3.1)$$

де  $x$  – вектор стану системи, що має розмірність  $(n \times 1)$ , матриця  $A$  розміром  $(n \times n)$  визначає стан системи,  $u$  – вектор управління має розмірність  $(m \times 1)$ , матриця управління  $B$  - має розмір  $(n \times m)$ ,  $y$  – вектор вимірювань  $(l \times 1)$ , матриця вимірювань  $C$  має розмір  $(l \times n)$ , і нарешті матриця  $D$  безпосередньої передачі управління з входу на вихід має розмірність  $(l \times m)$ . Необхідно відмітити, що опис (3.1) включає також і модель виконавчого механізму, тобто вираз (3.1) описує послідовне з'єднання виконавчого механізму з об'єктом.

Опис стохастичних збурень (турбулентного вітру) можна отримати, пропустивши білий шум через відповідний формуючий фільтр. В американській практиці стандартизовано модель формуючого фільтру. Згідно з [22] для опису турбулентності вітру використовується модель Драйдена. У відповідності з нею турбулентний вітер може бути представлений як стохастичний процес, що залежить від швидкості і може бути розділений на три складові: повздовжню  $u_g$ , бокову  $v_g$  та вертикальну  $w_g$ . Для літака, що летить з швидкістю  $V$  через турбулентне поле з просторовою частотою  $\Omega$  рад/м, кругова частота  $\omega$  обчислюється шляхом множення  $V$  на  $\Omega$ . Спектральні щільності відповідних складових визначаються таким чином:

- повздовжня складова турбулентного вітру:

$$S_u(\omega) = \frac{2\sigma_u^2 L_u}{\pi V} \cdot \frac{1}{1 + (L_u \frac{\omega}{V})^2}; \quad (3.2)$$

- бокова складова турбулентного вітру:

$$S_v(\omega) = \frac{\sigma_v^2 L_v}{\pi V} \cdot \frac{1 + 3(L_v \frac{\omega}{V})^2}{[1 + (L_v \frac{\omega}{V})^2]^2}; \quad (3.3)$$

$$S_r(\omega) = \frac{\left(\frac{\omega}{V}\right)^2}{1 + \left(\frac{3b}{\pi} \frac{\omega}{V}\right)^2} \cdot S_v(\omega); \quad (3.4)$$

- вертикальна складова турбулентного вітру:

$$S_w(\omega) = \frac{\sigma_w^2 L_w}{\pi V} \cdot \frac{1 + 3\left(L_w \frac{\omega}{V}\right)^2}{\left[1 + \left(L_w \frac{\omega}{V}\right)^2\right]^2}; \quad (3.5)$$

$$S_q(\omega) = \frac{\left(\frac{\omega}{V}\right)^2}{1 + \left(\frac{4b}{\pi} \frac{\omega}{V}\right)^2} \cdot S_w(\omega), \quad (3.6)$$

де  $b$  - розмах крила літака;  $L_u$ ,  $L_v$ ,  $L_w$  - відповідні масштаби турбулентності;  $\sigma_u$ ,  $\sigma_v$ ,  $\sigma_w$  - середньоквадратичні відхилення відповідних компонентів швидкості.

Для генерації стохастичних збурень з коректними характеристиками білий шум пропускається через відповідний формуючий фільтр, що описується такими передавальними функціями:

- повздожня складова турбулентного вітру:

$$H_u(s) = \sigma_u \sqrt{\frac{2L_u}{\pi V}} \cdot \frac{1}{1 + \frac{L_u s}{V}}; \quad (3.7)$$

- бокова складова турбулентного вітру:

$$H_v(s) = \sigma_v \sqrt{\frac{L_v}{\pi V}} \cdot \frac{1 + \sqrt{3} \frac{L_v s}{V}}{\left(1 + \frac{L_v s}{V}\right)^2}; \quad (3.8)$$

$$H_r(s) = \frac{\frac{s}{V}}{1 + \frac{3b}{\pi V} s} \cdot H_v(s); \quad (3.9)$$

- вертикальна складова турбулентного вітру:

$$H_w(s) = \sigma_w \sqrt{\frac{L_w}{\pi V}} \cdot \frac{1 + \sqrt{3} \frac{L_w s}{V}}{\left(1 + \frac{L_w s}{V}\right)^2}; \quad (3.10)$$

$$H_q(s) = \frac{\frac{s}{V}}{1 + \frac{4b}{\pi V} s} \cdot H_w(s). \quad (3.11)$$

Масштаб та інтенсивність турбулентності є функціями висоти. Виділяють два діапазони: низькі висоти та середні/великі висоти. В [25] масштаб турбулентності на низьких висотах визначається наступним чином:

$$L_w = h, \quad L_u = L_v = \frac{h}{(0.177 + 0.000823h)^{1.2}}, \quad (3.12)$$



де  $h$  - висота польоту в футах.

Середньоквадратичні відхилення відповідних компонентів швидкості на низьких висотах визначаються наступним чином:

$$\sigma_w = 0.1W_{20}, \frac{\sigma_u}{\sigma_w} = \frac{\sigma_v}{\sigma_w} = \frac{1}{(0.177 + 0.000823h)^{0.4}}, \quad (3.13)$$

де  $W_{20}$  - швидкість вітру на висоті 6 м. Як правило для „легкої” турбулентності швидкість вітру на висоті 6 м дорівнює 15 вузлів, для „середньої” – 30 вузлів та для „сильної” – 45 вузлів.

Від середніх до великих висот значення масштабів турбулентності визначаються, виходячи з припущення, що турбулентність ізотропна. Згідно з [25] масштаби турбулентності будуть мати таке значення:  $L_u = L_v = L_w = 1750$  футів. Середньоквадратичні відхилення для цього діапазону визначаються як функція висоти згідно з формулою (3.13).

Схема формуючого фільтру представлена на рис. 3.1.

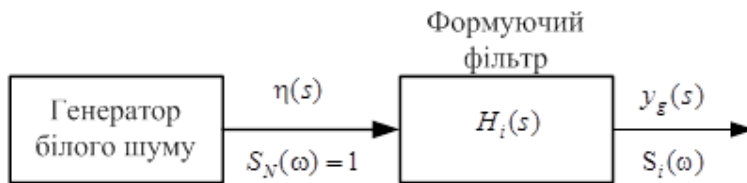


Рис. 3.1 Блок-схема формуючого фільтру

На рис. 3.1 вхід формуючого фільтру збурюється некорельованим білим шумом  $\eta(s)$  із спектральною щільністю  $S_N(\omega)$ . На виході отримуємо випадковий процес  $y_g(s)$  із спектральними щільностями  $S_i(\omega)$ .

Для повздовжнього руху вхідний вектор формуючого фільтру можна представити таким чином:  $\boldsymbol{\eta} = [\eta_x, \eta_z]'$ , а вихідний –  $\mathbf{y}_g = [u_g, \alpha_g, q_g]$ , де  $q_g$  - турбулентне прирощення кутової швидкості тангажу. Турбулентний кут атаки отримуємо, перерахувавши вертикальну швидкість  $\alpha_g = w_g / V$ . Використовуючи формули (3.6), (3.9), (3.10) модель турбулентного вітру у просторі станів для повздовжнього руху можна представити у вигляді:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}}_g &= \mathbf{A}_g \mathbf{x}_g + \mathbf{B}_g \boldsymbol{\eta}_g, \\ \mathbf{y}_g &= \mathbf{C}_g \mathbf{x}_g + \mathbf{D}_g \boldsymbol{\eta}_g,\end{aligned}\quad (3.14)$$

де

$$\mathbf{A}_g = \begin{bmatrix} -\lambda_u & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & -\lambda_\alpha^2 & -2\lambda_\alpha & 0 \\ 0 & -k_q \lambda_q k_\sigma \beta_\alpha & -k_q \lambda_q k_\sigma & -\lambda_q \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_g = \begin{bmatrix} k_u & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (3.15)$$

$$\mathbf{C}_g = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & k_\alpha \beta_\alpha & k_\alpha & 0 \\ 0 & k_\alpha k_q \beta_\alpha & k_\alpha k_q & 1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{D}_g = \text{zeros}(3,2), \quad (3.16)$$

$$k_u = \sigma_u \sqrt{\frac{2V}{\pi L_u}}, \quad k_\alpha = \sigma_w \sqrt{\frac{3}{\pi L_w V}}, \quad k_q = \frac{\pi V}{4b}, \quad (3.17)$$

$$\lambda_u = \frac{V}{L_u}, \quad \lambda_\alpha = \frac{V}{L_v}, \quad \lambda_q = \frac{\pi V}{4b}, \quad \beta_\alpha = \frac{\lambda_\alpha}{\sqrt{3}}. \quad (3.18)$$

Для бокового руху вхідним сигналом буде білий шум  $\boldsymbol{\eta}_y$ , а вихідним –  $\mathbf{y}_g = [\beta_g, r_g]$ , де  $r_g$  – турбулентне прирощення кутової швидкості рискання,  $\beta_g$  – турбулентний кут крену, який можна отримати, перерахувавши бокову швидкість турбулентного вітру  $\beta_g = v_g / V$ . Використовуючи формули (3.8), (3.9), знайдено матриці у просторі станів турбулентного вітру у вигляді:

$$\mathbf{A}_g = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -\lambda_\beta^2 & -2\lambda_\beta & 0 \\ -k_r \lambda_r k_\beta \beta_\beta & -k_r \lambda_r k_\beta & -\lambda_r \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (3.19)$$

$$\mathbf{C}_g = \begin{bmatrix} k_\beta \beta_\beta & k_\beta & 0 \\ k_\beta k_r \beta_\beta & k_\beta k_r & 1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{D}_g = \text{zeros}(2,1), \quad (3.20)$$

$$k_\beta = \sigma_v \sqrt{\frac{3}{\pi L_v V}}, \quad k_r = \frac{\pi V}{3b}, \quad \lambda_q = \frac{\pi V}{3b} \quad (3.21)$$

### 3.4. СИНТЕЗ ОПТИМАЛЬНОЇ НЕПЕРЕРВНОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ

Розглянемо задачу синтезу оптимальної за середньоквадратичним показником якості систем управління неперервним об'єктом (в нашому випадку літаком). Як уже відзначалося, в більшості практичних задач управління (зокрема в задачах управління польотом) на об'єкт управління діють шуми  $\omega_1$ , що збурюють стан системи  $x$  і можна виміряти лише деяку лінійну комбінацію змінних стану  $y$ , що містить шум  $\omega_2$ . Такий об'єкт у просторі станів буде описуватися рівняннями:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu + \omega_1 \\ y &= Cx + Du + \omega_2 \end{aligned} \quad (3.22)$$

де  $A \in R^{n \times n}$ ,  $B \in R^{n \times m}$ ,  $C \in R^{l \times n}$ ,  $D \in R^{l \times m}$ ,  $l < n$ ,  $m < n$  четвірка матриць простору станів літака;  $\omega_1$  - вектор зовнішніх збурень;  $\omega_2$  - білий шум датчиків з матрицею коваріацій  $V_2$ .

Стохастичний вектор турбулентної швидкості вітру  $\omega_1$  (вектор зовнішніх збурень) описується стандартною моделлю Драйдена, що визначає матрицю спектральних щільностей цього вектора. Для формування процесу  $\omega_1$  використовується багатомірний формуючий фільтр, вхід якого збурюється векторним білим шумом  $\eta$ . Нехай формуючий фільтр представляється у просторі станів четвіркою матриць

$$[A_f \in R^{p \times p}, B_f \in R^{p \times s}, C_f \in R^{r \times p}, D_f \in R^{r \times s}].$$

Приведемо поставлену задачу до стандартної форми, що необхідно для використання теореми розділення. З цією метою включимо фільтр Драйдена в опис у просторі станів літака. Послідовне з'єднання фільтра Драйдена і моделі БПЛА призводить до розширеної моделі у просторі станів, що має вектор  $x_{ex} = [x_f, x]'$  і четвірки матриць простору станів

$$[A_{ex} \in R^{(p+n) \times (p+n)}, B_{ex} \in R^{(p+n) \times (s+m)}, C_{ex} \in R^{l \times (p+n)}, D_{ex} \in R^{l \times (s+m)}],$$

де

$$\begin{bmatrix} A_{\text{ex}} & B_{\text{ex}} \\ C_{\text{ex}} & D_{\text{ex}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_f & 0_{p \times n} & B_f \\ B_g C_f & A & B_g D_f \\ 0_{l \times p} & C & D \end{bmatrix}.$$

Вхід матриці  $B_g$  з'єднується з виходом формуючого фільтра, що збудує відповідні змінні у просторі станів БПЛА. Як результат маємо розширену систему у просторі станів:

$$\begin{aligned} \dot{x}_{\text{ex}} &= A_{\text{ex}}x_{\text{ex}} + B_{\text{ex}}u + \eta, \\ y &= C_{\text{ex}}x_{\text{ex}} + D_{\text{ex}}u + \omega_2, \end{aligned} \quad (3.23)$$

де  $\eta$  і  $\omega_2$  білі шуми, що збудують стан системи і вимірювання.

Для спрощення запису індекс „ex” в подальшому опустимо.

Оскільки кількість вимірювань  $l$  менше за кількість фазових координат  $n$ , то необхідно визначити такий оператор  $F$  (оптимальний фільтр):

$$x = F(y, u),$$

який мінімізує норму похибки  $\varepsilon = x - \hat{x}$ , де  $\hat{x}$  - відновлений стан системи.

В виразі (3.23)  $x$  - вектор змінних стану системи,  $u$  - вектор змінних управління,  $y$  - вектор змінних, що вимірюються,  $A$  - матриця стану системи,  $B$  - матриця управління,  $C$  - матриця спостережень.

Після того, як вектор стану відновлено, можна використовувати закони управління (в яких припускається, що повний вектор стану відомо), замінивши дійсний стан відновленим.

Таким чином оптимальний закон управління є комбінацією оптимального стохастичного спостерігача, в якому відновлюється стан системи, і оптимального детермінованого регулятора, що являє собою миттєву лінійну функцію відновленого вектора стану. Цей результат відомо як принцип розділення.

Розглянемо систему, що описується рівняннями у просторі станів (3.23). Класичний варіант синтезу, запропонований А. М. Летовим та Р. Калманом припускає можливість вимірювання всіх компонентів вектора стану  $x$ . В такому випадку розмірність вихідного вектора  $y$  співпадає з розмірністю  $x$ , тобто  $l = n$  та матриця  $C$  представляє собою квадратну ( $n \times n$ ) матрицю. У відповідності з

вищевказаним методом запишемо розв'язок задачі оптимального управління для регулювання по вихідній змінній:

$$u = -Fx, \quad (3.24)$$

де  $F$  - матриця коефіцієнтів підсилення для кожної змінної вектора стану, що представляють собою числову матрицю розміром  $(m \times n)$ , знак „-” означає від'ємний зворотній зв'язок.

$x$  - лінійна оцінка по мінімуму середнього значення квадрата похибки.

Регулятор необхідно синтезувати для послідовного з'єднання об'єкта з виконавчим механізмом.

Розв'яжемо задачу побудови детермінованого оптимального регулятора, що мінімізує інтегральний квадратичний критерій

$$J = \int_0^{\infty} [x^T R_1 x + u^T R_2 u] dt, \quad (3.25)$$

де  $R_1, R_2, R_3$  - невід'ємно визначені симетричні матриці.

Якщо матриця прямої передачі управління з входу на вихід  $D$  нульова, то критерій (2.25) можна записати у вигляді:

$$J = \int_0^{\infty} [y^T R_3 y + u^T R_2 u] dt, \quad (3.26)$$

враховуючи, що  $R_1 = C^T R_3 C$ .

В критерії (3.25) перша складова  $x^T R_1 x$  є мірою відхилення стану системи в момент  $t$  від нульового стану і характеризує якість (точність) управління. Другий член критерію  $u^T R_2 u$  враховує затрати потужності на управління. Таким чином задача синтезу оптимального детермінованого регулятора полягає в знаходженні матриці  $F$ , що зв'язує вихід об'єкта з входами виконавчого механізму і мінімізує інтегральний квадратичний критерій (3.25).

Значення цих коефіцієнтів для виразу (3.24) знаходяться за формулою:

$$F = R_3^{-1} B^T P. \quad (3.27)$$

В виразі (3.27)  $P$  - позитивно визначена симетрична матриця, що є рішенням алгебраїчного рівняння Ріккати:

$$C^T R_3 C - PBR_2^{-1}B^T P + A^T P + PA = 0. \quad (3.28)$$

З урахуванням того, що матриця  $C$  - одинична і беручи до уваги (3.26) рівняння (2.28) можна переписати у вигляді:

$$R_1 - PBR_2^{-1}B^T P + A^T P + PA = 0. \quad (3.29)$$

Підставивши отриманий вираз для управління (3.24) в рівняння простору станів об'єкта (3.23), отримуємо рівняння в просторі станів для замкнутої системи, що буде мати вигляд:

$$\dot{x} = (A - B \cdot F)x. \quad (3.30)$$

Нехай задача відновлення є не сингулярною, а шум, що збурює стан системи  $\omega_1$  і шум спостережень  $\omega_2$  не корельовано. Тоді оцінку  $x$  для виразу (3.24) отримуємо як рішення рівняння

$$\dot{x} = Ax + Bu + K[y - Cx]. \quad (3.31)$$

Коефіцієнти підсилення  $K$  оптимального спостерігача (фільтра Калмана) в виразі (2.31) знаходяться за формулою

$$K = P_2 C^T V_2^{-1}, \quad (3.32)$$

де  $V_2$  - матриця коваріацій шуму вимірювань.

Матриця коваріацій  $P_2$  в виразі (3.32) є рішенням алгебраїчного рівняння Ріккати

$$0 = V_1 - P_2 C^T V_2^{-1} C P_2 + A P_2 + P_2 A^T, \quad (3.33)$$

де  $V_1$  - матриця коваріацій шуму, що збурює стан системи.

Підставивши вираз (3.24) для закону управління в рівняння спостерігача (3.31), отримаємо рівняння з'єднання спостерігача і регулятора в формі

$$\dot{x} = [A - BF - KC]x + Ky. \quad (3.34)$$

Це призводить до структури, що представлена на рис. 3.2.

Замкнена система, що отримана в результаті з'єднання об'єкта з регулятором, являється лінійною системою розмірності  $2n$  (де  $n$  - розмірність стану  $x$ ), яку можна описати системою рівнянь

$$\begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{\hat{x}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A & -BF \\ KC & A - KC - BF \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ \hat{x} \end{pmatrix}. \quad (3.35)$$

Вектор зовнішніх збурень  $\omega_1$  (стохастичний вектор турбулентної швидкості вітру) описується стандартною моделлю Драйдена, що визначає матрицю спектральних щільностей цього вектора  $V_1$ . Як було вказано вище, для формування процесу  $\omega_1$  використовується багатовимірний формуючий фільтр, вхід якого збурюється векторним білим шумом  $\eta$ . Формуючий фільтр представляється у просторі станів четвіркою матриць  $[A_f, B_f, C_f, D_f]$ . Опис спектральної моделі Драйдена і формуючого фільтра представлено в [25], а конкретна його форма для нашого випадку розрахована вище. Матриця  $B_{g0} = [B_g B]$  на рис. 3.2 об'єднує вхід збурень  $\omega_1$  і вхід управління  $u$  в один вектор входу; матриця  $A$  - матриця простору станів БПЛА, матриця  $C$  - використовується для спостереження вектора  $y$  у реальної замкненої системи.

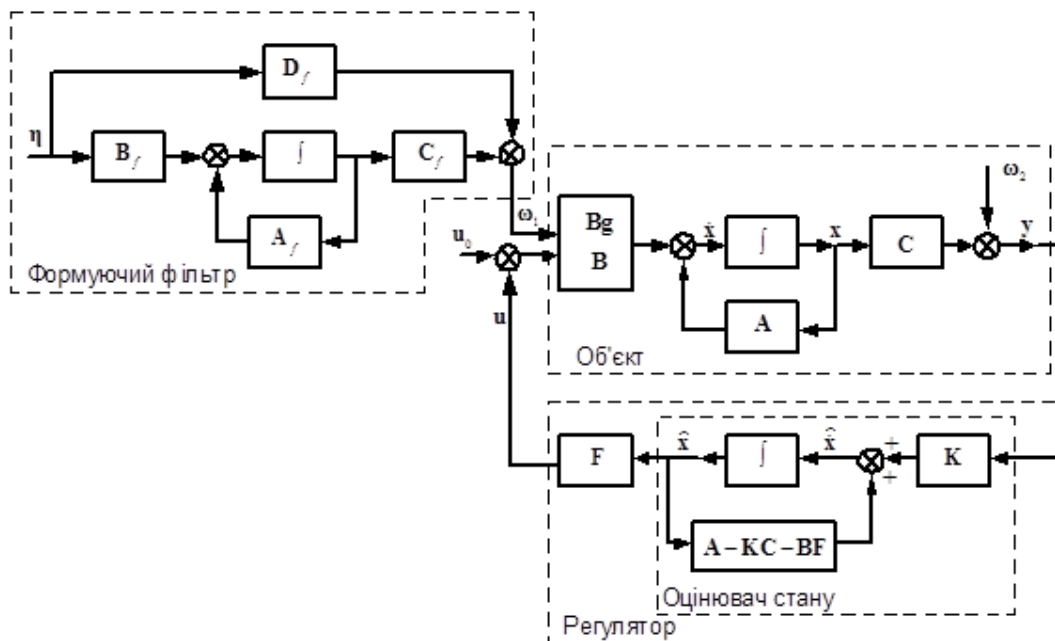


Рис. 3.2 Оптимальна стохастична система управління

Формуючий фільтр використовується для розрахунку показника якості лише в стохастичному випадку.

Коефіцієнти  $K$  для оптимального спостерігача, яким є фільтр Калмана, і коефіцієнти підсилення оптимального регулятора  $F$  отримуємо, використовуючи вирази (3.27) - (3.29) та (3.32) - (3.34).

Таким чином, для синтезу регулятора необхідно визначити четвірки матриць стохастичного об'єкта, тобто об'єкта, що включає в свою структуру формуючий фільтр, а для подальшого визначення показника якості - четвірки матриць  $[A_{cl}, B_{cl}, C_{cl}, D_{cl}]$ , що описують детерміновані моделі замкненої системи для номінального і параметрично збуреного випадків. Послідовне з'єднання цих моделей з відповідними формуючими фільтрами утворює модель для аналізу системи в стохастичному випадку.

Отже, при використанні багатомодельного підходу використовуються такі четвірки матриць:

- детермінована замкнена система, що отримана в результаті з'єднання детермінованого об'єкта з регулятором (номінальна і параметрично збурена):

$$\left[ \begin{array}{c|c} \mathbf{A}_{cl} & \mathbf{B}_{cl} \\ \hline \mathbf{C}_{cl} & \mathbf{D}_{cl} \end{array} \right] = \left[ \begin{array}{cc|c} \mathbf{A} & -\mathbf{BF} & \mathbf{B} \\ \hline \mathbf{KC} & \mathbf{A} - \mathbf{KC} - \mathbf{BF} & \mathbf{0}_{l \times m} \\ \hline \mathbf{C} & \mathbf{0}_{l \times m} & \mathbf{D} \end{array} \right],$$

$$\left[ \begin{array}{c|c} \mathbf{A}_{cl}^p & \mathbf{B}_{cl}^p \\ \hline \mathbf{C}_{cl}^p & \mathbf{D}_{cl}^p \end{array} \right] = \left[ \begin{array}{cc|c} \mathbf{A}^p & -\mathbf{B}^p \mathbf{F} & \mathbf{B}^p \\ \hline \mathbf{KC}^p & \mathbf{A}^p - \mathbf{KC}^p - \mathbf{B}^p \mathbf{F} & \mathbf{0}_{l \times m} \\ \hline \mathbf{C}^p & \mathbf{0}_{l \times m} & \mathbf{D}^p \end{array} \right].$$

- стохастична замкнена система, що отримана в результаті з'єднання стохастичного об'єкта з регулятором (номінальна і параметрично збурена):

$$\left[ \begin{array}{c|c} \mathbf{A}_{cls} & \mathbf{B}_{cls} \\ \hline \mathbf{C}_{cls} & \mathbf{D}_{cls} \end{array} \right] = \left[ \begin{array}{ccc|cc} \mathbf{A}_f & \mathbf{0}_{p \times n} & \mathbf{0}_{p \times m} & \mathbf{B}_f & \mathbf{0}_{p \times s} \\ \mathbf{BgC}_f & \mathbf{A} & -\mathbf{BF} & \mathbf{BgD}_f & \mathbf{B} \\ \hline \mathbf{0}_{l \times p} & \mathbf{KC} & \mathbf{A} - \mathbf{KC} - \mathbf{BF} & \mathbf{0}_{l \times s} & \mathbf{0}_{l \times s} \\ \hline \mathbf{0}_{l \times p} & \mathbf{C} & \mathbf{0}_{l \times m} & \mathbf{0}_{l \times s} & \mathbf{D} \end{array} \right],$$

$$\left[ \begin{array}{c|c} \mathbf{A}_{cls}^p & \mathbf{B}_{cls}^p \\ \hline \mathbf{C}_{cls}^p & \mathbf{D}_{cls}^p \end{array} \right] = \left[ \begin{array}{ccc|cc} \mathbf{A}_f^p & \mathbf{0}_{p \times n} & \mathbf{0}_{p \times m} & \mathbf{B}_f^p & \mathbf{0}_{p \times s} \\ \mathbf{BgC}_f^p & \mathbf{A}^p & -\mathbf{B}^p \mathbf{F} & \mathbf{BgD}_f^p & \mathbf{B}^p \\ \hline \mathbf{0}_{l \times p} & \mathbf{KC}^p & \mathbf{A}^p - \mathbf{KC}^p - \mathbf{B}^p \mathbf{F} & \mathbf{0}_{l \times s} & \mathbf{0}_{l \times s} \\ \hline \mathbf{0}_{l \times p} & \mathbf{C}^p & \mathbf{0}_{l \times m} & \mathbf{0}_{l \times s} & \mathbf{D}^p \end{array} \right].$$



Спрощену структуру регулятора, що описується системою рівнянь (3.35) в середовищі MATLAB можна отримати, використовуючи оператор 'lqgreg'.

Використання фільтра Калмана для відновлення стану збільшує порядок системи вдвічі. Тому доцільно спробувати понизити порядок спрощеного регулятора. З цією метою пропонується виконати пониження порядку регулятора за допомогою використання його балансної моделі. Тобто необхідно знайти таке перетворення  $\bar{x} = Tx$ , при підстановці якого в систему рівнянь (3.1) отримаємо балансну модель, що буде мати вигляд:

$$\begin{aligned}\dot{\bar{x}} &= TAT^{-1}x + TBu, \\ y &= CT^{-1}x + Du,\end{aligned}$$

Граміан керованості  $\bar{W}_c$  та граміан спостережуваності  $\bar{W}_o$  такої моделі рівні і дорівнюють:  $\bar{W}_c = TW_cT^T$ ,  $\bar{W}_o = T^{-T}W_oT^{-1}$ , де  $W_c$ ,  $W_o$  - граміани керованості та спостережуваності системи (3.1).

### 3.5. РОБАСТИЗАЦІЯ ОПТИМАЛЬНОГО НЕПЕРЕРВНОГО ЗАКОНУ УПРАВЛІННЯ

Наступним етапом після створення оптимального регулятора для збуреної та оптимальної систем є робастна оптимізація, що заключається в мінімізації комплексного показника “робастність-якість”. Цей складний критерій оптимізації включає в себе такі компоненти:

1.  $H_2$ -норму для кожної моделі системи управління (номінальної та параметрично збуреної) в детермінованому випадку, що показує чутливість системи до детермінованих збурень:

$$J_d = \sqrt{\int_0^{\infty} [X^T Q X + U^T R U] dt}; \quad (3.36)$$

2.  $H_2$ -норму кожної моделі в стохастичному випадку:

$$J_d = \sqrt{E_M \int_0^{\infty} [X^T Q X + U^T R U] dt}; \quad (3.37)$$

3.  $H_{\infty}$ -норму для кожної моделі:

$$\|G\|_{\infty} = \sup \bar{\sigma}(\mathbf{G}(j\omega)), 0 \leq \omega \leq \infty. \quad (3.38)$$

В виразі (3.37)  $E_M$  - оператор математичного очікування, що обчислюється по ансамблю. В виразі (3.38)  $\bar{\sigma}$  - максимальне сингулярне число матриці  $\mathbf{G}(j\omega)$  комплементарної функції чутливості в діапазоні частот:  $0 \leq \omega \leq \infty$ .

Таким чином комплексний показник “робастність-якість”  $J_{\Sigma}$  можна записати так:

$$J_{\Sigma} = \lambda_{dn} H_2^{dn} + \lambda_{dp} H_2^{dp} + \lambda_{sn} H_2^{sn} + \lambda_{sp} H_2^{sp} + \lambda_{\infty} H_{\text{inf}}^n + \lambda_{\infty}^p H_{\text{inf}}^p + PF, \quad (3.39)$$

де  $H_2^{dn}$ ,  $H_2^{sn}$  -  $H_2$ -норма для номінальної детермінованої і стохастичної моделей відповідно;

$H_2^{dp}$ ,  $H_2^{sp}$  -  $H_2$ -норма для збуреної детермінованої і стохастичної моделей відповідно;

$H_{\text{inf}}^n$ ,  $H_{\text{inf}}^p$  -  $H_{\infty}$ -норма для номінальної і збуреної моделей;

$\lambda_{dn}$ ,  $\lambda_{dp}$ ,  $\lambda_{sn}$ ,  $\lambda_{sp}$ ,  $\lambda_{\infty}$ ,  $\lambda_{\infty}^p$  - відповідні вагові коефіцієнти;

$PF$  - штрафна функція.

Збільшуючи чи зменшуючи вагу  $\lambda_{\infty}$ ,  $\lambda_{\infty}^p$  відносно ваги складових якості  $\lambda_{dn}$ ,  $\lambda_{dp}$ ,  $\lambda_{sn}$ ,  $\lambda_{sp}$ , можна досягнути компромісу між якістю і робастністю системи. Показник “робастність-якість” (3.39) є функцією вектора змінних параметрів спостерігача (фільтра Калмана)  $\mathbf{K}$  та регулятора  $\mathbf{F}$ , що включає в себе коефіцієнти підсилення всіх вхідних сигналів. Оптимізаційна процедура повинна визначити таку величину векторів  $\mathbf{K}$  та  $\mathbf{F}$ , при якій комплексний показник “робастність-якість” досягає мінімуму.

Оскільки граміан керованості, що обчислюється при знаходженні показників якості, можна визначити лише для стійких і повністю керованих систем, то при зміні  $K$  та  $F$  в процесі виконання оптимізаційної процедури необхідно забезпечити стійкість системи. Для зведення задачі умовної оптимізації до задачі безумовної, включаємо в критерій якості штрафну функцію  $PF$ , що

обмежує розміщення полюсів всередині деякої області  $M$  на комплексній площині. Ця область представлена на рис. 3.3 а обмежена чотирма лініями.

Вона може бути охарактеризована трьома параметрами:  $d_0$ ,  $\alpha$  (кут) чи  $K = \operatorname{tg}(\alpha)$ , і  $D$ . Ці параметри обмежують відповідно: мінімальну величину дійсної частини полюсів для створення деякого запасу стійкості системи, відхилення якості замкнутої системи, і ширину смуги пропускання замкнутої системи. Таким чином, штрафна функція, що використовується при виході за межі області  $M$ , повинна мати три складові для випадків відхилень від вертикальних та похилих меж. Вона зображена на рис. 3.3 б. Штрафна функція повинна бути нульовою всередині області, показаної на рис. 3.3 б і швидко наростати поза її межами. Штрафна функція є функцією мінімальної відстані від полюсів номінальної та збудованої систем до кожної з меж області  $M$ . Сама ж штрафна функція цієї мінімальної відстані  $d_m$  визначається виразом:

$$PF_1(d_m) = \begin{cases} 0, & \text{якщо } d_m \geq d_{m1} \\ \frac{P}{2} \left[ 1 + \cos \left( \frac{\pi(d_m - d_0)}{d_{m1} - d_0} \right) \right], & \text{якщо } d_0 < d_m < d_{m1} \\ P, & \text{якщо } d_m \leq d_0 \end{cases} \quad (3.40)$$

Величина  $d_m$  визначається як мінімум всіх відстаней від полюсів замкнутої системи до уявної осі для номінальної та збудованої моделей,  $P$  має досить велике значення (наприклад  $P = 10^4 - 10^6$ ) і призначене для утримання полюсів всередині дозволеної області  $M$ . Ця штрафна функція має значне наростання градієнта при наближенні до межі  $d_0$ . Інші обмеження полюсів не такі критичні для стійкості тому штрафна функція може бути вибрана, наприклад, таким чином:

$$PF_2 = 0, \quad \text{якщо } d_k \geq -D \text{ і} \\ PF_2 = (d_k + D)^2, \quad \text{якщо } d_k < -D, \quad (3.41)$$

де  $d_k = \min(\operatorname{Re}(P_k))$ . Штрафні функції  $PF_1$  і  $PF_2$  такі, як показано на рис. 3.3 б.

Штрафна функція (3.40), (3.41) має велике значення при виконанні оптимізаційної процедури по таким причинам:

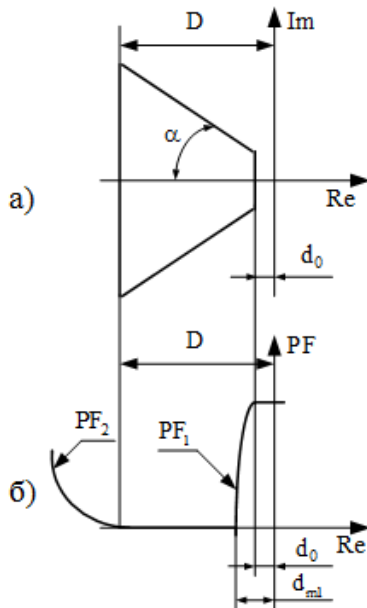


Рис 3.3. Штрафна функція а) розміщення полюсів замкненої системи б) штрафна функція

1) якщо система зберігає стійкість під час виконання процедури оптимізації, то показник якості є випуклою функцією, що забезпечує єдине рішення задачі оптимізаційної процедури;

2) розміщення полюсів як номінальної так і збуреної моделей в межах області  $M$  саме по собі гарантує певну робастність системи.

Якщо деякі змінні простору стану не задовольняють вимоги до системи управління польотом, необхідно змінити відповідні вагові коефіцієнти в виразі (2.39) і виконати процедуру оптимізації повторно.

Співвідношення між  $H_2$  – та  $H_\infty$  – нормами (співвідношення між якістю і робастністю системи) змінюється за допомогою вагових коефіцієнтів  $\lambda_{dn}$ ,  $\lambda_{dp}$ ,  $\lambda_{sn}$ ,  $\lambda_{sp}$  та  $\lambda_\infty$ ,  $\lambda_\infty^p$ .

Таким чином, виконання процедури робастної оптимізації здійснюється в інтерактивному режимі до тих пір, поки якість і робастність системи не будуть задовольняти певним вимогам (наприклад, норми льотної придатності).

Що до процедури пониження порядку, важливим результатом, отриманим в даній роботі, є те, що пониження порядку регулятора в ході процедури робастної оптимізації здійснювати недоцільно, так як система може втратити свою стійкість. Таким чином, робастна оптимізація здійснюється для системи з регулятором повного порядку, а потім понижається порядок. Також слід зазначити, що пониження порядку отриманого робастного регулятора значно ефективніше за пониження порядку оптимальної системи управління так як призводить до менших змін усіх показників якості замкнутої системи.

Останнім етапом процедури синтезу робастної системи управління є моделювання динаміки її нелінійних елементів типу насичення, зони нечутливості і т.д., що властиві реальним законам управління польотом [19]. Тому кінцевий висновок про якість функціонування системи управління роблять після її моделювання в пакеті SIMULINK з використанням відповідних нелінійних функцій.

### 3.6. СИНТЕЗ ОПТИМАЛЬНОЇ ДИСКРЕТНОЇ СИСТЕМИ

Для синтезу цифрової системи управління перейдемо, використовуючи стандартні процедури, від системи рівнянь (3.23), що описує неперервний об'єкт, до опису об'єкта в дискретному вигляді. Система рівнянь, що описує дискретний об'єкт буде мати вигляд :

$$\begin{aligned} x(i+1) &= A_d x(i) + B_d u(i) + \eta, \\ y(i) &= C_d x(i) + D_d u(i) + \omega_2. \end{aligned} \quad (3.42)$$

Оптимальний дискретний спостерігач, що мінімізує квадратичну похибку між змінними стану реального літака і його моделі  $\varepsilon(i) = x_{ex}(i) - x(i)$ , визначається виразом:

$$x(i+1) = A_d x(i) + B_d u(i) + K[y(i) - C_d x(i)], \quad (3.43)$$

де матриця коефіцієнтів підсилення оптимального спостерігача Калмана визначається з виразу

$$K = Q C_d^T [V_2(i) + C_d Q C_d^T]^{-1}, \quad (3.44)$$

а матриця  $Q$  дисперсій похибки відновлення

$$Q = A_d^T Q A_d - A_d^T Q B_d (B_d^T Q B_d + V_2)^{-1} B_d^T Q A_d + V_1. \quad (3.45)$$

Використовуючи повністю відновлений вектор стану системи  $x(i)$  можна знайти оптимальний детермінований дискретний регулятор, що мінімізує квадратичний функціонал

$$J_d = \sum_0^\infty (x^T R_1 x + u^T R_2 u),$$

де  $R_1$  і  $R_2$  - діагональні матриці, вага кожної змінної стану і управління відповідно в узагальнених функціональних індексах.

Такий регулятор використовує вихідний статичний зворотній зв'язок

$$u(i) = -F x(i), \quad i = i_0, i_0 + 1, \dots, i_1 - 1, \quad (3.46)$$

де  $F$  - коефіцієнти підсилення для кожної змінної вектора стану.

Значення коефіцієнтів для виразу (3.46) знаходяться за формулою:

$$F = (B_d^T P B_d + R_1)^{-1} B_d^T P A_d. \quad (3.47)$$

В виразі (3.47)  $P$  є рішенням рівняння

$$P = A_d^T P A_d - A_d^T P B_d (B_d^T P B_d + R_1)^{-1} B_d^T P A_d + R_2, \quad (3.48)$$

де  $R_1, R_2$  - задана послідовність невід'ємно визначених симетричних вагових матриць.

Підставивши вираз (3.46) для закону управління в рівняння спостерігача (3.43), отримаємо рівняння регулятора в формі

$$x(i+1) = [A_d - B_d F - K C_d] x(i) + K y(i). \quad (6.49)$$

Замкнена система, що отримана в результаті з'єднання об'єкта з регулятором, являється лінійною системою розмірності  $2n$  (де  $n$  - розмірність стану  $x$ ), яку можна описати рівнянням

$$\begin{pmatrix} x(i+1) \\ x(i+1) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A_d & -B_d F \\ K C_d & A_d - K C_d - B_d F \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x(i) \\ x(i) \end{pmatrix}. \quad (3.50)$$

### 3.7. РОБАСТИЗАЦІЯ ОПТИМАЛЬНОЇ ДИСКРЕТНОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ПОЛЬОТОМ

Вимоги робастності до системи управління, що проектується, включають характеристики, в межах яких система повинна зберігати стійкість і допустиму функціональність. Це пов'язано зі зміною фізичних умов функціонування, що призводить до деяких відхилень параметрів моделі від їх „номінальних” значень. Тому, як уже відмічалось, ми повинні розглядати принаймні дві моделі: номінальну і хоча б одну утворену впливом параметричних збурень. Це буде забезпечувати стійкість і функціональність для сімейства моделей. Такий підхід називається багато-модельним NPRS підходом.

Ми розглядаємо дві моделі, що представлені четвірками матриць  $[A, B, C, D]$  та  $[A_p, B_p, C_p, D_p]$  для номінальної та параметрично збуреної систем відповідно. Число параметрично збурених моделей може бути збільшено до будь-якої величини, якщо про них є інформація. Відомо, що знайти єдиний закон управління для цих моделей з точки зору вимог що до якості і стійкості проблематично. Як було описано вище, рішення цієї задачі може бути досягнуто за допомогою змішаної оптимізаційної процедури з використанням комплексного показника робастність-якість (КПРЯ), що заключається в оцінці якості та робастності для номінальної і збуреної моделей з відповідними коефіцієнтами Лагранжа, ваговий внесок кожної величини в КПРЯ.

Елементи матриці коефіцієнтів підсилення оптимального стохастичного спостерігача  $k$  та оптимального детермінованого регулятора  $F$  можуть бути використані як змінні процедури робастної оптимізації. Оптимальні значення цих параметрів, отримані на етапі синтезу оптимального регулятора, використовуються як початкові дані для початку оптимізації. Як і в неперервному випадку, виконання процедури оптимізації з різними коефіцієнтами дозволяє досягнути бажаного компромісу між показниками робастність-якість. При цьому якість системи оцінюється за допомогою  $H_2$  - норми для детермінованого та стохастичного випадків. Ми розглядаємо обидва випадки так як нам важливо як

стабілізувати політ БПЛА в умовах стохастичної турбулентності на протязі тривалого часу так і забезпечити точне виконання детермінованої команди  $y_0$  для зміни висоти, курсу, маршруту і. т.д. Це дозволяє досягнути компромісу між якістю в стохастичному та детермінованому випадках. Тож необхідно визначити складові КПРЯ (3.39) для визначення якості номінальної і збуреної систем.

Для обчислення цих норм необхідно визначити такі четвірки матриць:

- для детермінованої замкненої системи, що отримана в результаті з'єднання об'єкта з регулятором (номінальної і параметрично збуреної):

$$\left[ \begin{array}{c|c} \mathbf{A}_{cld} & \mathbf{B}_{cld} \\ \hline \mathbf{C}_{cld} & \mathbf{D}_{cld} \end{array} \right] = \left[ \begin{array}{cc|c} \mathbf{A}_d & -\mathbf{B}_d \mathbf{F}_d & \mathbf{B}_d \\ \hline \mathbf{K} \mathbf{C}_d & \mathbf{A}_d - \mathbf{K} \mathbf{C}_d - \mathbf{B}_d \mathbf{F} & \mathbf{0}_{l \times m} \\ \hline \mathbf{C}_d & \mathbf{0}_{l \times m} & \mathbf{D}_d \end{array} \right] \quad (3.51)$$

$$\left[ \begin{array}{c|c} \mathbf{A}_{cld}^p & \mathbf{B}_{cld}^p \\ \hline \mathbf{C}_{cld}^p & \mathbf{D}_{cld}^p \end{array} \right] = \left[ \begin{array}{cc|c} \mathbf{A}_d^p & -\mathbf{B}_d^p \mathbf{F} & \mathbf{B}_d^p \\ \hline \mathbf{K} \mathbf{C}_d^p & \mathbf{A}_d^p - \mathbf{K} \mathbf{C}_d^p - \mathbf{B}_d^p \mathbf{F} & \mathbf{0}_{l \times m} \\ \hline \mathbf{C}_d^p & \mathbf{0}_{l \times m} & \mathbf{D}_d^p \end{array} \right]; \quad (3.52)$$

- для стохастичної замкненої системи, що отримана в результаті з'єднання об'єкта з регулятором (номінальної і параметрично збуреної):

$$\left[ \begin{array}{c|c} \mathbf{A}_{cld} & \mathbf{B}_{cld} \\ \hline \mathbf{C}_{cld} & \mathbf{D}_{cld} \end{array} \right] = \left[ \begin{array}{ccc|cc} \mathbf{A}_f & \mathbf{0}_{p \times n} & \mathbf{0}_{p \times m} & \mathbf{B}_f & \mathbf{0}_{p \times s} \\ \mathbf{B} \mathbf{g} \mathbf{C}_f & \mathbf{A}_d & -\mathbf{B}_d \mathbf{F} & \mathbf{B} \mathbf{g} \mathbf{D}_f & \mathbf{B}_d \\ \hline \mathbf{0}_{l \times p} & \mathbf{K} \mathbf{C}_d & \mathbf{A}_d - \mathbf{K} \mathbf{C}_d - \mathbf{B}_d \mathbf{F} & \mathbf{0}_{l \times s} & \mathbf{0}_{l \times s} \\ \hline \mathbf{0}_{l \times p} & \mathbf{C}_d & \mathbf{0}_{l \times m} & \mathbf{0}_{l \times s} & \mathbf{D}_d \end{array} \right]; \quad (3.53)$$

$$\left[ \begin{array}{c|c} \mathbf{A}_{cld}^p & \mathbf{B}_{cld}^p \\ \hline \mathbf{C}_{cld}^p & \mathbf{D}_{cld}^p \end{array} \right] = \left[ \begin{array}{ccc|cc} \mathbf{A}^p f & \mathbf{0}_{p \times n} & \mathbf{0}_{p \times m} & \mathbf{B}^p f & \mathbf{0}_{p \times s} \\ \mathbf{B} \mathbf{g} \mathbf{C}^p f & \mathbf{A}^p & -\mathbf{B}_d^p \mathbf{F} & \mathbf{B} \mathbf{g} \mathbf{D}^p f & \mathbf{B}_d^p \\ \hline \mathbf{0}_{l \times p} & \mathbf{K} \mathbf{C}_d^p & \mathbf{A}_d^p - \mathbf{K} \mathbf{C}_d^p - \mathbf{B}_d^p \mathbf{F} & \mathbf{0}_{l \times s} & \mathbf{0}_{l \times s} \\ \hline \mathbf{0}_{l \times p} & \mathbf{C}_d^p & \mathbf{0}_{l \times m} & \mathbf{0}_{l \times s} & \mathbf{D}_d^p \end{array} \right] \quad (3.54)$$

$H_2$ - норма для номінальної та збуреної моделей в детермінованому випадку обчислюються на основі граміана керованості для систем (3.51), (3.52) відповідно [12]. Ці четвірки матриць використовуються також для обчислення  $H_\infty$ - норми.  $H_2$ - норма для номінальної та збуреної моделей в стохастичному випадку обчислюються на основі граміана керованості для систем (3.53), (3.54) відповідно [12].



$H_2$ -норма для кожної моделі системи управління (номінальної та параметрично збуреної) в детермінованому випадку, що показує чутливість системи до детермінованих збурень обчислюється за формулою:

$$J_d = \sqrt{\sum_0^\infty [x^T Q x + u^T R u]}; \quad (3.55)$$

$H_2$ -норма кожної моделі в стохастичному випадку обчислюється за формулою:

$$J_d = \sqrt{E_M \sum_0^\infty [x^T Q x + u^T R u]}; \quad (3.56)$$

$H_\infty$ -норма для кожної моделі обчислюється за формулою:

$$\|G\|_\infty = \sup \overline{\sigma(G(j\omega))}, \quad 0 \leq \omega \leq \infty. \quad (3.57)$$

В виразі (3.56)  $E_M$  - оператор математичного очікування, що обчислюється по ансамблю. В виразі (3.57)  $\sigma$ - максимальне сингулярне число матриці  $G(j\omega)$  комплементарної функції чутливості в діапазоні частот:  $0 \leq \omega \leq \infty$ .

Обчислення цих норм в MATLAB виконується з використанням операторів „h2norm” та „hinfnorm”.

Як вже відмічалось вище, збільшуючи чи зменшуючи вагу  $\lambda_\infty$ ,  $\lambda_\infty^p$  відносно ваги складових якості  $\lambda_{dn}$ ,  $\lambda_{dp}$ ,  $\lambda_{sn}$ ,  $\lambda_{sp}$  в комплексному показнику „робастність - якість” (3.39), можна досягнути компромісу між якістю і робастністю системи.

В даній роботі запропоновано показник “робастність - якість” (3.39) представити функцією вектора змінних параметрів оптимального стохастичного спостерігача  $K$  та оптимального детермінованого регулятора (автопілоту)  $F$ , що включають в себе коефіцієнти підсилення всіх вхідних сигналів. Оптимізаційна процедура повинна визначити таку величину векторів  $K$  та  $F$ , при якій комплексний показник “робастність - якість” досягає мінімуму.

Як було відмічено в розділі 2.3, грам'яни керованості може бути визначений лише для стійкої і повністю керованої системи. Тому, як і в неперервному випадку, необхідно, щоб при пошуку мінімального значення комплексного показника якості система залишалась стійкою. З цією метою ми включаємо в критерій оптимізації штрафну функцію (PF), що обмежує розміщення полюсів замкнутої системи в середині деякої замкненої області  $M$  на комплексній площині.

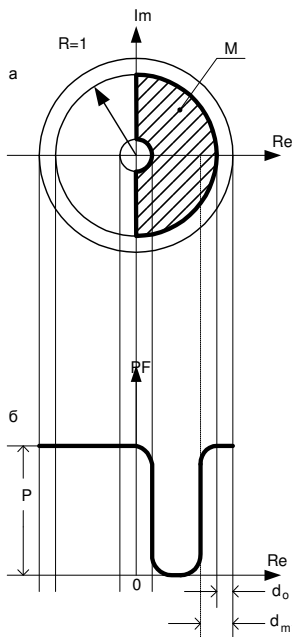
Для дискретної системи ця область представлена на рис. 3.4 а обмежена двома півколами. Перше коло з більшим радіусом визначає запас стійкості (відстань  $d_0$  до кола з одиничним радіусом). Друге коло з меншим радіусом визначає максимальну смугу пропускання замкненої системи. З метою уникнення високочастотних коливань з частотою Найквіста всі полюса замкненої системи повинні розміщуватися всередині правого одиничного півкола, оскільки в лівому одиничному півколі коливання затухають по косинусоїдальному закону, внаслідок чого виникають високочастотні коливання з частотою Найквіста. Таким чином допустима

Рис.3.4 Штрафна функція на області М розміщення полюсів на  $z$  – площині комплексній площині  $z$ :

а – розміщення полюсів замкнутої системи,  
б – залежність  $PF(dm)$

представлена заштрихованою фігурою на рис. 3.4 а. Штрафна функція є функцією мінімальної відстані від полюсів номінальної та збуреної систем до кожної з меж області М. Сама ж штрафна функція цієї мінімальної відстані  $d_m$  визначається виразом:

$$PF = \begin{cases} 0, & \text{якщо } d_m \geq d_{m1} \\ \frac{P}{2} \left[ 1 + \cos \left( \frac{\pi \cdot (d_m - d_0)}{(d_{m1} - d_0)} \right) \right], & \text{якщо } d_0 < d_m < d_{m1} \\ P, & \text{якщо } d_m \leq d_0 \end{cases} \quad (3.58)$$



Також необхідно відмітити, що в оптимізаційній процедурі деякі параметри управління можуть набувати нереально великих значень. В такому випадку корисно додати в комплексний критерій якості обмежуючий член:  $PF_r = \sum_{r=1}^l \lambda_r p_r^2$ , де  $l$  число параметрів, що повинні бути зменшені,

$\lambda_r$  - ваговий коефіцієнт.

Останнім етапом процедури синтезу робастної системи управління є моделювання отриманої системи в пакеті SIMULINK з урахуванням всіх необхідних нелінійних елементів, що входять в реальну систему (насичення, зони

нечутливості і т.д.), а також турбулентності вітру. Отже, кінцевий висновок про якість функціонування системи управління можна зробити після її моделювання.

### 3.8. ВИСНОВКИ

1. Здійснено постановку задачі структурно-параметричного синтезу робастних неперервної та дискретної систем управління.

2. Розглянуто методики синтезу оптимальних неперервної та дискретної систем управління з використанням фільтра Калмана.

3. Наведено методики робастної оптимізації отриманих неперервного та дискретного оптимальних законів управління.

4. В якості вектора початкових наближень для процедури робастної оптимізації запропоновано використовувати коефіцієнти підсилення оптимального стохастичного спостерігача (фільтра Калмана) та оптимального детермінованого регулятора.

5. Визначено, що проведення процедури пониження порядку, з метою спрощення структури синтезованого регулятора, після робастної оптимізації ефективніше в порівнянні з пониженням порядку оптимального регулятора.

## РОЗДІЛ 4

### ПРОЕКТУВАННЯ РОБАСТНОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ АЕРОЗОНДОМ

#### 4.1. ВИКОРИСТАННЯ ФІЛЬТРА КАЛМАНА ДЛЯ ПРОЦЕСУ СИНТЕЗУ

В середовищі MATLAB процедуру розрахунку балансної моделі можна здійснити за допомогою оператора 'balreal', що обчислює таке перетворення  $T$  при якому  $\bar{W}_c = \bar{W}_o = \text{diag}$ . Враховуючи це, пониження порядку здійснюється досить простими методами. Спочатку обчислюється діагональ  $g$  результуючого граміана, що використовується для пониження порядку моделі. Так як вектор  $g$  характеризує ступінь керованості і спостережуваності мод збалансованої моделі, то можна знехтувати тими модами, яким відповідають малі значення  $g(i)$ , зберігаючи самі важливі властивості початкової системи.

Для пониження порядку в середовищі MATLAB призначена функція 'modred'.

Так як необхідно, щоб корні системи при стохастичному впливі не виходили за певні межі, то доцільно провести пониження порядку зі збереженням характеристик перехідного процесу. Це можна зробити за допомогою оператора 'modred(...'del')' в середовищі MATLAB.

Для конкретного прикладу, що розглянутий в розділі 4, вдалося понизити порядок регулятора від 10 до 3 при збереженні якості системи в допустимих межах ( $H_2$ - та  $H_\infty$ - норм).

В даній роботі запропоновано параметри, що були визначені після виконання процедури синтезу оптимальної стохастичної системи управління для номінальної моделі об'єкту за допомогою теореми розділення (а саме коефіцієнти підсилення оптимального стохастичного спостерігача  $K$  та оптимального детермінованого регулятора  $F$ ), використати як початкові дані для наступного етапу: робастної оптимізації. При цьому необхідно переконатися,

<i>Кафедра системи управління літальними апаратами</i>							
<i>Виконала</i>	<i>Снігуровська Д.О.</i>			<i>Проектування робастної системи управління аерозондом</i>	<i>Літера</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Галагуз Т.А.</i>					76	125
<i>Консультант</i>							
<i>Н-контроль</i>	<i>Дивнич М.П.</i>						
<i>Зав. каф.</i>	<i>Тачиніна О.М.</i>						
					<b>202М</b>	<b>151</b>	

що оптимальний регулятор, синтезований для номінального об'єкту, забезпечить стійкість при замкненні і з параметрично збуреним об'єктом.

Синтез виконується для послідовного з'єднання механізму і установки.

Давайте детальніше розглянемо режим стабілізації висоти конструкції БПЛА та особливості якого обговорювались у розділі 1. Компоненти матриці інерції БПЛА надаються в системі координат прив'язки, де вісь  $x$  є поздовжньою віссю площини, а вісь  $y$  розташована в горизонтальній площині літака і спрямована через праве крило, вісь  $z$  орієнтована на низ. Кут нахилу -  $\theta$  (theta) а кутова швидкість -  $q$  ( $\omega_z$  в українській літературі) також дуже поширена для зарубіжної літератури. Управління в поздовжньому русі здійснюється ліфтом і дроселем.

Ми розглядаємо модель у просторі станів з матрицями  $A$  і елементом керування  $B$  для лінійної моделі з вхідним управлінням  $u$ , вектором стану  $x$  та вихідним вектором  $y$  які виглядають наступним чином:

$$A_0 = \begin{bmatrix} -0.1956 & 0.7253 & -1.9446 & -9.775 & -0.0001 & 0.099 \\ -0.617 & -3.6757 & 19.4157 & -0.9719 & 0.001 & 0 \\ 0.5233 & -3.7373 & -3.8346 & 0 & 0 & -0.0068 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0989 & -0.9951 & 0 & 19.9998 & 0 & 0 \\ 26.2099 & 2.6058 & 0 & 0 & -0.0118 & -2.0073 \end{bmatrix}$$

$$B_0 = \begin{bmatrix} 0.2901 & 0 \\ -1.6556 & 0 \\ -20.9145 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 299.711 \end{bmatrix}$$

$$B_{g0} = \begin{bmatrix} 0.1956 & -0.7253 & 1.9446 \\ 0.6170 & 3.6757 & -19.4157 \\ -0.5233 & 3.7373 & 3.8346 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$C_0 = \begin{bmatrix} 0.9951 & 0.0989 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.0049 & 0.0498 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$D_0 = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

В якості змінних стану ми використовуємо такі:  $\alpha$  - кут атаки,  $\theta$  - кут нахилу,  $q$  - швидкість нахилу,  $h$  - висота.

Досліджуючи стохастичний випадок, ми припустили, що на БПЛА діє боковий турбулентний вітер. Середньоквадратичне відхилення вітрів миттєвої швидкості дорівнює 2,5 м / с.

Також необхідно позначити модель підйому і дросельної заслінки. Для даного об'єкта модель ліфта описується матрицями простору станів:

$$\begin{bmatrix} A_{el} & B_{el} \\ C_{el} & D_{el} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1/T_{el} & n_{el}/T_{el} \\ 1 & 0 \end{bmatrix},$$

Де  $T_e = 0.5$  – постійна часу елерона;

$n_e = 1$  – коефіцієнт посилення ліфта.

Модель дроселя описана матрицями простору станів:  $\begin{bmatrix} A_{th} & B_{th} \\ C_{th} & D_{th} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1/T_{th} & n_{th}/T_{th} \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$ ,

де  $T_{th} = 0.5$  – постійна часу;

$n_{th} = 1$  – коефіцієнт посилення дросельної заслінки.

Для створення такого механізму ми використовуємо команду *append*.

Синтез виконується для послідовного з'єднання механізму і установки.

Після цього перевіряємо систему на керованість та спостережливість. Таким чином знаходимо кількість некерованих і неспостережуваних станів. У наших випадках дорівнює 0. Отже, система повністю спостережувана і керована.

#### 4.2. ОПТИМАЛЬНИЙ СТОХАСТИЧНИЙ СПОСТЕРІГАЧ (ФІЛЬТР КАЛМАНА)

Як відомо, оптимальним спостерігачем для системи, на яку діють стохастичні збурення, є фільтр Калмана. Система, для якої синтезується фільтр

Калмана, є конкатенацією формуючого фільтра та БПЛА, що дає можливість застосовувати стохастичний вплив атмосфери [24].

За винятком системи, яка описана в просторі станів, для синтезу фільтра Калмана необхідно встановити значення матриць коваріації шумів  $V_1$ , яка діє на стан системи, і шумів  $V_2$  спостерігача. У цьому випадку вони мають таке значення:

$$V_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, V_2 = \begin{bmatrix} 0.1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.01 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.01 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.01 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Результатом синтезу є оптимальний спостерігач 12<sup>го</sup> порядку.

#### 4.3. СИНТЕЗ ОПТИМАЛЬНОГО ДЕТЕРМІНОВАНОГО КОНТРОЛЕРА

Тепер ми маємо всі дані для синтезу спрощеного оптимального контролера, який описується рівнянням.

Оскільки стан системи тепер повністю відновлений, ми можемо використовувати процедуру оптимального синтезу детермінованого контролера. Ми встановлюємо матриці вагових коефіцієнтів  $R_1$ ,  $R_2$ , які враховують вплив простору станів та управління. Для нашої системи вони мають таке значення:

$$R1 = [1 \ 1 \ 1 \ 0.1 \ 8 \ 0.00001 \ 0.001 \ 0.01 \ 0.001 \ 0.01 \ 0.001 \ 0.01]; R1 = \text{diag}(R1);$$

$$R2 = [1 \ 0; 0 \ 1];$$

Процедура синтезу оптимально визначеного контролера в середовищі MATLAB Росії здійснюється за допомогою оператора *dlqr*.

Результатами розрахунків є коефіцієнти підсилення, які можуть бути використані відповідно до критеріїв як вихідні дані для процедури надійної оптимізації з використанням складних критеріїв “міцність-продуктивність”.

#### 4.4. З’ЄДНАННЯ ОПТИМАЛЬНОГО СПОСТЕРІГАЧА І ОПТИМАЛЬНОГО ДЕТЕРМІНІСТИЧНОГО РЕГУЛЯТОРА

Порядок оптимального контролера дорівнює порядку системи. Це призводить до того, що порядок замкненої системи дорівнює  $2n$ , де  $n$  - порядок системи, що описує динаміку малого пілотованого літака.

Змінні від вихідної потужності установки, які вимірюються, а також контрольні змінні застосовуються спостерігачем. Це складне з'єднання здійснюється за допомогою оператора *connect*. Спочатку за допомогою паралельного підключення ми даємо контрольний вхід для спостерігача та установки.

Результатом синтезу є оптимальний спостерігач 12<sup>го</sup> порядку. Реалізувати такий закон управління на простому бортовому комп'ютері досить складно. Отже, порядок отриманого оптимального контролера потрібно зменшити. Зменшення замовлення виконується за допомогою балансових моделей [20]. В результаті було отримано еквівалентну реалізацію. Для отриманої моделі грами керованості та спостережливості рівні, а їх діагональні елементи утворюють вектор  $M$ . Невеликі записи в  $M$  вказують на стани, які можна змінити для спрощення моделі. Порядок синтезованої системи був зменшений до чотирьох.

Понижений оптимальний регулятор описаний наступними матрицями:

$$A_r = \begin{bmatrix} 0.9983 & -0.0036 & 0.0032 & -0.0046 & 0.0002 & -0.0002 \\ -0.0023 & 0.9864 & 0.0978 & -0.0146 & 0.0009 & -0.0004 \\ -0.0161 & -0.1264 & 0.7946 & 0.0788 & 0.0055 & 0.0031 \\ 0.0009 & 0.0063 & 0.0587 & 0.9072 & -0.0019 & -0.0066 \\ -0.0002 & -0.0006 & -0.0057 & 0.0015 & 0.9454 & -0.0168 \\ -0.0000 & 0.0001 & -0.0001 & -0.0006 & -0.0022 & 0.8966 \end{bmatrix}$$

$$B_r = \begin{bmatrix} 0.0325 & -0.0046 & -0.0263 & -0.0270 & -0.0004 \\ 0.0626 & -0.0028 & 0.0086 & -0.0264 & -0.0077 \\ 0.1777 & 0.0315 & -0.0443 & -0.1659 & -0.0696 \\ -0.0052 & -0.0511 & -0.0193 & 0.0383 & 0.0689 \\ 0.0033 & -0.0009 & 0.0001 & -0.0020 & 0.0005 \\ -0.0014 & -0.0028 & -0.000 & -0.0019 & -0.0006 \end{bmatrix}$$

$$C_r = \begin{bmatrix} -0.0126 & 0.0020 & -0.2548 & 0.0369 & 0.0037 & 0.0010 \\ -0.0480 & -0.0593 & 0.0628 & -0.0853 & 0.0014 & -0.0029 \end{bmatrix}$$

$$D_r = \begin{bmatrix} -0.0972 & 0.0251 & -0.0167 & 0.0736 & 0.0132 \\ -0.0492 & -0.0103 & 0.0026 & 0.0238 & 0.0087 \end{bmatrix}$$

Наступним кроком нам потрібно замкнути систему з відновленим вектором стану за допомогою синтезованого детермінованого регулятора. Для створення



такого зв'язку нам потрібно  $\Rightarrow$ єднати нашу об'єкт управління та систему управління що складається зі спостерігача та контролера.

Середньоквадратичні відхилення та показники ефективності нашої системи наведені в таблицях 4.1, 4.2 відповідно.

Таблиця 4.1

**Максимальне стандартне відхилення (середньоквадратичне значення) виходів БПЛА в стохастичному варіанті**

	середньоквадратичне значення в стохастичному вигляді					
	$\sigma_v$ , m/sec	$\sigma_\alpha$ , deg	$\sigma_\theta$ , deg	$\sigma_q$ , deg/sec	$\sigma_{el}$ , deg	$\sigma_{th}$ , deg
номінальний	4.3786	0.2225	0.0723	0.0192	0.2822	0.1395
збурений	3.7186	0.1160	0.1763	0.0635	0.0169	0.2465

Таблиця 4.2

**Показники ефективності**

	Показники ефективності		
	для стохастичного	для детекрмінованого	norm
номінальний	0.1064	0.1064	4.1338
збурений	0.0793	0.0793	6.8414

Таким чином, оптимальна система управління забезпечує необхідну продуктивність та певну надійність. Для того, щоб зробити характеристики системи ще кращими, рекомендується виконати надійну оптимізацію.

Моделювання було виконано з урахуванням усіх нелінійних функцій, які відповідають реальному автопілоту, під турбулентним вітром ( $\sigma_w = 2,5$  m/s) .

Формуючий фільтр для поздовжнього руху був отриманий згідно з формулою. Для поздовжнього руху вхідний вектор формуючого фільтра можна представити у вигляді:  $\eta = [\eta_x, \eta_z]'$ , і вихідний вектор як  $y_g = [u_g, \alpha_g, q_g]$ , де  $q_g$  -

турбулентне збільшення темпу. Для поздовжнього руху рослини, який описаний у цій роботі, це виглядає так:  $V_t=20$ ; % швидкість: 72 км/Г (20 м/с)

$$ag = \begin{bmatrix} -0.0375 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & -0.0014 & -0.0750 & 0 \\ 0 & -0.0090 & -0.4165 & -5.4165 \end{bmatrix}$$

$$bg = \begin{bmatrix} 0.2318 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$cg = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.0003 & 0.0142 & 0 \\ 0 & 0.0017 & 0.0769 & 1 \end{bmatrix}$$

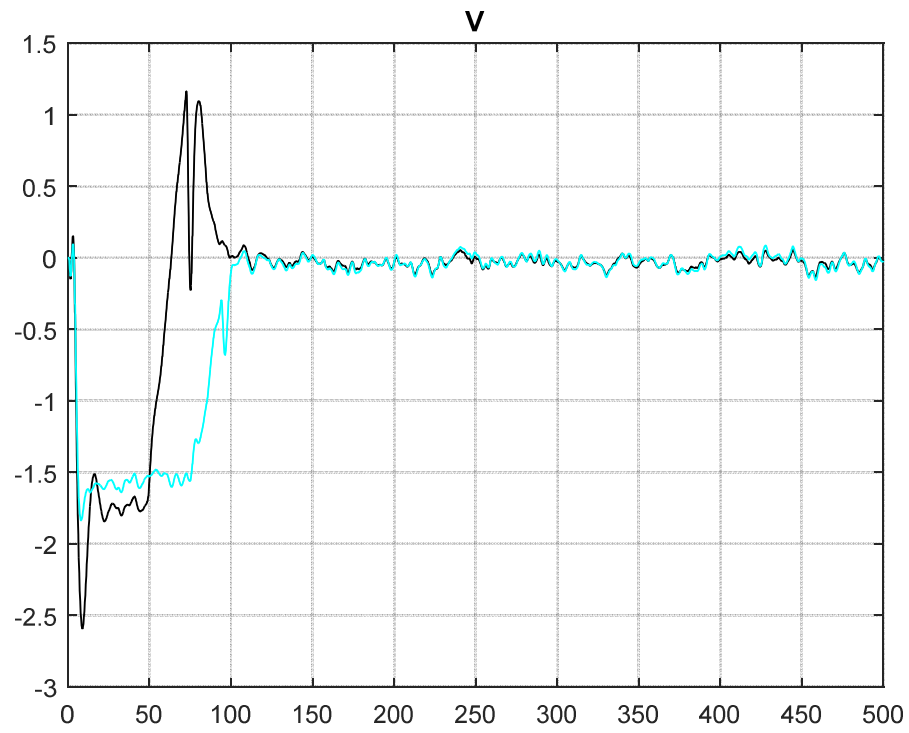
$$dg = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Опишемо випадок, коли кут тангажу, кутова швидкість та висота, сигнали датчиків передаються на вхід автопілота.

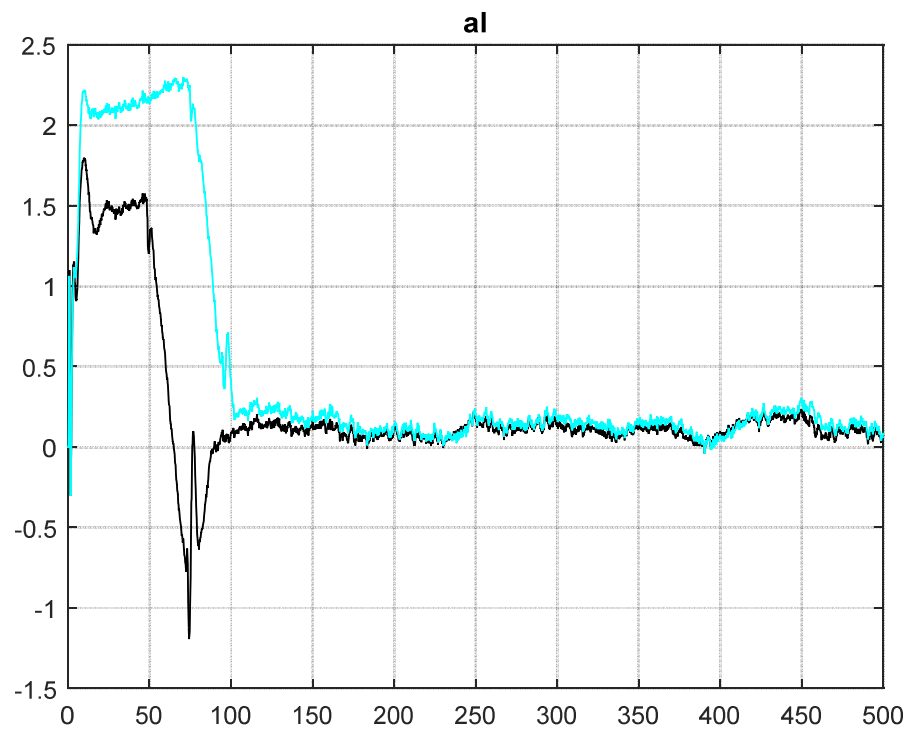
Беручи до уваги той факт, що на нашу систему діє турбулентний вітер. Це середньоквадратичне значення дорівнює 2,5 м / с, і є лише неточні вимірювання 3-х параметрів, отже, для синтезу закону оптимального управління (який був виконаний на першому етапі) відповідно до Теорема розділення в неявній формі насамперед повинна відновити стан системи.

Схема моделювання поздовжнього каналу показана на рис. 4.1.

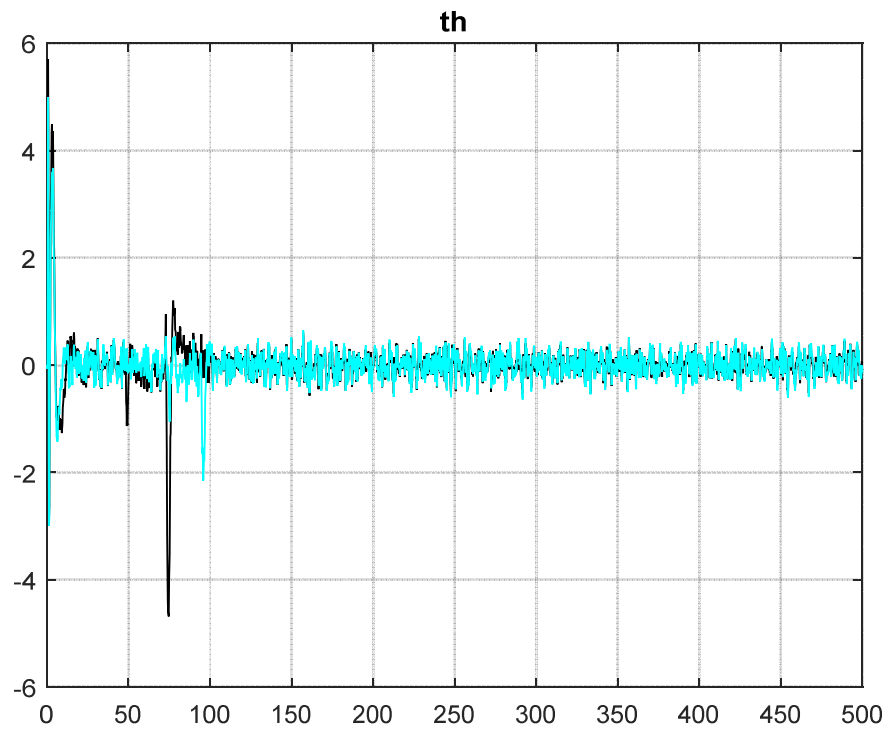




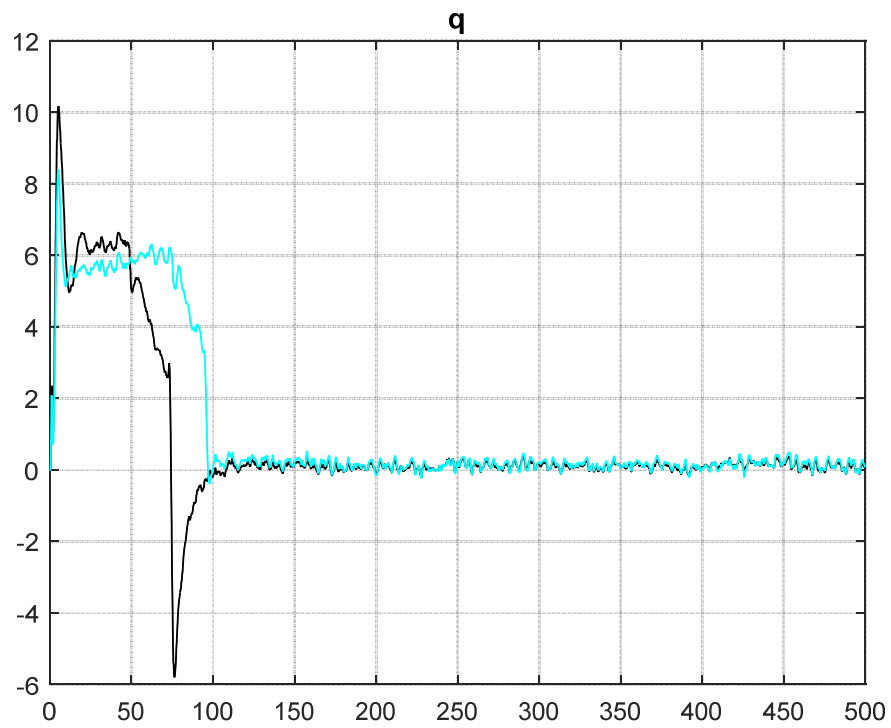
4.2.1.



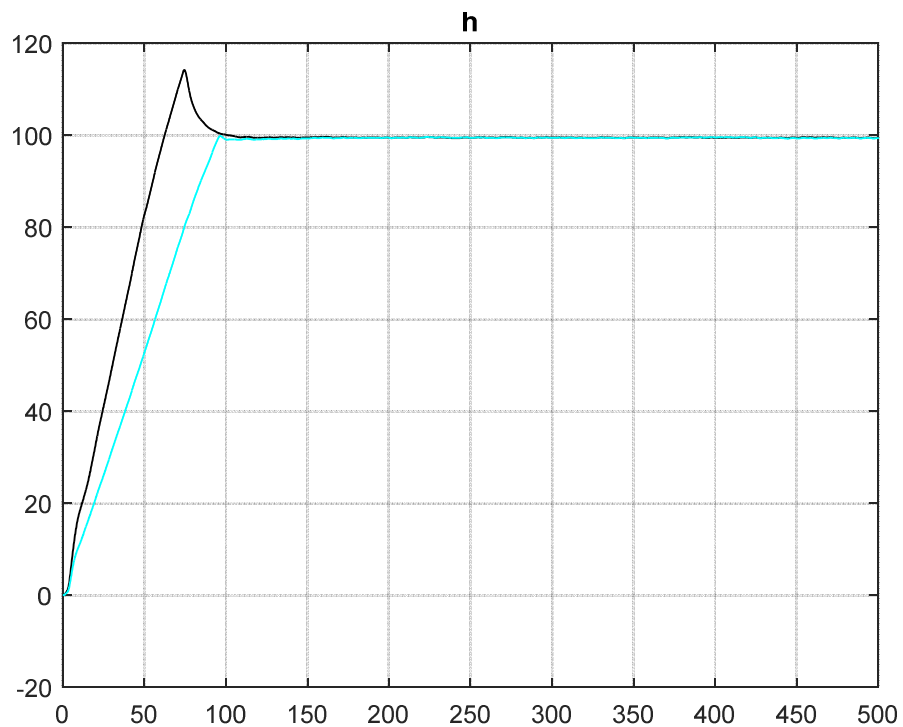
4.2.2.



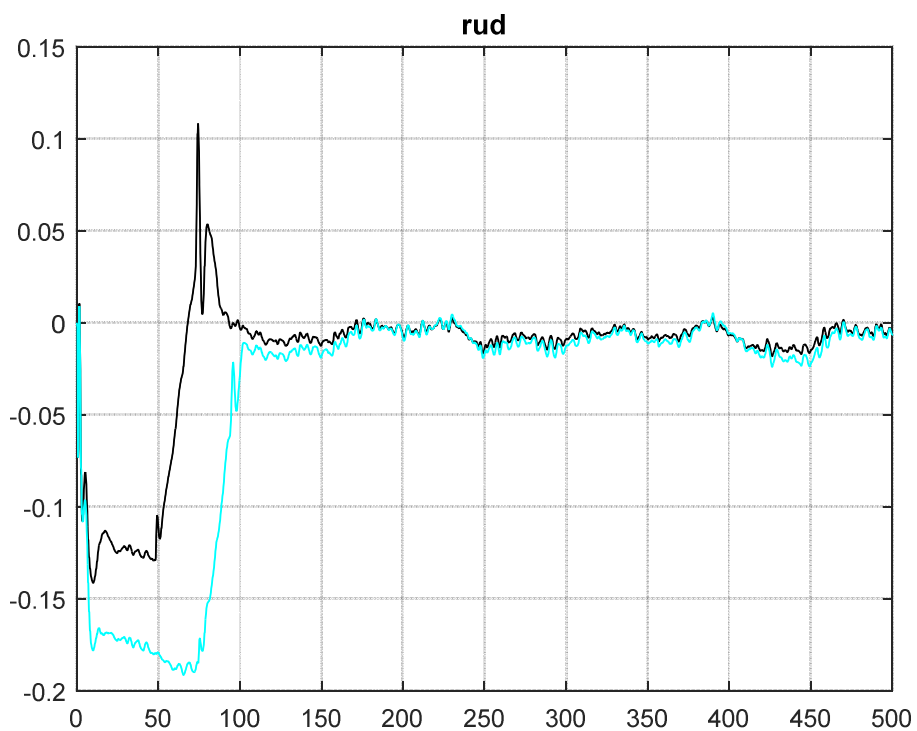
4.2.3.



4.2.4.



4.2.5.

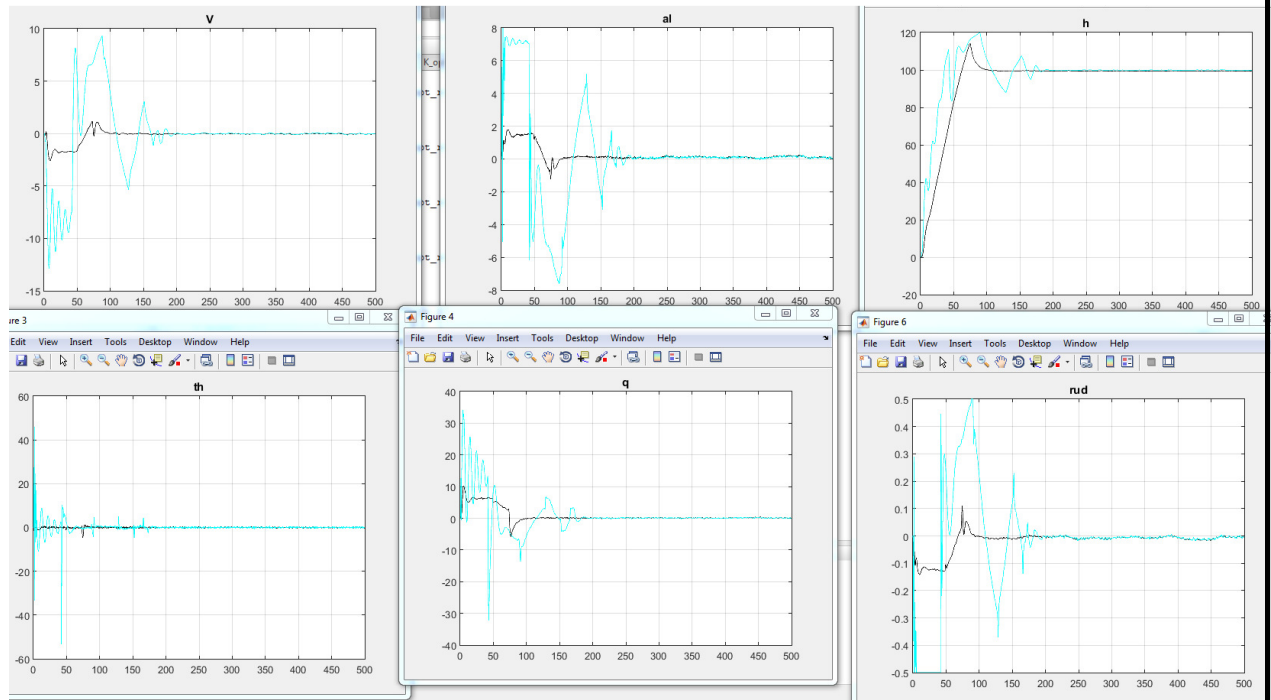


4.2.6.

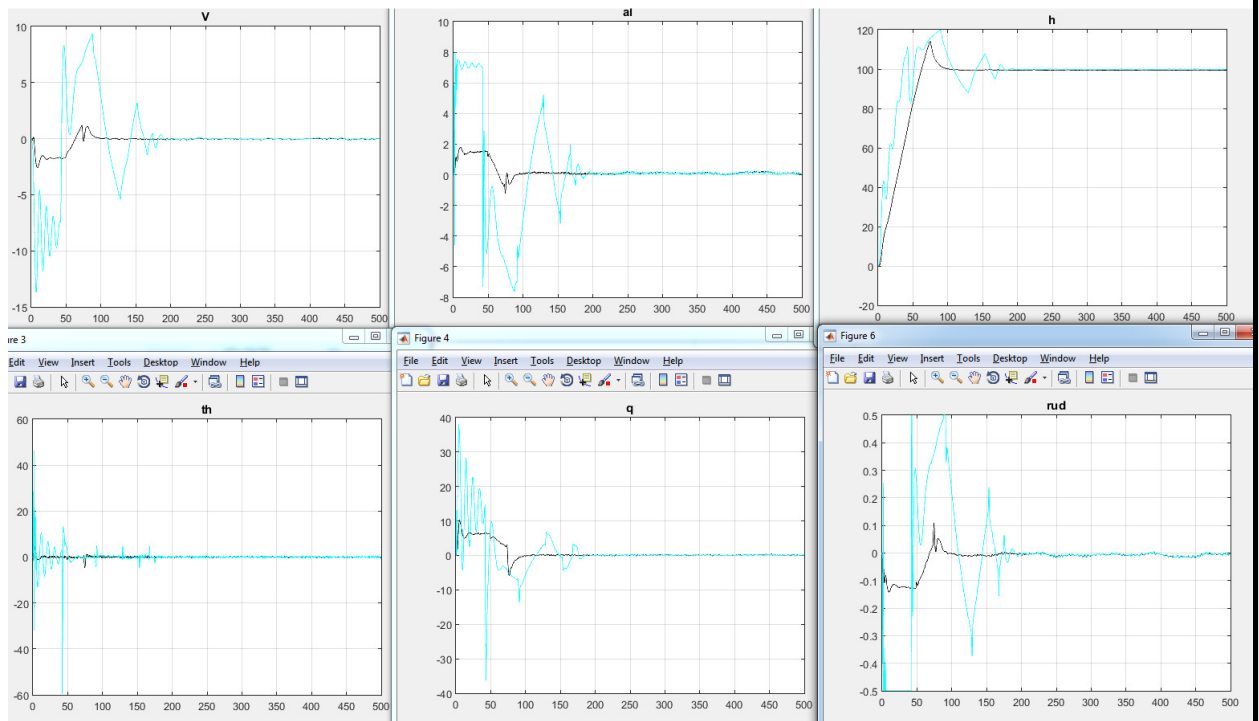
Рис. 4.2 Транзитивний процес системи: 1– швидкість; 2 – кут нахилу; 3 – кут атаки; 4 -  $q$  (pitch rate); 5 – висота

## 4.5. РЕЗУЛЬТАТИ РОБАСТНОЇ ОПТИМІЗАЦІЇ

При коефіцієнтах 1 1 1



При коефіцієнтах 10 10 10



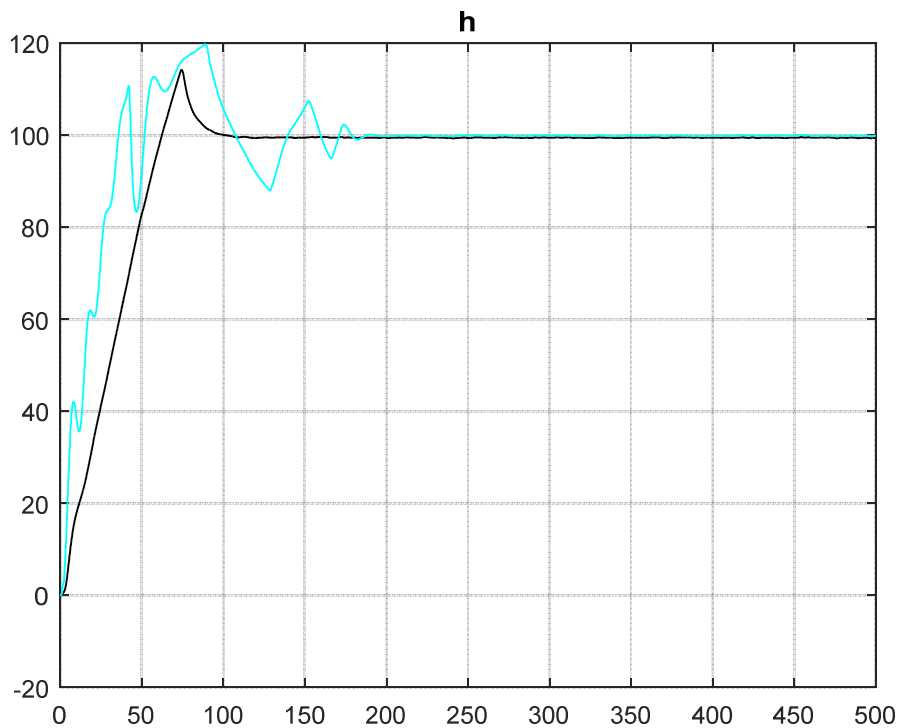


Рис. 4.3. Результати моделювання після робастної оптимізації

#### 4.6. ВИСНОВКИ

Синтез виконується для послідовного з'єднання оптимального стохастичного спостерігача та виконавчого механізму. Синтезовано оптимальну дискретну систему управління поздовжнім каналом БПЛА та здійснено пониження порядку отриманого закону управління.

Я можу зробити висновок, що синтезований регулятор дозволяє забезпечити управління у відповідності до вимог польоту. Крім того, перехідні процеси дають нам дуже близькі результати для номінальних та збурених моделей, а відхилення також відповідають вимогам.

Отримані в процесі моделювання результати показують задовільну ефективність управління.

Виконано робастну оптимізацію отриманого оптимального закону управління з використанням складного критерію "робастність-якість".



Було виконано моделювання замкненої системи з метою оцінки якості синтезованого закону управління. Процедура допомагає узагальнити якість управління за умови впливу детермінованих та випадкових збурень.

Динаміка синтезованих систем була змодельована з урахуванням різних нелінійностей притаманних реальному об'єкту, які не були враховані в процесі синтезу. Проведено моделювання для номінальної та параметрично збуреної моделей об'єкта управління. Отримані в процесі моделювання результати показують задовільну ефективність управління. Однак коливань у перехідних процесах не можна повністю уникнути.

## РОЗДІЛ 5. ОХОРОНА ПРАЦІ

Дипломна робота пов'язана з інженерно-програмною діяльністю, що виконується із застосуванням засобів обчислювальної техніки, тому доцільно буде розглядати як суб'єкта охорони праці інженера-програміста. Він займається цією діяльністю за допомогою ПК та інших обчислюючих засобів. Робоче місце знаходиться в лабораторії кафедри систем управління літальними апаратами.

В розділі охорона праці було розглянуто: шкідливі і небезпечні виробничі чинники, що виникають в приміщенні навчальної лабораторії кафедри систем управління літальними апаратами Національного авіаційного університету.

### 5.1. Перелік небезпечних і шкідливих факторів.

Фактори можуть бути небезпечними і шкідливими. Небезпечними називають ті фактори, що приводять до раптового погіршення здоров'я.

До небезпечних виробничих факторів відносяться: небезпека поразки електричним струмом, або наявність статичної електрики. Фактори, вплив яких може призвести до погіршення стану здоров'я, і/чи зниження працездатності працівника, називають шкідливим.

Шкідливі фактори також пов'язані з застосуванням токсичних речовин, виділенням пилу, парів, з різними електромагнітними і радіовипромінюваннями.

Широке промислове та побутове використання актуалізувало питання охорони праці інженера-програміста. Найбільш повним нормативним документом щодо забезпечення охорони праці інженера-програміста є ГН 3.3.5-3-6.6.1-2002 «Гігієнічна класифікація праці за показниками шкідливості та небезпечності факторів виробничого середовища, важкості та напруженості трудового процесу»

<i>Кафедра системи управління літальними апаратами</i>						
<i>Виконала</i>	<i>Снігуровська Д.О.</i>			<i>Літера</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Галагуз Т.А.</i>				90	125
<i>Консультант</i>	<i>Козлітін О.О.</i>			<i>Охорона праці</i>		
<i>Н-контроль</i>	<i>Дивнич М.П.</i>					
<i>Зав. каф.</i>	<i>Тачиніна О.М.</i>					
				<b>202М</b>	<b>151</b>	

Дотримання вимог цих правил може значно знизити наслідки несприятливої дії шкідливих та небезпечних факторів, таких як:

- 1) *недостатність штучного освітлення;*
- 2) *виробничий шум;*
- 3) *напруженість праці;*
- 4) *іонізуючі електромагнітні поля і випромінювання;*
- 5) *небезпека враження електричним струмом (220В);*

Такі фактори супроводжують роботу з відеодисплейними матеріалами і можуть призвести до зорових, нервово-емоційних переживань та серцево-судинних захворювань. Виходячи з цього, необхідно забезпечити гігієнічні й ергономічні вимоги щодо організації робочих приміщень для експлуатації, робочого середовища, робочих місць, режиму праці і відпочинку при роботі.

## **5.2. Зменшення дії небезпечних і шкідливих факторів.**

### **5.2.1. Недостатність штучного освітлення.**

Освітлення у приміщенні встановлюються відповідно до документу ДБН.В.2.5-28-2006 «*Природне і штучне освітлення*». Нормою вказаною в цьому документі, штучне робоче освітлення для лабораторії повинно становити 300-500 лк.

Найбільш сприятливе освітлення має бути:

- достатнім для того, щоб очі без напруги могли розрізнити деталі;
- стабільним – напруга в електричній мережі не повинна коливатися більше ніж на 4 %;
- рівномірно розподіленим по робочих поверхнях;
- не повинно викликати сліпучої дії на око людини;
- таким, щоб не викликати різкі тіні на робочих місцях;
- безпечним – не призводити до вибуху, пожежі у виробничих приміщеннях.

Розрахунок штучного освітлення методом коефіцієнта використання світлового потоку, призначеного для розрахунку загального рівномірного освітлення горизонтальних поверхонь:

$$F_{\text{л}} = \frac{E_{\text{н}} S k z}{n \eta},$$

де  $F_{\text{л}}$ - світловий потік лампи у світильнику, лм;  $E_{\text{н}}$ - мінімальне освітлення, лк;  $k$ - коефіцієнт запасу;  $n$ - число світильників;  $z$ - коефіцієнт нерівномірності освітлення,  $z = 1,2$ ;  $\eta$  - коефіцієнт використання світлового потоку;  $S$ - площа приміщення,  $\text{м}^2$ .

Коефіцієнт використання світлового потоку  $\eta$  визначаємо через індекс помешкання  $\phi$  і оцінюємо коефіцієнти відбитку поверхонь помешкання.

Індекс помешкання визначаємо по формулі :

$$\phi = \frac{A \cdot B}{h_p(A + B)} = \frac{10 \cdot 6}{2(10 + 6)} = 1,875.$$

де  $A$  - довжина помешкання,  $A = 10$  м;  $B$ - ширина помешкання,  $B = 6$  м;  $h_p$  - розрахункова висота підвісу світильника над робочою поверхнею,  $h_p = 2$  м.

Оберемо коефіцієнти відбитку стелі  $\rho_c = 70 \%$ , стін  $\rho_c = 50 \%$ , робочої поверхні  $\rho_p = 30 \%$ .

Мінімальна освітленість  $E_{\text{н}} = 300$  лк. Кількість ламп  $n = 12$ . Коефіцієнт нерівномірності освітлення дорівнює  $z = 1,2$ .

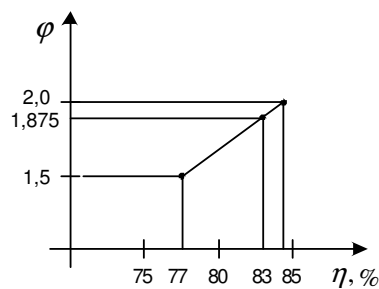


Рис.5.2.1. Знаходження коефіцієнту використання світлового потоку.

За графіком бачимо, що  $\eta = 0,83\%$ .

Визначимо світловий потік однієї лампи у помешканні, де встановлюється прилад:

$$F_{\text{л}} = \frac{E_{\text{н}} S k Z}{n \eta} = \frac{300 \cdot 60 \cdot 1,3 \cdot 1,2}{12 \cdot 0,83} = 2753 \text{ лм.}$$

По світловому потоку  $F_{\text{л}} = 2753 \text{ лм}$ , за таблицею, для напруги 220 В обираємо лампу накаливання типу “Гс” потужністю  $W_{\text{л}} = 200 \text{ Вт}$  зі світловим потоком  $F = 2700 \text{ лм}$ .

Обчислимо сумарну потужність всієї установки освітлення:

$$W = n \cdot W_{\text{л}} = 12 \cdot 200 = 2400 \text{ Вт.}$$

У даному випадку використовується 12 ламп накаливання типу Гс.

### **5.2.2. Виробничий шум**

Джерелами шуму на робочому місці є як самі ЕОМ (а саме системні блоки), так і периферійне устаткування, - принтер, сканер, телефон та кондиціонер.

Допустимі рівні шуму, на робочих місцях визначаються за ДСН 3.3.6.037-99: «Санітарні норми виробничого шуму, ультразвуку інфразвуку». Згідно з нормою встановленою цим документом шум на робочому місці інженера-програміста в лабораторії не повинен перевищувати 60 дБ.

Рівень шуму в лабораторії залежать від режимів роботи обладнання і кількості джерел шуму. Зниження рівня шуму можна досягти, застосовуючи звукоізоляцію, поглинання. Застосування покриття поверхні матеріалами, що мають велике внутрішнє тертя (мастики, спеціальні види повсті, лінолеум). Також знизити рівень шуму в приміщенні можна шляхом заміни окремих частин обладнання на малошумні, наприклад, вентилятори системних блоків можна замінити на аналогічні на основі підшипників.

### **5.2.3. Напруженість праці**

Щоб зменшити негативний вплив емоційних навантажень та втоми зорового аналізатора, слід встановити регламентовані перерви під час робочої

зміни, а також забезпечити високу ергономічність робочого місця. Це підвищить працездатність та зменшить стомлюваність інженера-програміста.

#### **5.2.4. Іонізуючі електромагнітні поля і випромінювання**

Ступінь небезпеки для людини іонізуючих випромінювань, що йдуть від моніторів комп'ютерів, залежить від рівня іонізуючих випромінювань, які потрапляють до очей оператора. В Україні безпека рівней іонізуючих випромінювань моніторів ПК регламентується нормами НРБУ – 97.

Стандарти обмежують потужність дози рентгенівського випромінювання величиною 100 мкР/год на відстані 5 см від поверхні екрана монітора і встановлюють ліміт річної еквівалентної дози випромінювання на кришталік ока, що дорівнює 15 мЗв. Рівень  $\gamma$ -випромінювання залежить від концентрації природніх радіонуклідів у склі монітора і на відстані 5 см від екрана потужність випромінювання незначна і складає 0.5% від потужності дози фона. За цих самих умов щільність потоку  $\beta$ -промінів так само незначна і складає 0.2-0.5 част./с·см<sup>2</sup>. Максимальна потужність рентгенівського випромінювання на відстані 5 см від екрана монітора порівняна з фоном і не перевищує 5-15 мкР/год. Виходячи з цього, потужність еквівалентної дози складає 0.3-0.4 мкЗв/год. Цей результат свідчить про відносну радіаційну безпеку комп'ютерних моніторів, так як накопичена кришталіком ока річна еквівалентна доза (~0.7 мЗв) в 20 разів менше допустимого нормами НРБУ-97 значення.

#### **5.2.5. Небезпека враження електричним струмом**

За ступенем небезпеки ураження людини електричним струмом ПК відноситься до приладів без підвищеної небезпеки. Небезпека ураження електричним струмом залежить від метеорологічних умов і навколишньої виробничої обстановки. Навколишні умови можуть сприяти підвищенню або зниженню небезпеки ураження людини електричним струмом. Струмopровідні підлоги також підвищують небезпеку ураження електричним струмом. В

приміщеннях лабораторії відсутні умови, що складають підвищену або особливу залежність від метеорологічних умов.

### **5.3. Пожежна та вибухова безпека.**

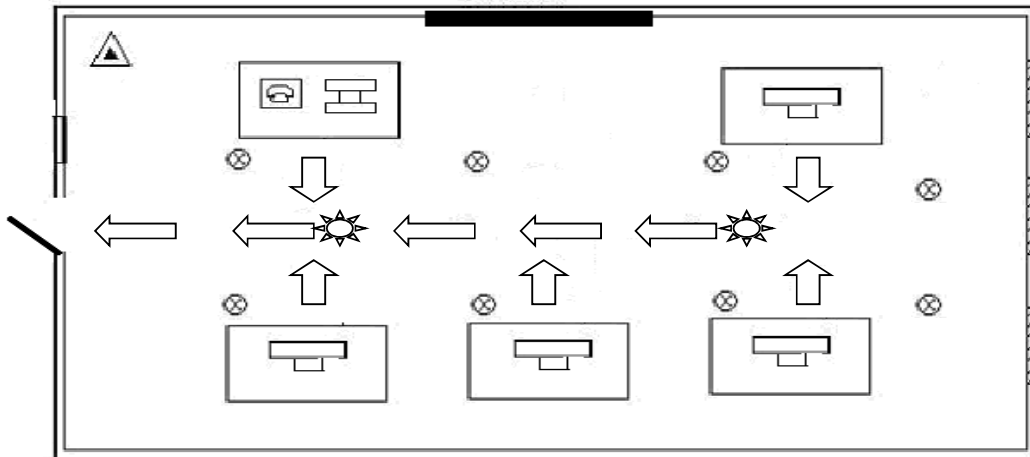
Відповідно до положень Закону України "Про пожежну безпеку" (статті 4 - 7) N 3038-VI ( 3038-17 ) від 17.02.2011, ВВР, 2011, N 34. пожежна безпека повинна забезпечуватися системою запобігання пожежі, системою протипожежного захисту, організаційними заходами. Система запобігання пожежі повинна розроблятися по кожному конкретному об'єкту. Будівельними нормами й правилами проектування виробничих будинків і промислових підприємств передбачається підрозділ будинків і споруджень по вогнестійкості на п'ять ступенів. Ступінь вогнестійкості визначається межею вогнестійкості основних будівельних конструкцій, межами поширення вогню по цих конструкціях, а також відповідним їм групам займистості. Усі виробництва підрозділяються по вибухопожежній і пожежній безпеці на наступні категорії: А; Б; В; Г; Д; Е.

Для акустичного оздоблення стін застосовано негорючі і важко пальні матеріали (бетонні матеріали); джерела електричної енергії (розподільчі пристрої, трансформатори) розташовані у відособлених приміщеннях; система електроживлення обчислювальних комплексів має блокування, що забезпечує її відключення у випадку припинення роботи системи охолодження і кондиціонування. Прокладання кабелю через перекриття, стіни, фальш підлогу здійснено в сталевих трубах з наповнювачем з негорючих матеріалів (природні і штучні неорганічні речовини). Аварійні мережі освітлення, дистанційного та автоматичного пуску протипожежних систем та сигналізації прокладені окремо від силових та інших електричних комунікацій.

Відповідно до вимог п.б.4.8 НАПБ А.01.001-2004 «Правила пожежної безпеки в Україні» будівлі, споруди, приміщення, технологічні установки мають бути забезпечені первинними засобами пожежогасіння. Відповідно до норм ППБУ для приміщень з ЕОМ категорії В, існує норма: на кожні 20 м<sup>2</sup>

площі підлоги в приміщенні з ЕОМ – 1 вуглекислотний вогнегасник з величиною заряду вогнегасної речовини 3кг і більше.

#### 5.4. План евакуації з лабораторії



- телефон-факс;



- вогнегасник вуглекислий;



- робоче місце, обладнане ВДТ;



- принтер;



- люмінесцентна лампа;

- шлях евакуації;



- кондиціонер

-пожежний датчик

Згідно з НАПБ А.01.001-2004 «Правила пожежної безпеки в Україні», евакуаційні шляхи і виходи утримуються вільними, нічим не захащуються і у разі виникнення пожежі забезпечать безпеку під час евакуації всіх людей, які перебувають у лабораторії.



### **5.5. Інструкція з техніки безпеки.**

Проводяться організаційно-технологічні заходи (заборона паління, інструктаж). На випадок виникнення пожежі забезпечена можливість безпечної евакуації людей через евакуаційні виходи. У приміщенні є план евакуації. Мінімальний час евакуації відповідає вимозі СНиП 2.01.02-85, а максимальна віддаленість робочих місць від вакуаційних виходів відповідає вимогам СНиП 2.09.02-85. Необхідна кількість евакуаційних виходів, ширина проходів і ступінь вогнестійкості будинку також відповідає вимогам СНиП 2.01.02- 85 і СНиП 2.09.02- 85.

У приміщенні лабораторії знаходяться:

- вогнегасник ОУБ-3 – 1шт.;
- вогнегасник ОП-1 "Момент" – 1шт.

Така кількість вогнегасників відповідає вимогам ISO3941-87, якими передбачене обов'язкова наявність двох вогнегасників на 100 м<sup>2</sup>площі підлоги для приміщень.

По вогнестійкості приміщення лабораторії відноситься до II ступеня вогнестійкості (ГОСТ 12.1.004-76), тобто механічні конструкції в приміщенні, стіни виконані з неспалимих матеріалів. Робочі місця для виконання робіт у положенні сидячи, організовані відповідно до ГОСТ 12.2.032- 78. Висота робочого столу вибирається рівною 0.8 м.

На випадок виникнення пожежі на сходовій площадці за приміщенням установлений пожежний щит,

Обладнаний пожежним інвентарем і вогнегасником марки ОУ-5 відповідно до вимог ISO3941- 77 (вогнегасник вуглекислий, ручний) для гасіння загорянь різних матеріалів і установок під напругою до 1000В і хімічні, пінні ОХП-10 вогнегасник для гасіння твердих матеріалів. Згідно ОНТП 24-86 і ГОСТ 12.4.009-83 у пожежний щит входять:

- азбест;
- шухляда з піском;
- пожежний інвентар.

Крім того, на сходових площадках мається водопровід із внутрішніми пожежними кранами. Для зв'язку з пожежною охороною служить внутрішній телефон. У робочому приміщенні виконуються усі вимоги по пожежонебезпеці відповідно до вимог НАПБ.А.01.001- 95 “Правила пожежної безпеки в Україні”.

Зробітниками й обслуговуючим персоналом передбачаємо проведення протипожежного інструктажу, занять і бесід.

## **5.6. Висновки**

Оскільки в лабораторії застосовуються люмінесцентні лампи зі світловим потоком 1350 лк., то пропонуємо змінити їх на світлодіодні лампи моделі **T8 Уніпро 120-2 Тип світлодіодівSMD** (1800 лк.), це обґрунтовано розрахунками. Після такої заміни, освітленість у лабораторії зросте на 25%. Для зняття втоми й напруження робити перерви 10 хв., через кожні 2 години роботи. Для запобігання виникнення втоми, необхідно обладнати місце так, щоб виключити незручні пози та тривалі напруги.

## РОЗДІЛ 6. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

### 6.1. Аналіз впливу техногенних чинників на навколишнє природне середовище

У результаті активної діяльності людини, навколишнє середовище змінювало свій вигляд, що призвело до порушення біосфери і появи штучного середовища, яке називають техногенним, або техносферою. За науковими даними, на сьогоднішній день майже все середовище, в якому перебуває людина, є техногенним.

Техносфер як складова навколишнього середовища є похідною діяльності людини, яка виникла як наслідок впливу антропогенних чинників.

У такому середовищі, людина безперервно виконує, як мінімум, два основних завдання:

— забезпечує своє комфортне перебування у середовищі проживання;

— створює та використовує системи захисту від його негативних чинників впливу.

За прогнозами вчених, цей вплив буде і в подальшому збільшуватися із поглибленням глобалізації світової економіки. Розрізняють прямий і непрямий вплив на навколишнє середовище та організм людини негативних чинників техносфери.

**Прямий вплив** — це виробничий і побутовий травматизм, професійні захворювання. **Непрямий вплив** — це погіршення складу повітря, якості води, їжі тощо.

<i>Кафедра системи управління літальними апаратами</i>							
<i>Виконала</i>	<i>Снігуровська Д.О.</i>			<i>Охорона навколишнього середовища</i>	<i>Літера</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Керівник</i>	<i>Галагуз Т.А.</i>					99	123
<i>Консультант</i>	<i>Фролов В.Ф.</i>				<b>202М 151</b>		
<i>Н-контроль</i>	<i>Дивнич М.П.</i>						
<i>Зав. каф.</i>	<i>Тачиніна О.М.</i>						

При певних умовах цей негативний вплив може призвести до зростання концентрації домішок у біосфері і погіршення екологічної рівноваги, збільшення кількості захворювань населення та тварин, посилення епідеміологічного неблагополуччя.

Виділяють шість груп екологічних проблем:

- атмосферні (забруднення атмосфери: радіологічне, хімічне, механічне, теплове);
- водні (виснаження і забруднення поверхневих і підземних вод, забруднення морів і океанів);
- геолого-геоморфологічні (інтенсифікація несприятливих геолого-геоморфологічних процесів, порушення рельєфу і геологічної будови);
- ґрунтові (забруднення ґрунтів, ерозія, дефляція, вторинне засолення, заболочування і ін.);
- біотичні (зменшення рослинності, деградація лісів, пасовищна дигресія, скорочення видової різноманітності і ін.);
- комплексні (ландшафтні) — запустинювання, зниження біорізноманітності, порушення режиму природоохоронних територій.

Забруднення атмосфери - одна з найгостріших екологічних проблем, зумовлених посиленням техногенного впливу на природне середовище, пов'язана зі станом атмосферного повітря. Вона включає рід наступних аспектів:

- Охорона озонового шару необхідна у зв'язку із зростанням забруднення атмосфери фреонами, оксидами азоту та ін.
- Зростання концентрації  $\text{CO}_2$ , що відбувається в основному за рахунок згоряння викопного палива, зменшення площ лісів, виснаження гумусового шару і деградації ґрунтів.

- Кислотні опади стали істотними компонентами атмосфери. Головна причина кислотних опадів — надходження сполук сірки і азоту в атмосферу при спаленні викопного палива в стаціонарних установках і двигунах транспорту.

Забруднення та виснаження водних ресурсів.

Проблема виснаження водних ресурсів викликана зростанням споживання води промисловістю, сільським і комунальним господарствам, з одного боку, і забрудненням водних джерел — з іншого. Щорічно людством використовується в середньому до 6000 км<sup>3</sup> води, з них у сільському господарстві близько 3400, промисловості — 2200, на комунально-побутові потреби 400 км<sup>3</sup>.

Деградація ґрунтів.

Одна з головних екологічних проблем пов'язана з погіршенням стану земельних ресурсів. За історичний час внаслідок прискореної ерозії, дефляції і інших негативних процесів людство втратило майже 2 млрд га продуктивних земель.

Геолого-геоморфологічні екологічні проблеми.

Важлива для людства проблема — охорона геологічного середовища верхньої частини літосфери, яка розглядається як багатокомпонентна динамічна система, що перебуває під впливом інженерно-господарської діяльності людини і, в свою чергу, певною мірою визначає цю діяльність. Найголовніший компонент геологічного середовища — гірські породи, що містять поряд з твердими мінеральними і органічними компонентами гази, підземні води. Особливо великий негативний вплив на довкілля здійснюють техногенні катастрофи.

## **6.2. Вплив на навколишнє середовище.**

Під час роботи локальної комп'ютерної мережі як системи масового обслуговування спостерігаються такі негативні впливи як шум, вібрація та електромагнітне випромінювання.

Ученими встановлено, що шкідлива дія шуму на організм людини й навколишнє природне середовище відчутніша при зростанні частоти звуку. Доведено, що перевищення допустимої норми рівня шуму (80 дБ) на 1 дБ призводить до зростання професійних захворювань на 20-30 % та зниження продуктивності праці на 1 %.

Не менш шкідливою для людини є вібрація, яка спричиняє розлад центральної нервової системи, вібраційну хворобу, вібраційний поліартрит нижніх і верхніх кінцівок людини, тріщини в кістках, випадіння волосся.

Під дією вібрації виникають функціональні зміни в організмі людини-оператора: погіршення зору; порушення вестибулярного апарату; галюцинації; швидка втомлюваність. Негативні відчуття внаслідок вібрації виникають при віброприскореннях, що становлять 5 % віброприскорення від сили маси людини, тобто  $0,5 \text{ м/с}^2$ . Особливо шкідлива вібрація з частотами, близькими до частот власних коливань тіла людини, більшість з яких знаходиться у межах 6-30 Гц. Резонансні частоти окремих частин тіла знаходяться у межах, Гц: очі — 22-27; горло — 6-12; грудна клітка — 2-12; ноги й руки — 2-8; голова — 8-27; обличчя та щелепи — 4-27; поперекова частина хребта — 4-14; живіт — 4-12.

Сильний шум нині справедливо називають "невидимою отрутою". Боротися з шумом і вібрацією нині значить продовжити життя на Землі.

Інтенсивний розвиток електроніки та радіотехніки, до яких відноситься комп'ютерні мережі, викликав забруднення природного середовища електромагнітними випромінюваннями (полями). Головними їхніми джерелами є радіо, телевізійні і радіолокаційні станції, високовольтні лінії електропередач, електротранспорт. Поблизу кожного обласного центру, багатьох районних центрів, великих міст розташовані телевізійні центри або ретранслятори, радіоцентри, засоби радіозв'язку різного призначення.

Рівень електромагнітних випромінювань у таких районах (діапазон радіочастот об'єктів може змінюватися від 50-100 Гц до 100 ГГц) часто перевищує допустимі гігієнічні норми й дуже шкодить здоров'ю людей, що мешкають поруч.

Мірою забруднення електромагнітними полями є напруженість поля (В/м). Ці поля завдають шкоди перш за все нервовій системі. Так, напруженість поля 1000 В/м спричинює головний біль і сильну втому, більші значення зумовлюють розвиток неврозів, безсоння, важкі захворювання.

Існують розроблені на основі медикобіологічних досліджень санітарні норми та правила щодо радіотехнічних і електротехнічних об'єктів. Вони регламентують умови їхньої експлуатації з метою охорони населення від шкідливого впливу електромагнітних випромінювань.

Зростання енергетичних потужностей становить небезпеку для довкілля — розширюється мережа та зростає напруга повітряних ліній електропередач. Вони негативно впливають на нормальний розвиток тваринного та рослинного світу.

Спеціальні дослідження показали, що технічно найперспективнішими є лінії надвисокої та ультрависокої напруги (760-1150 кВ), котрі становлять небезпеку. Навколо них утворюються потужні електромагнітні поля, які негативно впливають на людину, порушують природну міграцію тварин, процеси росту рослин тощо.

### **6.3. Методи та засоби захисту навколишнього середовища від впливу негативних чинників**

#### **6.3.1. Захист від вібрації**

За організаційними ознаками методи віброзахисту бувають колективні та індивідуальні. Колективні методи передбачають такі заходи:

- послаблення енергії вібрації в джерелі її виникнення;
- послаблення параметрів вібрації на шляху її розповсюдження від джерела збудження;
- організаційно-технічні;
- санітарно-гігієнічні та лікувально-профілактичні.

Організаційно-технічні заходи передбачають:

- заміну операцій, що вимагають використання вібромашин дистанційним або автоматичним управлінням;
- своєчасні планово-попереджувальні ремонти;
- контроль за вібраційними параметрами ручних машин не рідше ніж 1раз на 6 місяців;
- змащування та зрівноваження деталей машин, що рухаються.

Основним технічним заходом є створення нових конструкцій машин, вібрація яких не виходить за безпечні межі, а зусилля не перевищує 15-20кг.

Якщо визначеними методами зменшити шкідливу дію вібрації неможливо тоді змінюють параметри вібрації на шляху її порушення від джерела коливальної сили. Цього досягають шляхом зменшення динамічних процесів, що спричиняються ударними або різкими прискореннями. Усунення дисбалансу мас, що обертаються, досягається збалансуванням.

Вібронебезпечними вважаються такі машини, які хоча б в одному з режимів експлуатації генерують вібрації, що вимагають забезпечення відробезпечних умов праці.

Чинне місце в системі захисту працюючих займає:

- вібропоглинання;
- вібродемпфування;
- віброізоляція;
- віброгасіння.

Вібропоглинання та вібродемпфування віброуючих конструкцій здійснюється за рахунок збільшення втрат енергії в коливальних системах. В якості вібродемпфування використовують матеріали, що мають велике внутрішнє тертя (магнітні сплави, пластмаси, мастики, пінопласти, гума, пластикати і ін.).

Віброізоляція — це єдиний засіб зменшення вібрації, що передається на руки від ручного механізованого інструмента. Для цього в коливальну систему



вводиться пружний елемент, коефіцієнт пористості якого зменшується, коли збільшується сила натиску.

Кардинальним заходом віброгасіння загальної вібрації від потужних машин та агрегатів є розрахунок віброізоляційних систем та фундаментів.

Віброгасіння досягають шляхом збільшення маси агрегату чи підвищення його жорсткості.

Віброгасіння за принципом дії поділяється на ударне та динамічне. Динамічне віброгасіння досягається установкою агрегатів на самостійні фундаменти або масивні плити. Фундамент добирають відповідно до маси агрегату; його розраховують так, щоб амплітуда коливань підшви фундаменту не перевищувала 0,1-0,2мм, а для особливо відповідальних випадків – 0,005мм. Щоб коливання не передавалося на ґрунт навколо фундаменту створюють розриви – так звані акустичні шви без заповнення або з заповнювачем.

### **6.3.2.Захист від шуму**

Заходи та засоби захисту від шуму поділяються на колективні та індивідуальні, причому останні застосовуються лише тоді, коли заходами та засобами колективного захисту не вдається знизити рівні шуму на робочих місцях до допустимих значень. Призначення засобів індивідуального захисту (ЗІЗ) від шуму - перекрити найбільш чутливі канали проникнення звуку в організм - вуха. Тим самим різко послаблюються рівні звуків, що діють на барабанну перетинку, а відтак - і коливання чутливих елементів внутрішнього вуха. Такі засоби дозволяють одночасно попередити розлад і всієї нервової системи від дії інтенсивного подразника, яким є шум.

До ЗІЗ від шуму належать навушники, протишумові вкладки, шумозаглушувальні шоломи. Вибір ЗІЗ обумовлюється видом та характеристикою шуму на робочому місці, зручністю використання засобу при виконанні даної робочої операції та конкретними кліматичними умовами.

Засоби колективного захисту від шуму подібно до віброзахисту поділяються за такими напрямками:

- зменшення шуму в самому джерелі;
- зменшення шуму на шляху його поширення;
- організаційно-технічні заходи;
- лікувально-профілактичні заходи.

Зменшення шуму в самому джерелі - найбільш радикальний засіб боротьби з шумом, що створюється устаткуванням. Досвід показує, що ефективність заходів щодо зниження шуму устаткування, що вже працює, досить невисока, тому необхідно прагнути до максимального зниження шуму в джерелі ще на стадії проектування устаткування. Це досягається за допомогою наступних заходів та засобів: удосконалення кінематичних схем та конструкцій устаткування; проведення статичного та динамічного зрівноважування і балансування; виготовлення деталей, що співударяються, та корпусних деталей з неметалевих матеріалів (пластмас, текстоліту, гуми); чергування металевих та неметалевих деталей; підвищення точності виготовлення деталей та якості складання вузлів і устаткування; зменшення зазорів у з'єднаннях шляхом зменшення припусків; застосування мащення деталей, що труться, і т. ін.

### **6.3.3.Захист від електромагнітного випромінювання**

До заходів щодо зменшення впливу на працівників ЕМП належать: організаційні, інженерно-технічні та лікарсько-профілактичні. Організаційні заходи здійснюють органи санітарного нагляду. Вони проводять санітарний нагляд за об'єктами, в яких використовуються джерела електромагнітних випромінювань.

Інженерно-технічні заходи передбачають таке розташування джерел ЕМП, яке б зводило до мінімуму їх вплив на працюючих, використання в умовах виробництва дистанційного керування апаратурою, що є джерелом випромінювання, екранування джерел випромінювання, застосування засобів індивідуального захисту (халатів, комбінезонів із металізованої тканини, з виводом на заземлюючий пристрій). Для захисту очей доцільно використовувати захисні окуляри ЗП5-90. Скло окулярів вкрито напівпровідниковим оловом, що

послаблює інтенсивність електромагнітної енергії при світлопропусканні не нижче 75%. Взагалі, засоби індивідуального захисту необхідно використовувати лише тоді, коли інші захисні засоби неможливі чи недостатньо ефективні: при проходженні через зони опромінення підвищеної інтенсивності, при ремонтних і налагоджувальних роботах в аварійних ситуаціях, під час короткочасного контролю та при зміні інтенсивності опромінення. Такі засоби незручні в експлуатації, обмежують можливість виконання трудових операцій, погіршують гігієнічні умови.

У радіочастотному діапазоні засоби індивідуального захисту працюють за принципом екранування людини з використанням відбиття і поглинання ЕМП. Для захисту тіла використовується одяг з металізованих тканин і рідіопоглинаючих матеріалів. Металізовану тканину роблять із бавовняних ниток з розміщеним всередині них тонким проводом, або з бавовняних чи капронових ниток, спіралью обвитих металевим дротом. Така тканина, наче металева сітка, при відстані між нитками до 0,5 мм значно послаблює дію випромінювання. При зшиванні деталей захисного одягу треба забезпечити контакт ізольованих проводів.

#### **6.4. Висновки**

Локальна комп'ютерна мережа як система масового обслуговування при роботі створює такі шкідливі фактори як:

- шум;
- вібрація;
- електромагнітні випромінювання;

Для зменшення впливу на організм людини та навколишнього середовища створено ряд заходів:

- 1) чинне місце в системі захисту працюючих від впливу вібрації займає:
  - вібропоглинання;
  - вібродемпфування;
  - віброізоляція;

- віброгасіння.

2) зменшення шуму в самому джерелі найбільш радикальний засіб боротьби з шумом, що створюється устаткуванням. Для отримання найбільшої ефективності, необхідно прагнути до максимального зниження шуму в джерелі, ще на стадії проектування устаткування;

3) до заходів щодо зменшення впливу на працівників ЕМП належать: організаційні, інженерно-технічні та лікарсько-профілактичні.

## ВИСНОВКИ

Основне завдання диплому — структурно-параметричний синтез закону управління БПЛА. Для розробки дискретної системи управління рухом БПЛА (зокрема, аерозонда) в дипломній роботі було використано науково перевірений метод та програму структурно-параметричного синтезу за допомогою стохастичного спостерігача (фільтр Кальмана). Початковими даними для синтезу є матриці простору станів об'єкта.

Розробка системи управління була виконана відповідно до процедури структурно-параметричного синтезу, тобто спершу виконано синтез оптимального стохастичного спостерігача (фільтра Калмана) та оптимального детермінованого регулятора. Крім того, виконано робастну оптимізацію отриманого оптимального закону управління з використанням складного критерію "робастність-якість".

Було виконано моделювання замкненої системи з метою оцінки якості синтезованого закону управління. Процедура допомагає узагальнити якість управління за умови впливу детермінованих та випадкових збурень.

Динаміка синтезованих систем була змодельована з урахуванням різних нелінійностей притаманних реальному об'єкту, які не були враховані в процесі синтезу. Проведено моделювання для номінальної та параметрично збуреної моделей об'єкта управління. Отримані в процесі моделювання результати показують задовільну ефективність управління. Однак коливань у перехідних процесах не можна повністю уникнути.

## СПИСОК ЛІТЕРАТУРНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Bento M. Unmanned aerial vehicles: An overview [Електронний ресурс] / Maria Bento // Inside GNSS. – 2008.
2. Квакернаак Х., Сиван Р. Линейные оптимальные системы управления. М.:Мир, 1977. – 464с.
3. Кравченко Ю. В. Концептуальний підхід до синтезу складних технічних систем з динамічною структурою / Ю. В. Кравченко, Р. А. Миколайчук // Сучасні інформаційні технології у сфері безпеки та оборони. – К. : НАОУ, 2012. – № 2(14). – С. 44–47.
4. Каляев И. А. Модели и алгоритмы коллективного управления в группах роботов / И. А. Каляев, А. Р. Гайдук, С. Г. Капустян. – М. : Физматлит, 2009. – 278 с.
5. Пулеко І. В. Проблеми управління угрупованням малих безпілотних літальних апаратів з позицій теорії робототехнічних систем / І. В. Пулеко / Проблеми створення, випробування, застосування та експлуатації складних інформаційних систем : зб. наук. праць. – Житомир : ЖВІ ДУТ, 2015. – Вип. 11. – С. 106–114.
6. Schoemig E., Sznaier M. Mixed  $H_2/H_\infty$  Control of Multimodel Plants. Journal of Guidance, Control and Dynamics, No.3, May-June, 1995, p.p. 525-531.
7. Flight Control Systems: Practical issues in design and implementation. Edited by Roger W. Pratt.- IEE Control Engineering Series 57.-IEEE Publ.- Padstowe, Cornwall.- 2000.-382 p.
8. Туник А.А., Абрамович Е.А. Определение динамической обратной связи методом модального управления / Проблеми інформатизації та управління. – К.: 2004, №11. – С.225-228.
9. Doyle J., Glover K., Khargonekar P., Francis B. State –Space Solution to Standard and Control Problems. IEEE Trans. On Automatic Control.Vol.34, No.8, Aug. 1989, p.p.831-847.

10. Flight Control Systems: Practical issues in design and implementation. Edited by Roger W. Pratt.- IEE Control Engineering Series 57.-IEEE Publ.- Padstowe, Cornwall.- 2000.-382 p.
11. Doyle J.C., Stein G. Multivariable feedback design: concepts for a classical/modern synthesis// IEEE Trans. Automat. Control.- 1981.- Febr.- V.AC-26.- №4.-P.4-16.
12. Kouvaritakis B., Owens D.N., Grimble M.G. Sensitivity and robustness in control systems theory and design (editorial)// IEE Proc. D: Control theory and Applications.- 1982. –Nov. –P.213-214.
13. Moorhouse David J., Woodcock Robert J. Background Information and User Guide for MIL-F-8785C//Military Specification Flying Qualities of Piloted Airplanes. Interim Report. -July 1982.- Wright-Patterson Air Force Base.-P. 161-198.
14. Stevens B.L., Lewis F.L. Aircraft Control and Simulation.-J. Wiley & Sons Inc.- 1992.- 617 p.
15. Туник А.А., Абрамович Е.А. Определение динамической обратной связи методом модального управления / Проблемы інформатизації та управління. – К.: 2004, №11. – С.225-228.
16. Туник А. А., Галагуз Т. А. Структурно-параметричний синтез цифрової робастної системи управління при стохастичних збуреннях і неповних вимірах вектора стану системи. – Вісник НАУ, № 4, 2004. – ст. 8 –
17. Tunik A.A., Galaguz T.A., Xu Guo Dong. Design of suboptimal robust flight control system for small UAV. – The Second World Congress “Aviation in the XXIst Century” “Safety in Aviation”, – p. 1.70 – 1.79.
18. Туник А.А., Абрамович Е.А., Галагуз Т.А., Сюй Гуо-Дун. Современные методы синтеза робастных систем управления полётом беспилотных летательных аппаратов. – Інформаційні технології та комп’ютерна інженерія. Міжнародний науково-технічний журнал, №3, 2005, ст. 134-140.

19. Галагуз Т. А., Тимошенко Н. А., Гарбар І. П. Порівняльна характеристика систем керування, що містять у структурі спостерігачі Люенбергера та Калмана. – Електроніка та системи керування, № 1, 2005, ст. 40 – 45.
20. David, A. Caughey. “Introduction to Aircraft Stability and Control.” Course Notes for M&AE 5070 Sibley School of Mechanical & Aerospace Engineering. Cornell University Ithaca, New York 14853-7501. 2011. 153 p.
21. Stevens Brian L. Aircraft Control and Simulation / Brian L. Stevens, Frank F. Lewis.– [2nd ed.]. – John Wiley & Sons Inc., 2003. – 665 p.
22. Turevskiy A. Model – Based Design of a New Light-weight Aircraft / A. Turevskiy, S. Gage, C. Buhr // AIAA Modelling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, 20-23 August 2007.– P. 3–15.
23. Беспилотные летательные аппараты: Методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик / [В.М. Ильюшко, М.М Митрахович, А.В. Самков и др.]: под общ. ред. В.И. Силкова. – К.: ЦНИИ ВВТ ВС Украины, 2009. – 302с.
24. Tunik A.A. Robust Stabilization and Nominal Performance of the Flight Control System for Small UAV / A.A. Tunik, T.A. Galaguz // Applied and Computation Mathematics – 2004. – Vol. 3. – №1. – P. 34–45.
25. Квакернаак Х. Линейные оптимальные системы управления / Х. Квакернаак, Р. Сиван. – М.: Мир, 1977. – 464 с.



**ДОДАТОК А**  
**СИНТЕЗ В СЕРЕДОВИЩІ МАТЛАБ**

```
%% nominal
Vt=20; % velocity: 72 km/hr (20 m/sec):
% Longitudinal Dynamics
% -----
%State vector: x = [u w q theta h Omega]
%Input vector: u = [elevator throttle]
%Output vector: y = [Va alpha q theta h]
% State matrix:
A0 = [-0.1956  0.7253 -1.9446 -9.7757 -0.0001  0.0099;
      -0.6170 -3.6757 19.4157 -0.9719  0.0010   0;
      0.5233 -3.7373 -3.8346   0  0.0000 -0.0068;
       0     0  1.0000   0   0   0;
      0.0989 -0.9951   0 19.9998   0   0;
      26.2099 2.6058   0   0 -0.0118 -2.0073];
% Control matrix:
B0= [0.2901   0;
     -1.6556   0;
     -20.9145   0;
       0     0;
       0     0;
       0 299.7110];
%Bg0 = -B0(v,p)
Bg0 = [0.1956 -0.7253  1.9446;
       0.6170  3.6757 -19.4157;
       -0.5233  3.7373  3.8346;
        0     0  0;
        0  0   0;
        0  0   0];
```

% Observation matrix:

```
C0=[0.9951  0.0989    0    0    0    0;
     -0.0049  0.0498    0    0    0    0;
        0    0  1.0000    0    0    0;
        0    0    0  1.0000    0    0;
        0    0    0    0  1.0000    0];
```

% Matrix of direct transfer of control from input to output:

```
D0 = zeros(5,2);
```

%% perturbed

```
Vtp = 17; % velocity: 61.2 km/hr (17 m/sec)
```

```
A0p=[-0.1696  0.8887 -2.5599 -9.6654 -0.0001  0.0090;
      -0.6613 -3.1559 16.3859 -1.4988  0.0009   0;
      0.6611 -3.3331 -3.2793    0 -0.0000 -0.0061;
        0    0  1.0000    0    0    0;
      0.1532 -0.9882    0 16.9997    0    0;
      23.0526  3.5748    0    0  0.0015 -1.7044];
```

```
B0p=[0.2568    0;
     -1.1891    0;
     -15.1826    0;
        0    0;
        0    0;
        0 219.6240];
```

```
Bg0p = [0.1696 -0.8887  2.5599;
        0.6613  3.1559 -16.3859;
        -0.6611  3.3331  3.2793;
         0    0  0;
         0 0    0];
```

```

0 0 0];

C0p=[0.9882 0.1532 0 0 0 0;
-0.0090 0.0581 0 0 0 0;
0 0 1.0000 0 0 0;
0 0 0 1.0000 0 0;
0 0 0 0 1.0000 0];

D0p = zeros(5,2);

```

```

Ts = 0.02; % time of discretisation

```

```

%% -----

```

```

% State space of actuator

```

```

Ta = 0.5;

```

```

sysac = ss(-1/Ta,1/Ta,1,0);

```

```

sysact = append(sysac,sysac);

```

```

sysac_d = c2d(sysact,Ts,'zoh');

```

```

sysai = ss(A0,B0,C0,D0);

```

```

sysaip = ss(A0p,B0p,C0,D0);

```

```

%% -----

```

```

% deterministic object

```

```

sysh2 = series(sysact,sysai);

```

```

sysh2_d = c2d(sysh2,Ts,'zoh');

```

```

sysh2p = series(sysact,sysaip);

```

```

sysh2_dp = c2d(sysh2p,Ts,'zoh');

```

```

%% -----

```

```

disp('matrices of disturbance"s forming filter')

```

```

ag = [ -0.0375 0 0 0;

```

```

0 0 1.0000 0;

```

```

0 -0.0014 -0.0750 0;

```

```

0 -0.0090 -0.4165 -5.4165];

```

```

bg = [0.2318    0;
      0    0;
      0  1.0000;
      0    0];
cg = [1.0000    0    0    0;
      0  0.0003  0.0142    0;
      0  0.0017  0.0769  1.0000];
dg = [0 0;
      0 0;
      0 0];
formsys = ss(ag,bg,cg,dg);
formsys_d = c2d(formsys,Ts,'zoh');
agp= [-0.0319    0    0    0;
      0    0  1.0000    0;
      0 -0.0010 -0.0638    0;
      0 -0.0060 -0.3264 -4.6041];
bgp = [ 0.2137    0;
      0    0;
      0  1.0000;
      0    0];
cgp = [1.0000    0    0    0;
      0  0.0003  0.0154    0;
      0  0.0013  0.0709  1.0000];
dgp = [0 0;
      0 0;
      0 0];
formsysp = ss(agp,bgp,cgp,dgp);
formsys_dp = c2d(formsysp,Ts,'zoh');
%% -----
disp('extend model')

```

```

%"nominal"
Bex = [B0,Bg0];
Dex = zeros(5,5);
aircex = ss(A0,Bex,C0,Dex);
aircex_d = c2d(aircex,Ts,'zoh');
sysinp = append(sysact,formsys);
stsys = series(sysinp,aircex);
stsys_d = c2d(stsys,Ts,'zoh');
[Ast,Bst,Cst,Dst] = ssdata(stsys_d);
%perturbed
Bexp = [B0p,Bg0p];
aircexp = ss(A0p,Bexp,C0,Dex);
aircexp_dp = c2d(aircexp,Ts,'zoh');
sysinpp = append(sysact,formsysp);
stsysp = series(sysinpp,aircexp);
stsys_dp = c2d(stsysp,Ts,'zoh');
%% -----
disp('Number of uncontrollable and unobservable states')
[Aco,Bco,Cco,Dco] = ssdata(stsysp);
%controllability
Co = ctrb(Aco,Bco);
% Number of uncontrollable states
unco = length(Aco)- rank(Co)
%observability
Ob = obsv(Aco,Cco);
% Number of unobservable states
unob = length(Aco)- rank(Ob)
%% -----
disp('Kalman Filter')
V1 = eye(2);

```

```

V2 = [0.1,0.01,0.01,0.01,1]; V2 = diag(V2);
% [kest,L,P] = kalman(stsys_d,V1,V2,[],[1,2,3,4,5],[1,2]);
[kest,L,P] = kalman(stsys_d,V1,V2);
% [kest,L,P] = kalman(sys,Qn,Rn,Nn,sensors,known)
[Aest,Best,Cest,Dest] = ssdata(kest);
disp('Opt. Con.')
R1 = [1 1 1 0.1 8 0.00001 0.001 0.01 0.001 0.01 0.001 0.01]; R1 = diag(R1);
R2 = [1 0;
      0 1];
[K,S,E] = dlqr(Ast,Bst(:,1:2),R1,R2);
K
disp('Conection of the Kalman estimator kest and the state-feedback gain matrix k')
F = lqgreg(kest,K); % Form linear-quadratic-Gaussian (LQG) regulator
[Ar,Br,Cr,Dr] = ssdata(F);
sysF=tf(-Ar(:,5))
tfh = ss2tf(Ar,Br(:,2),Cr,Dr(:,1))
[Ab,Bb,Cb,M,T]=dbalreal(Ar,Br,Cr);
M
[Ar,Br,Cr,Dr]=dmodred(Ab,Bb,Cb,Dr,5:10);
F=ss(Ar,Br,Cr,Dr,Ts);
disp('feedback')
%closed-loop "nominal"
cl = feedback(stsys_d,F,[1,2],[1,2,3,4,5],+1);
Amb = eig(cl)
[Ao,Bo,Co,Do] = ssdata(cl);
%closed-loop perturbed
clp = feedback(stsys_dp,F,[1,2],[1,2,3,4,5],+1);
Ambp = eig(clp)
[Aop,Bop,Cop,Dop] = ssdata(clp);
%% -----

```

```

disp('          stoh')
C0ex=eye(6); D0ex=zeros(6,3);
airex = ss(A0,Bg0,C0ex,D0ex);
stsex = series(formsys,airex);
rd_d = c2d(stsex,Ts);
stser = series(F,stsys_d,[1,2],[1,2]);
stsfb = feedback(eye(5),stser,1);
[at,bt,ct,dt] = ssdata(stsfb);
B=bt*bt';
G=dlyap(at,B);
H2s=trace(ct*G*ct')
%% recalculation disturbances for perturbed model
C0ex=eye(6); D0ex=zeros(6,3);
airexp = ss(A0p,Bg0p,C0ex,D0ex);
stsexp = series(formsysp,airexp);
rd_dp = c2d(stsexp,Ts);
stserp = series(F,stsys_dp,[1,2],[1,2]);
stsfbp = feedback(eye(5),stserp,1);
% sts = series(rd_d,stsfb);
[atp,btp,ctp,ctp] = ssdata(stsfbp);
Bp=btp*btp';
Gp=dlyap(atp,Bp);
H2sp=trace(ctp*Gp*ctp')
%%
disp('          det')
sys2 = series(F,sysh2_d);
s2 = feedback(sys2,eye(5),+1);
[a,b,c,d] = ssdata(s2);
B2 = b*b';
ff = dlyap(a,B2);

```

```
J = trace(c*ff*c')
%%
sys2p = series(F,sys2_dp);
s2p = feedback(sys2p,eye(5),+1);
[ap,bp,cp,dp] = ssdata(s2p);
B2p = bp*bp';
ffp = dlyap(ap,B2p);
Jp = trace(cp*ffp*cp')
```

```
disp('      Hinf-norms')
st2=feedback(sys2,eye(5),+1);
st2p=feedback(sys2p,eye(5),+1);
[Hinf_n]=norm(st2,inf)
[Hinf_p]=norm(st2p,inf)
```



## ДОДАТОК Б

### РОБАСТНА ОПТИМІЗАЦІЯ В СЕРЕДОВИЩІ МАТЛАБ

```
%% номінальна
X = [0.012999646420244    0.000018361857018    ...
     0.000323133135171   -0.001106744277320    ...
     -0.017349693455433    0.088224666550577    ...
     -0.004400565017808   -0.000378870508397    ...
     0.008501264066423   -0.000984308060442    ...
     -0.006975527829411    0.000339640414409    ...
     -0.000892168982207   -0.000331957216709    ...
     -0.000004478718956    0.000059536609373    ...
     0.000329460419609   -0.005370093120115    ...
     -0.001178696551803   -0.000658788391553    ...
     -0.001129986641905    0.184886347344365    ...
     0.004633077127232   -0.000494625923639    ...
     0.002321605671825    0.000789801211069    ...
     0.001354920468119    0.000183160566946    ...
     -0.004314326328840   -0.043920368328531    ...
     0.002480955002867   -0.001697971486298    ...
     -0.003343762868237   -0.070750687047169    ...
     0.000092823959935    0.000686505061995    ...
     -0.007619156228283    0.001229733440902    ...
     0.000025287278022    0.001051754085931    ...
     0.005175418556009   -0.080618361261299    ...
     0.002203653792806    0.006342237222359    ...
     -0.006414234260315    0.011050411954735    ...
     0.015293216115034   -0.001013012081588    ...
     -0.000353423426484   -0.000092562055848    ...
     -0.000077926717902    0.000170050354045    ...
     0.014049920750186   -0.020380935344788    ...
     0.000847652739201    0.004192283638798    ...
     -0.000168896513247   -0.037968099722336    ...
     0.000600158783739   -0.000012019650444    ...
     -0.471750257662020    1.132432100187765    ...
     -0.383394186018307   -21.106076267704694    ...
     -3.334821571046938    0.001386787998960    ...
     6.125679928709330    0.063032879647964    ...
     1.625516257146785   -0.006774884191374    ...
     -0.189963980466129   -3.902522565008821    ...
     0.837881817657986    0.108579154920583    ...
     -0.000328224956008    0.342405394536279    ...
     0.388304824307062    0.008433966536152    ...
     -0.013823126844457    0.320005877764977    ...
     0.087030704676938    0.000001726537016    ...
     -0.008646584196227    0.044976404649248 ];

Vt=20;    % velocity: 72 km/hr (20 m/sec):
% повздовжний канал
% -----
%State vector: x = [u w q theta h Omega]
%Input vector: u = [elevator throttle]
%Output vector: y = [Va alpha q theta h]
% State matrix:
A0 = [-0.1956    0.7253    -1.9446    -9.7757    -0.0001    0.0099;
      -0.6170    -3.6757    19.4157    -0.9719    0.0010    0;
       0.5233    -3.7373    -3.8346    0        0.0000    -0.0068;
        0        0        1.0000    0        0        0;
       0.0989    -0.9951    0        19.9998    0        0;
       26.2099    2.6058    0        0        -0.0118    -2.0073];
% Control matrix:
B0= [0.2901    0;
```

```

-1.6556      0;
-20.9145     0;
      0      0;
      0      0;
      0 299.7110];

Bg0 = [0.1956   -0.7253   1.9446;
       0.6170   3.6757  -19.4157;
       -0.5233   3.7373   3.8346;
              0         0         0;
       0 0         0;
       0 0         0];

% Observation matrix:
C0=[0.9951   0.0989      0      0      0      0;
     -0.0049  0.0498      0      0      0      0;
      0      0      1.0000      0      0      0;
      0      0      0      1.0000      0      0;
      0      0      0      0      1.0000      0];

% Matrix of direct transfer of control from input to output:
D0 = zeros(5,2);
%% perturbed
Vtp = 17; % velocity: 61.2 km/hr (17 m/sec)

A0p=[-0.1696   0.8887   -2.5599   -9.6654   -0.0001   0.0090;
      -0.6613  -3.1559  16.3859   -1.4988   0.0009   0;
       0.6611  -3.3331  -3.2793      0     -0.0000  -0.0061;
       0      0      1.0000      0      0      0;
       0.1532  -0.9882      0     16.9997      0      0;
      23.0526  3.5748      0      0      0.0015  -1.7044];

B0p=[0.2568      0;
     -1.1891      0;
    -15.1826      0;
      0      0;
      0      0;
      0 219.6240];

Bg0p = [0.1696   -0.8887   2.5599;
        0.6613   3.1559  -16.3859;
        -0.6611   3.3331   3.2793;
              0         0         0;
        0 0         0;
        0 0         0];

C0p=[0.9882   0.1532      0      0      0      0;
     -0.0090  0.0581      0      0      0      0;
      0      0      1.0000      0      0      0;
      0      0      0      1.0000      0      0;
      0      0      0      0      1.0000      0];

D0p = zeros(5,2);

Ts = 0.02; % time of discretisation
%% -----
% State space of actuator
Ta = 0.5;
sysac = ss(-1/Ta,1/Ta,1,0);
sysact = append(sysac,sysac);
sysac_d = c2d(sysact,Ts,'zoh');
sysai = ss(A0,B0,C0,D0);
sysaip = ss(A0p,B0p,C0,D0);
%% -----
% deterministic object

```

```

sysh2 = series(sysact,sysai);
sysh2_d = c2d(sysh2,Ts,'zoh');
sysh2p = series(sysact,sysaip);
sysh2_dp = c2d(sysh2p,Ts,'zoh');
%% -----
disp('matrices of disturbance"s forming filter')
ag = [ -0.0375      0      0      0;
       0      0      1.0000      0;
       0     -0.0014     -0.0750      0;
       0     -0.0090     -0.4165     -5.4165];
bg = [0.2318      0;
      0      0;
      0      1.0000;
      0      0];
cg = [1.0000      0      0      0;
      0      0.0003      0.0142      0;
      0      0.0017      0.0769      1.0000];
dg = [0 0;
      0 0;
      0 0];
formsys = ss(ag,bg,cg,dg);
formsys_d = c2d(formsys,Ts,'zoh');
%%
agp= [-0.0319      0      0      0;
      0      0      1.0000      0;
      0     -0.0010     -0.0638      0;
      0     -0.0060     -0.3264     -4.6041];
bgp = [ 0.2137      0;
      0      0;
      0      1.0000;
      0      0];
cgp = [1.0000      0      0      0;
      0      0.0003      0.0154      0;
      0      0.0013      0.0709      1.0000];
dgp = [0 0;
      0 0;
      0 0];
formsysp = ss(agp,bgp,cgp,dgp);
formsys_dp = c2d(formsysp,Ts,'zoh');
%% -----
disp('extend model')
%"nominal"
Bex = [B0,Bg0];
Dex = zeros(5,5);
aircex = ss(A0,Bex,C0,Dex);
aircex_d = c2d(aircex,Ts,'zoh');
sysinp = append(sysact,formsys);
stsys = series(sysinp,aircex);
stsys_d = c2d(stsys,Ts,'zoh');
[Ast,Bst,Cst,Dst] = ssdata(stsys_d);
%perturbed
Bexp = [B0p,Bg0p];
aircexp = ss(A0p,Bexp,C0,Dex);
aircexp_dp = c2d(aircexp,Ts,'zoh');
sysinpp = append(sysact,formsysp);
stsysp = series(sysinpp,aircexp);
stsys_dp = c2d(stsysp,Ts,'zoh');
%% -----
disp('Number of uncontrollable and unobservable states')
[Aco,Bco,Cco,Dco] = ssdata(stsysp);
%controllability
Co = ctrb(Aco,Bco);
% Number of uncontrollable states
unco = length(Aco)- rank(Co)

```

```

%observability
Ob = obsv(Aco,Cco);
% Number of unobservable states
unob = length(Aco)- rank(Ob)

%%
Lest = [X(:,1:12)' X(:,13:24)' X(:,25:36)' X(:,37:48)' X(:,49:60)'];
Kest = [X(61:72); X(73:84)];
F=ss([Ast-Lest*Cst-Bst(:,1:2)*Kest],Lest, -Kest, zeros(2,5),Ts);
[Ar_r,Br_r,Cr_r,Dr_r]=ssdata(F);

% sysF=tf(-Ar(:,5))
% tfh = ss2tf(Ar,Br(:,2),Cr,Dr(:,1))

[Ab,Bb,Cb,M,T]=dbalreal(Ar_r,Br_r,Cr_r);
M
[Ar_r,Br_r,Cr_r,Dr_r]=dmodred(Ab,Bb,Cb,Dr_r,5:10);
F=ss(Ar_r,Br_r,Cr_r,Dr_r,Ts);

%%
disp('feedback')
%closed-loop "nominal"
cl = feedback(stsys_d,F,[1,2],[1,2,3,4,5],+1);
Amb = eig(cl)
[Ao,Bo,Co,Do] = ssdata(cl);
%closed-loop perturbed
clp = feedback(stsys_dp,F,[1,2],[1,2,3,4,5],+1);
Ambp = eig(clp)
[Aop,Bop,Cop,Dop] = ssdata(clp);

%% -----
disp('          stoh')
C0ex=eye(6); D0ex=zeros(6,3);
airex = ss(A0,Bg0,C0ex,D0ex);
stsex = series(formsys,airex);
rd_d = c2d(stsex,Ts);
stser = series(F,stsys_d,[1,2],[1,2]);
stsfb = feedback(eye(5),stser,1);
% sts = series(rd_d,stsfb);
[at,bt,ct,dt] = ssdata(stsfb);
B=bt*bt';
G=dlyap(at,B);
H2s=trace(ct*G*ct')

%% recalculation disturbances for perturbed model
C0exp=eye(6); D0exp=zeros(6,3);
airexp = ss(A0p,Bg0p,C0exp,D0exp);
stsexp = series(formsysp,airexp);
rd_dp = c2d(stsexp,Ts);
stserp = series(F,stsys_dp,[1,2],[1,2]);
stsfbp = feedback(eye(5),stserp,1);
% sts = series(rd_dp,stsfbp);
[atp,btp,ctp,ctp] = ssdata(stsfbp);
Bp=btp*btp';
Gp=dlyap(atp,Bp);
H2sp=trace(ctp*Gp*ctp')

%%
disp('          det')
sys2 = series(F,sysh2_d);
s2 = feedback(sys2,eye(5),+1);
[a,b,c,d] = ssdata(s2);

```

```
B2 = b*b';
ff = dlyap(a,B2);
J = trace(c*ff*c')
%%
sys2p = series(F, sysh2_dp);
s2p = feedback(sys2p, eye(5), +1);
[ap, bp, cp, dp] = ssdata(s2p);
B2p = bp*bp';
ffp = dlyap(ap, B2p);
Jp = trace(cp*ffp*cp')

disp('          Hinf-norms')
st2=feedback(sys2, eye(5), +1);
st2p=feedback(sys2p, eye(5), +1);
[Hinf_n]=norm(st2, inf)
[Hinf_p]=norm(st2p, inf)
```