

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
КАФЕДРА АЕРОКОСМІЧНИХ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач випускової кафедри

“ _____ ” _____ 2020 р.

ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА
ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 151 «АВТОМАТИЗАЦІЯ ТА КОМП'ЮТЕРНО-
ІНТЕГРОВАНІ ТЕХНОЛОГІЇ»**

Тема: Робастна оптимізація системи управління аерозондом з використанням фільтра пониженого порядку

Виконавець: студентка Богоцька Єлизавета Вячеславівна

Керівник: к.т.ню, доцент кафедри, доцент Галагуз Тетяна Анатоліївна

Нормоконтролер:

(підпис)

Дивнич М.П.

(П.І.Б.)

Київ 2020

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет _____ АЕТ

Кафедра _аерокосмічних систем управління_____

Напря́м (спеціальність) 6.050201 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»

(шифр, найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Тачиніна О.М.

«_____» _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

Ім'я студента: _____ Богоцька Єлизавета Вячеславівна

1. Тема дипломної роботи: Робастна оптимізація системи управління аерозондом з використанням фільтра пониженого порядку.

затверджена наказом ректора від «08» жовтня 2020 р. № 1944/ст.

2. Термін виконання роботи: з 5 жовтня 2020 р. по 27 грудня 2020 р.

3. Вихідні дані до роботи: Матриці простору стану повздовжнього руху БПЛА, аеродинамічні коефіцієнти БПЛА

4. Зміст пояснювальної записки: Розділ 1 БПЛА, як об'єкт автоматичного управління. Розділ 2 Структурно-параметричний синтез системи управління з використанням фільтр пониженого порядку. Розділ 3 Застосування методики робастної оптимізації для отримання закону управління БПЛА

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: схема моделювання руху, результати моделювання повздовжнього руху літака

6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Підпис керівника
1	Огляд літератури	15.09.20 - 27.09.20	
2	Особливості малого БПЛА як об'єкта дослідження. Визначення проблеми	27.09.20 - 22.10.20	
3	Підготовка та оформлення 1-2 розділів дипломної роботи	22.10.20 - 05.11.20	
4	Робастна оптимізація системи управління боковим каналом БПЛА. Моделювання	05.11.20 - 24.11.20	
5	Оформлення пояснювальної записки. Висновки	24.11.20 - 01.12.20	

7. Дата видачі завдання: «_____» _____ 20____ р.

Керівник дипломної роботи _____

(підпис керівника)

Т. Галагуз
(П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____

(підпис випускника)

Є.Богоцька
(П.І.Б.)

АНОТАЦІЯ

Пояснювальна записка до дипломної роботи на тему: «Робастна оптимізація системи управління аерозондом з використанням фільтра пониженого порядку» містить в собі 63 сторінок, 9 ілюстрації, 5 таблиці, 2 додатки.

Ключові слова: система управління польотом, безпілотний літальний апарат, аерозонд, автопілот, структурно-параметричний синтез, робастна оптимізація, боковий рух, фільтр Люенбергера, модель стану простору.

Мета роботи: структурно – параметричний синтез системи управління БПЛА з попередньо заданою моделлю простору стану та робастизація отриманого оптимального результату. В роботі розглядається боковий рух літака.

Об’єкт дослідження: закони управління автопілоту БПЛА.

Предмет дослідження: методи відновлення параметрів фазового вектора та методи синтезу і робастизації систем управління для БПЛА.

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

Завдання, які були виконані в роботі:

1. Відновлення фазового вектора стану об’єкта з використання спостерігача пониженого порядку .
2. Синтез оптимального детермінованого регулятора.
3. Робастна оптимізація отриманого оптимального результату
4. Аналіз отриманих результатів на основі розрахованих показників якості та результатів моделювання.

ЗМІСТ

СПИСОК АБРЕВІАТУР.....	11
ВСТУП.....	12
РОЗДІЛ 1: БПЛА ЯК ОБ'ЄКТ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ.....	14
1.1. Застосування БПЛА.....	14
1.2. Класифікація БПЛА за експлуатаційними характеристиками.....	17
1.3. БПЛА як об'єкт управління.....	22
1.4. ААІ MQ-19 Aerosonde як об'єкт дослідження	25
1.5. Висновки.....	28
РОЗДІЛ 2: СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧНИЙ СИНТЕЗ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ З ВИКОРИСТАННЯМ ФІЛЬТРА ПОНИЖЕНОГО ПОРЯДКУ	29
2.1. Структурно-параметричний синтез дискретної системи.....	29
2.2. Алгоритм структурно-параметричного синтезу	32
2.3 Дискретний синтез фільтра Люенбергера.....	33
2.4 Синтез дискретного оптимального регулятора	36
2.5 Робастизація оптимального дискретної системи управління польотом.....	
2.6 Висновки.....	37
РОЗДІЛ 3: ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДУ СТРУКТУРНО- ПАРАМЕТРИЧНОГО СИНТЕЗУ ДЛЯ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ БПЛА.....	38
3.1. Структурно-параметричний синтез дискретної системи управління бічним каналом для БПЛА з використанням фільтра Люенбергера	38
3.2. Детермінований спостерігач пониженого порядку (фільтр Люенбергера)....	41
3.3. Оптимальний детермінований синтез контролера	42
3.4. З'єднання спостерігача пониженого порядку та оптимального детермінованого контролера.....	42
3.5. Робастна оптимізація системи управління.....	49

3.6. Висновки.....	53
РОЗДІЛ 4: ОХОРОНА ПРАЦІ.....	
4.1. Вступ.....	
4.2. Аналіз умов праці.....	
4.3. Аналіз шкідливих та небезпечних виробничих чинників. Технічні і організаційні заходи для зниження їх дії на робочому місці.....	
4.4. Розрахункова частина.....	
4.5. Пожежна та вибухова безпека.....	
4.6. Висновок.....	
РОЗДІЛ 5: ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА.....	
5.1. Шкідливі викиди повітряних суден.....	
5.2. Врегулювання проблеми екологічної небезпеки експлуатації повітряних суден.....	
5.3. Розрахунок викидів шкідливих речовин безпілотним літальним апаратом RQ-4A Global Hawk.....	
5.4. Висновки.....	
ВИСНОВКИ.....	55
ЛІТЕРАТУРА.....	56
ДОДАТОК А.....	59
ДОДАТОК В.....	64

СПИСОК АБРЕВІАТУР

БПЛА – безпілотний літальний апарат

СУЛ - схема управління літаком

ВЗП - вертикальний зліт і посадка

СЩП - спектральна щільність потужності

ФД - фільтр Драйдена

ФЛ- фільтр Люенбергера

АП – автоматизоване проектування

АПП- автоматизована програмна інженерія

ВСТУП

Протягом останніх років безпілотні літальні апарати довели, що вони відіграють значну роль у світі авіації. Стимулом для розвитку безпілотних літальних апаратів у всьому світі стала потреба у легких, відносно дешевих літаках з високою маневреністю, що здатні виконувати широкий спектр завдань. Безпілотні літальні апарати (БПЛА) успішно виконують цивільні завдання, і в той же час вони також успішно використовуються у військових операціях по всьому світу. БПЛА здатні виконувати різноманітні завдання в сільському господарстві, метеорології, екології, а також застосовуватися для нагляду на кордоні, шпигунства, навчальної стрільби та іншого. Отже, ця сфера викликала великий інтерес у наукової спільноти і спричинила розвитк галузі у напрямку підвищення гнучкості використання та точності БПЛА. Тому структурно-параметричний синтез системи управління БПЛА є важливим та актуальним завданням.

Системи управління, що використовуються для БПЛА, повинні забезпечувати відповідні експлуатаційні характеристики у залежності від його місії. Спочатку БПЛА управлялися дистанційно з землі, але сучасні безпілотні системи все частіше оснащуються автопілотом та бортовим комп'ютером, що дозволяє їм вирішувати дуже складні завдання в автономному режимі. Потреба в автономній експлуатації може виникнути у випадках, коли управління БПЛА із землі є складним, наприклад, через великі відстані, особливості місцевості, необхідність радіомовчання або навіть складність ліцензування радіочастот. Застосування автономних БПЛА також дозволяє уникнути необхідності багатогодинного ручного пілотування людиною за заздалегідь визначеним маршрутом - наприклад, у тих завданнях, кінцевою метою яких є аерофотозйомка віддаленого об'єкта. Системи автопілота, радіокеровані та складні системи управління, допомагають експлуатувати БПЛА під час місій. Однак експлуатаційні вимоги моделей літаків є менш складними, ніж вимоги до БПЛА, і, отже, використовуються радіокеровані системи без використання автопілота та інших складних інженерних систем.

Найбільш поширеним є динамічне управління польотом, що робить БПЛА повністю автономними або напівавтономними. Проектування таких систем є складним завданням і вимагає інженерних навичок. Як відомо, БПЛА під час польоту піддаються збуренням, які можуть бути зовнішніми через зміну атмосферних умов та внутрішніми, спричиненими зміною параметрів БПЛА під час польоту. Отже, закон управління, розроблений для номінальних параметрів польоту, може не спрацювати коли виникають порушення.

Для забезпечення конкурентоспроможності та ефективності використання автопілотів у малих БПЛА кількість встановлених доступних датчиків зменшується, і в цьому випадку не всі необхідні значення можна виміряти. А вимірювані можуть включати шуми. Це ускладнює синтез ефективної системи управління, і використання стандартних законів стає неможливим.

Намагаючись уникнути використання повільних і дорогих адаптивних систем, необхідність синтезу систем управління неминуча. Вони дозволяють підтримувати стабільність і контролювати якість у допустимих межах, при зміні параметрів об'єкта в широкому діапазоні.

Ця робота складається з трьох розділів.

У першому розділі розглядається БПЛА як об'єкт управління. Практична цінність використання літака розкрита більш докладно. Розділ містить класифікацію безпілотних літальних апаратів, обґрунтування вибору каналів управління, встановлення вимог до якості управління, представлення об'єкта дослідження.

У другому розділі подано огляд структурно-параметричного синтезу системи управління за допомогою спостерігача пониженого порядку. Описано алгоритм структурно-параметричного синтезу.

У третьому розділі показано застосування структурно-параметричного синтезу для системи управління БПЛА. Також враховуються результати моделювання в програмному середовищі Simulink.

РОЗДІЛ 1

БПЛА ЯК ОБ'ЄКТ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ

1.1. Застосування БПЛА

Так як безпілотні літальні апарати забезпечують перевагу над традиційними технологіями дистанційного зондування за рахунок меншого споживання енергії, меншого ризику для життя людей, простоті збору даних, зависанні та надвисокій просторовій роздільній здатності. Усі дослідження демонструють актуальність та унікальність безпілотників у цивільному, логістичному, сільському та оборонному секторах. На рис. 1.1. зображено потенційне застосування БПЛА у цивільному, екологічному та оборонному секторах.

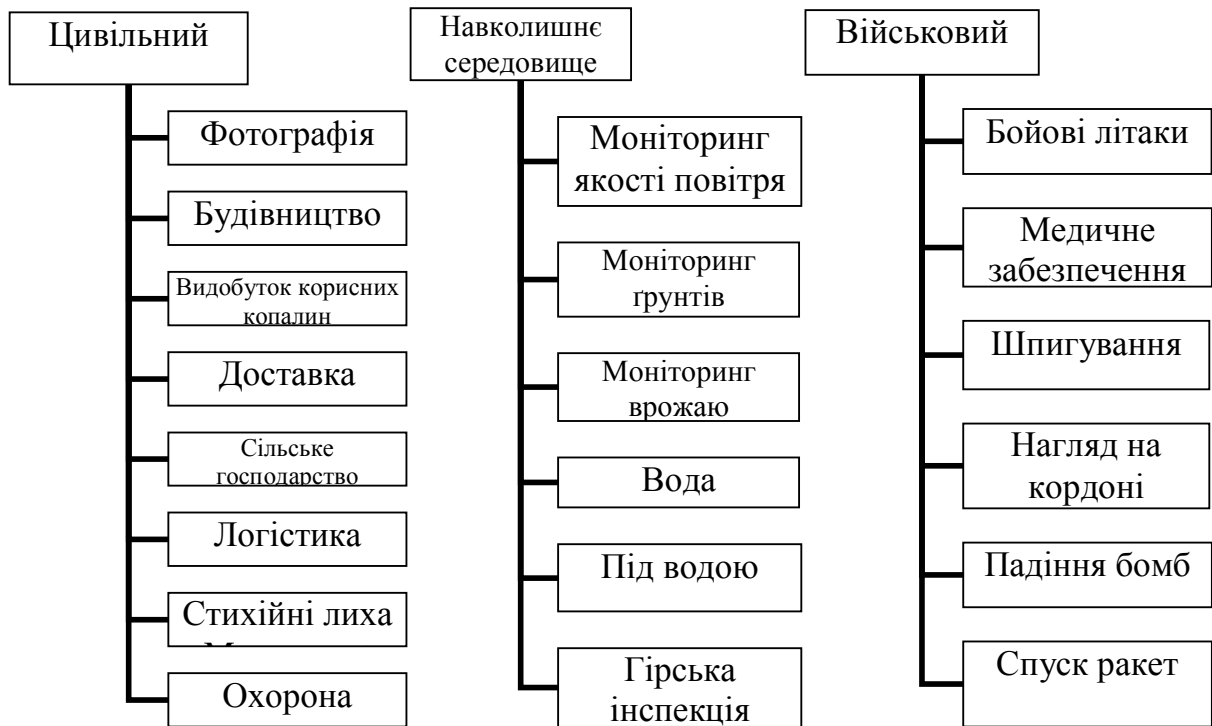


Рисунок. 1.1. Потенційне застосування БПЛА

<i>Aircraft Control Systems Department</i>				<i>NAU 19.01.20.000 EN</i>				
<i>Done</i>	<i>Bogotska E. V.</i>			<i>БПЛА як об'єкт автоматичного керування</i>		<i>Letter</i>	<i>Sheet</i>	<i>Sheets</i>
<i>Supervisor</i>	<i>Galaguz T.A.</i>							
<i>Advisor</i>	<i>Galaguz T.A.</i>							
<i>N.Control</i>	<i>Galaguz T.A.</i>							
<i>Head of Dep</i>	<i>Azarskov V.M.</i>							
						403	6.050201	

БПЛА для цивільної авіації

Безпілотні літальні апарати знаходять застосування у всіх комерційних галузях - від електроенергетичних компаній до залізничної галузі. Електричні компанії віддають перевагу безпілотникам для перевірки ліній високої напруги при підйомі та відключенні електроенергії [1], [2]. Залізничні компанії використовували безпілотники для моніторингу та інспекції несправностей колії в зонах обмеженого доступу. Уряд Індії планує тривимірне картографування залізничних коридорів і національних магістралей довжиною в тисячі кілометрів. «Amazon» надихнувся доставкою піци безпілотниками, протестував доставку посилок дронами, хоча очікується комерціалізація цього проекту. Безпілотники допомагають виконувати операції з пошуку зниклих людей під час лиха. Поліція Ченнаї в Індії, продемонструвала як можна виявити місцезнаходження людей у гірському масиві Донегал в Ірландії, та провела рятувальну операцію для 200 людей у зоні затоплення. Доставка медичного забезпечення за допомогою безпілотників виконується у багатьох країнах, зокрема США. Виробництво електроенергії за допомогою висотних та високошвидкісних безпілотників - ще одна область дослідження.

БПЛА у військовій справі

Значна частина розробки безпілотних літальних апаратів орієнтована на військову діяльність.

Різні вимоги до військових місій стали рушієм для розробки різних типів БПЛА.

З цієї причини часто буває корисно класифікувати БПЛА за їхніми цільовими можливостями.

БПЛА Roadmap 2002 виділяє наступні можливі категорії в залежності від місії:

- Розвідка, Спостереження, Ціль (ISTAR)
- Бойова (UCAV)
- Багатоцільова
- Вертикальний зліт і посадка (VTOL)
- Радар і передача зв'язку

· Повітряна досавка

США, Великобританія, Туреччина, Індія та Ізраїль - провідні країни у розробці та розміщенні військових безпілотників. У 2017 році спостерігалось прискорення розповсюдження військових, а також цивільних безпілотників, і було відзначено максимальну кількість ударів безпілотників США та Великобританії.

Нещодавно Індія розробила DRDO Lakshya, DRDO Aura, DRDO Rustom - систему середньої висоти довготривалості (MALE), яка використовується для отримання цілей, випуску ракет, скидання бомб та бойових завдань.

БПЛА у лісництві, риболовлі та охороні дикої природи

БПЛА долає розрив супутникових знімків спричинений доступністю та хмарним покриттям, виконуючи різні завдання, такі як вимірювання висоти, відстеження лісових тварин, підтримка в охороні лісів, виявлення та запобігання лісових пожеж, обстеження лісів та їх картографування. Визначення та моніторинг цілеспрямованих лісових пожеж за допомогою дистанційно керованих БПЛА з тепловими та гіперспектральними датчиками на борту. Браконьєрство тварин та несприятливі кліматичні умови руйнівні впливають на живу природу. БПЛА, обладнані [4] тепловими датчиками та супутниками, використовують для моніторингу, мічення та підрахунку тварин, що допомагає стримувати браконьєрство та зберегти дику природу.

БПЛА в сільському господарстві

Єдина мета точного землеробства полягає у застосуванні оптимального обсягу вкладених речовин у потрібний час і в місце для отримання кращих продуктів. Типовими практиками точного землеробства є збір даних та картографування змінності сільськогосподарських угідь, аналіз даних, прийняття управлінських рішень на основі результатів, отриманих в результаті аналізу, та остаточно контрольоване застосування, таке як обприскування пестицидами та добрива. Сільське господарство широко прийняло мистецтво дистанційного зондування з використанням традиційних супутникових та повітряних платформ. Потужність супутника для моніторингу рослинності залежить від просторової, часової та спектральної роздільної здатності датчиків

на борту, таких як MODIS, OLI та AVHRR. У 2013 році бортом Landsat 8, що був оснащений Operational Land Imager (OLI) з тимчасовою роздільною здатністю 30 м, було надано зображення з просторовою роздільною здатністю 30 метрів і 15 метрів для панхроматики в 11 діапазонах від 435 нм до 12510 нм. Значний обсяг дослідницьких робіт був проведений у галузі точного землеробства з використанням супутникового дистанційного зондування, і результати є прийнятними. Дослідницька робота, що включає зміну врожайності пшениці внаслідок зміни клімату, картографування зрошуваних площ за допомогою аналізу часових рядів AVHRR, оцінку врожаю сільськогосподарських культур, управління водною напругою сільськогосподарських культур, класифікацію та моніторинг лісового покриву, вплинула на сільське господарство Індії та світу з точки зору аналізу продуктивності та управління сільським господарством. Однак цей прийом дещо обмежується грубим допуском та хмарним покриттям. Пізніше UAS представив дешевшу альтернативу забезпеченню зображень з високою роздільною здатністю [5].

Microdrone MD4-200 використовувався із командною цифровою CMOS-камерою ADC lite з роздільною здатністю зображення 1200x1024 пікселів для оцінки азоту та надземної біомаси сої, люцерни та кукурудзи. Він захоплював зображення земель сільськогосподарського призначення за допомогою безпілотного літального апарату на базі вертольота в тепловій смузі з роздільною здатністю 40 нм та спектральним діапазоном 400-800 нм з роздільною здатністю 20 нм за допомогою теплової та мультиспектральної камер для встановлення цільових біофізичних параметрів. Також дрон використовувався дрон разом з мультиспектральними та тепловими датчиками для окреслення просторової мінливості води в комерційному винограднику, підтримуваному дощем [6].

1.2. Класифікація БПЛА за експлуатаційними характеристиками

БПЛА можна класифікувати за великою кількістю експлуатаційних характеристик. Такі аспекти, як вага, витривалість, дальність польоту, швидкість та навантаження на крило є важливими специфікаціями, які

відрізняють різні типи БПЛА та створюють корисні класифікаційні системи. Проліт крила та максимальна висота - це також особливості, які можна розглянути для порівняння та класифікації БПЛА. Далі також буде розглянуто розроблений тип двигуна та максимальна потужність, а також представлена класифікація на основі цих параметрів. Усі БПЛА, розглянуті у цьому звіті, представлені в наступній таблиці, яка відображає всі характеристики експлуатації, згадані вище. Цю таблицю можна використовувати як посилання для пошуку конкретних значень продуктивності для будь-якого БПЛА.

Класифікація за експлуатаційними характеристиками корисна для конструкторів, виробників та потенційних клієнтів, оскільки дозволяє цим групам відповідати своїм потребам за аспектами експлуатаційних характеристик БПЛА.

Важливі характеристики роботи:

- 1) Вага.
- 2) Витривалість і запас ходу.
- 3) Максимальна висота.
- 4) Завантаження крила.
- 5) Тип двигуна.
- 6) Навантаження потужності / тяги.

В Таблиці 1.1. Ви можете бачити приклади БПЛА для деяких експлуатаційних характеристик [7].

Вага kg	Витривалість і запас ходу, hrs	Максимальна висота, ft	Радіус місії, km	Представницькі платформи
< 5	< 1	< 400	5	Black Widow, Raven
5 - 25	2 - 8	< 3000	25	Aerosonde, Scan Eagle, Puma
25 - 150	4 - 12	< 5000	50	Manta B
150 - 600	8 - 14	< 10,000	200-500	SIERRA, Viking 400, TigerShark
>600	>20	<18,000	1000	Ikhana (Predator B)
>600	>24	>18,000	5000	Global Hawk

Таблиця 1.1. Приклади БПЛА для деяких експлуатаційних характеристик

Класифікація за вагою

БПЛА охоплюють широкий діапазон ваги, починаючи від мікро-БПЛА, які важать лише кілька фунтів, аж до масивного Global Hawk (рівень III), який важить понад 11 тонн. Є лише декілька БПЛА, які важать більше двох тонів, і більшість БПЛА досить легкі.

При вивченні наступних графіків пропонується чотири класифікації для розрізнення БПЛА за вагою.

По-перше, БПЛА "надважкої ваги", які мають злітну вагу понад 2 тони. Ця класифікація включатиме X-45, Darkstar, Predator B та Global Hawk.

Наступною класифікацією буде БПЛА з "великою вагою", тобто БПЛА з вагою від 200 до 2000 кг. Класифікація „важкої ваги” включала б усі БПЛА між Outrider і Fire Scout.

Третьою класифікацією буде БПЛА середньої ваги, що включає ваги від 50 кг до 200 кг. Сюди входить Raven аж до Phoenix. Інша класифікація - це «легкі» БПЛА, які становлять від 5 до 50 кг.

Нарешті, існує класифікація мікро БПЛА (МБПЛА) для БПЛА вагою до 5 кг. Це включало Dragon Eye, FPASS, Pointer та SilentEyes. Багато інших експлуатаційних характеристик пов'язані з вагою БПЛА. Наприклад, для збільшення ваги знадобиться більше підйому та тяги, тому розмах крил збільшиться, а тип обраної електростанції буде відрізнятися. Легкі БПЛА використовують переважно електричні двигуни, тоді як надважкі ваги зазвичай використовують турбореактивні або турбовентиляторні двигуни.

Класифікація за витривалістю та дальністю

Іншим корисним методом класифікації БПЛА є їх класифікація за витривалістю та дальністю дії. Ці два параметри зазвичай взаємопов'язані, оскільки, очевидно, чим довше БПЛА може бути в повітрі, тим більшим буде його радіус роботи. Важливо враховувати дальність та витривалість, оскільки це дозволяє конструктору БПЛА визначити тип БПЛА, який залежить від того, наскільки далеко від цілі місії знаходиться місце старту. Також він визначає, наскільки регулярно потрібна дозаправка, і впливає на те, скільки часу можна

проводити з БПЛА, виконуючи своє завдання, і скільки часу йому потрібно проводити заземленим.

Запропоновано три класифікації, і це: довга, середня та коротка витривалість.

БПЛА з тривалою витривалістю - це ті, які можуть залишатися в повітрі протягом 24 годин і більше. Дальність дії цих БПЛА також висока, починаючи від 1500 км і до 22000 км для Global Hawk.

БПЛА середньої витривалості - це ті, що витримують від 5 до 24 годин. Сюди входить Shadow 600 до Predator. Це найпоширеніший тип БПЛА.

Третій клас - це БПЛА з низькою витривалістю, які мають витривалість менше 5 годин. Вони використовуються для короткочасних місій, таких як "перегляд наступного пагорба", що є більш безпечним методом розвідки, ніж відправлення військ на незнайому територію.

Класифікація за максимальною висотою

Максимальна експлуатаційна висота є ще одним показником ефективності, за яким можна класифікувати БПЛА. Деякі БПЛА у військових ситуаціях вимагають низької видимості, щоб уникнути виявлення та знищення ворогом, тому велика висота є важливою вимогою. Також для візуалізації та розвідки потрібна велика висота, щоб отримати зображення максимального обсягу місцевості.

Для розділення БПЛА на максимальну висоту пропонується класифікація на малу, середню та велику висоту.

Мала висота - це будь-який БПЛА, який летить до 1000 м. Ці БПЛА є мікро-БПЛА і включають FPASS, Pointer та Dragon Eye. На цьому етапі ці БПЛА мало використовуються, і вони є переважно експериментальними.

Середня висота - це категорія БПЛА з максимальною висотою від 1000 до 10000 метрів. Більшість БПЛА відносяться до цієї категорії.

Велика висота - це всі БПЛА, які можуть пролетіти більше 10000 метрів. Сюди входять X-45, Predator B, Darkstar і Global Hawk. Існує занепокоєння, що ці БПЛА можуть перешкоджати комерційним та військовим пілотуванням

літакам, і високотехнологічні системи запобігання зіткненням розробляються та інтегруються в ці БПЛА, які літають в населеному повітряному просторі.

Класифікація за навантаженням крила

Іншим корисним способом класифікації БПЛА є використання їх здатності навантажувати крила. Для розрахунку навантаження на крило БПЛА загальну масу БПЛА ділили на площу крила.

Для БПЛА розглянемо значення навантаження на крило від 5,34 кг / м² для відносно невеликого Dragon Eye до 211,84 кг / м² для високотехнологічного X-50.

Отже, для класифікації цих БПЛА з використанням їх значень навантаження на крило було створено три класи.

БПЛА, які мають навантаження на крило понад 100 кг / м², класифікуються як високонавантажені.

Для БПЛА, які мають крило навантаження менше 100 кг / м², але більше 50 кг / м², вони будуть класифіковані як середні навантаження.

Тоді як інші БПЛА з криловим навантаженням менше 50 кг / м² будуть класифіковані як низькі навантаження.

Класифікація за типом двигуна

Оскільки БПЛА використовуються для різних завдань, їм потрібні різні двигуни для виконання цих завдань.

Деякі з різних типів двигунів, що зустрічаються в БПЛА, - це турбовентилятори, двотактні, поршневі, поворотні, турбогвинтові, штовхаючі та тягнучі, електричні та гвинтові. Серед цих типів двигунів електричні та поршневі є найпоширенішими двигунами, що використовуються в БПЛА, розглянутих у цьому проекті.

Оскільки у більшості авіаційних застосувань із збільшенням ваги літака збільшується і розмір двигуна, було встановлено, що це однаково з БПЛА.

Легші, менші БПЛА, як правило, використовували електродвигуни, тоді як більш важкі, готові до бою БПЛА, як правило, використовують поршневі двигуни.

Інші класифікації БПЛА, на які впливає тип двигуна БПЛА, - це витривалість та запас ходу. Правильно підібраний двигун збільшить витривалість і дальність дії БПЛА.

1.3. БПЛА як об'єкт управління

Під час управління рухом літака виникають аеродинамічні сили та моменти. В якості регулюючого фактора, що дозволяє впливати на літак, щоб контролювати його рух, використовуються кути відхилення тангажу, похибки, крену та тяги двигуна.

БПЛА як об'єкт управління є складною динамічною системою завдяки наявності великої кількості пов'язаних параметрів та складних перехресних взаємодій між ними.

Складний рух часто розбивають на найпростіші типи: кутові рухи та рухи центру маси, поздовжні та поперечні рухи. Елементи керування, які створюють елементи керування, можна розділити на дві групи:

- поздовжні органи управління, що забезпечують рух у поздовжній площині;
- контролювання бічних рухів, забезпечують необхідні зміни характеру кутів тангажу, крену та тяги.

Такий розподіл засобів управління є умовним, оскільки можна запровадити режими польотів, при яких управління має перехресний вплив на інші рухи. Водночас такий підхід дає змогу виділити основні функції конкретних органів та каналів управління та самостійно вирішити багато відносно простих і практичних завдань.

Для забезпечення повної автоматизації управління польотом потрібні чотири канали управління:

- канал управління двигуном (тяги);
- канал управління тангажу;
- канал управління креном;
- канал управління ристання.

Канал управління двигуном здійснює управління тягою відповідно до заданої програми польоту.

Наступні три канали управління забезпечують необхідне кутове положення апарату в просторі [8].

Інформація про рух БПЛА надходить у відповідні канали, де на рулях, елеронах та важелях управління двигуном формуються команди, які забезпечують задане управління польотом. Стабільне управління польотом неможливе без створення автоматичної системи управління належної якості.

Система управління літаком служить для забезпечення польоту по заданій траєкторії шляхом створення необхідних аеродинамічних сил та моментів на крилі та хвості.

Можливі три типи систем управління - ручні, напіваавтоматичні та автоматичні.

У системі ручного управління пілот-оператор, оцінюючи ситуацію, забезпечує генерацію імпульсів управління та, використовуючи командні важелі, відхиляє рульові поверхні через панелі управління, утримуючи їх у бажаному положенні.

У напіваавтоматичній системі керуючі сигнали пілота-оператора трансформуються та посилюються різними видами автоматів та підсилювачів, забезпечуючи оптимальну стійкість та керованість характеристик літака.

Автоматичні системи забезпечують повну автоматизацію окремих фаз польоту, звільняючи пілота-оператора від безпосередньої участі в управлінні літаком.

У процесі управління кутом або висотою польоту літака в автоматичній системі бажані кути або висота надходять на вхід регулятора, а вихідні змінні регулятора відхилятимуть кути елеронів уздовж крену, рискання, тангажу.

Вимоги до системи управління:

- мінімальний час перехідного процесу,
- відсутність перевищення (апериодичний процес).

Необхідно, щоб система управління забезпечувала задані параметри процесу переходу.

Поставлене в цій дипломній роботі завдання вимагає вивчення таких питань:

- Обґрунтування математичного опису об'єкта управління.
- Побудова імітаційної моделі.
- Вивчення динаміки моделі.
- Впровадження законів управління об'єктами управління.

Завданням синтезу льотної системи є вибір структури та параметрів каналів управління, що забезпечують досягнення заданої якості управління польотом, виходячи з динамічних властивостей.

Невід'ємною частиною автоматичних систем управління рухом БПЛА є виконавчі механізми. Включення математичних моделей цих пристроїв до об'єкта управління дозволяє враховувати їх динамічні та статичні властивості.

Виконавчі механізми рулевих органів вибираються з умови, що їх навантажувальні характеристики забезпечують необхідну динаміку процесів управління, іншими словами, вони повинні забезпечувати рух із заданою швидкістю рулевого органу, навантаженого зовнішніми силами або зовнішніми моментами.

На рис. 1.2. спрощена схема управління каналом управління та тангажем двигуна. U_1 та U_2 позначають відповідно стан руху виконавчих механізмів, які є вхідними сигналами окремих каналів управління. На схемі також показано перехресне опромінення каналів управління. На основі отриманих даних контрольні регулюючі дії на літальний апарат надсилаються від ACS через вектори δ_1 та δ_2 [9].

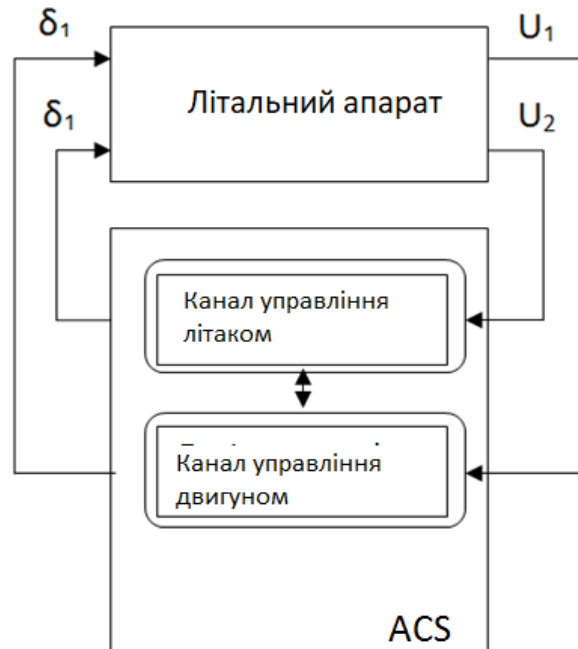


Рисунок. 1.2. Функціональна схема автоматичного управління польотом

1.4. AAI MQ-19 Aerosonde як об'єкт дослідження

AAI MQ-19 Aerosonde це невеликий роботизований БПЛА, призначений для збору даних про погоду, включаючи вимірювання температури, атмосферного тиску, вологості та вітру над океанами та віддаленими районами.

Концепція аерозонда

Ідея «Аерозонда» розпочалася у 1991 році як відповідь на хронічну нестачу даних про погоду над океанами [10]. Хоча супутники генерують багато корисної інформації, синоптики та їх чисельні моделі вирішальним чином залежать від даних, які супутники не можуть забезпечити: зондування температури, тиску, вологості та вітру з поверхні на велику висоту. Для зондування метеорологи використовують радіохлонні повітряні кулі або парашутні дронсони. Самі звуки легкі і дешеві - коштують менше 100 доларів США і важать лише десятки грамів, - але кораблі та літаки, необхідні для їх

запуску в море, великі і дуже дорогі. Отже, метеорологічні служби не можуть дозволити собі збирати багато інформації в офшорах. У 1991 році з огляду на мініатюризацію необхідних компонентів (включаючи особливо нові приймачі Глобальної системи позиціонування) було б можливо розробити мініатюрний літальний апарат великої дальності, який сам був би звуковим інструментом. Такий аерозонд може бути не дорожчим за аеростат на основі ціни за зондування, але він зможе дістатись майже в будь-яку точку океанів або віддалених земель. Тоді було б значне покращення в глобальному прогнозуванні погоди. Ідею з особливим ентузіазмом підхопили Грег Холланд з Австралійського бюро метеорології та Роберт Аббі з Управління морських досліджень США. Вони разом почали, спочатку повільно, розробляти концепцію та філософію розвитку. З самого початку було досить очевидно, що достатньо інженерних зусиль дасть відповідний літак. Однак більша невизначеність оточувала спосіб використання літака. Це зробило їх роботу дещо іншою, ніж робота, скажімо, Boeing чи Airbus у розробці нового авіалайнера. Для авіалайнерів "система для використання" - авіакомпанії, пасажери, аеропорти, нормативні стандарти, контроль повітряного руху тощо - добре встановлена, а економіка добре зрозуміла. Отже, зусилля з розробки можуть сконцентруватися на техніці, а рутинне обслуговування може розпочатися, як тільки інженерія закінчиться. Але для «Аерозондів» єдиною добре встановленою була потреба. Окрім цього, ідея рутинних операцій на великі відстані крихітними автономними літаками була абсолютно новою і підняла всілякі нові проблеми. Як літак без пілота міг уникнути іншого руху? Як правила можуть обмежувати, куди і як вони могли літати? Якими б були їх експлуатаційні витрати на практиці? Чи фінансують їх метеорологічні служби? Які маршрути були б найкращими? Для вирішення цих питань ми побачили, що літальний апарат та використовувану систему потрібно розробляти паралельно. Це вимагало серії польових випробувань, які поступово розширювались у бік рутинних операцій.

Проектування та розробка

21 серпня 1998 року Аерозонда 1 фази після стародавнього латвійського божества щастя здійснила політ над Атлантичним океаном на 3231 милі (3270 км). Це було перше перетинання Атлантичного океану БПЛА; на той час це був також найменший літак, який коли-небудь перетнув Атлантику (найменший рекорд літака згодом був побитий БПЛА Spirit of Butts Farm). Спустившись з багажника на даху автомобіля, що рухався, через відсутність ходової частини, Лайма вилетіла з Ньюфаундленду, Канада, на Бенбекулу, острів біля узбережжя Шотландії, за 26 годин 45 хвилин в штормову погоду, використовуючи приблизно 1,5 галона США (1,25 імперських галона) або 5,7 літра) бензину (бензину). За винятком зльоту та посадки, політ був автономним, без зовнішнього контролю, на висоті 5500 футів (1680 метрів). Аерозонди також були першими безпілотними літаками, які проникли в тропічні циклони, з початковою місією в 2001 році, а потім проникненням очей у 2005 році.

Аерозонда була зайнята в SOCOM та Командуванні ВМС США (NAVAIR) під позначенням MQ-19 (рис. 1.3.) Згідно договорів про надання послуг. Типова система складається з чотирьох повітряних транспортних засобів та двох наземних станцій управління, які розміщені в наметах або спеціально підходять для більшості транспортних засобів. Система може також включати віддалені відеотермінали для індивідуальних користувачів, щоб підняти нові навігаційні пункти навігації та команди датчиків, а також отримувати зображення та відео датчика з автомобіля з міцного планшетного пристрою. Спочатку Aerosonde страждав від проблем із надійністю двигуна, але Textron каже, що вирішив ці проблеми.

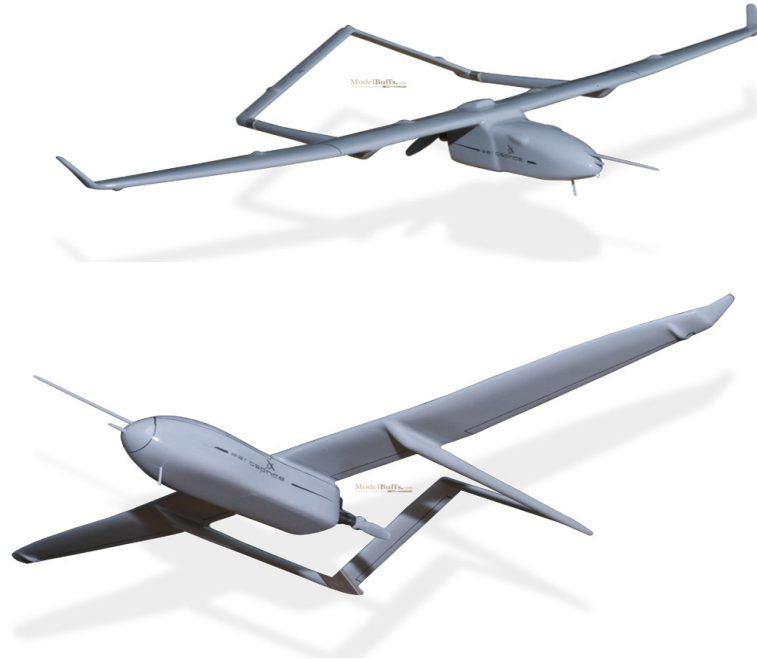


Рисунок 1.3. AAI MQ-19 Aerosonde

Загальна характеристика:

Екіпаж: з дистанційним управлінням

Довжина: 5 футів 8 дюймів (1,7 m)

Розмах крил: 9 футів 8 дюймів (2,9 m)

Висота: 0,60 m

Площа крила: 0,57 m²

Вантажопідйомність: 13,1 кг

Максимальний зліт: 13,1 кг

Електростанція: модифікований авіаційний двигун Erua R120, 1,74 к.с.
(1280 Вт)

Багатопаливна електростанція Lycoming E1-005

Продуктивність:

Максимальна швидкість: 72 км / год

Дальність: 150 км

Службова стеля: 15000 футів (4500 м)

Швидкість підйому: фут / хв (м / хв)

Навантаження на крило: 23 кг / м²

Потужність / маса: 0,06 к.с. / фунт (98 Вт / кг)

1.5. Висновки

В Розділі 1 було сказано наступне:

- застосування БПЛА;
- БПЛА як об'єкт управління;
- класифікація БПЛА за п'ятьма категоріями;
- основні характеристики AAI MQ-19 Aerosonde як об'єкта управління; його загальна характеристика та продуктивність.

РОЗДІЛ 2

СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧНИЙ СИНТЕЗ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ З ВИКОРИСТАННЯМ ФІЛЬТРА ПОНИЖЕНОГО ПОРЯДКУ

2.1. Структурно-параметричний синтез дискретної системи

З широким впровадженням персональних комп'ютерів, із придбанням обчислювальної потужності, порівнянної з потужністю суперкомп'ютерів недавнього минулого, відкривається можливість створення практичних методів структурно-параметричного синтезу різних пристроїв.

Структурно-параметричний синтез - це процес, за допомогою якого визначається структура об'єкта та знаходять значення параметрів складових елементів, щоб виконувалися умови завдання синтезу (технічна специфікація). Якщо одночасно синтезований об'єкт отримується оптимальним за будь-яким критерієм, то синтез є оптимальним. (fig 2.1.)

<i>Aircraft Control Systems Department</i>				<i>NAU 19.01.20.000 EN</i>			
<i>Done</i>	<i>Bogotska E. V.</i>			<i>Структурно-параметричний синтез системи управління з використанням фільтра пониженого порядку</i>	<i>Letter</i>	<i>Sheet</i>	<i>Sheets</i>
<i>Supervisor</i>	<i>Galaguz T.A.</i>						
<i>Advisor</i>	<i>Galaguz T.A.</i>						
<i>N.Control</i>	<i>Galaguz T.A.</i>						
<i>Head of Dep</i>	<i>Azarskov V.M.</i>						
					403	6.050201	



Рисунок 2.1. Структурно-параметричний синтез та інші дисципліни

Як відомо, процес синтезу, проведений методами пошуку, поділяється на три етапи: завдання основної функції, створення математичної моделі та вибір алгоритму синтезу. Розглянемо кожен із цих кроків і порівняємо вимоги.

При параметричній оптимізації змінюються лише параметри елементів, що складають структуру спроектованого пристрою, тоді як сама структура залишається незмінною. При структурно-параметричній оптимізації змінюються як параметри, так і структура пристрою, і, отже, цільова функція для кожної структури буде унікальною, і буде необхідний алгоритм її автоматичного формування. Але оскільки, складаючи цільові функції, система рівнянь, яка є математичною моделлю спроектованого пристрою, цільова функція для структурно-параметричного синтезу буде відрізнятися способом визначення обмежень на набір структур, які повинні забезпечувати відповідність обрана структура завдання. Такі обмеження можуть бути введені за допомогою різноманітних альтернатив або морфологічного набору, за яким здійснюється пошук, а потім вони можуть бути віднесені до моделей до алгоритмів структурного синтезу. Крім того, синтез структур може вимагати додаткової цільової функції, яка відображає структурні властивості проектного об'єкта, які можуть мати якісний характер, вказуючи на те, що обрана структура більш-менш відповідає технічному завданням специфікації.

Слід підкреслити, що під час структурно-параметричного синтезу розробник отримує більше свободи у створенні цільової функції, що є формалізованим завданням для синтезу. Таким чином, при параметричному синтезі застосування обмежень за критеріями обмежується тим фактом, що при заданій структурі спроектованого пристрою сукупне виконання обмежень може бути недосяжним. При структурно-параметричному синтезі ця проблема відсутня і, якщо алгоритм розроблений правильно, технічне завдання є правильним, а морфологічний набір містить структуру, для якої ці обмеження виконуються. Отже, з великою ймовірністю буде знайдено рішення, що задовольняє умовам технічного завдання [11].

Моделі, що використовуються в параметричному та структурно-параметричному синтезі, принципово відрізняються (Таблиця 2.1.).

Параметричний синтез	Структурно-параметричний синтез
Структура моделі фіксована і не змінюється під час синтезу.	Структура моделі невідома заздалегідь, і модель генерується автоматично.
Змінюються лише параметри. Пошук виконується в просторі параметрів.	Змінюються як структура, так і параметри.
Розмір вектора параметрів є фіксованим.	Розмір вектора параметра невідомий заздалегідь і може бути визначений лише після визначення структури.

Таблиця 2.1. Порівняння моделей параметричного та структурно-параметричного синтезу

Під час параметричної оптимізації проектуваного пристрою пошук здійснюється в просторі параметрів його елементів, отже, в моделі змінюються лише параметри цих елементів, що складають структуру проектного пристрою, а сама структура залишається незмінною під час процесу оптимізації. У разі структурно-параметричного синтезу пошук виконується в просторі як структур, так і значень елементів цих структур. Тому необхідно моделювати не один пристрій, а весь клас проєктованих приладів. Назвемо цю модель

універсальною моделлю. Більше того, універсальна модель передбачає обмеження набору конструкцій, на яких організований пошук технічного рішення [12].

2.2 Алгоритм структурно-параметричного синтезу

Основна проблема синтезу контролерів принципово специфічна при застосуванні до побудови систем автоматичного управління динамічними установками з розподіленими параметрами, моделі яких описують широкий спектр керованих процесів різної фізичної природи. Порівняно з установками з фіксованими параметрами, особливості, що виникають тут, зумовлені в першу чергу тим, що для формування відповідних алгоритмів управління необхідно використовувати сигнали зворотного зв'язку щодо розподіленого в просторі виходу установки з розподіленими параметрами; а синтезовану структуру систем автоматичного управління важко реалізувати через труднощі при проектуванні необхідних вимірювальних, спостережних та контрольних приладів. Існує найпростіший спосіб вирішення проблем синтезу систем автоматичного управління площини з розподіленими параметрами, що є досить поширеним на практиці [13], [14].

Екзогенним збуренням є турбулентний вітер, який можна описати в більшості практичних випадків за допомогою спектральної моделі Драйдена, представленій спектральними щільностями потужності (PSD) компонентів вектора турбулентного вітру. Тому моделлю екзогенних збурень є «кольоровий шум»; тим часом шуми датчиків білі. У цьому випадку необхідно включити опис простору станів формувального фільтра Драйдена (схема формувального фільтра представлена на рис. 2.2.) В модель динамічної системи, збільшуючи тим самим розмірність її моделі та вимірювання більшості записів вектора космічного вектора.

Оскільки на деякому практичному рівні можливості бортового комп'ютера або аналогового контролера суттєво обмежені, було докладено певних зусиль для застосування найпростіших відомих аналогових та цифрових систем управління. Але подальший розвиток БПЛА та його обладнання вимагає

збільшення індексу продуктивності системи управління поряд із збереженням її надійності на прийнятному рівні.

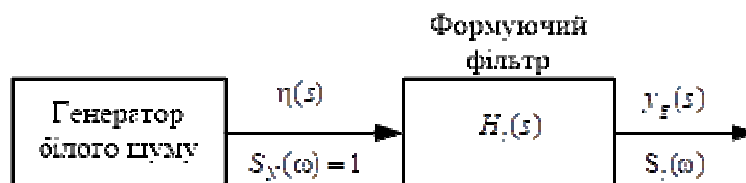


Рисунок 2.2. Блок-схема формуючого фільтру

Формуючий фільтр використовується для розрахунку критеріїв продуктивності лише для стохастичного випадку, які ми використовуємо в нашому моделюванні.

Структурно-параметричний синтез системи управління складається з трьох етапів:

1. Синтез оцінювача пониженого порядку.
2. Синтез оптимального регулятора.
3. Моделювання системи із замкнутим циклом

На першому етапі синтезу системи оптимального управління виконується відновлення повного вектора стану системи.

Для проектування спостерігачів доступні дві основні техніки:

- використовувати спостерігач повного порядку і отримати спостерігач такого ж розміру як і вихідна система.
- використовувати інформацію про деякі змінні простору станів, доступні через вихідне алгебраїчне рівняння, так що спостерігач зменшеного порядку будується лише для оцінки змінних простору станів, які безпосередньо не можна отримати із системних вимірювань.

2.3 Дискретний синтез фільтра Луюенбергера

Для доведення ефективності цього методу в якості прикладу використовується бічний канал БПЛА Aerosonde у координатному повороті. У цій роботі розроблений розширений підхід при контролі бічного руху [17], [18].

Оптимальний синтез контролера може бути здійснений здебільшого лише для систем із повномасштабними векторними вимірами простору станів. В іншому випадку повний вектор простору стану повинен бути відновлений. Для цього можна використовувати стохастичний оптимальний спостерігач (фільтр Калмана). Але це вдвічі збільшує порядок контролю закону. Тому доцільно розглянути альтернативу, відновити повний вектор системи за допомогою спостерігача пониженого порядку (спостерігач Люенбергера).

Структура спостерігачів повного порядку має надмірність: вона виробляє оцінки всіх змінних стану, навіть включаючи навіть ті, що вимірюються, а точніше включаються у вектор вихідних змінних. У зв'язку з цим Люенбергер запропонував спостерігача зі зменшеним штатом (пониженого розміру). Це дозволяє оцінювати лише ті змінні стану, які не вимірюються. Порядок такого спостерігача менший за порядок спостерігача повного порядку на кількість вимірюваних результатів.

Значний вплив на якість та ефективність такої системи управління має вибір власних значень спостерігачів пониженого порядку. Для спрощення цієї процедури пропонується зробити вибір для безперервної системи. Синтезований спостерігач перейшов у дискретну форму.

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

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu}, \\ \mathbf{y} &= \mathbf{Cx} + \mathbf{Du},\end{aligned}\tag{2.1}$$

де \mathbf{x} – вектор стану системи, що має розмірність $(n \times 1)$, матриця \mathbf{A} розміром $(n \times n)$ визначає стан системи, \mathbf{u} – вектор управління має розмірність $(m \times 1)$, матриця управління \mathbf{B} - має розмір $(n \times m)$, \mathbf{y} – вектор вимірювань $(l \times 1)$, матриця вимірювань \mathbf{C} має розмір $(l \times n)$, і нарешті матриця \mathbf{D} безпосередньої передачі управління з входу на вихід має розмірність $(l \times m)$.

Необхідно відмітити, що опис (2.1) включає також і модель виконавчого механізму, тобто вираз (2.1) описує послідовне з'єднання виконавчого механізму з об'єктом.

Оскільки кількість вимірювань менша за кількість фазових координат, то необхідно визначити такий оператор (оптимальний фільтр), що мінімізує норму похибки $\varepsilon = x - \hat{x}$. Виберемо змінну так, щоб вона точно являлася вимірюваннями змінних, що не спостерігаються $p = C'x$, де C' матриця змінних, що необхідно відновити. Тоді із співвідношення:

$$\begin{aligned} y &= Cx; \\ p &= C'x, \end{aligned} \quad (2.2)$$

слідуює, що повний стан системи x описується виразом

$$x(t) = \begin{bmatrix} C \\ C_1 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} y(t) \\ p(t) \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

Оскільки вектор $p(t)$ невідомий, ми побудуємо спостерігача, щоб оцінити його.

Зручно записати

$$\begin{bmatrix} C \\ C_1 \end{bmatrix}^{-1} = [L_1 \ L_2] \quad (2.4)$$

так що

$$x(t) = L_1 y(t) + L_2 p(t) \quad (2.5)$$

Змінну $p(t)$ можна знайти, враховуючи, що вектор p задовольняє такому диференційному рівнянню

$$\dot{p} = C_1 \dot{x} = C_1 A x + C_1 B u = C_1 A L_2 p + C_1 A L_1 y + C_1 B u \quad (2.6)$$

причому $y(t)$ в цьому рівнянні – змінна управління.

Щоб отримати спостерігач пониженого порядку без визначення похідних по y (що необхідно для отримання додаткової інформації про $p(t)$), припустимо

$$\hat{q} = p - K_1 y \quad (2.7)$$

Використовуючи рівняння (2.6) і (2.7), знайдемо, що $q(t)$ задовольняє диференційному рівнянню:

$$q(t) = [C'AL_2 - KAL_2]q(t) + [C'AL_2K + C'AL_1 - KCAL_1 - KCAL_1K]y(t) + [C'B - KCB]u(t) \quad (2.8)$$

Тоді відновлений стан системи x визначається через $\dot{q}(t)$ за допомогою виразу:

$$x = L_2 q + (L_1 + L_2 K)y \quad (2.9)$$

Рівняння (2.6) і (2.9) описують спостерігач пониженого порядку. Для перетворення неперервного спостерігача в дискретне припустимо, що

$$x \approx \frac{x_n - x_{n-1}}{T} \quad (2.10)$$

де T час вибірки.

2.4 Синтез дискретного оптимального регулятора

Після того, як ми відновили вектор стану, ми можемо синтезувати закон управління (в якому пропонується відомий повний вектор стану), замінивши справжній стан на відновлений [20].

Такий регулятор використовує вихідний стаціонарний зворотний зв'язок

$$u(i) = -F\hat{x}(i), \quad i = i_0, i_0 + 1, \dots, i_1 - 1, \quad (2.11)$$

де F – коефіцієнт посилення для кожної змінної вектора стану.

Значення цих коефіцієнтів для виразу обчислюються за формулою:

$$\mathbf{F} = (\mathbf{B}_d^T \mathbf{P} \mathbf{B}_d + \mathbf{R}_1)^{-1} \mathbf{B}_d^T \mathbf{P} \mathbf{A}_d. \quad (2.12)$$

У виразі (2.12) \mathbf{P} - є позитивно визначеною симетричною матрицею. Це рішення рівняння:

$$\mathbf{P} = \mathbf{A}_d^T \mathbf{P} \mathbf{A}_d - \mathbf{A}_d^T \mathbf{P} \mathbf{B}_d (\mathbf{B}_d^T \mathbf{P} \mathbf{B}_d + \mathbf{R}_1)^{-1} \mathbf{B}_d^T \mathbf{P} \mathbf{B}_d + \mathbf{R}_2. \quad (2.13)$$

Таким чином, закон оптимального управління - це поєднання детермінованого спостерігача пониженого порядку, в якому стан системи відновлюється. І оптимальний детермінований контролер, тобто безпосередня лінійна функція вектора відновленого стану.

Зв'язок фільтру і спостерігача представлений на рис. 2.3

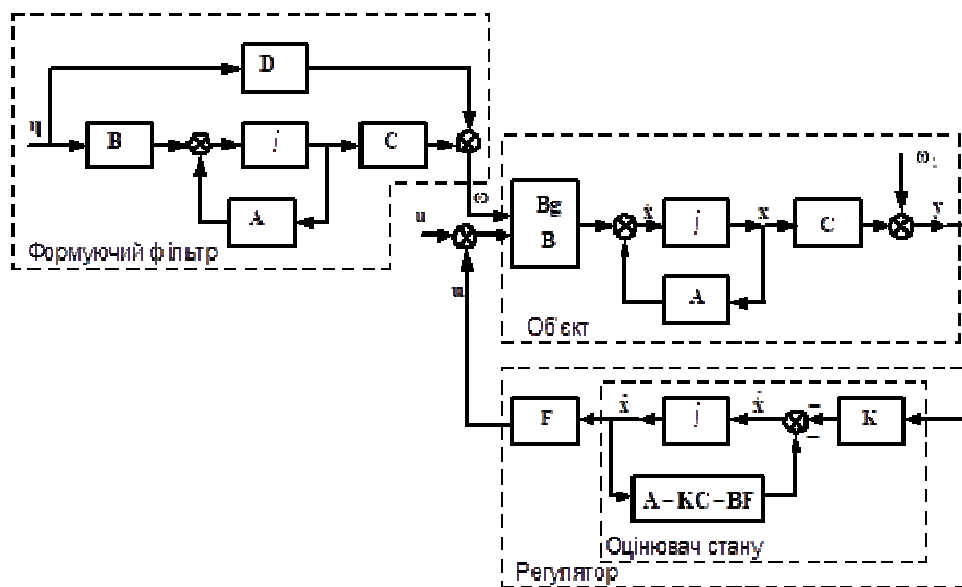


Рис. 2.3. Структура системи спостерігачів пониженого порядку

Таким чином, на другому етапі синтезу спостерігача пониженого порядку необхідно встановити матрицю \mathbf{C}' так, щоб вона доповнювала матрицю вимірювань \mathbf{C} .

Більше того, необхідно вибрати значення коренів λ_i синтезованого спостерігача, щоб він був стійким (тобто коріння повинні лежати в лівій півплощині). Вирішуючи рівняння $\lambda_i = \mathbf{A} - \mathbf{K}\mathbf{C}$, ми отримаємо показник спостерігача.

Вирішити проблему побудови спостерігача пониженого порядку (фільтр Люенбергера) можна за допомогою програмного забезпечення MatLab, виконавши наступний алгоритм.

2.5 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 [18].

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 [17]. 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 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):

$$\left[\begin{array}{c|c} \mathbf{A}_{cld} & \mathbf{B}_{cld} \\ \hline \mathbf{C}_{cld} & \mathbf{D}_{cld} \end{array} \right] = \left[\begin{array}{cc|c} \mathbf{A}_d & -\mathbf{B}_d \mathbf{F}_d & \mathbf{B}_d \\ \hline \mathbf{K} \mathbf{C}_d & \mathbf{A}_d - \mathbf{K} \mathbf{C}_d - \mathbf{B}_d \mathbf{F} & \mathbf{0}_{l \times m} \\ \hline \mathbf{C}_d & \mathbf{0}_{l \times m} & \mathbf{D}_d \end{array} \right] \quad (2.14)$$

$$\left[\begin{array}{c|c} \mathbf{A}_{cld}^p & \mathbf{B}_{cld}^p \\ \hline \mathbf{C}_{cld}^p & \mathbf{D}_{cld}^p \end{array} \right] = \left[\begin{array}{cc|c} \mathbf{A}_d^p & -\mathbf{B}_d^p \mathbf{F} & \mathbf{B}_d^p \\ \hline \mathbf{K} \mathbf{C}_d^p & \mathbf{A}_d^p - \mathbf{K} \mathbf{C}_d^p - \mathbf{B}_d^p \mathbf{F} & \mathbf{0}_{l \times m} \\ \hline \mathbf{C}_d^p & \mathbf{0}_{l \times m} & \mathbf{D}_d^p \end{array} \right]; \quad (2.15)$$

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

$$\left[\begin{array}{c|c} \mathbf{A}_{cld} & \mathbf{B}_{cld} \\ \hline \mathbf{C}_{cld} & \mathbf{D}_{cld} \end{array} \right] = \left[\begin{array}{ccc|cc} \mathbf{A}_f & \mathbf{0}_{p \times n} & \mathbf{0}_{p \times m} & \mathbf{B}_f & \mathbf{0}_{p \times s} \\ \mathbf{B} \mathbf{g} \mathbf{C}_f & \mathbf{A}_d & -\mathbf{B}_d \mathbf{F} & \mathbf{B} \mathbf{g} \mathbf{D}_f & \mathbf{B}_d \\ \hline \mathbf{0}_{l \times p} & \mathbf{K} \mathbf{C}_d & \mathbf{A}_d - \mathbf{K} \mathbf{C}_d - \mathbf{B}_d \mathbf{F} & \mathbf{0}_{l \times s} & \mathbf{0}_{l \times s} \\ \hline \mathbf{0}_{l \times p} & \mathbf{C}_d & \mathbf{0}_{l \times m} & \mathbf{0}_{l \times s} & \mathbf{D}_d \end{array} \right]; \quad (2.16)$$

$$\left[\begin{array}{c|c} \mathbf{A}_{cld}^p & \mathbf{B}_{cld}^p \\ \hline \mathbf{C}_{cld}^p & \mathbf{D}_{cld}^p \end{array} \right] = \left[\begin{array}{ccc|cc} \mathbf{A}_f^p & \mathbf{0}_{p \times n} & \mathbf{0}_{p \times m} & \mathbf{B}_f^p & \mathbf{0}_{p \times s} \\ \mathbf{B} \mathbf{g} \mathbf{C}_f^p & \mathbf{A}_d^p & -\mathbf{B}_d^p \mathbf{F} & \mathbf{B} \mathbf{g} \mathbf{D}_f^p & \mathbf{B}_d^p \\ \hline \mathbf{0}_{l \times p} & \mathbf{K} \mathbf{C}_d^p & \mathbf{A}_d^p - \mathbf{K} \mathbf{C}_d^p - \mathbf{B}_d^p \mathbf{F} & \mathbf{0}_{l \times s} & \mathbf{0}_{l \times s} \\ \hline \mathbf{0}_{l \times p} & \mathbf{C}_d^p & \mathbf{0}_{l \times m} & \mathbf{0}_{l \times s} & \mathbf{D}_d^p \end{array} \right] \quad (2.17)$$

H_2 - норма для номінальної та збуреної моделей в детермінованому випадку обчислюються на основі граміана керованості для систем (2.14), (2.15) відповідно. Ці четвірки матриць використовуються також для обчислення H_∞ - норми. H_2 - норма для номінальної та збуреної моделей в стохастичному

випадку обчислюються на основі граміана керованості для систем (2.16, (2.17) відповідно.

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:

$$J_d = \sqrt{\sum_0^{\infty} [\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}]}; \quad (2.18)$$

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

$$J_d = \sqrt{E_M \sum_0^{\infty} [\mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}]}; \quad (2.19)$$

H_{∞} -норма для кожної моделі обчислюється за формулою:

$$\|G\|_{\infty} = \sup \overline{\sigma(\mathbf{G}(j\omega))}, \quad 0 \leq \omega \leq \infty. \quad (2.20)$$

В виразі (2.19) E_M - оператор математичного очікування, що обчислюється по ансамблю. В виразі (2.20) $\overline{\sigma}$ - максимальне сингулярне число матриці $\mathbf{G}(j\omega)$ 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 λ_{∞} , λ_{∞}^p відносно ваги складових якості λ_{dn} , λ_{dp} , λ_{sn} , λ_{sp} в комплексному показнику „робастність - якість”, можна досягнути компромісу між якістю і робастністю системи.

В даній роботі запропоновано показник “робастність - якість” представити функцією вектора змінних параметрів оптимального стохастичного спостерігача \mathbf{K} та оптимального детермінованого регулятора (автопілоту) \mathbf{F} , що включають в себе коефіцієнти підсилення всіх вхідних сигналів [43, 44]. Оптимізаційна процедура повинна визначити таку величину векторів \mathbf{K} та \mathbf{F} , при якій комплексний показник “робастність - якість” досягає мінімуму.

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 замкнутої області M на комплексній площині.

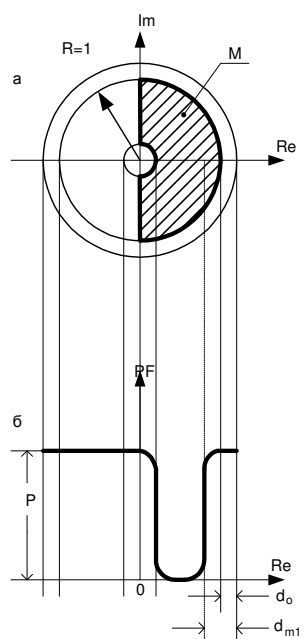


Рис.2.4 Штрафна функція на комплексній площині z :
 а – розміщення полюсів замкнутої системи,
 б – залежність $PF(dm)$

Для дискретної системи ця область представлена на рис. 2.4 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 замкнутої системи. З метою уникнення високочастотних коливань з частотою Найквіста всі полюса замкнутої 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 область M розміщення полюсів на z – площині представлена заштрихованою фігурою на рис. 2.4 а.

Штрафна функція є функцією мінімальної відстані від полюсів номінальної та збуреної систем до кожної з меж області M . Сама ж штрафна функція цієї мінімальної відстані d_m визначається виразом:

$$PF = \begin{cases} 0, & \text{якщо } d_m \geq d_{m1} \\ \frac{P}{2} \left[1 + \cos \left(\frac{\pi \cdot (d_m - d_0)}{(d_{m1} - d_0)} \right) \right], & \text{якщо } d_0 < d_m < d_{m1} \\ P, & \text{якщо } d_m \leq d_0 \end{cases} \quad (2.21)$$

Величина d_m визначається як мінімум всіх відстаней від полюсів замкнутої системи до уявної осі для номінальної та збуреної моделей, P має досить велике значення (наприклад $P = 10^4 - 10^6$) і призначене для утримання

полюсів всередині дозволеної області M . Графічно штрафна функція представлена на рис. 2.4 б її розрізом вертикальною площиною, що проходить через дійсну вісь.

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, λ_r - ваговий коефіцієнт.

Як відмічалось в попередньому розділі, після завершення оптимізаційної процедури, з метою можливості реалізації закону управління на БЦОМ, доцільно провести пониження порядку отриманого регулятора. Це пов'язано з тим, що використання фільтра Калмана для відновлення повного вектора стану системи призводить до збільшення її порядку вдвічі. Таку процедуру можна здійснити на основі балансних реалізацій системи. Процедура пониження порядку для цифрової системи легко може бути здійснена в MATLAB за допомогою використання стандартних операторів „dbalreal” та „dmodred” [18]. Як і в неперервному випадку, пониження порядку, здійснене після процедури робастної оптимізації значно ефективніше за пониження порядку в оптимальній системі.

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.

2.6 Висновки

1. Описано процедуру структурно-параметричного синтезу, включаючи основні її етапи.
2. Проведено порівняння структурно-параметричного та параметричного синтезу.
3. Розглянуто методи синтезу оптимальних дискретних систем управління з використанням фільтра Люенбергера.
4. Відпрацьовано методику вибору власних чисел для синтезу спостерігача пониженого порядку.
5. Запропоновано використовувати коефіцієнти підсилення спостерігача пониженого порядку (спостерігача Люенбергера) та оптимального детермінованого регулятора як вектор початкових наближень для робастної оптимізації.

РОЗДІЛ 3

ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДУ СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧНОГО СИНТЕЗУ ДЛЯ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ БПЛА

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

1. Синтез оцінювача зменшеного порядку.
2. Синтез оптимального регулятора.
3. Моделювання системи із замкнутим циклом.

3.1. Структурно-параметричний синтез дискретної системи управління бічним каналом для БПЛА з використанням фільтра Люенбергера

На першому етапі синтезу системи оптимального управління виконується відновлення повного вектора стану системи. Це було зроблено за допомогою оцінювача зменшеного порядку (фільтр Люенбергера).

Ми обговорюємо модель з матрицею простору станів **A** та елементом управління **B** для лінійної моделі з вектором стану **x**, вхідним вектором управління **u**, та вихідним вектором **y**. Простір векторної статистики об'єкта дорівнює $x = [v \ p \ r \ \phi \ \psi]$: *v* - кут швидкості; *p* - швидкість нахилу; *r* - швидкість відхилення; ϕ - кут нахилу; ψ - кут похилу. Синтез виконується для послідовного з'єднання виконавчого механізму та установки. Отже, отриманий системний порядок дорівнює 7. Вимірюється лише п'ять змінних. Розглянуто дві моделі: номінальну (швидкість повітря 72 км / год) та збурену (швидкість повітря 61,2 км / год):

<i>Aircraft Control Systems Department</i>				<i>NAU 19.01.20.000 EN</i>			
<i>Done</i>	<i>Bogotska E. V.</i>			<i>Застосування методу структурно-параметричного синтезу для системи керування БПЛА</i>	<i>Letter</i>	<i>Sheet</i>	<i>Sheets</i>
<i>Supervisor</i>	<i>Galaguz T.A.</i>						
<i>Advisor</i>	<i>Galaguz T.A.</i>						
<i>N.Control</i>	<i>Galaguz T.A.</i>				403	6.050201	

- номінальна ($V_t=20$, швидкість: 72 км / год (20 м/с)):

$$A_0 = \begin{bmatrix} -0.5702 & 1.9786 & -19.9017 & 9.7757 & 0 \\ -3.3984 & -16.7803 & 8.0757 & 0 & 0 \\ 0.5434 & -2.1680 & -0.8281 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0000 & 0.0994 & 0.0000 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0049 & 0.0000 & 0 \end{bmatrix};$$

$$B_0 = \begin{bmatrix} -0.9669 & 2.4680 \\ -77.6673 & 1.3287 \\ -3.0995 & -14.1149 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$Bg_0 = \begin{bmatrix} 0.5702 & 19.9017 \\ 0 & 0 \\ -0.5434 & 0.8281 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$C_0 = \begin{bmatrix} 0.0500 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1.0000 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0000 \end{bmatrix};$$

$$D_0 = \text{zeros}(5,2).$$

- збурена ($V_{tr}=17$, швидкість: 61.2 км / год (17 м/с)):

$$A_{0p} = \begin{bmatrix} -0.4933 & 2.6051 & -16.7989 & 9.6654 & 0 \\ -2.9036 & -14.3022 & 6.8831 & 0 & 0 \\ 0.4632 & -1.8478 & -0.7058 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0000 & 0.1551 & 0.0000 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0120 & 0.0000 & 0 \end{bmatrix};$$

$$B_0 p = \begin{bmatrix} -0.7005 & 1.7880 \\ -56.2674 & 0.9626 \\ -2.2455 & -10.2258 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$B g_0 p = \begin{bmatrix} 0.4933 & 16.7989 \\ 0 & 0 \\ -0.4932 & 0.7058 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$C_0 p = \begin{bmatrix} 0.0588 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1.0000 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0000 \end{bmatrix};$$

$$D_0 p = \text{zeros}(5,2).$$

Також необхідно позначити модель елерона і руля. Для даного об'єкта модель елерона описується матрицями простору станів:

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

де $T_{ail} = 0.5$ – постійна часу елерона;

$n_{ail} = 1$ – коефіцієнт посилення елерона.

Модель руля, описана матрицями простору станів:

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

де $T_{rud} = 0.5$ – постійна часу керма;

$n_{rud} = 1$ – коефіцієнт посилення руля.

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 неконтрольованих і неспостережуваних

станів. У наших випадках дорівнює 0. Отже, система повністю спостережувана і керована.

3.2 Детермінований спостерігач пониженого порядку (фільтр Люенбергера)

Як ми знаємо, оптимальним спостерігачем для системи, на яку діють стохастичні збурення, є фільтр Люенбергера. Система, для якої синтезується фільтр Люенбергера, є об'єднанням формуючого фільтра та БПЛА, що дає можливість застосовувати стохастичний вплив атмосфери.

Спочатку був синтезований спостерігач зменшеного порядку. Необхідно знайти власні значення спостерігача, щоб вони мінімізували номер умови матриці C . Мінімальне число матричних умов не забезпечує оптимальної якості пов'язаного з об'єктом спостерігача. Наша матриця C_{sh} виглядає так

$$C_{sh} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Отримані наступні власні значення спостерігача поменшеного порядку:

$$Pk = [-0.7 \quad -2.9].$$

Тоді нам потрібно знайти матрицю посилення K , власні значення якої дорівнюють P_k .

Для його пошуку ми використовуємо оператор *place*. Матриця посилення виглядає так

$$K = \begin{bmatrix} 0.0000 & 0.0167 & 0.0016 & 0 & 0 \\ 0.0005 & 0.0025 & -0.0635 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Обчислення виконуються з виразами (2.12) – (2.13). Результатом синтезу є оптимальний спостерігач 4-го порядку:

$$A_{est} = \begin{bmatrix} -0.7000 & 0.0000 \\ 0.0000 & -2.9000 \end{bmatrix};$$
$$B_{est} = \begin{bmatrix} 0.0028 & 0.2715 & -0.1345 & -0.0000 & 0 & 2.0000 & 0 \\ 0.0006 & -0.1026 & 0.1117 & -0.0003 & 0 & 0 & 2.0000 \end{bmatrix};$$

$$C_{est} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix};$$

$$D_{est} = \begin{bmatrix} 0.0000 & 0.0167 & 0.0016 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0005 & 0.0025 & -0.0635 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

3.3. Оптимальний детермінований синтез контролера

Тепер ми маємо всі дані для синтезу спрощеного оптимального контролера, який описується рівнянням (2.8).

Оскільки стан системи тепер повністю відновлений, ми можемо використовувати процедуру оптимального синтезу детермінованого контролера. Використовуючи реконструйований вектор стану системи, можна реалізувати лінійне управління низьким. Для цього необхідно вказати коефіцієнти R1 та R2 (4). У цьому випадку вони слідують:

$$\mathbf{R} = [1.2 \ 1 \ 10 \ 1 \ 0.8 \ 0.01 \ 0.01]$$

$$\mathbf{R1} = \text{diag}(\mathbf{R});$$

$$\mathbf{R2} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

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

As a result, the gain factor is obtained:

$$F = \begin{bmatrix} -0.2128 & -0.3638 & 0.7193 & -2.2751 & -0.6591 & 4.2197 & -1.3546 \\ 0.2985 & 0.4432 & -3.4670 & 0.9254 & -0.5060 & -1.4725 & 6.0627 \end{bmatrix}$$

3.4. З'єднання спостерігача пониженого порядку та оптимального детермінованого контролера

Змінні від вихідної потужності рослини, 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 заводу.

За допомогою матриці Q вказується, які входи системи (перший стовпець) і які виходи (другий) ми постачаємо. Також необхідно вказати, який вхід буде входами системи: входи = [3 4 5 6 7] - це вхід управління, а які виходи будуть виходами системи, виходами =[3 4], з діагональною матрицею спостереження.

Тоді нам потрібно закрити систему з відновленим вектором стану за допомогою синтезованого детермінованого регулятора. Для створення такого зв'язку нам потрібно встановити нашу систему установки та систему зворотного зв'язку зв'язку спостерігача та контролера.

Стандартні показники критеріїв ефективності нашої системи наведені в Таблиці 3.1. відповідно.

	Індекси ефективності		
	H_2 - norm for stoch. case	H_2 -norm det. case	H_∞ - norm
номінальна	0.9657	0.3307	4.0715
збурена	0.8307	0.2556	3.5782

Таблиця 3.1. Індекси критеріїв виконання.

Моделювання було виконано з урахуванням усіх нелінійних функцій, які відповідають реальному автопілоту, під турбулентним вітром ($\sigma_w = 3$ m/s).

Для поперечного руху вхідний вектор формуючого фільтра можна представити як: $\eta = [\eta_x, \eta_z]'$, а вихід як $y_g = [u_g, \alpha_g, q_g]$, де q_g - турбулентне збільшення темпу. Для бічного руху рослини, який описаний у цій роботі, це виглядає так:

$$V = 20 \text{ м/с (72 км/г)}:$$

$$a_g = \begin{bmatrix} 0 & 1.0000 & 0 \\ -0.0014 & -0.0750 & 0 \\ -0.0180 & -0.8331 & -5.4165 \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{b}_g = [0 \ 1 \ 0]^T;$$

$$\mathbf{c}_g = \begin{bmatrix} 0.0123 & 0.5679 & 0 \\ 0.0033 & 0.1538 & 1.0000 \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{d}_g = [0 \ 0]^T.$$

$$V_p = 17 \text{ м/с (61.2 км/г)};$$

$$\mathbf{a}_{gp} = \begin{bmatrix} 0 & 1.0000 & 0 \\ -0.0010 & -0.0638 & 0 \\ -0.0214 & -1.1606 & -6.1387 \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{b}_{gp} = [0 \ 1 \ 0]^T;$$

$$\mathbf{c}_{gp} = \begin{bmatrix} 0.0006 & 0.0308 & 0 \\ 0.0035 & 0.1891 & 1.0000 \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{d}_{gp} = [0 \ 0]^T.$$

Матриця простору станів формуючого фільтра використовується для обчислення норм та моделювання.

Схема моделювання бічного каналу показана на рис. 3.1.

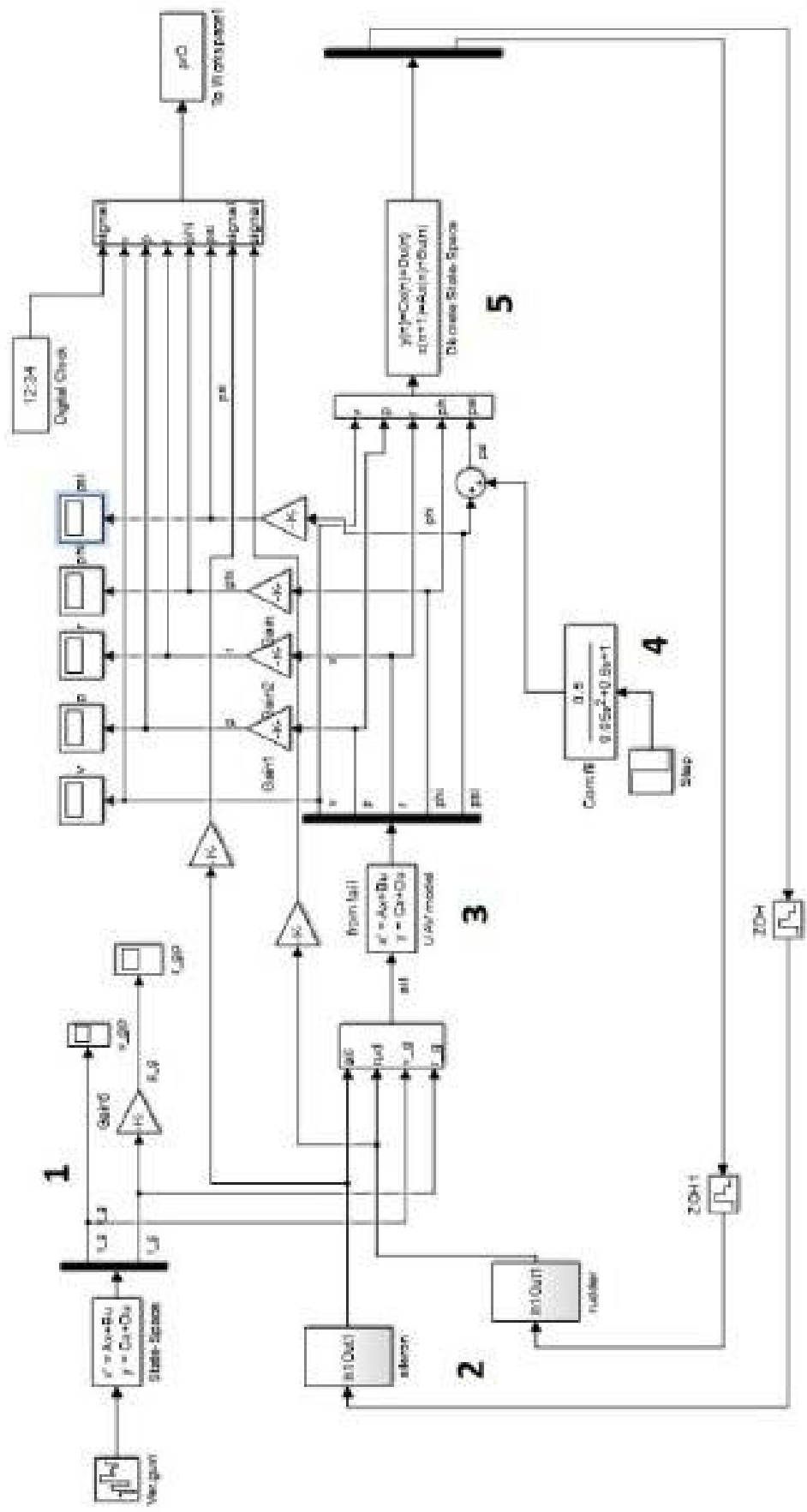
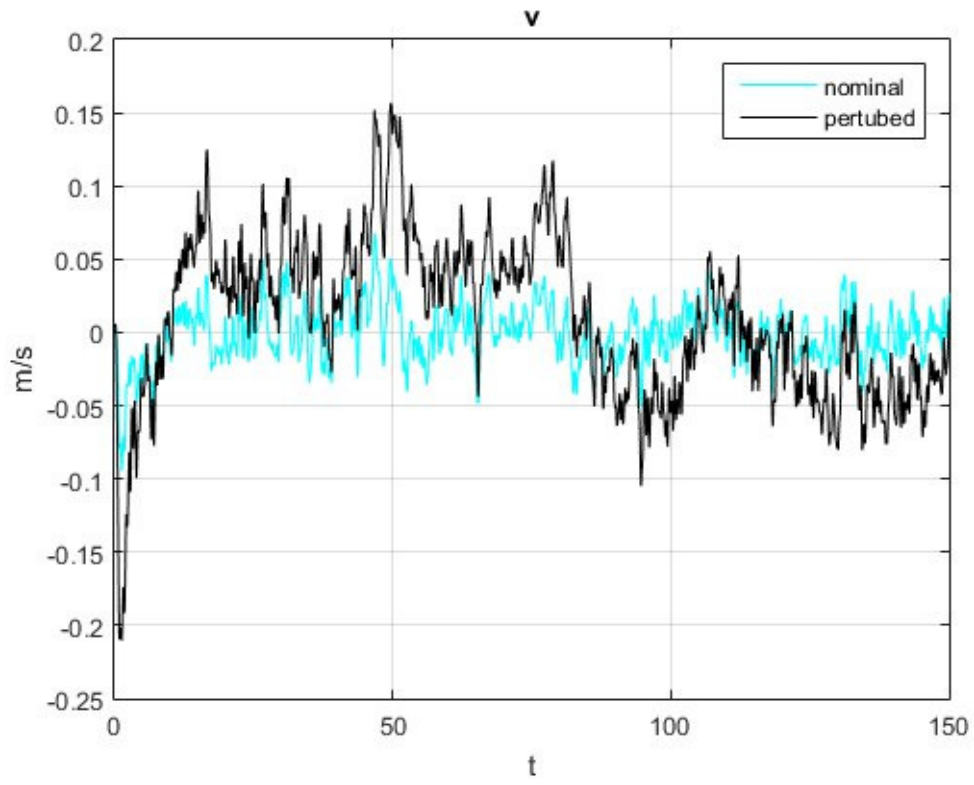


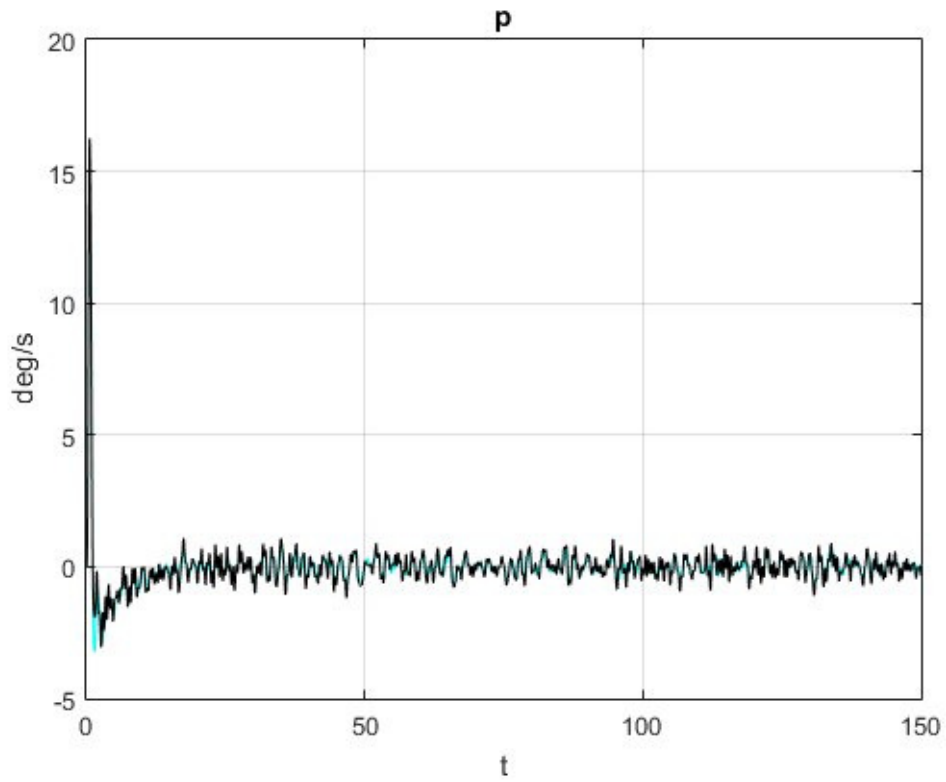
Рисунок 3.1. Схема моделювання поперечного руху БПЛА з впливом турбулентності атмосфери (номінальна модель),

де блок 1 - турбулентність атмосфери формується за допомогою білого шуму, що проходить через формуючий фільтр, блок 2 - моделі механізмів, блок 3 - модель установки, блок 4 - моделюється механізм передачі управління, в блок 5 - безперервний контролер.

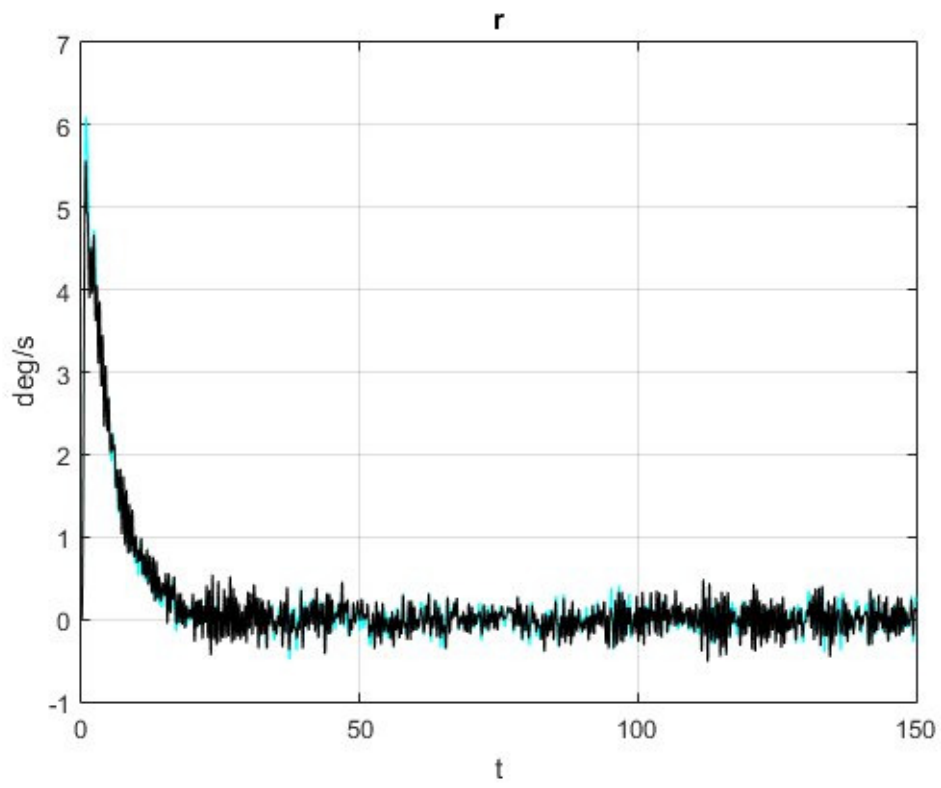
Результати моделювання наведені на рис. 3.2.



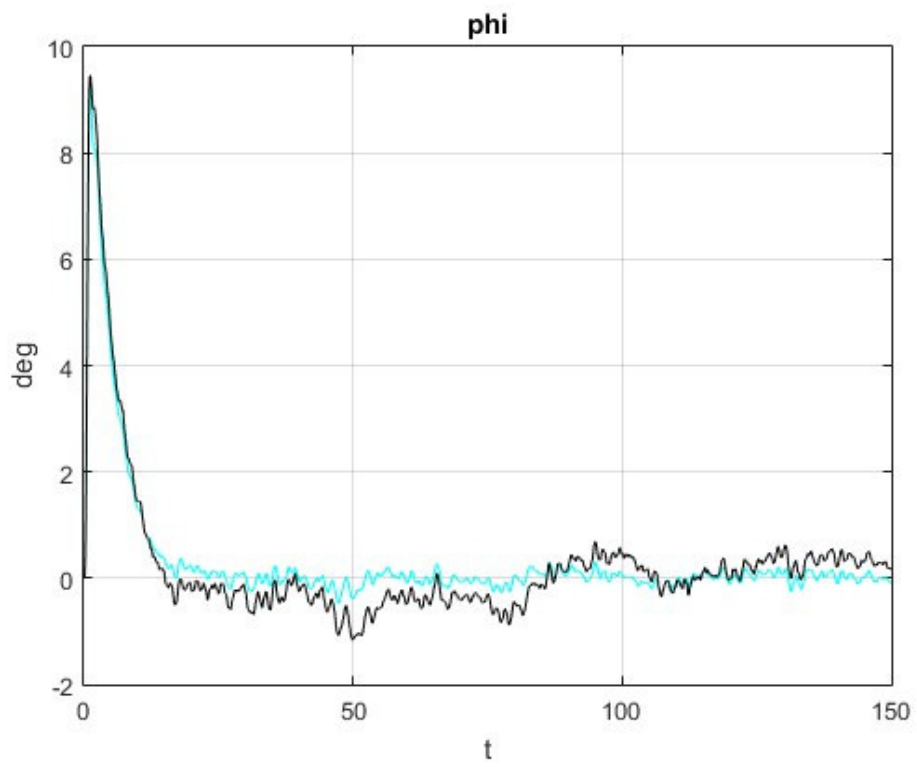
a.



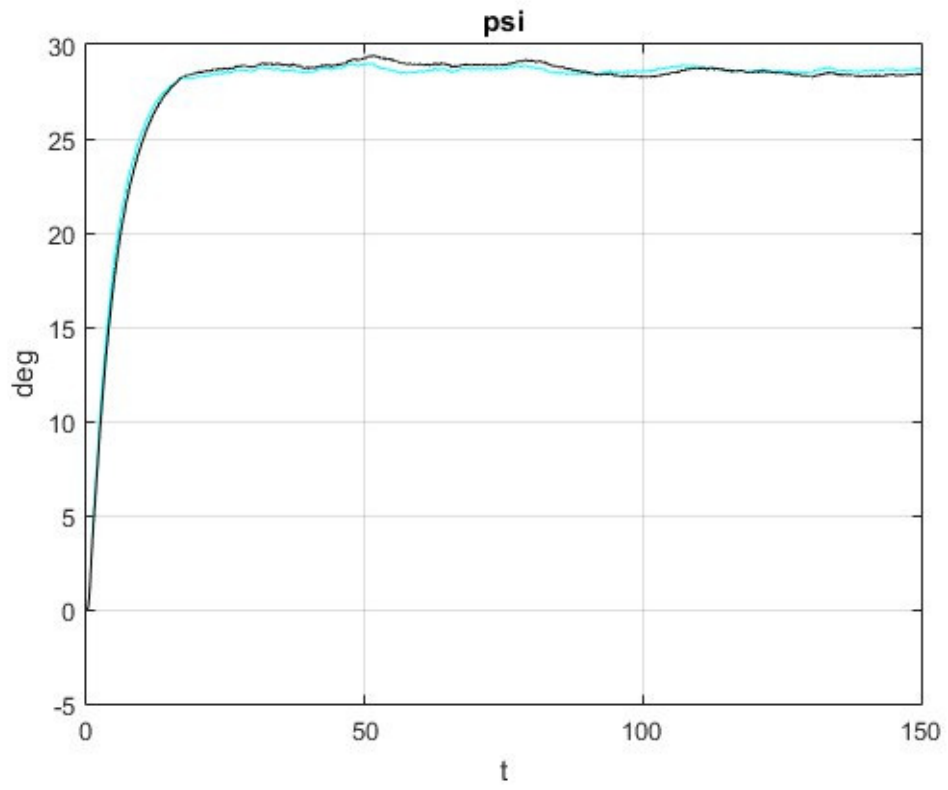
b.



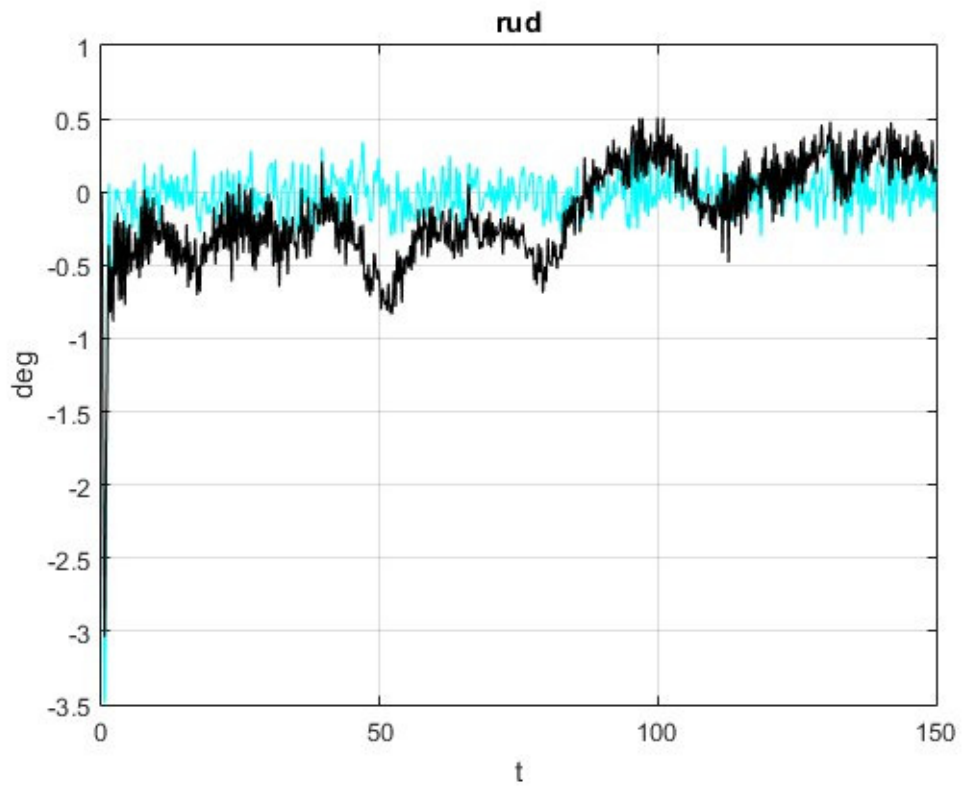
c.



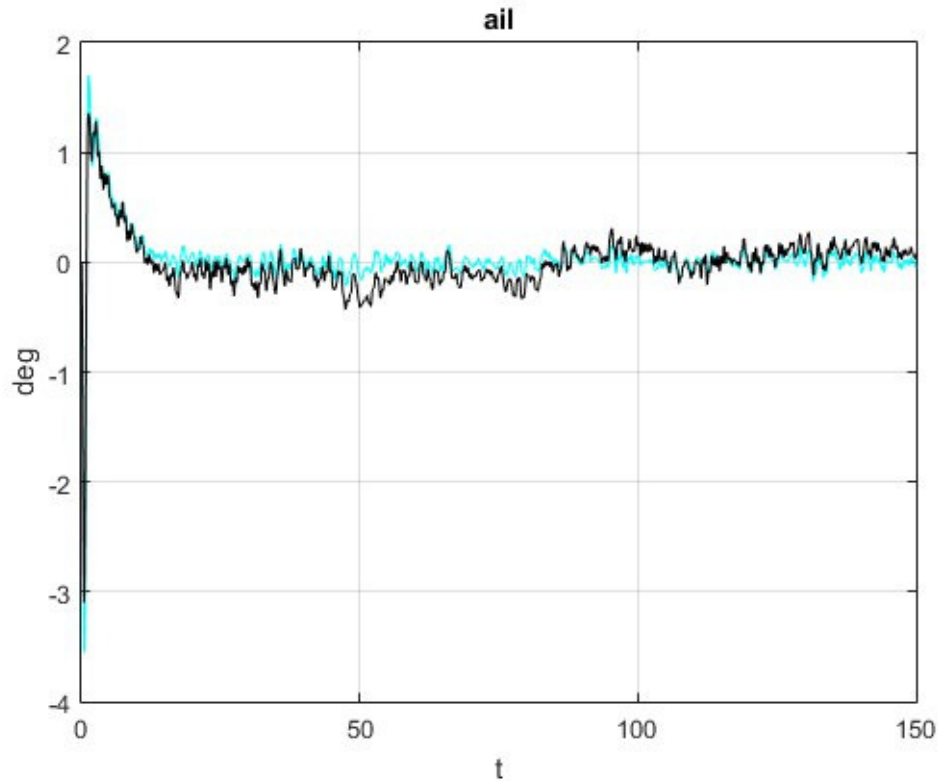
d.



e.



f.



g.

Рисунок 3.2. Перехідні процеси нашої системи: а) швидкість літака; б) p (кутова швидкість крену); в) r (кутова швидкість ристання); г) ϕ (кут крену); д) ψ (кут ристання); е) ail (елерон); є) rud (руль).

3.6. Робастна оптимізація системи управління

Власні числа спостерігача пониженого порядку \mathbf{Rk} та коефіцієнти підсилення регулятора \mathbf{F} є початковими даними дл процедури робастної оптимізації. Оптимізаційну процедуру було здійснено кілька разів з різними ваговими коефіцієнтами. Найкращі значення отримано при таких значеннях коефіцієнтів: $\lambda_{sn}=\lambda_{sp}=9$, $\lambda_{dn}=\lambda_{dp}=1$, $\lambda_{\infty}=\lambda_{\infty}=1$.

Значення H_2 та H_{∞} - норми для оптимальної номінальної та збуреної систем, а акож для робастної номінальної та збуреної систем занесено в табл.3.2.

		Оптимальна	Робастна
H_2^s	ном.	0.9657	0.3937
	зб.	0.8307	5.4465
H_2^d	ном.	0.3307	0.1493
	зб.	0.2556	0.1158
H_∞^d	ном.	4.0715	2.7415
	зб.	3.5782	2.4126

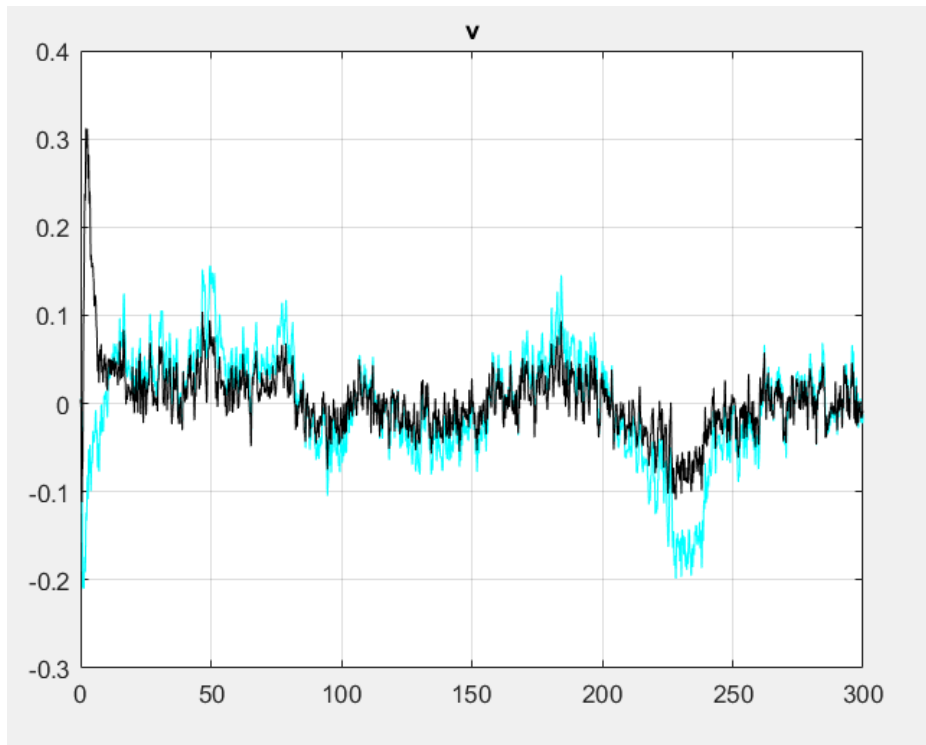
Табл.3.2. Показники якості номінальної та збуреної моделей в оптимальній та робастній системах

З табл.3.2. видно, що якість робастної системи в стохастичному та детермінованому випадках краще за якість оптимальної системи, та для досягнення такого результату нам довелося незначно зменшити робастність.

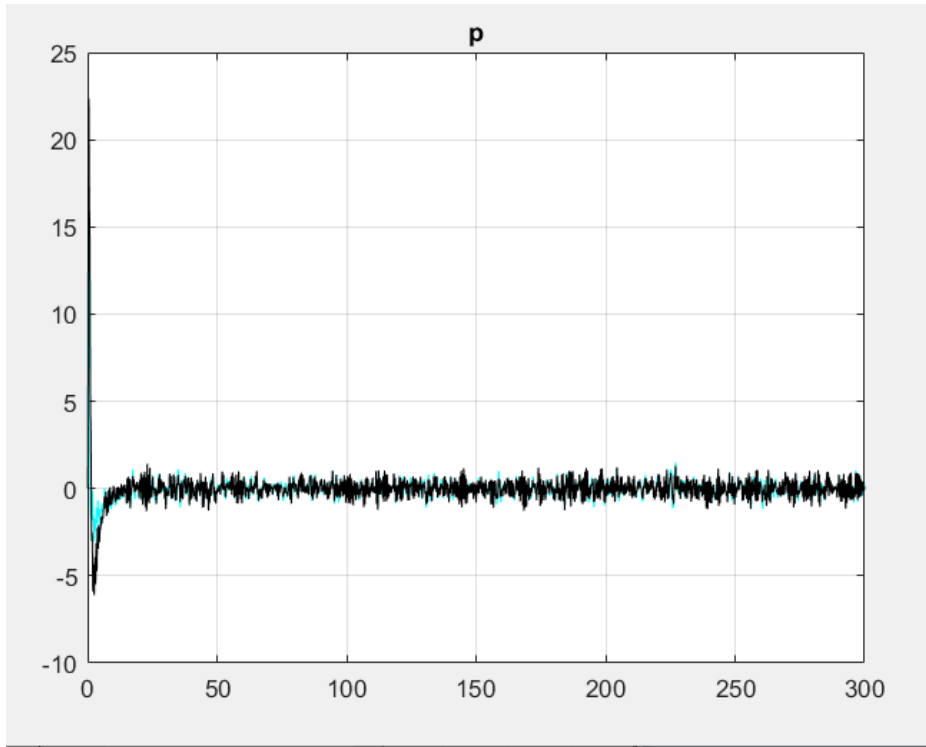
Отже, оптимізація з використанням комплексного показника “робастність-якість” в даному випадку дозволяє збільшити якість системи, зберігаючи при цьому необхідну робастність.

Також було проведено моделювання з урахуванням всіх нелінійних функцій, які притаманні реальному автопілоту [24], і при наявності турбулентного бокового вітру. Результат моделювання зображено на рис. 3.3.

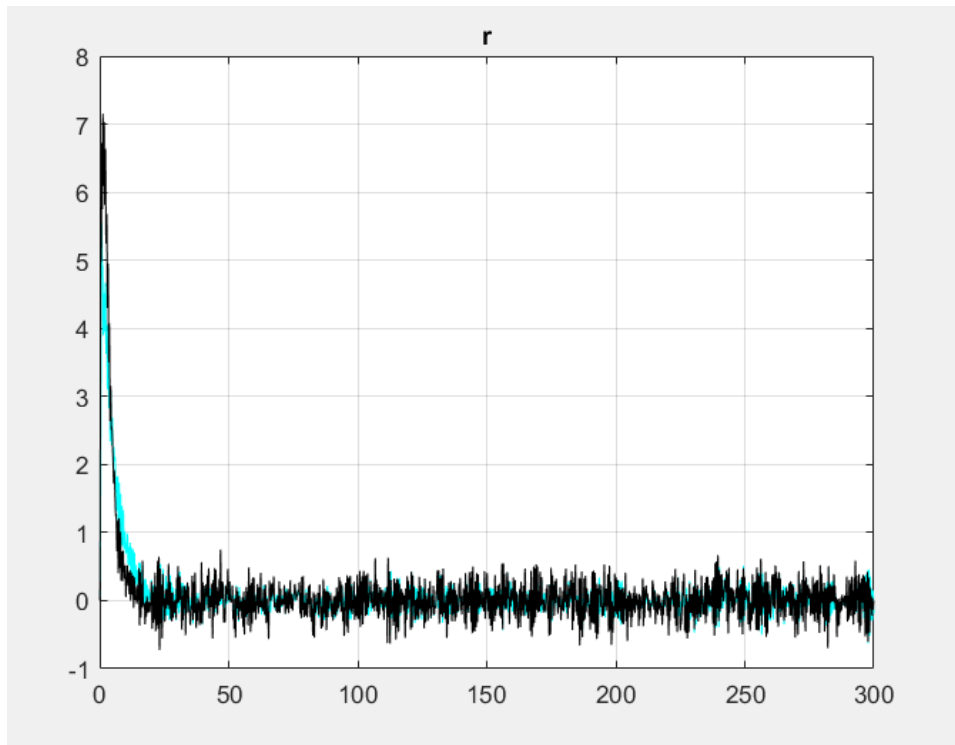
Порівняння отриманих кривих свідчить про близькість динаміки номінальної та збуреної систем. Хоча із-за відсутності автомата тяги в БПЛА час перехідних процесів дещо відрізняється.



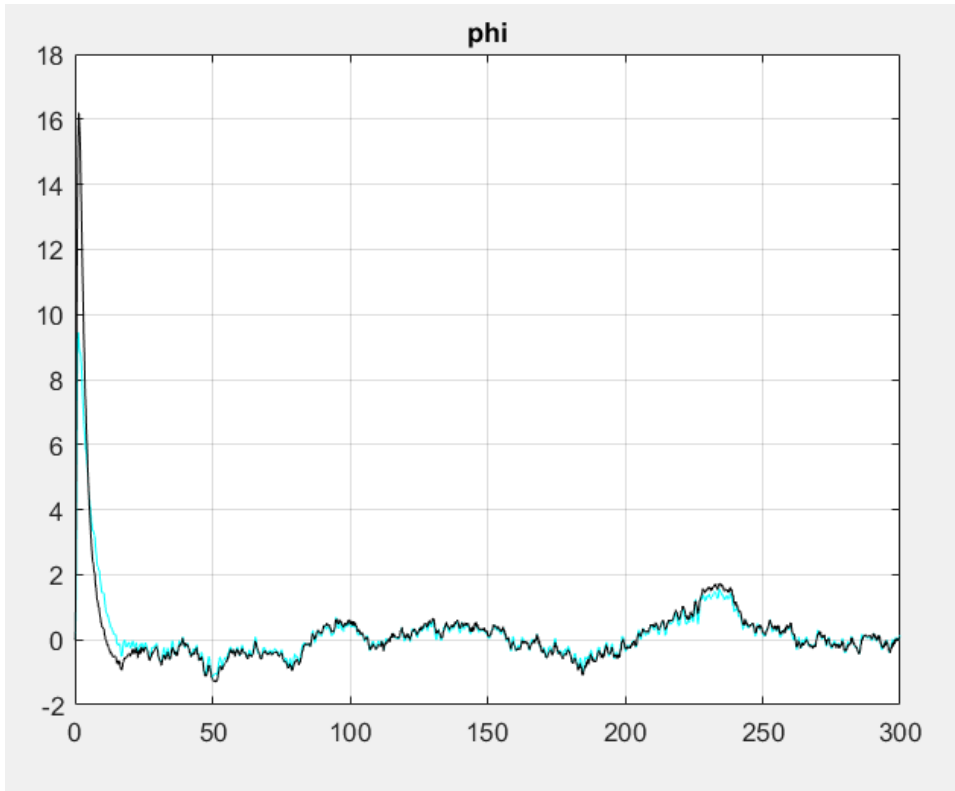
a)



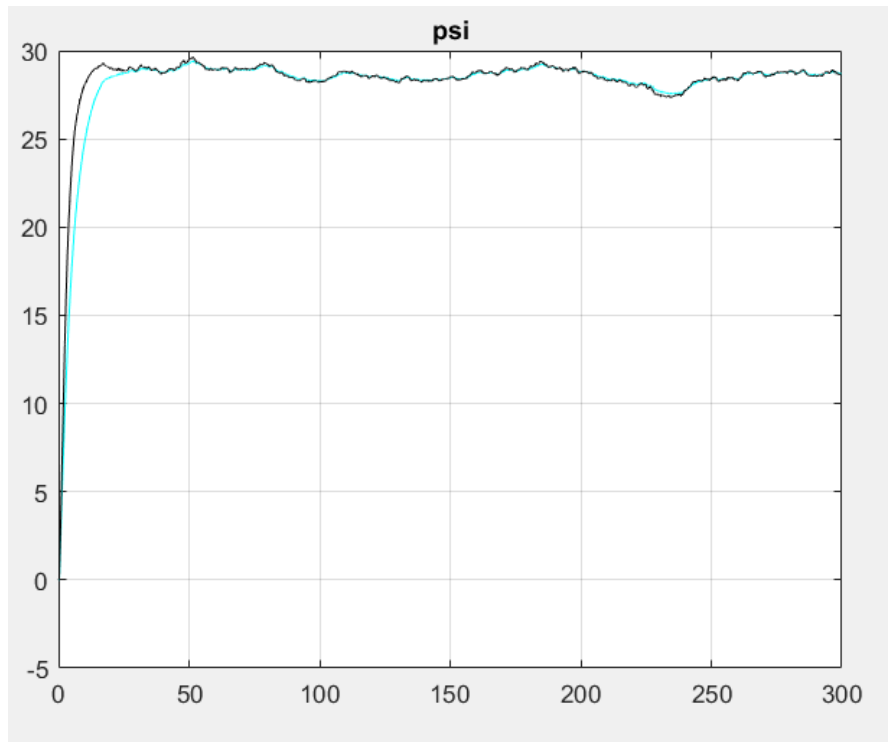
б)



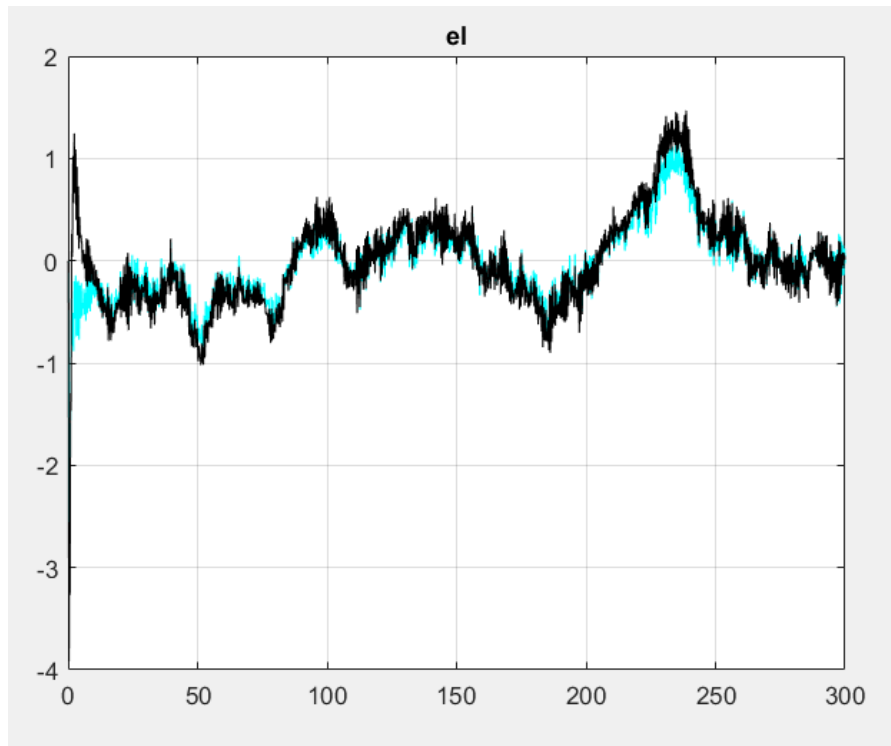
В)



Г)



д)



е)

Рис. 3.3. Результати моделювання для номінальної (чорна лінія) та збуреної (голуба лінія) систем: а) – перехідний процес по швидкості; б) – перехідний процес по куту атаки; в) – перехідний процес по куту тангажа; г) – перехідний процес по висоті.

3.6. Висновки

Була представлена модель у просторі. Розроблено синтез дискретного спостерігача зменшеного порядку. Синтезовано оптимальний детермінований регулятор. Для тестування результатів моделювання проводили з урахуванням усієї нелінійності, що відповідає реальному автопілоту та турбулентному вітру.

Розраховані показники ефективності та результати моделювання бічного каналу БПЛА підтверджують ефективність розробленого закону управління. Видно, що якість керування номінальною та збуреною моделями задовольняються.

ВИСНОВКИ

У цій дипломній роботі завершено структурний параметричний синтез оптимальних дискретних систем управління БПЛА.

За результатами можна зробити наступні висновки::

1. Для вирішення проблеми структурно-параметричного проектування системи управління аерозоном на першому етапі був розроблений синтез дискретного спостерігача зменшеного порядку. Спочатку безперервний спостерігач був синтезований, а потім перетворився на дискретну форму.

2. Оптимальний дискретний регулятор синтезований за допомогою фільтра зменшеного порядку. Різні комбінації дискретного оптимального регулятора $R1$, $R2$ коефіцієнти. Отримані коефіцієнти, що відповідають вимогам системи автоматичного управління. З метою перевірки отриманих результатів виконується моделювання поперечного каналу замкненої системи із врахуванням нелінійності, властивій реальному об'єкту. З отриманих результатів моделювання видно, що процес переходу є стабільним, і автопілот здатний виконати місію польоту по заданій траєкторії довільного типу. Усі моделі були побудовані в програмному пакеті MATLAB Simulink.

3. Останній етап дипломної роботи - порівняння результатів для системи з спостерігачем Кальманом та Люенбергером у законі контролю. Система з використанням фільтра Кальмана забезпечує кращі / норми як критерії ефективності. Результати моделювання показують, що перевищення та шуми менше для системи з оптимальним стохастичним спостерігачем. Таким чином, краще використовувати фільтр Калмана, якщо є завдання фільтрації вимірювань шуму та придушення шуму стану.

Надалі бажано проводити надійну оптимізацію з метою покращення отриманих оптимальних результатів.

ЛІТЕРАТУРА

1. *D. Floreano and R. J. Wood.* Science, technology and the future of small autonomous drones. *Nature.* 2015, vol. 521, p. 460.
2. *H. González-Jorge, J. Martínez-Sánchez, and M. Bueno.* Unmanned aerial systems for civil applications: A review. *Drones.* 2017, vol. 1, p. 2.
3. *Moorhouse David J., Woodcock Robert J.* Background Information and User Guide for MIL-F-8785C//Military Specification Flying Qualities of Piloted Airplanes. Interim Report. Wright-Patterson Air Force Base. 1982 p. 161-198.
4. *S. Ward, J. Hensler, B. Alsalam, and L. F. Gonzalez.* Autonomous UAVs wildlife detection using thermal imaging, predictive navigation and computer vision. In *Proceedings of the 2016 IEEE Aerospace Conference.* 2016, p. 1-53.
5. *X. Xiao, S. Boles, J. Liu, D. Zhuang, S. Froking, C. Li.* Mapping paddy rice agriculture in southern China using multi-temporal MODIS images. *Remote sensing of environment,* 2005, vol. 95, pp. 480-492.
6. *G. Singhal, B. Bansod, L. Mathew,* “Unmanned Aerial Vehicle classification, Applications and challenges: A Review”, 2018.
7. *Dr. Maziar Arjomandi,* “CLASSIFICATION OF UNMANNED AERIAL VEHICLES” A review, 2019.
8. *Stevens B.L., Lewis F.L.* Aircraft Control and Simulation.-J. Wiley & Sons Inc. 1992. p. 617.
9. *В.А. Боднер.* Системы управления летательными аппаратами, Москва, Машиностроение, 1973г.
10. *Tad McGeer.* Lamia: The First Atlantic Crossing by Unmanned Aircraft. AeroVel Corp. Archived from the original on 2008-11.
11. *Koza J.R., Bennett F.H.* Automated Synthesis of Analog Electrical Circuits by Means of Genetic Programming. – "IEEE trans. on Computation. 1997, Vol. 1, №2, p. 109-128.

12. *Sripramong T., Toumazou C.* The Invention of CMOS Amplifying Genetic Programming and Current-Flow Analysis. – M IEEE trans computer-aided design of integrated circuits and systems. 2002, Vol. 21 11, p. 1237-1252.

13. *Квакернаак Х., Сиван Р.* Линейные оптимальные системы управления. М.:Мир, 1977. – 464с.

14. *Тунік А.А., Абрамович Е.А.* Определение динамической обратной связи методом модального управления / Проблеми інформатизації та управління. – К.: 2004, №11. – С.225-228.

15. *Тунік 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.

16. *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.

17. *Тунік 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.

18. *Тунік А. А., Галагуз Т. А., Мельник К. В., Галкін Є. В.* Синтез оптимальної цифрової системи управління з використанням спостерігача Люенбергера. – Електроніка та системи керування, № 2, 2004, ст. 125 – 129.

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. *Tunik A.A., Rye H., Lee H.C.* Parametric Optimization Procedure for Robust Flight Control System Design. KSAS International Journal. Vol.2, No.2, Nov.2001, pp.95-107.

21. Туник А.А., Абрамович Е.А. Определение динамической обратной связи методом модального управления / Проблеми інформатизації та управління. – К.: 2004, №11. – С.225-228.

22. Kouvaritakis B., Postlethwaite I. Principal gain and phases: intensive robustness for assessing the closed-loop stability property// IEE Proc. D: Control theory and Applications.- 1982. -Nov. -P.233-241.

23. 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.

24. Доброленский П. Динамика полета в неспокойной атмосфере/Доброленский П. – М.: Машиностроение. – 1969. – 256 с.

APPENDIX A

SYNTHESIS PROGRAM IN MATLAB ENVIRONMENT

```
% Lateral-directional Dynamics
% -----
% State vector: x = [v p r phi psi]
% Input vector: u = [aileron rudder]
% Output vector: y = [beta p r phi psi]

% nominal
% Vt=20; % velocity: 72 km/hr (20 m/sec):
% State matrix:
A0=[-0.5702    1.9786   -19.9017    9.7757    0;
     -3.3984   -16.7803    8.0757     0         0;
      0.5434   -2.1680   -0.8281     0         0;
      0         1.0000    0.0994    0.0000    0;
      0         0         1.0049    0.0000    0 ];

% Control matrix:
B0=[-0.9669    2.4680;
     -77.6673   1.3287;
     -3.0995  -14.1149;
      0         0;
      0         0];

%Bg0 = -B0(v,r)
Bg0=[ 0.5702   19.9017;
      0         0;
     -0.5434    0.8281;
      0         0;
      0         0];

% Observation matrix:
C0=[0.0500    0         0         0         0;
     0         1.0000    0         0         0;
     0         0         1.0000    0         0;
     0         0         0         1.0000    0;
     0         0         0         0         1.0000];

% 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=[-0.4933    2.6051   -16.7989    9.6654    0;
      -2.9036  -14.3022    6.8831     0         0;
      0.4632   -1.8478   -0.7058     0         0;
      0         1.0000    0.1551   -0.0000    0;
      0         0         1.0120   -0.0000    0 ];

B0p=[-0.7005    1.7880;
     -56.2674   0.9626;
     -2.2455  -10.2258;
      0         0;
      0         0];
```

```

Bg0p=[ 0.4933 16.7989;
        0 0;
       -0.4632 0.7058;
        0 0;
        0 0];

C0p=[0.0588 0 0 0 0;
      0 1.0000 0 0 0;
      0 0 1.0000 0 0;
      0 0 0 1.0000 0;
      0 0 0 0 1.0000];

D0p=zeros(5,2);

%for SIMULINK
BexMod=[B0,Bg0];
BexModp=[B0p,Bg0p];

disp('Sampling time')
Ts=0.02; % time of discretisation

%State space of actuator and controller:
Ta=0.5;
sysac=ss(-1/Ta,1/Ta,1,0);
sysact=append(sysac,sysac);
%nominal
sysai=ss(A0,B0,C0,D0);
sysser=series(sysact,sysai);
[Ase,Bse,Cse,Dse]=ssdata(sysser);
sysser_d=c2d(sysser,Ts,'zoh');
E=eig(sysser);
[Ad,Bd,Cd,Dd]=ssdata(sysser_d);

%perturbed
sysaip=ss(A0p,B0p,C0p,D0p);
sysserp=series(sysact,sysaip);
[Asep,Bsep,Csep,Dsep]=ssdata(sysserp);
sysserp_d=c2d(sysserp,Ts,'zoh');
Ep=eig(sysserp);

disp('Number of uncontrollable and unobservable states')
%controllability
Co=ctrb(Ase,Bse);
% Number of uncontrollable states
unco=length(Ase)-rank(Co);
%observability
Ob = obsv(Ase,Cse);
% Number of unobservable states
unob=length(Ase)-rank(Ob);

disp('L_Filter')
Csh=[0 0 0 0 0 1 0; 0 0 0 0 0 0 1];
C=[Cse;Csh];
L=C';
L1=L(:,1:5);
L2=L(:,6:7);
Ak=Csh*Ase*L2;
Bk=Cse*Ase*L2;
Aksht=(Csh*Ase*L2)';
Bksht=(Cse*Ase*L2)';
Pk=[-0.7 -2.9];

```



```

Kksht=place(Aksht,Bksht,Pk);
K=Kksht';
Aest=(Csh*Ase*L2-K*Cse*Ase*L2);
By=(Csh*Ase*L2*K+Csh*Ase*L1-K*Cse*Ase*L1-K*Cse*Ase*L2*K);
Bu=(Csh*Bse-K*Cse*Bse);
Best=[By Bu];
Cest=L2([6,7],:);
D1=(L1+L2*K);
Dest=[D1([6,7],:) zeros(2,2)];
est=ss(Aest,Best,Cest,Dest);
estd=c2d(est,Ts,'zoh');
eig(estd)

```

```

%2-nd stage: Creating close-loop state-space models
disp('Opt. Con.')
```

```

R1=[1.2 1 10 1 0.8 0.01 0.01]; R1=diag(R1);
R2=[1 0;
     0 1];
[Pd,Sd,Ed]=dlqr(Ad,Bd,R1,R2);
sysK=tf(-Pd);

```

```

disp('conection est. and con.')
syspar=parallel(estd,sysK,[1 2 3 4 5],[1 2 3 4 5],[[]]);
Q=[1 1
   2 2];
inputs=[3 4 5 6 7];
outputs=[3 4];
regdet=connect(syspar,Q,inputs,outputs);
[Ar,Br,Cr,Dr]=ssdata(regdet);

```

```

disp('feedback_d');
%closed-loop "nominal"
cl=feedback(sysser_d,regdet,1);
acl=eig(cl);
[AclD,BclD,CclD,DclD]=ssdata(cl);
%closed-loop perturbed
clp=feedback(sysserp_d,regdet,1);
aclp=eig(clp);
[AclpD,BclpD,CclpD,DclpD]=ssdata(clp);

```

```

disp('H2-norms stoh')
%matrices of disturbance's forming filter
ag = [ 0 1.0000 0;
      -0.0014 -0.0750 0;
      -0.0180 -0.8331 -5.4165];
bg = [0 1 0]';
cg = [0.0123 0.5679 0;
      0.0033 0.1538 1.0000];
dg = [0 0]';
formsys=ss(ag,bg,cg,dg);
formsys_d=c2d(formsys,Ts,'zoh');
agp= [ 0 1.0000 0;
      -0.0010 -0.0638 0;
      -0.0214 -1.1606 -6.1387];
bgp = [0 1 0]';
cgp = [0.0006 0.0308 0;
      0.0035 0.1891 1.0000];
dgp = [0 0]';
formsysp=ss(agp,bgp,cgp,dgp);
formsys_dp=c2d(formsysp,Ts,'zoh');
disp(' stoh')

```

```

%recalculation disturbances for nominal model

```

```

sysai=ss(A0,[B0 Bg0],C0,zeros(5,4));
sysfs=append(formsys,sysact);
sysser=series(sysfs, sysai);
rd_d=c2d(sysser,Ts);
stser=series(regdet,rd_d,[1,2],[2,3]);
stsfb=feedback(eye(5),stser,1);
% sts=series(rd_d,stsfb);
% break
[at,bt,ct,dt]=ssdata(stsfb);
ct=[eye(7) zeros(7,3)];
B=bt*bt';
G=dlyap(at,B);
H2s=trace(ct*G*ct')

%recalculation disturbances for perturbed model
sysaip=ss(A0p,[B0p Bg0p],C0,zeros(5,4));
sysfsp=append(formsysp,sysact);
sysserp=series(sysfsp, sysaip);
rd_dp=c2d(sysserp,Ts);
stserp=series(regdet,rd_dp,[1,2],[2,3]);
stsfbp=feedback(eye(5),stserp,1);
% sts=series(rd_d,stsfb);
% break
[atp,btp,ctp,ctp]=ssdata(stsfbp);
ctp=[eye(7) zeros(7,3)];
Bp=btp*btp';
Gp=dlyap(atp,Bp);
H2sp=trace(ctp*Gp*ctp')

disp('          det')
sys2=series(regdet,sysser_d);
s2=feedback(eye(5),sys2,+1);
[a,b,c,d]=ssdata(s2);
B2=b*b';
ff=dlyap(a,B2);
J=trace(c*ff*c')

sys2p=series(regdet,sysserp_d);
s2p=feedback(eye(5),sys2p,+1);
[ap,bp,cp,dp]=ssdata(s2p);
B2p=bp*bp';
ffp=dlyap(ap,B2p);
Jp=trace(cp*ffp*cp')

disp('          det')
B2=Bcld*Bcld';
ff=dlyap(Acld,B2);
J=trace(Ccld*ff*Ccld')

B2p=Bclpd*Bclpd';
ffp=dlyap(Aclpd,B2p);
Jp=trace(Cclpd*ffp*Cclpd')

%Hinf-norm:
disp('Hinf-norms')
cl=d2c(cl,'zoh');
clp=d2c(clp,'zoh');
[Hinf_n]=normh2(cl)
[Hinf_p]=normh2(clp)

% disp('   sgm_bt   sgm_fi   sgm_p   sgm_r   sigm_psi sigm_dr')

```

```
rms_n=57.3*[sqrt(G(1,1)) sqrt(G(2,2)) sqrt(G(3,3)) sqrt(G(4,4)) sqrt(G(5,5))
sqrt(G(6,6)) sqrt(G(7,7))]
rms_p=57.3*[sqrt(Gp(1,1)) sqrt(Gp(2,2)) sqrt(Gp(3,3)) sqrt(Gp(4,4)) sqrt(Gp(5,5))
sqrt(Gp(6,6)) sqrt(Gp(7,7))]

figure(1)
plot(prOp(:,1),prOp(:,2),'c',prO(:,1),prO(:,2),'k'),title('v'),grid on

figure(2)
plot(prOp(:,1),prOp(:,3),'c',prO(:,1),prO(:,3),'k'),title('phi'),grid on

figure(3)
plot(prOp(:,1),prOp(:,4),'c',prO(:,1),prO(:,4),'k'),title('p'),grid on

figure(4)
plot(prOp(:,1),prOp(:,5),'c',prO(:,1),prO(:,5),'k'),title('r'),grid on

figure(5)
plot(prOp(:,1),prOp(:,6),'c',prO(:,1),prO(:,6),'k'),title('psi'),grid on

figure(6)
plot(prOp(:,1),prOp(:,7),'c',prO(:,1),prO(:,7),'k'),title('ail'),grid on

figure(7)
plot(prOp(:,1),prOp(:,8),'c',prO(:,1),prO(:,8),'k'),title('ru'),grid on
```

APPENDIX B

HELP PROGRAM IN MATLAB ENVIRONMENT

```
%% Dryden (Forming filter) for colour noise simulation - "nominal"
Airspeed = 20; b = 2.9; sigma = 3; L = 533;
% Altitude = 1000.00; m
kbt = sigma*sqrt((3*Airspeed)/(pi*L));
lbt = Airspeed/L;
bbt = lbt/sqrt(3);
kr=(pi)/(4*b); %kr = (pi*Airspeed)/(4*b);
lr = (pi*Airspeed)/(4*b);

n1 = kbt*[1 bbt];
d1 = [1 0 lbt^2];
tf1 = tf(n1,d1);

n2 = kr*[1 0];
d2 = [1 lr];

ag = [
        0          1          0;
        -lbt^2     -lbt*2     0;
        -kr*lr*kbt*bbt -kr*lr*kbt -lr]
bg = [0;
      1;
      0]
cg = [ kbt*bbt      kbt  0;
      kbt*kr*bbt  kbt*kr  1]
dg = zeros(2,1)

% [n,d] = ss2tf(ag,bg,cg,dg)
% tf3 = tf(n(1,:),d)
% tf4 = tf(n(2,:),d)
%% Filter-2 - perturbed
Vp = 17;
kbtpr = sigma*sqrt(3/(pi*L*Vp));
lbtpr = Vp/L;
bbtpr = lbtpr/sqrt(3);
krp = (pi*Vp)/(3*b);
lrp = (pi*Vp)/(3*b);
agp = [
        0          1          0;
        -lbtpr^2     -lbtpr*2     0;
        -krp*lrp*kbtpr*bbtpr -krp*lrp*kbtpr -lrp]
bgp = [0;
      1;
      0]
cgp = [ kbtpr*bbtpr      kbtpr  0;
      kbtpr*krp*bbtpr  kbtpr*krp  1]
dgp=zeros(2,1)
```