

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ
КАФЕДРА АЕРОКОСМІЧНИХ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач випускової кафедри
_____ О. М. Тачиніна
« _____ » _____ 2020 р.

ДИПЛОМНА РОБОТА

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

ЗА СПЕЦІАЛІЗАЦІЄЮ: «КОМП'ЮТЕРИЗОВАНІ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ТА
АВТОМАТИКА»

Тема: «Ідентифікація моделей динаміки БПЛА в умовах невизначеності»

Виконавець: студент групи СУ-101МЗ Андрушко Ігор Віталійович

Керівник: доктор технічних наук, професор Азарсков Валерій Миколайович

Консультант розділу «Охорона праці»: _____
(Підпис) (П.І.Б)

Нормоконтролер: _____
(Підпис) (П.І.Б)

Київ 2020

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНИКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ
КАФЕДРА АЕРОКОСМІЧНИХ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ
Напрям: 151 «Автоматизація та компютерно-інтегровані технології»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри АКСУ

_____ О. М. Тачиніна

«___» _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

Андрушка Ігоря Віталійовича

1. Тема роботи «Ідентифікація моделей динаміки БПЛА в умовах невизначеності» затверджена наказом ректора від «12» жовтня 2020 р. №1980/ст.
2. Термін виконання роботи: з 1 листопада 2020 року по 15 грудня 2020 року
3. Вихідні дані роботи: технічні характеристики БПЛА, моделі динаміки БПЛА, та диференціальні рівняння, які описують елементи схеми.

Зміст пояснювальної записки: огляд методів ідентифікації моделей динаміки БПЛА. Аналіз нелінійної, аналітичної та обчислювальної математичної динамічної моделі БПЛА при наявності вітру. Розроблення методів оптимізації для ідентифікації динаміки БПЛА. Двоетапний метод пошуку номінальної моделі й невизначеності динаміки БПЛА з використанням польотних даних. Метод ідентифікація моделі динаміки БПЛА з модифікованим критерієм.

4. Перелік обов'язкового ілюстративного матеріалу: таблиці-вихідних даних елементів, що входять в методи ідентифікації моделей динаміки БПЛА, рисунки-функціональна та структурні схеми системи в різних режимх роботи, графіки-результати моделювання перехідних процесі

5. Календарний план-графік

№ з/п	Завдання	Термін виконання	Підпис керівника
1	Огляд теоритичних положень за темою	1.10.2020-10.10.2020	
2	Ознайомлення з вихідними даними для виконання дипломної роботи	11.10.2020-15.10.2020	
3	Огляд методів ідентифікації моделей динаміки БПЛА в умовах невизначеності	16.10.2020-3.11.2020	
4	Методи побудови й ідентифікації моделі динаміки БПЛА в умовах невизначеності	4.11.2020-25.11.2020	
5	Охорона праці	26.11.2020-4.12.2020	
6	Екологічний вплив електромагнітних хвиль при керуванні БПЛА	5.12.2020-10.12.2020	
7	Оформлення дипломної роботи	11.12.2020-15.12.2020	

6. Дата видачі завдання:

Керівник дипломної роботи:

(підпис керівника)

Азарсков В. М.

Завдання прийняв до виконання:

(підпис випускника)

Андрушко І. В.

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи складається зі вступу чотирьох розділів, висновків, списку використаних джерел. Повний обсяг дипломної роботи становить 89 сторінок, з яких зміст на 1 сторінці, список умовних скорочень на 1 сторінці, основний текст на 80 сторінках, список використаних джерел з 22 найменувань на 2 сторінках. Робота містить 6 таблиць, 17 рисунків.

Об'єкт дослідження — моделі ідентифікації БПЛА в умовах невизначеності.

Предмет дослідження — методи дослідження моделей ідентифікації БПЛА в умовах невизначеності.

Мета дипломної роботи: Метою дипломної роботи є розробка методів ідентифікації для безпілотних літальних апаратів в умовах невизначеності.

Метод дослідження: в ході виконання дипломної роботи використано методи ідентифікації динаміки БПЛА; теорія випадкових процесів для моделювання збурень; При розробленні програмного забезпечення застосовано інтегровану систему для інженерних і наукових розрахунків MATLAB.

Ключові слова: СИСТЕМИ РЕГУЛЮВАННЯ ТА УПРАВЛІННЯ, МЕТОДИ ІДЕНТИФІКАЦІЇ, РОБАСТНІСТЬ, ОБ'ЄКТ УПРАВЛІННЯ, ПІД-РЕГУЛЯТОР, МОДЕЛЬ ДИНАМІКИ БПЛА, РОБАСТНІ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧОК І СКОРОЧЕНЬ	5
ВСТУП	6
РОЗДІЛ 1 ОГЛЯД МЕТОДІВ ІДЕНТИФІКАЦІЇ, МОДЕЛЕЙ ДИНАМІКИ БПЛА В УМОВАХ НЕВИЗНАЧЕНОСТІ	9
1.1 БПЛА як об'єкт дослідження й керування	
1.2 Аналіз систем автоматичного керування БПЛА й вимоги до їх синтезу	13
1.4 Методи побудови номінальної моделі й ідентифікації БПЛА	23
РОЗДІЛ 2 МЕТОДИ ПОБУДОВИ Й ІДЕНТИФІКАЦІЇ МОДЕЛІ ДИНАМІКИ БПЛА В УМОВАХ НЕВИЗНАЧЕНОСТІ	25
2.1 Методи побудови моделі динаміки БПЛА	
2.2 Аналіз нелінійної, аналітичної та обчислювальної математичної динамічної моделі БПЛА при наявності вітру	28
2.3 Розроблення методів оптимізації для ідентифікації динаміки БПЛА	35
2.4 Двоетапний метод пошуку номінальної моделі й невизначеності динаміки БПЛА з використанням польотних даних	38
2.5 Метод ідентифікація моделі динаміки БПЛА з модифікованим критерієм	42
3. ОХОРОНА ПРАЦІ	64
3.2 Стійкість роботи суб'єкта господарювання до дії проникаючої радіації і радіоактивного забруднення.	66
3.3 Освітленість приміщення	69
3.4 Шум	70
3.5 Пожежна безпека	71
3.6 Параметри мікроклімату в приміщеннях конструкторського відділу	71
3.7. Розрахунок штучного заземлення	72
3.8 Дослідження та оцінка передбачуваної пожежної обстановки	73
4. ЕКОЛОГІЧНИЙ ВПЛИВ ЕЛЕКТРОМАГНІТНИХ ХВИЛЬ ПРИ КЕРУВАННІ БПЛА	74
4.1. Електромагнітне випромінювання	
4.2. Вплив електромагнітного випромінювання на людину	75
4.3. Захист від електромагнітного випромінювання	78
4.4. Розрахунок товщини захисного екрану	81
ВИСНОВКИ	83
СПИСОК БІБЛЮГРАФІЧНИХ ПОСИЛАНЬ ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	86

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧОК І СКОРОЧЕНЬ

- САК - Система автоматичного керування;
- БПЛА - Безпілотний літальний апарат;
- ЛА - Літальний апарат;
- ОК - Об'єкт керування;
- НМ - Номінальна модель;
- ІіМ - Ітераційно-Інверсна модель;
- ОВОВ - Система з одним входом і одним виходом;
- БВБВ - Система з багатьма входами й багатьма виходами;
- ЛКГК - Лінійно-квадратичне гауссовское керування;
- ОДМ - Оцінювання до моделювання;
- ОПМ - Оцінювання після моделювання;
- ПФ - Передатна функція;
- SX8FW - БПЛА типу моно крило Sky Walker X8;
- ZFW - БПЛА типу моно крило Zagi;
- ПІД - Пропорційно-інтегрально-диференційний;
- ПІ - Пропорційно-інтегральний;
- МПВ - Метод похибки виходу;
- АОІВ - Алгоритм оптимізації імітаційного відпалу;
- МППЧЗ - Моделі штучного посилення й часової затримки

ВСТУП

Безпілотні літальні апарат (БПЛА) мають широкий спектр застосувань, тому збільшується запит на нові системи керування такими літальними апаратами. Велику кількість розробок БПЛА засновано на доступних системах керування, в яких реалізовані прості алгоритми керування для номінальних режимів польоту. Однак, на практиці необхідно розширювати можливості цих систем за рахунок застосування робастних законів керування, моделювання динаміки, урахування невизначеності на стадії проектування. В даний час зростає потреба в системах керування, які володіють робастними властивостями при невизначеності динаміки БПЛА, наявності збоїв або пошкодження під час їх роботи, а особливо при малій повітряній швидкості, при посадці або тривалому баражування.

Моделювання аеродинамічних сил і моментів БПЛА є однією з найскладніших частин динамічного моделювання, а аеродинамічні дані, що використовуються при проектуванні системи керування, мінімальні або взагалі відсутні. Зазвичай аеродинамічні сили і моменти моделюються як функції від повітряної швидкості, висоти (щільності повітря), аеродинамічних коефіцієнтів, змінних руху і керуючих вхідних сигналів. Традиційно аеродинамічні коефіцієнти розраховуються за допомогою аналітичних і чисельних методів, оцінюються на основі продувок в аеродинамічній трубі і льотних випробувань.

Аеродинамічні сили і моменти у великій мірі залежать від квадрата повітряної швидкості, а БПЛА мають неадаптовану або фіксовану структуру систем автоматичного керування (САК) і часто виконують польоти на низьких швидкостях при наявності зовнішніх збурень. Крім того, в залежності від типу двигуна або

Кафедра АКСУ				НАУ 20 01 435 000 ПЗ			
Виконав	Андрушко І. В.			Вступ	Літера	Арквш	Аркушів
Керівник	Азарсков В. М.					6	89
Консулт.					151-201МЗ		
Н-контроль	Дивнич М.П.						
Зав. Каф.	Тачиніна О. М.						

корисного навантаження, БПЛА може істотно змінювати свої характеристики, тому параметри динамічної моделі БПЛА змінюються в польоті, що можна розглядати як параметричну невизначеність. Це ускладнює застосування класичних методів проектування систем керування для таких об'єктів. Для керування багатовимірним об'єктом з невизначеністю в динаміці була розроблена теорія синтезу робастних систем керування, заснована на лінійних матричних нерівностях, H_∞ і μ -синтезі. Значний внесок у розвиток був зроблений провідними вченими (Д. Зеймс, Б.А. Френсіс, Азарсков В. М., Блохін Л.М., В.А. Якубович, А.А. Тунік та ін.). Але ця теорія має обмеження в практиці застосування, а використання методів даної теорії призводить до створення складних регуляторів, для реалізації яких в системах керування необхідно зменшувати їх порядок. Таке спрощення є складним завданням, а в певних випадках складні регулятори взагалі не можуть бути реалізовані.

В даний час існує тенденція використання простих законів в системі керування, таких як пропорційно-інтегрально-диференціальний регулятор (ПІД-регулятор або просто ПІД). Для таких регуляторів застосовуються відомі структури. Це спрощує їх впровадження, тестування і налаштування, особливо для недорогих БПЛА.

Мета і завдання. Метою дипломної роботи є розробка методів ідентифікації для безпілотних літальних апаратів в умовах невизначеності.

Для досягнення поставленої мети сформульовані такі завдання:

- 1) провести аналіз методів моделювання, ідентифікації керування БПЛА в умовах невизначеності;
- 2) розробити метод ідентифікації моделі динаміки БПЛА і діапазонів невизначеностей;

Методи дослідження. в ході виконання дипломної роботи використано методи ідентифікації динаміки БПЛА; теорія випадкових процесів для моделювання збурень;

При розробленні програмного забезпечення застосовано інтегровану систему для інженерних і наукових розрахунків MATLAB.

ОСНОВНА ЧАСТИНА

РОЗДІЛ 1

ОГЛЯД МЕТОДІВ ІДЕНТИФІКАЦІЇ, МОДЕЛЕЙ ДИНАМІКИ БПЛА В УМОВАХ НЕВИЗНАЧЕНОСТІ

1.1 БПЛА як об'єкт дослідження й керування

Наведемо терміни, що використовують для визначення безпілотних апаратів: безпілотна повітряна система, безпілотний літальний апарат (БПЛА), дистанційно-пілотований літальний апарат, дрон. Для БПЛА використовують різні визначення терміну, наприклад:

Багаторазовий літальний апарат, призначений для роботи без бортового пілота, який не несе пасажирів і може бути або дистанційно пілотованим, або запрограмованим для автономного режиму [1].

Система БПЛА складається з наступних підсистем (рисунок 1.1): ШЛА;

- наведення;
- корисне навантаження;
- комунікація;
- станція керування;
- запуск і відновлення;
- допоміжне устаткування;
- інші системні інтерфейси;
- транспортування.

Кафедра АКСУ				НАУ 20 01 435 000 ПЗ			
Виконав	Андрушко І. В.			Огляд методів ідентифікації моделей динаміки БПЛА в умовах невизначеності	Літера	Арквш	Аркушів
Керівник	Азарсков В. М.					9	89
Консульт.					151-201МЗ		
Н-контроль	Дивнич М.П.						
Зав. Каф.	Тачиніна О. М.						

Станція керування перебуває на землі й на борту БПЛА й забезпечує інтерфейс між людиною й БПЛА. БПЛА складається з устаткування для стабілізації й керування БПЛА (автопілот), каналу зв'язку, електроживлення, палива, конструкції, механізму для запуску й відновлення, виконавчого механізму й устаткування для виконання місії [2].

Можливо робити класифікацію БПЛА за такими показниками: розмір, умови виконання місії, середня злітна вага, повітряна швидкість, дальність, можливості або комбінація цих показників.

Наприклад НАТО запропонувало класифікацію БПЛА на основі середньої злітної ваги БПЛА (таблиця 1.1).

Також можливо класифікувати БПЛА за рівнем автономного керування (таблиця 1.2).

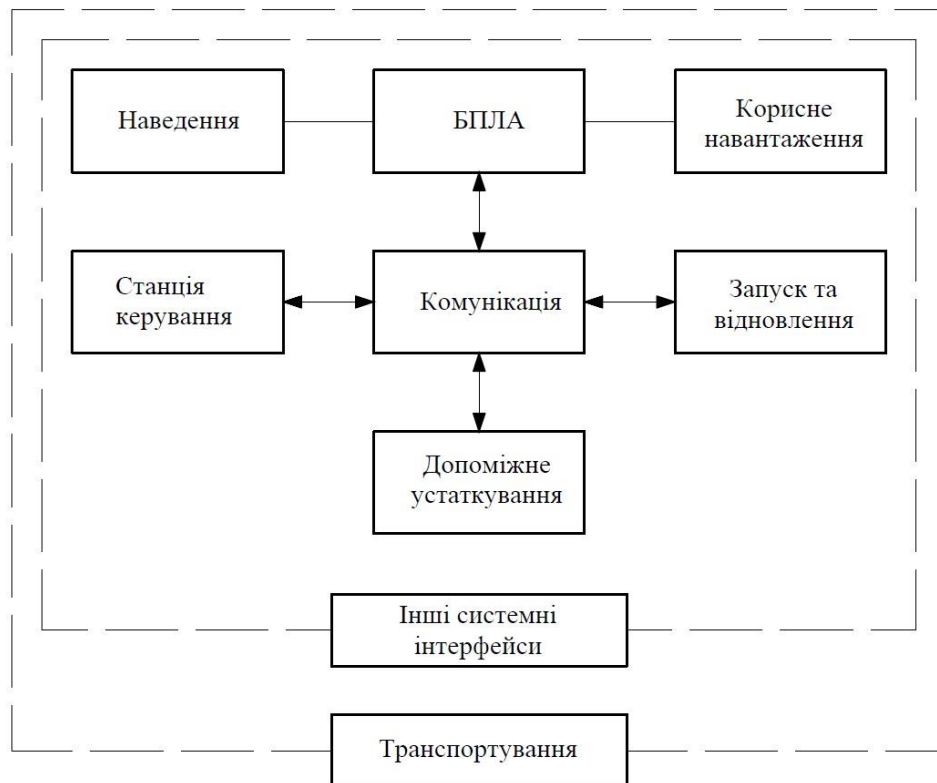


Рисунок 1.1 Система БПЛА- функціональна структура

БПЛА	Злітна вага	Максимальна висота	Радіус дії	Приклади
Мікро	менше 2 кг	600 м	5 км	Black Widow, М-10 «Око 2»
Міні	2-20 кг	900 м	25 км	Scan Eagle, Skylark, Raven, М-6-3 «Жайвір», М-56 «Модуль», М-22Д «Аеротестер»
Маленький	більше 20 кг	1500 м	50 км	Luna, М-7Д «Небесний патруль», Hermes 90
Тактичний	150-600 кг	3000 м	200 км	Sprewer, М-7В5«Небесний патруль», Hermes 450, Aerostar, Ranger
Стратегічний	більше 600 кг	більше 10000 м	безлімітний	Global Hawk, Predator В, Predator А, Heron, Heron TP, Hermes 900

Проведене дослідження дозволило виділити наступні види невизначеностей [5]

Параметрична невизначеність. При створенні математичної моделі, що описує БПЛА, точно відоме рівняння, яке описує його рух. Однак ряд інших параметрів, особливо аеродинамічні, достеменно не відомі, або не можуть бути доступні в

принципі, оскільки вони можуть змінюватися в процесі експлуатації. У таких ситуаціях говорять про параметричну невизначеність.

Неструктурна невизначеність. Невизначеності ОК у вигляді відсутньої інформації підрозділяються на внутрішні й зовнішні й називаються його внутрішніми й зовнішніми збурюваннями. Якщо відсутня інформація пов'язана з динамічними характеристиками ОК, то говорять про невизначену динаміку ОК або неструктурну невизначеність. Види структурної невизначеності:

- адитивна невизначеність;
- мультиплікативна невизначеність;
- частотна невизначеність.

Таблиця 1.2- Класифікація БПЛА за рівнем автономного керування

Рівень автономного керування	Опис
0	Дистанційно-пілотований літальний апарат
1	Виконання перед планової місії
2	Мінлива місія
3	Робастна реакція на відмову / подію в реальному часі
4	Адаптивний апарат щодо відмови / події
5	Координація декількох апаратів у режимі реального часу
6	Багатоцільове співробітництво в режимі реального часу
...	...
10	Повністю автономний

1.2 Аналіз систем автоматичного керування БПЛА й вимоги до їх синтезу

Для прикладу показана (рисунок 1.2) загальна схема навігації, наведення й керування БПЛА. Маршрут БПЛА може плануватися на основі бортового відео спостереження. САК реалізується в автопілоті для успішного виконання певних як відстеження заданих сигналів для повітряної швидкості, висота, кут курсу та ін. при виконанні польоту з урахуванням невизначеності динаміки БПЛА й зовнішніх збурюваннях.



Рисунок 1.2- Схема навігації, наведення й керування [12]

Моделювання БПЛА зазвичай проводять на основі фізичних законів і в нелінійному виді. Для синтезу системи керування часто використовують лінійну

модель БПЛА. У роботі запропоновано процедуру проектування робастної САК ЛА на основі технології μ -синтезу й прямого синтезу робастного ПД-регулятора (рисунок 1.3). При прямому синтезі робастного ПД-регулятора можливо використовувати повну нелінійну динамічну модель БПЛА з визначеністю в порівнянні з робастним керуванням на основі технології μ -синтезу. Також проектування робастного ПД-регулятора, на відміну від робастного керування на основі μ -синтезу приводить до простих регуляторів, які можливо без спрощення реалізувати на практиці. Оскільки повітряна швидкість вимірюється під час польоту, то структура ПД-регулятора дає можливість синтезувати його робастним при невизначеності динаміки й адаптивним щодо зміни повітряної швидкості [6].

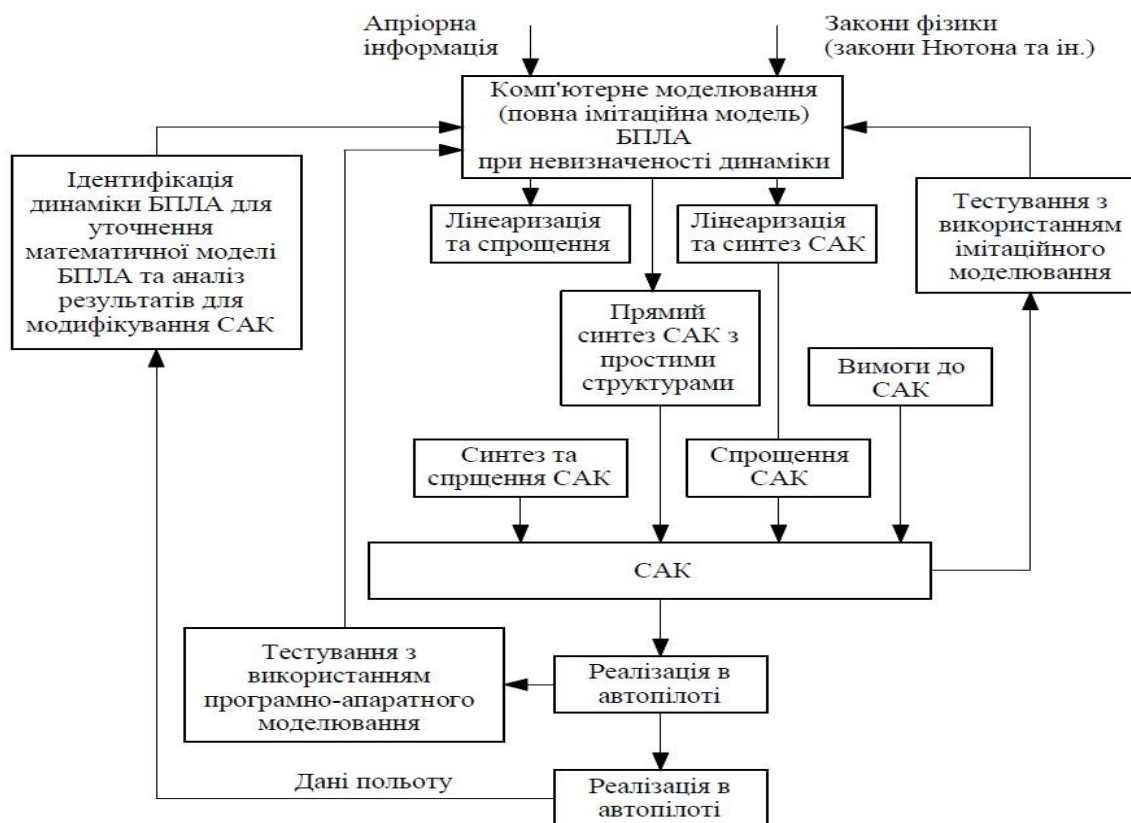


Рисунок 1.3 - Процедура проектування САК ЛА

Автопілот є обладнанням або програмно-апаратним комплексом, що керує транспортними апаратами, особливо літальними апаратами, за заданою траєкторією.

Автопілоти БПЛА дозволяють автоматизувати всі його режими польоту. Концепція автопілоту поєднує систему керування літальним апаратом, радіонавігаційну систему й систему інерціальної навігації в єдине багатофункціональне обладнання для автономного керування БПЛА [19].

Авіоніка пілотованих і безпілотних літальних апаратів як система навігації, наведення й керування складається з обладнань для вимірів, обробки й керування, і її функції є такими:

- вимір параметрів орієнтації;
- вимір і оцінювання координат у просторі, подорожній і повітряній швидкості, кутів траєкторії й курсу й висоти;
- збереження й відновлення маршруту відповідно до команд від наземної станції керування;
- формування керуючих сигналів (наприклад, для сервоприводів - SD) під час зльоту, польоту й посадки в напівавтоматичному й автоматичному режимах;
- керування польотом і маршрутом (вихід із зони польоту, спуск на критичну висоту, втрата супутника й навігаційних сигналів та ін.);
- контроль і моніторинг стану бортової апаратури (стан заряду батареї, івень палива, втрата зв'язку з наземною системою керування);
- керування дією користувача БПЛА й виконання функцій безпеки у випадку виключених умов (зменшення енергії, вхід у заборонені зони, втрата сигналів GPS та ін.).

Авіоніка БПЛА звичайно складається з таких компонентів:

- автопілот;
- датчик повітряного потоку;
- живлення або батарея;

- модуль живлення;
- приймач GPS;
- сервоповідні;
- магнітний компас;
- телеметрія;
- вимикач безпеки;
- передавач;
- наземна станція керування;
- показники;

Доступні сучасні автопілоти для міни й мікро-БПЛА мають досить просту архітектуру, але не всі з них забезпечують оптимальні й робастні рішення. Саме тому галузь досліджень і розробок застосування сучасних методів теорії керування для синтезу законів керування й нових систем керування для міні й мікро-БПЛА є актуальною.

Вибір відповідного автопілоту є важливим рішенням при розробці нового БПЛА, оскільки ефективність системи керування БПЛА на всіх режимах польоту суттєво залежить від можливостей автопілоту. Для порівняння наведено виробників деяких автопілотів БПЛА (таблиця 1.3). Видно, що частота керування автопілотів обмежена, тому неможливо реалізувати будь-який алгоритм керування в автопілотах. Також маленькі БПЛА вимагають автопілоти як мо більш низького розміру, потужності й ваги.

Дані й порівняні можливості доступних готових автопілотів. Можливо порівняти особливості автопілотів з погляду їх датчиків і процесора, розмірі режимів керування, інтегрованого симулятора, оцінювання швидкості вітру, повернення додому при втраті сигналу GPS, точності керування координат (для мульти-роторів), точності оцінювання кутів, частоти керування, ціни та ін. (Таблиця 1.4).

Усі наведені автопілоти можна застосувати для ручного керування, напівавтоматичного, автоматичного польоту по маршруту. Вони підтримують типи літаків й вертольотів, крім YS-X4V2.

Таблиця 1.3- Виробники деяких автопілотів БПЛА

Автопілот	Виробник	Країна	Максимальні частоти керування
AP-AVIA	KB AVIA	Україна	400 Гц
Pixhawk	3D robotics	США	200 Гц
MP2028g	Micropilot	Канада	400 Гц Кутовий контур керування в 30 Гц
Kestrel v3.0	Procerus Technologies	США	
YS-X4V2	Zero UAV Intelligent Technology	Китай	100 Гц
GNC1000	Moog Crossbow	США	
Piccolo	Cloud Cap Technology Inc	США	Кутовий контур керування з 50 Гц
Vector	UAV Navigation	Іспанія	
Unav 3500	Unav company	США	
Paparazzi autopilot	ENAC university	Франція	
Crossbow MNAV+Stargate autopilot	Crossbow company	США	

Таблиця 1.4 – Особливості деяких автопілотів БПЛА

Особливість	Інтегрований симулятор	Оцінювання швидкості вітру	Повернення додому при втраті сигналу GPS	Точність керування координат	Точність керування координат	Точність оцінювання кута керування й тангажа	Точність оцінювання кута курсу	Максимум частоти керування
AP-AVIA	Так	Так	Так	1,5 м	0,5 м	0,3 гради	0,5 гради	400 Гц
Pixhawk	Немає	Немає	Так	1,5 м	0,5 м	0,3 гради	0,5 гради	200 Гц
MP2028g	?	?	?	?	?	2 гради	2 гради	400 Гц
Kestrel v3.0	Так	Так	Так	?	?	5 гради	5 гради	?
YS-X4V2	Немає	Немає	Так	1,5 м	0,5 м	?	?	100 Гц

Параметри польоту, оцінені бесплатформною інерціальною навігаційною системою, використовуються як вхід для системи керування польотом. Крім того, навігаційна інформація також передається станції наземного керування через двосторонній радіоканал, названий командною лінією телеметрії.

Робастність - це властивість системи керування, що забезпечує працездатність ОК в умовах можливих зовнішніх збурювань і при істотних параметричних змінах зі збереженням показників якості на заданому інтервалі [21]. До основних показників якості слід віднести запас стійкості ОК, точність, необхідні характеристики перехідних режимів, енергоспоживання та ін. Визначення й тлумачення терміну «робастність» на різних етапах розвитку теорії керування давали по-різному. Система

є робастною, якщо вона має достатню надійність, грубість і гнучкість [15]. Робастна система повинна:

- Мати низьку чутливість;
- Зберігати стійкість;
- Задовольняти вимогам щодо до її якості у досить великому діапазоні зміни її параметрів.

Робастність характеризується чутливістю системи до факторів, які не враховувалися на етапах аналізу й синтезу — наприклад, до збурювань, шуму датчика й параметрам, що не відображені у моделі системи, але впливають на її динаміку. У роботі [16] поняття робастності заміняється псевдо стаціонарністю: «САК, у яких параметри змінюються в значних межах за час ефективної тривалості перехідної функції, і при цьому основні показники якості практично залишаються незмінними, будемо називати псевдо стаціонарними». У роботі [17] поняття робастності уточнюється: «... фіксований керуючий пристрій повинен забезпечувати малу чутливість як до змін характеристик об'єктів, так і до широкого класу зовнішніх збурювань. У роботі [21] робастне керування вважається таким керуванням, для синтезу якого використовують визначені заздалегідь й апіорні діапазони невизначеності. Протягом останніх трьох десятиків років усе більше уваги приділяється робастності систем керування, а саме робастність стійкості і якості САК в умовах невизначеності. Існуючі підходи враховують той факт, що реальна фізична система й навколишні умови, у яких вона функціонує,

не можуть бути змодельовані абсолютно точно. Тому проектувальник системи керування повинен розробити математичну модель та на її основі синтезувати таку систему керування, щоб забезпечувати обидва критерії: стійкість і необхідні якості реального об'єкта при наявності будь-якої невизначеності. Такі множинні цілі досягаються шляхом реалізації керування зі зворотним зв'язком. Однак необхідно також відзначити, що класичні методи синтезу, так само, як і сучасні, також можуть призвести до створення робастних систем керування, незважаючи на те, що класичні

методи синтезу систем керування заздалегідь не враховують діапазони невизначеності в процесі синтезу. Можна сказати, що синтез систем керування в умовах невизначеності також є класичною проблемою теорії керування. Основи рішення цієї проблеми були розглянуті на початку 1930-х років Г. С. Блеком і Х. У. Бодом, коли було запропоновано метод аналізу чутливості систем зі зворотним зв'язком. У системах з одним входом і одним виходом (ОВОВ) забезпечується робастність за допомогою запасу по амплітуді й по фазі. З появою в 1960-ом року поняття систем з багатьма входами й багатьма виходами (БВБВ) почали розвивати методи робастного керування, засновані на квадратичному критерії й гауссівському шумі, так зване лінійно-квадратичне гауссівське керування (ЛКГК). Тоді у теорії керування використовували частотні методи. Вони узагальнювалися для випадків багатомірних систем. Але в реальності білих шумів і збурювань не існує, тому на практиці від цих методів відмовилися й продовжився розвиток робастного керування. Після того, як на початку 1980-ого року Зеймс запропонував теорему про малий коефіцієнт підсилення, з'явився новий метод: « H_∞ -оптимальне керування». Ця теорія робастного керування розвивалася за допомогою методу H_∞ -оптимізації й структурного сингулярного значення μ [4-6, 18-31]. На основі цієї теорії створено систематичний метод синтезу робастного керування лінійними системами, який досліджується й дотепер для обох лінійних і нелінійних систем. H_∞ -метод робастного керування виправляє недоліки методів класичного й сучасного ЛКГК, а також використовує їхні переваги. Метод - H_∞ -робастного керування й μ -синтезу можливо застосувати для БВБВ, що дозволяє поліпшити їх робастність і дає можливість використовувати діаграми Бодом і Найквіста, які раніше застосовувалися тільки для ОВОВ. Варто відзначити, що метод H_∞ -робастного керування й μ -синтез використовує потужність сучасних обчислювальних методів, щоб знайти оптимальні рішення цільових функціоналів. Наявність ефективних програм знаходження рішення лінійних матричних нерівностей зробила цей апарат досить ефективним з обчислювальної точки зору. При цьому були знайдені рішення окремих задач,

наприклад, задача щодо робастної стійкості інтервального полінома допускає дуже просте рішення теореми Харитонова, [6, 32, 33]. У роботі представлено розвиток робастного керування (таблиця 1.5). У роботі [31] було синтезовано робастне керування для БПЛА на основі μ -синтезу, але воно не реалізоване в автопілоті БПЛА й відсутні обмеження його застосування.

Методи аналізу робастності, такі як теорема малого посилення, структурне сингулярне значення, гіперсфера стабільності за Ляпуновим, теорема Харитонова, метод Монте-Карло порівняно в роботі [3], де проаналізовано чутливість до реальних параметрів. Деякі з методів були визнані досить незадовільними. Проте, метод структурного сингулярного значення дає прийнятні результати. Робастна система керування забезпечує необхідні якості, незважаючи на істотну невизначеність характеристик БПЛА. Робастність є одним з важливих питань у системах керувань, оскільки вплив різних внутрішніх і зовнішніх збурювань і шумів на БПЛА змінює динаміку й параметри систем під час польоту. Математична модель реального фізичного БПЛА завжди неточна з таких причин [15]:

1. Істотна зміна параметрів об'єкта керування, особливо аеродинамічних;
2. Неможливо врахувати всі динамічні властивості об'єкта при побудові моделі;
3. Наявність зовнішніх і внутрішніх збурювань, які слабо формалізуються, наприклад, таких як вітер, турбулентність, шуми датчиків і т.д.;
4. Нелінійність рівняння руху БПЛА;
5. Змінність і зміна положення робочої точки при різних режимах польоту БПЛА;
6. Неточність значень механічних особливостей і параметрів систем і систем, які впливають на керування в процесі створення БПЛА.

Як було сказано раніше, невизначеності системи можливо розділити на зовнішні збурювання (невизначеності в динаміці системи) і внутрішні збурювання (невизначеність моделі й параметрів).

Невизначеності в динаміці системи розділяють на структурні й неструктурні невизначеності.

Якщо відома структура системи, й неточне значення деяких її параметрів задане тільки у вигляді їх діапазонів, то така система має структурну невизначеність.

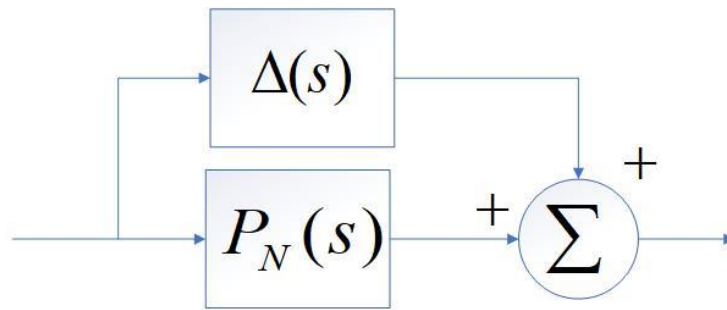
Але іноді система має динамічну невизначеність або збурювання як немодельну динаміку системи або приводу, особливо на високих частотах.

Це називається неструктурною невизначеністю. Зазвичай використовують такі неструктурні невизначеності:

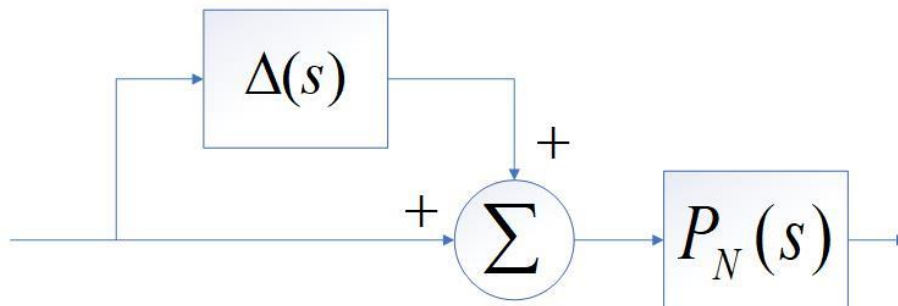
- адитивна неструктурна невизначеність;
- зворотна адитивна неструктурна невизначеність;
- вхідна мультиплікативна неструктурна невизначеність;
- вихідна мультиплікативна неструктурна невизначеність;
- зворотна вхідна мультиплікативна неструктурна невизначеність;
- зворотна вихідна мультиплікативна неструктурна невизначеність;

Для прикладу в роботі (рисунок 1.4) наведено адитивну й мультиплікативну вхідну неструктурні невизначеності.

На рисунку 1.4 введено такі позначення: $P_N(s)$ - номінальна модель БПЛА; $\Delta(s)$ - неструктурна невизначеність. Неструктурна невизначеність зазвичай представляється в нормалізованому виді. На практиці використовується неструктурована невизначеність типу диска.



а)
$$P(s) = P_N(s) + \Delta(s)$$



б)
$$P(s) = P_N(s)(I + \Delta(s))$$

а) - адитивна невизначеність; б) - мультиплікативна невизначеність

Рисунок 1.4 - Вхідна неструктуровна невизначеність

1.3 Методи побудови номінальної моделі й ідентифікації БПЛА

Номінальна модель – це динамічна модель, що створена на основі номінальних значень невизначених параметрів. За допомогою різних методів ідентифікації можна знайти номінальну модель і діапазони її невизначеності [13, 17]. Першою важливою проблемою є вибір номінальної моделі й структури, невизначеності якої важливі при аналізі й синтезі робастного керування. Вибір номінальних моделей впливає на метод, який використовується для проектування системи керування. Вибір номінальної моделі системи, мети й задачі керування, існуючі обмеження й технічні засоби проектування можуть вплинути на певні властивості керування. В адаптивному керуванні застосування еталонних моделей вимагає, щоб порядок системи та номінальної моделі були однаковими для збіжності алгоритмів адаптації. Для

застосування методів робастного керування необхідно зберігати властивості стійкості і якості при внутрішніх і зовнішніх збурюваннях у системі керування. Таким чином, необхідно визначити правило синтезу номінальної моделі для максимальної робастності системи керування з найбільш широким відхиленням від номінальних параметрів об'єкта. Отже, у синтезі номінальної моделі, як процедури спрощення й скорочення вихідної моделі, необхідно використовувати відповідний критерій. Якщо синтез номінальної моделі спрямований на спрощення або зменшення порядку моделі, то можна використовувати наступні відомі методи [10]:

- принцип порівняння;
- метод сингулярного збурювання;
- метод вагових функцій;
- метод матричних нерівностей;
- метод апроксимації або редукції;
- методи ідентифікацій.

Наприклад, для систем з обмеженими ресурсами для керування, номінальна модель повинна бути обрана з урахуванням критерію енергії.

Справедливо відзначити, що аеродинамічна модель літальних апаратів є найбільш складною частиною при ідентифікації динаміки системи літального апарата. Таким чином, ідентифікація динаміки літального апарата й пошук номінальної моделі перетворюються в ідентифікацію аеродинамічної моделі.

РОЗДІЛ 2
МЕТОДИ ПОБУДОВИ Й ІДЕНТИФІКАЦІЇ МОДЕЛІ
ДИНАМІКИ БПЛА В УМОВАХ НЕВИЗНАЧЕНОСТІ

2.1 Методи побудови моделі динаміки БПЛА

Динаміка БПЛА при наявності вітру.

Рух БПЛА як твердого тіла в просторі описується дванадцятьма диференціальними рівняннями першого порядку, з них: три рівняння сил, три рівняння моментів, три кінематичні співвідношення для кутів Ейлера та три кінематичні співвідношення для лінійних координат.

Для опису використовують стандартні позначення параметрів руху, інерційних масових характеристик, сил і моментів літака.

У рівняннях зроблено наступні припущення: кривизна землі не враховується, гіроскопічний момент двигунів малий, маса БПЛА, а отже і його матриця інерції, постійні або повільно змінюються.

За допомогою другого закону Ньютона можливо описати поступальний рух центру маси БПЛА через диференціальне рівняння.

Аеродинамічні сили залежать від відносної повітряної швидкості, тому можливо переписати рівняння поступального руху у зв'язаній системі координат [69]:

$$\begin{aligned}
 [\dot{V}_A]_B = [\dot{V}_I]_B = & \frac{f_{B-aero}([V_A]_B, \omega_W, \delta_A, \delta_E, \delta_R, \delta_T) + f_{B-thrust}}{m(t)} + \\
 & + H_I^B g_I - \varpi_B [V_A]_B
 \end{aligned}
 \tag{2.1}$$

Кафедра АКСУ				НАУ 20 01 435 000 ПЗ			
Виконав	Андрушко І. В.			Методи побудови й ідентифікації моделі динаміки БПЛА в умовах невизначеності	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Азарсков В. М.					25	89
Консульт.					151-201МЗ		
Н-контроль	Дивнич М.П.						
Зав. Каф.	Тачиніна О. М.						

де $[\dot{V}_I]_B$ - інерціальна колійна швидкість, представлена у зв'язаній системі координат;

$[\dot{V}_A]_B$ - повітряна колійна швидкість, представлена у зв'язаній системі координат;

ϖ_B - матриця вектору кутової швидкості. Або в іншому виді:

$$[\dot{V}_A]_B = [\dot{V}_I]_B = \frac{f_{B-aero}(|V_A|, \alpha - \alpha_w, \beta - \beta_w, \omega_B - \omega_W, \delta_A, \delta_E, \delta_R, \delta_T) + f_{B-thrust}}{m(t)} + H_I^B g_I - \varpi_B [V_I - W]_B \quad (2.2)$$

де кути α_w, β_w - еквівалентні кути атаки й ковзання в результаті впливу вітру.

Аналогічно для обертового руху можна написати рівняння:

$$\frac{d\omega_B}{dt} = I_B^{-1} (m_{B-aero} + m_{B-thrust} - \varpi_B I_B \omega_B) \quad (2.3)$$

Очевидно, що рівняння обертового руху однаково при наявності постійного вітру й під час його відсутності. Кінематичні рівняння поступального й обертового руху набувають такого виду:

$$\begin{aligned} \frac{dr_1}{dt} &= H_B^I V_B, \\ \frac{d\Theta}{dt} &= L_B^E \omega_B \end{aligned} \quad (2.4)$$

де поступальне положення БПЛА тільки залежить від колійної швидкості - V_B , але не від вітру.

Таким чином, якщо провести лінеаризацію, тоді права частина рівняння буде функцією з $[V_A]_B$, але ліва частина буде функцією з $[\dot{V}_I]_B$. Можливо розділити лінійні рівняння руху БПЛА на два рухи - поздовжнє й бічне, оскільки при обуреному русі взаємний вплив цих рухів не суттєвий.

Бічний рух БПЛА при наявності вітру. Бічний рух БШПА при наявності постійного вітру набуває такий вид:

$$\begin{aligned}\Delta x_{LatA} &= [\Delta v - \Delta v_w \quad \Delta p \quad \Delta r \quad \Delta y_1 \quad \Delta \phi \quad \Delta \psi]^T; \\ \Delta u_{Lat} &= [\Delta \delta_A \quad \Delta \delta_R]^T; \\ \Delta \dot{x}_{LatA} &= A_{lat} \Delta x_{LatA} + B_{lat} \Delta u_{Lat}\end{aligned}\tag{2.5}$$

де

$$A_{lat} = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p + w_0 & Y_r - u_0 & 0 & g_1 \cos \theta_0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 & L_\phi \\ N_v + Y_v N_{\dot{v}} & N_p + (Y_p + w_0) N_{\dot{v}} & N_r + (Y_r - u_0) N_{\dot{v}} & 0 & N_\phi \\ 1 & 0 & 0 & 0 & w_0 \\ 0 & 1 & -\sin \theta_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \cos \theta_0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \tag{2.6}$$

де $k = u_0 \cos \theta_0 + w_0 \sin \theta_0$ й

$$B_{lat} = \begin{bmatrix} Y_{\delta A} & Y_{\delta R} \\ L_{\delta A} & L_{\delta R} \\ N_{\delta A} + Y_{\delta A} N_{\dot{v}} & N_{\delta R} + Y_{\delta R} N_{\dot{v}} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

Оскільки вплив вітру є постійним, тому похідна цієї величини в інерціальній системі дорівнює нулю в лівій частині рівняння. У правій частині рівняння можливо виділити вплив вітру. Вихідне лінійне рівняння переписеться в такому виді:

$$\begin{aligned} \Delta x_{LatB} &= [\Delta v \quad \Delta p \quad \Delta r \quad \Delta y_1 \quad \Delta \phi \quad \Delta \psi]^T; \\ \Delta u_{Lat} &= [\Delta \delta_A \quad \Delta \delta_R]^T; \quad \Delta w_{Lat} = [\Delta v_W]^T \\ \Delta \dot{x}_{LatB} &= A_{lat} \Delta x_{LatB} + B_{lat} \Delta u_{Lat} + E_{lat} \Delta w_{Lat}; \\ E_{lat} &= \begin{bmatrix} -A_{lat}(1,1) \\ -A_{lat}(2,1) \\ -A_{lat}(3,1) \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -Y_v \\ -L_v \\ -(N_v + Y_v N_{\dot{v}}) \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.8)$$

2.2 Аналіз нелінійної, аналітичної та обчислювальної математичної динамічної моделі БПЛА при наявності вітру

У даному підрозділі використано нелінійну математичну модель безпілотного літального апарата типу Aerosonde, а також розроблено лінійну модель при малих швидкостях польоту та при наявності вітру, а потім було отримано

лінеаризовану модель за допомогою чисельного й чисельно-аналітичного методу. Порівняно лінеаризовану та нелінійну динамічну модель при різних режимах. Шляхом імітаційного моделювання показано, що чисельно-аналітична й чисельна лінійні моделі відповідно адекватні нелінійній динамічній моделі.

Можливо поділити лінеаризовані рівняння на рівняння поздовжнього й бічного руху БПЛА, тому що розглянуто симетричний літак в наступних усталених режимах польоту: при зльоті, посадці й круїзному польоті. Наприклад, для стійкого польоту в поздовжньому каналі передбачають, що \dot{V} , \dot{q} , $\dot{\theta}$ і $\dot{\alpha}$ і а мають нульове значення [68].

Поздовжні стани, а також вектори, що управляють та збурюють:

$$\begin{aligned} \Delta X_{Lon} &= [\Delta u \quad \Delta w \quad \Delta q \quad \Delta x \quad \Delta z \quad \Delta \theta]^T, \\ \Delta U_{Lon} &= \begin{bmatrix} \Delta \delta_E \\ \Delta \delta_T \end{bmatrix}, \quad \Delta W_{Lon} = \begin{bmatrix} \Delta u_w \\ \Delta w_w \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.9)$$

Лінеаризовані поздовжні рівняння руху БПЛА набувають загального виду:

$$\Delta \dot{X}_{Lon} = A_{Lon} \Delta X + B_{Lon} \Delta U + E_{Lon} \Delta W \quad (2.10)$$

де

$$A_{Lon} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & a_{13} & 0 & X_z & a_{16} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & 0 & a_{25} & a_{26} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & 0 & 0 & a_{36} \\ a_{41} & a_{42} & 0 & 0 & 0 & b \\ a_{51} & a_{52} & 0 & 0 & 0 & c \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \begin{aligned} a_{13} &= X_q - w_0, & a_{16} &= -g \cos(\theta_0) \\ a_{31} &= M + aZ_u, & a_{32} &= M + aZ_w, \\ a_{26} &= \frac{-g \sin(\theta_0)}{1 - Z_{\dot{w}}}, & a &= \frac{M_{\dot{w}}}{1 - Z_{\dot{w}}}, \\ a_{36} &= M_\theta - ag \sin(\theta_0), \\ a_{21} &= \frac{Z_u}{1 - Z_{\dot{w}}}, & a_{22} &= \frac{Z_w}{1 - Z_{\dot{w}}}, \end{aligned}$$

$$B_{Lon} = \begin{bmatrix} X_{\delta_E} & X_{\delta_r} \\ \frac{X_{\delta_E}}{1-Z_{\dot{w}}} & \frac{X_{\delta_r}}{1-Z_{\dot{w}}} \\ M_{\delta_E} + aZ_{\delta_E} & M_{\delta_r} + aZ_{\delta_r} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad E_{Lon} = \begin{bmatrix} -a_{11} & -a_{12} \\ -a_{21} & -a_{22} \\ -a_{31} & -a_{32} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$a_{23} = \frac{Z_q + u_0}{1 - Z_{\dot{w}}}, \quad a_{25} = \frac{Z_z}{1 - Z_{\dot{w}}},$$

$$a_{41} = \cos(\theta_0), \quad a_{42} = -\sin(\theta_0),$$

$$a_{51} = \sin(\theta_0), \quad a_{52} = \cos(\theta_0),$$

$$b = -u_0 \sin(\theta_0) + w_0 \cos(\theta_0),$$

$$c = -u_0 \cos(\theta_0) - w_0 \sin(\theta_0),$$

$$a_{33} = M_q + a(Z_q + u_0).$$

Вітер є зовнішнім збурюванням. Збурювання вітру має ті ж аеродинамічні ефекти, як і варіації повітряної швидкості, але з негативним знаком.

Відзначимо, що матриця станів A_{Lon} містить Кориолісові або не аеродинамічні компоненти, а E_{Lon} - не містить.

Вітер впливає на динаміку БПЛА через аеродинамічну модель сил і моментів, а прямі прискорення, пов'язані з вітром, можна припускати нульовими при наявності повільно мінливого вітру.

Слід враховувати, що деякі аеродинамічні коефіцієнти представлені в довідкових таблицях, тому для цього випадку необхідна не тільки аналітична, але й чисельна лінеаризація.

Припустимо, що нелінійна динамічна система описується таким чином:

$$\begin{aligned} \dot{X}(t) &= f(X(t), u(t), w(t), t), \\ Y(t) &= g(X(t), u(t), w(t), t) \end{aligned} \quad (2.11)$$

де $X_{n \times 1}$ - вектор стану;

$X_{r \times 1}$ - вектор виходу;

$u_{m \times 1}$ - вектор входу;

$w_{p \times 1}$ - вектор зовнішніх збурювань;

t - час;

f і g - загальні нелінійні функції.

Будь-яка номінальна або еталонна траєкторія задовольняє рівнянню. Реальна динаміка БПЛА може бути виражена як сума номінальної динаміки та ефекту збурювання. Зі скасуванням номінальних членів по обидва боки рівняння отримуємо наступну лінійну модель:

$$\begin{aligned}\Delta \dot{X}(t) &= \left. \frac{\partial f}{\partial X} \right|_N \Delta X(t) = \left. \frac{\partial f}{\partial u} \right|_N \Delta u(t) = \left. \frac{\partial f}{\partial w} \right|_N \Delta w(t) = \\ &= A_{n \times n} \Delta X(t) + B_{n \times m} \Delta u(t) + E_{n \times p} \Delta w(t), \\ \Delta Y(t) &= \left. \frac{\partial g}{\partial X} \right|_N \Delta X(t) + \left. \frac{\partial g}{\partial u} \right|_N \Delta u(t) + \left. \frac{\partial g}{\partial w} \right|_N \Delta w(t) = \\ &= C_{r \times n} \Delta X(t) + D_{r \times m} \Delta u(t) + F_{r \times p} \Delta w(t)\end{aligned}\quad (2.12)$$

де A , B і E - матриці з відповідними розмірами, які можна обчислити чисельно.

Були зіставлені результати моделювання нелінійних і лінеаризованих моделей для каналу поздовжнього руху БПЛА Aerosonde.

У роботі представлено результати моделювання трьох моделей для заданих значень (робочих точок) повітряної швидкості, щоб показати подібність поведінки моделей [70]:

$$\begin{aligned}u_{Trim} &= 20 \text{ м/с}, & \delta_{ETrim} &= -0,2070 \text{ рад}, \\ w_{Trim} &= 1,81 \text{ м/с}, & \delta_{TTrim} &= 0,3253 \text{ рад}, \\ \theta_{Trim} &= 0,0725 \text{ рад/с}, & M_{Trim} &= 9,5 \text{ кг}, \\ w_{Trim} &= 1 - 81 \text{ м/с}, & \omega_{EngineTrim} &= 445 \text{ обертів/хв},\end{aligned}\quad (2.13)$$

де δ_{ETrim} — відрегульований сигнал управління керма висоти;

δ_{Trim} — відрегульований сигнал управління керма двигуна;

$\omega_{EngineTrim}$ — номінальна частота обертання двигуна;

M_{Trim} — номінальна маса.

Моделюються три динамічні системи в заданих низько-швидкісних робочих точках для періодичного сигналу квадратної форми із частотою, що дорівнює 0,2 Гц.

У якості постійного збурювання для керуючого сигналу керма висоти моделюються оригінальні нелінійні, чисельні й аналітичні лінійні моделі, результати наведено для ситуації під час відсутності вітру (рисунок 2.1). Можна бачити, що їх відповіді дуже схожі між собою.

Це означає, що аналітична лінійна модель перевірена й може бути використана для вивчення параметричних невизначеностей моделей БПЛА.

Напрямок вітру можна вважати постійним або повільно мінливим в інерціальній системі координат. Вітер впливає на динаміку БПЛА через аеродинамічну модель сил і моментів, а прямі прискорення, пов'язані з вітром можна вважати рівними нулю. Вплив вітру вивчається в лінійних і нелінійних моделях рамки Aerosonde у зв'язаній системі координат для постійного вектору в інерціальній системі координат.

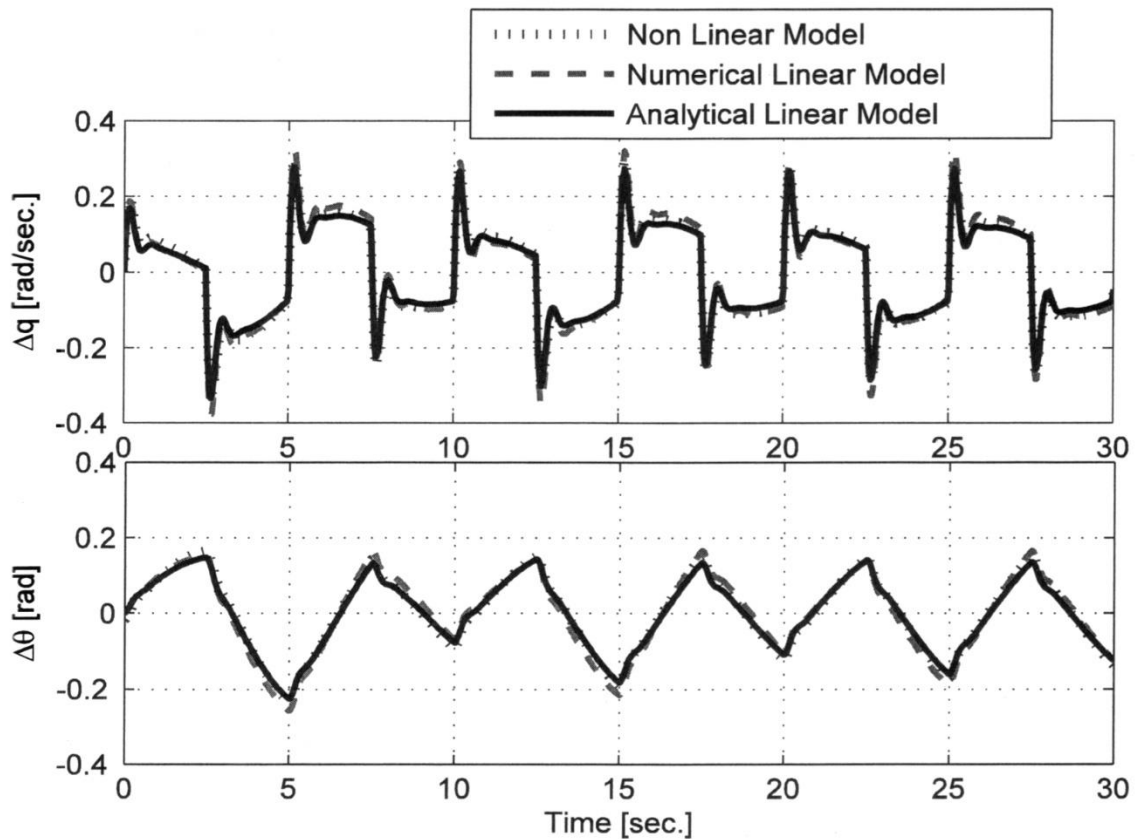


Рисунок 2.1 - Кутова швидкість і кут тангажа в нелінійних і лінійних моделях під час відсутності вітру

У роботі порівняно ефект вітру в лінійних і нелінійних моделях (рисунок 2.2 і рисунок 2.3).

Можна бачити, що впливом вітру не можна зневажити, і у порівнянні з нелінійною моделлю, лінійна модель із прийнятною точністю може показати вплив вітру.

Представлено нелінійну та лінійну динамічну модель міні-БПЛА при малих швидкостях. Лінійна модель рухів міні-БПЛА була розрахована з використанням чисельних і аналітичних методів при наявності вітру.

Порівняно чисельні й аналітичні відгуки нелінійної та лінійної моделей.

Отримано перевірену аналітичну лінійна модель, яку можна використати для вивчення й моделювання невизначеностей, а також для визначення номінальної моделі БПЛА при синтезі робастного керування.

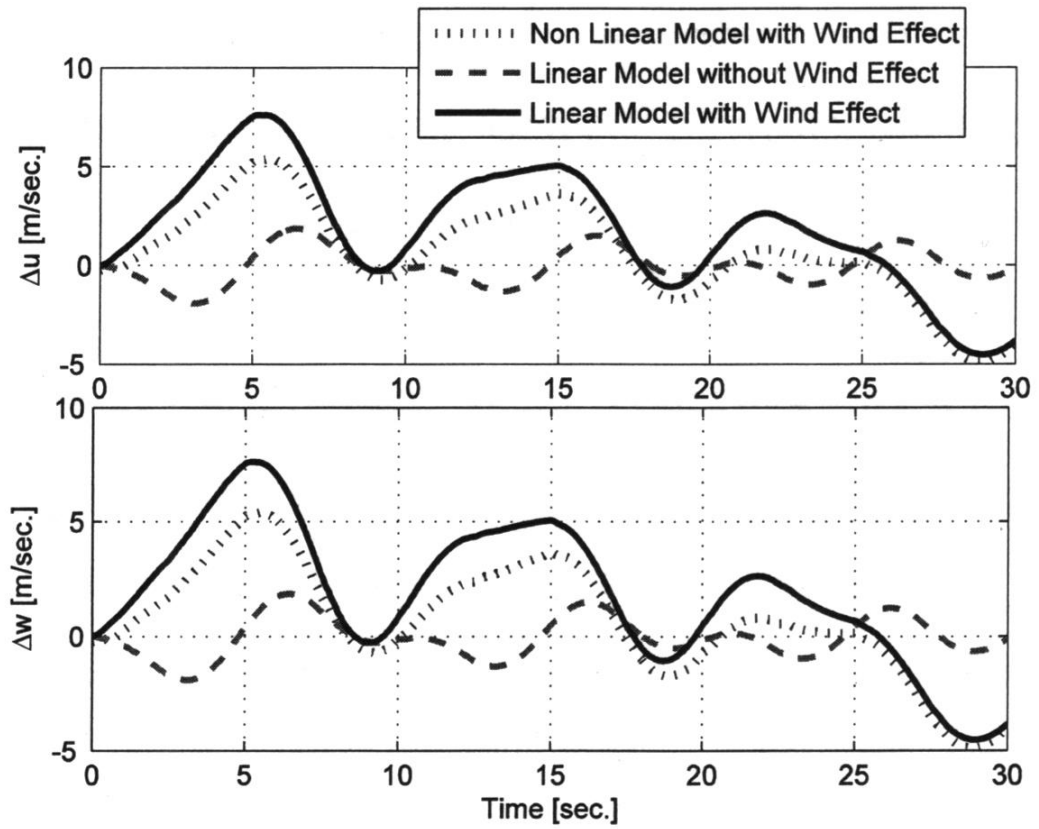


Рисунок 2.2 - Вплив вітру на лінійні швидкості в нелінійних і лінійних моделях у зв'язаній системі координат

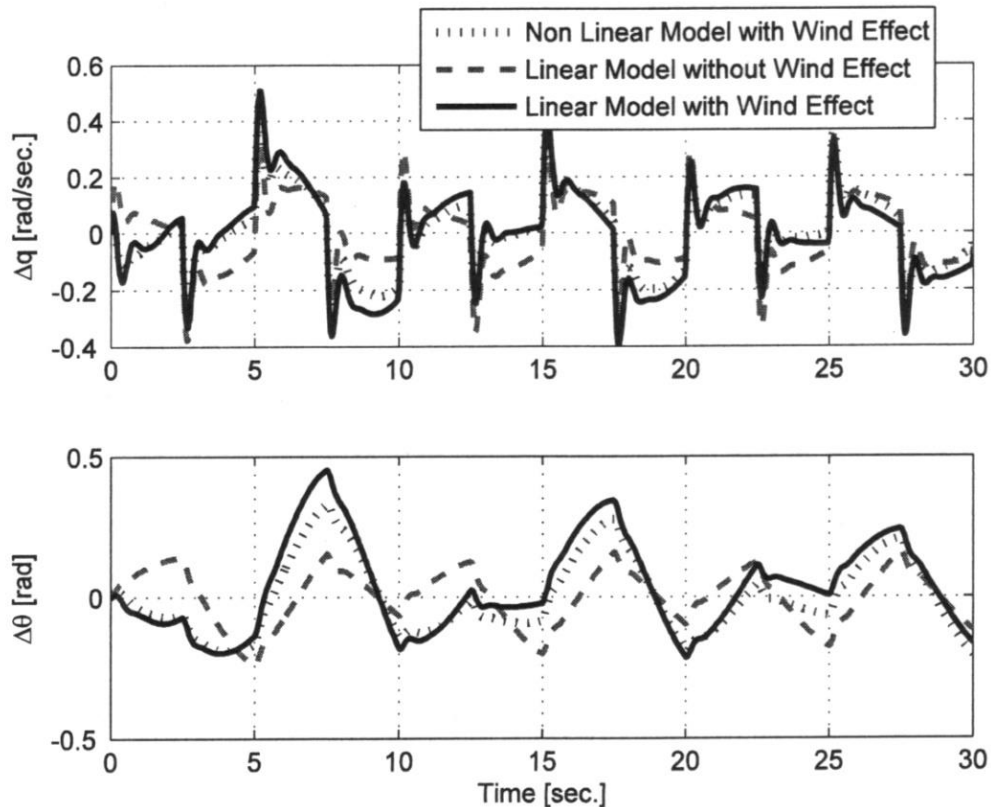


Рисунок 2.3 - Вплив вітру на кутову швидкість і кут тангажа в нелінійних і лінійних моделях

2.3 Розроблення методів оптимізації для ідентифікації динаміки БПЛА

Алгоритми оптимізації використовують як потужний Інструмент для нелінійних задач оптимізації. Ці методи відомі як стохастичні методи оптимізації. Їхня здатність знаходження глобального мінімуму може бути продемонстрована в деяких практичних задачах оптимізації. Однак їх збіжність до глобального мінімуму неможливо довести.

Інакше кажучи, ці методи здатні досягати раціонального субоптимального рішення в задачах оптимізації. Головна характеристика цих алгоритмів - пошук рішення задач нелінійної оптимізації без використання градієнта. Багато метаевристичних алгоритмів взято із природи. Ці алгоритми мають здатність

подолати недоліки традиційних алгоритмів для досягнення глобального мінімуму в задачах оптимізації.

Великість методів оптимізації знаходять найближче локальне оптимальне рішення. Ці методи використовують для знаходження початкового значення цільової функції.

Потім обчислюється значення цільової функції для запропонованого рішення. Якщо запропоноване рішення зменшує значення цільової функції, то воно приймається. Дана стратегія прийняття нових точок рішення повинна бути змінена. Вона повинна дозволити приймати деякі нові точки, навіть якщо в них значення критерію не зменшується.

У якості такої стратегії для прийняття деяких нових точок використовується стратегія формування кристалів, заснована на температурі їх охолодження. Алгоритм оптимізації на основі процесу відпалу металів називається алгоритмом імітації відпалу. Цей алгоритм засновано на процесі охолодження твердого металевого тіла.

У процесі кристалізації металів їх температура поступово зменшується. Коли температура металу висока, молекули більш вільні й більше здатні змінювати форму металу. Але разом з тим, як температура падає, рух молекул зменшується, і металева форма формується для адаптації до низького рівня енергії.

Алгоритм оптимізації відпалу містить початкове рішення з високою температурою. Нове рішення вибирається залежно від значень температури та цільової функції на кожному етапі алгоритму оптимізації відпалу нове рішення, безумовно, вибирається, якщо воно зменшує значення цільової функції. Нове рішення, навіть якщо воно не зменшує функцію критерію, може бути обране на основі ймовірності, яка залежить від значень температури та зміни цільової функції.

Алгоритм Метрополіса використовується в якості простого методу моделювання еволюції теплової рівноваги для твердого тіла залежно від температури. Алгоритм відпалу уникає влучення в оптимальні локальні мінімальні точки, дозволяючи цільовій функції мати випадкові точки, але спрямовані нагору руху.

Алгоритм відпалу може і не знайти глобальне мінімальне значення цільової функції в деяких задачах як послідовний алгоритм, тому деяких роботах намагалися використовувати властивості паралельності для поліпшення досягнення глобального оптимального рішення.

Розподіл Больцмана використовується для знаходження ймовірності того, що система перебуває в одному стані з деяким рівнем енергії залежно від температури:

$$P_{\alpha} = \frac{1}{Z} e^{\frac{-E_{\alpha} T}{k_B}} \quad (2.14)$$

де α — стан системи;

P_{α} — імовірність знаходження системи в стані α ;

E_{α} - енергія системи в стані α ;

T — абсолютна температура;

k_B — постійна Больцмана;

$$Z = \sum_{\beta} e^{\frac{E_{\beta} T}{k_B}}$$

Підсумовування робиться за всіма станами p . Розподіл Больцмана є рівномірним розподілом для всіх станів при високих температурах, але має ненульовий розподіл тільки для станів з малою енергією, коли температура наближається до нуля. Імовірність відновлення стану заснована на розподілі Больцмана як функції від різниці енергій двох станів. Алгоритм оптимізації на основі імітаційного відпалу показано у рисунку 2.4.

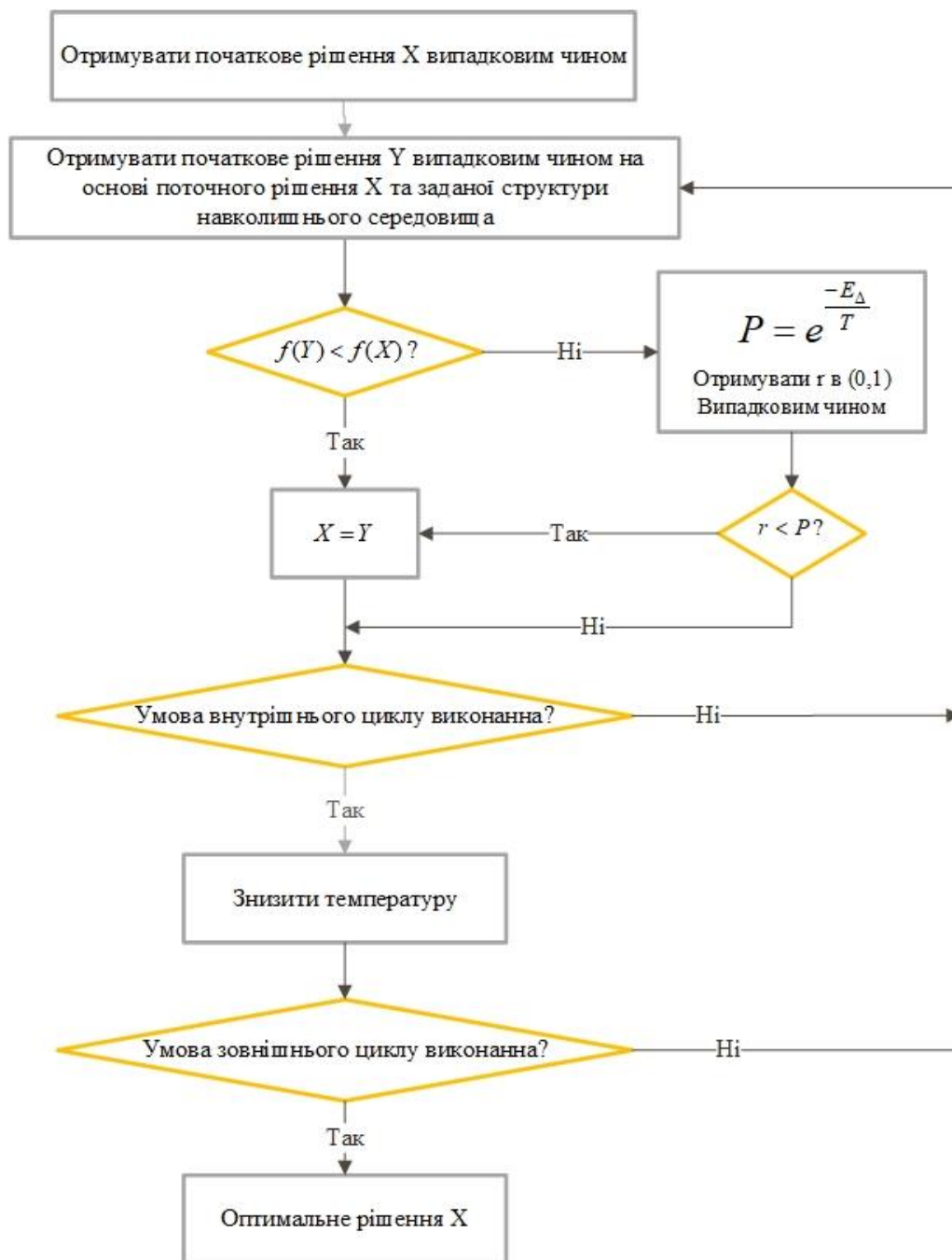
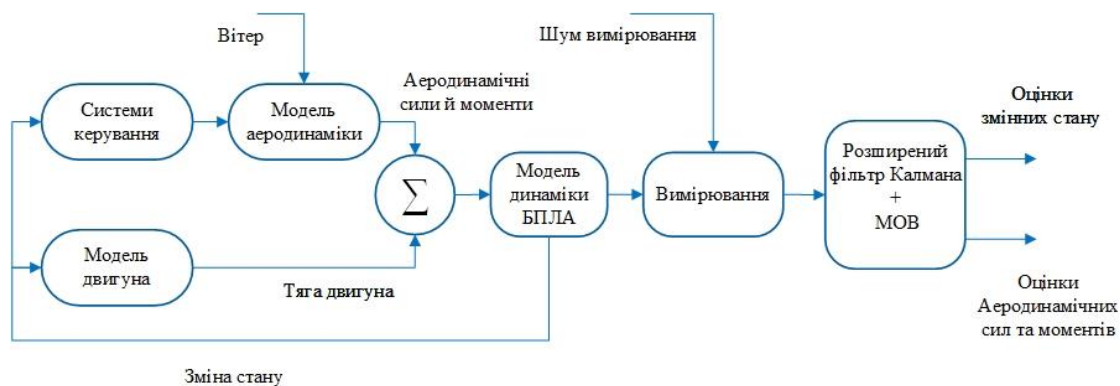


Рисунок 2.4 - Алгоритм оптимізації на основі імітаційного відпалу.

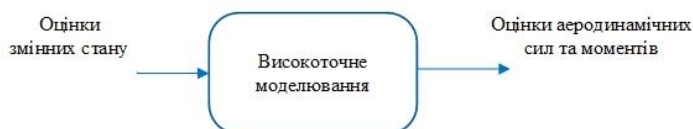
2.4 Двоетапний метод пошуку номінальної моделі й невизначеності динаміки БПЛА з використанням польотних даних

У даному підрозділі отримано номінальну лінійну модель поздовжнього руху БПЛА шляхом комбінації двох різних методів: метод «оцінювання до моделювання»

(ОДМ) і «оцінювання після моделювання» (ОПМ), з використанням фільтра Калмана й доступних вимірів [21]. Одним зі складних етапів оцінювання з використанням фільтра Калмана є його налагодження. Можна спростити налагодження фільтра Калмана, використовуючи метод ОДМ, тому що при даному способі оцінювання й моделювання аеродинамічних сил і моментів проводяться у два різні етапи. На першому етапі аеродинамічні сили й моменти оцінюються без апріорної структури моделі. На другому етапі моделюються сили й моменти за відповідними змінними станів. Розмірність розширеного вектору стану для фільтра Калмана оцінюють за допомогою методу ОДМ. Запропоновано комбінація методів ОДМ і ОПМ для досягнення спостережуваності й простоти налагодження фільтра (рисунок 2.5). На першому кроці деякі аеродинамічні сили й моменти разом зі змінними стану оцінюються розширеним фільтром Калмана. На другому етапі оцінювання моделюються сили і моменти як функції оцінених змінних стану. Нейронні мережі можуть використовуватися для моделювання аеродинамічних сил й моментів на другому етапі.



Перший крок: Оцінка аеродинамічних сил і моментів та змінних стану як функцій часу



Другий крок: Високоточне моделювання аеродинамічних сил та моментів

Рисунок 2.5 - Двоетапний метод оцінювання номінальної моделі БПЛА

У вимірах використано лінійний акселерометр у точці, яка не збігається з центром ваги, для виміру лінійних і кутових прискорень і поліпшення спостережуваності. Невизначеності для аеродинамічних коефіцієнтів розраховуються з використанням діапазонів діагональних елементів коваріаційної матриці фільтру Калмана.

Поздовжні вектори стану, керування й збурювання є наступними:

$$\begin{aligned} \Delta X_{Lon} &= [\Delta u \quad \Delta w \quad \Delta q \quad \Delta \theta \quad \Delta x \quad \Delta z]^T, \\ \Delta U_{Lon} &= \Delta \delta_E, \quad \Delta W_{Lon} = \begin{bmatrix} \Delta u_w \\ \Delta w_w \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.15)$$

Лінеаризовані поздовжні рівняння руху набувають загального виду:

$$\Delta \dot{X}_{Lon} = A_{lon} \Delta X + B_{Lon} \Delta U + E_{Lon} \Delta W \quad (2.16)$$

У даній лінійній моделі необхідно оцінити наступні аеродинамічні коефіцієнти:

$$X_u, X_w, X_q, Z_u, Z_w, Z_q, M_u, M_w, M_q, X_\delta, Z_\delta, M_\delta \quad (2.17)$$

Використовуючи наступні п'ять доступних вимірів і їх стандартні квадратичні відхилення похибок:

$$\begin{aligned} y_{1m} &= u_{GPS} + v_1, \quad y_{2m} = w_{GPS} + v_2, \\ y_{3m} &= q + v_3, \quad y_{4m} = a_x + v_4, \quad y_{5m} = a_z + v_5, \\ \sigma(v_1) &= 0,5 \frac{m}{s}, \quad \sigma(v_2) = 0,5 \frac{m}{s}, \quad \sigma(v_3) = 0,5 \frac{\text{deg}}{s}, \\ \sigma(v_4) &= 0,1 \frac{m}{s^2}, \quad \sigma(v_5) = 0,1 \frac{m}{s^2}, \end{aligned} \quad (2.18)$$

В роботі аеродинамічні коефіцієнти, сили й момент додаються до вектору (у з метою створення білінійної системи з розширеним вектором стану:

$$\begin{aligned}
X_{aug} &= [\Delta u \quad \Delta w \quad \Delta q \quad X \quad Z \quad M_1 \quad M_\delta]^T, \\
X &= X_u \Delta u + X_w \Delta w + X_q \Delta q + X_\delta \Delta \delta_E, \\
Z &= Z_u \Delta u + Z_w \Delta w + Z_q \Delta q + Z_\delta \Delta \delta_E, \\
M &= M_u \Delta u + M_w \Delta w + M_q \Delta q + M_\delta \Delta \delta_E = M_1 + M_\delta \Delta \delta_E
\end{aligned} \tag{2.19}$$

w_0 й u_0 - номінальна лінійна швидкість у зв'язаній системі координат;

X, Z, M - аеродинамічні сили й момент;

M_1 - частина аеродинамічного моменту;

M_δ - коефіцієнт аеродинамічного моменту від керма висоти.

В роботі використано імовірнісні моделі Гаусса-Маркова в розширеному фільтрі Калмана. На першому етапі оцінено аеродинамічні сили й частину аеродинамічного моменту з використанням методу ОДМ-ОПМ.

На другому етапі розраховано інші аеродинамічні коефіцієнти з використанням методу найменших квадратів. Оцінювання аеродинамічних сил, моменту й коефіцієнтів для всіх аеродинамічних коефіцієнтів наведено (рисунок 2.6).

Можна зробити висновок, що за допомогою комбінованого методу отримано оцінювання сигналів із прийнятною якістю.

Важливо знайти правильні діапазони невизначеностей для синтезу робастного керування, щоб виключити нестабільність при проектування керування з більшим запасом стійкості.

Порівняння похибки оцінок кожної змінної із границями, створеними з діагональними елементами коваріаційної матриці фільтру Калмана, показує якість оцінювання.

Це означає, що похибки в оцінці повинні бути розташовані в діапазоні $\pm 3 < \tau$. Отримані оцінки розглядаються як обмеження невизначеностей для аеродинамічних коефіцієнтів, що розраховуються. Наприклад, діапазон

невизначеності для коефіцієнта аеродинамічного моменту керма висоти M_{δ} дорівнює $\pm 17\%$ [70].

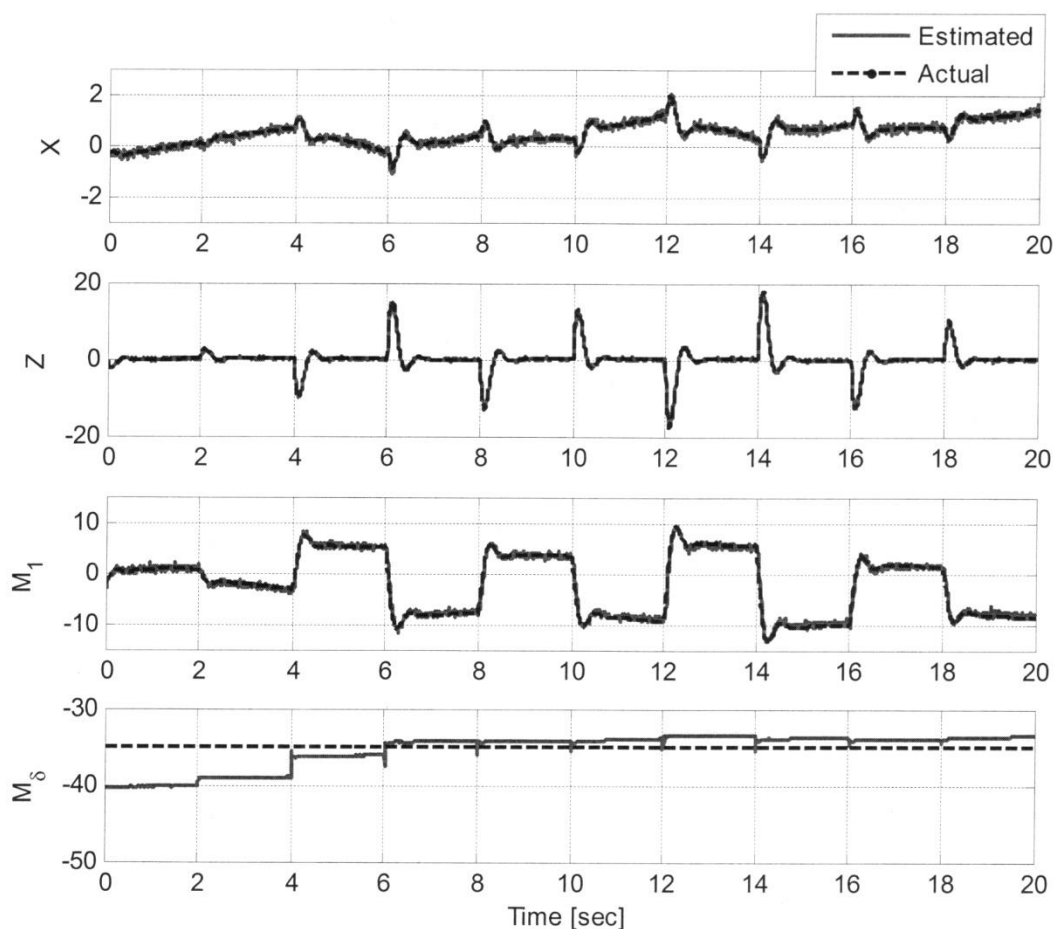


Рисунок 2.6 - Оцінка й реальне значення аеродинамічних сил і моментів і коефіцієнта з використанням комбінованого методу

2.5 Метод ідентифікація моделі динаміки БПЛА з модифікованим критерієм

Динамічна модель БПЛА має невизначеності у визначенні аеродинамічних коефіцієнтів, нелінійності й взаємозв'язку, зміни повітряної швидкості й похибки виміру, зовнішніх і внутрішніх збурювань і похибок у визначенні й вимірі центру мас

і моменту інерції. Розумно врахувати фізичні правила як апріорну інформацію при визначенні структури номінальної моделі.

Звичайно для проектування систем керування використовують лінійні моделі. Вибір номінальних моделей впливає на методи, що використовуються для проектування системи керування.

При синтезі номінальної моделі для процедури спрощення або скорочення вихідної моделі необхідно використовувати належну функцію критерію [6, 10].

Ідентифікація систем і об'єктів може використовуватися для знаходження характеристик сил і моментів, що діють на БПЛА, які виникають через аеродинаміку.

Ідентифікація динамічної системи застосовується для моделювання аеродинамічних сил і моментів залежно від змінних руху й синтезу керування. Аеродинамічні характеристики БПЛА можна отримати за допомогою обчислювальних методів, тестування в аеродинамічній трубі й ідентифікації динамічної системи.

Як і раніше, існує кілька причин ідентифікації динамічної системи БПЛА за даними льотних випробувань:

1. Перевірка й інтерпретація теоретичних, чисельних і експериментальних (аеродинамічних випробувань) прогнозів і динамічних характеристик БПЛА.
2. Пошук більш точних і реалістичних математичних моделей динаміки БПЛА для використання при проектуванні систем керування польотом.
3. Розробка льотних тренажерів, які вимагають точної вистави динамічної моделі БПЛА в різних режимах польоту. Багато маневрів і умов польоту БПЛА просто не можуть проводитися в аеродинамічній трубі й не обчислюються аналітично або чисельно з достатньої точністю або обчислювальною ефективністю.

4. Розширення польотного конверта для нового БПЛА, який може містити в собі кількісну оцінку стабільності й керування впливу модифікацій БПЛА, змін конфігурації або спеціальних умов польоту.

Перевірка відповідності специфікації БПЛА умовам польоту.

Існує чотири важливі принципи, так звані Quad-M, які необхідно враховувати при ідентифікації літальних апаратів (рисунок 2.14): перше - це гарні маневри або ефективно збурювання; друге - це достатні виміри; третя - вибір підходящої динамічної моделі й четверте - це вибір відповідного методу.

У цілому оцінювання аеродинамічних коефіцієнтів можна виконати двома способами:

1. Оцінювання після моделювання: метод похибки рівняння, метод найменших квадратів (МНК), метод похибки виходу (МПВ), методи оптимізації (такі, як генетичний алгоритм, імітований відпал, пошук за шаблоном), фільтр Калмана, метод похибки фільтра або метод максимальної правдоподібності фільтр Калмана + МПВ), оцінювання похибки моделі

2. Оцінювання до моделювання: сингулярний системний підхід для оцінювання невідомих входів, стохастичні моделі Гаусса - Маркова для невідомих входів, комбінація фільтра Калмана й нейронної мережі, комбінація стохастичних моделей і метод оптимізації [6, 5, 8].

Щоб визначити структуру й кількість параметрів для математичної моделі, слід урахувати, що звичайно похибка узгодження монотонно зменшується зі збільшенням кількості параметрів, але передбачуваність моделі монотонно не збільшується (рисунок 2.15) [7].

У нашому випадку модель повинна бути адекватною, якщо не один, а декілька критеріїв адекватності, виконуються [8].

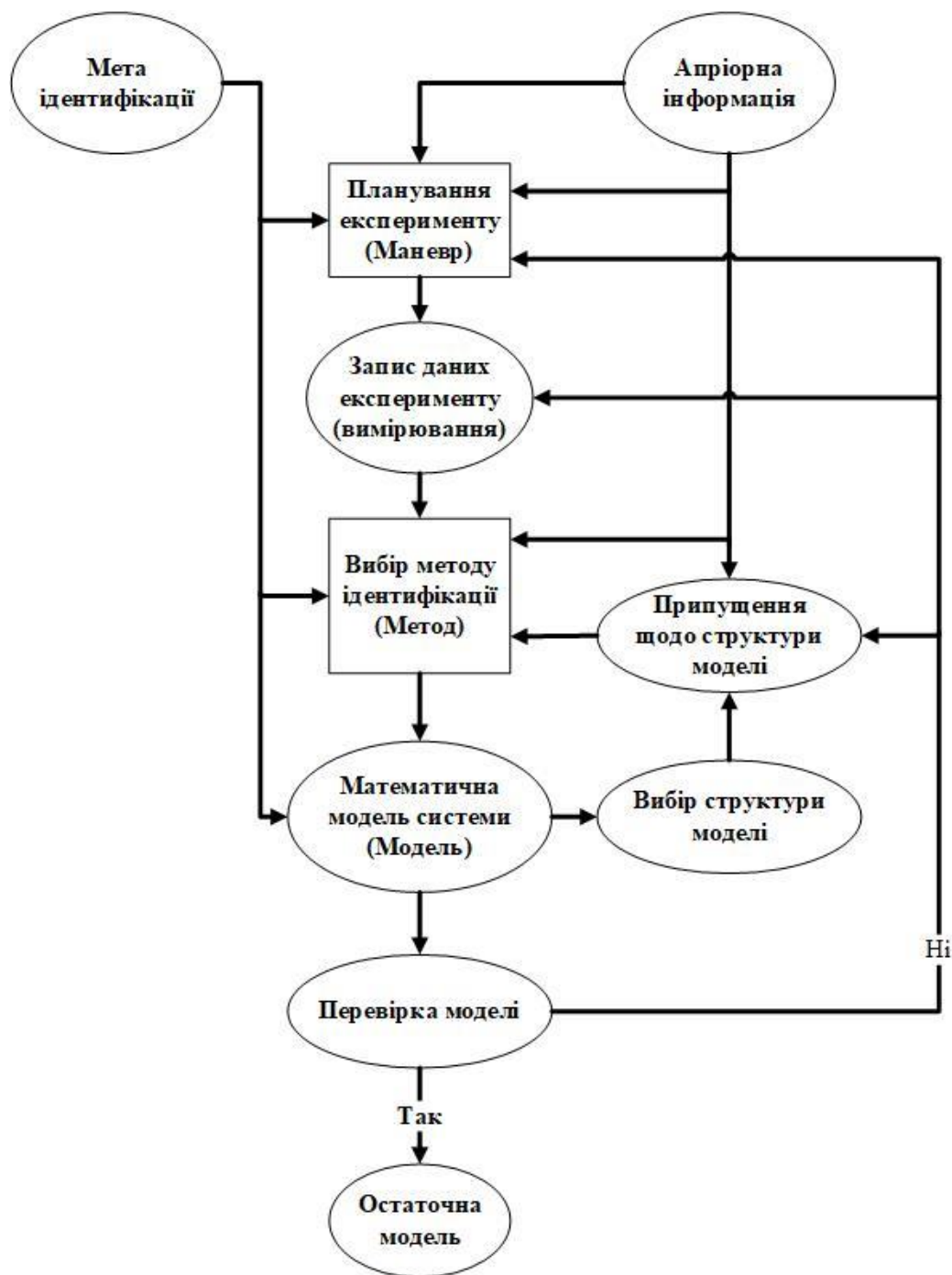


Рисунок 2.14 — Принципи Quad-M для ідентифікації системи польоту

Для інтервальних апріорних даних застосовується метод гарантованого оцінювання. Такі методи дають рішення щодо лінійної залежності оцінюваних параметрів у моделі. У нашому випадку існують складні нелінійні залежності

помилки виходу від параметрів, тому метод інтервального оцінювання або гарантованого оцінювання неможливо застосувати.

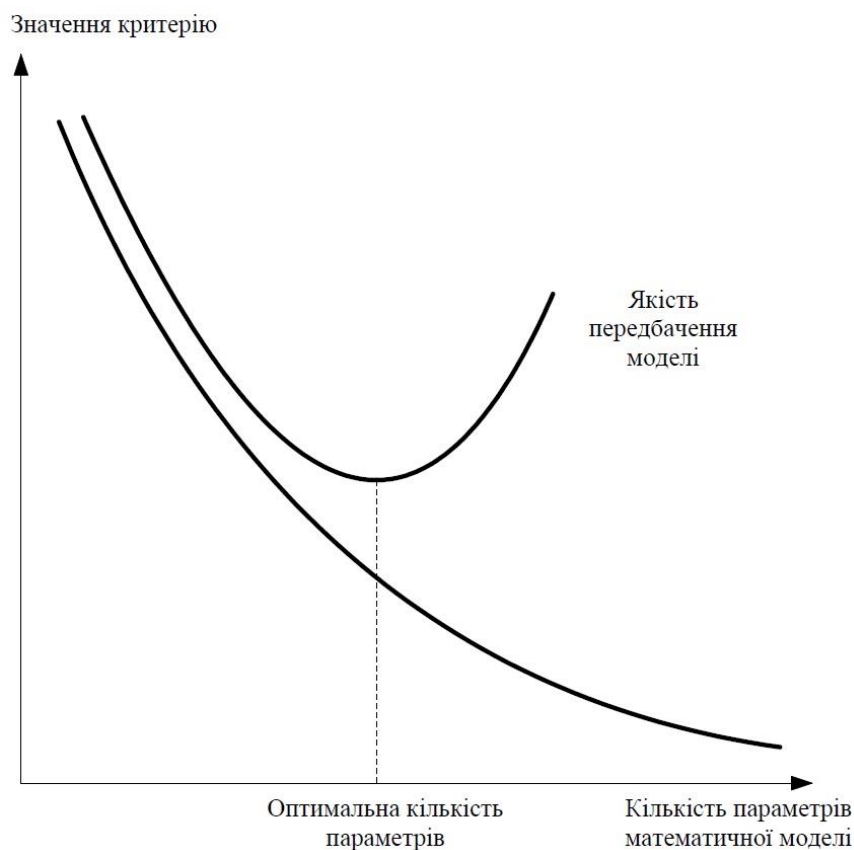


Рисунок 2.15 - Залежність критерія якості передбачуваності й похибки апроксимації кривої від кількості параметрів моделі при ідентифікації ЛА

Звичайно оптимальні постійні входи (маневри), що збуджують, сконструйовані так, що передбачувана структура аеродинамічної моделі (звичайно лінійна) буде адекватної для характеристики даних для оцінювання аеродинамічних коефіцієнтів літальних апаратів. Літні випробування проводяться в умовах розімкненого контуру в спокійну погоду. Це усуває необхідність включення шуму процесу в модель, тому в аналізі даних і моделюванні може використовуватися більш простий метод похибки виходу. Але завжди неможливо забезпечити всі ці умови. Це означає, що, як правило, вітер існує при льотних випробуваннях і постійні захоплюючі маневри не можуть бути спроектовані. Крім того, у деяких моделях

наявність зворотного зв'язку може призвести до зовсім неправильних результатів ідентифікації системи [8]. Це означає, що оцінювання параметрів взагалі не має тенденцій до їхніх фактичних значень або є багатозначними. Однак іноді необхідно проводити ідентифікацію при наявності зворотного зв'язку через нестабільність самого об'єкта, економіки, наявності невід'ємного зворотного зв'язку, безпеки, причин виробництва та ін. Тому необхідно оцінити невідомі параметри для недостатньо збуджених входів при наявності вітру. Для визначення невідомих параметрів на основі критерію оптимізації повинні бути обрані постійні збуджені частини даних. Цей критерій – це чутливість виходу системи до невідомих параметрів. Можна групувати три підходи для ідентифікації в замкненій системі:

1. Прямий підхід: використовувати вхідні й вихідні сигнали об'єкта як для ідентифікації в розімкнутій системі й забувати про заданий сигнал і зворотний зв'язок.
2. Непрямий підхід: ідентифікація із заданого сигналу до вихідного сигналу, а потім оцінювати моделі об'єкта з використанням відомого регулятора.
3. Спільний вхід-вихід підхід: ідентифікація такої системи, для якої вихідні й сигнали керування вважаються результуючими та заданими, й шуми як вхідними сигналами. Потім одержати моделі об'єкта й керування із цієї оціненої системи.

Прямий підхід вважається природнім методом для ідентифікації в замкненій системі, тому що цей метод:

1. Не вимагає інформацію регулятора й зворотного зв'язку.
2. Не вимагає особливі інші алгоритми порівняно з методами ідентифікації розімкненої системи.
3. Можливо досягти логічності й оптимальної точності при використанні правильної структури для моделі об'єкта з урахуванням шуму.
4. Можливо також оцінювати нестійку систему, оскільки замкнена система стійка.

В аналізі замкнених систем при впливі корельованих шумів у часі, можливо розділити їх на дві групи. Перша — це замкнена система без шуму у зворотному зв'язку, друга — це замкнена система із шумами в об'єкті й у зворотному зв'язку.

Умови ідентифікованості об'єкту в замкненій системі другого класу практично збігаються з умовою ідентифікованості розімкнутих систем. Але наявність зворотного зв'язку може впливати на дисперсію оцінок на кінцевій вибірці.

У системах першого класу через лінійну залежність може з'явитися неідентифікованість. Для усунення структурної ідентифікованості використовують спеціальні способи, що порушують лінійність залежності (введення нелінійних елементів у контур зворотного зв'язку, введення збурювання в ланцюг зворотного зв'язку, реалізація для декількох налаштувань системи керування).

Окремим випадком параметричної ідентифікації є так звана тверда ідентифікація систем [5]. Наявність швидких і повільних мод у таких системах обумовлює розбіжність алгоритмів ідентифікації.

У роботі [5] проведено комп'ютерне моделювання поздовжнього руху літака ДНС-2 «Бівер», а також оцінювання його аеродинамічних параметрів з використанням МНК і фільтра Калмана.

Практично неможливо використовувати МНК через шум виміру й процесу. Крім того, складно настроїти фільтр Калмана.

Тому в цьому дослідженні запропоновано практичний підхід до використання детермінованих нелінійних рівнянь для руху ЛА й МПВ з модифікованим критерієм для оцінювання аеродинамічних параметрів за реальними даними льотних випробувань [5].

Планування експерименту. Вибір керуючих впливів в тестових режимах польотних випробувань — задача оптимального керування.

Тобто вибір такого керування в тестовому польоті, яке забезпечило б при заданій тривалості режиму одержання максимального обсягу інформації про динамічні властивості повітряного судна або при заданих вимогах об'єму і якості

інформації про їхні властивості - максимальну тривалість режиму, а в більш загальному випадку - вартість випробувань.

Визначення оптимальних входних сигналів у задачах ідентифікації засноване на стохастичній нерівності Крамера-Рао і його узагальненні. Нерівність Крамера-Рао використовується для асимптотично ефективних і незміщених оцінок і має вигляд [18]:

$$\text{cov}(\hat{\Theta}) = E \left[(\Theta - \hat{\Theta})(\Theta - \hat{\Theta})^T \right] \geq M^{-1} \quad (2.25)$$

де M – інформаційна матриця;

$\Theta, \hat{\Theta}$ – вектор невідомих параметрів і їх оцінювання.

Існують критерії оптимізації входного сигналу, побудовані на основі інформаційної матриці:

A – оптимальне керування: мінімізація середньої дисперсії незміщених і ефективних оцінок параметрів проводиться за допомогою $sp(M^{-1})$.

E – оптимальне керування: критерій у цьому випадку є максимальним власним значенням матриці M^{-1} – $\lambda_{\max}(M^{-1})$.

D – оптимальне керування: критерій оптимального керування отримують на основі мінімізації визначника $|M^{-1}|$.

Оптимальне керування на основі D-критерію інваріантні при масштабуванні параметрів і лінійних перетворень вихідних змінних, і це вважається його перевагою.

Критерії отримано на основі меж Крамер-Рао й використано для зменшення дисперсії оцінених параметрів.

Визначник і слід матриці не мають властивості обумовленості матриці при некоректності в задачах оцінювання параметрів, тому використовуються різні показники обумовленості як число Тюринга й Тодта:

$$\begin{aligned} \text{число Тюринга: } N_T &= sp(M^T M) sp[(M^T M)^{-1}], \\ \text{число Тодта: } \rho &= \lambda_{\max}(M) [\lambda_{\min}(M)]^{-1} \end{aligned} \quad (2.26)$$

Також можливо застосувати комбіновані критерії.

Варто відзначити, що типовими інформативними вхідними сигналами для ідентифікації системи є:

1. Фільтрований гауссівський шум;
2. Розгорнення частоти;
3. Дублети;
4. Імпульсний сигнал 3211;
5. Випадкова двійкова послідовність;
6. Псевдовипадкова двійкова послідовність.

Необхідно розробити процедуру ідентифікації для оцінювання аеродинамічних параметрів SX8FW за результатами польотів у замкненому контурі при наявності вітру й шумів виміру.

Кутові швидкості й лінійне прискорення вимірюються датчиками MEMS; поздовжні й бічні траєкторні швидкості — за допомогою GPS.

Крім того, швидкість Землі й кути Ейлера розраховуються за допомогою інерціальної системи в міні-автопілоті. Повітряна швидкість вимірюється датчиком повітряної швидкості.

Для досягнення мети необхідно розв'язати наступні задачі:

1. Застосовувати нелінійне рівняння руху для SX8FW у присутності вітрового збурювання.
2. Використовувати скоректований критерій для обліку умов стабільності й апіорної інформації в МПВ для оцінювання аеродинамічних коефіцієнтів.

3. Застосувати алгоритм імітованого відпалу як ефективний метод оптимізації для досягнення глобального мінімуму критерію.

4. Застосувати запропонований метод для реальних даних льотних випробувань і оцінити аеродинамічні коефіцієнти, після того як запропонований підхід буде перевірено у середовищі моделювання.

Показані зв'язана й повітряна системи координат для БПЛА (рисунок 2.16). Елевони управляють рухом БПЛА.

Диференціальне кутове відхилення правого (δ_{er}) лівого (δ_{el}) елевонів має той же ефект, що й елерон (δ_A), і їх загальне кутове відхилення має той же ефект, що й ліфт (δ_E) [22]:

$$\begin{bmatrix} \delta_E \\ \delta_A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{er} \\ \delta_{el} \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

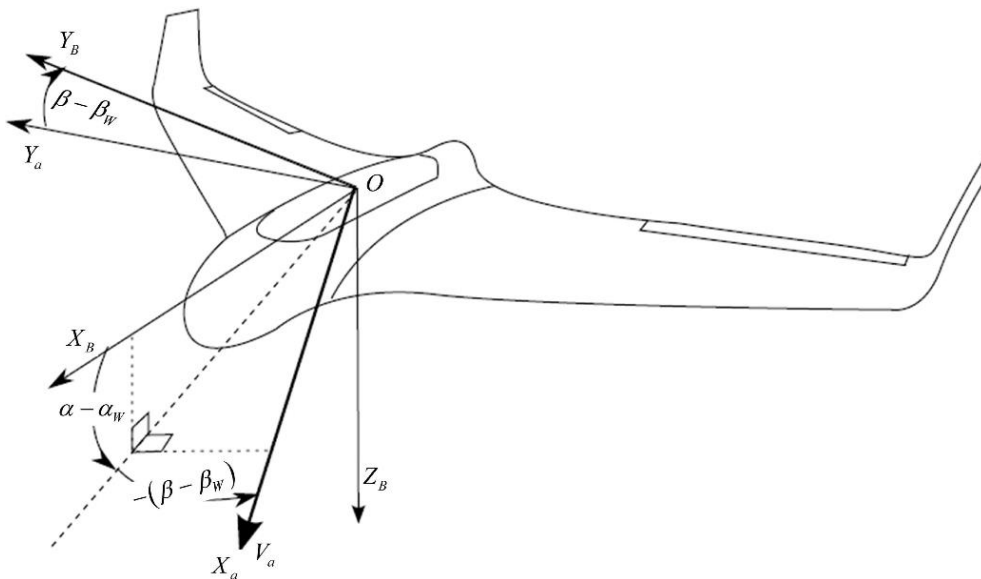


Рисунок 2.16 - Зв'язана й повітряна системи координат для БПЛА

Нелінійні динамічні рівняння руху при наявності вітру можна записати у вигляді [1]:

$$\begin{aligned}
\left[\dot{V}_I \right]_B &= \\
& \frac{f_{B-aero}(|V_A|, \alpha - \alpha_W, \beta - \beta_W, \omega_B, \delta_A, \delta_E, \delta_R) + f_{B-thrust}(\delta_T)}{m(t)} + \\
& + H_I^B g_I - \omega_B \times [V_I]_B, \\
\frac{d\omega_B}{dt} &= I_B^{-1} \times (m_{B-aero}(|V_A|, \alpha - \alpha_W, \beta - \beta_W, \omega_B, \delta_A, \delta_E, \delta_R) + \\
& + m_{B-thrust}(\delta_T) - \omega_B \times I_B \omega_B), \\
\frac{d\Theta}{dt} &= L_B^E \omega_B
\end{aligned} \tag{2.28}$$

Де f_{B-aero} , $f_{B-thrust}$, m_{B-aero} і $m_{B-thrust}$ – аеродинамічні й тягові моменти у зв'язаній системі координат БПЛА;

α, β – кути атаки й бічного ковзання;

α_W, β_W – кути атаки й бічного ковзання через вітер;

V_A, V_I – повітряна й траєкторна швидкості;

ω_B – вектор кутової швидкості;

$\delta_A, \delta_E, \delta_R, \delta_T$ – керуючі сигнали для елерона, ліфта, керма напрямку й керма тяги;

g_I – вектор сили ваги в інерційній системі координат;

I_B – матриця інерційних моментів;

Θ – вектор кутів Ейлера;

H_I^B, L_B^E – відповідні матриці обертання.

Це означає, що аеродинамічні сили й моменти залежать від повітряної швидкості, де W – вектор вітру в інерціальній системі координат. Лінеаризованими бічними рівняннями руху, у тому числі вплив пориву вітру, є також наведені в (2.5) - (2.8).

Слід зазначити, що в моно-крилі немає керма напрямку й Y_p та Y_r у більшості випадків вважаються нульовими.

Для практичного використання при оцінюванні параметрів літака в алгоритмі максимальної правдоподібності не враховується шум процесу.

Це означає припущення про ідеальну змінну стану моделі без зовнішніх збурювань.

Тоді можна розробити практичний алгоритм оцінювання максимальної правдоподібності для моделі в просторі стану з дискретною моделлю виміру в дискретній формі. Для випадку без шуму процесу негативна функція логарифмічної правдоподібності формулюється як [76, 86]:

$$J(\Theta) = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N e^T(k) R^{-1}(k, \Theta) e(k) + \frac{N}{2} \ln |R(k, \Theta)|; \quad (2.29)$$

$$R(k, \Theta) = E \{ e(k) e^T(k) \}$$

де $e(k) = y(k) - \hat{y}(k, \hat{\Theta})$ – похибка між вимірами й виходами моделі.

У виразі $J(\Theta)$ для нього передбачається, що невідомими є аеродинамічні параметри БПЛА.

Елементи матриці R й початкові умови також можуть бути невідомими, але переважно оцінити апіорі і як частину перевірки сумісності даних, для того, щоб звести до мінімуму кількість невідомих параметрів.

Використовуючи наближення для градієнта другого порядку функції критерію, для її ітерації вектор оцінювання $\hat{\Theta}_{i+1}$ одержуємо з виразу:

$$\begin{aligned}\hat{\Theta}_{i+1} &= \hat{\Theta}_i + \Delta\hat{\Theta}_{i+1}; \\ \Delta\hat{\Theta} &= \left[\sum_{k=1}^N H^T(k) \hat{R}^{-1} H(k) \right]^{-1} \sum_{k=1}^N H^T(k) \hat{R}^{-1} e(k); \\ M &= \sum_{k=1}^N H^T(k) \hat{R}^{-1} H(k), \\ H(k) &= \frac{\partial y(k)}{\partial \Theta(k)}, \quad H_{ij}(k) = \frac{\partial y_i(k)}{\partial \Theta_j(k)}, \quad i = 1, 2, \dots, m, \quad j = 1, 2, \dots, p,\end{aligned}\tag{2.30}$$

де m – кількість вихідних сигналів; p – кількість невідомих параметрів.

Матриця M є наближенням до інформаційної матриці Фишера:

$$M = \sum_{k=1}^N H^T(k) \hat{R}^{-1} H(k)\tag{2.31}$$

Необхідно, щоб коефіцієнти чутливості $\frac{\partial \hat{\Theta}}{\partial y}$ були абсолютно малі, щоб мати стабільні оцінювання відносно невеликого відхилення в даних вимірів. Тому один критерій стійкості оцінок можна записати у вигляді:

$$J = \sum_{k=1}^N \left(\frac{\partial \hat{\Theta}}{\partial y} \right)^T \frac{\partial \Theta}{\partial y}\tag{2.32}$$

Елементи матриці чутливості J можна обчислити шляхом рішення рівнянь чутливості:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial x}{\partial \Theta_j} = \frac{\partial f}{\partial x} \frac{\partial x}{\partial \Theta_j} + \frac{\partial f}{\partial \Theta_j};$$

$$\frac{\partial y}{\partial \Theta_j} = \frac{\partial h}{\partial x} \frac{\partial x}{\partial \Theta_j} + \frac{\partial h}{\partial \Theta_j} \quad (2.33)$$

Інша можливість — обчислити чутливість за допомогою чисельного методу. Найпростішим є використання кінцево-різницевої апроксимації.

Точність параметрів задається зворотною матрицею інформації.

Як вказувалося, діагональні елементи матриці M утворюють нижню границю Крамера-Рао за дисперсіями параметрів.

Границі Крамера-Рао іноді не точно відображають дійсну дисперсію параметру.

Неправильні налагодження датчиків виміру, похибки моделювання й нелінійність можуть обумовлювати відмінності між нижньою границею й фактичною дисперсією параметрів.

Це свідчить про важливість точності й адекватності математичної динамічної моделі.

Відзначено, що метод оцінювання максимальної правдоподібності може бути спрощений при застосуванні до детермінованої лінійної динамічної системи. У цьому випадку шум процесу відсутній.

На практиці у польоті діє постійне збурювання вітру й високочастотний шум гвинта. Запропоновано оцінити амплітуду й напрямок близького до постійного вітру за допомогою алгоритму МПВ (рисунок 2.17)

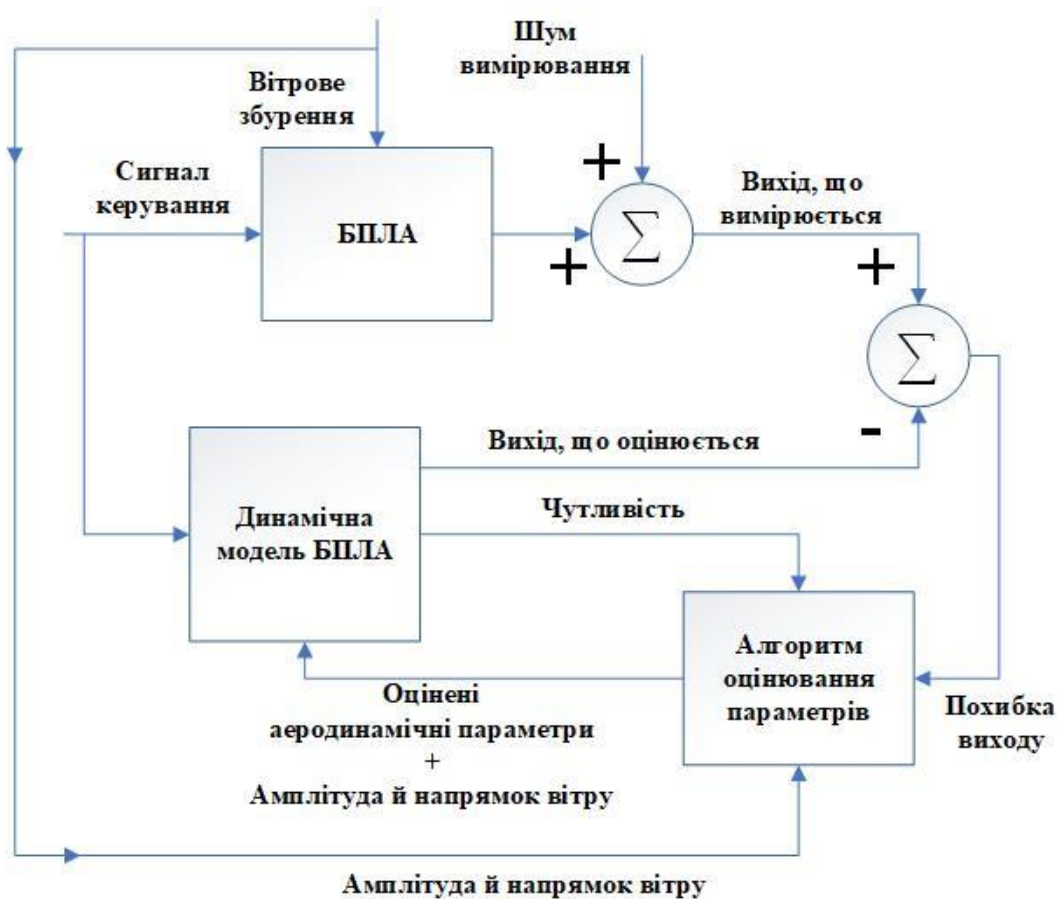


Рисунок 2.17 - Блок-схема для МПВ з оцінюванням вітру

Як можна бачити, матриця станів лінійної моделі бічного руху є функцією аеродинамічних коефіцієнтів, повітряної швидкості й кута тангажа. Запропонована модифікована функція критерію, яка враховує умови стійкості БПЛА до максимального практичного кута тангажа:

$$J_{new}(\Theta) = J(\Theta) + \gamma(\text{eig}(A(\theta, V_A))) \quad (2.34)$$

Де $J(\Theta)$ – початкова функція критерію ідентифікації на основі методу МПВ;

$J_{new}(\Theta)$ – модифікована функція критерію ідентифікації;

$\gamma(\cdot)$ – функція штрафу, яка враховує вплив зрушення полюса системи від уявної осі у функції вартості;

Θ – вектор невідомих аеродинамічних параметрів;

$eig(A(\theta, V_A))$ – власне значення матриці при різних кутах тангажа й повітряної швидкості.

Слід зазначити, що кутове відхилення приводу не вимірюється. Тому динамічна модель БПЛА плюс виконавчий механізм ідентифікуються разом. Через швидкість динаміки приводу відносно БПЛА це наближення прийнятне.

Нелінійне оцінювання являє собою складну задачу, тому спрощений метод Ньютона-Рафсона зазвичай застосовується для оптимізації функції критерію. За допомогою цього методу неможливо досягти глобального мінімуму.

Алгоритм оптимізації імітаційного відпалу (АОІВ) (який аналогічний відпалу металів) використовується як алгоритм обмеженої оптимізації.

В АОІВ уникають влучення в локальний мінімум, додаючи випадковість до прийняття кращого напрямку в процедурі оптимізації й первісному прийняттю напрямку з гіршим значенням для функції вартості. Процедуру оптимізації можна перезапустити з отриманого мінімуму з високою ймовірністю прийняття гірших значень функції вартості. Математична модель у просторі станів:

$$\begin{aligned}x(t) &= A(\Theta)x(t) + B(\Theta)u(t); \\y(t) &= C(\Theta)x(t) + D(\Theta)u(t); \end{aligned} \tag{2.35}$$

ідентифікується тоді й тільки тоді, коли ранг якобіана $\frac{\partial Q(\Theta)}{\partial(\Theta)}$ дорівнює p (p – довжина вектора параметрів Θ), де:

$$Q^T(\Theta) = \begin{bmatrix} D^T(\Theta) \\ [C(\Theta)B(\Theta)]^T \\ [C(\Theta)A(\Theta)B(\Theta)]^T \\ \dots \\ [C(\Theta)A^{2n-1}(\Theta)B(\Theta)]^T \end{bmatrix} \quad (2.36)$$

де n дорівнює довжині вектора стану.

Виходячи з рівняння (2.36) й з використанням МПВ усі аеродинамічні коефіцієнти бічної динаміки для моно-крила є придатними до ідентифікації, а матриця ідентифікації - матрицею повного рангу.

Можна визначити величину ідентифікованості для цих параметрів на основі аналізу сингулярних значень матриці ідентифікованості.

Сингулярні значення матриці розпізнаваності для бічної динаміки БПЛА мають дуже широкий діапазон від 0,14 до $1,7e+10$.

Параметри, що відповідають малим сингулярним значенням матриці розпізнаваності, називаються слабкими придатними до ідентифікації параметрами:

$$\begin{aligned} C_{l_p} &\leftrightarrow 1,7e10 & C_{l_\beta} &\leftrightarrow 48,4; \\ C_{n_p} &\leftrightarrow 7,7e9 & C_{n_{\delta_a}} &\leftrightarrow 16,9; \\ C_{Y_p} &\leftrightarrow 3,8e8 & C_{n_r} &\leftrightarrow 12,9; \\ C_{l_{\delta_a}} &\leftrightarrow 1,6e7 & C_{Y_{\delta_a}} &\leftrightarrow 1,06; \\ C_{n_\beta} &\leftrightarrow 3,1e4 & C_{l_r} &\leftrightarrow 0,54; \\ C_{Y_\beta} &\leftrightarrow 1,5e3 & C_{Y_r} &\leftrightarrow 0,14 \end{aligned} \quad (2.37)$$

Множина сингулярних значень поділяється на дві підмножини малих і великих значень.

Можна сказати, що параметри C_{l_β} , $C_{n_{\delta_a}}$, C_{n_r} , $C_{Y_{\delta_a}}$, C_{l_r} і C_{Y_r} є слабо придатними до ідентифікації.

Тому важко гарантувати збіжність алгоритму ідентифікації параметрів навіть при наявності постійного збудливого введення.

Однак у польових випробуваннях замкненого контуру зазвичай присутня лінійна залежність і погано збудливі входи, які ще більш ускладнюють алгоритм ідентифікації. SX8FW і ZFW – аналогічні літаючі крила. Тому для порівняння обрано ZFW. БПЛА та параметри його планера показані відповідно (рисунок 2.18, таблиця 2.1).



Рисунок 2.18 - SX8FW з мі ні-автопілотом

Таблиця 2.1 – Параметри для ZFW та SX8FW

Параметри	ZFW	SX8FW
Маса: m [кг]	1,56	4,5
Момент інерції: J_x [кг.м ²]	0,1147	0,45
Момент інерції: J_y [кг.м ²]	0,0576	0,325
Момент інерції: J_z [кг.м ²]	0,1712	0,75

Момент інерції: $J_{xz} \left[\text{кг} \cdot \text{м}^2 \right]$	0,0015	0,06
Площа крила: $S \left[\text{м}^2 \right]$	0,2589	0,75
Розмах крила: $b \left[\text{м} \right]$	1,4224	2,12
Середня аеродинамічна хорда: $c \left[\text{м} \right]$	0,3302	0,3571
Площа гвинта: $S_{prop} \left[\text{м}^2 \right]$	0,0314	0,1018
Щільність повітря: $\rho \left[\text{кг} / \text{м}^3 \right]$	1,2682	1,2682
Коефіцієнт двигуна: K_{Motor}	20	40
Аеродинамічний коефіцієнт гвинта: C_{prop}	1,0	0,5

Теоретичні й чисельні значення для аеродинамічних параметрів і SX8FW наведено в роботах [23, 24].

Ці значення використано як початкові значення для параметрів в алгоритмах оптимізації й перевірки оцінювання.

На основі експертизи можна визначити точність і діапазон невизначеності теоретичного значення для кожного параметра.

Наведено оцінені параметри запропонованим підходом з такими середньоквадратичними похибками для вимірів

(таблиця 2.2): $\Delta v = 2,4826$; $\Delta p = 0,0869$; $\Delta r = 0,0838$; $\Delta \phi = 0,0860$ та $3\sigma_{a_y} = 0,0597$

Вихідні сигнали для математичних моделей з оціненими параметрами наведено (рисунок 2.19).

Таблиця 2.2 - Оцінювання аеродинамічних параметрів і їх відхилення для SX8FW

Параметри	Оцінювання (3σ)	Теоретичні значення	
		ZFW	SX8FW
$C_{Y\beta}$	-0,0811 (18%)	-0,0736	-0,1949
$C_{Y\delta_a}$	-0,0729 (55%)	0	-0,0696
$C_{l\beta}$	-0,1170 (33,2%)	-0,0285	-0,0765
C_{l_p}	-0,3507 (9%)	-0,3209	-0,4018
C_{l_γ}	0,0830 (36%)	0,3066	0,0250
$C_{l_{\delta_a}}$	0,3087 (16%)	0,1682	0,2987
$C_{n\beta}$	0,0583 (8%)	0,0004	0,0403
C_{n_p}	-0,0154 (14%)	-0,01297	-0,0247
C_{n_r}	-0,1023 (28%)	-0,0043	-0,1252
$C_{n_{\delta_a}}$	-0,002 (54%)	-0,0032	-0,0076

Нижче наведено показники якості й властивості оцінених аеродинамічних параметрів:

Через невелику зміну амплітуди й напрямку вітру в інерціальній системі координат, через перешкоди, викликані приводом, не існує повної відповідності історії між висновками математичних моделей для сигналів керування й вимірів реального польоту.

Видно, що кутова швидкість крену дуже гучна через вібрацію, особливо від тяги гвинта.

Слід зазначити, що нелінійна модель дозволяє прогнозувати динамічну поведінку SX8FW. При визначенні структури й кількості параметрів для математичної моделі слід враховувати, що звичайно похибка узгодження монотонно зменшується залежно від числа параметрів, але якість пророкування моделі монотонно не збільшується.

Для перевірки вірогідності моделі використовують апіорну інформацію, невеликі коваріації оцінок і можливість прогнозування динамічної моделі як ефективних показників. Прийнята здатність моделі для прогнозування з використанням оцінених параметрів показана (рисунок 2.20).

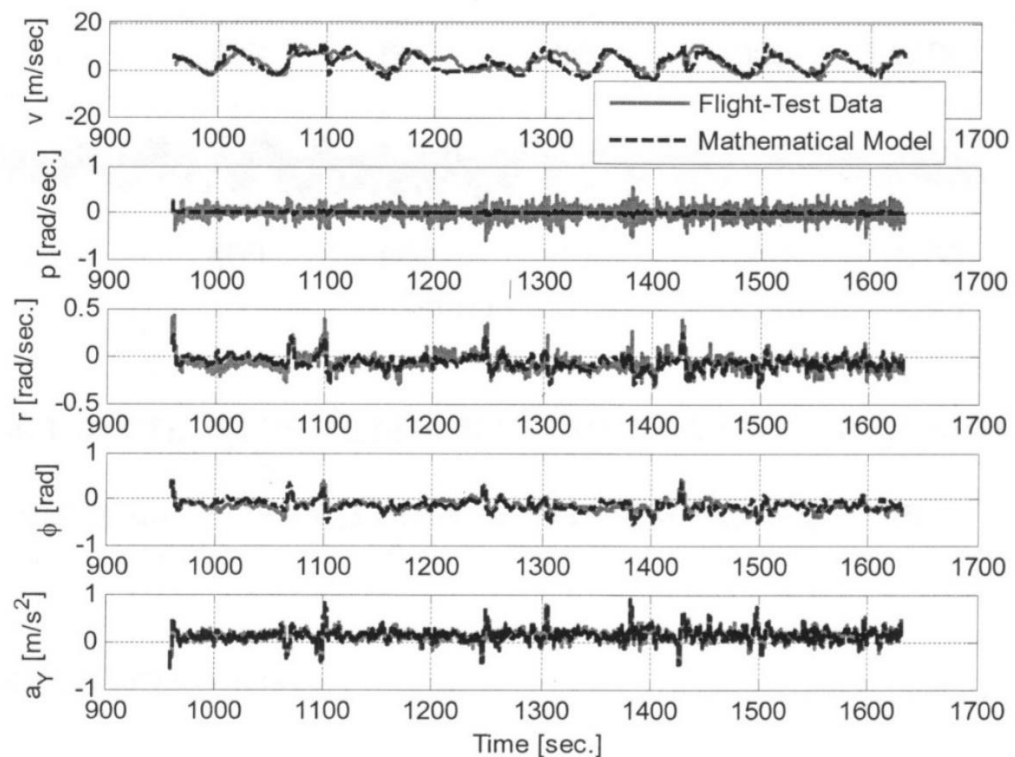


Рисунок 2.19 - Порівняння даних польоту й виходів моделі з оціненими параметрами

МПВ - метод нелінійної оптимізації. Хоча й неможливо довести досягнення їм глобального мінімуму, але принципово здатність досягнення глобального мінімуму для алгоритму імітованого відпалу показана в середовищі моделювання.

Перевірка вірогідності оцінених аеродинамічних коефіцієнтів проведена з використанням додаткової інформації з інших льотних випробувань, а також шляхом одержання повторюваних значень для критерію, аеродинамічних параметрів з повторенням алгоритму ідентифікації й значення дисперсії оцінених параметрів.

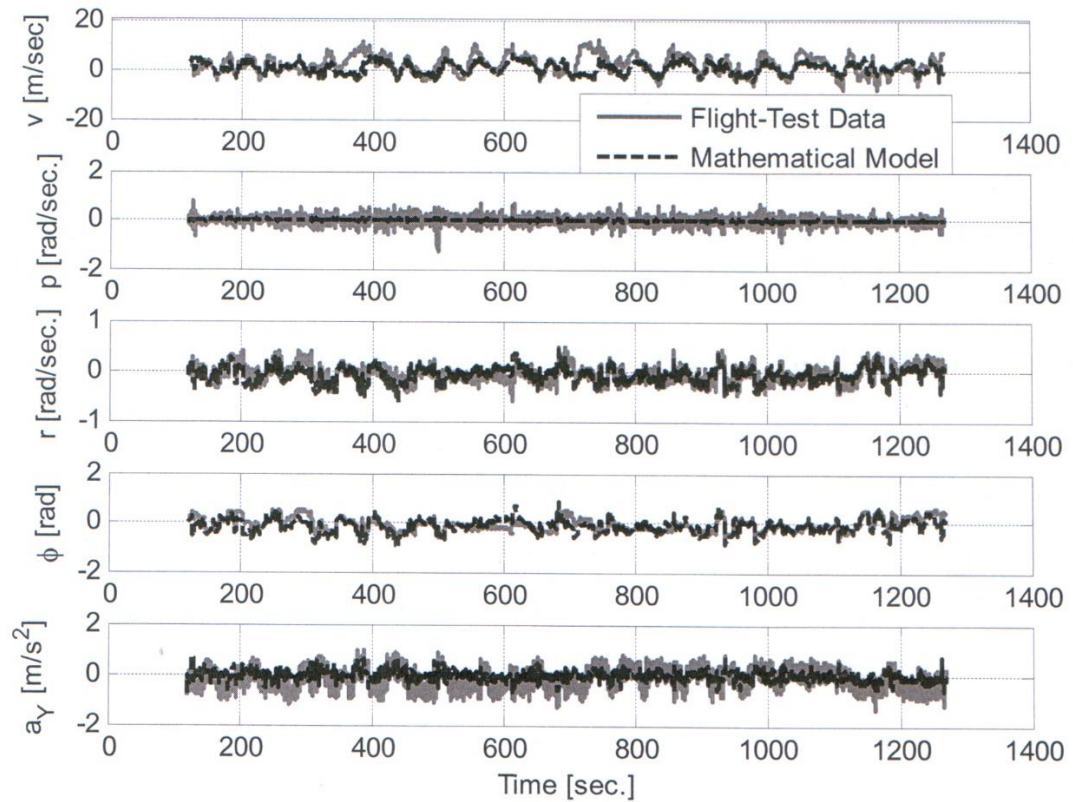


Рисунок 2.20 - Можливість предсказательности моделі з оціненими параметрами для додаткових даних льотних випробувань

3. ОХОРОНА ПРАЦІ

Тематика дипломної роботи магістра пов'язана з розробкою апаратнопрограмного забезпечення комп'ютерної системи координації та контролю дронами. При цьому дотримання правил та норм охорони праці і вимог техніки безпеки при експлуатації апаратно-програмного засобу є невід'ємною частиною при проведенні цього дослідження.

Охорона праці – це система правових, соціально-економічних, організаційно-технічних, санітарно-гігієнічних і лікувально-профілактичних заходів та засобів, спрямованих на збереження життя, здоров'я і працездатності людини у процесі трудової діяльності.

Під час проектування і тестування програмно-апаратного забезпечення комп'ютерної системи координації та контролю дронами були враховані вимоги нормативних документів галузі охорони праці, зокрема, вимоги до приміщень, освітлення, шуму та вібрацій, які викладено у НПАОП 0.00-7.15-18

“Вимоги щодо безпеки та захисту здоров'я працівників під час роботи з екранними пристроями» та ДСанПіН 3.3.2-007-98 “Гігієнічні вимоги до організації роботи з візуальними дисплейними терміналами електроннообчислювальних машин”. Згідно НПАОП 0.00-7.15-18 площа на одне робоче місце, обладнане ПК, повинна становити не менше ніж 6,0 м², а об'єм – не менше ніж 20 м³.

Приміщення, де передбачається експлуатація ПК, не повинні межувати з будівлями, у яких рівні шуму і вібрації перевищує допустимі значення за нормативними документами ДСН 3.3.6.037-99, ДСН 3.3.6. 039-99. Крім цього,

Кафедра АКСУ				НАУ 20 01 435 000 ПЗ			
Виконав	Андрушко І. В.			Охорона праці	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник	Козлітін О. О.					64	89
Консульт.					151-201МЗ		
Н-контроль	Дивнич М.П.						
Зав. Каф.	Тачиніна О. М.						

необхідно передбачити звукоізоляцію огорожувальних конструкцій 77 приміщень з ПК від шуму, що задовольняє вимогам ДСТУ 2325-93, ДСТУ 3130-

Для внутрішнього оздоблення приміщень з ПК дозволено використовувати дифузно-відбивні матеріали з коефіцієнтами відбиття для стелі – 0,7, для стін – 0,6, а покриття підлоги виконують з матової керамічної плитки, коефіцієнт відбиття якої становить 0,4. При цьому потрібно забезпечити антистатичні властивості підлоги.

Гігієнічні вимоги до параметрів виробничого середовища приміщень з ЕОМ включають вимоги до мікроклімату, освітленості, шуму та вібрації, неіонізуючих та іонізуючих електромагнітних випромінювань та ряду інших.

У приміщеннях з експлуатації програмного засобу на робочих місцях потрібно забезпечити оптимальні значення параметрів мікроклімату: температури, відносної вологості й рухливості повітря, згідно з ГОСТ 12.1.005-88, ДСН 3.3.6.042-99. Рівні позитивних і негативних іонів у повітрі приміщень з ЕОМ мають відповідати санітарно-гігієнічним нормам ДБН В.2.2-28-2010. Для забезпечення безпеки ПК, периферійні пристрої та устаткування для обслуговування, ремонту і налагодження, електропроводи і кабелі за виконанням і ступенем захисту повинні відповідати класу зони за ПУЕ, мати апаратуру захисту від струму короткого замикання та інших аварійних режимів.

Лінія електромережі для живлення ЕОМ, периферійних пристроїв і устаткування для обслуговування, ремонту та налагодження виконується як окрема групова трьохпровідна мережа, шляхом прокладки фазного, нульового робочого і нульового захисного провідників. Нульовий захисний провідник використовується для занулення (англ. заземлення) електронних пристроїв.

Використання нульового робочого провідника як нульового захисного провідника забороняється. Площа перетину нульового робочого і нульового захисного провідника в груповій трьохпровідній мережі повинна бути не менше площі перетину фазного провідника.

Якщо у приміщенні, де проводиться проектування і тестування програмно-апаратного забезпечення комп'ютерної системи координації та контролю дронами, одночасно експлуатується чи обслуговується понад п'ять персональних ПК, на видному і доступному місці необхідно встановити аварійний резервний вимикач, що може цілком відключити електричне живлення приміщення крім освітлення. Штепсельні з'єднання та електророзетки, крім контактів фазного і нульового робочого провідників, повинні мати спеціальні контакти для підключення нульового захисного провідника. Конструкція їх повинна бути такою, щоб приєднання нульового захисного провідника відбувалося раніше, ніж приєднання фазного і нульового робочого провідників.

Особливо неприпустимим є підключення ПК, периферійних пристроїв і устаткування для обслуговування, ремонту та налагодження до звичайної двопровідної електромережі. Приміщення з ЕОМ повинні бути обладнані системою автоматичної пожежної сигналізації із димовими пожежними сповіщувачами з розрахунку 2 шт. на кожні 20 м² площі приміщення. В інших приміщеннях допускається встановлювати теплові пожежні сповіщувачі.

Також, приміщення повинні бути оснащені переносними вуглекислотними вогнегасниками з розрахунку 1 на 20 м², але не менше 2 на приміщення.

Підходи до засобів пожежогасіння повинні бути вільними. Таким чином, визначено основні вимоги охорони праці і техніки безпеки при проектуванні та тестуванні програмно-апаратного забезпечення комп'ютерної системи координації та контролю дронами, що дало змогу при їх дотриманні забезпечити збереження здоров'я та мінімізувати негативний вплив ПК.

3.2 Стійкість роботи суб'єкта господарювання до дії проникаючої радіації і радіоактивного забруднення.

Суттєвість дослідження полягає у всебічному вивченні умов, які можуть скластися при НС, а також їхнього впливу на стійкість роботи СГ. При цьому всі

розрахунки здійснюються на вражаючі фактори ударної хвилі (англ. УХ) вибуху, та теплового випромінювання пожежі.

Оскільки вважається, якщо СГ буде стійким до впливу цих факторів, то він, в основному, буде стійким і при будь – яких інших НС (англ. за необхідністю приймаються до уваги й інші вражаючі фактори: радіаційне забруднення місцевості, вплив НХР тощо). Мета дослідження – виявити усі вразливі місця в роботі СГ при НС та відпрацювати найбільш ефективні рекомендації з підвищення його стійкості. Дослідження здійснюється силами інженерно-технічного персоналу СГ з залученням за необхідністю науково-дослідницьких установ ПКБ.

Дослідження стійкості роботи об'єктів при НС містить три етапи:

- 1 етап – підготовчий (англ. термін 1...2 тижні) – організація, планування, створення працюючих розрахунково-дослідницьких груп, постановка завдання.
- 2 етап – основний (англ. до 3-х місяців) – проведення безпосередньо дослідження з оцінки стійкості роботи СГ в цілому або окремих його елементів.
- 3 етап – заключний (англ. 1...2 тижні) – узагальнення підсумків роботи та розробка переліку (англ. плану) заходів з підвищення стійкості роботи СГ або його окремих елементів (англ. наприклад, цеху).

Вихідними даними при дослідженні є: можливий вплив на СГ конкретні вражаючі фактори НС (англ. якщо розрахунок ведеться для конкретного елемента дії НС); повна характеристика СГ в цілому та його окремих елементів (англ. цехів, захисних споруд, КЕМ) (англ. конструкція, міцність, вогнестійкість); характеристика найбільш можливих метеоумов, місцевості, де розташовані СГ сусідніх об'єктів (англ. особливо ПНО).

Порядок проведення дослідження на першому етапі. Розробляються керівні документи, визначається склад виконавців дослідження і зорганізується їх підготовка. Основними документами для організації дослідження є: наказ керівника підприємства, календарний план основних заходів щодо підготовки до проведення

дослідження, план проведення дослідження. Тривалість дослідження залежить від обсягу робіт, підготовки виконавців, що залучаються до роботи. Для його проведення створюються дослідницькі групи за основними напрямками дослідження в кількості 5...10 чол. і група керівника дослідження на чолі з головним інженером для узагальнення отриманих результатів, а також вироблення загальних пропозицій щодо підвищення стійкості роботи СГ. У підготовчий період з керівниками дослідницьких груп проводиться спеціальний інструктаж, на якому керівник СГ доводить до виконавців план роботи, завдання та терміни проведення дослідження.

Порядок проведення дослідження на другому етапі. Докладно вивчається характеристика СГ та його окремих елементів (англ. наприклад, окремого цеху) за заводською документацією та безпосередньо на об'єкті кожною розрахунково-дослідницькою групою здійснюється інженерна оцінка елемента, що досліджується (англ. систем, будівель, споруд і ті, тобто його відповідність вимогам ДБН), вивчається можливість впливу зовнішніх первинних та вторинних вражаючих факторів (англ. сусідній об'єкт, стихійні лиха). Визначаються можливі вражальні фактори, що виникають при НС. Здійснюється оцінка стійкості роботи СГ послідовно з кожного виду можливого ураження. В кожному (англ. послідовному) розділі дослідження наводяться повні розрахунки, робиться висновок, надаються конкретні пропозиції (англ. заходи) з підвищення стійкості елемента, що досліджується. Усі розрахунки, висновки та пропозиції повинні бути аргументовані та обґрунтовані з посиланням на діючі норми та вимоги.

Порядок проведення дослідження на третьому етапі. Після узагальнення всього матеріалу досліджень розробляється зведений перелік (англ. план) заходів з підвищення стійкості роботи СГ в цілому або його окремого цеху (англ. елемента).

На підставі цього переліку визначаються вартість втілення цих заходів, джерела фінансування, сили і засоби, термін виконання робіт. План затверджується відповідним міністерством або відомством. В плані переліку повинні міститися тільки ті заходи, що не виконані або виявлені в процесі дослідження.

Порядок оцінки стійкості роботи об'єкту до вливу вражаючих факторів НС). Послідовно оцінюється можливий вплив кожного вражаючого фактора НС та робиться загальний висновок щодо потрібності підвищення стійкості елемента (англ. об'єкту), який досліджується, до впливу цього фактора. За необхідністю надаються конкретні пропозиції (англ. заходи) з підвищення стійкості до впливу конкретного вражаючого фактора

Оцінка стійкості до впливу проникаючої радіації та радіоактивного забруднення. За критерій стійкості приймається граничне допустима доза радіації, яку можуть отримати робітники та службовці під час роботи зміни у конкретних умовах.

Послідовність оцінки: визначається сутність захисту робітників та службовців, коефіцієнт ослаблення радіації будівель та ЗС, де буде знаходитися виробничий персонал; визначаються дози радіації, які персонал може отримати від дії ПР; визначається зона РЗ, до якої може потрапити СГ; визначаються можливі рівні радіації та можливі дози опромінювання від РЗ; оцінюється ступінь герметизації виробничих приміщень; встановлюється наявність приладів, матеріалів, чутливих до впливу радіації, і ступінь їх чутливості; за необхідністю визначаються (англ. розраховуються) режими роботи об'єкту та захисту виробничого персоналу в умовах РЗ; робиться загальний висновок та окреслюються необхідні заходи.

Розробка заходів щодо зниження або виключення шкідливих і небезпечних факторів і їх нормування

3.3 Освітленість приміщення

Природне освітлення будь-якої точки в приміщенні характеризується коефіцієнтом освітленості, що дорівнює відношенню освітленості в даній точці

всередині приміщення до одночасної освітленості розсіяним світлом всього небосхилу зовнішньої точки, що знаходиться на горизонтальній площині.

Природне освітлення в приміщеннях нормується коефіцієнтом природної освітленості (КПО), величина якого узаконена будівельними нормами і правилами, в залежності від типу приміщення, системи освітлення і характером робіт, що виконуються в приміщенні.

Згідно будівельним нормам і правилам в якості джерел штучного освітлення необхідно застосувати люмінесцентні лампи. Нормована освітленість на робочому місці оператора $E = 0,75$ лк.

3.4 Шум

ДСН 3.3.6.037-99 встановлює допустимі рівні звукового тиску в октавних смугах частот, рівні звуку та еквівалентні рівні звуку в дБ на робочих місцях ($L_p = 60$ дБ). Відповідні допустимі рівні звукового тиску в октавних смугах частот.

Забезпечення допустимого показника шуму проводиться за допомогою: звукопоглинальних матеріалів, і таких індивідуальних засобів як навушники.

3.5 Пожежна безпека

1. В приміщенні повинен знаходитися вогнегасник (вуглекислотний) переносний;
2. Повинна бути встановлена протипожежна сигналізація;
3. Підписується інструкція працівників підприємства про те, що вони ознайомлені з правилами пожежної безпеки.

3.6 Параметри мікроклімату в приміщеннях конструкторського відділу

ГОСТ 12.1.005-88 встановлює оптимальні та допустимі параметри мікроклімату в робочій зоні виробничого приміщення в залежності від температури.

Метрологічні умови в приміщеннях КО визначаються температурою, вологістю, швидкістю руху повітря і барометричним тиском.

Розрахунок захисного заземлення, як одного з небезпечних факторів

Як згадувалося раніше, одним з небезпечних факторів при роботі програміста є ураження електричним струмом. Тому в комплексі заходів щодо забезпечення безпеки життєдіяльності необхідно розрахувати такий фактор як захисне заземлення.

Захисне заземлення – навмисне з'єднання з землею металевих частин обладнання, які не перебувають під напругою в звичайних умовах, але які можуть опинитися під напругою в результаті порушення ізоляції електроустановки.

Розрізняють заземлювачі штучні (призначені для цілей заземлення) та природні – металеві предмети, що знаходяться на землі, іншого призначення (водопровідні труби, металеві конструкції будівель і споруд, що мають надійне з'єднання з землею).

Вихідні дані:

Параметри	Значення параметрів
1. Напруга	До 1000 В
2. Довжина трубки	$L = 250$ см
3. Діаметр трубки	$d = 5$ см
4. Розмір з'єднувальної смуги	$B * t = 4 * 0,5$ см
5. Ґрунт	глина
6. Схема заземлення	контурна

3.7. Розрахунок штучного заземлення

1. Визначимо розрахунковий опір труби (розташованої горизонтально до поверхні землі) за формулою: $R_{тр} = \rho_p / (2\pi * l_{тр}) * \ln(4 * l_{тр} / d)$ Ом, де: $\rho_p = \rho_t * \psi$ – розрахунковий питомий опір, $\psi = 1,5$ – коефіцієнт сезонності, $\rho_t = 0,4 * 10^4$ Ом * см, $l_{тр} = 250$ см – довжина труби, $d = 5$ см – зовнішній діаметр труби.

$$R_{тр} = 20,248 \approx 20 \text{ Ом}$$

2. Визначимо кількість заземлювачів за формулою:

$n = R_{тр} / (R_{33} * \eta)$, де $R_{33} = U_{бз} / I_k$, – опір заземлюючого пристрою, $U_{бз} = 40$ В, $I_k = 10$ А – струм короткого замикання, $R_{33} = 4$ Ом, $\eta = 0,9$, $n = 6$ шт.

3. Визначимо опір протікання струму сполучної смуги за формулою:

$R_{п} = \rho_p / (2\pi * l_{п}) * \ln(4 * l_{п} / b)$, де $b = 4$ см – ширина з'єднувальної лінії, $R_{п} = 4,84$ Ом.

4. Визначимо загальний опір розповсюдженню струму всього заземлюючого пристрою: $R_{заг} = (R_{тр} * R_{п}) / (R_{тр} * \eta_{п} + R_{п} * \eta_{тр} * n)$, де $\eta_{п} = 0,5$; $\eta_{тр} = 0,8$; $R_{заг} = 3,8$ Ом

3.8 Дослідження та оцінка передбачуваної пожежної обстановки

Пожежна обстановка на об'єкті народного господарства – це обстановка, яка може виникнути при реалізації надзвичайних ситуацій військового і мирного часу, пов'язаних з дією світлових імпульсів від ядерних вибухів, з дією вторинних факторів (наприклад виникнення пожеж на зруйнованих елементах об'єкта внаслідок короткого замикання пошкодженої електролінії або пошкодження печей та інших опалювальних прибудов), а також з дією стихійних лих (наприклад виникнення пожежі від блискавки).

Виникнення, розвиток і поширення пожежі залежить:

- від ступеня вогнестійкості будівель і споруд елементів об'єкта – розрізняють 1,2,3,4 і 5 ступінь вогнестійкості. Розглянутий об'єкт (КО) відноситься до категорії 3 вогнестійкості. Також необхідно визначити зони окремих і суцільних пожеж.

- від категорії вибухопожежної небезпеки технологічних процесів виробництва – розрізняють категорії вибухопожежної небезпеки виробництва А, Б, В, Г і Д. Розглянутий об'єкт відноситься до категорії Д пожежно-безпечною.

- від щільності та характеру забудови території об'єкта.

4. ЕКОЛОГІЧНИЙ ВПЛИВ ЕЛЕКТРОМАГНІТНИХ ХВИЛЬ ПРИ КЕРУВАННІ БПЛА

4.1. Електромагнітне випромінювання

Електромагнітне випромінювання - це електромагнітні хвилі, які створюються різними об'єктами, зарядженими частинками, атомами, молекулами, антенами та ін. Залежно від довжини хвилі розрізняють гамма-випромінювання, рентгенівське, ультрафіолетове випромінювання, видиме світло, інфрачервоне випромінювання, радіохвилі і низькочастотні електромагнітні коливання.

Складна математична теорія і величезна кількість різноманітних експериментальних даних показують, що електромагнітне взаємодія між джерелом і приймачем, розділеними вакуумом або розрідженим газом, може бути представлено у вигляді хвиль, що поширюються від джерела до приймача зі швидкістю світла.

Основні джерела енергії ЕМ полів - це трансформатори ЛЕП, розташовані поблизу місць проживання людини, телевізори, комп'ютери, різноманітні електроприлади побутового та виробничого призначення, антенні пристрої радіо-, телевізійних і радіолокаційних станцій, що працюють в широкому діапазоні частот, і інші електроустановки.

Електромагнітна сумісність (ЕМС) визначається як здатність електронного технічного засобу функціонувати з заданою якістю в заданій електромагнітній обстановці і не створювати неприпустимих електромагнітних завад іншим технічним засобам.

Кафедра АКСУ				НАУ 20 01 435 000 ПЗ			
Виконав	Андрушко І. В.			Екологічний вплив електромагнітних хвиль при керуванні БПЛА	Літера	Арквш	Аркушів
Керівник	Фролов В. Ф.					74	89
Консульт.					151-201МЗ		
Н-контроль	Дивнич М.П.						
Зав. Каф.	Тачиніна О. М.						

Під електромагнітною обстановкою (ЕМО) розуміється сукупність електромагнітних явищ і процесів в заданій області простору, а під перешкодою - електромагнітне явище, процеси, які знижують або можуть знизити якість функціонування технічного засобу.

Про шкідливий вплив на здоров'я людини електромагнітного випромінювання різного роду радіоелектронного обладнання, особливо ВЧ (стільникові телефони, радіостанції, СВЧ печі, ВЧ установки, станції космічної, радіорелейного, тропосферного зв'язку, РЛС) відомо всім. З метою його зниження розроблені норми гранично допустимих рівнів випромінювання технічних засобів.

Ангарні експерименти по визначенню спектра власних електродинамічних тонів літаків показують, що корпус літака збуджується вимушеними електромагнітними коливаннями від генератора стандартних сигналів, а електромагнітне випромінювання приймається антеною в ближній зоні навколо літака. Електромагнітний фон ангара склав 5-50 мкВ в досліджуваному діапазоні частот.

При проведенні експерименту виконувалися вимірювання амплітуди електрорушійної сили, наведеної в антені електромагнітним випромінюванням в діапазоні частот 7-30 МГц навколо ЛА в сфері радіусом 10 метрів. Отримані результати залежності напруги U від частоти f електромагнітного випромінювання показують, що амплітуди сигналів на частотах, відповідних електродинамічних тонам літака, істотно (до 2 тис. мкВ і більше) перевищують електромагнітний фон ангара (5-50 мкВ) в досліджуваному діапазоні частот.

4.2. Вплив електромагнітного випромінювання на людину

Багато видів випромінювання організмом не відчуються, але це зовсім не означає, що вони не надають на нього ніякого впливу. Електромагнітні коливання низьких частот, радіохвилі і електромагнітне поле створюють електричний зміг. Електромагнітне випромінювання середньої сили органами почуттів не відчувається,

тому у людей складається думка про їх нешкідливості для організму. При випромінюванні високої потужності можна відчуті тепло, що виходить від джерела ЕМІ.

Вплив електромагнітного випромінювання на людину виражається в функціональному зміні діяльності нервової системи (в першу чергу головного мозку), ендокринної системи, призводить до появи вільних радикалів і сприяє підвищенню в'язкості крові. Погіршення пам'яті, хвороби Паркінсона та Альцгеймера, онкологічні захворювання, передчасне старіння – ось далеко не повний перелік захворювань, що викликаються невеликим, але постійним впливом електронного смогу на організм. Надпотужні електромагнітні впливу здатні вивести з ладу прилади й електроапаратуру.

Механізми дії ЕМ-полів на організм людини багато в чому ще остаточно не вивчені, особливо малоінтенсивних випромінювань тривалого впливу. Виявилось, що ЕМ хвилі високих і дуже високих частот викликають більший біологічний ефект, ніж довгі хвилі. Експериментально визначено, що ЕМ-хвилі міліметрового частотного діапазону майже повністю поглинаються шкірою і діють на її рецептори; сантиметрові і дециметрові хвилі незначно поглинаються шкірою. В основному вони проникають глибше і можуть впливати безпосередньо на структуру нормальних органів і тканин, зокрема, мозку.

Слабкі електромагнітні поля (ЕМП) високої частоти потужністю соті і навіть тисячні частки Ватт для людини небезпечні тим, що інтенсивність таких полів збігається з інтенсивністю випромінювань організму людини при нормальному функціонуванні всіх систем і органів в його тілі. В результаті цієї взаємодії власне поле людини спотворюється, що сприяє розвитку різних захворювань, особливо в найбільш ослаблених місцях організму.

Найбільш небезпечною властивістю таких впливів є те, що вони накопичуватися з часом в організмі. У людей, за родом діяльності багато

користуються різною технікою - комп'ютерами, телефонами - виявлено зниження імунітету, часті стреси, зниження сексуальної активності, підвищена стомлюваність.

Сьогодні в зону ризику потрапляє практично кожен житель мегаполісу, так чи інакше піддається цілодобовому впливу мобільних і Wi-Fi мереж, ліній електропередач, електротранспорту і т.д.

Найбільш схильні до впливу електромагнітних полів кровоносна система, головний мозок, очі, імунна і статеві системи.

Вплив електромагнітного випромінювання на нервову систему. Рівень електромагнітного випромінювання здатний вплинути на найважливіші функціональні системи організму. До найбільш вразливою з них більшість фахівців відносять нервову систему. Механізм впливу дуже простий - встановлено, що електромагнітні поля порушують проникність клітинних мембран для іонів кальцію. В результаті нервова система починає неправильно функціонувати. Крім того, змінне електромагнітне поле індукуює слабкі струми в електролітах, якими є рідкі складові тканин. Спектр викликаються цими процесами відхилень досить широкий - в ході експериментів фіксувалися зміни ЕЕГ головного мозку, уповільнення реакції, погіршення пам'яті, депресивні прояви і т.д.

Вплив ЕМІ на імунну систему. Імунна система також схильна до впливу. Експериментальні дослідження в цьому напрямку показали, що у тварин, опромінених ЕМП, змінюється характер інфекційного процесу - протягом інфекційного процесу обтяжується. Є підстави вважати, що при впливі ЕМВ порушуються процеси імуногенезу, частіше в бік їх гноблення. Відповідно до цієї концепції, основу всіх аутоімунних станів становить в першу чергу імунодефіцит по тимус-залежної клітинної популяції лімфоцитів. Вплив ЕМП високих інтенсивностей на імунну систему організму проявляється в угнетающем ефект на Т-систему клітинного імунітету.

Вплив ЕМІ на ендокринну систему. Ендокринна система теж є мішенню для ЕМІ. Дослідження показали, що при дії ЕМП, як правило, відбувалася стимуляція

гіпофізарно-адреналінової системи, що супроводжувалося збільшенням вмісту адреналіну в крові, активацією процесів згортання крові. Було визнано, що однією з систем, рано і закономірно залучає в реакцію організму на вплив різних факторів зовнішнього середовища, є система гіпоталамус-гіпофіз-кора надниркових залоз.

Вплив електромагнітного випромінювання на серцево-судинну систему. Можна також відзначити порушення з боку серцево-судинної системи. Вона і проявляються у формі лабільності пульсу і артеріального тиску. Відзначаються фазові зміни складу периферичної крові.

4.3. Захист від електромагнітного випромінювання

Всі прилади і пристрої, які отримують живлення від електричної мережі, в тій чи іншій мірі є джерелами електромагнітного випромінювання. Виходить, що людина, яка проживає в сучасних умовах, практично завжди піддається електромагнітному випромінюванню. Тому питання захисту організму від впливу електромагнітного випромінювання в наш час є особливо актуальним. Розглянемо основні заходи зниження негативного впливу електромагнітного випромінювання на організм людини.

Один з найбільш ефективних способів захисту від негативного впливу електромагнітного випромінювання є застосування спеціальних приладів, які дозволяють нейтралізувати це випромінювання і максимально мінімізувати її негативний вплив на організм людини. Принцип дії даних приладів заснований на наведенні протидії ЕРС, яка сприяє зниженню негативного впливу на організм людини небажаних електромагнітних випромінювань.

Максимальне скорочення часу перебування в зоні дії електромагнітного випромінювання є одним з найбільш ефективних способів захисту організму від негативного впливу електромагнітного випромінювання. Особливо актуальне це

питання для працівників електроенергетичних підприємств, де рівень електромагнітного випромінювання максимальний.

Перші ознаки з'являються практично відразу: головний біль, слабкість, дратівливість, пригніченість. У таких випадках знаходження людини в зоні дії електромагнітного випромінювання без використання спеціальних захисних комплектів (екрануючих пристроїв) неприпустимо.

При знаходженні обслуговуючого персоналу далеко від високовольтного устаткування рівень електромагнітного випромінювання набагато менше, але його значення в сотні разів перевищують допустимі. Це пов'язано з тим, що в даному приміщенні знаходяться безліч джерел електромагнітного випромінювання: комп'ютерна техніка, пристрої захисту та автоматики обладнання, розподільні низьковольтні щитки і ін.

В такому випадку слід, при наявності можливості, робити перерви і виходити з приміщення, тим самим скорочуючи час перебування в зоні електромагнітного випромінювання. Також не зайвим буде використовувати вищезгадані пристрої, які дозволяють мінімізувати негативний вплив електромагнітного випромінювання на організм людини.

Також слід зазначити, що ступінь впливу електромагнітного випромінювання на організм людини безпосередньо залежить не тільки від часу перебування в зоні його дії, але і від відстані до джерела випромінювання. Тобто в процесі використання того чи іншого електроприладу або електричного пристрою слід по можливості збільшувати відстань до джерела.

Як правило, в інструкції до електроприладів повинні бути вказані заходи безпеки, зокрема безпечну відстань до даного електроприладу, при якому рівень випромінювання буде мінімальним. Якщо такі дані відсутні, то для своєї ж безпеки краще ці дані уточнити.

Дуже часто, як в побуті, так і на роботі, включені в мережу електроприлади, які в даний момент не використовуються. До таких електроприладів можна віднести

зарядні пристрої для мобільних телефонів, аудіо-, відеоапаратуру, телевізор та ін. Відключення даних електроприладів дозволяє значно знизити рівень електромагнітного випромінювання і відповідно ступінь його негативного впливу. Крім того, відключення електроприладів дозволяє знизити загальну кількість споживаної електроенергії.

Основними шляхами при розробці засобів захисту від впливу високочастотних (ВЧ) та надвисокочастотних (НВЧ) полів є:

1) зменшення густини потоку енергії випромінювання (ГПЕ) випромінювання безпосередньо від самого джерела, є найефективнішим засобом захисту обслуговуючого персоналу, що регулює, настраює й проводить випробування передавачів радіолокаційних станцій і генераторів НВЧ;

2) зменшення інтенсивності ЕМП у робочій зоні НВЧ може здійснюватись шляхом екранування джерел випромінювання металевими суцільними і сітчастими екранами. Інтенсивність випромінювання може бути знижена також за допомогою поглинаючих покриттів. Електромагнітне поле в металевому екрані наводить вихрові струми, що створюють ЕМП, протилежне екрану. Товщину суцільного металевого екрана вибирають з конструктивних міркувань, тому що глибина проникнення електромагнітної ВЧ і НВЧ енергії невелика;

3) поглинаючі екрани (покриття) застосовуються у випадках, коли відбита електромагнітна енергія від внутрішніх поверхонь суцільних металевих екранів може істотно порушити режим роботи НВЧ генератора. Тому поглинаючі покриття повинні по можливості цілком поглинати енергію. Це досягається відповідним підбором діелектричної і магнітної проникності поглинаючого матеріалу. Як поглинаючі покриття застосовують гумові килимки з конічними шипами В2Ф-2, В2Ф-1, що поглинають електромагнітну енергію в діапазоні 0,8-4 см; магнітоелектричні пластини ХВ-0,8, ХВ-2,0, ХВ-3,2, ХВ-10,6 - поглинаються хвилі 0,8-10,6 см; поглинаючі покриття на основі поролону ВРПМ, поглинають хвилі в діапазоні 0,8-3 см. Для послаблення щільності потоку потужності НВЧ випромінювання на 20-30 дБ

(102-103 разів) застосовують сітчасті металеві екрани. Стики між металевими листами повинні з'єднуватися електрично надійно пайкою чи зварюванням по всьому периметру, а знімні чи рушійні частини екранів (двері, оглядові вікна) повинні мати електричний контакт із нерухомою частиною екрана;

4) Екранування робочого місця передбачають у тих випадках, коли зниження інтенсивності випромінювання безпосередньо біля джерела чи його екранування зумовлює технічні ускладнення. Екранування робочого місця виконують у вигляді незамкненого екрана чи спеціальної kabіни, звідки керують роботою чи налаштуванням установки;

5) Індивідуальні засоби захисту від ЕМП НВЧ використовують спеціальний одяг - комбінезони, халати, каптури. Матеріалом для цього одягу служить бавовняна тканина з тонкими металевими нитками, що утворюють сітку. Тканина арт.4381 здатна послабляти потужність випромінювання в діапазоні 0,8-10 см на 20-38 дБ. Для захисту очей застосовують захисні окуляри ОРЗ-5. Скло окулярів покрите тонкою прозорою плівкою двоокису олова. Оправа - пориста гума із запресованою металевією сіткою. Скло послаблює потужність у діапазоні 3...150 см не менше, ніж на 25 дБ, оправа - на 20 дБ. Світлопрозорість скла не менше 74 %.

4.4. Розрахунок товщини захисного екрану

Розрахунок товщини суцільного металевіого екрана в зоні електромагнітного випромінювання виконується в такий спосіб:

1. Розраховують ГПЕ пристрою в зоні діаграми спрямованості на відстані R від випромінювача до робочого місця.

2. Визначають відповідно до санітарних норм ступінь ослаблення N ЕМП:

$$1/N = \frac{[ГПЕ]_R}{[ГПЕ]_{ГДР}},$$

де $[\text{ГПЕ}]_R$ – ГПЕ на відстані R у метрах, мкВт/см²; $[\text{ГПЕ}]_{\text{ГДР}}$ – гранично-допустима ГПЕ, мкВт/см².

Визначають мінімальну товщину захисного екрана:

$$t = -\ln\left[\frac{[\text{ГПЕ}]_{\text{ГДР}}}{[\text{ГПЕ}]_R}\right] N / (2\sqrt{\omega\gamma\mu/2}),$$

де ω – кутова частота, $\omega = 2\pi f$; f – частота джерела, Гц; γ – питома електрична провідність матеріалу, Ом⁻¹м⁻¹; μ – магнітна проникність матеріалу екрана, Гн/м.

Для контуру автоматичної посадки літака розрахуємо товщину захисного екрану:

Потужність передавача $P_{\text{пер}} = 200$ Вт;

Коефіцієнт підсилення $G = 300$;

Робоча частота $f = 4300$ МГц;

Екран з алюмінію;

$$\gamma = 3,54 \cdot 10^{-3} \text{ [Ом]}^{-1} \text{ м}^{-1};$$

$$\mu = 4\pi \cdot 10^{-7} \text{ Гн/м};$$

$$R = 5 \text{ м.}$$

Т о д і:

$$[\text{ГПЕ}]_R = (P_{\text{пер}} \cdot G) / (4\pi R^2) = (200 \cdot 10^6 \cdot 300) / (4 \cdot 3,14 \cdot (5 \cdot 100)^2) = 19108 \text{ мкВт/ [см]}^2$$

В р а х о в у ю ч и $[\text{ГПЕ}]_{\text{ГДР}} = 1000 \text{ мкВт/ [см]}^2$, обчислюємо кратність ослаблення:

$$1/N = [\text{ГПЕ}]_R / [\text{ГПЕ}]_{\text{ГДР}} = (19108) / 1000 = 19,108, N = 0,05$$

В и з н а ч а є м о товщину захисного екрана:

$$t = -\ln\left[\frac{[\text{ГПЕ}]_{\text{ГДР}}}{[\text{ГПЕ}]_R}\right] N / (2\sqrt{((2 \cdot 3,14 \cdot 4300 \cdot 10^6 \cdot 3,54 \cdot 10^{-3}) \cdot 10^2 \cdot 4 \cdot 3,14 \cdot 10^{-7}) \cdot 10^{-2}})$$

$$t = 0,19 \text{ мм}$$

ВИСНОВКИ

Безпілотні літальні апарати (БПЛА) мають широкий спектр застосувань, тому збільшується попит на нові системи керування такими літальними апаратами. В більшості розробок БПЛА використано доступні системи керування, в яких реалізовано прості алгоритми керування для номінальних режимів польоту. Однак на практиці необхідно розширювати можливості цих систем за рахунок застосування робастних законів керування, моделювання динаміки, обліку невизначеності на стадії проектування. В наш час зростає потреба в системах керування з робастними властивостями при невизначеності динаміки БПЛА, наявності збоїв або пошкоджень під час роботи БПЛА, особливо при малій мій повітряній швидкості, при посадці або тривалому баражуванні.

Моделювання аеродинамічних сил і моментів БПЛА є однією з найскладніших частин динамічного моделювання, а аеродинамічні дані, що використовуються при проектуванні системи керування, є мінімальними або взагалі відсутніми.

Аеродинамічні сили і моменти залежать від квадрата повітряної швидкості, а БПЛА мають не адаптовану або фіксовану структуру систем автоматичного керування (САК) і часто виконують польоти на низьких швидкостях за наявності зовнішніх збурень. Крім того, БПЛА змінюються в польоті, що можна розглядати як параметричну невизначеність.

Наукову школу і співробітників кафедри аерокосмічних систем управління, професорами Блохіним Л. М., Туніком А. А., Азарсковим В. М., Суценко О. А. та іншими розроблена велика кількість методів ідентифікації, тому числі з урахуванням стохастичних збурень, які діють на літальний апарат в умовах експлуатації. Частиною цих методів я і скористався при виконанні дипломної роботи.

В результаті:

1) проаналізовано методи ідентифікації систем керування для об'єктів з невизначеністю й обґрунтовано вибір напрямку проектування систем стабілізації БПЛА для підвищення рівня робастності і якості САК;

2) Наведено нелінійну та лінійну динамічну моделі міні-БПЛА при малих швидкостях. Лінійну модель рухів міні-БПЛА було розраховано з використанням чисельних і аналітичних методів при наявності вітру. Чисельні й аналітичні відгуки нелінійної й лінійних моделей було порівняно. Отримано перевірену аналітичну лінійну модель можна використати для вивчення й моделювання невизначеностей, і визначення номінальної моделі БПЛА при синтезі робастного керування.

Дана робота присвячена визначенню номінальної поздовжньої моделі БПЛА за допомогою комбінованого методу ОДМ-ОПМ.

В роботі спеціально використано лінійний акселерометр у точці, яка не збігається з центром маси, для поліпшення спостережуваності.

Аеродинамічні коефіцієнти БПЛА оцінено з використанням реальних даних польотів.

Алгоритм імітованого «відпалу» використано для досягнення глобального мінімуму критерію.

Через наявність вітрової турбулентності в льотних випробуваннях, було оцінено компоненти швидкості турбулентності вітру поряд з аеродинамічними коефіцієнтами. Досліджено ідентифікованість оцінених коефіцієнтів на основі аналізу матриці інформації Фішера.

Для перевірки вірогідності оцінених аеродинамічних коефіцієнтів їх порівняно з їхніми аналітичними й чисельними значеннями для БПЛА, а також Для аналогічного прототипу обчислено дисперсії для оцінених аеродинамічних коефіцієнтів. Використано додаткову інформацію з інших льотних випробувань.

Розроблено критерій нелінійної оптимізації для ідентифікації й уточнення динаміки БПЛА на основі реальних даних польоту, який дозволив синтезувати стійкі номінальні моделі й інтервальні невизначеності параметрів аеродинамічних сил і моментів.

Такий метод дозволив на прикладі ЛА типу моно-крило SX8FW одержати адекватні номінальні моделі для синтезу робастного керування.

Охорона праці є одним з найбільш важливих факторів при організації подібних досліджень. Правильна організація робочого місця користувача і оснащення його сучасними захисними пристроями, зручною для роботи людини меблями та обладнанням в кінцевому підсумку дозволяє уникнути багатьох помилок і прорахунків, пов'язаних з перевтомою і зниженням захисних властивостей організму людини, підвищує працездатність і загальне позитивний настрій працівника.

Для підвищення фізичної стійкості складових частин будівлі КО необхідно замінити дерев'яні конструкції на металеві і використовувати світлі тони фарб. Можливе застосування віконниць, щитів на вікна, штор з вогнестійких матеріалів.

СПИСОК БІБЛЮГРАФІЧНИХ ПОСИЛАНЬ ВИКОРИСТАНИХ

ДЖЕРЕЛ

- [1] R. Austin, Unmanned aircraft systems: UAVS design, development and deployment №54: John Wiley & Sons, 2011.
- [2] 20. Дубовой В. М. Моделювання систем керування в умовах невизначеності: монографія / В. М. Дубовой, О. В. Глонь. - Вінниця: Універсум, 2004.- 169 с.
- [3] Мокін Б. І, Математичні методи ідентифікації динамічних систем: навч. посібник / Б. І. Мокін, В. Б. Мокін, О. Б. Мокін. - Вінниця: ВІТУ, 2010,-260 с.
- [4] Бендат Д. Применения корреляционного и спектрального анализа / Д. Бендат, А. Пирсол. - М.: Мир, 1983. - 312 с.
- [5] В. И. Кортунов, "Разработка методов решения задач наблюдения и управления в условиях неопределенности на основе итерационно-инверсных моделей", д.т.н 05.13.03 - системы и процессы управления, Нац. аэрокосм, ун-т "ХАИ" Харьков, 2002.
- [6] Б. Н. Петров, Н. И. Соколов, и А. В. Липатов, Системы автоматического управления объектами с переменными параметрами: Инженерные методы анализа и синтеза. М.: Машиностроение, 1986.
- [7] Грановский В. А. Методы обработки экспериментальных данных при измерениях / В. А. Грановский, Т. М. Сирая. - Л. : Энерго-атомиздат, 1990,-288 с.
- [8] 16. Вентцель Е, С, Теория случайных процессов и ее инженерные приложения/ Е. С. Вентцель, Л. А. Овчаров. - М. : Наука, 1991.-384 с.
- [9] Евланов А. Р. Системы со случайными параметрами / А. Р. Евланов, В. М. Константинов. - М.: Наука, 1976. - 568 с.
- [10] Дейч А. М. Методы идентификации динамических объектов / А. М. Дейч. - М.: Энергия, 1979. - 240с.
- [11] Юмагулов М. Введение в теорию динамических систем: учеб. пособие / М. Юмагулов. - М.: Лань, 2015. - 272 с.

[12] Боднер В. А. Системы управления летательными аппаратами / В. А. Боднер. - М.: Машиностроение, 1973. - 504 с.

[13] Азарсков В. Н. Методология конструирования оптимальных систем стохастической стабилизации / В. Н. Азарсков, Л. Н. Блохин, Л. С. Жи-тецкий. - К. : НАУ, 2006. - 440 с.

[14] Алексеев А. А. Идентификация и диагностика систем: учеб. пособие / А.А. Алексеев, Ю. А. Кораблев, М. Ю. Шестопапов. - М.: Академия, 2009. - 352 с.

[15] Ли Р. Оптимальные оценки, определение характеристик и управление / Р. Ли. - М. : Наука, 1966. - 176 с..

[16] Льюнг Л. Идентификация систем. Теория для пользователя / Л. Льюнг. - М.: Наука, 1991. - 432 с.

[17] Блохин Л. Н. Методология оптимизации, регулировки и аттестации на земле бортовых измерительных систем и комплексов воздушных судов /Л. Н. Блохин. - К.: Знание, 1989. - 23 с.

[18] Динамічна атестація бортових вимірювальних пристроїв / О, П. Кривоносенко, О.А. Сущенко, І. Ю. Прокоф'єва, О. В. Савченко // Стандартизація, сертифікація, якість. - Вип. 6» - 2016. - С. 39 -45»

[19] Сущенко О. А. Організаційні принципи та методи проектування пристроїв і систем управління: навч. посібник / О. А. Сущенко. - К.: НАУ, 2015. -312 с.

[20] В. И. КОРТУНОВ, "Идентификация динамики канала крена беспилотного летательного аппарата при слабо информативном входном сигнале", Радиоелектронні і комп'ютерні системи, № 1(81), с. 99-106,2017.

[21] А. Туник, и А. Клипа, "Идентификация математической модели продольного движения летательного аппарата при наличии шумов измерений и смещений датчиков", Электронное моделирование, 2011.

[22] В. А. Касьянов, "Моделирование полета", К: НАУ, 2004.

[23] K. Gryte, "High Angle of Attack Landing of an Unmanned Aerial Vehicle", NTNU, 2015.

[24] B. I. Kortunov, "Modeling of a mini UAV with aerodynamic coefficients uncertainties", in XII междунар. конф. Контроль і управління в складних системах, Вінниця, 2014, с. 155.