

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ**  
**НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**  
Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій  
Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

**ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ**  
Завідувач випускової кафедри  
Віктор СИНЄГЛАЗОВ  
“ ” \_\_\_\_\_ 2023 р.

**КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА**  
**(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**  
**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ**  
**“МАГІСТР”**

Спеціальність 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»  
Освітньо-професійна програма «Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва»

**Тема: Завадостійкий пілотажний комплекс безпілотного літального апарата**

Виконавець: студент групи КП-226М Олендер Богдан Андрійович  
Керівник: кандидат технічних наук, професор Філяшкін Микола Кирилович

Консультант розділу «Охорона навколишнього середовища» \_\_\_\_\_ Ольховик Ю.О.  
(підпис)

Консультант розділу «Охорона праці» \_\_\_\_\_ Козлітін О.О.  
(підпис)

Нормоконтролер: \_\_\_\_\_ Філяшкін М.К  
(підпис)

# НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

Освітньо-кваліфікаційний рівень: магістр

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

Освітньо-професійна програма «Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва»

**ЗАТВЕРДЖУЮ**

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Віктор СИНЄГЛАЗОВ

“ \_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2023 р.

## ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи студента

**Олендера Богдана Андрійовича**

**1. Тема роботи:** «Завадостійкий пілотажний комплекс безпілотного літального апарата»

**2. Термін виконання роботи:** з \_\_.\_\_.2023 р. до \_\_.\_\_.2023 р.

**3. Вихідні дані до роботи:**

**4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):** 1. Аналіз варіантів інерціально-супутникових навігаційних систем та вибір схеми інтегрованого навігаційного комплексу БПЛА; 2. Технології зовнішнього втручання в роботу GPS та способи виявлення такого втручання; 3. Розробка схеми прогнозування похибок БНС з використанням параметричної ідентифікації гіпотетичної моделі похибок БНС; 4. Дослідження запропонованої схеми прогнозування; 5. Розробка схеми оцінювання похибок трьох вимірників навігаційної інформації і обґрунтування можливості калібрування курсоаерометричної навігаційної системи; 6. Дослідження.

**5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу:** 1. Структурна схема компоновки інерціально-супутникової навігаційної системи; 2. Структурна схема компоновки запропонованої інерціально-супутниково-аеромагніто-метричної навігаційної системи; 3. Структурні схеми параметричної ідентифікації моделей помилок БНС; 4. Блок-схема реалізації методу компенсації сумісно з методом максимуму правдоподібності; 5. Схема моделювання запропонованого методу; 6. Результати досліджень.

**6. Календарний план-графік:**

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1.	Аналіз літературних джерел		
2.	Збір інформації		
3.	Аналіз варіантів інерціально-супутникових навігаційних систем та вибір схеми інтегрованого навігаційного комплексу БПЛА		
4.	Технології зовнішнього втручання в роботу GPS та способи виявлення такого втручання		
5.	Розробка схеми прогнозування похибок БНС з використанням параметричної ідентифікації гіпотетичної моделі похибок БНС		
6.	Дослідження запропонованої схеми прогнозування		
7.	Розробка схеми оцінювання похибок трьох вимірників навігаційної інформації		
8.	Охорона навколишнього середовища		
9.	Охорона праці		
10.	Висновки по роботі		
11.	Оформлення пояснювальної записки		
12.	Створення презентації		

**7. Консультанти з окремих розділів роботи: (Для магістерської роботи)**

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці	Козлітін О.О.		
Охорона навколишнього середовища	Ольховик Ю.О.		

**8. Дата видачі завдання** \_\_\_\_\_

**Керівник:** \_\_\_\_\_ Філяшкін М.К

**Завдання прийняв до виконання** \_\_\_\_\_ Олендер Б.А.

\_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2023 р.

## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка кваліфікаційної роботи «Завадостійкий пілотажний комплекс безпілотного літального апарата» 92 с., 39 рис., 6 табл, 26 джерел.

БПЛА, ІНЕРЦІАЛЬНО-СУПУТНИКОВА НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМА ПІЛОТАЖНИЙ КОМПЛЕКС.

Об'єкт дослідження –.Навігаційна система БПЛА

Предмет дослідження –.Втручання в роботу GPS

Мета кваліфікаційної роботи –.Розробка завадостійкого пілотажного комплексу безпілотного літального апарата

Метод дослідження –. порівняльний аналіз, обробка літературних джерел, цифрове математичне моделювання

Теоретичні дослідження склалися з аналізу варіантів інерціально-супутникових навігаційних систем та вибір схеми інтегрованого навігаційного комплексу БПЛА

З метою підвищення завадостійкості пілотажного комплексу в момент роботи протиповітряної оборони в роботі запропоновано до існуючої інерціально-супутникової системи навігації додати ще одну, а саме аеромагнітометричну навігаційну система, використовуючи вже наявні на борту БПЛА у складі БІНС магнітометр і вимірник барометричної висоти, які застосовуються для уникнення розбіжності у нестійких вертикальному та курсовому каналах БІНС.

В роботі був проведений аналіз змін похибок трикомпонентної БІНС. Для перевірки запропонованого методу прогнозування похибок БІНС була створена програма в системі Simulink. Результати моделювання, показують значні зменшення похибок числення навігаційних параметрів у режимі автономної роботи БІНС.

## Зміст

Вступ.....	9
1. Аналіз варіантів інерціально-супутникових навігаційних систем та вибір схеми інтегрованого навігаційного комплексу БПЛА.....	10
1.1 Обґрунтування вимог до приймача GPS в схемі навігаційного комплексу БПЛА.....	11
1.2 Вибір варіанта безплатформної інерціальної навігаційної системи.....	18
1.3 Аналіз варіантів інерціально супутникової системи навігації.....	19
1.3.1 Моніторинг існуючих варіантів інерціально супутникових систем навігації.....	19
1.3.2 Алгоритми обробки однорідної навігаційної інформації та нтування вибору схеми компенсації.....	25
1.4 Розробка схеми побудови інтегрованого навігаційного комплексу БПЛА....	34
2. Технології зовнішнього втручання в роботу GPS та способи виявлення такого втручання.....	37
2.1 Сучасна технологія глушіння GPS.....	37
2.2 Принцип спуфінгу.....	39
2.3 Виявлення спроб втручання в роботу приймача GPS.....	42
3. Аналіз роботи схеми компенсації та обґрунтування можливості формування поточної похибки бінс.....	47
4. Поняття ідентифікації та її роль в процесі проектування систем управління.....	52
4.1 Ідентифікація моделі похибок БІНС, як нелінійних детермінованих об'єктів.....	54
5. Схеми прогнозування змін похибок бінс.....	56
6. Аналіз роботи запропонованої комплексної навігаційної системи.....	65
6.1 Аналіз комплексної схеми компенсації з послідуочим опрацюванням по методу максимуму правдоподібності.....	65
6.2 Моделювання комплексної схеми компенсації з послідуочим опрацюванням по методу максимуму правдоподібності.....	68
7. Охорона навколишнього середовища.....	70

8. Охорона праці.....	80
Висновки.....	89
Список бібліографічних посилань .....	90

## ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

- АБ – антенний блок
- АПр – аналоговий приймач
- АС – апаратура споживачів
- АЦП – аналого-цифровий перетворювач
- БІНС – без платформна навігаційна система
- БПЛА – безпілотний літальний апарат
- ВПМ – вихідний пункт маршруту
- ГЛОНАСС – глобальна навігаційна система
- ГСКВ – генератор синфазних і квадратурних відліків
- ДБ – додатковий блок
- ДКШ – датчик кутових швидкостей
- ДПЛА – дистанційно пілотований літальний апарат
- ІНС – інерціальна навігаційна система
- ІСН – інерціальна система навігації
- ІССН – інерціально-супутникова система навігації
- КАСН – курсоаерометрична система навігації
- КВК – командно-вимірювальний комплекс
- КІСНС – комплексна інерціально-супутникова навігаційна система
- КСЗ – контур спостереження за затримкою
- КСФ – контур спостереження за фазою
- КОР – корелятор
- МНК – метод найменших квадратів
- НО – навігаційний обчислювач
- НП – навігаційний процесор
- НС – навігаційний супутник
- ООП – об'єктно-орієнтоване програмування
- П – підсилювач
- ПІ – прийомоіндикатор

ПКА – підсистема космічних апаратів

ПКІ – пульт керування та індикації

ПКК – підсистема контролю і керування

ПНК – пілотажно-навігаційний комплекс

ПО – прийомообчислювач

ППМ – проміжний пункт маршруту

ПТК – просторово-тимчасові координати

СКВ – середньоквадратичне відхилення

СНС – супутникова навігаційна система

СРНС – супутникова радіонавігаційна система

СП – сигнальний процесор

СФ – смуговий фільтр

ФК – фільтр Калмана

GPS – Global Positioning System (Глобальна система позиціонування)



## ВСТУП

Для виконання місій політів будь-який літальний апарат, у тому числі безпілотний, потребує певних систем, серед яких ключовими є пілотажний та навігаційний комплекси. Під пілотажним комплексом розуміється автоматична система керування (автопілот), а навігаційний комплекс включає в себе бортові системи та пристрої, призначені для навігації (навігаційна система).

У сучасних безпілотних літальних апаратах, таких як БПЛА, основною навігаційною системою є інерціальна навігаційна система (ІНС), зокрема без платформна ІНС (БІНС), яка вимірює шлях та визначає координати місцезнаходження.

Інерціальна навігаційна система дозволяє самостійно визначати прискорення, швидкість польоту, кути крену та тангажу літака. Деякі ІНС також визначають місцезнаходження літака. Головною перевагою інерціальних систем є їхня автономність, стійкість до впливу завад та висока інформативність.

Але БІНС мають тенденцію накопичувати похибки у визначенні координат місцезнаходження. Крім того, похибки у визначенні всіх навігаційних параметрів з часом можуть збільшуватися, подібно до маятника Шулера. Ці характеристики ІНС вимагають високої точності датчиків первинної інформації, а більшість з них є складними для реалізації на сьогоднішній день. Тому ІНС потребує корекції. Практика експлуатації навігаційних систем БПЛА показує, що найбільш перспективним засобом корекції ІНС є супутникові системи, які мають найбільш високу точність і глобальність застосування. До речі комітет ІКАО з FANS (Future Air Navigation System) прийняв рішення про обов'язкове використання систем супутникової навігації в поєднанні з ІНС. Тому в даний час у всіх галузях авіації основним інформаційним ядром сучасного навігаційного комплексу є інтегрована інерціально-супутникова система навігації (ІССН).

Але на даний час сигнал GPS доволі легко підмінити або заглушити, тому дуже актуальним завданням, є розробка комплексної навігаційної системи, яка аналізує сигнал GPS та не пропускає хибний або приглушений сигнал з одночасним припиненням корекції ІНС.

Також для поліпшення визначення параметрів навігації у випадках, коли супутникова система недоступна, корисним може бути покращення навігаційної системи за допомогою додаткової інформації від аеромагнітометричної системи.

Отже, в рамках цього дослідження передбачається аналізувати сигнал GPS та в випадку впливу на нього переходити в закритий режим роботи.

Магнітометричні та аерометричні навігаційні системи використовуються як додаткові засоби для коригування можливих відхилень у вертикальному та курсовому каналах інерціально-супутникової системи навігації.

Додаткова інформація від аеромагнітометричних систем (які вимірюють магнітні поля) та аерометричних систем (що визначають параметри атмосферного тиску, температури тощо) може бути корисною для покращення точності та надійності ІНС в умовах, коли супутникові системи стають недоступними або їх сигнали піддаються впливу.

Аналіз сигналу GPS та автоматичне перехід в закритий режим роботи у випадку його впливу можуть бути ефективними стратегіями для забезпечення безперебійності навігації. Такий підхід може запобігти або пом'якшити негативний вплив втрати сигналу GPS на точність та стабільність навігаційної системи.

Інтеграція різних джерел інформації, таких як дані від магнітометрів та аерометрів, допомагає уникнути розбіжностей та забезпечити більш точне визначення положення та орієнтації БПЛА. Це може бути важливим для забезпечення надійності навігації в умовах, коли основні системи можуть бути вразливими до впливу або обмежень.

Узагальнюючи, комбінування даних з різних джерел для удосконалення навігаційних систем, особливо в умовах обмеженої доступності супутникових систем, може стати важливим напрямком в розвитку більш надійних і точних систем навігації для безпілотних літальних апаратів.

## РОЗДІЛ 1

### АНАЛІЗ ВАРІАНТІВ ІНЕРЦІАЛЬНО-СУПУТНИКОВИХ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ ТА ВИБІР СХЕМИ ІНТЕГРОВАНОГО НАВІГАЦІЙНОГО КОМПЛЕКСУ БПЛА

Створення комплексної навігаційної системи яка захищена від зовнішнього втручання та для визначення координат рухомого об'єкта, зокрема безпілотного літального апарату (БПЛА), передбачає аналіз GPS сигналу та у разі виявлення втручання перехід в закриту систему навігації.

#### **1.1 Обґрунтування вимог до приймача GPS в схемі навігаційного комплексу БПЛА**

Наразі розумно звертати увагу лише на дві супутникові навігаційні системи: GPS (Global Positioning System) і ГЛОНАСС (Глобальна Навігаційна Супутникова Система).

GPS має в своєму розпорядженні двадцять чотири супутники, які обертаються на орбітах на висоті 20 146 км з нахилом 55 градусів. Ця конфігурація забезпечує прямий доступ до принаймні чотирьох супутників з будь-якої точки Землі, що значно підвищує точність визначення місцезнаходження.

Система працює за принципом вимірювання відстані від користувача до супутника через час, який потрібний сигналу на його шляху від супутника до приймача користувача.

ГЛОНАСС - це результат багаторічних наукових розробок російських фахівців. Система має 24 супутника, розташованих на визначених орбітах, які постійно випромінюють навігаційні сигнали в напрямку Землі. Будь-яка особа або транспортний засіб, що має засоби для отримання та обробки цих сигналів, може точно визначити свої координати і швидкість руху в будь-якій точці Землі та навколишньому просторі, а також синхронізувати свій час з точністю. У складі сучасної супутникової радіонавігаційної системи (СРНС) типу ГЛОНАСС і GPS функціонують три основні підсистеми:

1. Підсистема космічних апаратів (ПКА), що складається з навігаційних супутників (НС), є однією з складових космічного комплексу. Ця підсистема

Системи Радіонавігації Супутників (СРНС) має фіксовану кількість навігаційних супутників. Основне завдання навігаційних систем полягає у генерації та передачі радіосигналів, необхідних для точного визначення місцезнаходження користувачів, а також для управління системою супутників через підсистему контролю та управління. Характеристики цих сигналів та методи їх обробки гарантують високу точність навігаційних вимірювань.

2. Підсистема контролю та управління (ПКУ) є земним комплексом управління. Вона включає в себе засоби на землі, які відповідають за спостереження та контроль траєкторій руху навігаційних супутників. Ці засоби також відповідають за контроль якості роботи апаратури, управління режимами роботи та параметрами радіосигналів супутників, а також обробку отриманої від супутників навігаційної інформації.

3. Апаратура для користувачів (АК) Системи Радіонавігації Супутників (СРНС) (приймачі-індикатори (ПІ)) є сегментом для кінцевих користувачів. Ця апаратура призначена для визначення просторових координат, вектора швидкості, часу та інших навігаційних параметрів шляхом прийому та обробки радіосигналів від численних навігаційних супутників (НС). На вхід ПІ надходять сигнали від НС, що знаходяться в зоні радіовидимості. Оскільки для рішення навігаційної задачі необхідно виміряти псевдодальності і псевдошвидкості відносно, як мінімум, чотирьох НС, то ПІ має бути багатоканальним (більш 24 у сполучених ГЛОНАСС і GPS).

Сучасні приймачі сигналів є комбінованими системами, які обробляють як аналогові, так і цифрові сигнали. Перехід від аналогової до цифрової обробки відбувається на певній проміжній частоті, і спостерігається тенденція до збільшення цієї проміжної частоти.

Стандартний приймач має дві основні частини: антенний блок, який отримує сигнали, та приймально-обчислювальний блок, який відповідає за обробку навігаційних сигналів супутників для визначення потрібної інформації для користувачів (таких як просторово-часові координати, напрямки, швидкість тощо). У блоку антени зображено на (рис. 1.1) сигнали від навігаційних супутників, зібрані

антенною, попередньо підсилюються та проходять через смуговий фільтр у передпідсилювачі (ПП).

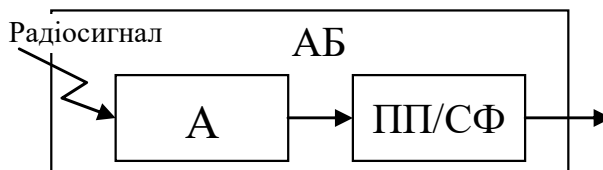


Рис. 1.1 Структурна схема

Приємообчислювач розміщено у блоку, де розташовані модулі вторинних джерел живлення та плати, включаючи прийомкорелятор, навігаційний обчислювач та інтерфейсний пристрій див (рис. 1.2). Вхід до приємообчислювача через фідерний з'єднаний із виходом антенного блоку. У аналоговому приймачі (АПр) сигнали підсилюються, фільтруються і конвертуються з несучої частоти на проміжну (зниження частоти). У пристрої аналого-цифрового перетворення (АЦП) аналогові сигнали перетворюються у цифрову форму.

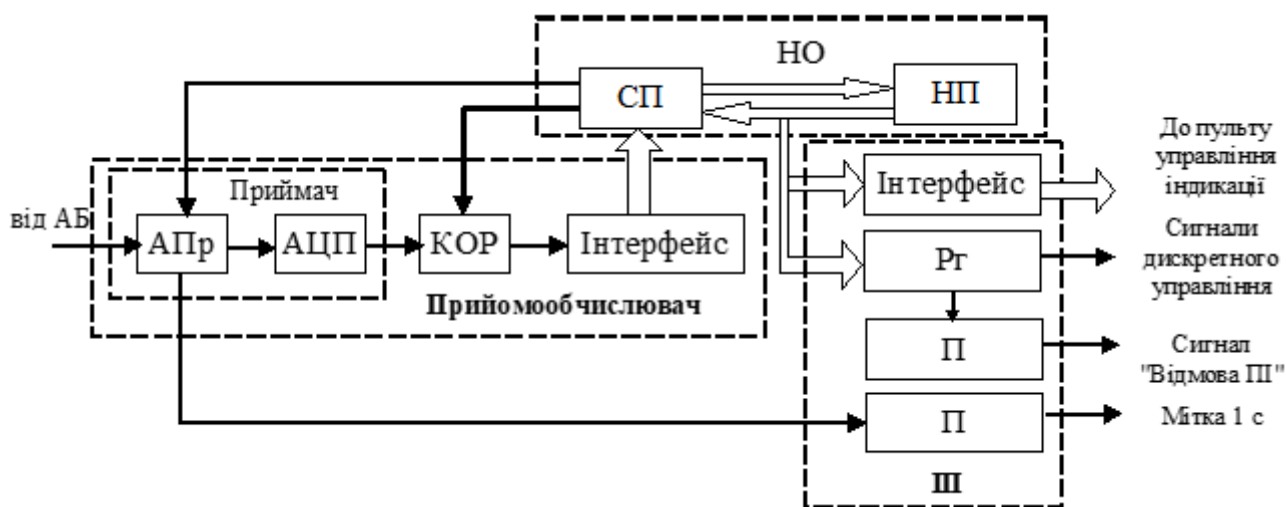


Рис.1.2 Схема приємообчислювача

Сучасні приймачі сигналів це гібридні системи, що обробляють аналогові і цифрові сигнали. Перехід від аналогової до цифрової обробки відбувається на певній проміжній частоті, і спостерігається тенденція до збільшення цієї частоти.

Такий приймач зазвичай складається з антенного блоку, що отримує сигнали, та приймально-обчислювального блоку, що відповідає за обробку навігаційних сигналів супутників для визначення потрібної інформації для користувачів, такої як просторово-часові координати, напрямки, швидкість та інше.

У прийнятому радіосигналі вимірюються затримка ( $\tau$ ) або доплерівський зсув частоти  $f_{\text{доп}}$ , які є радіонавігаційними параметрами. Відповідно до них, відстань до об'єкта обчислюється як  $D = c\tau$  (де  $c$  - швидкість світла), а радіальна швидкість зближення обчислюється як  $V_p = f_{\text{доп}}\lambda$  (де  $\lambda$  - довжина хвилі радіосигналу). Ці виміри є важливими навігаційними параметрами для визначення місцезнаходження та руху об'єкта.

Визначення місцезнаходження користувача в прийомоіндикаторі відбувається у два етапи: спочатку встановлюються поточні координати супутників та вихідні навігаційні параметри, що стосуються відповідних супутників. Після цього обчислюються додаткові параметри, такі як географічна широта, довгота, висота користувача та інші.

Вектор швидкості користувача обчислюється на основі обробки доплерівських зміщень частоти сигналів від супутників з врахуванням відомого вектора швидкості супутника.

Інтерфейсний пристрій (ІП) призначений для взаємодії прийомоіндикатора з зовнішніми пристроями, такими як пульт керування й індикації (ПКІ). Цей пристрій містить додаткові компоненти, такі як підсилювачі, що відповідають за виявлення несправностей приймача-індикатора та сигнали керування, а також реєстр, який визначає режим роботи в залежності від інформації, що в ньому зберігається.

Основна операція, що здійснюється в системі радіонавігації через космічний сегмент, полягає у визначенні просторових координат місця знаходження користувачів та часу, тобто просторово-часових параметрів. Ця операція виконується згідно з концепцією незалежної навігації, яка передбачає обчислення цих параметрів безпосередньо в апаратурі користувача. Такий підхід базується на беззапитних вимірах по сигналах декількох навігаційних супутників Землі з відомими координатами.

Точність визначення місцезнаходження користувачів залежить від різноманітних факторів, таких як розташування супутників та характеристики їхніх навігаційних сигналів. Структура космічного сегмента забезпечує постійний доступ користувачів до потрібної кількості супутників. Використання навігаційних систем

для визначення місцезнаходження та навігації рухливих об'єктів, а також для вирішення спеціальних завдань, таких як спостереження, аерофотознімання, пошук корисних ресурсів, порятунків транспортних засобів та людей, ставить високі вимоги до цих систем. Вимоги до точності навігаційних систем можуть бути визначені різними характеристиками, такими як середньоквадратичне відхилення помилки (СКП) у визначенні параметрів, надійність системи навігації тощо. Ось кілька основних характеристик:

1.Доступність: Це ймовірність, яка визначає готовність системи навігації для виконання задач перед їх виконанням та під час роботи. Чисельні значення доступності зазвичай лежать в діапазоні від 0,95 до 0,997.

2.Цілісність: Це ймовірність виявлення відмови протягом заданого часу або менше. Для маршрутних польотів вимоги до цілісності можуть бути встановлені на рівні 0,999, що вказує на високу впевненість у виявленні відмови.

3.Безперервність обслуговування: Це ймовірність безперервної працездатності системи протягом важливих періодів часу. Наприклад, на етапах заходу на посадку вимоги до безперервності обслуговування можуть бути встановлені у діапазоні від  $1 * 10^{-5}$  до  $1 * 10^{-4}$  для проміжків часу від 15 до 150 секунд.

Ці характеристики визначають рівень надійності та готовності системи навігації, забезпечуючи стабільну та точну роботу у важливих моментах. Точність визначення місцезнаходження користувачів залежить від численних факторів, включаючи положення супутників та характеристики їхніх сигналів. Космічний сегмент забезпечує постійну доступність необхідної кількості супутників для користувачів.

Використання навігаційних систем для визначення місцезнаходження та навігації рухомих об'єктів, а також для вирішення спеціальних завдань, таких як спостереження, аерофотознімання, пошук корисних ресурсів, порятунків транспортних засобів та людей, ставить високі вимоги до навігаційних систем. Існують суперечливі вимоги до підвищення точності виміру затримки сигналу та доплерівського зсуву частоти. Для збільшення точності виміру затримки потрібно розширювати спектр сигналу, а для підвищення точності виміру доплерівського

зсуву частоти - збільшувати тривалість сигналу. Однак ця протиріччя може бути подолана при спільній оцінці доплерівського зсуву частоти.

Підвищення точності спільних оцінок затримки сигналу і доплерівського зсуву частоти можна досягти шляхом збільшення бази сигналу (добуток ефективної тривалості сигналу на ефективну ширину його спектра). Однією з основних вимог до радіосигналів у системі радіонавігації є збільшення бази сигналу ( $B \gg 1$ ). Такі сигнали називаються шумоподібними. Інформація вказує на те, що стійкість радіотехнічної системи до перешкод визначається значенням бази сигналу, що є ключовим для багатьох безпілотних літальних апаратів (БПЛА), оскільки вони потребують скритності та високого рівня захисту від перешкод.

Системи навігації потребують забезпечення можливості одночасного доступу споживача до сигналів від різних супутників. Цю проблему можна вирішити через тимчасовий, частотний або кодовий поділ сигналів. Наприклад, GPS використовує кодовий поділ, тоді як ГЛОНАСС — частотний.

Аналізи показують, що в принципі немає суттєвої відмінності між супутниковими навігаційними системами GPS та ГЛОНАСС.

Апаратура споживача для систем навігації має варіації залежно від їх застосування. Виробники завжди надають інформацію про це для кожного конкретного зразка. Окрім основних компонентів, таких як антена, приймач індикатор, така апаратура може включати додаткові можливості, такі як діагностика транспортних засобів або зв'язок з диспетчерським центром.

У таблиці наведена коротка інформація про основні зразки апаратури, які використовують сигнали від систем навігації, таких як ГЛОНАСС та GPS. Ця інформація не охоплює всі наявні зразки апаратури та їх характеристики, але служить для демонстрації рівня розвитку в цій області.

У зв'язку з тим, що супутникова система навігації буде працювати разом з інерціальною системою, встановлення повного комплекту супутникової системи на борт безпілотного літального апарату (БПЛА) може бути надто непотрібним. Можливо, буде достатньо обмежитись лише приймоіндикатором та сигнальним процесором, розглядаючи, що алгоритми навігації будуть оброблятися в спільному



Таблиця 1.1

Найменування апаратури	Область використання	Виробник	Число каналів	Точність (в автономному режимі)		Маса, кг
				координат, м	швидкості, м/с	
Станція моніторингу та формування ДП „Гном-М”	Моніторинг	РНИИКЛ	24	1...3	1...2	6
	Авіація		6...12	80...90	12...15	3,2
АСН-22	Авіація	РИРВ	18	25...30		0,4
НАВИС СН 3301	Авіація		14	15...20	8...10	2,4
„Интер-А”	Авіація	МКБ КОМПАС	12	25...30	10...30	3,5
А-744	Авіація	Фирма „Колтик”	6	30...35	15...20	2

Виходячи з попередньо викладеного та урахуваючи умови використання безпілотних літальних апаратів (БПЛА) і технічні вимоги, визначені завдання для приймоіндикатора супутникової радіонавігаційної системи (СРНС) можна сформулювати наступним чином:

1. Забезпечення автоматичного, безперервного та глобального визначення поточних координат місця розташування, вектора швидкості і шляхового кута БПЛА, використовуючи сигнали стандартної точності частоти L1 ГЛОНАСС, Z/A-коду GPS та спільну обробку цих сигналів.

2. Видача поточних координат місця розташування БПЛА у географічному форматі, а також ознак режиму роботи апаратури, враховуючи вектор швидкості і шляховий кут у системі координат СК-42 або ПЗ-90.

3. Забезпечення стійкого визначення навігаційних параметрів при русі з лінійними та стрибкоподібними змінами прискорення.

4. Можливість переключення з антени носія на антену БПЛА.

5. Розрахунок інтегральної оцінки очікуваної точності визначення поточних координат місця розташування.

6. Автоматичний вибір оптимального з погляду очікуваної точності сузір'я НС ГЛОНАСС та GPS при спільній роботі.

7. Автоматичне рішення навігаційних задач у географічній системі координат.

Технічні вимоги до характеристик прийоміндикатора СРНС:

- Точність визначення навігаційних параметрів: Координат - 10 м, Швидкості - 0,1 м/с, Висоти - 0/15 м.

- Стійкість характеристик при швидкості до 400 м/с, максимальному прискоренні та ривку, що залежать від умов пуску БПЛА.

- Час визначення (холодний старт) - до 2 хвилин.

- Час повторного захоплення - від 3 до 15 секунд.

- Максимальне значення крену і тангажа - від 40 до 50 градусів.

- Частота оновлення координат - не більше 1 секунди.

Інтерфейс зазвичай використовує RS-232C. Приймодикатор повинен працювати в широкому діапазоні температур від -55 до +85 °С та вологості до 98% при 25 °С.

Основним елементом навігаційного комплексу БПЛА є інерціальна навігаційна система.

## **1.2 Вибір варіанта безплатформної інерціальної навігаційної системи**

Системи інерціальної навігації (ІНС) отримують дані про швидкість та координати шляхом інтегрування сигналів, що відповідають прискоренням літака. Цю інформацію надають акселерометри, розташовані на борту. Інтегрування векторних величин (прискорення та швидкості) здійснюється шляхом моделювання відповідної системи координат на борту літака, за допомогою гіростабілізаторів або гіроскопічних датчиків та обчислювачів.

Похибки датчиків ІНС можуть призводити до неточностей у визначенні координат руху літака, тому розробники прагнуть зменшити ці похибки першоджерела. ІНС володіють автономністю, захищеністю від перешкод та високою інформативністю, що робить їх перевагою перед іншими системами навігації.

Різниця між платформними та безплатформними ІНС виникає внаслідок розміщення акселерометрів на літаку. Аналітичні ІНС включають безплатформні

ІНС та ІНС з акселерометрами, що розташовані на некоректованому гіростабілізаторі. Обчислювач ІНС виконує значну кількість обчислень, визначаючи кінематичні параметри руху літака, його кутову орієнтацію відносно інерціальної системи координат та орієнтацію зв'язаної системи координат відносно нормальної.

Побудова надійних та точних гіроплатформ є складною задачею, тому увага зосереджується на безплатформних ІНС, де акселерометри жорстко зв'язані з корпусом літака. Ці системи використовують гіроскопи для надання обчислювачам БІНС інформації про кутове положення літака і положення осей акселерометрів відносно системи координат навігації. Відсутність горизонтальної платформи потребує аналітичного визначення вертикалі зі сигналів акселерометрів, що вимірюють прискорення літака. Точність цього визначення залежить від роботи обчислювача та точності датчиків навігаційної інформації.

Порівняно з платформними ІНС, безплатформні системи мають декілька переваг: менші розміри, вага та енергоспоживання, спрощення механічної частини системи, відсутність обмежень по кутах розвороту та скорочення часу початкової виставки. Втім, розробка датчиків для БІНС є важкою задачею, яка вимагає високої точності та швидкодії.

Останнім часом, використання нанотехнологічних ІНС (НІНС) розглядається як перспективна альтернатива, що використовує МЕМС-інерціальні датчики (мікромеханічні гіроскопи і акселерометри) разом із GPS для точного визначення координат і орієнтації. Серед варіантів схеми БІНС можуть бути: використання шести акселерометрів, трьох лінійних акселерометрів та трьох вимірників кутової швидкості або трьох лінійних акселерометрів разом з вимірниками кутової швидкості. Використання таких систем може бути корисним для БПЛА, хоча потребує точних датчиків і придатності для використання в умовах тривалого польоту.

### **1.3 Аналіз варіантів інерціально супутникової системи навігації**

#### **1.3.1 Моніторинг існуючих варіантів інерціально супутникових систем навігації**

Вибір базової навігаційної системи для безпілотних літальних апаратів (БПЛА) передбачає використання інерціально-супутникової системи навігації

(ICSS). Наразі для створення ICSS застосовують два методи комплексування: слабо зв'язані та жорстко зв'язані системи.

У слабо зв'язаних системах (рис.1.6), інерціальна система навігації (ІНС) має забезпечувати стабільну та високоточну роботу протягом тривалого періоду. Мінімальні вимоги до точності ІНС у таких випадках зазвичай становлять 1 морську милю в годину, що відповідає приблизно 1800 метрам на годину. Це передбачає можливість роботи ІНС та системи супутникової навігації окремо або в інтегрованому режимі тривалий період часу.

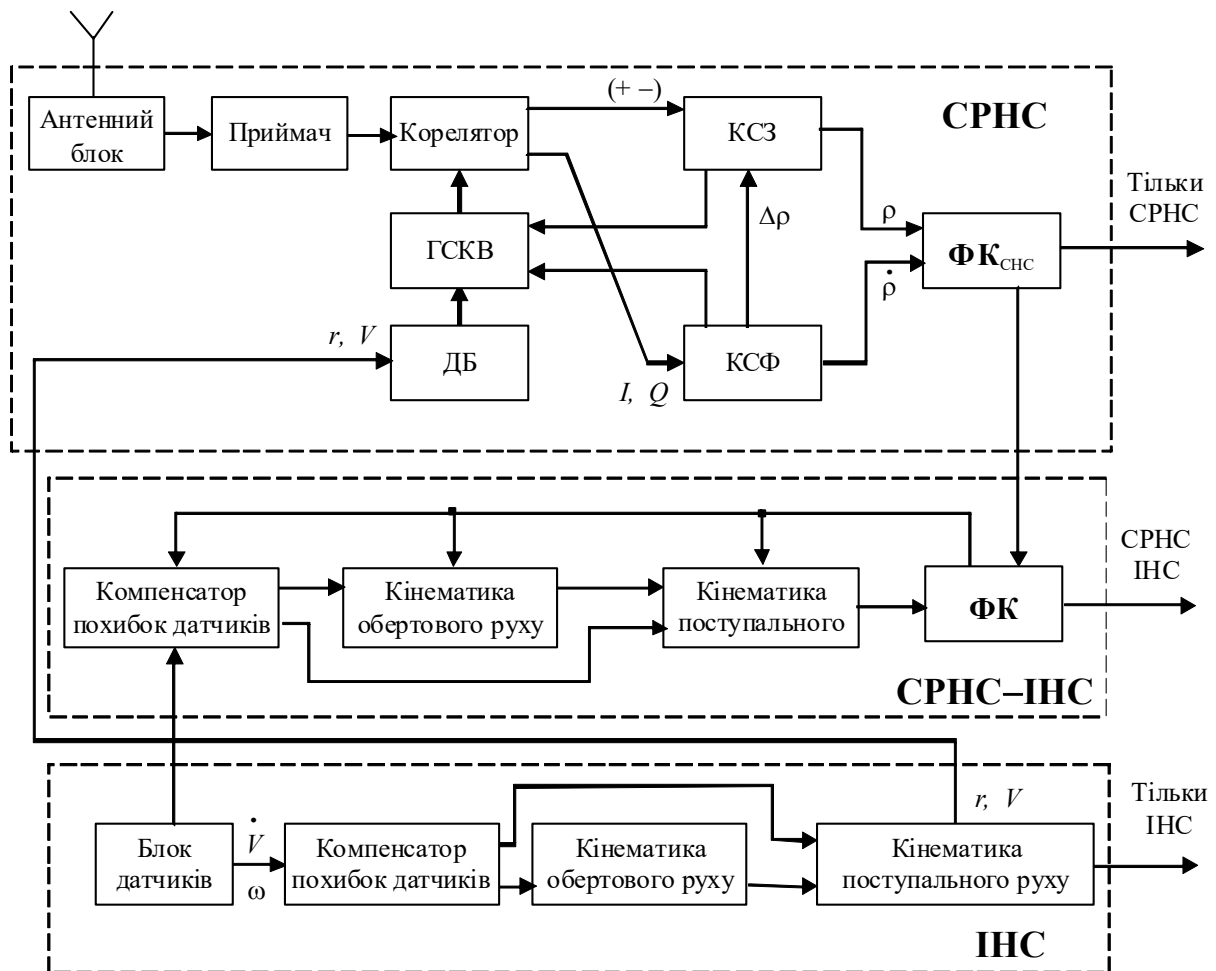


Рис.1.6 Слабо-зв'язана інерціально-супутникова система

У системі супутникової навігації (СРНС), антена приймає сигнал несучої частоти (приблизно 1,6 ГГц), який модулюється за допомогою псевдовипадкового сигналу тривалістю приблизно 1 мікросекунда (або еквівалентно 300 метрів коду). Ці сигнали демодулюються та подаються на корелятор.

Корелятор генерує копії цих сигналів, зсунуті в часі на певні інтервали ( $+ \delta_t, +$

$2\delta_t \dots$  або  $\delta_t, - 2\delta_t$ ). Контур контролю затримки (КСЗ) видає команди для регулювання затримки або випередження сигналів на виході корелятора, доки не буде отриманий сигнал максимальної величини. Різниця між сигналами корелятора на попередньому і поточному кроках керування повинна стати нулем.

Розглянемо процес "захоплення" сигналу супутника та використання затримки  $k\delta t$  як часу, що затребуваний сигналу для подорожі від супутника до приймача. Ця затримка використовується для обчислення псевдодальності  $\rho$  до конкретного супутника.

Синфазна та квадратурна складові сигналу несучої частоти I, Q відповідно – (рис.1.6) надходять до фазового контуру спостереження за несучою частотою (КСФ). Відношення амплітуди квадратурного (Q) сигналу до синфазного (I) через арктангенс дає помилку КСФ. Ця помилка використовується як зворотний зв'язок у генераторі групової швидкості коливачів (ГСКВ), забезпечуючи фазове автопідстроювання його частоти. Різниця частот опорного та отриманого сигналів пропорційна швидкості зміни псевдодальності. Контур КСФ має астатизм 3-го порядку, що дозволяє відстежувати сигнали з постійним прискоренням (другою похідною псевдодальності). При захопленні та відстеженні фази, він видає коригувальний сигнал  $\Delta\rho$  до контура контролю затримки (КСЗ), підвищуючи точність визначення псевдодальності  $\rho$ .

У комп'ютері супутникової системи використовується фільтр Калмана для обробки сигналів псевдодальності, оцінки її змін, координат та швидкості літака. Цей фільтр також вирівнює різницю між годинниками приймача та супутника, а також їхню швидкість зсуву.

Система коригує роботу супутникової системи за допомогою інерціальної системи навігації (ІНС) під час початкових стартів - "холодного" та "гарячого". Дані від ІНС про положення і швидкість літака використовуються для автоматичного налаштування корелятора в системі супутникової навігації, що дозволяє прискорити пошук сигналів супутників при втраті зв'язку.

Структура блоку ІНС (рис.1.6) включає безплатформну інерціальну систему. Датчиковий блок створює вектори кутових і лінійних координат. Компенсація

похибок датчиків виконується блоком "компенсатор похибок датчиків" відповідно до їхніх моделей. Інформація про кутове положення і швидкість разом з коригованими даними акселерометрів використовується для обчислення поступального руху. На виході блоку отримується інформація про положення і швидкість літака в навігаційній системі.

У середній частині (рис. 1.6) показаний пристрій СРНС-ІНС, який копіює алгоритм безплатформної ІНС та здійснює комплексування ІНС і СРНС. Оцінка параметрів руху літака здійснюється за допомогою розширеної калманівської фільтрації сигналів ІНС і СРНС. Результати оцінювання використовуються для коригування алгоритмів безплатформної ІНС через інтегрування кінематичних рівнянь руху з корекцією від фільтра Калмана.

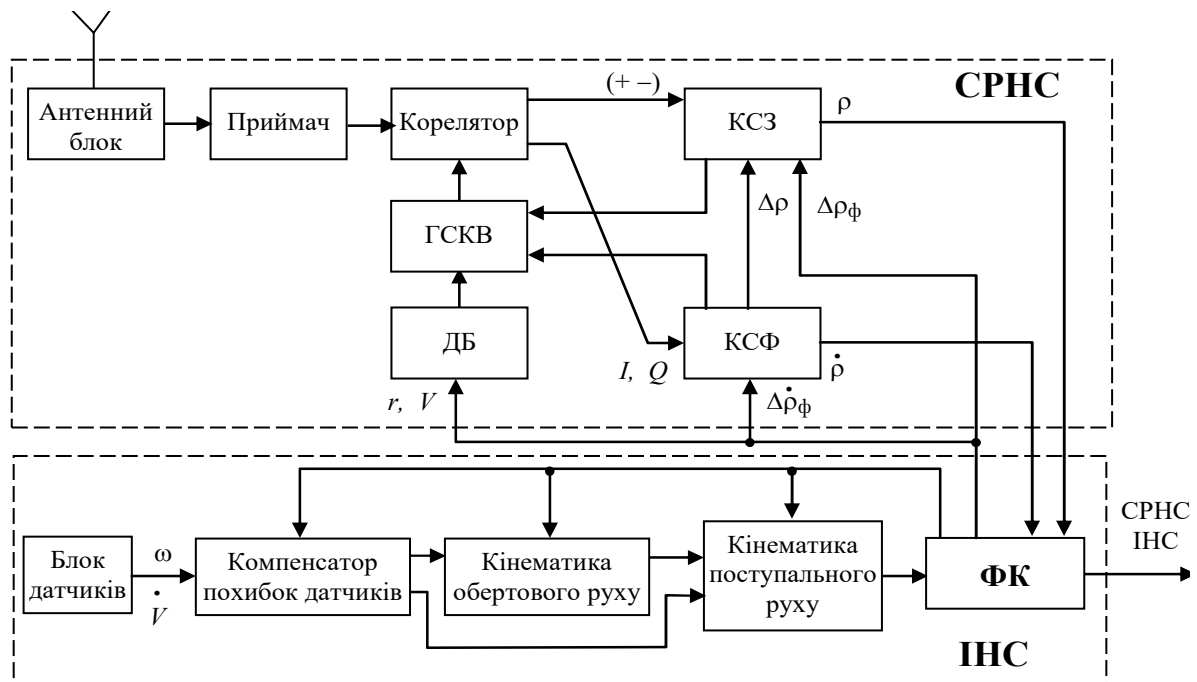


Рис.1.7 Жорстко-зв'язана інерціально-супутникова

Системи з високим рівнем автономності ІНС вимагають великої точності інерціальних датчиків та застосування складних алгоритмів, тому вони є дорогими та складними. Жорстко-зв'язані системи мають менший рівень автономності, допускаючи автономну роботу протягом декількох секунд. ІНС у таких системах частіше є доповненням до СРНС. Головна навігаційна інформація надходить від СРНС, а ІНС інтерполює значення між прийомами інформації від СРНС та забезпечує навігаційну інформацію системи керування польотом при втраті сигналів

від супутників. Компенсація похибок датчиків відповідно до моделей цих похибок виконується в блоці компенсатора похибок від розширеного фільтра Калмана.

Інтегрування кінематичних рівнянь обертального та поступального руху враховує скориговані координати. В жорстко-зв'язаних системах проводяться процедури оцінювання та корекції ІНС одночасно.

Фільтр Калмана у цих системах працює швидше, оскільки він тісніше зв'язаний з контурами приймача системи супутникової навігації. Це сприяє ефективній взаємодії між фільтром Калмана та контурами приймача.

Підсистема інтеграції ІНС та системи супутникової навігації реалізується через фільтр Калмана, що оцінює положення, швидкість літака та похибки датчиків. Ці дані не лише використовуються внутрішньо, але й передаються контурам спостереження для коригування. Це потрібно для забезпечення інформації контуру навіть у випадку втрати сигналу.

Системи з жорсткою інтеграцією мають більшу точність порівняно зі слабо-зв'язаними системами за рахунок додаткових сигналів корекції від ІНС. Це також забезпечує їхню працездатність при меншій кількості видимих супутників. Фільтр Калмана комплексує інформацію від видимих супутників та забезпечує точніше визначення параметрів руху літака.

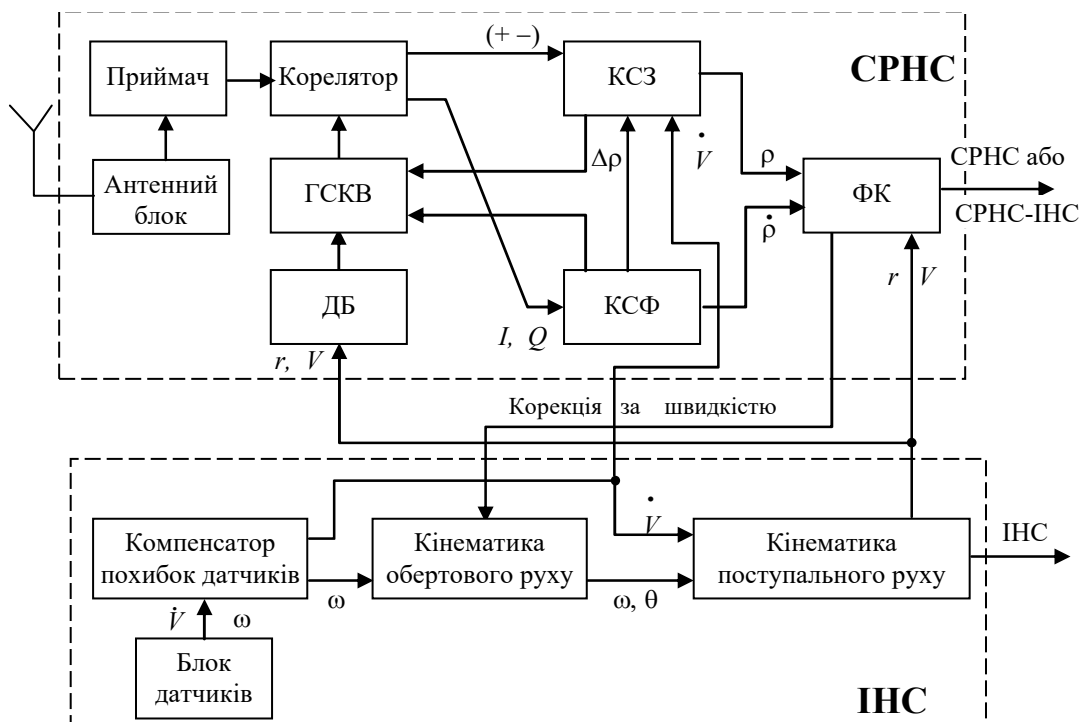


Рис.1.8 Інерціально-супутникова система середньої

У цих системах передбачено коректування СРНС від коригованої ІНС під час "холодного" та "гарячого" стартів, а кориговані значення надходять до контурів спостереження за затримкою та фазою сигналу СРНС для процедури інтерполяції.

Недоліками систем з жорсткою інтеграцією, порівняно із слабо-зв'язаними, є відсутність надмірності, ускладнення задач діагностики та контролю. Тому розглядається ще один варіант інтеграції - інерціально-супутникові системи серед

Система, представлена на (рис. 1.8), генерує два навігаційних висновки: один виходить з блоку системи супутникової навігації (СРНС), а інший - з блоку інерціальної навігаційної системи (ІНС). Кожен блок на схемі виконує ті самі функції, що й на попередніх схемах. ІНС призначена для навігації без сигналів від СРНС та здійснює часткову корекцію останньої. Блок спостереження за фазою несучої частоти (КЗФ) може виявитися уразливим, і якщо він не може зловити фазу, ІНС замінює відсутній сигнал на власний, забезпечуючи роботу супутникової системи без перешкод.

ІНС також використовується для екстраполяції сигналів положення та швидкості між вимірами СРНС, навіть у випадках втрати сигналу.

Оскільки фільтр Калмана відновлює цілий вектор стану повітряного судна, кутові змінні використовуються для корекції алгоритмів інтегрування кутового руху, забезпечуючи корекцію за швидкістю.

Існують інші варіанти структур комплексних систем інтеграції, які будуються як за принципом слабкої, так і жорсткої інтеграції. Однак ці варіанти вимагають складнішого та витратного математичного забезпечення порівняно з вже розглянутими варіантами.

Після аналізу слабо- та жорстко-зв'язаних інерціально-супутникових систем можна зробити висновок, що для безпілотних повітряних суден, що працюють протягом короткого часу, слабо-зв'язані системи неприйнятні через складність та високі витрати, оскільки вони вимагають використання високоточних дорогих датчиків, складних алгоритмів інерціальної навігації та фільтрації. Системи з жорсткою інтеграцією є більш прийнятними в цьому контексті, оскільки вони вимагають менших витрат, але вони також можуть бути складнішими в плані управління та контролю.



### **1.3.2 Алгоритми обробки однорідної навігаційної інформації та обґрунтування вибору схеми компенсації**

Головні завдання пілотажно-навігаційних комплексів (ПНК) для підтримки інформаційної бази управління беспілотними літальними апаратами (БПЛА) включають об'єднання обробки навігаційної інформації, надходячи на борт літака, та забезпечення надійності систем і комплексів літака, враховуючи загальну безпеку польоту через резервування джерел інформації. Використання цієї інформації виявляється найбільш ефективним завдяки застосуванню різних методів обробки даних.

Оптимальні результати покращення вимірювальних комплексів досягаються в системах зі структурною надмірністю, коли можна одночасно отримати пілотажно-навігаційну інформацію з різних джерел використовуючи дані від приладів та вимірювальних систем, що входять до складу ПНК. Отримана таким чином інформація об'єднується.

В існуючих ПНК широке використання отримали такі методи обробки інформації, що надходить від декількох вимірників, як взаємна компенсація і фільтрація похибок вимірювальних приладів, що вимірюють один і той же навігаційний параметр, та оптимальна оцінка вектора стану, використовуючи апріорну інформацію про контрольований процес та поточні вимірювання.

Пілотажно-навігаційні комплекси використовують методи оптимальної обробки інформації для оцінки вектора стану повітряного судна у випадкових умовах та умовах впливу завад на процес вимірювання. Ці методи враховують параметри польоту та їхні похибки. Одним із ключових процесів в оптимальній обробці пілотажно-навігаційної інформації є отримання найкращих можливих оцінок. Алгоритми використовують різні методи обробки інформації, такі як:

- Метод найменших квадратів.
- Метод максимуму правдоподібності.
- Рекурентний неоптимальний фільтр.
- Оптимальний фільтр Калмана.

Метод найменших квадратів (МНК) використовується для отримання

оптимальних оцінок параметрів системи  $X$ , коли доступні  $m$  вимірювань цих параметрів.

$$\dot{X}(t) = A(t)X(t) + B(t)V_x(t), \text{ тоді } Z = HX + V_z \quad (1.15)$$

де  $H$  – матриця спостереження;  $Z$ ,  $X$  і  $V_z$  – вектори, компонентами яких є реалізація вектора вимірювання  $Z_i$ , вектора стану системи  $X_i$  і вектора помилок вимірювання  $V_{z_i}$  відповідно, причому  $i = \overline{1, m}$ .

Треба здійснити найкращу оцінку стану вектора  $X$  на основі спостережень  $Z$  та матриці спостережень  $H$  за допомогою методу найменших квадратів (МНК).

Критерієм такої оцінки є функціонал.  $J = \sum_{i=1}^m V_{z_i}^T V_{z_i}$

який мінімізує суму квадратів помилок вимірювання  $V_{z_i}$ .

У матрично му виді цей вираз запишеться так:

$$J = | V_{z_1} \ V_{z_2} \ \dots \ V_{z_m} | \begin{array}{c} | \\ V_{z_1} \\ | \\ V_{z_2} \\ | \\ \vdots \\ | \\ V_{z_m} \\ | \end{array}$$

або з урахуванням (1.15)

$$J = (Z - HX)^T (Z - HX) \quad (1.16)$$

Оцінку  $\hat{X}$ , вектора стану системи  $X$  можна одержати шляхом розв'язання рівняння  $\frac{\partial J}{\partial X} = 0$ .

З урахуванням рівняння (1.16) маємо

$$H^T (Z - H\hat{X}) + (Z - H\hat{X})^T H = 0 \quad (1.17)$$

Доданки у виразі (1.17) рівні між собою через те, що їх можна представити як добутки транспонованих відносно один одного співмножників  $(Z - H\hat{X})$ . Тому лише те, що кожен з цих двох доданків дорівнює нулю, забезпечує те, що весь вираз (1.17) також дорівнює нулю.

Нехай:  $H^T (Z - H\hat{X}) = 0$ ,

тоді  $H^T Z - H^T H \hat{X} = 0$ , або  $\hat{X} = (H^T H)^{-1} H^T Z$ .

Тепер можна викласти умови, необхідні та достатні для досягнення оптимальних оцінок вектора стану системи  $X$  за допомогою методу найменших квадратів, у вигляді основних принципів, виконання яких передбачає: наявність накопичених спостережень  $Z_i, i = \overline{1, m}$ ;

- знання матриці спостережень  $H$ ;
- не особливість матриці  $H^T H$ , тобто  $|H^T H| \neq 0$ .

Структурна схема одержання оптимальних оцінок за методом найменших квадратів показана на (рис.1.9).

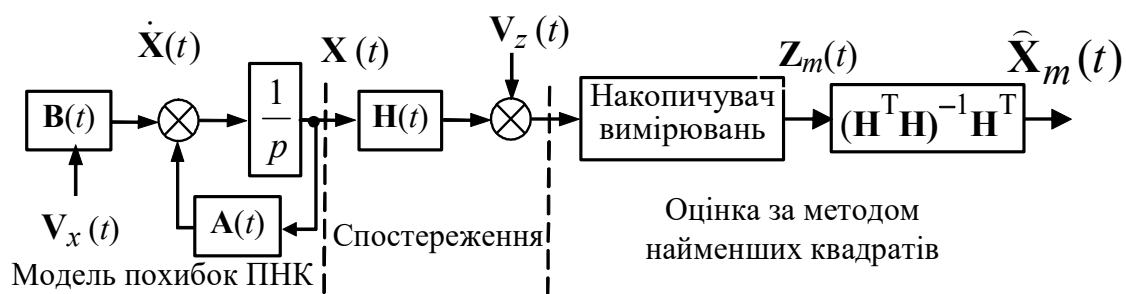


Рис.1.9 Структурна схема одержання оптимальних оцінок за МНК

Отримання оцінки параметра пов'язане зі збором спостережень  $Z_m$ , що може призвести до того, що нова оцінка параметра може не точно відображати його поточне значення до того моменту, поки не буде накопичено достатню кількість спостережень. Цей метод оцінки найбільш ефективний у випадках, коли той самий параметр вимірюється кількома датчиками одночасно.

Метод найменших квадратів застосовується в ситуаціях, коли маємо значну кількість точних вимірювань параметра різними датчиками. Цей метод не має строгих вимог щодо спектрального складу помилок датчиків. Основна ідея полягає у мінімізації суми квадратів помилок усіх вимірювань, незалежно від спектральних характеристик цих помилок.

#### *В. Алгоритм оцінювання за методом максимуму правдоподібності*

Алгоритм оцінювання за методом максимуму правдоподібності як і алгоритм оцінювання за МНК потребує накопичення вимірювань, тобто наявності вектора спостережень.

Передбачається, що похибки вимірювання розподілені за нормальним

законом. Тоді щільність розподілу ймовірностей вектора  $\mathbf{V}_{z_m}$  має вигляд:

$$P(\mathbf{V}_{z_m}) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |\mathbf{R}_z|}} \exp\left[-\frac{1}{2} \mathbf{V}_{z_m}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{V}_{z_m}\right], \quad (1.17)$$

де  $\mathbf{R}_z$  – кореляційна матриця похибок вимірювання ;  $|\mathbf{R}_z|$  – визначник матриці  $\mathbf{R}_z$ .

Використання алгоритму оцінок за методом максимуму правдоподібності передбачує виконання умови  $|\mathbf{R}_z| \neq 0$ , тобто матриця  $\mathbf{R}_z$  не повинна бути особливою.

Підставивши (1.15) у (1.17), отримаємо вираз для функції правдоподібності

$$\psi(\mathbf{X}) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |\mathbf{R}_z|}} \exp\left[-\frac{1}{2} (\mathbf{Z}_m - \mathbf{H}\mathbf{X}_m)^T \mathbf{R}_z^{-1} (\mathbf{Z}_m - \mathbf{H}\mathbf{X}_m)\right],$$

яка являє собою щільність розподілу помилок вимірювання.

Потрібно вибрати таку оцінку  $\hat{\mathbf{X}}$ , при якій функція правдоподібності  $\psi(\mathbf{X})$  досягає свого максимуму, що відповідає мінімуму відхилень квадратів виміряних координат вектора  $\mathbf{X}$  від їхніх реальних значень. Для цього необхідно, щоб

$$\frac{\partial \psi(\mathbf{X})}{\partial \mathbf{X}} = 0.$$

На практиці зручніше обчислювати максимум не самої функції правдоподібності, а її логарифма, тобто

$$\ln \psi(\mathbf{X}) = \ln \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |\mathbf{R}_z|}} - \frac{1}{2} (\mathbf{Z}_m - \mathbf{H}\mathbf{X}_m)^T \mathbf{R}_z^{-1} (\mathbf{Z}_m - \mathbf{H}\mathbf{X}_m). \quad (1.18)$$

Узявши в рівнянні (1.18) похідні за компонентами вектора  $\mathbf{X}_m$  і прирівнюючи їхню суму до нуля, одержимо:

$$\frac{1}{2} \mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} (\mathbf{Z}_m - \mathbf{H}\hat{\mathbf{X}}_m) + \frac{1}{2} \mathbf{H} \mathbf{R}_z^{-1} (\mathbf{Z}_m - \mathbf{H}\hat{\mathbf{X}}_m)^T = 0. \quad (1.19)$$

Звернімо увагу, що один з доданків у виразі (1.19) є транспонованим відносно іншого. Це означає, що ці доданки є рівними між собою, а також вони не можуть бути від'ємними. Таким чином, кожен з цих доданків рівний нулю.

$$\text{Припустимо, що } \mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} (\mathbf{Z}_m - \mathbf{H}\hat{\mathbf{X}}_m) = 0,$$

$$\text{тоді } \hat{\mathbf{X}}_m = (\mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{Z}_m. \quad (1.20)$$

Вираз (1.20) стає вихідним для розробки алгоритму отримання оптимальних оцінок за методом максимуму правдоподібності.

Для визначення цих оцінок необхідно:

- накопичити  $m$  спостережень –  $Z_m$ ;
- знати кореляційну матрицю  $R_z$  похибок вимірника;
- знати матрицю зв'язків спостереження  $H$ .

Структурна схема отримання оптимальних оцінок за методом максимуму правдоподібності показана на (рис.1.10).

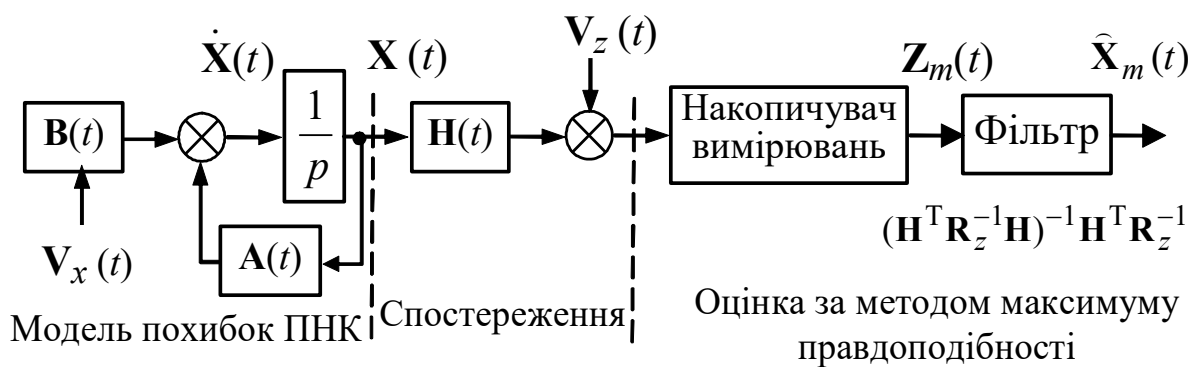


Рис.1.10 Структурна схема отримання оптимальних оцінок за методом максимуму правдо подібності

Отримання оцінки параметра пов'язане з накопиченням вимірювань  $Z_m$ , тому цей метод, схоже до методу найменших квадратів, ефективний лише у випадку вимірювання одного параметра кількома системами одночасно. Якщо цього не відбувається, нова оцінка параметра може не відповідати його поточному значенню до того моменту, коли буде накопичено достатню кількість спостережень.

Метод оцінювання за методом максимуму правдоподібності також потребує наявності вектора спостережень  $i$ , відповідно, накопичення вимірювань. Цей метод максимізує функцію правдоподібності, що суттєво відповідає мінімізації квадратів похибок. При цьому припускається, що помилки вимірювання розподілені за нормальним законом.

### *С.Рекурентний метод обробки інформації. Фільтр Калмана*

Рекурентний метод обробки інформації дозволяє отримати оцінку параметра після кожного досліду.

За результат оцінки вимірюваного параметра  $x_m$  при проведенні  $m$  спо-

стережень візьмемо: 
$$\hat{x}_m = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m z_i,$$

де  $z_i = x + v_{z_i}$ ;  $i = \overline{1, m}$ ;  $x$  – вимірюваний параметр;  $v_{z_i}$  – похибка  $i$ -го спостереження.

Тоді на черговому  $(i + 1)$ -му кроці вимірювань значення оцінки  $\hat{x}_{m+1}$ , має вигляд:

$$\hat{x}_{m+1} = \frac{\left( \sum_{i=1}^m z_i \right) + z_{m+1}}{m+1} = \frac{m}{m+1} \left( \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m z_i \right) + \frac{1}{m+1} z_{m+1} \quad (1.21)$$

Або 
$$\hat{x}_{m+1} = \frac{m}{m+1} \hat{x}_m + \frac{1}{m+1} z_{m+1}.$$

де  $z_{m+1}$  – останнє  $(m + 1)$ -ше спостереження.

Виконавши певні перетворення отримаємо:

$$\hat{x}_{m+1} = \hat{x}_m + \frac{1}{m+1} (z_{m+1} - \hat{x}_m)$$

або, позначивши  $\frac{1}{m+1} = k$ , 
$$\hat{x}_{m+1} = \hat{x}_m + k(z_{m+1} - \hat{x}_m). \quad (1.22)$$

Таким чином, можна отримати оцінку нового параметра шляхом поєднання попередньої оцінки з вагою  $k$ , помноженою на різницю між новим спостереженням  $z_{m+1}$  та попередньою оцінкою. Цей підхід дозволяє уникнути необхідності зберігання  $m$  попередніх спостережень, оскільки попередня інформація об'єднана в апіорній оцінці. Математична модель цього рекурентного методу обробки інформації показана на (рис1.11).

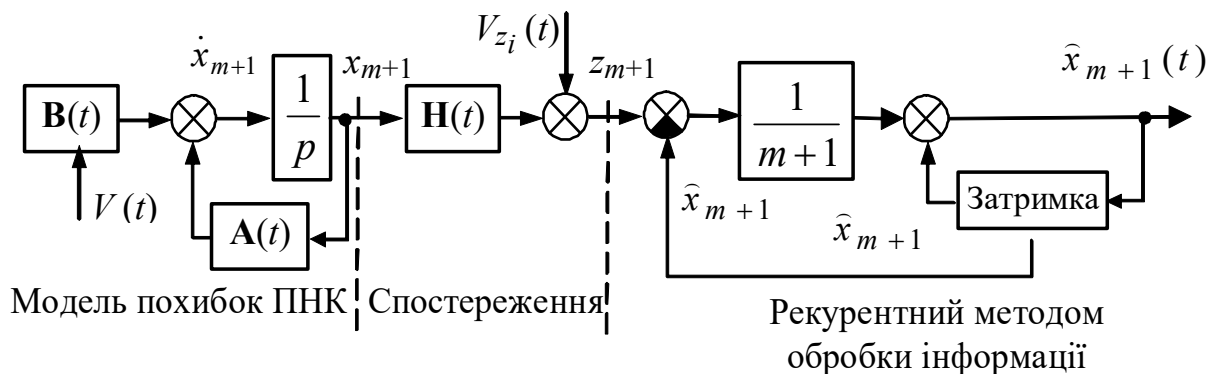


Рис.1.11 Математична модель рекурентного методу обробки інформації

Рекурентний алгоритм (1.11) зв'язує поточне значення оцінки  $\hat{x}_{m+1}$  з її попереднім значенням  $\hat{x}_m$

Різниця  $(z_{m+1} - \hat{x}_m)$  стає показником цінності інформації, яку отримують при проведенні  $(z_{m+1})$ -го спостереження. Дійсно, якщо ця різниця близька до нуля, то зафіксоване спостереження  $z_{m+1}$  не несе будь-якої нової інформації у порівнянні з апіорною, і в цьому випадку  $\hat{x}_{m+1} \cong \hat{x}_m$ . Навпаки, при великій різниці  $(z_{m+1} - \hat{x}_m)$  з урахуванням вагового коефіцієнта здійснюється суттєве уточнення оцінки  $\hat{x}_m$ , отриманої на попередньому кроці розрахунків.

Але коефіцієнт  $k = \frac{1}{m+1}$  отримано без використання критерію оптимальності, тому оцінка  $\hat{x}_{m+1}$  також не є оптимальною, що знижує цінність даного методу обробки інформації.

Алгоритм неперервного оптимального фільтра Калмана об'єднує розв'язання двох задач: спостереження та фільтрації та, враховуючи характеристики контрольованого процесу, мінімізує помилку оцінювання.

Принцип побудови ОФК розглянемо для випадку лінійної системи, описаною системою рівнянь

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{X}}(t) &= \mathbf{A}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{V}_x(t); \\ \mathbf{Z}(t) &= \mathbf{H}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{V}_z(t). \end{aligned} \quad (1.23)$$

де  $\dot{\mathbf{X}}(t)$  –  $n$ -мірний вектор стану системи;  $\mathbf{A}(t)$  – квадратна матриця розмірності  $n \times n$ , яка являє собою матрицю коефіцієнтів системи;  $\mathbf{V}_x(t)$  –  $k$ -мірний вектор збурень, що діють на вході динамічної системи;  $\mathbf{B}(t)$  – матриця збурень;  $\mathbf{Z}(t)$  – вектор вимірювання;  $\mathbf{H}(t)$  – матриця зв'язку (матриця спостереження);  $\mathbf{V}_z(t)$  – вектор помилок вимірювання.

Ставиться задача знайти такі оцінки  $\hat{\mathbf{X}}$ , щоб помилки оцінювання

$$\Delta(t) = \mathbf{X}(t) - \hat{\mathbf{X}}(t)$$

були мінімальними. Іншими словами, необхідно забезпечити мінімум суми

діагональних елементів матриці

$$\mathbf{P}(t) = \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} & \cdots & p_{1n} \\ p_{21} & p_{22} & \cdots & p_{2n} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ p_{n1} & p_{n2} & \cdots & p_{nn} \end{bmatrix} = M[\Delta(t)\Delta^T(t)]$$

У коваріаційній матриці  $\mathbf{P}(t)$  члени  $p_{ii} = D_i = \sigma_i^2$  характеризують дисперсії помилок оцінювання співпадаючих координат  $x_i$ , а члени  $p_{ij}$  – їхню взаємну кореляцію.

Відомо, що для динамічної системи (1.23) оптимальним фільтром, що забезпечує мінімум сліду матриці  $\mathbf{P}$ , стає алгоритм, який складається з трьох блоків:

1) основного блоку

$$\hat{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{A}(t)\hat{\mathbf{X}}(t) + \mathbf{K}_\phi(t)[\mathbf{Z}(t) - \mathbf{H}(t)\hat{\mathbf{X}}(t)]; \quad (1.24)$$

2) блоку обчислення коефіцієнтів корекції

$$\mathbf{K}_\phi(t) = \mathbf{P}(t)\mathbf{H}^T(t)\mathbf{R}_Z^{-1}(t)$$

3) блоку розв'язання рівняння коваріацій

$$\dot{\mathbf{P}}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{P}(t) + \mathbf{P}(t)\mathbf{A}^T(t) - \mathbf{P}(t)\mathbf{H}^T(t)\mathbf{R}_Z^{-1}(t)\mathbf{H}(t)\mathbf{P}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{R}_X\mathbf{B}^T(t) \quad (1.26)$$

Отримання оцінок усіх координат вектора  $\mathbf{X}$  можливе при виконанні умов спостережливості динамічної системи за допомогою цього алгоритму. Особливість полягає у виборі коефіцієнтів матриці  $\mathbf{K}_\phi$ . Оцінки координат вектора  $\mathbf{X}$  базуються на попередній інформації про його координати. Коваріаційну матрицю поточних помилок оцінок  $\mathbf{P}(t)$  необхідно безперервно обчислювати під час процесу оцінювання або заздалегідь, якщо це можливо.

Фільтр Калмана, хоча й є найефективнішим у комплексній обробці інформації для інерціально-супутникових систем навігації, має складнощі у практичній реалізації на борту літака. Особливо це стосується жорстко зв'язаних систем, де фільтр Калмана повинен працювати швидко, що обмежується характеристиками наявних бортових обчислювачів.

Сучасні бортові комплекси використовують методи спільної обробки



інформації, які допомагають оптимізувати оцінювання. Методи взаємної компенсації та фільтрації помилок вимірювань успішно застосовуються для однакових навігаційних параметрів, що вимірюються різними датчиками.

Метод компенсації помилок вимірювань використовується, коли один і той самий навігаційний параметр вимірюється різними вимірниками, які базуються на різних фізичних принципах. У контексті інерціально-супутникової системи навігації, цей метод спрямований на зменшення похибок вимірювань і реалізується за певною схемою, яка показана на (рис1.12).

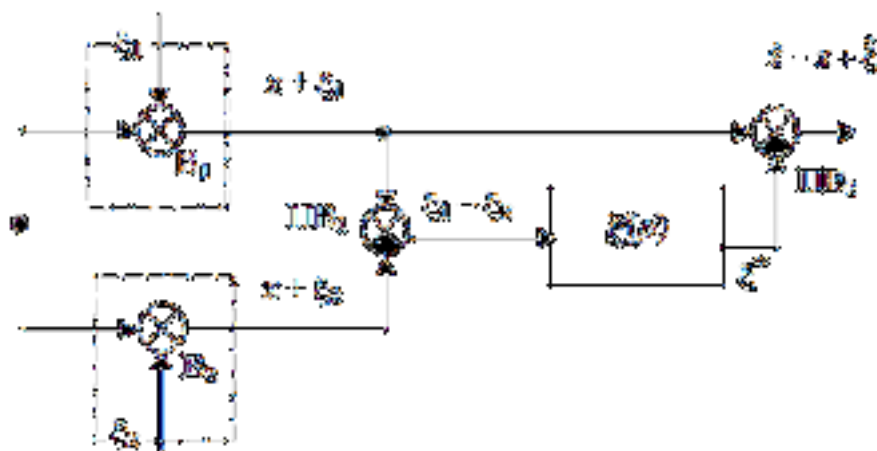


Рис.1.12 Структурна схема, що реалізує алгоритм компенсації

Сигнали вимірників  $V_1$  і  $V_2$ , які крім вимірюваної величини  $x$  містять у себе сигнали помилок  $\xi_1$  та  $\xi_2$ , надходять на вхід пристрою віднімання ПВ<sub>1</sub>, на виході якого формується сигнал. Цей сигнал проходить крізь динамічний фільтр  $F(p)$  і на другому пристрою ПВ<sub>2</sub> віднімається з сигналу першої (коректованої) системи.

З погляду аналізу оптимальних методів обробки інформації у пілотажно-навігаційних комплексах, можна зробити висновок, що алгоритми за методом найменших квадратів і максимуму правдоподібності ефективні лише в тому випадку, якщо один параметр вимірюється різними системами. В іншому випадку, нові оцінки помилок не збігаються з поточними значеннями на час накопичення спостережень. Практика також показує, що використання швидкодійної оптимальної фільтрації Калмана, особливо у жорстко інтегрованих інерціально-супутникових системах, у порівнянні з іншими схемами компенсації та фільтрації, практично не приносить значного виграшу за умов сучасних обчислювальних засобів на борту

БПЛА.

Таким чином схема фільтрації еквівалентна схемі компенсації, однак, з погляду практичної реалізації, перевага віддається саме схемі компенсації. Тому ми запропонуємо варіант жорстко-зв'язаної інерціально-супутникової системи з обробкою інформації на основі схеми компенсації (рис.1.13).

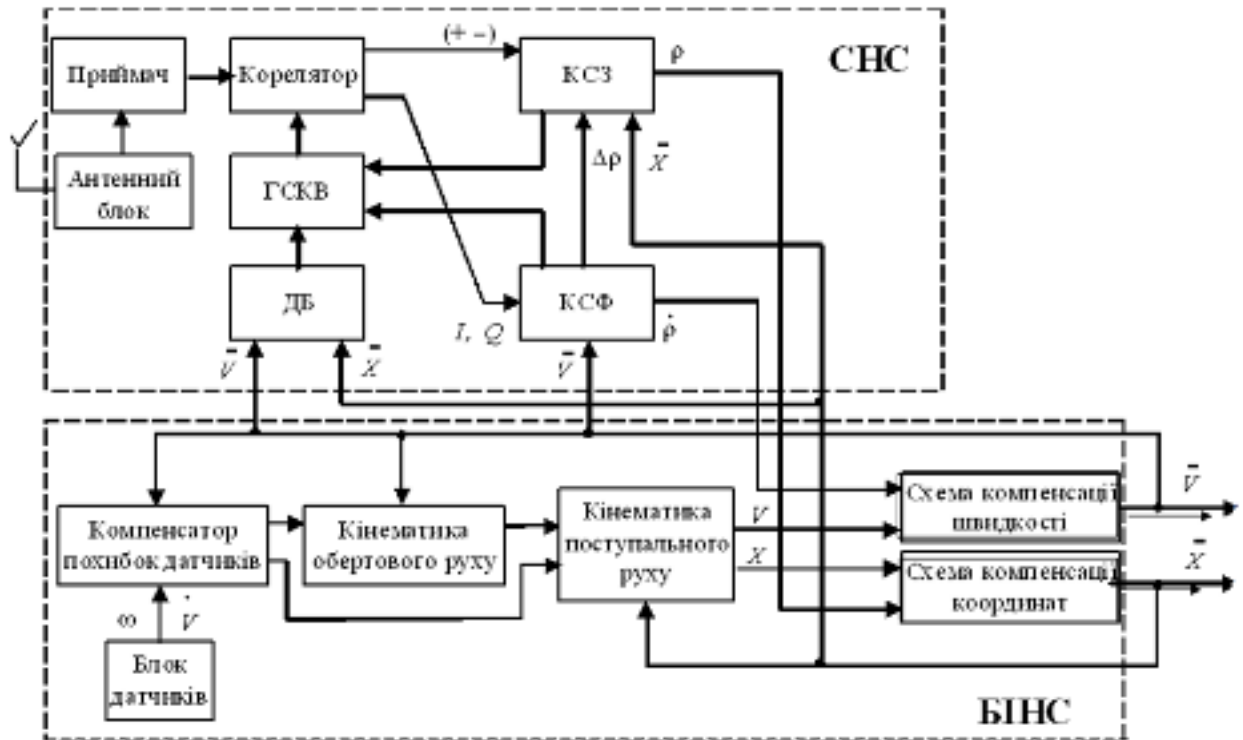


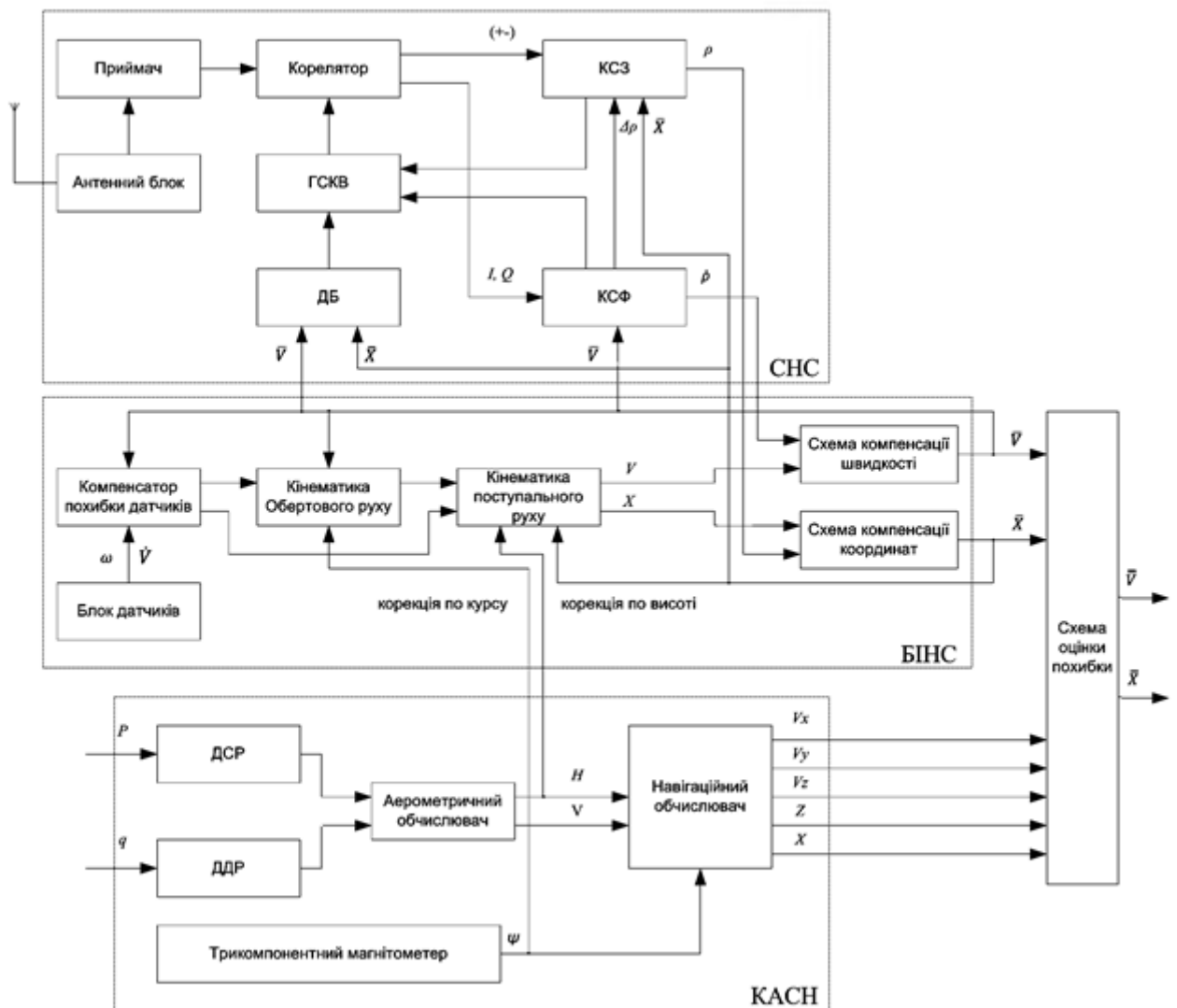
Рис.1.13 Жорстко-зв'язана інерціально-супутникова система з обробкою інформації на основі схеми компенсації.

#### 1.4 Розробка схеми побудови інтегрованого навігаційного комплексу БПЛА

У цій роботі пропонується створення високоінтегрованого навігаційного комплексу для безпілотних літальних апаратів (БПЛА). Цей комплекс базується на безплатформовому блоку інерціальних датчиків та приймачі супутникової навігаційної системи, які об'єднуються у жорстко-зв'язану інерціально-супутникову навігаційну систему. До цього комплексу також входить трьохкомпонентний магнітометр і модуль аерометричних датчиків, що формують окрему аеромагнітометричну навігаційну систему див. рис. 1.14.

Згідно зі стандартами та вказівками Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО) щодо майбутніх навігаційних систем (FANS - Future Air Navigation System),

безплатформовий блок інерціальних датчиків (БІНС) виступає як центральна



складова цього навігаційного комплексу.

Рис.1.14 Жорстко-зв'язана інерціально-супутниково- аеромагнітометрична система з обробкою інформації на основі схеми компенсації.

Навігаційний комплекс розв'язує завдання інерціальної та супутникової навігації, включаючи в себе використання магнітометричних та аерометричних систем для підтримки узгодженості вертикальної та курсової орієнтації інерціально-супутникової системи. Ці системи є допоміжними засобами, які також використовуються для проведення інерціально-курсово-повітряних обчислень координат під час роботи радіосистеми навігації.

У запропонованій схемі інтеграції різних навігаційних засобів використовується обчислювальний пристрій, де реалізований субоптимальний метод сумісної обробки інформації на основі компенсації з використанням

частотних фільтрів різних конфігурацій. Для підвищення точності навігаційних даних запропоновано розробити схему передбачення змін похибок інерціально-навігаційної системи (БНС) в умовах відсутності сигналів від системи супутникової навігації (СНС). Це може включати використання передбачених значень похибок БНС від гіпотетичних моделей для підтримки роботи БНС без сигналів СНС.

У комплексі пропонується оцінювати похибки курсо-повітряного числення на етапах інерціально-супутникового числення координат. Ці оцінки можна буде використовувати на етапах роботи навігаційного комплексу без інформації від СНС. Алгоритми оцінювання похибок курсо-повітряного числення також реалізуються в центральному обчислювачі.

## РОЗДІЛ 2

### ТЕХНОЛОГІЇ ЗОВНІШНЬОГО ВТРУЧАННЯ В РОБОТУ GPS ТА СПОСОБИ ВИЯВЛЕННЯ ТАКОГО ВТРУЧАННЯ

#### 2.1 Сучасна технологія глушіння GPS

Система GPS використовує два типи кодування сигналів: грубий код (C/A) та точний код (P(Y)). Код C/A модулюється на частоті L1 (1575,42 МГц), тоді як код P(Y) модулюється одночасно на частотах L1 і L2 (1227,6 МГц). Сигнал GPS передається з супутників, розташованих на висоті близько 20 200 км, і коли досягає поверхні Землі, його потужність значно зменшується. Наприклад, потужність коду C/A на частоті L1 при земному прийомі складає 159,6 дБВт, що дає змогу застосовувати засоби для придушення можливих перешкод.

Система придушення перешкод блокує смугу частоти сигналу GPS, використовуючи сильні шумові сигнали на цій частоті через прилади для придушення GPS-сигналів противника. Це призначене для значного обмеження або повного припинення роботи приймача GPS противника. У цій системі придушення перешкод існують різні режими, такі як безперервні, обмежені за шириною смуги шуму та кореляційні, кожен з яких призводить до різних рівнів придушення. Ширина спектру сигналу визначає, чи є придушення спрямованим або загальним. Використовуються різні види перешкод придушення, такі як фокусовані, широкосмугові, широкосмугового спектру та синхронізовані з псевдокодом із розширеним спектром.

Система прицільного перешкодження головним чином використовується у системах розширеного спектру прямої послідовності, таких як GPS. Головна мета полягає у створенні сигналу-перешкоди, спрямованого на конкретну частину спектра GPS, щоб завадити прийому GPS-сигналу (рис. 2.1).

Технологія придушення сигналів GPS застосовується за допомогою розширеного спектру коду C/A та методу бінарної фазової модуляції (BPSK), що створює сигнал-перешкоду, що заважає сигналам GPS. Приймач одночасно отримує як сигнал GPS, так і сигнал-перешкоду, а потім відокремлює дані за допомогою демодуляції та розширення спектру. Вихідні дані містять як корисну інформацію GPS, так і шумові сигнали, що заважають його роботі.

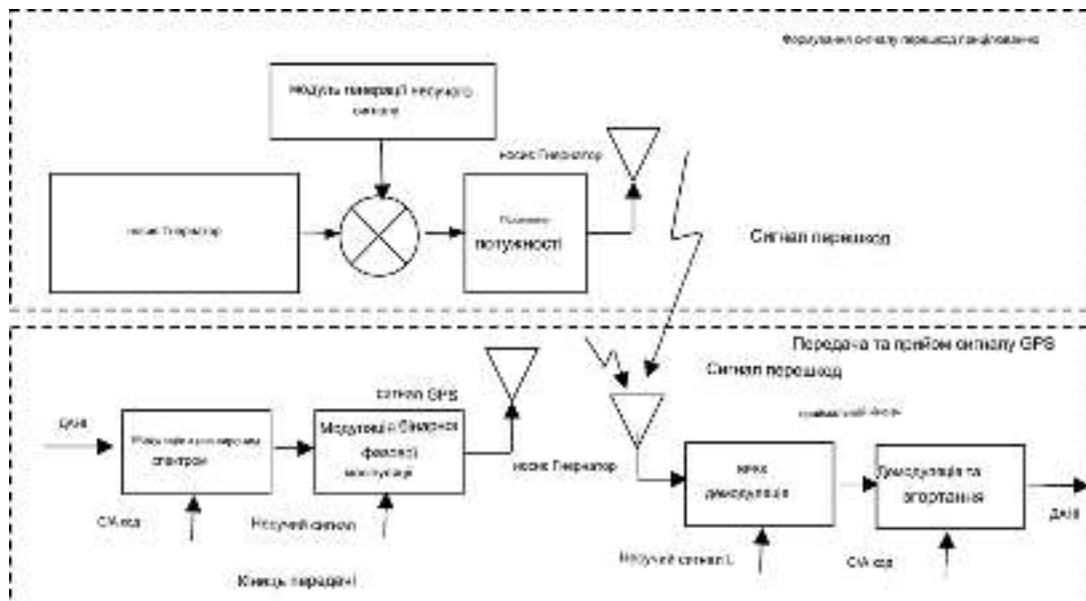


Рис. 2.1 Принцип втручання в роботу GPS.

Ця технологія вимагає широкої смуги пропускання для сигналу-перешкоди, а також синхронізації несучої частоти сигналу-перешкоди з несучою частотою GPS (1575,42 МГц). Вона використовується для збільшення рівня шуму на вході приймача GPS, що призводить до зниження відношення сигнал-шум (C/N0) приймача, що може спричинити зниження його ефективності.

Широкосмугова шумова інтерференція використовується для збільшення рівня шуму на вході приймача шляхом передачі шумового сигналу на тій самій частоті, на якій працює сигнал GPS. Це може призвести до зниження ефективності GPS-приймача через зниження відношення сигнал-шум.

Широкосмугова спектральна інтерференція використовує спеціальну технологію для створення блокуючих перешкод. Ця технологія поєднує характеристики пилкоподібної частотної модуляції та шумової вузькосмугової частотної модуляції для створення широкосмугового однорідного спектру перешкод, що може ефективно блокувати сигнали GPS.

Система створює перешкоду, що імітує сигнали GPS за параметрами коду та несучої частоти, що важливо для впливу на роботу приймача. Це дозволяє створити блокуючі перешкоди, які можуть бути ефективно згаснуті на приймальному кінці.

Такі перешкоди спрямовані на підвищення рівня шуму на вході приймача, спричиняючи зниження ефективності сигналу-перешкоди. Співставлення

перешкоди з псевдокодом сигналу GPS сприяє зниженню впливу перешкоди, а неспівпадіння може погіршити її ефективність.

Такі методи придушення спрямовані на створення перешкод, що наслідують сигнали GPS та спричиняють ускладнення їхнього прийому. Це здійснюється шляхом створення шумових сигналів, що імітують параметри сигналів GPS та впливають на приймач.

## **2.2 Принцип спуфінгу**

Підробка глушіння передбачає використання сигналу, який має структуру, схожу на справжній сигнал GPS, але з іншим навігаційним повідомленням. Оскільки оманливий сигнал дуже схожий на справжній GPS сигнал, приймач не може однозначно визначити його достовірність. Це призводить до плутанини, і приймач може прийняти оманливий сигнал як правильну інформацію, що може призвести до неправильного позиціонування.

Спуфінгові перешкоди поділяються на два типи: спуфінгові ретранслятори та спуфінгові генератори. Спуфінговий ретранслятор включає в себе затримку отриманого сигналу GPS та його подальшу передачу зі зміненою потужністю. Цей метод є простим і не вимагає знання структури коду. Однак він може бути виявлений приймачем, оскільки оманливий сигнал ретранслятора може бути сприйнятий як багатопроменевий сигнал, що призводить до неефективності обману.

Спуфінговий генератор створює бездротовий сигнал зі структурою, ідентичною справжньому сигналу GPS. Цей метод є більш гнучким і дозволяє регулювати різні параметри відповідно до потреб.

Функція Repeater Spoofing Jamming використовує природну затримку сигналу, що робить її відносно легкою для реалізації в технологічному аспекті. Цей метод дозволяє обдурити приймач без значних зусиль.

Як показано на малюнку 2, ретранслятор приймає сигнал від локальної супутникової несучої GPS, а потім випромінює його в повітря через антену, після чого пристрій передає цей сигнал після затримки та підсилення потужності. Це дозволяє іншим користувачам GPS в певній зоні отримувати сигнал, при цьому сигнал виглядає, як він походить від супутників. Перешкоди ретранслятора

вимагають висування та підсилення сигналу з низьким співвідношенням сигнал/шум, щоб забезпечити якісне приймання сигналу без значних спотворень та підвищити співвідношення сигнал/шум. Оскільки ретранслятор додає затримку в поширенні сигналу, псевдодальність, яку вимірює GPS-приймач, змінюється, що призводить до неможливості нормальної роботи приймача та здійснення навігації. Це є ключовою метою обману (рис. 2.2).

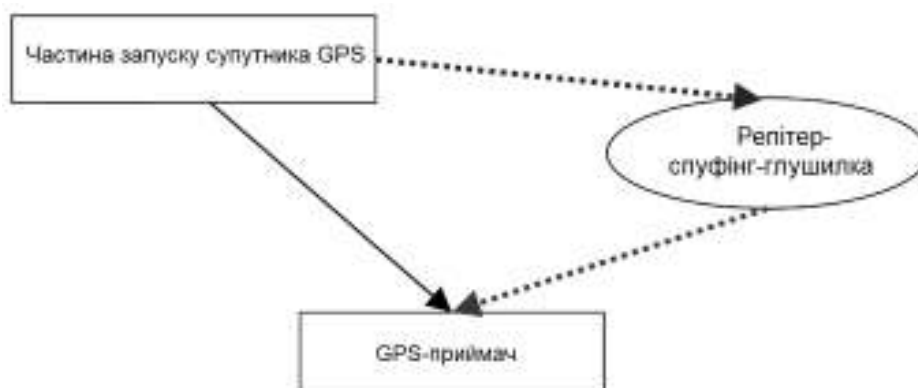


Рис. 2.2 Створення перешкод для спуфінгу

Створення перешкод в основному виконується шляхом незалежної генерації супутникових навігаційних сигналів, які несуть невірну навігаційну інформацію. Залежно від того, чи синхронізований створений обманний сигнал з реальним супутниковим сигналом, обманні перешкоди можна поділити на асинхронні та синхронні.

На сьогоднішній день технологія асинхронної генерації глушіння є відносно зрілою і може бути реалізована за допомогою симулятора радіочастотного сигналу супутникової навігації, але вона також має певні обмеження. Асинхронна генерація перешкод, зазвичай, потребує відстеження відповідних реальних супутникових сигналів за допомогою сигналів глушіння, і ефективна обманна перешкода може бути створена лише після того, як цільовий приймач перейшов у режим пошуку та захоплення.

Синхронна атака глушіння полягає в тому, що вона впливає на цільовий приймач під час отримання реального супутникового сигналу, змушуючи його поступово відхилятися від реального сигналу та атакувати цільовий приймач. Таким чином, синхронна атака глушіння ускладнює пошук обманного сигналу, і її важче



виявити.

У Росії ведуться роботи з модернізації виробу "Піщаль-Про" (рис. 2.3), для придушення супутникових навігаційних систем БЛА. Це дасть можливість протидіяти дронам, які застосовують для навігації



Рис. 2.3 Комплекс протидії безпілотним літальним апаратам "Піщаль-Про"

Переносний комплекс "Піщаль-Про" розроблений концерном "Автоматика" (входить до "Роселектроніки"), його вага складає близько 4 кг, радіус дії - 2 км. Він призначений для придушення каналів зв'язку, керування та навігації безпілотників. Виріб може бути використаний проти розвідувальних безпілотників, дронів радіоелектронної боротьби, а також проти безпілотників, що несуть бойове навантаження.

З літа 2014 р. розпочалося і негласне змагання наших систем ППО та РЕБ (рис. 2.4) проти російських розрахунків безпілотників. Причому відбувалося це зі змінним успіхом, оскільки до початку війни на Донбасі відпрацьованих методик протидії такого роду загрози у наших військових просто не було.



## Рис. 2.4 Вітчизняна розробка комплексу протидії БПЛА

І ось останніми роками наша військова промисловість видала відразу кілька зразків зброї проти безпілотників. Причому деякі вже перейшли на етап державних і військових випробувань.

15 лютого на одному з полігонів у Чернігівській області було представлено спеціальну антидронову гвинтівку вітчизняної розробки та виробництва.

За словами розробників, "цей комплекс для боротьби з БПЛА та дронами цивільного та військового призначення виконаний у формі стрілецької зброї. Він має спрямовану дію, блокує всі види дронів - перекриває сигнали телеметрії, GPS-навігації та керування, складає від одного до шести кілометрів.

### **2.3 Виявлення спроб втручання в роботу приймача GPS**

Виявлення спроб втручання в роботу GPS є важливим для забезпечення надійності навігаційних систем і захисту від потенційних загроз. Існують різні методи аналізу, виявлення й запобігання можливим втручанням:

1. Моніторинг сигналів: Аналіз сигналів GPS для виявлення будь-яких аномалій або некоректних даних, що можуть свідчити про спроби втручання.

2. Геодезичні аналізи: Системи можуть проводити геодезичний аналіз, щоб визначити аномалії в рухах або неправдиві дані, які надходять від приймачів GPS.

3. Кореляція з іншими джерелами: Порівняння даних з GPS з іншими навігаційними джерелами або супутниковими системами для виявлення розбіжностей і підтвердження правильності інформації.

4. Аналіз безпеки: Оцінка потенційних загроз і виявлення слабкі пунктів у системі GPS, які можуть бути використані для втручання.

5. Використання шифрування та аутентифікації: Впровадження методів шифрування та аутентифікації для запобігання несанкціонованому доступу до системи GPS.

6. Розвиток нових технологій: Постійний аналіз нових методів атак і вдосконалення систем для захисту від них.

Програма проводить моніторинг сигналів та геодезичний аналіз приведена нижче.

```

import numpy as np

import matplotlib.pyplot as plt
from scipy.signal import find_peaks
import geopandas as gpd
from shapely.geometry import Point

# Шаг времени и общая продолжительность анализа
time_step = 1 # в секундах
duration = 3600 # 1 час (в секундах)

# Создание массива времени
time = np.arange(0, duration, time_step)

# Начальное время для начала анализа аномалий и генерации помех
start_time_anomaly = 1800 # Время, когда начинается анализ аномалий и
генерация помех (после 1800 секунд)

# Генерация случайных данных сигнала GPS
mean_gps = 0 # среднее значение сигнала GPS
std_deviation_gps = 0.5 # стандартное отклонение
gps_signal = np.random.normal(mean_gps, std_deviation_gps, len(time))

# Геозона в виде простого многоугольника
geofence = gpd.GeoDataFrame(geometry=[Point(37.7749, -122.4194), Point(37.7749, -
122.3894),
                                     Point(37.8049, -122.3894), Point(37.8049, -122.4194)])

# Генерация случайных данных о помехах GPS
mean_noise = 0 # среднее значение помех
std_deviation_noise = 1.5 # стандартное отклонение

```

```
noise = np.random.normal(mean_noise, std_deviation_noise, len(time))
```

```
# Анализ аномалий с использованием поиска пиков в данных
```

```
anomaly_start_index = int(start_time_anomaly / time_step)
```

```
peaks, _ = find_peaks(gps_signal[anomaly_start_index:], height=std_deviation_gps) #
```

Находим пики выше одного стандартного отклонения

```
# Проверка, находится ли объект внутри геозоны
```

```
is_inside_geofence = False
```

```
if anomaly_start_index < len(time):
```

```
    point = Point(gps_signal[anomaly_start_index], gps_signal[anomaly_start_index])
```

```
# Создание точки
```

```
    is_inside_geofence = point.within(geofence.geometry.unary_union)
```

```
# Графики
```

```
plt.figure(figsize=(12, 10))
```

```
# График сигнала GPS
```

```
plt.subplot(3, 1, 1)
```

```
plt.plot(time, gps_signal)
```

```
plt.xlabel('Время (секунды)')
```

```
plt.ylabel('Сигнал GPS')
```

```
plt.title('График сигнала GPS')
```

```
# График случайных помех
```

```
plt.subplot(3, 1, 2)
```

```
plt.plot(time, noise)
```

```
plt.xlabel('Время (секунды)')
```

```
plt.ylabel('Интенсивность помех GPS')
```

```
plt.title('График случайных помех')
```

```

# График анализа аномалий
plt.subplot(3, 1, 3)
plt.plot(time[anomaly_start_index:], gps_signal[anomaly_start_index:], label='Сигнал
GPS')
plt.plot(time[anomaly_start_index + peaks], gps_signal[anomaly_start_index +
peaks], 'ro', label='Аномалии')
plt.xlabel('Время (секунды)')
plt.ylabel('Сигнал GPS')
plt.title('Анализ аномалий сигнала GPS')

# Добавление информации о геозоне на график
if is_inside_geofence:
    plt.axvspan(start_time_anomaly, duration, facecolor='green', alpha=0.3,
label='Внутри геозоны')
else:
    plt.axvspan(start_time_anomaly, duration, facecolor='red', alpha=0.3, label='Вне
геозоны')
plt.legend()

plt.tight_layout()
plt.show()

```

Ця програма створює та аналізує дані сигналу GPS протягом визначеного часового інтервалу, включаючи генерацію випадкових даних сигналу та перешкод.

Покрокова робота програми:

1. Генерація сигналу GPS: Створюється випадковий сигнал GPS із вказаним середнім значенням та стандартним відхиленням.

2. Виявлення втручання в геозону: Задається геозона у вигляді простого багатокутника за допомогою бібліотеки `geopandas` та `shapely`.

3. Генерація випадкових даних перешкод GPS: Генеруються випадкові дані перешкод GPS із вказаним середнім значенням та стандартним відхиленням.

4. Аналіз аномалій сигналу GPS: Виконується аналіз сигналу GPS за допомогою методу пошуку піків (`find\_peaks` з `scipy.signal`). Аномалії визначаються як піки в сигналі, які перевищують певний рівень відхилення від середнього значення.

5. Перевірка входження в геозону: Перевіряється, чи знаходиться точка, що відповідає аномалії, всередині або поза геозоною за допомогою методів геометрії `shapely`.

6. Якщо програма виявляє втручання в геозону (4) або виявляє аномалії (5) програма автоматично вимикає GPS, вимкнення відбувається коли ці загрози зникають.

Графік аналізу аномалій сигналу GPS (рис.2.5), де виділяються точки, що відповідають виявленим аномаліям. Також на графіку відмічається, чи знаходиться аномалія всередині чи поза заданою геозоною.

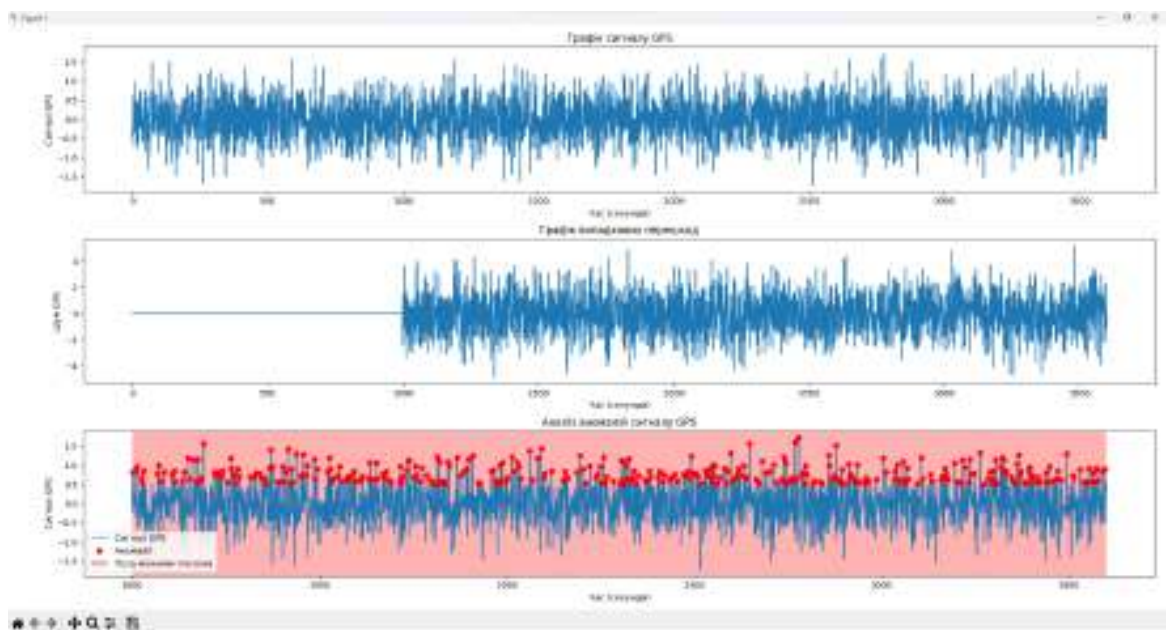


Рис.2.5 Результат роботи програми

Ці графіки дозволяють візуально оцінити сигнал GPS, виявити аномалії та визначити, чи знаходиться об'єкт усередині заданої геозони.

### РОЗДІЛ 3

#### АНАЛІЗ РОБОТИ СХЕМИ КОМПЕНСАЦІЇ ТА ОБҐРУНТУВАННЯ МОЖЛИВОСТІ ФОРМУВАННЯ ПОТОЧНОЇ ПОХИБКИ БІНС

Структурна схема реалізації методу взаємної компенсації представлена на рис.3.1. Тут  $F(p)$  – динамічний фільтр схеми компенсації;  $B_1, B_2$  – навігаційні вимірники;  $\hat{X}$  – оцінка навігаційного параметра;

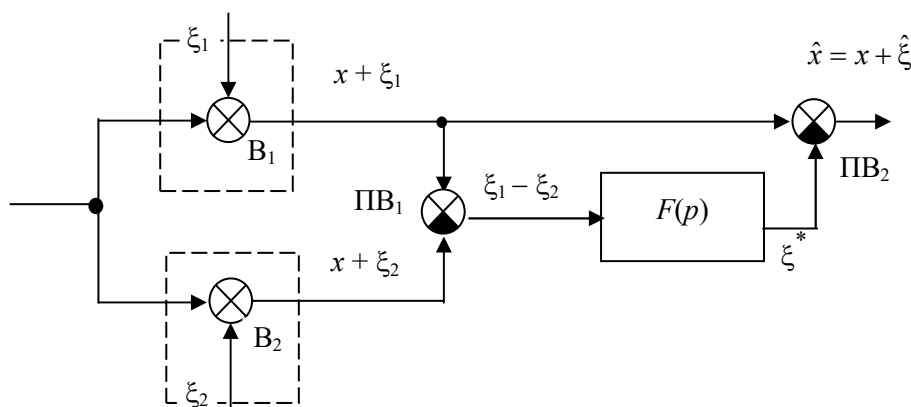


Рис.3.1. Структурна схема, що реалізує алгоритм компенсації

Сигнали вимірників  $B_1$  і  $B_2$ , які крім вимірюваної величини  $x$  містять у себе сигнали помилок  $\xi_1$  та  $\xi_2$ , надходять на вхід пристрою віднімання ПВ<sub>1</sub>, на виході якого формується сигнал

$$\tilde{\xi} = (x + \xi_1) - (x + \xi_2) = \xi_1 - \xi_2$$

Цей сигнал проходить через динамічний фільтр  $F(p)$ , після чого він використовується для віднімання з сигналом першої системи, який уже пройшов корекцію.

Систему можна описати рівнянням, що виражає такий процес:  $\hat{X} = X + \xi_i - F(p)(\xi_i - \xi_d)$  або  $\hat{X} = X + [1 - F(p)]\xi_i + F(p)\xi_d = X + \hat{\xi}$ , (3.1)

де  $\hat{\xi} = [1 - F(p)]\xi_i + F(p)\xi_d$  - похибка комплексної системи.

Вибір фільтра  $F(p)$  таким, щоб він мінімізував вплив завади  $\xi_1$  і одночасно добре заглушував заваду  $\xi_2$ , зменшує помилку комплексної системи. Ця помилка залежить від відмінності у спектральних характеристиках завад  $\xi_1$  та  $\xi_2$ . Якщо ці характеристики відрізняються значно, на виході фільтра  $F(p)$  (рис. 3.1) завада  $\xi_1$  буде відтворена повністю, тоді як на виході другого пристрою віднімання ПВ2 буде отримано точне значення вимірюваного параметра  $x$ .

Однак у реальних умовах фільтр, який зменшує вплив завади  $\xi_1$ , не може повністю прибрати вплив завади  $\xi_2$ . Це може призвести до наявності помилки в вихідному сигналі системи, який, крім корисної інформації про  $x$ , також міститиме певну помилку.

Відповідно до зазначених умов  $F(p)$  повинен бути фільтром низьких частот, тоді фільтр з характеристикою  $[1 - F(p)]$  стає фільтром високих частот. Фільтр низьких частот може бути реалізований, в простішому випадку за допомогою реальної аперіодичної ланки з передаточною функцією  $F(p) = \frac{1}{Tp + 1}$ , де  $T$  - стала часу фільтра.

Передаточна функція фільтра високих частот  $[1 - F(p)] = \frac{TP}{TP + 1}$

являє собою реальну диференціальну ланку.

Враховуючи передбачуваний характер спектральних характеристик  $\xi_1$  і  $\xi_2$  - спектральних щільностей  $S_{\xi_1}(\omega)$  і  $S_{\xi_2}(\omega)$ , (рис. 3.2), можна представити графіки спектральних характеристик сигналів помилок  $\xi_1^*$  і  $\xi_2^*$  (дисперсій помилок  $D(\xi_1^*)$  та  $D(\xi_2^*)$ ), отриманих в результаті проходження сигналів через відповідні фільтри з амплітудно-частотними характеристиками (АЧХ)  $[1 - F(j\omega)]$  та  $F(j\omega)$ .

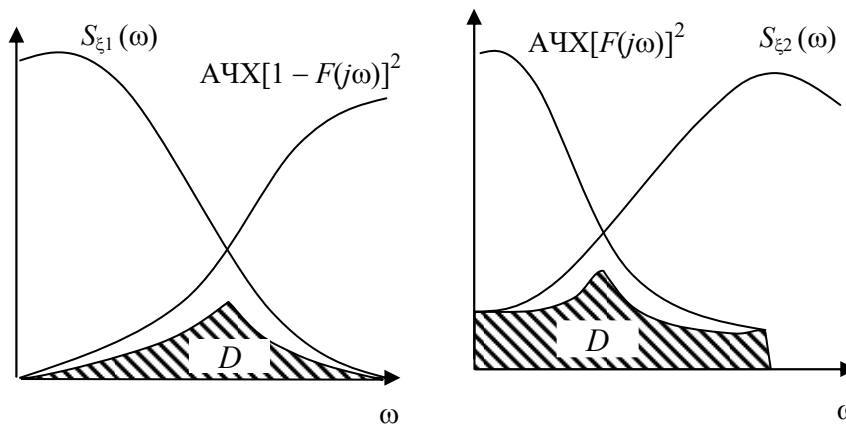


Рис. 3.2 Графіки спектральних характеристик сигналів помилок  $\xi_1^*$  і  $\xi_2^*$

Якщо помилки  $\xi_1$  і  $\xi_2$  - стаціонарні та статично незалежні випадкові функції часу зі спектральними щільностями  $S_{\xi_1}(\omega)$  і  $S_{\xi_2}(\omega)$ , то дисперсії помилок вихідних сигналів визначаються за формулами:



$$D(\xi_1) = \sigma_{\xi_1}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} S_{\xi_1}(\omega) d\omega, \quad D(\xi_2) = \sigma_{\xi_2}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} S_{\xi_2}(\omega) d\omega,$$

де  $\sigma_{\xi_1}^2$ ,  $\sigma_{\xi_2}^2$  – середньоквадратичні помилки вихідних сигналів.

Дисперсія помилки системи при реалізації способу компенсації має вигляд:

$$\sigma_{\xi}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \left\{ [1 - F(j\omega)]^2 S_{\xi_1}(\omega) + [F(j\omega)]^2 S_{\xi_2}(\omega) \right\} d\omega$$

На основі (рис. 3.2) можна зробити висновок, що дисперсія помилок системи  $\sigma_{\xi}^2$  тим менше, чим більше відрізняються частотою спектральні щільності погіршностей вхідних сигналів.

Вивчення складеної системи обробки даних від середньоточної БІНС та високоточної СНС, побудованої на основі конкретного фільтру, показує, що оцінка вихідних параметрів стає набагато меншою за помилку, яка властива самій БІНС. Але в порівнянні з помилкою, характерною для СНС, помітна зміна в помилці компенсаційної схеми в часі. Найбільше відхилення (у відношенні до координат) спостерігається на половині періоду Шулера. Під час цього моменту помилка приблизно вдвічі перевищує помилку опорної системи (СНС). Це відбувається через те, що помилка БІНС, пов'язана із неточністю датчика кутової швидкості, має дві складові: одна змінюється із періодом Шулера, а інша зростає пропорційно часу. Фільтр низьких частот ефективний лише для сталих помилок, що не змінюються в часі. У роботі був запропонований більш складний фільтр третього порядку такого виду: [опис фільтру].  $F(p) = \frac{3Tp + 1}{(Tp + 1)(Tp + 1)(Tp + 1)}$ .

Для такого динамічного фільтра передатна функція фільтра низьких частот має вигляд

$$[1 - F(p)] = \frac{T^2 p^2 (Tp + 3)}{T^3 p^3 + 3T^2 p^2 + 3Tp + 1}.$$

При досить великих сталих часу  $T$  трійкою в чисельнику можна знехтувати і тоді фільтр низьких частот набуває вигляду

$$[1 - F(p)] = \frac{T^3 p^3}{T^3 p^3 + 3T^2 p^2 + 3Tp + 1}.$$

Такий фільтр уже не пропускає не тільки сталу складову помилки БІНС, але і помилки, що змінюються за законами першого і другого порядків.

Фільтр високих частот

$$F(p) = \frac{3Tp + 1}{(Tp + 1)(Tp + 1)(Tp + 1)}$$

за рахунок наявності форсуючої ланки  $(3Tp + 1)$  декілька підсилює високочастотну складову помилки СНС, що з успіхом компенсується потрібним збільшенням його фільтруючих властивостей.

Такий фільтр за результатами досліджень (рис. 3.3) показав результати не гірше, ніж схема оптимальної фільтрації.

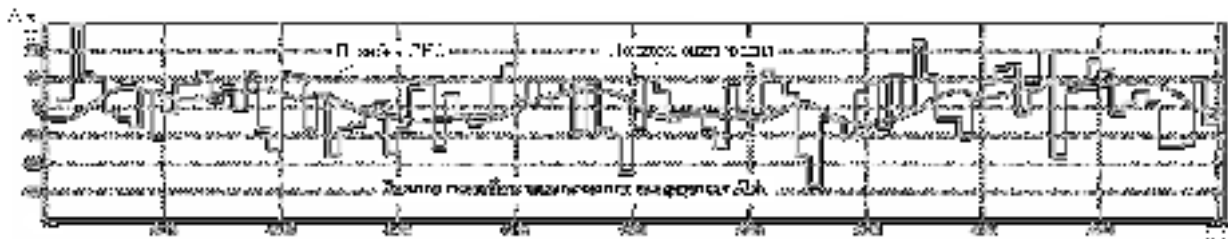


Рис. 3.3 Результати фільтра третього порядку

На виході фільтру високих частот можна при комплексній обробці інформації від БІНС і СНС спостерігати за поточною похибкою БІНС. Проте аналіз сигналів оцінки відфільтрованих параметрів  $\Delta z(t)$  (див. рис. 2.3) показує наявність випадкових варіацій вихідних параметрів. Тому була поставлена задача осереднення та фільтрації оцінюваних параметрів на окремих інтервалах часу.

Як критерії близькості можуть бути використані:

- максимальне відхилення  $J = \max_{k=1,2,\dots,N} |\Delta z(\tau)|$
- середнє відхилення  $J = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N |\Delta z(\tau)|$
- стандартне або середньоквадратичне відхилення  $J = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{k=1}^N |\Delta z(\tau)|^2}$

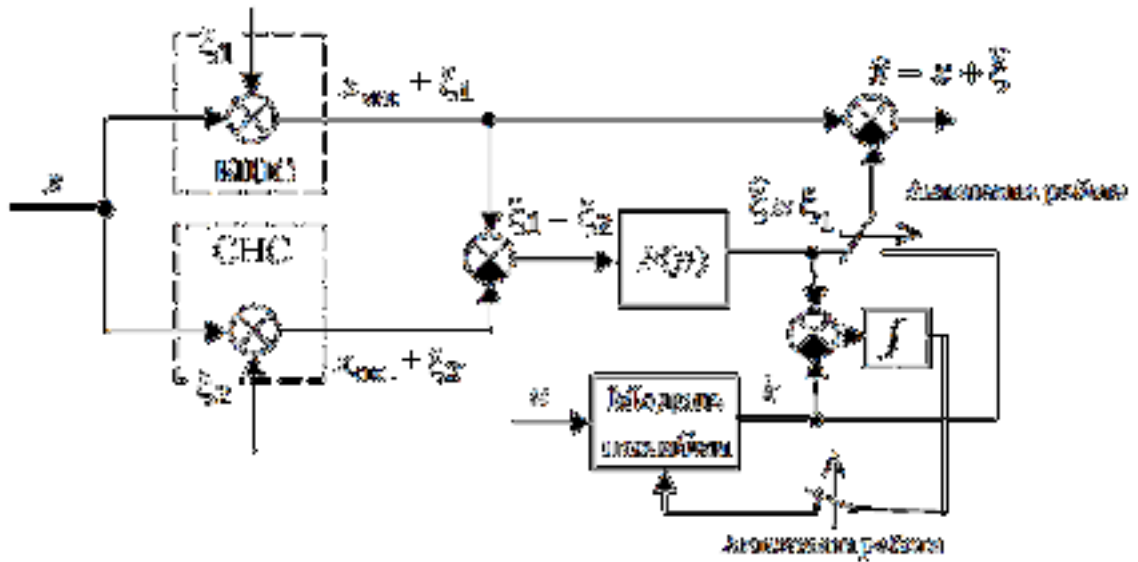


Рис.3.4 Структурна схема прогнозування змін похибок БІНС

На виході фільтра  $F(p)$  відтворюється поточна похибка БІНС, яка представлена як завада  $\xi_1$  (рис. 3.4). Під час виходу супутника за межі досягнення, система переходить у автономний режим. Щоб забезпечити коректну роботу цієї схеми, необхідно точно визначити модель похибки. Для цього можна задати математичну модель похибки БІНС у вигляді функції часу  $f(t)$ . Спостерігаючи на етапі комплексної обробки інформації від БІНС та на виході фільтра  $F(p)$  за поточною похибкою БІНС, наприклад, за допомогою параметричної ідентифікації, можна визначити невідомі параметри гіпотетичної моделі похибок БІНС. Ця математична модель похибки БІНС, отримана в режимі автономної роботи, може бути використана для покращення точності визначення навігаційних параметрів.

## РОЗДІЛ 4

### ПОНЯТТЯ ІДЕНТИФІКАЦІЇ ТА ЇЇ РОЛЬ В ПРОЦЕСІ ПРОЕКТУВАННЯ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ

Розробка авіаційної техніки проймає кілька етапів: встановлення тактично-технічних вимог, ескізне та технічне проектування, а також створення експериментальних та серійних моделей. На етапі ескізного проектування систем управління, через значну невизначеність моделей поведінки літака, параметри системи устанавлюють орієнтовно та потребують подальшої уточнювальної роботи. Перше уточнення відбувається через комп'ютерне моделювання, але такі моделі не враховують повністю ряд факторів, таких як нелінійність характеристик, помилки вимірювань та взаємовплив між компонентами системи.

На етапі технічного проектування параметри уточнюють під час стендових і лабораторних тестів. Однак такі випробування не можуть повністю відтворити реальні умови експлуатації, тому параметри, визначені на цьому етапі, також потребують коригування. Під час розробки експериментальних та серійних моделей виконують льотні випробування, що дозволяють умовно відтворити реальні умови експлуатації і уточнити динамічні характеристики літака і системи управління польотом. Цей процес оцінки динамічних характеристик системи при її функціонуванні називається ідентифікацією.

Створення автоматизованих самоналаштовувальних систем управління стикається з проблемами ідентифікації. У цьому процесі важливо забезпечити повну автоматизацію, особливо при вимозі збереження високої швидкості самоналаштування.

Розглянемо завдання побудови моделі об'єкта на основі результатів його функціонування. Загальна мета - визначити вектор стану об'єкта за спостереженням вектору через вимірювання датчиками. В цьому випадку як сигнал управління, так і вектор стану можуть мати стохастичну природу. Вхідний сигнал або його статистичні характеристики, а також характеристики зовнішньої завади і помилок вимірювань визначають вектор спостереження. Така модель спостереження може бути описана функцією.

$$\mathbf{Z}(t) = \varphi[\mathbf{X}(t), \mathbf{V}(t)], \quad (4.1)$$

де  $\mathbf{V}(t)$  — вектор випадкових похибок вимірювання.

Зазвичай у нас відома структура об'єкта, тобто порядок диференціального рівняння, яке описує систему. Однак, у процесі оцінки параметрів цієї системи, що представлені вектором  $\mathbf{P}$ , ми шукаємо значення цих параметрів, тоді як вектор стану описується диференціальним рівнянням.

$$\dot{\mathbf{X}} = f[\mathbf{X}(t), \mathbf{U}(t), \mathbf{Y}(t), \mathbf{P}(t)] \quad (4.2)$$

де  $\mathbf{P}(t)$  — вектор параметрів об'єкта, які треба оцінити.

Загальна структурна схема процесу ідентифікації зображена на (рис. 4.1).

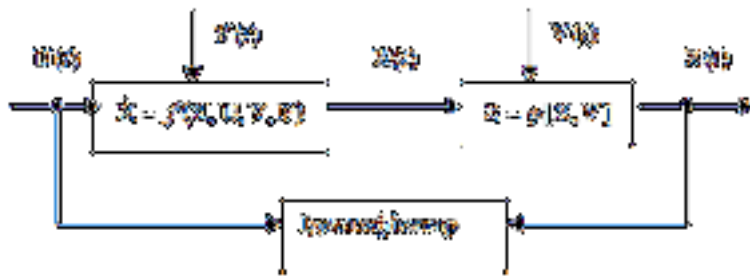


Рис. 4.1. Загальна структурна схема процесу ідентифікації.  
Давай розглянемо деякі часткові сценарії ідентифікації:

1. Ідентифікація лінійного об'єкта без будь-яких завад. Тут немає випадкових шумів і весь вектор стану повністю спостерігається. Це досить проста задача ідентифікації.

2. Ідентифікація лінійного об'єкта при точних вимірюваннях вектора стану та наявності випадкової завади на вході. Тут параметри об'єкта визначаються вже складніше через вплив випадкових факторів, але все ще можна використовувати стохастичні методи оцінювання.

3. Обмеження до лінійних моделей спостереження та системи. Це передбачає, що методи ідентифікації можуть базуватися на вже існуючих польотних випробуваннях або на відомих методах, які широко використовуються у системах самоналаштування управління.

Усі ці сценарії відображають різні рівні складності ідентифікації, від простих випадків до тих, що вимагають урахування випадкових впливів і більш складних моделей.

#### 4.1. Ідентифікація моделі похибок БІНС, як нелінійних детермінованих об'єктів

Ми розглядатимемо стратегії ідентифікації моделі помилки у випадках нормальної роботи, коли об'єкт не впливається. Всі розроблені стратегії ідентифікації не використовують рекурентні процеси. Тобто процес ідентифікації активується лише після завершення конкретного періоду спостережень за об'єктом. Цей підхід вибирається з кількох причин:

1. Такий підхід часто виявляється більш стійким на практиці та менш схильним до чисельних недоліків, ніж рекурентні процедури.

2. Цей метод в основному ґрунтується на ідеях скінченновимірної оптимізації.

Щодо визначення оптимальних параметрів математичної моделі помилки з визначеною структурою, оператор моделі визначається з певною точністю, але містить вектор невідомих параметрів.

$$H_M(t) = F[G(t), x], \quad (4.3)$$

де  $G(t)$  - вхідний сигнал моделі та об'єкту;  $H_M(t)$  - вихідний сигнал об'єкта (рис.3.2).

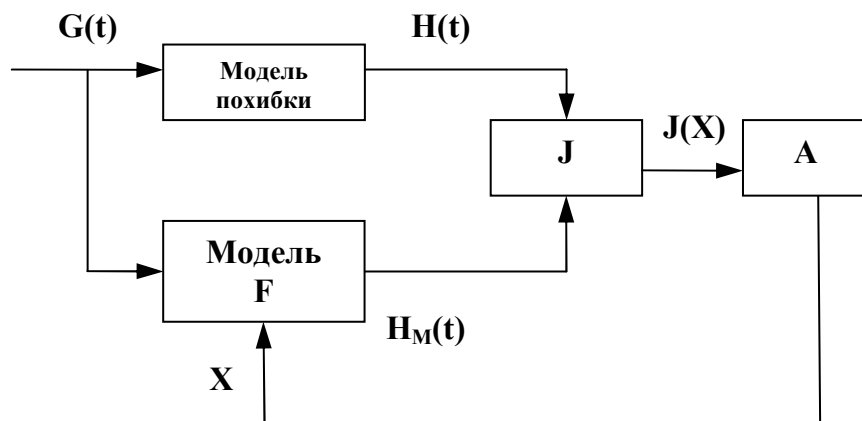


Рис. 4.2. Схема параметричної ідентифікації детермінованого об'єкта.

Підстроювання параметрів моделі здійснюється в дискретні моменти часу  $i_T \in [1: N]$ , де  $T = \tau_1 + \tau_2$ ,  $\tau_1$  - тривалість одного циклу спостережень за об'єктом,  $\tau_2$  - час обробки результатів спостережень. Під час одного циклу налаштування вважається, що встановлені параметри ідентифікації залишаються незмінними. В той же час об'єкт може бути як стаціонарним, так і нестаціонарним. При цьому сам об'єкт може бути як стаціонарним, так і нестаціонарним. Управляючий пристрій А

(реалізований апаратно на базі відповідного мікропроцесора) по отриманій інформації за період часу  $\tau_1$  формує (протягом інтервалу часу  $\tau_2$ ) вектор  $x$ . При цьому враховуються умови мінімуму функціоналу нев'язки виходів моделі та об'єкту:

$$J(x) = \int_0^{\tau_1} \|F[G(t), x] - H(t)\|^2 dt. \quad (4.4)$$

Формула (4.4) враховує час відліку, що починається від початку інтервалу спостережень. У цьому випадку передбачається, що оператор моделі визначений за допомогою алгоритмів. Робочий алгоритм блоку базується на обраній стратегії параметричної оптимізації.

Ідея параметричної ідентифікації математичних моделей може застосовуватися для ідентифікації математичної моделі похибок БІНС. Це застосування розглядається після відключення системи навігації за супутниками для покращення точності роботи БІНС в автономному режимі.

## РОЗДІЛ 5

### СХЕМИ ПРОГНОЗУВАННЯ ЗМІН ПОХИБОК БІНС

Під час використання як БІНС, так і СНС в системі фільтрації можна помітити похибки, що виникають у визначенні координат та швидкостей польоту БІНС. Теорія інерціальних систем включає складні математичні моделі для цих похибок, які представляють собою складні багатопараметричні системи. Для цих моделей вихідними сигналами є похибки, що виникають у датчиках первинної інформації.

Класичні математичні моделі похибок БІНС мають високий рівень складності, який виражений у формулі (5.1):

$$\begin{aligned}
 \dot{\mathbf{P}} = & \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ (\Omega_x^2 + \Omega_y^2 - \Omega_z^2) & (\Omega_x^2 - \Omega_y^2 - \Omega_z^2) & -(\Omega_x^2 + \Omega_y^2 - \Omega_z^2) & 0 & 2\Omega_x\Omega_y & -2\Omega_x\Omega_z \\ -(\Omega_x^2 + \Omega_y^2 - \Omega_z^2) & (\Omega_x^2 + \Omega_y^2 - \Omega_z^2) & (\Omega_x^2 - \Omega_y^2 - \Omega_z^2) & -2\Omega_x\Omega_y & 0 & 2\Omega_x\Omega_z \\ (\Omega_x^2 - \Omega_y^2 - \Omega_z^2) & -(\Omega_x^2 + \Omega_y^2 - \Omega_z^2) & (\Omega_x^2 + \Omega_y^2 - \Omega_z^2) & 2\Omega_x\Omega_y & -2\Omega_x\Omega_z & 0 \end{pmatrix} \\
 \frac{d\mathbf{P}}{dt} = & \begin{pmatrix} \dot{P}_1 \\ \dot{P}_2 \\ \dot{P}_3 \\ \dot{P}_4 \\ \dot{P}_5 \\ \dot{P}_6 \end{pmatrix} = \mathbf{A} \cdot \begin{pmatrix} P_1 \\ P_2 \\ P_3 \\ P_4 \\ P_5 \\ P_6 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \\
 \dot{P}_1 = & \dot{P}_2 = \dot{P}_3 = \dot{P}_4 = \dot{P}_5 = \dot{P}_6 = 0 \\
 \dot{P}_4 = & (\Omega_x^2 + \Omega_y^2 - \Omega_z^2)P_1 + (\Omega_x^2 - \Omega_y^2 - \Omega_z^2)P_2 - (\Omega_x^2 + \Omega_y^2 - \Omega_z^2)P_3 + 2\Omega_x\Omega_y P_5 - 2\Omega_x\Omega_z P_6 \\
 \dot{P}_5 = & -(\Omega_x^2 + \Omega_y^2 - \Omega_z^2)P_1 + (\Omega_x^2 + \Omega_y^2 - \Omega_z^2)P_2 + (\Omega_x^2 - \Omega_y^2 - \Omega_z^2)P_3 - 2\Omega_x\Omega_y P_4 + 2\Omega_x\Omega_z P_6 \\
 \dot{P}_6 = & (\Omega_x^2 - \Omega_y^2 - \Omega_z^2)P_1 - (\Omega_x^2 + \Omega_y^2 - \Omega_z^2)P_2 + (\Omega_x^2 + \Omega_y^2 - \Omega_z^2)P_3 + 2\Omega_x\Omega_y P_4 - 2\Omega_x\Omega_z P_5
 \end{aligned}$$

Моделі, що розглядають похибки в БІНС, є важливими для роботи оптимальних калманівських фільтрів, оскільки вони використовуються для оцінки всіх параметрів, обчислених в БІНС. Проте впровадження калманівської фільтрації на борту літака викликає свої труднощі, пов'язані з швидкодією та стабільністю процедури фільтрації.



При розгляді графіків залежності похибок БІНС від часу (рис. 5.1. а) та (б)), можна зауважити, що ця залежність має сталий, повільний у часі та періодичний характер. Період зміни похибок відповідає періоду Шулера.

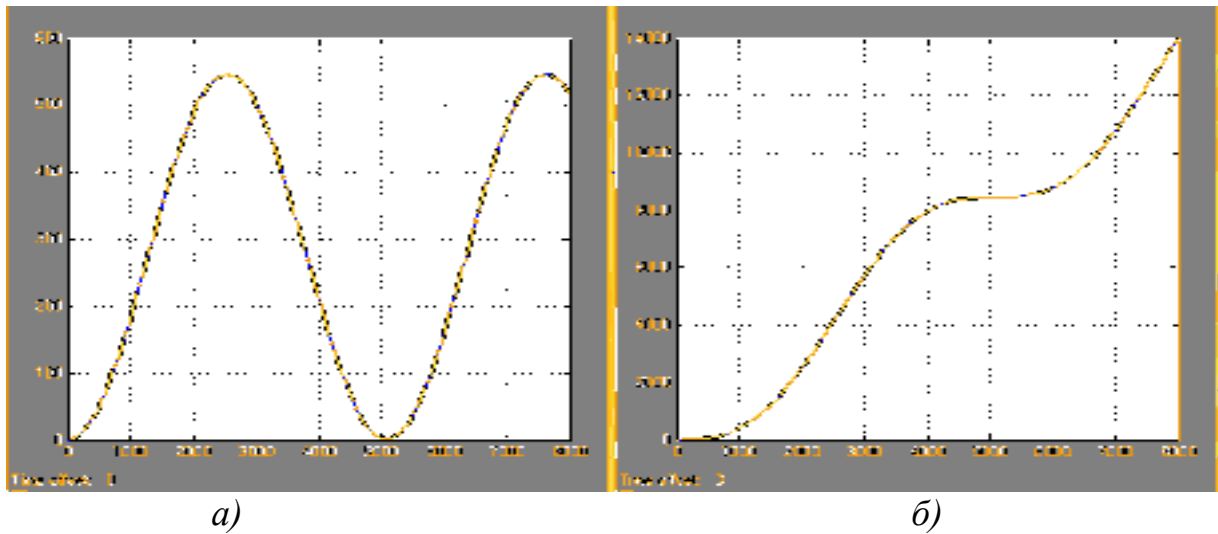


Рис. 5.1. Характер зміни похибок однокомпонентної БІНС:

Подібні висновки можна зробити, вивчаючи графіки залежностей похибок трикомпонентної БІНС (рис. 5.2): помилок у визначенні широти, довготи та інших параметрів.

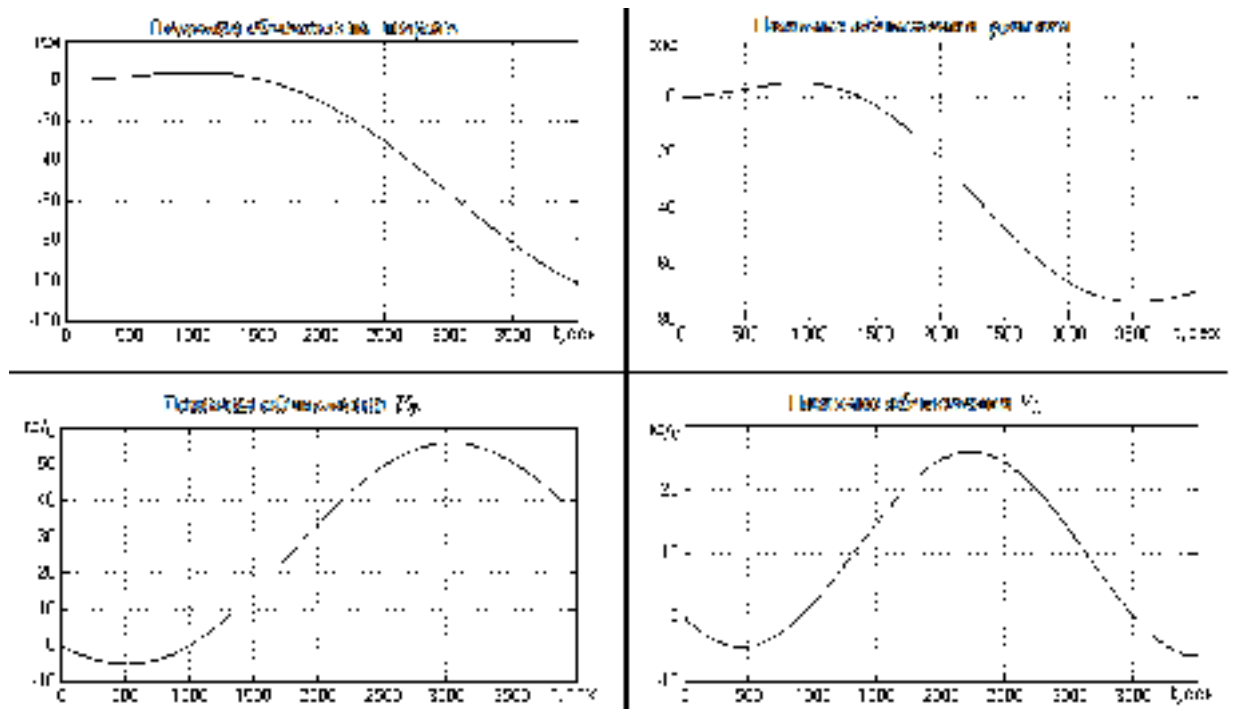


Рис. 5.2. Характер зміни похибок трикомпонентної БІНС.

У зв'язку з плавним характером зміни похибок БІНС, можна внести

пропозиції щодо спрощення математичної моделі, описаної у формулах (5.1). Замість складної моделі похибок БІНС можна використовувати більш прості, такі як апроксимація зміни похибок за допомогою лінійних відрізків або кривих 2-го порядку. на (рис. 5.3). наведено можливі варіанти апроксимації графіка залежності похибок БІНС від часу при автономній роботі.

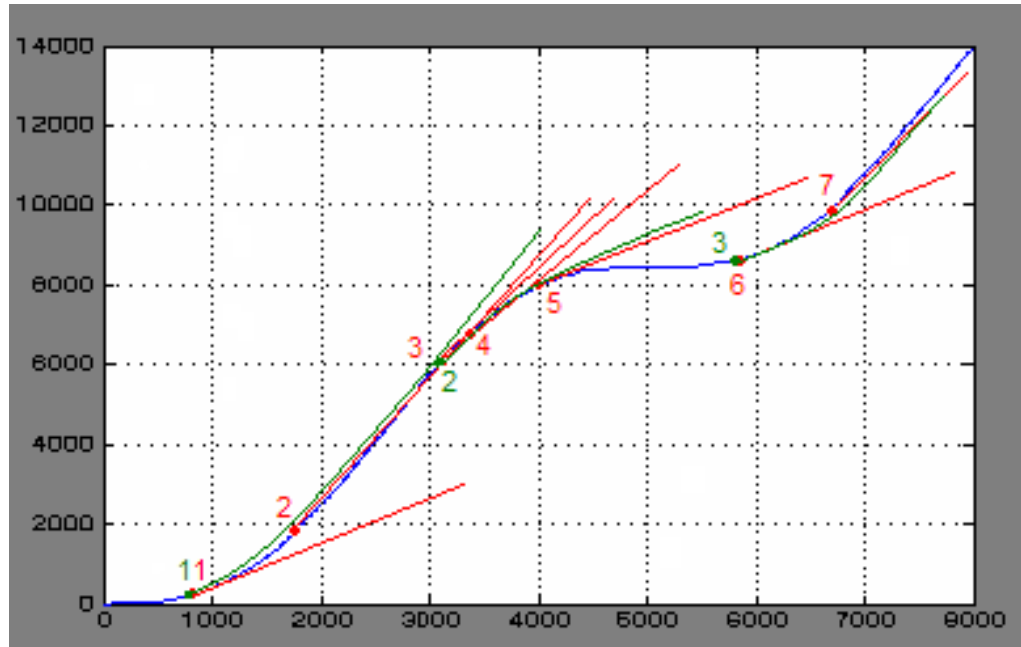


Рис. 5.3. Варіанти апроксимації похибок БІНС

На (рис. 5.3) видно, що частини кривої позначені червоним кольором можна апроксимувати за допомогою лінійних відрізків, тоді як зелені ділянки можна апроксимувати кривими 2-го порядку. У цьому випадку можна використовувати такі гіпотетичні моделі для похибок окремих каналів БІНС:

- Лінійна модель похибок;
- Модель похибок 2-го порядку.

Лінійна модель похибок ізолюваного каналу БІНС 1-го порядку має вигляд:

$$\frac{dX}{dt} = C, \tag{5.2}$$

де  $C = const$  - параметр лінійної моделі похибок, який ідентифікується.

Модель похибок ізолюваного каналу БІНС 2-го порядку описується наступним чином:

$$\frac{dX}{dt} = C,$$

$$\frac{dC}{dt} = K,$$
(5.3)

де  $K = const$  - параметр моделі похибок 2-го порядку, який ідентифікується.

Під час моделювання визначаються параметри  $C$  та  $K$ .

Створено структурні схеми для ідентифікації моделей похибок БІНС. На рисунку 5.4 зображено схему параметричної ідентифікації, де модель похибок БІНС зображена лінійно, а схема ідентифікації для моделі похибок БІНС другого порядку представлена на рисунку 5.5.

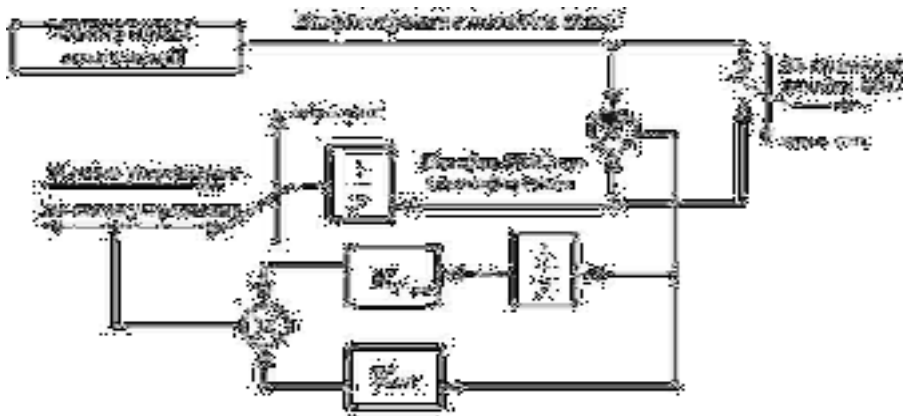


Рис. 5.4. Структурна схема параметричної ідентифікації для лінійної моделі похибок БІНС

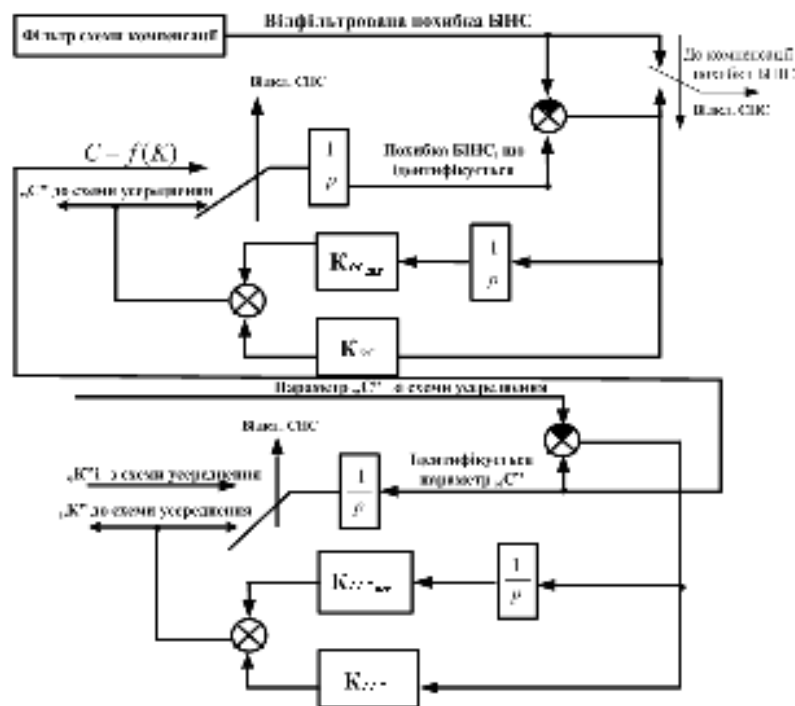


Рис. 5.5. Структурна схема параметричної ідентифікації для моделі похибок БІНС 2-го порядку

Оцінки відфільтрованих параметрів БІНС, показані на (рис. 5.6), демонструють випадкові коливання у своїх параметрах. Це спонукало до потреби у визначенні середніх значень та фільтрації цих оцінок на певних відрізках часу.

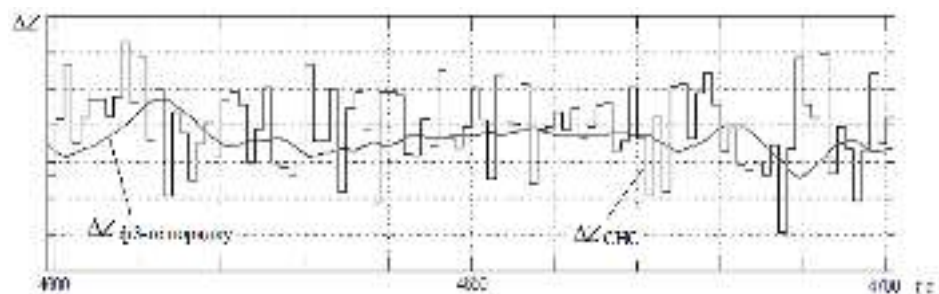


Рис. 5.6. Помилки сигналів оцінки параметра на фоні шумів СНС.

Під час аналізу похибок БІНС помічається, що фільтрована похибка БІНС змінюється у порівнянні з фактичним значенням похибки.

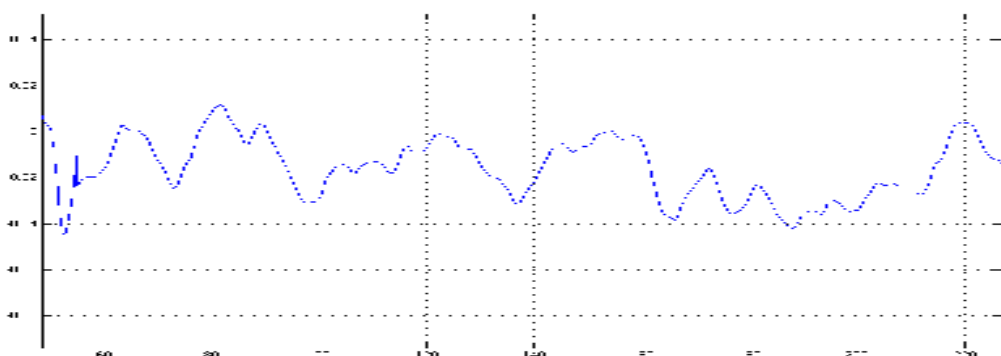


Рис. 5.7. Варіації фільтрованої похибки БІНС відносно істинного значення похибки.

Для перевірки нового методу ідентифікації була створена програма в системі Simulink для візуального моделювання. На рисунку 4.8 зображено блок-схему основної моделі однокомпонентної ІСНС.

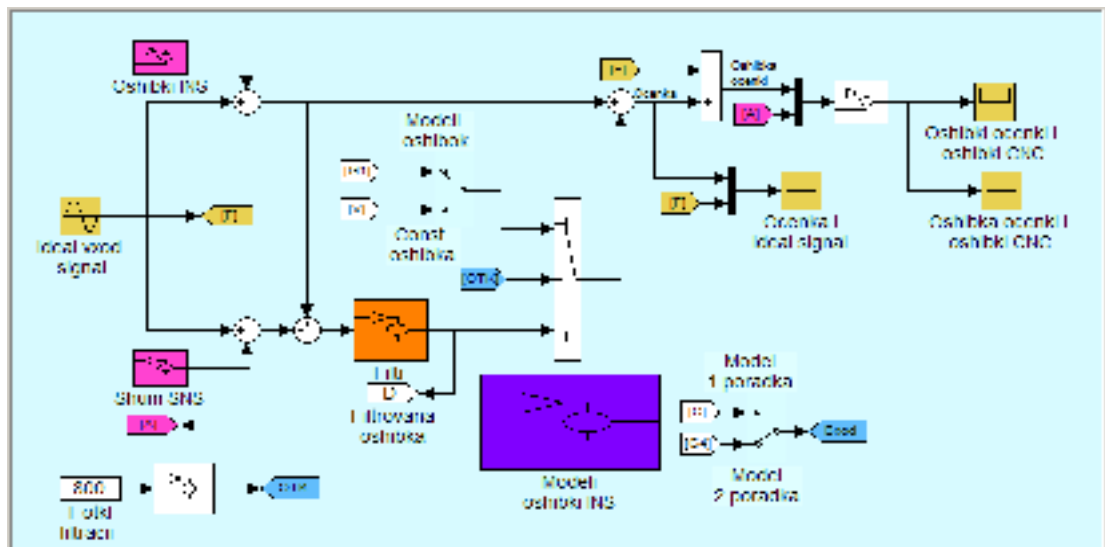


Рис. 5.8. Блок-діаграма моделі однокомпонентної ІСНС.

Рис. 5.9 показує підсистему БІНС першого та другого порядку, а також блок, який зберігає останні значення поточної похибки БІНС.

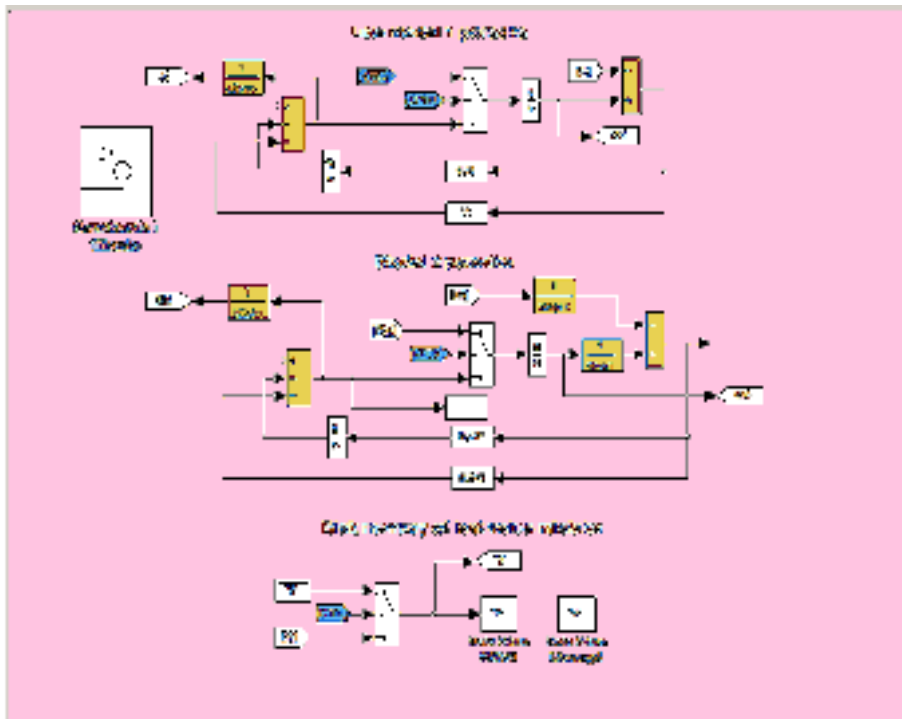


Рис. 5.9. Субсистема моделі похибок БІНС.

Рис. 5.10 відображає субсистему, що здійснює усереднення ідентифікованих параметрів моделі похибок БІНС.

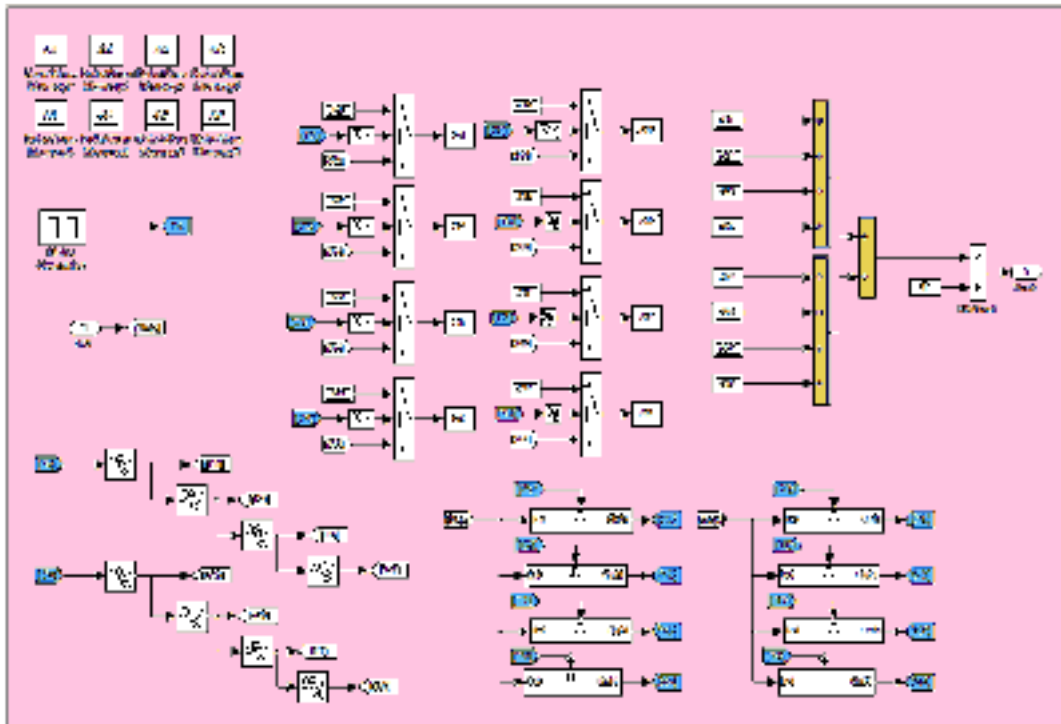


Рис. 5.10. Субсистема усереднення ідентифікованих параметрів.

Ця підсистема включає в себе реєстр, який має вісім комірок для послідовного зберігання поточних значень параметрів, що проходять ідентифікацію. Результати, збережені в цьому реєстрі, об'єднуються через усереднення.

Рис. 5.11 демонструє субсистему фільтрації, а також субсистему фільтра 3-го порядку змінної структури (рис. 5.12), що був розроблений на кафедрі.

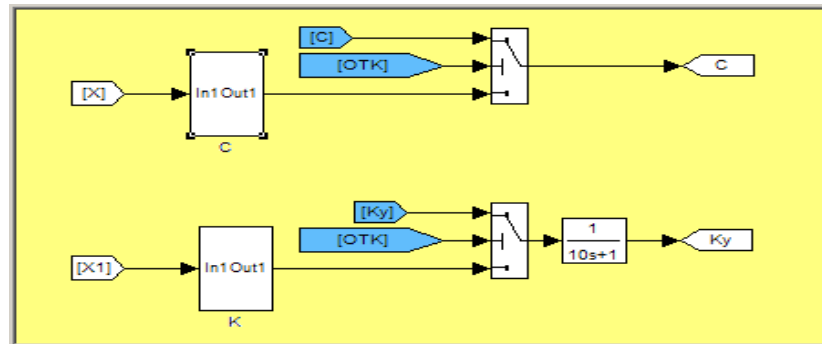


Рис. 5.11. Субсистема фільтрації параметрів моделі.

Розроблений для схеми компенсації динамічний фільтр третього порядку зі змінною структурою змінюється в часі і має вигляд:

$$F(p) = \begin{cases} \frac{1}{0,5p+1} & \text{при } t < 1,5 \text{ с} \\ \frac{3p+1}{(p+1)(p+1)(p+1)} & \text{при } 1,5 \text{ с} < t < 9 \text{ с} \\ \frac{9p+1}{(3p+1)(3p+1)(3p+1)} & \text{при } 9 \text{ с} < t < 45 \text{ с} \\ \frac{15p+1}{(5p+1)(5p+1)(5p+1)} & \text{при } t > 45 \text{ с} \end{cases}$$

Реалізація цього фільтра представлена на рис. 5.12.

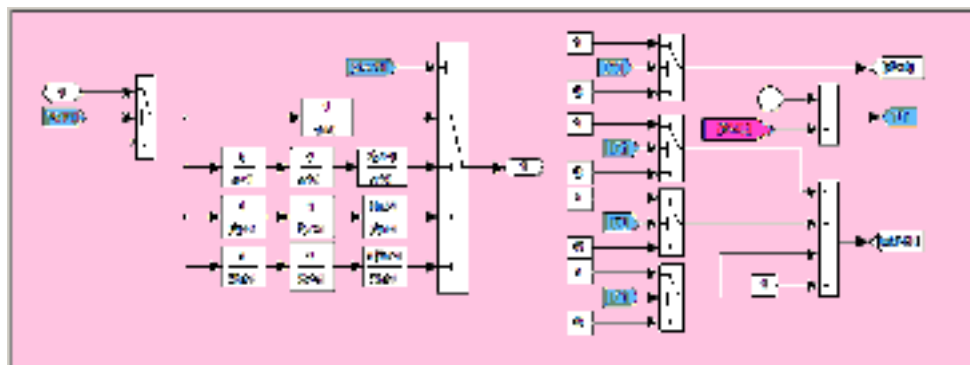


Рис. 5.12. Субсистема фільтра системи компенсації.

Результати сумісної роботи схем ідентифікації та субсистема осереднення представлені на (рис.5.13 – 5.14).

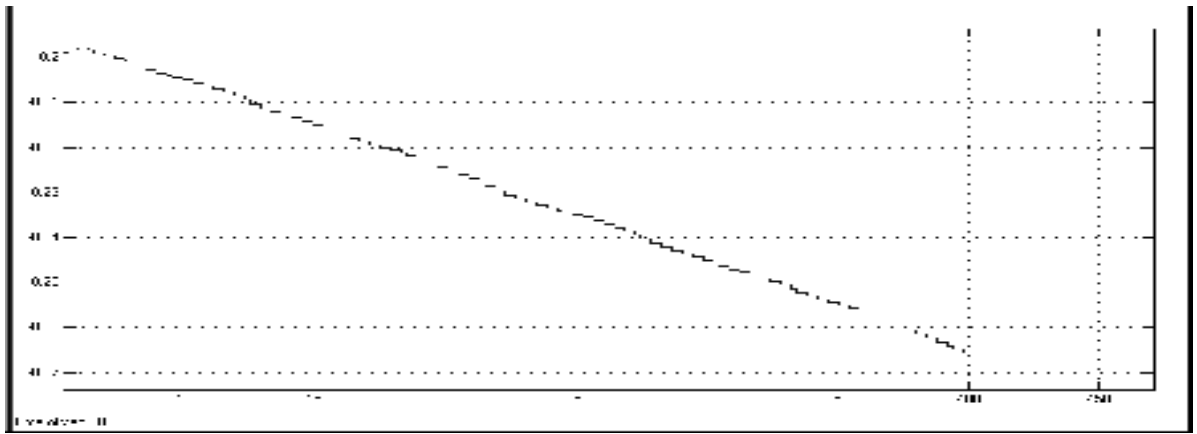


Рис. 5.13. Усереднене значення параметра С.

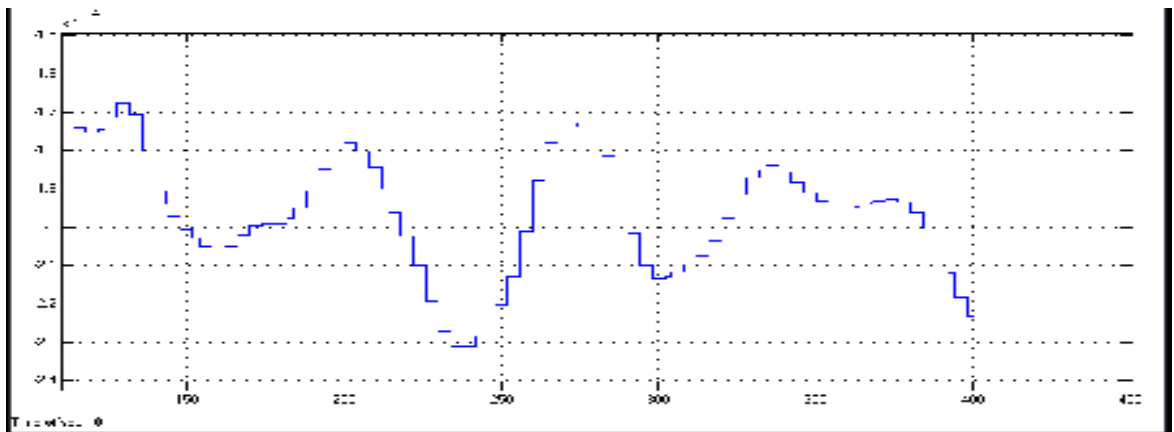


Рис. 5.14. Усереднене значення параметра К.

Створений та вивчений блок параметричної ідентифікації був докладно випробуваний на моделі однокомпонентної БІНС, а потім впроваджений у розроблену модель трьохкомпонентної БІНС. Результати моделювання, представлені на (рис. 5.13-5.16), показують значний зниження помилки у режимі автономної роботи БІНС.



Рис. 5.15. Автономна робота однокомпонентної БІНС з різними варіантами прогнозування моделей похибок БІНС.

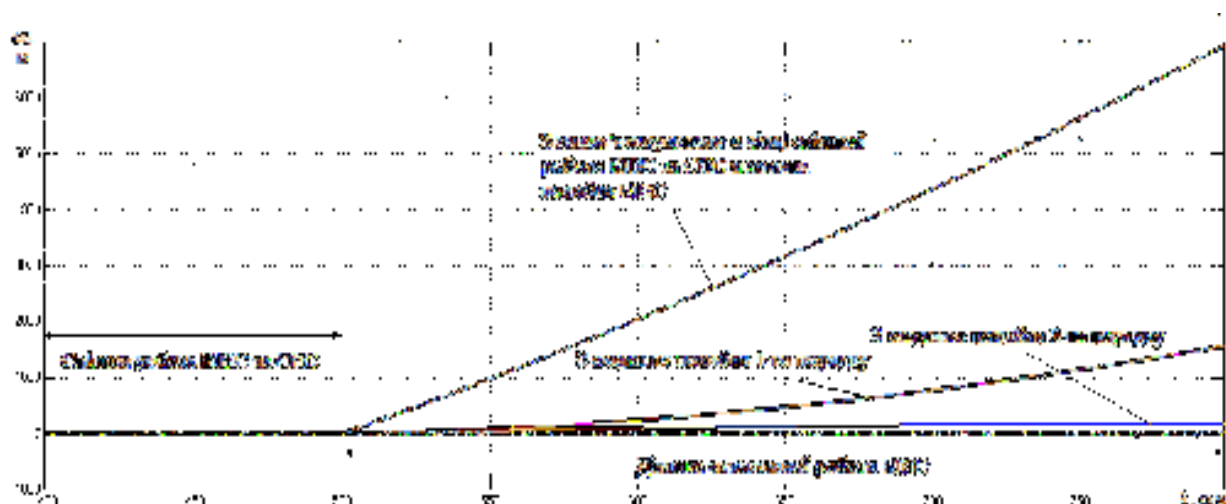


Рис. 5.16. Автономна робота широтного каналу 3-хкомпонентної моделі БІНС з різними варіантами прогнозування моделей похибок БІНС.

Після відключення системи супутникової навігації (СНС) протягом 300 секунд у самостійному режимі ширококутового каналу спостерігалось значне зниження похибки на два порядки: від 7 кілометрів до 70 метрів, за умови використання простіших датчиків для отримання початкової інформації.



## РОЗДІЛ 6

### АНАЛІЗ РОБОТИ ПРОПОНОВАНОЇ КОМПЛЕКСНОЇ НАВИГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ

Наявність додаткової інформації від курсоаерометричної системи навігації дозволяє реалізувати додаткові засоби для покращення точності автоматичної роботи БІНС, шляхом оцінення похибок курсоаерометричної системи.

#### 6.1 Аналіз комплексної схеми компенсації з послідуєчим опрацюванням по методу максимуму правдоподібності

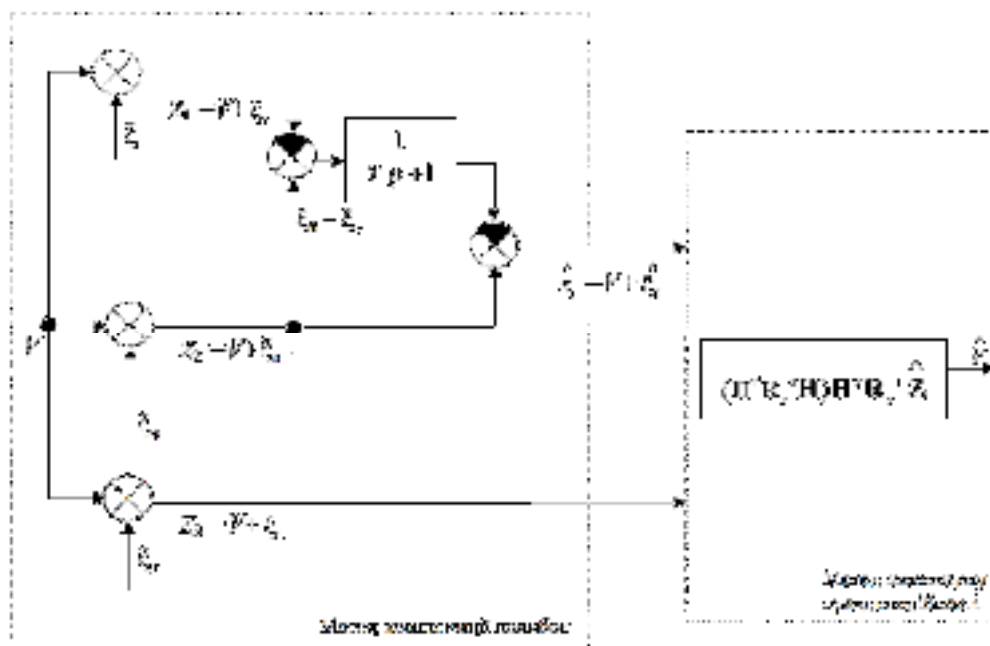


Рис.6.1 Структурна схема, що реалізує метод компенсації сумісно з методом максимуму правдоподібності

Давайте систематизуємо розгляд даної структурної схеми у два етапи. На першому етапі оцінимо метод компенсації, а на другому - метод максимізації правдоподібності. При розгляді методу компенсації ми припускаємо, що вимірювальні прилади для швидкості мають стаціонарні помилки  $\xi_c$ ,  $\xi_\delta$ ,  $\xi_\kappa$  для СНС, БІНС, КАСН відповідно й можуть бути описані відповідними функціями:

$$R_c|\tau| = \sigma_c^2 e^{-\alpha_c|\tau|};$$

$$R_\delta|\tau| = \sigma_\delta^2 e^{-\alpha_\delta|\tau|};$$

$$R_\kappa|\tau| = \sigma_\kappa^2 e^{-\alpha_\kappa|\tau|}.$$

Позначимо:  $\frac{1}{T_p s + 1} = F(p)$ , тоді в відповідності зі структурною схемою похибки оцінок швидкостей мають вигляд:

оцінок швидкостей мають вигляд:

$$\hat{\xi}_1 = [1 - F(p)] \xi_b + F(p) \xi_c ;$$

$$\hat{\xi}_2 = \xi_k .$$

Якщо похибки  $\xi_c$ ,  $\xi_b$ ,  $\xi_k$  є стаціонарно та статично незалежні випадкові функції часу зі спектральними щільностями  $S_{\xi_c}(\omega)$ ,  $S_{\xi_b}(\omega)$ ,  $S_{\xi_k}(\omega)$ , то дисперсії похибок оцінок мають вигляд:

$$\sigma_{\hat{\xi}_1}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} [|1 - F(j\omega)|^2 S_{\xi_b}(\omega) + |F(j\omega)|^2 S_{\xi_c}(\omega)] d\omega ;$$

(6.1)

$$\sigma_{\hat{\xi}_2}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} [S_{\xi_k}(\omega)] d\omega .$$

(6.2)

За теоремою Вінера-Хінчина спектральна щільність похибок СНС має вигляд:

$$S_{\xi_c}(\omega) = \int_{-\infty}^{+\infty} R_c(\tau) e^{-j\omega|\tau|} d\tau = \int_{-\infty}^{+\infty} \sigma_c^2 e^{-a_c|\tau|} e^{-j\omega\tau} d\tau = \frac{2\sigma_c^2 a_c}{a_c^2 + \omega^2} .$$

(6.3)

Аналогічно для спектральних щільностей похибок БІНС і КАСН:

$$S_{\xi_b}(\omega) = \frac{2\sigma_b^2 a_b}{a_b^2 + \omega^2} ,$$

$$S_{\xi_k}(\omega) = \frac{2\sigma_k^2 a_k}{a_k^2 + \omega^2} .$$

Маємо значення дисперсій оцінок після першого етапу опрацювання:

$$\sigma_{\hat{\xi}_1}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \left[ \left| 1 - \frac{1}{1+j\omega T} \right|^2 \frac{2\sigma_b^2 a_b}{a_b^2 + \omega^2} + \left| \frac{1}{1+j\omega T} \right|^2 \frac{2\sigma_c^2 a_c}{a_c^2 + \omega^2} \right] d\omega = \frac{\sigma_c^2}{a_c T} + \frac{\sigma_b^2 a_b T}{a_b T + 1} ;$$

(6.4)

$$\sigma_{\hat{\xi}_2}^2 = \sigma_k^2 .$$

Отримаємо постійну часу фільтру, для цього отримаємо наступний вираз:

$$T = \frac{1}{a_n(m-1)} ,$$

де параметр  $m$  визначається з виразу  $m^2 = \frac{\sigma_b^2 a_c}{\sigma_c^2 a_b}$ .

Таким чином, після опрацювання інформації на першому етапі по методу компенсації похибок отримаємо первинні оцінки  $\hat{\mathbf{z}}_1 = \mathbf{V} + \hat{\xi}_1$ , (контур «СНС–БІНС») та  $\hat{\mathbf{z}}_2 = \mathbf{V} + \hat{\xi}_2$ , що відповідає контуру КАСН. Звідси слідує, що вимірювання має вигляд  $\hat{\mathbf{z}} = |\hat{\mathbf{z}}_1 \quad \hat{\mathbf{z}}_2|^T$ .

Первинні оцінки  $\hat{z}_1, \hat{z}_2$ , надходять на блок вторинного опрацювання інформації по методу максимуму правдоподібності. Алгоритм отримання оцінки по даному методу має наступний вигляд:

$$\hat{V} = (\mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{Z}. \quad (6.5)$$

При цьому вектор вимірювання визначається таким чином:

$$\hat{\mathbf{z}} = |\hat{z}_1 \quad \hat{z}_2|^T = \mathbf{H} V + \mathbf{V}_z,$$

де матриця спостереження  $\mathbf{H} = |1 \quad 1|^T$ , а вектор похибок  $\mathbf{V}_z = |\hat{\xi}_1 \quad \hat{\xi}_2|^T$ .

Кореляційна матриця похибок оцінок, отриманих на першому етапі опрацювання,

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_z &= M(\mathbf{V}_z \mathbf{V}_z^T) = M \begin{bmatrix} \hat{\xi}_1^2 & \hat{\xi}_1 \hat{\xi}_2 \\ \hat{\xi}_2 \hat{\xi}_1 & \hat{\xi}_2^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M(\hat{\xi}_1^2) & M(\hat{\xi}_1 \hat{\xi}_2) \\ M(\hat{\xi}_2 \hat{\xi}_1) & M(\hat{\xi}_2^2) \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} R_1(0) & R_{12}(0) \\ R_{21}(0) & R_2(0) \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

При умові, що  $\hat{\xi}_1$  та  $\hat{\xi}_2$  не корельовані, вираз для кореляційної матриці набуває вигляду:

$$\mathbf{R}_z = \begin{bmatrix} \sigma_{\hat{\xi}_1}^2 & 0 \\ 0 & \sigma_{\hat{\xi}_2}^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\sigma_c^2}{a_c T} + \frac{\sigma_b^2 a_b T}{a_b T + 1} & 0 \\ 0 & \sigma_k^2 \end{bmatrix}.$$

Підставивши в останній вираз значення  $T$ , отримаємо:

$$\mathbf{R}_z = \begin{bmatrix} \frac{k \sigma_c^2 m(m-1) + \sigma_b^2}{m} & 0 \\ 0 & \sigma_k^2 \end{bmatrix},$$

де  $k = \frac{a_b}{a_c}$ .

Отже, оцінка вимірюваного параметра визначається лише за статичними характеристиками вимірюваних параметрів. Ця оцінка складається з суми двох частин, кожна з яких отримується після вирішення матричного рівняння і представляє собою добуток оцінки вимірюваного параметра з першого етапу обробки на ваговий коефіцієнт. Для цього використовується наступна формула:

$$\hat{V} = K_1 \hat{Z}_1 + K_2 \hat{Z}_2.$$

Завдяки наявності похибок, ми можемо розробити метод ідентифікації

параметрів математичної моделі цієї похибки. Цей метод потім можна буде використовувати для самостійної роботи системи навігації в безпосередньому режимі.

## 6.2 Моделювання комплексної схеми компенсації з послідовним опрацюванням по методу максимуму правдоподібності

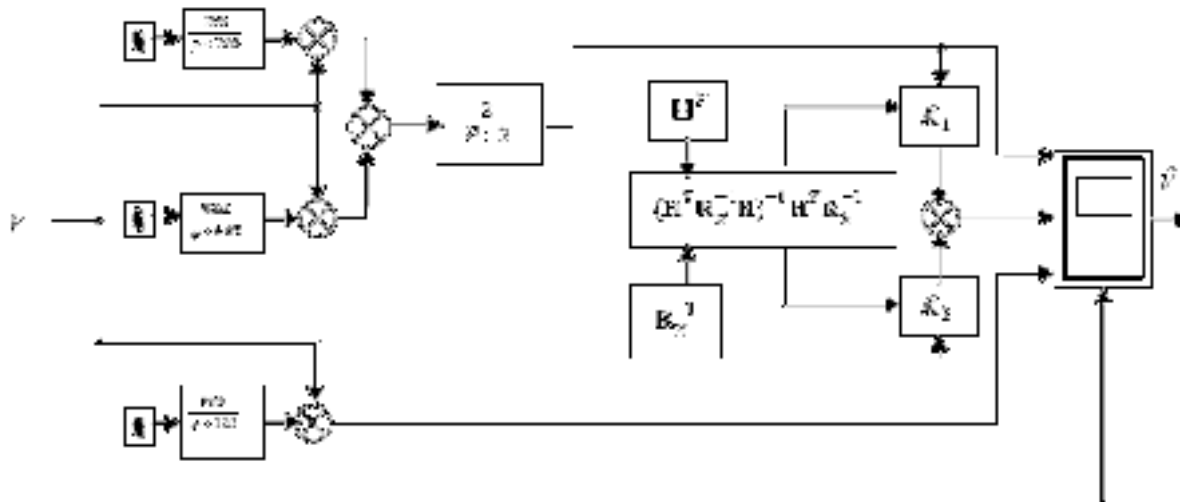


Рис.6.2 Схема моделювання метода компенсації сумісно з методом максимуму правдоподібності.

При моделюванні вважалось, що похибки навігаційних систем  $\xi_c$ ,  $\xi_b$  та  $\xi_k$  описувалися кореляційними функціями з параметрами:

$$R_c(\tau) = 100e^{-200|\tau|}, R_b(\tau) = 100e^{-0,02|\tau|}, R_k(\tau) = 100e^{-100|\tau|}.$$

Для імітації випадкового сигналу з заданою характеристикою  $R|\tau| = \sigma^2 e^{-\alpha|\tau|}$  білий шум  $R(\tau) = \delta(\tau)$ ,  $R(t) = dt$  в відповідності зі схемою пропускається через фільтр. Спектральна щільність потужності білого шуму  $W_0 = 1$ . Якщо комплексний коефіцієнт зусилля фільтру  $H(j\omega)$ , то на виході фільтру з'являється випадковий сигнал зі спектральною щільністю потужності  $W_{\text{вих}} = H(j\omega)$ . Так як потрібна спектральна щільність потужності даного випадкового сигналу  $W_\xi = \frac{2\sigma^2\alpha}{a^2 + \omega^2}$ , то

$$|H(j\omega)|^2 = H(j\omega)H(-j\omega) = \frac{\sqrt{2\alpha\sigma}}{a+j\omega} \frac{\sqrt{2\alpha\sigma}}{a-j\omega}. \text{ Відповідно, } H(j\omega) = \frac{\sqrt{2\alpha\sigma}}{a+j\omega}, \text{ тоді потрібна}$$

передаточна функція фільтру буде мати вигляд  $H(p) = \frac{\sqrt{2\alpha\sigma}}{p+a}$ , а в нашому випадку

$$H_c(p) = \frac{200}{p+200}, H_b(p) = \frac{0,02}{p+0,02}, H_k(p) = \frac{100}{p+100}, \text{ та } T = 2 \text{ с.}$$

Результати моделювання:

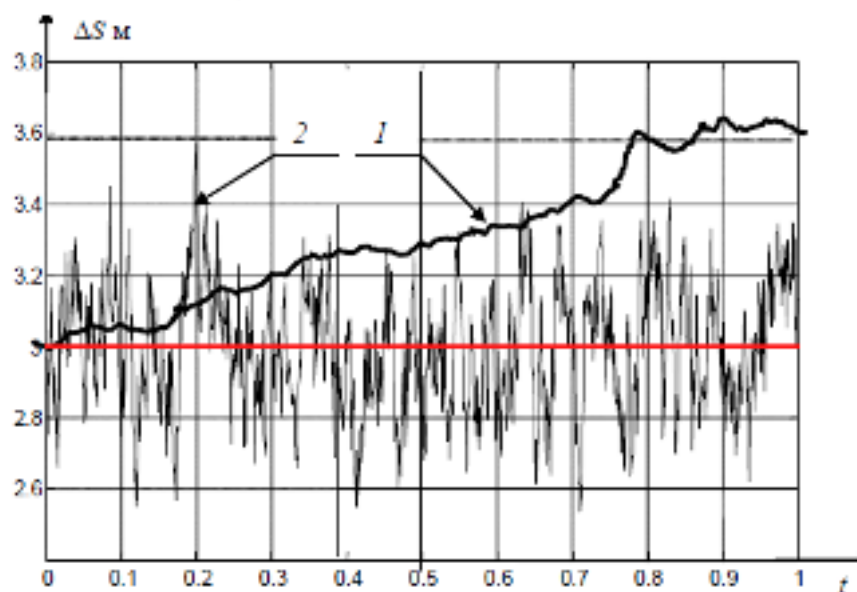


Рис.6.3 Спектр похибок БІНС (низькочастотна наростаюча похибка – лінія 1), та СНС і КАСН (високочастотні похибки 2)

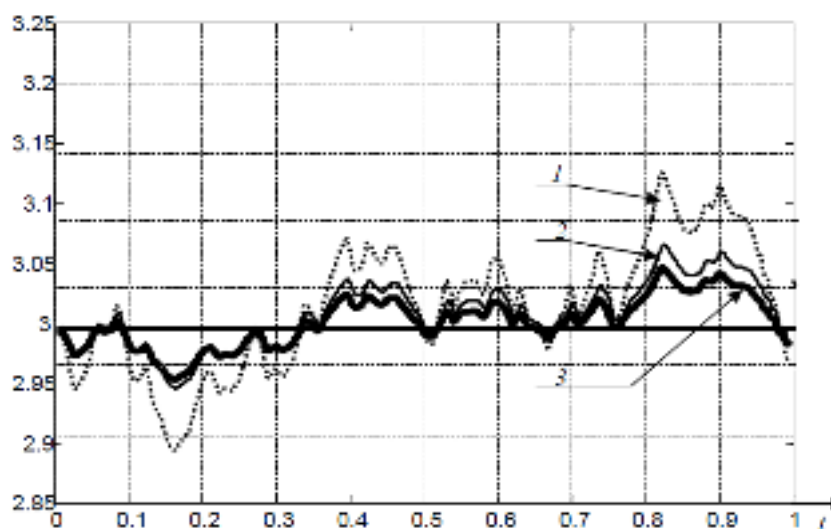


Рис.6.4 Результат моделювання інформацій від трьох датчиків

Результати моделювання на рис. 6.4 вказують на використання сумісного методу компенсації та методу максимуму правдоподібності. На графіку: 1 - показник похибки КАСН; 2 - оцінка, отримана за допомогою методу компенсації похибок СНС та БІНС; 3 - оцінка при сумісному використанні методів компенсації та максимуму правдоподібності.

## РОЗДІЛ 7.

### Охорона навколишнього середовища

Електромагнітне забруднення є однією з актуальних проблем сучасності. Використання електричної енергії та технологій зв'язку приводить до формування електромагнітних полів, які можуть впливати на навколишнє середовище та здоров'я людей. Це питання не лише активно обговорюється на міжнародному рівні, а й є предметом численних досліджень та наукових студій.

Одним із напрямків досліджень є аналіз впливу електромагнітного випромінювання на природне середовище. Вчені досліджують, як це випромінювання може впливати на флору та фауну, екосистеми різних регіонів, включаючи водні та земні екосистеми. Існують припущення про можливий негативний вплив електромагнітного поля на організми, їхню поведінку, розмноження та загальний стан здоров'я.

Такі дослідження є важливими для розуміння потенційних ризиків для природи та розробки заходів для зменшення негативного впливу електромагнітного забруднення. Знання про ці ризики дозволяє вдосконалювати технології, розробляти стандарти безпеки та зменшувати можливі негативні наслідки для навколишнього середовища.

#### **7.1 Електромагнітне випромінювання як джерело забруднення навколишнього середовища**

Електромагнітне випромінювання - це поширення розладів у вигляді електричних та магнітних полів у просторі. Воно представляє собою вид хвиль, де ключовими параметрами є частота та довжина хвилі. Довжина хвилі залежить від швидкості поширення випромінювання, яка у вакуумі дорівнює швидкості світла, але може бути меншою у інших середовищах.

Електромагнітні хвилі є поперечними: вектори напруженості електричного та магнітного поля коливаються перпендикулярно до напрямку поширення хвилі. Це відрізняє їх від, скажімо, звукових хвиль чи хвиль на воді, оскільки електромагнітні хвилі можна передавати через вакуум.

Електромагнітне випромінювання розподіляється за різними діапазонами

частот. Ці діапазони можуть перетинатися, а між ними немає різких переходів. Таке розділення є умовним, бо частота коливань тісно пов'язана з довжиною хвилі у вакуумі через сталу швидкість поширення електромагнітного випромінювання.

Параметри електромагнітних хвиль, такі як тип (плоскі, сферичні), поляризація та інші особливості, залежать від джерела випромінювання та властивостей середовища, через яке вони поширюються. Наприклад, характер і часові залежності електричних та магнітних полів визначають тип хвиль та їх властивості.

Таблиця 2

Вид випромінювання	Довжина хвилі, м	Довжина хвилі, м
світлові хвилі:	103 – 104	$3 \cdot 10^5$ – $3 \cdot 10^{12}$
1) Інфрачервоне випромінювання	$5 \cdot 10^{-4}$ – $8 \cdot 10^{-7}$	$6 \cdot 10^{11}$ – $3,75 \cdot 10^{14}$
2) Видимий світло	$8 \cdot 10^{-7}$ – $4 \cdot 10^{-7}$	$3,75 \cdot 10^{14}$ – $7,5 \cdot 10^{14}$
3) Ультрафіолетове випромінювання	$4 \cdot 10^{-7}$ – $10^{-9}$	$7,5 \cdot 10^{14}$ – $3 \cdot 10^{17}$
Рентгенівське випромінювання	$2 \cdot 10^{-9}$ – $6 \cdot 10^{-12}$	$1,5 \cdot 10^{17}$ – $5 \cdot 10^{19}$
Гамма-випромінювання	$< 6 \cdot 10^{-12}$	$> 5 \cdot 10^{19}$

Електромагнітні хвилі різних частот взаємодіють з різними матеріалами та середовищами по-різному. Для пояснення взаємодії радіохвиль із матеріалами можна використовувати електродинаміку, а отже, поглинання радіохвиль пояснюється як результат впливу електричних і магнітних полів на речовину. Проте, у випадку хвиль оптичного та рентгенівського діапазону, їх поведінка потребує розгляду з квантової точки зору.

Радіохвилі, які мають великі довжини хвиль, можуть розглядатися як поширення без значного врахування атомної структури середовища. Проте, на коротших довжинах хвиль, коли ми переходимо від радіодіапазону до інфрачервоного спектру, атомна удова стає суттєвою. Тим не менш, у радіодіапазоні квантові властивості випромінювання майже не впливають на процеси.

Радіохвилі виникають унаслідок змінного струму, що протікає через провідники певної частоти. Натомість, електромагнітні хвилі, які поширюються у просторі, збуджують відповідний змінний струм у провіднику. Ця властивість є основою для конструювання антен у радіотехніці.

## **7.2 Функціональні передавачі джерела електромагнітного випромінювання**

Радіолокаційні системи мають відмінності від інших джерел електромагнітного випромінювання через широкий діапазон частот, що варіюється від 500 МГц до 15 ГГц, і навіть може досягати 100 ГГц. Вони відрізняються від інших систем у тому, що рух антени в просторі забезпечує постійне оглядання простору. Їхня активність визначається періодичністю роботи, і тривалість використання може коливатися від декількох годин до декількох діб залежно від функціонального призначення.

Наприклад, у метеорологічних радарх емісія може бути активною протягом 30 хвилин з наступною паузою, не перевищуючи загалом 12 годин. У той час як радіолокаційні станції аеропортів працюють цілодобово. Ширина діаграми напрямку в горизонтальній площині складає лише кілька градусів, а час емісії за період огляду декілька десятків мілісекунд.



Метеорологічні радари можуть генерувати значну енергію емісії, приблизно  $100 \text{ Вт/м}^2$  на відстані 1 км, тоді як радіолокаційні станції аеропортів мають значення приблизно  $0,5 \text{ Вт/м}^2$  на відстані 60 метрів.

Підвищення потужності радіолокаційних станцій та використання антен кругового огляду призводить до збільшення інтенсивності електромагнітного поля у СВЧ-діапазоні та формування зон високої енергії. Найбільші концентрації цього випромінювання спостерігаються у житлових районах, де розташовані аеропорти, наприклад, у містах Київ, Львів та інших.

Система мобільного зв'язку складається з базових станцій (БС) та мобільних радіотелефонів (МРТ), які співпрацюють на широкому діапазоні високочастотного радіо. Базові станції генерують електромагнітне випромінювання для забезпечення зв'язку з мобільними телефонами. Ця система використовує різні методи доступу та ефективно розподіляє доступні радіочастоти для обслуговування великої кількості абонентів.

Робота мобільного зв'язку базується на розділенні території на "соти" або покриті зони, кожна з яких відповідає конкретній базовій станції. Радіус покриття може варіюватися від 0,5 до 10 кілометрів. Базові станції підтримують зв'язок з мобільними телефонами в межах їхньої покритої зони, працюючи у режимі передачі та прийому сигналу.

Потужність випромінювання базових станцій та їх навантаження змінюються відповідно до кількості користувачів у зоні обслуговування та їхнього бажання користуватися зв'язком. Це залежить від часу, місцезнаходження, дня тижня та інших факторів. Зазвичай навантаження на базові станції є найменшим вночі.

Мобільний радіотелефон (МРТ) - це компактний приймач-передавач, який функціонує у діапазоні від 453 до 1785 МГц. Його потужність випромінювання регулюється в залежності від сигналу базової станції. Зазвичай максимальна потужність не перевищує  $0,125\text{--}1 \text{ Вт}$ , але на практиці частіше скорочується до  $0,05\text{--}0,2 \text{ Вт}$ .

Вплив електромагнітного випромінювання від мобільних телефонів на організм людини залишається предметом уважного наукового аналізу та

обговорень. Результати досліджень надзвичайно різноманітні: вони неоднозначні та часто суперечать один одному. Головне завдання полягає у розумінні того, як організм реагує на це випромінювання, але точні механізми цієї взаємодії ще залишаються недостатньо розкритими.

Сучасні вчені продовжують глибше вивчати це питання, застосовуючи різноманітні методи та підходи. Деякі відкриття свідчать про можливий вплив електромагнітного випромінювання на певні аспекти організму, тоді як інші дослідження свідчать про невеликий чи відсутній вплив на здоров'я.

Головною метою наразі залишається подальше наукове дослідження цієї проблеми для повного розуміння потенційних ризиків та розробки науково обґрунтованих стратегій для забезпечення безпеки використання мобільних пристроїв.

Системи супутникового зв'язку складаються з двох основних компонентів: земної приймально-передавальної станції та супутника, який обертається навколо Землі. Антени цих станцій мають діаграму напрямку з чітко вираженим основним променем, що вказує на концентрацію основної енергії. В центрі цього променя може бути дуже велика густина потоку енергії, до кількох сотень Вт/м<sup>2</sup> біля антени. Це також призводить до значних рівнів електромагнітного поля на великих відстанях від антени.

Наприклад, станція із потужністю 225 кВт на частоті 2,38 ГГц може створювати ППЕ приблизно 2,8 Вт/м<sup>2</sup> на відстані 100 км. Проте розсіяння енергії від основного променя обмежене і переважно відбувається в області непосредної близькості до антени. Це важливо враховувати під час планування та розташування супутникових мереж для забезпечення безпеки та мінімізації можливих впливів на навколишнє середовище.

Системи супутникового зв'язку складаються зі земної приймально-передавальної станції та супутника, що обертається навколо Землі. Антени цих станцій мають діаграму напрямку з вираженим головним лепестком, який свідчить про напрямленість основного променя. Плотність потоку енергії (ППЕ) в цьому головному лепестку може бути надзвичайно високою, сягаючи значень у кілька

сотень Вт/м<sup>2</sup> неподалік від антени. Це також може викликати значні рівні електромагнітного поля на значній відстані від антени.

Наприклад, станція з потужністю 225 кВт на частоті 2,38 ГГц може генерувати ППЕ приблизно 2,8 Вт/м<sup>2</sup> на відстані 100 км. Проте розсіяння енергії від головного променя обмежене і переважно відбувається поблизу самої антени. Це слід враховувати при плануванні та розташуванні супутникових станцій для забезпечення безпеки та зниження можливих впливів на довкілля.

### **7.3 Вплив електромагнітного поля на мікроорганізми**

Багато досліджень показують, що різноманітні мікроорганізми дуже чутливі до навіть слабких електромагнітних полів. Однак інформація про конкретні ефекти, спричинені цими полями, є обмеженою і неоднозначною. Дані досліджень вказують на те, що електромагнітні поля можуть призводити до зниження рухливості, виживаності та збільшення смертності мікроорганізмів.

Наприклад, дослідження В.І. Рибнікової з 1982 року, що стосувалося впливу СВЧ-електромагнітних хвиль із питомою інтенсивністю 20-40 мВт/см<sup>2</sup> на мікроорганізми (наприклад, сальмонели і стафілококи), показало, що опромінені організми демонструють зміни в морфологічних ознаках, які можуть передаватися спадково, а також в біохімічних властивостях. Це вказує на те, що мікрохвилі можуть впливати подібно до мутагенного фактору, здатного змінювати генетичні та біологічні характеристики мікроорганізмів.

Висновки цих досліджень показують, що електромагнітні поля можуть викликати значні зміни в мікроорганізмах, які можуть бути спадково переданими та впливати на їх життєві процеси. Однак, необхідно провести додаткові дослідження для повного розуміння цих ефектів та їх можливих впливів на оточуюче середовище.

### **7.4 Вплив електромагнітного поля на рослини**

Електромагнітні поля мають значний вплив на рослини, можуть змінювати їхні різні аспекти, від морфології до фізіології. Ці впливи проявляються у вигляді змін у структурі, рості, розвитку та розмноженні рослин. Щодо генетичних змін,

вплив електромагнітних полів на них вимагає подальших досліджень для повного розуміння.

Рослини, що перебувають поруч з лініями електропередач, часто проявляють аномалії у своєму розвитку, такі як зміни у формі та розмірі квітів, листя і стебел. Наприклад, електричні поля біля повітряних ліній можуть впливати на рослини, зменшуючи їхню масу або активність ґрунтових мікроорганізмів.

У деяких випадках спостерігається стимуляція росту рослин під впливом електромагнітного поля. Проте вплив радіочастотних джерел на екосистеми та їх складові ще потребує подальшої оцінки щодо їхньої екологічної стійкості. Дослідження показали, що зміни в електромагнітному середовищі можуть впливати на здоров'я лісових масивів та їхню фотосинтетичну активність.

Дендроекологічний аналіз показав, що електромагнітне випромінювання може призводити до зменшення приросту дерев. Такі спостереження важливі для оцінки впливу радіочастотного випромінювання на екологічну стійкість екосистем та біорізноманіття.

### **7.5 Вплив електромагнітного поля на комах**

Електромагнітні поля мають значний вплив на життя комах, призводячи до змін у різних аспектах їхньої життєдіяльності. Цей вплив може варіювати від змін у поведінці та фізіологічних процесах до можливих генетичних змін, але останній аспект потребує подальших досліджень.

Різні види комах реагують на електромагнітні поля різним чином. Наприклад, бджоли, які перебувають поблизу ліній електропередач, можуть виявляти агресивність, стрес, зменшену продуктивність та працездатність, а також втрату маток. У летючих комах, таких як жуки, комарі та метелики, спостерігають зміни у їхній поведінці, у тому числі зміну напрямку руху в бік з меншим електромагнітним полем.

Деякі види комах, такі як стрижні, метелики, шмелі, уникають наближення до низько розташованих проводів ліній електропередач, можуть тимчасово втрачати орієнтацію у просторі, що іноді призводить до падінь. Навіть ріст та розвиток

гусіней можуть змінюватися під впливом електромагнітного поля від ліній електропередач з високою напругою.

Деякі види комах, як жуки-самці, шпанські мухи, можуть збільшувати свою кількість поблизу повітряних ліній електропередач, що може бути пов'язане зі зменшенням кількості природних ворогів та наявністю більшого джерела їжі. Зміни у ухливості, зменшення мотивації та збільшена смертність бджіл у вулику також можуть виникати під впливом електромагнітного поля.

Ці спостереження підкреслюють важливість вивчення впливу електромагнітного поля на комах, оскільки це може мати значний вплив на їхні життєві процеси та екосистеми, в яких вони живуть.

### **7.6 Вплив електромагнітного поля на людину**

Електромагнітні поля можуть мати серйозний вплив на людину, особливо при тривалому і інтенсивному контакті з ними. Негативний вплив може бути наслідком кількох факторів, таких як високий рівень поля та тривалість опромінення. Ці електромагнітні поля в довгостроковій перспективі можуть призводити до дегенеративних процесів у центральній нервовій системі, виникнення ракових захворювань (наприклад, лейкозу та пухлин головного мозку) та порушень у гормональній системі. Особливо вразливі до цього впливу можуть бути діти, вагітні жінки та люди із захворюваннями нервової, серцево-судинної та гормональної систем, а також ті, у кого ослаблений імунітет.

Дослідження, проведені з 60-х років минулого століття, підтверджують можливі негативні наслідки електромагнітних полів на здоров'я працівників, що перебувають у виробництвах з їхнім присутністю. Клінічні дослідження підтвердили можливість розвитку "радіохвильової хвороби", яка може мати три синдроми залежно від ступеня важкості: астенічний, астеновегетативний та гіпоталамічний.

Найпершими клінічними проявами впливу електромагнітних полів на людину є порушення функцій нервової системи, що може виявитися у вегетативних дисфункціях, втомі та роздратованості. Люди, які довгий час перебувають під впливом електромагнітного випромінювання, можуть скаржитися на швидку

втомлюваність, погіршення пам'яті та зміни у сні, які часто супроводжуються порушеннями вегетативних функцій. Порушення серцево-судинної системи можуть проявлятися у лабільності пульсу та артеріального тиску, болях у серцевій області та інших симптомах. Лабільність показників периферичної крові та зміни в кістковому мозку також можуть бути наслідком тривалого впливу.

Люди, які перебувають у зоні електромагнітних полів, а також працівники, що мають з ними справу, можуть скаржитися на роздратованість та непередбачуваність. З часом може з'явитися внутрішня напруженість та підвищена збудливість, а також порушення уваги та пам'яті. Довготривалий вплив електромагнітного випромінювання може впливати на психічний стан через його вплив на кору головного мозку та гіпоталамус.

### **ВИСНОВКИ З РОЗДІЛУ**

Електромагнітні поля, особливо високого рівня і при тривалому впливі, можуть мати серйозний негативний вплив на організм людини. Це може призвести до дегенеративних процесів у центральній нервовій системі, ризику виникнення ракових захворювань, таких як лейкоз чи пухлини головного мозку, а також порушень у роботі гормональної системи. Особливо вразливі до цього впливу групи населення - це діти, вагітні жінки та люди із захворюваннями нервової, серцево-судинної та гормональної систем, а також ті, у кого ослаблений імунітет.

Дослідження, які тривають вже з 60-х років минулого століття, свідчать про можливі негативні наслідки, що виникають внаслідок впливу електромагнітних полів на здоров'я працівників, які працюють у виробництвах з їхнім використанням. Клінічні дослідження підтвердили можливість виникнення "радіохвильової хвороби", яка може мати три синдроми в залежності від ступеня важкості: астеничний, астеновегетативний та гіпоталамічний.

Спочатку електромагнітні поля впливають на функції нервової системи, що може проявлятися у вегетативних розладах, втомі та роздратованості. Люди, які тривалий час перебувають під впливом електромагнітного випромінювання, можуть скаржитися на швидку втомлюваність, погіршення пам'яті та зміни у сні, які часто супроводжуються порушеннями вегетативних функцій. Порушення серцево-

судинної системи можуть виявлятися у лабільності пульсу та артеріального тиску, болях у серцевій області та інших симптомах. Лабільність показників периферичної крові та зміни в кістковому мозку також можуть бути наслідком тривалого впливу.

Люди, які перебувають у зоні електромагнітних полів, а також працівники, які мають з ними справу, можуть скаржитися на роздратованість та непередбачуваність. З часом можуть виникнути внутрішня напруженість та підвищена збудливість, а також порушення уваги та пам'яті. Довготривалий вплив електромагнітного випромінювання може впливати на психічний стан через його вплив на кору головного мозку та гіпоталамус.

## **РОЗДІЛ 8.**

### **ОХОРОНА ПРАЦІ**

У сучасному світі безпека та охорона праці виробничих процесів є критичними для успішного функціонування будь-якого підприємства. Забезпечення безпеки праці та здоров'я працівників на виробничих підприємствах є обов'язковим за законодавством та міжнародними стандартами.

У цьому контексті, дослідження, присвячене "Завадостійкій системі навігації", спрямоване на аналіз умов праці для фахівця, що безпосередньо займається розробкою та впровадженням цієї теми. Ця посадова особа відіграє ключову роль у забезпеченні ефективності та безпеки навігаційних систем.

Отже, цей розділ охорони праці спрямований на аналіз умов праці суднового радиста та розробку заходів для покращення безпеки та підвищення ефективності його роботи в обраному середовищі. Дослідження та розробка завадостійкої системи навігації є важливим внеском у забезпечення безпеки мореплавства та подальший розвиток морського транспорту.

У цьому контексті, дослідження "Завадостійка система навігації" фокусується на дослідженні умов праці для спеціаліста, відповідального за розробку та впровадження такої системи. Ця посадова особа відіграє ключову роль у забезпеченні ефективності та безпеки навігаційних систем.

Цей розділ охорони праці має на меті провести аналіз умов праці для суднового радиста та розробити заходи для покращення безпеки та підвищення ефективності його роботи в даному середовищі. Дослідження та розробка завадостійкої системи навігації вносять важливий внесок у забезпечення безпеки мореплавства та сприяють подальшому розвитку морського транспорту, дозволяючи ефективніше протистояти можливим перешкодам та забезпечувати безпеку плавання.

#### **8.1 Опис приміщення**

Обрано приміщення для комп'ютерної лабораторії з такими параметрами: ширина – 4 м, довжина – 6.25 м, площа – 25 м<sup>2</sup>, а висота стелі складає 3,2 м. Ця будівля та приміщення відповідають вимогам.



У цьому приміщенні розташовані чотири робочі місця для розробників. Об'єм для одного працівника складає 19,5 м<sup>3</sup>, а площа приміщень розрахована на 6 м<sup>2</sup> з урахуванням максимальної кількості працівників на одну зміну. План комп'ютерної лабораторії можна побачити на рис 8.1.

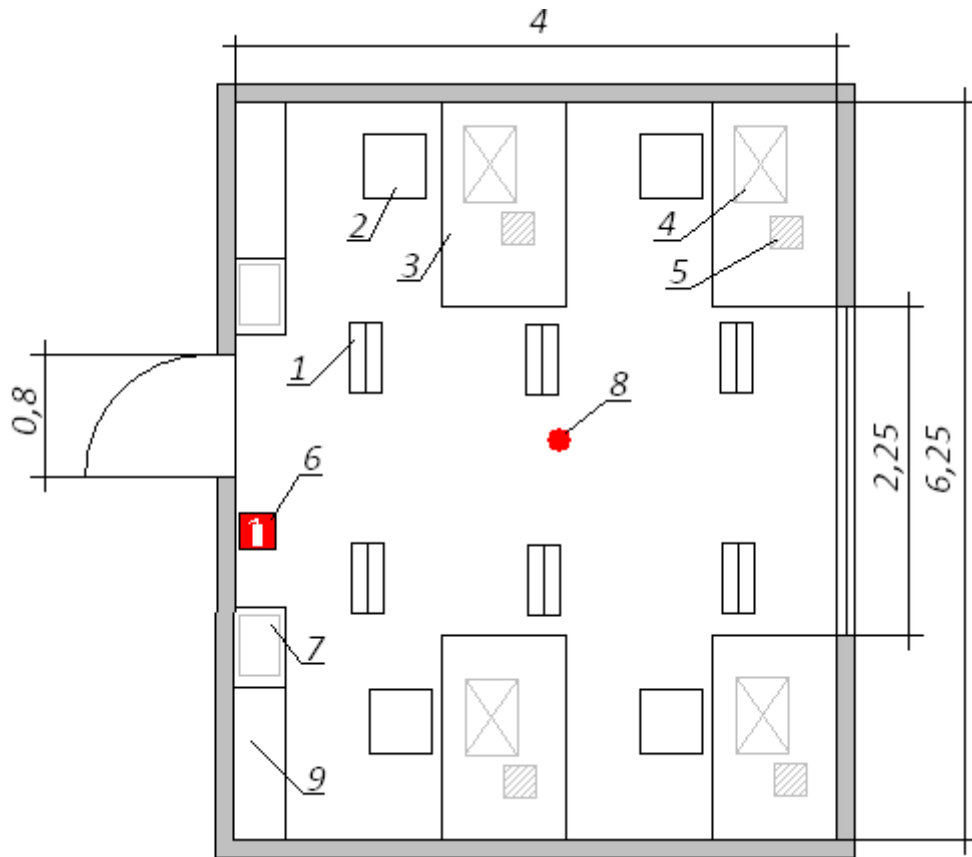


Рисунок 8.1 – План комп'ютерній лабораторії: 1 – світильник; 2 – стілець; 3 – стіл; 4 – персональний комп'ютер (ПК); 5 – телефон – факс; 6 – вогнегасник; 7 – багатофункціональний пристрій (БФП); 8 – протипожежні датчики; 9 – шафа

Основний виробничий процес включає розробку алгоритмів, систем, технічної документації та програмного забезпечення, що потребують використання комп'ютерів.

В комп'ютерній лабораторії чотири робочі місця обладнані ПК з рідкокристалічними дисплеями, які підключені до локальної мережі. На кожному столі присутній телефон-факс. Додатково в приміщенні розміщені два безперебійних джерела живлення для забезпечення неперервності роботи обладнання.

Освітлення забезпечується шістьма світильниками, призначеними для установки по дві люмінесцентні лампи типу ЛБ-40-1 у кожному. Однак вікна цього приміщення потребують оновлення, а також відсутня спеціалізована вентиляція та звукоізоляція.

Все обладнання у комп'ютерній лабораторії підключене до мережі з живленням напругою 220 В, що забезпечує їхню роботу та функціональність.

## **8.2 Напруженість праці користувача ПЕОМ**

Робота розробника зумовлює значне зорове навантаження, тому належне освітлення вкрай важливе. У приміщенні достатньо природного світла, але штучного освітлення недостатньо. Розробник працює з комп'ютерами та офісним обладнанням, що становить потенційну небезпеку ураження електричним струмом. Його робота пов'язана з постійним перебуванням у приміщенні, тому важливо створити комфортний мікроклімат.

Згідно з нормативними документами, ідентифіковано наступні шкідливі виробничі чинники, що впливають на працівника комп'ютерної лабораторії:

1. Недостатнє штучне освітлення.
2. Мікроклімат у робочій зоні: температура, вологість, обмін повітря.
3. Підвищений рівень шуму на робочому місці.

Подальший аналіз цих чинників включатиме якісний та кількісний аналіз, а також розробку заходів з охорони праці для поліпшення умов праці розробника в цій лабораторії.

## **8.3 Рівень штучного освітлення**

Головним документом, що визначає правила освітлення, є [10]. У комп'ютерній лабораторії є шість світильників з двома люмінесцентними лампами ЛБ40-1 в кожному. Вони живляться з електричної мережі напругою 220 В. Проте фактична освітленість цього приміщення лише  $E=210-220$  Лк. Розробник виконує роботу високої точності, що потребує нормативного рівня освітлення  $E=300-500$  Лк. Тож необхідно вжити заходів для підвищення освітленості.

Робоче місце розробника має забезпечувати комфортне виконання роботи без напруги для зору. Розрахунок освітленості полягає у виборі системи освітлення, визначенні кількості світильників, їх типу та розташуванні.

Для робіт з такою категорією зорової активності прийняте значення освітленості робочої поверхні  $E=400$  лк. Для покращення освітлення в комп'ютерній лабораторії планується використання світлодіодних ламп LITWELL LED-T8S-120, які мають світловий потік  $\Phi_l=1500$ лм. Розрахунок для покращеного рівня штучного освітлення буде описаний в пункті 4.3.4.

Щодо мікроклімату робочої зони, відповідно до [12], робота розробника відноситься до легкої фізичної роботи категорії Ia. Нормативи мікроклімату визначені у [14]. Комп'ютери та офісна техніка виділяють значну кількість тепла, що може підвищити температуру та знизити вологість в приміщенні. Тому потрібно дотримуватися встановлених параметрів мікроклімату для забезпечення комфортних умов праці (див. табл. 9.1). Значення оптимальних та допустимих параметрів мікроклімату згідно з [14] для приміщень та фактичні значення параметрів наведені в таблиці 8.1.

Період року	Параметр мікроклімату	Значення		
		Оптимальне	Допустиме	Фактичне
Холодний	Температура повітря в приміщенні	21,0-23,4°C	23,5-25,4°C	16,1-18,0°C
	Відносна вологість	40-60%	75%	35%
	Швидкість руху повітря	0,1м/с	до 0,1м/с	0,1м/с
Теплий	Температура повітря в приміщенні	21,0-23,4°C	23,5-25,4°C	26,7-27,4°C
	Відносна вологість	40-60%	55%	55%
	Швидкість руху повітря	0,1 м/с	0,2-0,1м/с	0,1м/с

Таблиці 8.1

Для забезпечення комфортних умов праці використовуються різноманітні методи: організаційні (планування роботи з урахуванням часу та сезону, регулярні перерви тощо) та технічні (вентиляція, кондиціонування, опалення).

В холодний період фактична вологість повітря в приміщенні становить 35%, що виходить за межі допустимих значень. Тому для забезпечення комфорту в цей час року необхідно використовувати зволожувачі повітря, а також додаткове опалення для підвищення температури.

У теплий період потрібно встановити кондиціонер для зниження температури і створення приємних умов в при У холодний період, коли фактична вологість повітря досягає 35%, що перевищує норму, для створення комфортних умов праці необхідно використовувати зволожувачі повітря. Паралельно потрібно збільшити температуру приміщення за допомогою додаткового опалення для забезпечення комфортного тепла.

У теплий період для зниження температури та створення оптимальних умов в приміщенні важливо встановити кондиціонер, який регулюватиме тепло та вологість повітря, створюючи приємну атмосферу для праці.

Крім цього, організаційні заходи, такі як регулярні перерви під час роботи з урахуванням часу та сезонних особливостей, також сприяють створенню комфортних умов праці у будь-який період року.міщенні.

#### **8.4 Рівень шуму на робочому місці**

У комп'ютерній лабораторії підвищений рівень шуму походить від чотирьох ПК, двох багатофункціональних пристроїв та гудіння пускового реле світильників. Фактичний рівень шуму становить 88-92 дБ, що суттєво перевищує допустимий рівень звуку, встановлений на  $\leq 50$  дБ згідно з [15].

Шум негативно впливає на працювання людини, викликаючи різні неприємні наслідки: дратівливість, головні болі, зниження пам'яті, стомленість, втому та інші проблеми, які можуть призвести до стресу. Вплив шуму також може порушувати функціонування організму, знижувати концентрацію уваги, погіршувати фізіологічні процеси та спричиняти напруження.

Для зниження рівня шуму потрібно впровадити додаткову звукоізоляцію. У конструкціях перекриттів для зменшення передачі структурного звуку застосовують звукоізолюючі матеріали, такі як мати та плити зі скла та мінерального волокна, м'які плити з деревних стружок, картон, гума, утеплений лінолеум. Також ефективним заходом може бути заміна вікон на звукоізолюючі варіанти.

Додаткова звукоізоляція може бути впроваджена не лише в конструкціях перекриттів, але й у внутрішніх приміщеннях. Для цього використовуються спеціальні матеріали, які зменшують розповсюдження звуків: звукоізоляційні плити, пористі матеріали, акустичні панелі та підвісні стелі. Крім цього, можуть бути застосовані спеціальні шумопоглинаючі матеріали для підлоги та стін, які зменшують відбиття звуку в приміщенні.

Заміна вікон на звукоізолюючі варіанти також є важливим етапом у зниженні проникнення шуму в приміщення. Сучасні вікна з подвійним склопакетом, спеціальними ущільнювачами та акустичними вставками можуть ефективно блокувати звукові хвилі, що проникають ззовні.

Розташування обладнання у відповідних звукоізолюваних кабінетах або використання шумопоглинаючих конструкцій для обтискання обладнання також може значно зменшити шумове навантаження на працівників.

### **8.5 Пожежна безпека**

У приміщенні знаходяться тверді горючі та важкозаймисті речовини, тому це приміщення відноситься до категорії В згідно з вимогами. Це обумовлено необхідністю того, щоб простір, де знаходяться комп'ютери, мав високий рівень вогнестійкості не нижче другого ступеня.

У разі пожежі в офісних приміщеннях рекомендується використовувати порошкові вогнегасники, оскільки вони є універсальними для більшості типів пожеж. Усі заземлені конструкції в приміщеннях з робочими місцями мають бути надійно захищені діелектричними щитками або сітками для запобігання потрапляння працівників під напругу.

Потенційними причинами загорання в будівлі можуть бути перевантаження обладнання, великі перехідні опори, зіпсоване електрообладнання, коротке замикання та порушення протипожежного режиму.

Для запобігання пожежі або швидкого її припинення приміщення має бути оснащено системою автоматичної пожежної сигналізації, а також мати необхідну кількість вогнегасників ВП-5 з відповідним зарядом вогнегасної речовини відповідно до законодавства.

Шляхи евакуації у будівлі мають відповідати встановленим нормативам [24]: коридори поверхів повинні бути розділені протипожежними перегородками, а шляхи евакуації мають мати встановлену висоту та ширину згідно вимог. На кожному поверсі та в кожному кабінеті має бути розміщена план-схема евакуації у разі пожежі.

#### **9.6 Розрахунок для покращення рівня штучного освітлення**

Для покращення освітлення в комп'ютерній лабораторії заплановано використання світлодіодних ламп LITWELL LED-T8S-120, які мають світловий потік  $\Phi_{\text{л}}=1500\text{лм}$ .

Враховуючи вибраний розряд зорових робіт, прийнято допустиме значення освітленості робочої поверхні на рівні  $E = 400 \text{ лк}$ .

Для проведення розрахунків освітлення застосовується метод світлового потоку. Для визначення необхідної кількості світильників розраховується світловий потік, що падає на поверхню, використовуючи формулу 8.1:

$$F = \frac{EkSZ}{\eta} \tag{8.1}$$

де  $F$  - світловий потік,  $\text{Лм}$ ;

$E$  - нормована оптимальна освітленість,  $\text{Лк}$ ,  $E=400 \text{ Лк}$ ;

$S$  - площа освітлюваного приміщення (у нашому випадку  $S = 25 \text{ м}^2$ );

Коефіцієнт  $Z$  відображає рівномірність розподілу освітлення в приміщенні при найвигіднішому розміщенні світильників, коли світловий потік оптимально використовується для освітлення робочої зони ( $Z = 1.1$ ).

Коефіцієнт  $k$  враховує зниження світлового потоку лампи через її забруднення під час експлуатації. Для нашого випадку значення  $k = 1.2$ , яке визначається з таблиці коефіцієнтів запасу для різних приміщень.

Коефіцієнт  $\eta$  вказує на частку світлового потоку лампи, яка досягає освітлюваної поверхні, враховуючи відбиття світла від стін, стелі та робочої поверхні.

Для визначення коефіцієнта  $\eta$ , потрібно розрахувати індекс приміщення  $i$  за формулою 8.2:

$$i = \frac{S}{h \cdot (A+B)} \quad 8.2$$

де  $S$  - площа приміщення,  $S = 25 \text{ м}^2$ ;

$h$  - висота підвісу світильників над робочою поверхнею,  $\text{м}$ ;  $A$  - ширина приміщення,  $A = 4 \text{ м}$ ;

$B$  - довжина приміщення,  $B = 6,25 \text{ м}$ .

Висота підвісу знаходить за формулою 8.3:

$$h = H - h_{cs} - h_p \quad 8.3$$

де  $H$  – геометрична висота КЛ,  $H = 3 \text{ м}$ ;

$$3,2 - 0,3 - 0,9 = 2 \text{ м}$$

$$i = \frac{25}{2,9(4 + 6,25)} = 0,84$$

Згідно із показниками приміщення та коефіцієнтами світлового потоку від підлоги (10% або 0.1), від стін (30% або 0.3) та від стелі (50% або 0.5), для світлодіодної лампи LITWELL LED-T8S-120 ми визначили значення коефіцієнта використання світлового потоку  $\eta = 0,51$ .

Тепер, підставивши всі ці значення у формулу 8.1 для розрахунку світлового потоку, можна визначити його об'єм або величину.

$$F = \frac{400 \cdot 1.2 \cdot 25 \cdot 1.1}{0.51} = 25882 \text{ Лм}$$

Розрахуємо необхідну кількість ламп по формулі 9.4:

$$N = \frac{F}{F_l} \quad (8.4)$$

де  $N$  - визначається число ламп;

$F$  - світловий потік,  $F = 25882$  Лм;

$$N = \frac{25882}{1500} = 18 \text{ шт.}$$

$F_l$  - світловий потік лампи,  $F_l = 1500$  Лм.

Отже, для забезпечення достатнього освітлення використовуватимемо 6 світильників, кожен з яких містить 3 лампи. Ці світильники будуть розташовані у два ряди, по три в кожному ряду.

Згідно з [13], це приміщення не потребує аварійного освітлення.

### ВИСНОВКИ З РОЗДІЛУ

Враховано умови праці, де приміщення з ПЕОМ відповідає вимогам за площею, об'ємом, рівнем шуму, вібрацією та загазованістю, не перевищуючи нормативних значень. Запропоновані світлодіодні світильники, з їхнім 50-ти тисячним строком служби, виявляються набагато ефективнішими, ніж люмінесцентні лампи з 10-20 тисячним строком та залежністю від переключень. Не лише це, але світлодіодні лампи споживають на 44% менше енергії (20 +/- 1 Вт проти 36 +/- 1 Вт у люмінесцентних), є більш стійкими до ударів, не містять токсичних речовин і не потребують спеціальної утилізації. Це сприяє створенню оптимальних умов для зорової активності інженера-розробника, при цьому знижуючи ризик пожежі завдяки невеликій температурі нагрівання.

Проте, вологість повітря в приміщенні під час холодного періоду становить 35%, що виходить за межі допустимих значень. Це вимагає використання зволожувачів повітря для підтримки оптимальної вологості та додаткового опалення для підвищення температури. У теплий період року для зниження температури рекомендується встановлення кондиціонера.



## ВИСНОВКИ

1. Комплексна навігаційна система, що побудована на основі інерціально-супутникової системи навігації і додаткової аеромагнітометричної системи навігації володіє значно кращою надійністю навігаційного забезпечення.

2. Використання схеми компенсації показує, що за точністю оцінювання навігаційних параметрів метод компенсації, з запропонованими схемами динамічних фільтрів, не поступається алгоритмам калманівської фільтрації, проте за якістю фільтрації шумових складових СНС навіть їх перевершує.

3. Програмний аналіз сигналу GPS дозволяє своєчасно виявити випадки глушення та зовнішніх втручань в роботу супутникової навігаційної системи та її своєчасно відключити її від корекції навігаційного комплексу.

Запропонована схема прогнозування помилок інерціальної системи навігації з використанням їх гіпотетичних моделей та калібрування аеромагнітометричної системи підвищує точність отримання навігаційних параметрів на етапах автономної роботи без підтримки з боку СНС, зокрема після відключення від СНС помилка широтного каналу навігаційної системи з використанням запропонованих схем зменшилася на два порядки.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Синьоглазов В.М. Філяшкін М.К. Автоматизовані системи управління повітряними суднами. - Вид-во К.: НАУ, 2003, 502 с.
2. Рогожин В.А., Синьоглазов В.М. Філяшкін М.К.Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден”.– К.: Вид-во НАУ, 2004.
3. Рогожин В.А., Чорних Ю. А. Пілотажно-навігаційні комплекси. К.: КВВАІУ, 1990. 282 с.
4. Ільїн О.Ю. Філяшкін М.К. Пілотажно-навігаційні системи та комплекси. К.: КІ ВВС,1999. 336 с.
5. А. Красовський "Пілотажно-навігаційні комплекси", ВВІА ім. Жуковського, 1981р.
6. Бабіч О. А. Обробка інформації у навігаційних комплексах. М.: Машинобудування, 1991. – 598 с.
7. Шкірятов В.В. Радіонавігаційні системи та пристрої. - Вид-во М.: Радіо та зв'язок, 1984.
8. Решетнев М. Ф. Розвиток супутникових радіонавігаційних систем. Інф. Бюлетень НТЦ - Вид-во "Інтернавігація". 1992 с. 6-10.
9. Глобальна супутникова радіонавігаційна система ГЛОНАСС за ред. Харісова В.М., Перова А.І., Болдіна В.А. - М.: Вид-во ІПРЖР,19989.
10. «Будинки і споруди. Будинки адміністративного та побутового призначення». ДБН В.2.2-28:2010. [Електронний ресурс]: ДБН В.2.2-28:2010. Режим доступу: <http://document.ua/budinki-i-sporudi.-budinki-administrativnogo-ta-pobutovogo-p-nor19583.html>. – Дата доступу : 10.04.2015.
11. ССБТ «Небезпечні і шкідливі виробничі фактори. Класифікація». ДСТУ 12.0.003-74\*. [Електронний ресурс]: ДСТУ 12.0.003-74\*. – М., 1980 – Режим доступу: <http://www.budinfo.org.ua/doc/1810987.jsp>. – Дата доступу: 15.04.2015.
12. «Гігієнічна класифікація праці за показниками шкідливості та небезпечності факторів виробничого середовища, важкості та напруженості трудового процесу». Наказ Міністерства охорони здоров'я України 08 квітня 2014 року N 248– [Електронний ресурс] : Ре-жим доступу:

<http://golovbukh.ua/regulations/2340/2592/2593/332659/> – Дата доступу : 20.04.2015.

13. «Державні будівельні норми. Природне та штучне освітлення». ДБН В 2.5.28- 2006. [Електронний ресурс]: ДБН В 2.5.28-2006. – Режим до-ступу: <http://www.info-build.com.ua/normativ/detail.php?ID=45079>. – Дата доступу: 25.04.2015.

14. «Державні санітарні норми мікроклімату виробничих приміщень». ДСН 3.3.6.042-99. [Електронний ресурс]: ДСН 3.3.6.042-99.– Режим до-ступу: <http://mozdocs.kiev.ua/view.php?id=1972>. – Дата доступу: 1.05.2015.

15. «Санітарні норми виробничого шуму, ультразвуку та інфразвуку». ДСН 3.3.6.037-99. [Електронний ресурс]: ДСН 3.3.6.037-99. – Режим доступу : <http://document.ua/sanitarni-normi-virobnichogo-shumu-ultrazvuku-ta-infrazvuku-nor4878.html> – Дата доступу : 7.05.2015

16. Природне і штучне освітлення : ДБН В.2.5-28:2015 – [Чинний від

17. 2015-01-01]. – К. : Міністерство будівництва, архітектури та житловоко-мунального господарства України, 2015. – 171 с. – (Національні стандар-ти України).

18. Охорона праці в офісі. Вимоги до робочого місця офісного працівни-ка – [Електронний ресурс] . - Режим доступу: <http://gs.ua/business-news/oxorona-praci-v-ofisi-vimogi-do-robochogo-miscya-ofisnogo-pracivnika/>

19. Санітарні норми мікроклімату виробничих приміщень : ДСН 3.3.6.042-99. – [Чинний від 2000-01-01]. – К. : МОЗ України, 2000. – 42 с. (Національні стандарти України).

20. Бімбас В.А., Блохін Л.М. "Основи інерційної навігації." Навчальний посібник - К.: Вид-во, КІПА, 1990.

21. Іванченко О.І. "Безплатформні інерційні системи навігації".– Вид-во Київ, КВВАІУ, 1988.222с.

22. Захарін М.І., Захарін Ф.М. Кінематика інерційних систем навігації. - М.: Вид-во Машинобудування, 1968.236 с.

23. Авіаційні прилади та навігаційні системи. За ред. О.А.Бабича – М.: Вид-во ВВІА ім. Проф. Н.Є. Жуковського, 1881,648 с.

24. Асланян А. Е. Система автоматичного управління польотом літальних апаратів. - Київське вище військове училище авіаційне інженерне училище, 1984. Ч.

1

25. ГОСТ 12.0.003-74

26. Франчук Г.М., Ісаєнко В.М. Екологія, авіація та космос: Навч. посіб. - К.: НАУ,