

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**

**Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів**

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ  
Завідувач кафедри

Синєглазов Віктор Михайлович  
“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2021 р.

**КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА  
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

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

**Тема: «Інерціально-супутникова система навігації з дворівневою схемою  
комплексування»**

**Виконав:**

Домотенко В.В.

**Керівник:**

професор Філяшкін М.К.

**Консультант розділу**

**«Охорона навколишнього середовища»:**

Гай А.Є.

**Консультант розділу «Охорона праці»:**

Козлітін О.О.

**Нормоконтролер:**

доцент Тупіцин М.Ф.

**Київ 2021**

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій  
Кафедра авіаційних комп'ютерно- інтегрованих комплексів

Освітній ступінь: магістр

Спеціальність 151 “Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології”

Освітньо-професійна програма "Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і

виробництва”

ЗАТВЕРДЖУЮ

## Завідувач кафедри

Синеглазов В.М.

“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2021 р.

### ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи студента

Домотенко Володимира Володимировича

**1. Тема проекту (роботи):** “Інерціально-супутникова система навігації з дворівневою схемою комплексування”

**2. Термін виконання проекту (роботи):** з \_\_\_\_\_ 2021 р. до \_\_\_\_\_ 2021 р.

**3. Вихідні данні до проекту (роботи):** Орієнтуватися на мініатюрні БПЛА.

**4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):**

1. Аналіз навігаційного забезпечення БПЛА. 2. Аналіз джерел похибок БІНС при її автономної роботі. 3. Розробка структурної схеми інерціально-супутникової системи навігації з дворівневою схемою комплексування. 4. Перший рівень комплексування в інерціально-супутникової системі навігації. Комплексування гіроскопічного та акселерометричного вимірників кутового положення БПЛА. 5. Другий рівень комплексування в інерціально-супутникової системі навігації. 6. Дослідження розроблених алгоритмів.

**5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу:**

1. Варіанти навігаційного забезпечення БПЛА; 2. Ілюстрація похибок БІНС; 3. Структурна схеми інерціально-супутникової системи навігації з дворівневою схемою комплексування; 4. Структурна схема вимірника кутової орієнтації 4. Контури комплексування координат та швидкостей на основі схем компенсації 5. Результати досліджень розроблених алгоритмів

**6. Календарний план-графік**

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Підбір літератури	01.04 –20.04	
2	Технічне завдання	21.04–30.04	

3	Вступ	1.05–20.05	
4	Аналіз навігаційного забезпечення бпла	21.05–25.06	
5	Аналіз статичних і динамічних характеристик та джерел похибок бінс при її автономній роботі	26.06–15.07	
6	Розробка структурної схеми інерціально-супутникової системи навігації з дворівневою схемою комплексування	16.07–28.08	
7	Перший рівень комплексування в інерціально-супутниковій системі навігації. Комплексування гіроскопічного та акселерометричного вимірників кутового положення бпла	01.09–20.10	
8	Другий рівень комплексування в інерціально-супутниковій системі навігації	21.10–31.11	
9	Висновки	1.12 – 15.12	

#### 7. Консультація з окремих розділів:

Назва розділу	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона навколишнього середовища	к.ф-м.н., Гай Анжела Євгенівна		
Охорона праці	Козлітін Олексій Олександрович		

8. Дата видачі завдання \_\_\_\_\_

Керівник к.т.н., професор \_\_\_\_\_ Філяшкін М.К.  
(підпис)

Завдання прийняв до виконання \_\_\_\_\_ Домотенко В. В.  
(підпис)

# ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ

## 1. Найменування та галузь застосування

ІНС знаходять широке застосування для навігації ЛА. Вони задовольняють важливі вимоги, як: повна автономність та універсальність, перешкодозахищеність і завадостійкість, а також скритність роботи. При введенні в ІНС деякої початкової інформації, можна автономно визначати необхідні для управління навігаційні параметри з потрібною точністю під час руху об'єкта. Інформацію про швидкість і координати місце розташування можна отримати шляхом інтегрування сигналів, а інформацію про прискорення можна одержати за допомогою акселерометрів, які розташованих на борту ЛА.

Беручи до уваги мініатюрні БПЛА, де ІНС будується на основі грубих мікро-механічних датчиків, для підвищення точності визначення навігаційних координат сумісно з ІНС на борту БПЛА встановлюють СНС, які об'єднуються в ІСНС.

## 2. Мета і призначення розробки

Метою роботи є розробка та дослідження дворівневої схеми комплексації інерціально-супутникової системи навігації.

У роботі були розглянуті можливі варіанти отримання навігаційної інформації про параметри кутової орієнтації в інерціально-супутникових системах навігації (ІССН). Замість використання при комплексуванні розширеного фільтру Калмана в ІССН було запропоновано використовувати новітню схему дворівневої комплексації, яка оцінює тільки спостережувані навігаційні складові вектору стану, а параметри кутової орієнтації отримувати за допомогою альтернативних джерел.

Були проаналізовані деякі з варіантів отримання додаткової інформації негіроскопічного характеру про параметри кутової орієнтації, а саме: пірометричний, магнітометричний, аеродинамічний та акселерометричний методи отримання інформації. Так як ці методи мають свої недоліки, тому було

запропоновано метод оцінки параметрів кутової орієнтації, який оснований на комплексуванні акселерометричних і гіроскопічних вимірюваннях.

Вся увага у роботі сконцентрована на розробці алгоритму гіро-акселерометричного методу вимірювання параметрів кутової орієнтації, завдяки якому можна отримати досить точну інформації про кути крену та тангажа.

Проведені дослідження методу гіро-акселерометричного вимірювання кутів крену та тангажа відбувались за допомогою математичного моделювання з використанням програми *Simulink*, що входить до складу математичного пакета програмування MATLAB.

### 3. Стадії та етапи розробки

1. Аналіз навігаційного забезпечення БПЛА.
2. Аналіз джерел похибок БІНС при її автономній роботі.
3. Розробка структурної схеми інерціально-супутникової системи навігації з дворівневою схемою комплексування.
4. Перший рівень комплексування в інерціально-супутниковій системі навігації. Комплексування гіроскопічного та акселерометричного вимірників кутового положення БПЛА.
5. Другий рівень комплексування в інерціально-супутниковій системі навігації.
6. Дослідження розроблених алгоритмів.

## РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка на дипломну роботу «Дворівнева схема комплексування інерціально-супутникової системи навігації»

Пояснювальна записка: кількість сторінок – , кількість рисунків – , кількість використаних джерел – .

Об'єкт дослідження – інерціально-супутникова система навігації (ІССН).

Мета роботи – розробка та дослідження дворівневої схеми комплексування.

У роботі пропонується побудувати глибоко інтегрований навігаційний комплекс БПЛА на основі безплатформного блоку інерціальних датчиків і приймача супутникової навігаційної системи ГЛОНАСС/GPS, об'єднаних у жорстко-зв'язану інерціально-супутникову навігаційну систему з обробкою інформації на основі дворівневої схеми комплексації.

Для збільшення точності автономної роботи БІНС на час виходу супутника з зони досяжності, у роботі запропоновано використати додаткову інформацію від прогнозуючої математичної моделі похибки БІНС, яка за час роботи комплексної інерціально-супутникової навігаційної системи безперервно уточнюється шляхом.

## ЗМІСТ

Вступ.....	
1. Аналіз навігаційного забезпечення бпла.....	
1.1.Огляд супутникових навігаційних систем і обґрунтування вимог до приймача супутникової навігаційної системи у складі інтегрованого навігаційного комплексу БПЛА.....	
1.2.Вибір варіанта безплатформної інерціальної навігаційної системи..	
1.3.Аналіз методів сумісної обробки навігаційної інформації.....	
2. Аналіз статичних і динамічних характеристик та джерел похибок бінс при її автономній роботі.....	
3. Розробка структурної схеми інерціально-супутникової системи навігації з дворівневою схемою комплексування.....	
4. Перший рівень комплексування в інерціально-супутниковій системі навігації. Комплексування гіроскопічного та акселерометричного вимірників кутового положення бпла.....	
4.1.Розробка алгоритмів комплексування гіроскопічного та акселерометричного вимірників кутового положення.....	
4.2.Дослідження пропонованих алгоритмів комплексування.....	
5. Другий рівень комплексування в інерціально-супутниковій системі навігації.....	
6. Охорона праці.....	
6.1.Правила організації робочого місця інженера-програміста.....	
6.2.Організація робочого місця.....	
6.3.Аналіз шкідливих та небезпечних виробничих чинників.....	
6.3.1. Мікроклімат робочої зони.....	
6.3.2. Недостатній рівень штучного освітлення.....	
6.3.3. Підвищений рівень шуму на робочому місці.....	
6.3.4. Неіонізуючі електромагнітні випромінювання.....	
6.3.5. Напруженість праці.....	

6.4.Покращення рівня штучного освітлення.....	
7. Охорона навколишнього середовища. Шляхи утилізації систем навігації .....	
7.1.Правові аспекти охорони навколишнього природного середовища..	
7.2.Вплив розробки мікроелектро-механічної БІНС на навколишнє середовище та людину.....	
7.3.Шляхи утилізації авіаційної техніки, яка виводиться з експлуатації.	
7.4.Заходи по зменшенню екологічної небезпеки.....	
7.5.Висновки.....	
8. Висновки.....	
9. Список використаної літератури.....	



## ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

АБ – антенний блок  
АПр – аналоговий приймач  
АС – апаратура споживачів  
БІНС – без платформна навігаційна система  
БПЛА – безпілотний літальний апарат  
ГЛОНАСС - глобальная навигационная система  
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  
КВК – командно-вимірювальний комплекс  
КІНС – 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  
П – підсилювач  
ПІ – прийомоіндикатор  
ПКІ – пульт керування та індикації  
ПКК – підсистема контролю і керування  
ПНК – пілотажно-навігаційний комплекс  
ПО – прийомообчислювач  
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 реалізації польотного завдання будь-який літальний апарат, у тому числі й безпілотний, у складі бортового устаткування повинен містити пілотажний і навігаційний комплекси. Під пілотажним комплексом у найпростішому випадку розуміється система автоматичного керування (автопілот), а під навігаційним комплексом – сукупність бортових систем і пристроїв, призначених для рішення задач навігації (навігаційна система).

На сучасних БПЛА в якості основної навігаційної системи використовується інерціальна навігаційна система (ІНС), зокрема безплатформна ІНС (БІНС), що забезпечує обрахування шляху і визначення координат місцезнаходження.

Інерціальна навігаційна система дозволяє автономно визначати складові прискорення і швидкості польоту ЛА, кути крену і тангажу. У деяких ІНС здійснюється автономне обчислення координат місцезнаходження літака. Перевага інерціальних систем перед іншими системами навігації – це їх повна автономність, абсолютна завадозахищеність, а також висока інформативність. Проте, БІНС мають властивість накопичувати похибки визначення координат місця розташування. Крім того, визначення всіх навігаційних параметрів здійснюється з похибками, що носять коливальний характер з періодом коливань рівним періодові маятника Шулера. Ці властивості ІНС висувають жорсткі вимоги до точності датчиків первинної інформації, більшість з яких у даний час не можуть бути технічно реалізовані. Тому ІНС потребує корекції.

Досить актуальною на даний час є задача створення комплексної навігаційної системи на базі супутникової та інерціальної систем навігації для визначення координат місця розташування рухливого об'єкта, у тому числі БПЛА. Використання інтегрованих інерціально-супутникових систем компенсує недоліки окремих систем, і забезпечує високу точність і надійність виміру параметрів польоту.

Отже у роботі планується розробити інтегрований навігаційний комплекс БПЛА на основі безплатформного блоку інерціальних датчиків, приймача

супутникової навігаційної системи (СНС) ГЛОНАСС/GPS. Основні навігаційні задачі, які буде вирішувати такий навігаційний комплекс це задачі інерціальної та супутникової навігації.

В інтегрованому навігаційному комплексі також пропонується використовувати субоптимальні методи сумісної обробки інформації на основі схем компенсації з частотними фільтрами різної конфігурації, а на етапах інерціально-супутникового числення координат оцінювати похибки курсо-повітряного числення, які можна буде враховувати на етапах роботи навігаційного комплексу без інформації від СНС.

## 1. АНАЛІЗ НАВІГАЦІЙНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БПЛА

### 1.1 Огляд супутникових навігаційних систем і обґрунтування вимог до приймача супутникової навігаційної системи у складі інтегрованого навігаційного комплексу БПЛА.

На сьогодні має сенс розглядати лише дві супутникові навігаційні системи : GPS (Global Positioning System), ГЛОНАСС (Глобальна Навігаційна Супутникова Система).

Двадцять чотири супутники системи GPS знаходяться на 12-годинних орбітах висотою 20 146 км із нахилом орбіти, рівним 55. Таким чином, у будь-якій точці земної кулі в межах прямої видимості наявні принаймні чотири супутники у конфігурації, яка є сприятливою для визначення місцезнаходження.

Система заснована на обчисленні відстані від користувача до супутника за обмірюваним часом від передачі сигналу супутником до прийому цього сигналу користувачем.

Глобальна Навігаційна Супутникова Система (ГЛОНАСС) - це сума унікальних технологій, плід багаторічної праці російських конструкторів і вчених. Вона складається з 24 супутників, які, знаходячись у заданих точках на високих орбітах, безупинно випромінюють у напрямку Землі спеціальні навігаційні сигнали. Кожна людина або транспортний засіб, які оснащені спеціальним приладом для прийому та обробки цих сигналів, можуть з високою точністю в будь-якій точці Землі і навколоземного простору визначити власні координати і швидкість руху, а також здійснити прив'язку до точного часу.

До складу СРНС типу ГЛОНАСС і GPS входять три основні підсистеми:

- 1- підсистема космічних апаратів (ПКА);
- 2- підсистема контролю та керування (ПКК);
- 3- апаратура споживачів (АС).

Підсистема космічних апаратів (ПКА) складається з навігаційних супутників (мережа навігаційних супутників - космічний сегмент). Основні функції навігаційних супутників — формування і випромінювання радіосигналів, необхідних для навігаційних визначень споживачів СРНС,

контролю бортових систем супутника, підсистемою контролю і керування СРНС. Відповідні характеристики сигналів навігаційних супутників і способи їхньої обробки дозволяють проводити навігаційні виміри з високою точністю.

Підсистема контролю та керування (ПКК) (наземний командно-вимірювальний комплекс) – це сегмент керування. ПКК являє собою комплекс наземних засобів командно-вимірювального комплексу, які забезпечують спостереження і контроль за траєкторіями руху навігаційних супутників, якістю функціонування їхньої апаратури, керування режимами її роботи і параметрами супутникових радіосигналів, складом, обсягом і дискретністю переданої із супутників навігаційної інформації та ін.

Апаратура споживачів (АС) СРНС (прийоминдикатори (ПІ)) - сегмент споживачів.

Апаратура споживачів призначена для визначення просторових координат, вектора швидкості, часу та інших навігаційних параметрів в результаті прийому й обробки радіосигналів багатьох 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 ПІ є аналого-цифровими системами, що здійснюють аналогову та цифрову обробку сигналів. Перехід на цифрову обробку здійснюється на одній із проміжних частот, при цьому має місце тенденція до підвищення цієї проміжної частоти.

Основа типового варіанту ПІ – це два конструктивно роздільних блоки:

- антенний блок (АБ);
- прийомообчислювач (ПО).

Ці блоки призначені для прийому й обробки навігаційних сигналів супутників з метою визначення необхідної споживачам інформації (просторово-тимчасових координат, напрямки і швидкості і т.п.).

Масове застосування навігаційної апаратури споживачів (НАС) СРНС визначаються достоїнствами СРНС, такими як: глобальність визначення місцезнаходження рухомих об'єктів, висока точність, простота управління НАС, невеликі масогабаритні показники і вартість НАС і вагової складової СРНС. Разом з тим самі СРНС і НАС СРНС мають і недоліки. Це, насамперед, наявність відкритого неба в місці встановлення антени НАС, що не завжди можна забезпечити на сухопутних об'єктах, наприклад в лісі, в горах, в тунелях, в населених пунктах, в будівлях. Великі початкові витрати, що не всім під силу.

Для покращення перешкодозахищеності НАС і живучості системи в загалом СРНС інтегрується з іншими навігаційними системами, наприклад, з інерціальними навігаційними системами (ІНС).

Таким чином, основною операцією, що виконується в Супутниковій навігаційній системі (СНС) за допомогою космічного сегменту, сегменту керування та сегменту споживача, є визначення просторових координат місця розташування споживачів і часу, тобто просторово-тимчасових координат (ПТК). Як було показано, цю операцію здійснюють відповідно до концепції незалежної навігації, що передбачає обчислення шуканих навігаційних параметрів безпосередньо в апаратурі споживача. У рамках цієї концепції в СРНС обраний позиційний спосіб визначення місця розташування споживачів на основі беззапитних (пасивних) далекомірних вимірів по сигналах декількох навігаційних штучних супутників Землі з відомими координатами.

Висока точність визначення місця розташування споживачів обумовлена багатьма факторами, включаючи взаємне розташування супутників і параметри їхніх навігаційних сигналів. Структура космічного сегмента забезпечує для споживача постійну видимість необхідного числа супутників.

Використання СНС в інтересах місцезнаходження і навігації рухливих об'єктів, а також у вирішенні спеціальних задач (спостереження, аерофотознімання, пошук корисних копалин, пошук і порятунок транспортних засобів, що терплять нещастя, і людей) висуває високі вимоги.

Вимоги до точнісних характеристик, таких як середньоквадратичне

відхилення помилки (СКП) визначення навігаційних параметрів, показників надійності навігаційного забезпечення, тощо наступні:

- доступність (готовність), мірою якої є імовірність працездатності СРНС перед виконанням тієї або іншої задачі та у процесі її виконання. Чисельні значення доступності складають 0,95...0...0,997;

- цілісність, мірою якої є імовірність виявлення відмови протягом часу, рівному заданому або менше. Вимоги до цілісності для маршрутних польотів складає 0,999;

- безперервність обслуговування, мірою якої служить імовірність працездатності системи протягом найбільш відповідальних відрізків часу. На етапах заходу на посадку вимоги до безперервності обслуговування складають  $1 \cdot 10^{-5}$  .....  $1 \cdot 10^{-4}$  для проміжків часу від 15 до 150 с.

Основні навігаційні параметри, що визначаються в СРНС – дальність і радіальна швидкість. Відповідними їм радіонавігаційними параметрами (параметрами радіосигналу) служать затримка  $\tau$  сигналу і доплерівський зсув частоти  $f_{\text{доп}}$ . Оскільки головною вимогою до СРНС є висока точність виміру навігаційних параметрів, то основною вимогою до радіосигналів також є висока точність виміру затримки  $\tau$  сигналу і доплерівського зсуву частоти  $f_{\text{доп}}$ .

Вимоги до підвищення точності затримки сигналу і доплерівського зсуву частоти суперечливі. Для підвищення точності виміру затримки необхідно розширювати спектр сигналу, а для підвищення точності виміру доплерівського зсуву частоти – збільшувати тривалість сигналу. Дане протиріччя вирішується при вирішенні задачі спільної оцінки  $\tau$  та  $f_{\text{доп}}$ .

Підвищення точності спільних оцінок затримки сигналу і доплерівського зсуву частоти можна досягти за рахунок збільшення так званої бази сигналу –  $B$  (добуток ефективної тривалості сигналу на ефективну ширину спектра сигналу) і основною вимогою до радіосигналів у СРНС є збільшення бази сигналу  $B \gg 1$ . Такі сигнали називають шумоподібними. Відомо, що стійкість до перешкод



радіотехнічної системи визначається значенням бази сигналу, а для більшості БПЛА скритність і перешкодозахищеність є одним з визначальних вимог.

Інша істотна вимога — забезпечення багатостанційного доступу. При визначенні навігаційних параметрів у споживача повинна бути можливість одночасного доступу до сигналів від різних супутників. Проблема багатостанційного доступу вирішується шляхом тимчасового, частотного або кодового поділу сигналів, наприклад, у супутниковій навігаційній системі GPS використовується кодовий поділ, у СРНС ГЛОНАСС - частотний.

З результатів аналізів стає очевидно, що не має принципової різниці між супутниковими навігаційними системами GPS та ГЛОНАСС.

В залежності від області використання апаратура споживача (АС) має свої особливості, тому виробники АС завжди вказують на область застосування відповідного зразка. Крім основних блоків, таких, як антена, приймач, індикатор, АС може містити допоміжні, що забезпечують виконання спеціальних сервісних функцій, наприклад, діагностику вузлів транспортного засобу, зв'язок з диспетчерським пунктом і т.п.

З огляду на те, що супутникова система навігації буде працювати в комплексі з інерціальною системою навігації, то навряд чи варто встановлювати на борт БПЛА повний комплект супутникової системи. Досить обмежитись прийомоіндикатором та сигнальним процесором, припускаючи, що алгоритми розв'язання навігаційної задачі будуть вирішуватися в спільному процесорі інерціально-супутникової системи навігації.

Виходячи з вищенаведеного, а також враховуючи умови застосування БПЛА та вимоги ТЗ можна сформулювати вимоги, яким повинний задовольняти обраний тип прийомоіндикатора СРНС.

Розв'язувані задачі:

– автоматичне, безперервне, глобальне, усепогодне визначення поточних 3D-координат місця розташування, вектора шляхової швидкості і шляхового кута БПЛА при роботі: по сигналу стандартної точності частотного діапазону L1 ГЛОНАСС; по сигналу З/А-коду GPS; при спільній обробці вищевказаних

сигналів;

- видача поточних 3D-координат місця розташування БПЛА, що є складовими вектора швидкості і шляхового кута в системі координат СК-42 або ПЗ-90 у географічному форматі, а також ознак режиму роботи апаратури;

- стійке визначення навігаційних параметрів при русі з лінійними прискореннями і при стрибкоподібних змінах прискорення;

- можливість переключення з антени носія на антену БПЛА;

- інтегральна оцінка очікуваної точності визначення поточних координат місця розташування;

- автоматичний вибір оптимального з погляду очікуваної точності сузір'я НС ГЛОНАСС і GPS при роботі в сполученому режимі;

- автоматичне рішення навігаційної задачі в географічній системі координат.

Центральною, високоінформативною ланкою інтегрованого навігаційного комплексу БПЛА є інерціальна навігаційна система.

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

В інерціальній навігаційній системі (ІНС) інформацію про швидкість і координати одержують шляхом інтегрування сигналів, що відповідають прискоренням ЛА. Інформація про прискорення надходить від розташованих на борту ЛА акселерометрів. Процедура інтегрування векторних величин, якими є прискорення і швидкості ЛА, забезпечується шляхом відтворення (моделювання) на борті ЛА відповідної системи координат. З цією метою найчастіше використовують гіростабілізатори або гіроскопічні датчики кутової швидкості разом з обчислювачем.

Наявність похибок датчиків ІНС у свою чергу приводить до похибок у визначенні навігаційних координат руху ЛА, от чому при створенні ІНС намагаються зменшити величину похибок первинних датчиків.

Перевагами інерціальних систем перед іншими системами навігації є їхня повна автономність, абсолютна перешкодозахищеність, а також висока інформативність.

У залежності від способів розташування акселерометрів на ЛА розрізняють платформні і безплатформні ІНС.

До безплатформних ІНС (БІНС) відносять:

- акселерометри і датчики кутів;
- акселерометри і датчики кутової швидкості;
- акселерометри.

Переваги БІНС у порівнянні з платформними ІНС:

- 1) менші розміри, вага й енергоємність;
- 2) спрощення механічної частини системи ;
- 3) відсутність обмежень по кутах розвороту;
- 4) скорочення часу початкової виставки.

Тому, навіть за певних труднощів, що виникають при створенні БІНС, таких як:

- розробка датчиків інформації із широким діапазоном вимірів і прийнятною точністю в умовах їхнього твердого кріплення на борті ЛА;
- розробка БЦВМ, що мають достатню швидкодію.

Типова схема побудови БІНС представлена на Рис. 1.1. Цей варіант реалізує алгоритм системи, яка працює в обертовій земній системі координат.

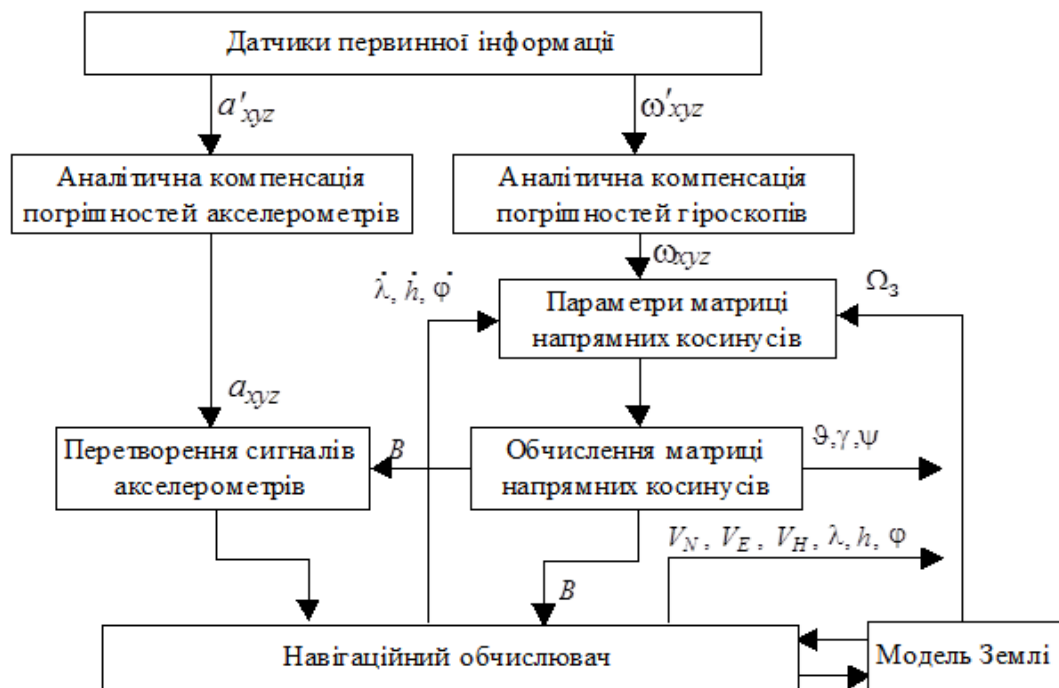


Рис.1.1 Типова схема побудови БІНС

Датчики первинної інформації БІНС – датчики кутової швидкості й акселерометри встановлюються жорстко на ЛА. Тяжкі умови роботи датчиків інформації призводять до появи значних похибок, тому в алгоритмах роботи БІНС бажано здійснити аналітичну компенсацію похибок вимірників, перш ніж ці сигнали будуть використані для розрахунку параметрів орієнтації і для визначення складових уявного прискорення уздовж навігаційних осей.

Для корекції показань датчиків первинної інформації необхідна математична модель вимірника. Сигнали  $\omega_{x,y,z}$  з виходу аналітичного компенсатора похибок використовуються для обчислення параметрів матриці напрямних косинусів  $B$ , яка визначає зв'язок між двома системами координат. Оскільки матриця напрямних косинусів  $B$  визначається між зв'язаними з ЛА осями й осями обертової навігаційної системи координат, то при розрахунках параметрів матриці  $B$  необхідно залучити обчислені проекції вектора кутової швидкості навігаційної системи координат, що відображено на схемі додатковими зв'язками, які враховують кутову швидкість, що виникає при обльоті сферичної Землі  $(\dot{\lambda}, \dot{h}, \dot{\phi})$ , і кутову швидкість обертання самої Землі  $(\Omega_3)$ .

Перетворення складових уявного прискорення  $a_{x,y,z}$  від осей ЛА до осей навігаційної системи координат здійснюється за допомогою матриці напрямних косинусів  $B$ . Навігаційний обчислювач вирішує задачі, властиві всім платформним системам, тому що на вході цього обчислювача сформовані проекції уявного прискорення на осі навігаційної системи координат і нічого принципово нового в розв'язанні цієї задачі немає. На виході БІНС формуються радіус-вектор місця розташування ЛА, вектор швидкості, а також кути орієнтації ЛА.

Для підвищення точності та надійності визначення навігаційних координат дві навігаційні системи (ІНС і СРНС) об'єднуються в інерціально-супутникову навігаційну систему.

Основною метою інтеграції ІНС і СРНС є об'єднання вимірників, що функціонують на різних фізичних принципах, в єдиний комплекс, що володіє

кращими характеристиками точності, завадостійкості, безперервності і надійності в порівнянні з окремими вимірювачами.

При спільній обробці сигналів ІНС і НАС СРНС в ІСНС зберігаються переваги кожної з підсистем і, в значній мірі, знижується вплив їх недоліків. Перевагами інтегрованої ІСНС в порівнянні з автономними вимірювачами є:

- підвищення надійності;
- зниження вартості за рахунок зниження вимог до інерціальних датчикам;
- більш високий ступінь резервування;
- висока точність визначення координат, складових вектора швидкості, кутів орієнтації та кутової швидкості.

### **1.3 Аналіз методів сумісної обробки навігаційної інформації**

Основними задачами пілотажно-навігаційних комплексів (ПНК) як постачальника інформаційного забезпечення польоту БПЛА є сумісна обробка навігаційної інформації, яка надходить на борт БПЛА та забезпечення високої надійності функціонування бортових систем та комплексів БПЛА і взагалі безпеки польоту за рахунок резервування джерел інформації. Висока ефективність використання інформації, яка надходить на борт БПЛА, забезпечується застосуванням різних методів її обробки.

Найкращі результати підвищення якісних характеристик вимірювальних комплексів досягаються в системах зі структурною надмірністю, коли існує можливість отримання пілотажно-навігаційної інформації паралельно декількома способами з використанням інформації від приладів та вимірювальних систем, що входять до складу ПНК. Отримана таким чином інформація комплексується.

В існуючих ПНК широке розповсюдження знайшли такі способи сумісної обробки інформації, що надходять від декількох вимірників, як взаємна компенсація і фільтрація похибок вимірювальних приладів, що вимірюють один і той самий навігаційний параметр та оптимальне оцінювання вектора стану з використанням апріорної інформації про контрольований процес та поточні вимірювання.

Методи оптимальної обробки інформації в ПНК використовуються з метою отримання оцінок вектора стану повітряного судна (або деякої частини цього вектора) в умовах впливу випадкових збурень і завад на процес вимірювання. При цьому оцінюються не самі параметри польоту, а їхні похибки. За оптимальної обробки пілотажно - навігаційної інформації в ПНК найважливішим процесом є процес отримання оптимальних оцінок. В основу алгоритмів отримання оптимальних оцінок можуть бути покладені такі методи обробки інформації:

- метод найменших квадратів;
- метод максимуму правдоподібності;
- оптимальний фільтр Калмана.

При побудові ІСНС повинно здійснюватись комплексування двох систем. Зазвичай в існуючих системах це відбувається на основі розширеного фільтра Калмана.

Алгоритм неперервного розширеного (оптимального) фільтра Калмана об'єднує розв'язання двох задач: спостереження та фільтрації, мінімізації помилок оцінювання.

Принцип побудови розширеного фільтра Калмана розглянемо на основі лінійної системи, яка описана системою рівнянь:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{X}}(t) &= \mathbf{A}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{V}_x(t); \\ \mathbf{Z}(t) &= \mathbf{H}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{V}_z(t).\end{aligned}\tag{1.1}$$

де  $\dot{\mathbf{X}}(t)$  –  $n$ -мірний вектор стану системи;

$\mathbf{A}(t)$  – квадратна матриця розмірності  $n \times n$  (матриця коефіцієнтів системи);

$\mathbf{V}_x(t)$  –  $k$ -мірний вектор збурень, що діє на вході динамічної системи;

$\mathbf{B}(t)$  – матриця збурень;

$\mathbf{Z}(t)$  – вектор вимірювання;

$\mathbf{H}(t)$  – матриця спостереження;

$\mathbf{V}_z(t)$  – вектор помилок вимірювання .

Потрібно знайти такі оцінки  $\hat{\mathbf{X}}$ , щоб помилки оцінювання:

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

були мінімальними. Тобто слід забезпечити мінімум суми діагональних елементів матриці:

$$\mathbf{P}(t) = \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} & \cdots & p_{1n} \\ p_{21} & p_{22} & \cdots & p_{2n} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ p_{n1} & p_{n2} & \cdots & p_{nn} \end{bmatrix} = M \left[ \Delta(t) \Delta^T(t) \right] \quad (1.2)$$

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

Для динамічної системи (1.1) оптимальним фільтром, що забезпечує мінімум сліду матриці  $\mathbf{P}$ , є алгоритм із трьох блоків:

- 1) основного блоку, який можна записати наступним чином:

$$\hat{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{A}(t)\hat{\mathbf{X}}(t) + \mathbf{K}_\phi(t) [\mathbf{Z}(t) - \mathbf{H}(t)\hat{\mathbf{X}}(t)]; \quad (1.3)$$

- 2) блоку обчислення коефіцієнтів корекції, що записується як:

$$\mathbf{K}_\phi(t) = \mathbf{P}(t)\mathbf{H}^T(t)\mathbf{R}_Z^{-1}(t) \quad (1.4)$$

- 3) блоку розв'язання рівняння коваріацій, який можна представити як:

$$\dot{\mathbf{P}}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{P}(t) + \mathbf{P}(t)\mathbf{A}^T(t) - \mathbf{P}(t)\mathbf{H}^T(t)\mathbf{R}_Z^{-1}(t)\mathbf{H}(t)\mathbf{P}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{R}_X\mathbf{B}^T(t) \quad (1.5)$$

Цей алгоритм забезпечує оцінювання всіх координат вектора  $\mathbf{X}$  при виконанні умов спостережливості динамічної системи. Його особливість у виборі коефіцієнтів матриці  $\mathbf{K}_f$ . Вихідні значення оцінок  $\hat{\mathbf{X}}(0)$  визначаються за попередньою інформацією про координати вектора  $\mathbf{X}$ . Коваріаційну матрицю поточних помилок оцінювання  $\mathbf{P}(t)$  необхідно обчислювати безперервно в процесі оцінювання, або попередньо.

В сучасних бортових комплексах існують й інші способи спільної обробки однорідної інформації. Наприклад, способи взаємної компенсації і фільтрації похибок вимірників одного й того ж навігаційного параметра.

### **Алгоритм оцінювання за методом компенсації похибок вимірювань**

Метод компенсації похибок вимірювань використовується при обробці пілотажно-навігаційної інформації, а саме у тих випадках, коли один і той самий навігаційний параметр вимірюється декількома вимірниками. Робота таких вимірників базується на різних фізичних принципах та помилки яких рознесені в частотному діапазоні, у даному випадку - це інерціально-супутникова навігаційна система (ІСНС). Тут алгоритм компенсації реалізується за допомогою схеми, яка представлена на Рис. 1.2. і дозволяє значно зменшити похибки виміру.

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 ПВ1, на виході якого формується сигнал. Цей сигнал проходить крізь динамічний фільтр  $F(p)$  і на другому пристрою ПВ2 віднімається з сигналу першої (коректованої) системи.



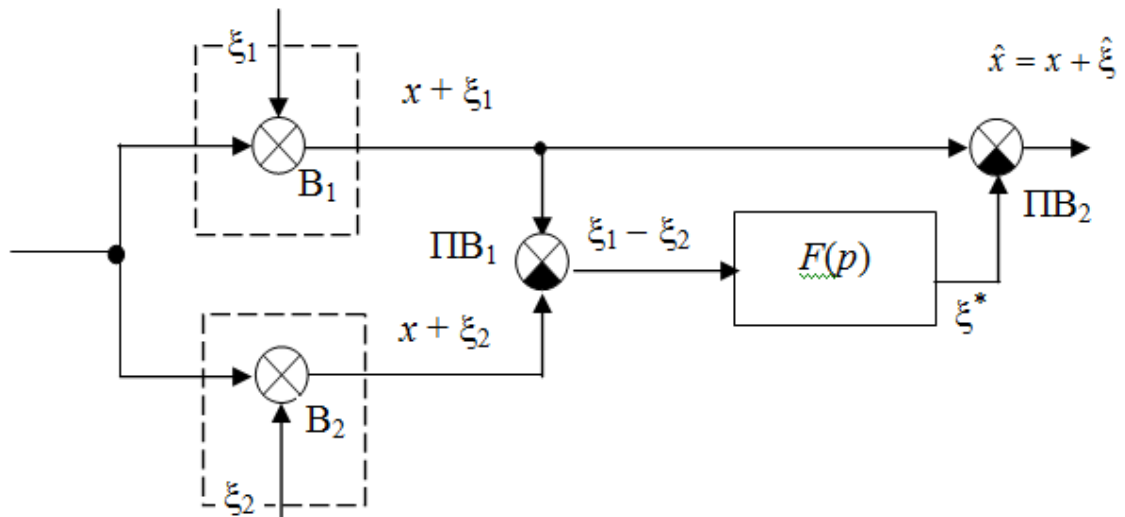


Рис.1.2 Структурна схема реалізації алгоритму компенсації

Схема фільтрації еквівалентна схемі компенсації, однак, з погляду практичної реалізації, перевага віддається саме схемі компенсації.

### Алгоритм оцінювання за методом найменших квадратів

Метод найменших квадратів (МНК) застосовується для одержання оптимальних оцінок при обробці накопичених вимірювань. Якщо виконано  $m$  вимірювань координат  $X$  (параметрів) системи:

$$\dot{X}(t) = A(t)X(t) + B(t)V_x(t), \text{ тоді:}$$

$$Z = HX + V_Z \quad (1.6)$$

де  $H$  – матриця спостереження;

$Z, X, V_Z$  – вектори, компонентами яких є реалізація вектора вимірювання  $Z_i$ , вектора стану системи  $X_i$  і вектора помилок вимірювання  $V_{Zi}$  відповідно, причому  $i = \overline{1, m}$ .

Необхідно за спостереженнями  $Z$  і заданою матрицею спостереження  $H$  якнайкраще оцінити стан вектора  $X$ . Критерієм такої оцінки за МНК служить

функціонал  $J = \sum_{i=1}^m V_{z_i}^T V_{z_i}$ , який мінімізує суму квадратів помилок вимірювання  $V_{z_i}$ .

У матричному вигляді цей вираз буде записаний наступним чином:

$$J = \begin{vmatrix} V_{z_1} \\ V_{z_2} \\ \vdots \\ V_{z_m} \end{vmatrix}^T \begin{vmatrix} V_{z_1} \\ V_{z_2} \\ \vdots \\ V_{z_m} \end{vmatrix}$$

або з урахуванням (1.6)

$$J = (Z - HX)^T (Z - HX) \quad (1.7)$$

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

З урахуванням рівняння (1.7) отримаємо:

$$H^T (Z - H\hat{X}) + (Z - H\hat{X})^T H = 0 \quad (1.8)$$

Нехай:  $H^T (Z - H\hat{X}) = 0,$

тоді:  $H^T Z - H^T H \hat{X} = 0,$

або  $\hat{X} = (H^T H)^{-1} H^T Z . \quad (1.9)$

Отже, необхідними і достатніми умовами одержання оптимальних оцінок  $\hat{X}$  вектора стану системи  $X$  за методом найменших квадратів є:

- наявність накопичених спостережень  $Z_i, i = \overline{1, m}$ ;
- знання матриці спостережень  $H$ ;
- не особливість матриці  $H^T H$ , тобто  $|H^T H| \neq 0$ .

Отримання оцінки  $\hat{X}$  пов'язано з накопиченням спостережень  $Z_m$ .

Метод найменших квадратів застосовується тоді, коли надлишок інформації виходить за рахунок точних вимірювань за допомогою різних датчиків інформації. При цьому, вимоги щодо спектрального складу помилок датчиків не відзначаються. Відповідно до цього методу, має місце мінімізація суми квадратів помилок всіх вимірювань.

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

Алгоритм оцінювання за методом максимуму правдоподібності (як алгоритм оцінювання за МНК) потребує наявності вектора спостережень.

Похибки вимірювання розподілені за нормальним законом. Тоді щільність розподілу ймовірностей вектора  $V_{Z_m}$  матиме наступний вигляд:

$$P(V_{Z_m}) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |R_z|}} \exp\left[-\frac{1}{2} V_{Z_m}^T R_z^{-1} V_{Z_m}\right], \quad (1.10)$$

де  $R_z$  – кореляційна матриця похибок вимірювання;  
 $|R_z|$  – визначник матриці  $R_z$ .

Використання алгоритму оцінок за методом максимуму правдоподібності передбачує виконання наступної умови: визначник матриці  $R_z$  не повинен дорівнювати 0 ( $|R_z| \neq 0$ ), а отже матриця  $R_z$  не особлива. Підставивши (1.6) у (1.10), отримаємо наступний вираз для функції правдоподібності, яка являє собою щільність розподілу помилок вимірювання:

$$\psi(X) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |R_z|}} \exp\left[-\frac{1}{2} (Z_m - HX_m)^T R_z^{-1} (Z_m - HX_m)\right]. \quad (1.11)$$

Слід обрати таку оцінку  $\hat{X}_m$ , при якій функція правдоподібності  $\psi(X)$  перетворюється в максимум, що відповідає мінімуму квадратів відхилень вимірних координат вектора  $X$  від їхнього дійсного значення. Для цього необхідна наступна умова:  $\frac{\partial \psi(X)}{\partial X} = 0$ .

На практиці звичайно зручніше обчислювати максимум не самої функції правдоподібності, а її логарифма, тому це буде виглядати наступним чином:

$$\ln \psi(X) = \ln \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |R_Z|}} - \frac{1}{2} (Z_m - H \hat{X}_m)^T R_Z^{-1} (Z_m - H \hat{X}_m) \quad (1.12)$$

З рівняння (1.12) візьмемо похідні за компонентами вектора  $X_m$  і прирівняємо їх до нуля. Після цього отримаємо:

$$\frac{1}{2} H^T R_Z^{-1} (Z_m - H \hat{X}_m) + \frac{1}{2} H R_Z^{-1} (Z_m - H \hat{X}_m)^T = 0. \quad (1.13)$$

Зауважимо, що як і для формули оцінки вимірювань за методом найменших квадратів, доданки виразу (1.13) рівні між собою і кожний з них дорівнює нулю.

Нехай: 
$$H^T R_Z^{-1} (Z_m - H \hat{X}_m) = 0,$$

тоді: 
$$X_m = (H^T R_Z^{-1} H)^{-1} H^T R_Z^{-1} Z_m \quad (1.14)$$

Вираз (1.14) стає вихідним для розробки алгоритму отримання оптимальних оцінок за методом максимуму правдоподібності.

Для визначення оптимальних оцінок за методом максимуму правдоподібності необхідно мати наступне:

- накопичити  $m$  спостережень  $- Z_m$ ;

- знати кореляційну матрицю  $R_Z$  похибок вимірника;
- знати матрицю зв'язків спостереження  $H$ .

Як і для алгоритму оцінок за МНК отримання оцінки  $\hat{X}_m$  пов'язано з накопиченням вимірювань  $Z_m$ , тому цей метод, як і МНК, можна використовувати лише при вимірюванні одного параметра декількома системами. В протилежному випадку нова оцінка помилок ПНК не буде співпадати з поточним значенням помилок на час, що дорівнює часу накопичення спостережень.

## 2. АНАЛІЗ СТАТИЧНИХ І ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТА ДЖЕРЕЛ ПОХИБОК БІНС ПРИ ЇЇ АВТОНОМНІЙ РОБОТІ

Рівняння похибок БІНС описують збурений режим роботи системи і є основою при аналізі її точності, при організації корекції, при побудові оптимальних навігаційних алгоритмів.

Автономність є однією з головних переваг БІНС, але автономної роботі БІНС властиво наявність повільно змінних і періодичних похибок, викликаних тим, що в робочому режимі після виставки вертикаль моделюється при налаштуванні на період Шулера диференціальними рівняннями без демпфування.

У теорії автоматичного управління використовуються різні методи опису властивостей систем управління:

- статичні характеристики
- динамічні характеристики
- диференціальні рівняння
- передавальні функції
- частотні характеристики

Принцип дії ІНС розглянемо на прикладі однокомпонентної ІНС з горизонтальною платформою (Рис. 2.1)

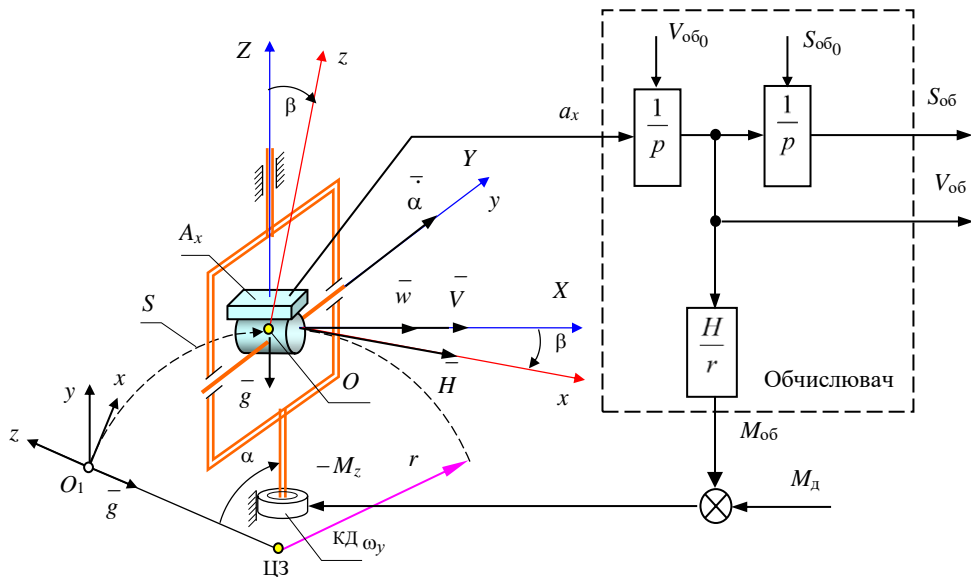


Рис. 2.1 Однокомпонентна ІНС з горизонтальною платформою

Зробимо такі припущення: ЛА рухається тільки в одній площині і на постійній відстані  $R$  від центра Землі; вектор напруженості гравітаційного поля спрямований до центра Землі. Починаючи рух із точки  $O_1$  (див. Рис. 2.1) ЛА переміщається в точку  $O$ , при цьому місцева вертикаль повертається на кут

$$\alpha = \frac{S}{r},$$

де  $S$  – відстань, яку пролетів ЛА.

Кутова швидкість супроводжуючого тригранника  $XYZ$ , у якого вісь  $OX$  дотична до траєкторії руху, а вісь  $OZ$  спрямована за місцевою гравітаційною вертикаллю, визначається співвідношенням

$$\dot{\alpha} = \omega_y = \frac{V}{r},$$

де  $V$  – швидкість польоту ЛА.

Крім того

$$\dot{S} = V, \quad \dot{V} = \omega \quad \text{або} \quad S = S_0 + \int_0^t V dt; \quad V = V_0 + \int_0^t \omega dt$$

де  $\omega$  – абсолютне прискорення центра мас ЛА.

Побудова на борті ЛА супроводжуючого тригранника забезпечується гіроплатформою, на якій встановлюється акселерометр  $A_x$  і осі якої утворюють

приладовий тригранник  $xuz$ . Уздовж осі  $Ox$  приладового тригранника спрямована вісь чутливості акселерометра і вектор кінетичного моменту гіроскопа  $\bar{H}$ . У точці  $O_1$  початку руху осі приладового тригранника  $xuz$  з максимальною точністю сполучаються з осями  $XYZ$  супроводжуючого тригранника. Крім того встановлюються значення початкових сигналів  $V_{об_0}$  і  $S_{об_0}$  на виходах інтеграторів обчислювача. Величина цих сигналів відповідає початковим значенням швидкості ЛА  $V_0$  і координати  $S_0$ . Обчислювач за сигналами акселерометра безперервно обчислює в процесі руху значення швидкості  $V_{об}$  і пройденої відстані  $S_{об}$ .

Для того, щоб гіроплатформа завжди залишалася в площині горизонту, необхідно управляти двигуном корекції КД  $\omega_y$  гіростабілізатора таким чином, щоб обертати платформу навколо осі  $Oy$  зі швидкістю

$$\omega_{y_{об}} = \dot{\alpha} = \frac{V_{об}}{r}. \quad (2.1)$$

Відповідно до правила прецесії кутова швидкість гіроскопа  $\omega_y$  з кінетичним моментом  $H$  під впливом зовнішнього моменту  $M_z$  визначається співвідношенням

$$\omega_y = -\frac{M_z}{H}. \quad (2.2)$$

Прирівнюючи (2.1), (2.2), можна знайти величину коригувального моменту

$$M_{об} = -M_z = KV_{об}$$

$$\text{де } K = \frac{H}{r} \quad (2.3)$$

Вираз (2.3) частіше представляють у вигляді ( $K/H = 1/r$ ) і називають умовою балістичної незбуреності. Виконання цієї умови забезпечує горизонтальність платформи, при русі літака з довільним прискоренням.

Покази акселерометра, встановленого на гіроплатформі, мають вигляд

$$\alpha_x = \omega_x - g_x.$$

де  $\omega_x, g_x$  – відповідно проекції абсолютного прискорення центра мас ЛА і прискорення сил ваги на вісь чутливості акселерометра



Враховуючи, що при  $\beta = 0$  ( $\beta$  – похибка горизонтування платформи)  $g_x$  також дорівнює нулю одержимо

$$\alpha_x = \omega_x = \omega.$$

З цього рівняння випливає необхідність безупинного горизонтування осі чутливості акселерометра і, що у свою чергу дозволяє визначити задачі розв'язувані ІНС у процесі руху літака:

– безперервне відтворення напрямку осей супроводжуючого тригранника за допомогою гіростабілізатора, тобто відтворення вертикалі на борті ЛА (горизонтування платформи).

– обчислення шляхом інтегрування кінематичних параметрів руху центра мас ЛА (у даному випадку швидкості  $V_{об}$  і відстані  $S_{об}$ );

Алгоритм роботи обчислювача ІНС може бути представлений такою системою рівнянь:

$$V_{об} = V_{об_0} + \int_0^t \alpha_x dt;$$

$$S_{об} = S_{об_0} + \int_0^t V_{об} dt;$$

$$M_{об} = M_{z_{об}} = \frac{H}{r} V_{об}.$$

Замість останнього рівняння – рівняння для розрахунку моменту двигуна корекції гіростабілізатора – можна записати рівняння для розрахунку кутової швидкості гіроплатформи:

$$\omega_{об} = \frac{M_{z_{об}}}{H} = \frac{V_{об}}{r},$$

Розглянутий алгоритм роботи ІНС припускає ідеальну роботу акселерометра і гіростабілізатора з системою корекції. Однак на практиці існує різниця  $\dot{\beta}$  між кутовою швидкістю супроводжуючого тригранника  $\dot{\alpha}$  і швидкістю прецесійного руху гіроскопа  $\omega_{п}$  через наявність дрейфу гіроскопа  $\omega_{д}$  або моменту  $M_{д}$ , що викликає цей дрейф

$$\dot{\beta} = \omega_{п} - \dot{\alpha},$$

де  $\omega_{п} = \omega_{об} + \omega_{д}$ .

Через це, а також внаслідок неточності початкового визначення вертикалі (початкового відхилення гіроскопа  $\beta_0$ ) з'являється поточна похибка горизонтування

$$\beta = \beta_0 + \int_0^t \dot{\beta} dt$$

Некомпенсовані складові похибок акселерометра можуть характеризуватися складовою  $\Delta a_x$ . Внаслідок похибок акселерометра, гіростабілізатора, обчислювача, а також через неточну початкову виставку гіроплатформи робота ІНС буде характеризуватися похибками визначення швидкості  $\Delta V$  і координатами  $\Delta S$ , а також похибкою відтворення вертикалі (похибкою горизонтування)  $\beta$ . При цьому вихідний сигнал акселерометра може бути поданий у вигляді

$$a_x = \omega \cos \beta - g \sin \beta + \Delta a_x$$

При малих кутах  $\beta$  це рівняння можна записати у вигляді

$$a_x = \omega - g\beta + \Delta a_x$$

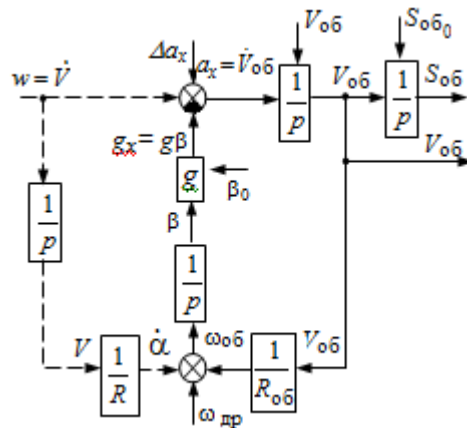


Рис. 2.2 Структурна схема однокомпонентної ІНС

Розглянутому принципу дії однокомпонентної ІНС можна зіставити структурну схему представлену на рис. 2.2. Вхідними сигналами цієї схеми є параметри руху супроводжуючого тригранника XYZ у вигляді абсолютного прискорення центра мас ЛА  $\omega$ , а також у вигляді кутової швидкості обертання місцевої вертикалі  $\dot{\alpha}$ . Інші елементи схеми відповідають роботі схеми елементів

однокомпонентної ІНС (див. рис. 2.2). За вимірюваними акселерометрами величинами абсолютного прискорення

$$\alpha_x = \dot{V}_{об}$$

розраховується швидкість польоту  $\dot{V}_{об}$  і пройдена відстань  $S_{об}$ , а за обчисленою швидкістю  $V_{об}$  розраховується задана швидкість прецесії гіроскопа  $\omega_{об}$ . Сигнали  $\Delta\alpha_x$  і  $\omega_{др}$  являють собою найбільш істотні джерела похибок ІНС. При чому, через поточну похибку горизонтування  $\beta$  в показах акселерометрів з'являється складова  $g_x = g\beta$ , яка у свою чергу викликає похибу обчислення  $V_{об}$ . Контур горизонтування являє собою контур з від'ємним зворотним зв'язком, а наявність у контурі двох інтегруючих ланок свідчить про структурну нестійкість такого контуру. При впливі на такий контур збурень у вигляді, наприклад, похибок  $\Delta\alpha_x$  або  $\omega_{др}$  у ньому збуджуються незгасаючі коливання з власною частотою  $\sqrt{g(R)^{-1}}$ .

Таким чином, контур горизонтування моделює коливальну незатухаючу ланку другого порядку з періодом коливань  $T = 2\pi\sqrt{R(g)^{-1}}$ , так званий маятник Шулера. При  $R = 6371000\text{м}$  і  $g = 9.81\text{м/с}^2$ , період коливань дорівнює 84.4хв. Маятник Шулера – це маятник з довжиною підвісу рівної радіусу Землі, і який не обурюється прискореннями точки підвісу. Інша назва такої системи – гіроскопічна вертикаль з інтегральною корекцією.

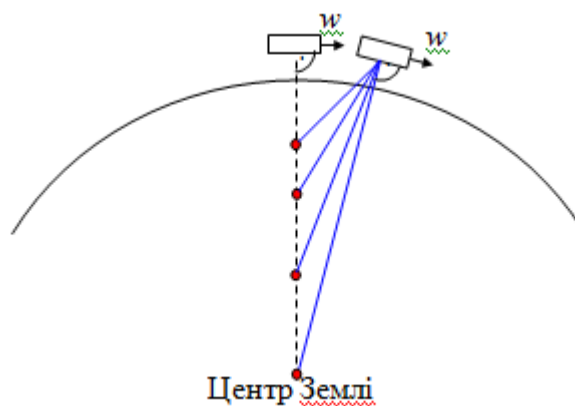


Рис.2.3 Демонстрація зміни довжини підвісу маятника

Рис. 2.3 демонструє як зміна довжини підвісу маятника впливає на кут відхилення підвісу при дії на точку підвісу одиничного прискорення, яке зміщує точку підвісу, але через інерційність центр мас грузка маятника не змінює своє положення. Очевидно, що тільки при довжині підвісу, що дорівнює відстані до центра Землі маятник залишається незбуреним, тобто кут відхилення підвісу дорівнює нулю.

При відсутності похибок датчиків і обчислювача ІНС вхідний сигнал  $\dot{\alpha} = \frac{\omega}{r} \left(\frac{1}{p}\right)$  на нижньому суматорі (див. рис. 2.2) повністю компенсується сигналом

$$\omega_{об} = \frac{a_x}{r_{об}} \left(\frac{1}{p}\right)$$

при точному завданні  $r_{об} = r$ , що підтверджує ідею балістичної незбуреності контуру. Структурний аналіз контуру показує, що наявність постійної похибки акселерометра  $\Delta\alpha_x$ , викликає похибку відтворення вертикалі  $\beta$ , а при наявності постійного дрейфу платформи  $\omega_{др}$ , у тому числі через відхід гіроскопа від добового обертання Землі, вертикаль відтворюється без сталої похибки, але має місце періодична похибка. Типові графіки зміни похибок відтворення вертикалі при наявності постійної похибки акселерометра і дрейфу ДКШ показані на Рис. 2.4.

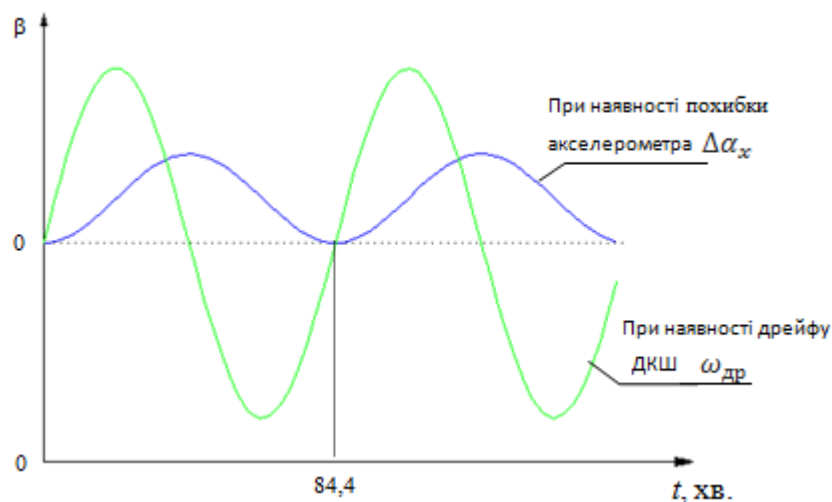


Рис. 2.4 Графіки похибок кутової орієнтації при наявності похибок акселерометра і дрейфу ДКШ

Похибки ІНС, окрім, того залежать від похибки виставки в горизонт платформи  $\beta_0$ , від неточних початкових значень  $V_0$  і  $S_0$ .

В роботі був проведений статистичний аналіз характеру змін похибок БІНС у часі, шляхом моделюванні трикомпонентної БІНС при різних вихідних умовах, які більш за все змінюють характер похибок, зокрема: при різних детермінованих складових похибок датчиків первинної інформації – акселерометрів і датчиків кутової швидкості; при різних напрямках польоту (при різних курсах); на різних широтах (деякі результати моделювання змін похибок БІНС у часі представлені на Рис. 2.5).

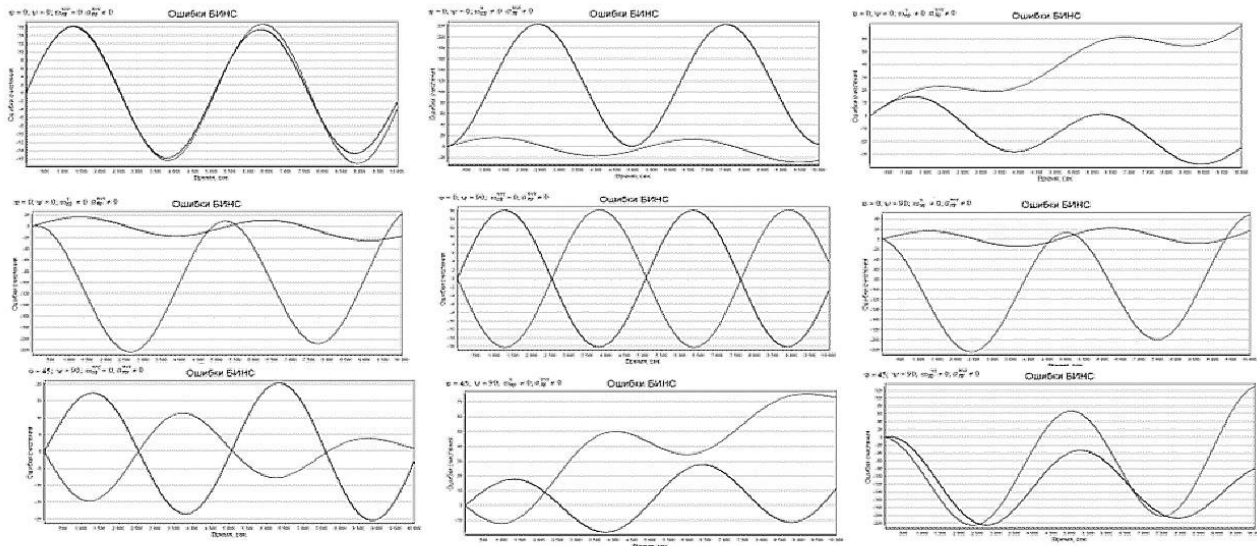


Рис. 2.5

Цей аналіз надає підстави отримати структуру гіпотетичних математичних моделей зміни похибок числення складових швидкості по широті та по довготі.

### 3. РОЗРОБКА СТРУКТУРНОЇ СХЕМИ ІНЕРЦІАЛЬНО-СУПУТНИКОВОЇ СИСТЕМИ НАВІГАЦІЇ З ДВОРІВНЕВОЮ СХЕМОЮ КОМПЛЕКСУВАННЯ

В жорстко зв'язаних інерціально-супутникових навігаційних системах (ІСНС), фільтр Калмана повинний бути досить швидкодіючим, що обмежується характеристиками існуючих процесорів бортових ЦОМ. До того ж при енергійному маневруванні літака може виникати феномен дивергенції розширеного фільтра Калмана, що характерно для без платформних інерціальних систем навігації (БІНС), при цьому оцінка параметрів кутової орієнтації не задовольняє вимогам навіть для задач пілотування. Зокрема, за 5 хвилин польоту похибка досягає декількох градусів. Для підвищення стійкості схем комплексування можна використовувати редукований фільтр Калмана.

Проведений порівняльний аналіз алгоритмів комплексування БІНС і СНС, що оснований на редукованому фільтрі Калмана та на новітніх схемах компенсації, показує, що за точність 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. Але на відміну від калманівської фільтрації метод компенсації не в змозі оцінювати не спостережувані складові вектора стану, тому тут потрібні альтернативні методи оцінювання параметрів кутової орієнтації.

Обираючи в якості СРНС систему з власним навігаційним обчислювачем (саме за такою схемою будуються сучасні авіаційні СРНС) і конкретизуючи цю схему під розглянуту раніше схему комплексної інерціально-супутникової системи навігації з інтеграцією середнього типу, тобто замінюючи блок, що реалізує калманівську фільтрацію, на схему, реалізації алгоритму обробки інформації від СРНС і БІНС за методом компенсації, а також нехтуючи схемами корекції кінематики обертового руху, отримаємо структурну схему запропонованої системи (див. рис.3.1).

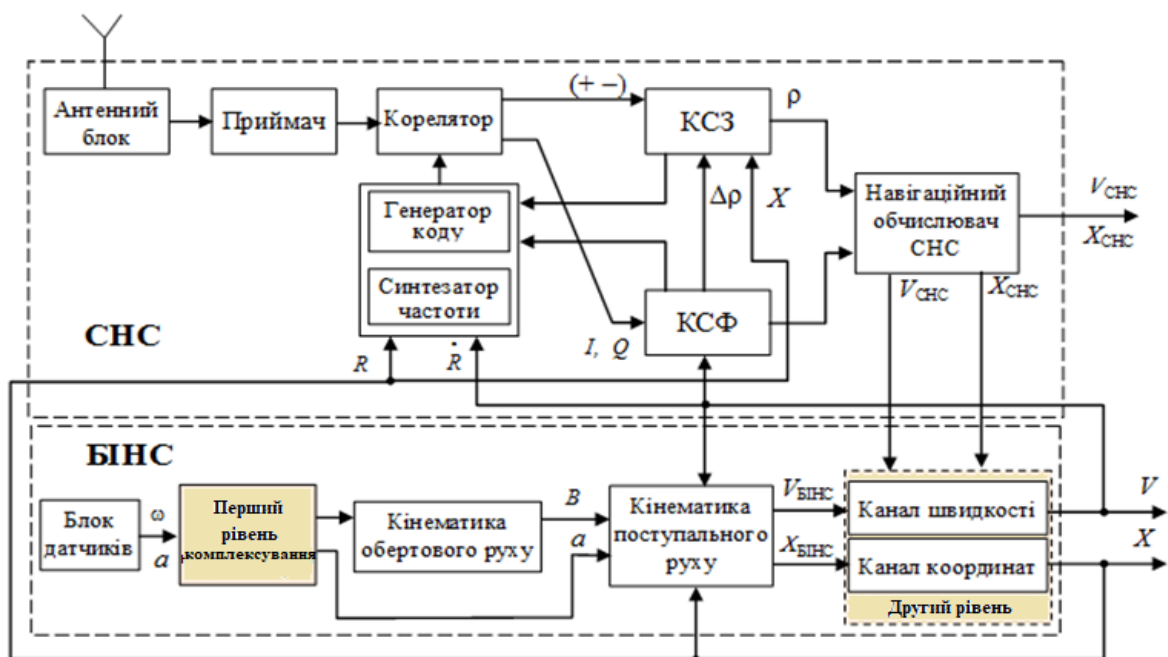


Рис. 3.1 Структурна схема запропонованої системи

Схеми компенсації в каналах швидкості та координат на відміну від фільтра Калмана є дуже швидкодіючими. Це сприяє роботі комплексної інерціально-супутникової системи навігації з інтеграцією середнього типу оскільки зв'язок схем оцінювання з контурами приймача СРНС-навігації тут значно більш жорсткий, ніж у випадку слабо-зв'язаних інерціально-супутникових систем.

Підсистема інтеграції інерціальної і супутникової систем оцінює положення й швидкість ЛА, причому ці данні надходять не тільки

споживачам, але й контурам спостереження за затримкою (КСЗ) та за фазою (КСФ) приймачів СРНС. Застосування схем фільтрації на відміну від фільтра Калмана забезпечує надходження цих даних з високою швидкістю, дозволяючи розбити період часу між вимірами в підсистемі СРНС на велику кількість підінтервалів для цілей корекції контурів спостереження. Це потрібно для того, щоб постачати контуру спостереження інформацію навіть тоді, коли вхідний сигнал приймача від сутньої або подавлений завадами.

У результаті застосування високошвидкісних схем фільтрації досягається можливість здійснення режиму “real-time kinematics”, що дозволяє стежити за всіма параметрами польоту високоманеврених ЛА при постановці активних завад супротивником.

У блоці оцінювання параметрів кутової орієнтації за інформацією датчиків БІНС й магнітометра формуються за відповідними алгоритмами оцінки кутів крену, тангажа та курсу.

Саме така схема побудови комплексної інерціально-супутникової системи навігації з середнього типу інтеграцією буде в подальшому досліджуватися в даній роботі.

Проведений порівняльний аналіз алгоритмів комплексування БІНС і СНС показує, що за точність 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. Але на відміну від калманівської фільтрації метод компенсації не в змозі оцінювати не спостережувані складові вектора стану, тому тут потрібні альтернативні методи оцінювання параметрів кутової орієнтації.

В даній схемі запропоновано два рівня обробки інформації. А саме:

1. Комплексування гіроскопічного та акселерометрично вимірників кутового положення в інерціально-супутниковій системі навігації.
2. Комплексування навігаційної інформації в інерціально-супутниковій системі навігації.



#### 4. ПЕРШИЙ РІВЕНЬ КОМПЛЕКСУВАННЯ В ІНЕРЦІАЛЬНО-СУПУТНИКОВІЙ СИСТЕМІ НАВІГАЦІЇ. КОМПЛЕКСУВАННЯ ГІРОСКОПІЧНОГО ТА АКСЕЛЕРОМЕТРИЧНОГО ВИМІРНИКІВ КУТОВОГО ПОЛОЖЕННЯ БПЛА.

##### **4.1 Розробка алгоритмів комплексування гіроскопічного та акселерометричного вимірників кутового положення**

Аналізуючи можливість застосування на сучасних мініатюрних безпілотних літальних апаратах (БПЛА) прецизійних високоточних гіровертикалей можна відмітити, що такі системи занадто дорогі. Крім того вони не підходять через свої масогабаритні характеристики.

Для вимірювань параметрів кутової орієнтації БПЛА пропонують ряд альтернативних методів одержання цієї інформації, зокрема: пірометричний та магнітометричний, методи визначення кутів крену й тангажа.

Недоліком пірометричного методу вимірювання вертикалі є похибки вимірювання при польоті БПЛА на малих висотах над похилим рельєфом місцевості, оскільки при цьому викривлюється горизонт теплового випромінювання земної поверхні.

Метод магнітометричного вимірювання має зони невизначеності, зокрема при обертанні магнітометра навколо осі близької або співпадаючій з напрямком вектора магнітного поля, а також на курсах близьких до  $90..270^\circ$  з'являється невизначеність у вимірах кутів крену й тангажа. До того ж аномальні варіації магнітного поля діють на вимірювання параметрів кутової орієнтації як збурення.

Тому зараз все більш поширення набуває застосування на БПЛА мікромеханічних гіровертикалей (ММГВ) та безплатформних інерціальних навігаційних систем (БІНС) побудованих на досить грубих, але мікромініатюрних датчиках первинної інформації – МЕМС-датчиках.

Цим вимогам у значній мірі задовольняють мікромеханічні акселерометри (ММА) і датчики кутових швидкостей (ММДКШ), при виробництві яких використовуються технології твердотільної мікроелектроніки, які близькі до

технологій виготовлення надвеликих інтегральних схем. Виготовляються такі МЕМС-датчики масово і коштують стільки ж, скільки й інші мікросхеми, – одиниці-десятки доларів.

Проте головний недолік мікромініатюрних інформаційних системи, до яких можна віднести і ММГВ, це низька точність. Тому для вимірювання кутів крену й тангажа більшість розробників ММГВ та БІНС пропонують використовувати метод, при реалізації якого покази ММА і ММДКШ піддаються спеціальній алгоритмічній обробці.

Розробка алгоритмів комплексування показів первинних датчиків інформації ММГВ та БІНС є задачею вельми актуальною.

Найбільш використовуваними для цілій комплексування показів ММА та ММДКШ є так називаний, комплементарний фільтр, або схема калманівської фільтрації. При вирішенні задачі комплексної обробки інформації в інтегрованих інформаційних системах найбільш привабливою є, безумовно, Калмановська фільтрація. Проте, використання фільтра Калмана зустрічає певних труднощів при його практичній реалізації на борті БПЛА. Втім на даний час у сучасних бортових комплексах крім алгоритмів оптимального оцінювання вектора стану, існують інші методи комплексування, зокрема, метод взаємної компенсації, який добре собі зарекомендував на практиці. Доцільність використання методу компенсації при обробці показів ММА та ММДКШ пояснюється тим, що в даному випадку помилки вимірників лежать у різних частотних діапазонах.

Основною перевагою калманівської фільтрації є те, що при комплексуванні інформаційних систем на виході фільтра Калмана відновлюються оцінки всього вектору стану у тому числі і систематичні складові похибок вимірників, що надає можливість здійснювати їх польотне калібрування. Але на наш погляд й при застосуванні схеми компенсації спільно зі схемами корекції існує така можливість.

Отже постановка задачі може бути сформульована наступним чином: розробити алгоритми комплексного вимірника параметрів кутової орієнтації БПЛА на основі схеми взаємної компенсації та провести їх всебічне дослідження.

Акселерометр може застосовуватися як для вимірювання проєкцій абсолютного лінійного прискорення, так і для непрямих вимірювань проєкції гравітаційного прискорення.

При розташуванні акселерометра на горизонтальному та нерухомому відносно поверхні землі об'єкті він буде вимірювати  $\bar{a} = -\bar{g}$  уявне прискорення, що створюється силою нормальної реакції опори, яка дорівнює за величиною, але протилежна за напрямком силі земного тяжіння у точці знаходження об'єкта. Якщо єдиною силою, що діє на об'єкт є сила земного тяжіння, то акселерометр, вимірюючи проєкцію вектора гравітації на власну вісь чутливості  $Ax = g\sin(\alpha)$ , може використовуватися як інклінометр для визначення статичного кута нахилу акселерометра.

$$\alpha = \arcsin( Ax/g )$$

Такі властивості акселерометра застосовують в алгоритмах передстартової виставки БІНС для визначення стоянкових кутів крену та тангажа.

В робочих алгоритмах БІНС параметри кутової орієнтації об'єкта визначаються за інформацією датчиків кутової швидкості (ДКШ). Зокрема ці параметри можуть бути визначені за елементами матриці напрямних косинусів  $B$ , яка може бути отримана у різні способи. Наприклад, матриця  $B$  може бути отримана в результаті розв'язання узагальненого рівняння Пуассона за інформацією про кутову швидкість БПЛА відносно інерціального простору  $\omega_{ЛА}$  і кутову швидкість навігаційної системи координат відносно інерціального простору  $\omega_{NHE}$ , яка враховує кутову швидкість обертання Землі і кутову швидкість, обумовлену обльотом БПЛА сферичної Землі ,

де

$$\omega_{\dot{E}\dot{\Lambda}} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{z_{E\dot{\Lambda}}} & \omega_{y_{E\dot{\Lambda}}} \\ \omega_{z_{E\dot{\Lambda}}} & 0 & -\omega_{x_{E\dot{\Lambda}}} \\ -\omega_{y_{E\dot{\Lambda}}} & \omega_{x_{E\dot{\Lambda}}} & 0 \end{bmatrix};$$

$$\omega_{NHE} = \begin{bmatrix} 0 & -(\omega_{E_V} + \Omega_E) & (\omega_{H_V} + \Omega_H) \\ (\omega_{E_V} + \Omega_E) & 0 & -(\omega_{N_V} + \Omega_N) \\ -(\omega_{H_V} + \Omega_H) & (\omega_{N_V} + \Omega_N) & 0 \end{bmatrix};$$

$\omega_{xЛА}, \omega_{yЛА}, \omega_{zЛА}$  – кутові швидкості ЛА відносно зв'язаних осей, вимірювані ДКШ;  $\Omega_E, \Omega_H, \Omega_N$  та  $\omega_{E_V}, \omega_{H_V}, \omega_{N_V}$  – проекції кутової швидкості обертання Землі на осі навігаційної системи координат та кутові швидкості, які виникають при обльоті сферичної поверхні Землі.

Для визначення кутової орієнтації об'єкта можуть також використовуватися параметри Родріга-Гамільтона у формі кватерніонів або ця інформація може бути одержана шляхом розв'язання кінематичних рівнянь:

$$\begin{aligned} \dot{\psi} &= (\omega_{y_\Sigma} \cos \gamma - \omega_{z_\Sigma} \sin \gamma) \sec \vartheta; \\ \dot{\gamma} &= \omega_{x_\Sigma} + \operatorname{tg} \vartheta (\omega_{z_\Sigma} \sin \gamma - \omega_{y_\Sigma} \cos \gamma); \\ \dot{\vartheta} &= \omega_{y_\Sigma} \sin \gamma + \omega_{z_\Sigma} \cos \gamma, \end{aligned}$$

де  $\omega_{x_\Sigma}, \omega_{y_\Sigma}, \omega_{z_\Sigma}$  – проекції вектора абсолютної кутової швидкості на осі зв'язаної системи координат, які знову ж враховують кутові швидкості ЛА відносно зв'язаних осей, проекції кутової швидкості обертання Землі на осі навігаційної системи координат та кутові швидкості, які виникають при обльоті сферичної поверхні Землі.

Для демонстрування проблем, які виникають при спробі отримання інформації про кутову орієнтацію від МЕМС датчиків, на рис. 1 наведені вихідні сигнали нерухомого блоку інерціальних МЕМС датчиків (мікросхеми MPU-6050), яка

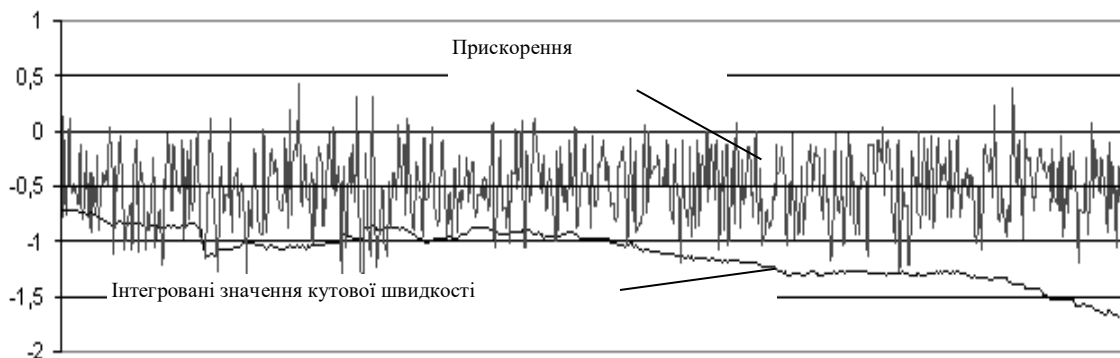


Рис.4.1 Вихідні сигнали мікросхеми MPU-6050

об'єднує на одному кремнієвому кристалі трьохосьовий акселерометр і трьохосьовий гіроскоп. Зокрема на рис. 1 показані «сирі» значення прискорення та інтегровані значення кутової швидкості, за однієї з осей блоку MPU-6050.

Аналіз вихідних сигналів блоку MPU-6050 показує, що сигнал ММА навіть у статичному режимі має суттєву шумову складову. А враховуючи, що на рухомий об'єкт крім сили гравітації діють ще й інші сили, викликані прискореннями, обертаннями, трясінням і т.д., то стає зрозумілим, що визначити за допомогою акселерометрів параметри кутової орієнтації в польоті є задачею вельми проблематичною.

На відміну від акселерометричного спосіб отримання інформацію про кути крену та тангажа шляхом інтегрування сигналу гіроскопічного датчика викликає швидко зростаючу похибку вимірювання через наявність сталої похибки ММДКШ.

З іншого боку аналіз вихідних сигналів блоку MPU-6050 показує, що похибки вимірювання параметрів кутової орієнтації за допомогою акселерометрів і ММДКШ лежать у різних частотних діапазонах. Тому для розв'язання задачі комплексування двох вимірників ідеально підходить саме метод компенсації.

Структурна схема, що реалізує метод компенсації, для комплексування гіроскопічного вимірника вертикалі (ГВВ), який побудований на основі ММДКШ і акселерометричного вимірника вертикалі (АВВ) представлена на рис.4.2.

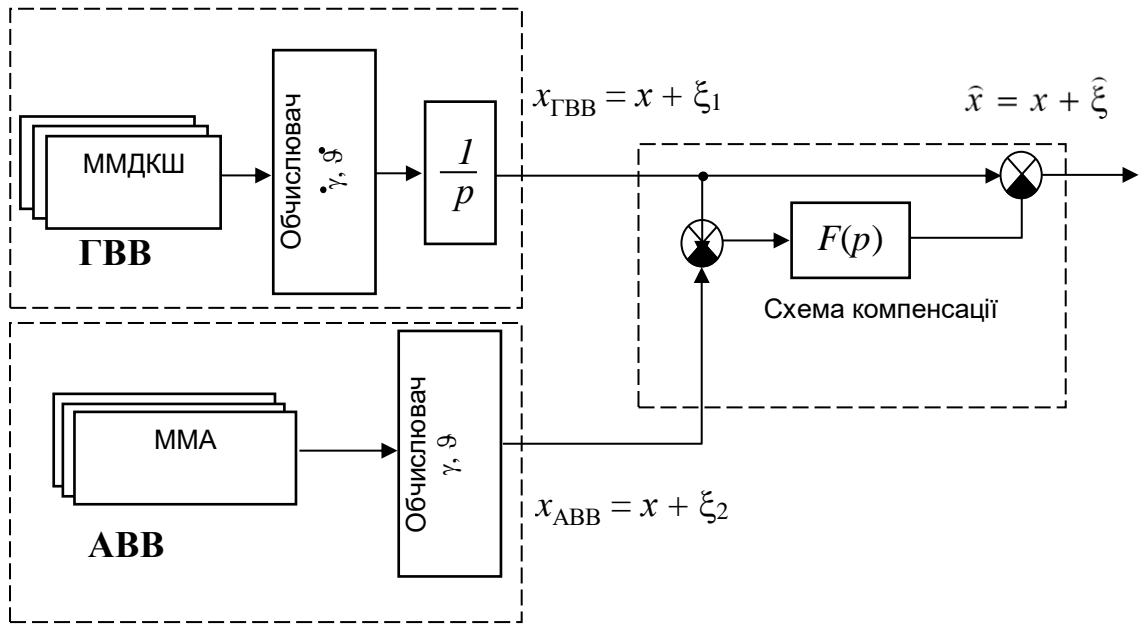


Рис.4. 2 Схема реалізації методу компенсації

Алгоритм комплексної обробки інформації, що використовує метод компенсації, має в порівнянні з оптимальною калманівською фільтрацією досить простий вигляд:

$$\hat{x} = x_{ГВВ} - F(p)(x_{ГВВ} - x_{АВВ})$$

де  $F(p)$  – динамічний фільтр схеми компенсації;  $x_{ГВВ}, x_{АВВ}$  – параметри кутової орієнтації одержувані від ГВВ і АВВ ;  $\hat{x}$  – оцінка даного параметра кутової орієнтації.

Якщо вибрати фільтр  $F(p)$  таким, щоб він з мінімальним спотворенням пропускав заваду  $\xi_1$  і заглушував заваду  $\xi_2$ , то похибка комплексної системи буде мінімальною, тобто похибка  $\hat{\xi}$  зменшується залежно від різниці в спектральних характеристиках завад  $\xi_1$  та  $\xi_2$ . При значній різниці в частотних характеристиках завад на виході фільтра  $F(p)$  (див. рис.4.1) повністю буде відтворюватися завада  $\xi_1$ , тобто похибка ГВВ, а на виході схеми компенсації оцінка параметра  $\hat{x}$  буде максимально точно співпадати з вимірюваним параметром  $x$ .

Залишається визначити таку структуру динамічного фільтра схеми компенсації, яка б забезпечувала сумісну обробку однорідної інформації від ГВВ та АВВ з якістю, близькою до оптимальної.

Перетворюючи рівняння схеми компенсації, отримаємо

$$\hat{x} = x + [1 - F(p)]\xi_{ГВВ} + F(p)\xi_{АВВ} = x + \hat{\xi}$$

де  $\hat{\xi} = [1 - F(p)]\xi_{ГВВ} + F(p)\xi_{АВВ} = \xi_{ГВВ} - F(p)(\xi_{ГВВ} - \xi_{АВВ})$  – похибки комплексної обробки інформації.

Ідеальний фільтр  $F(p)$  повинний мати таку амплітудно-частотну характеристику  $A = F(\omega)$

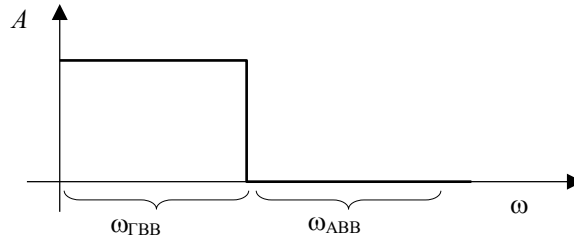


Рис. 4.3 АЧХ ідеального фільтра

(див рис. 4.3), щоб він в області частот  $\omega_{ГВВ}$  без спотворення пропускав низькочастотні сигнали похибки  $\xi_{ГВВ}$ , а в області частот  $\omega_{АВВ}$  відтінював похибку  $\xi_{АВВ}$ . Тоді на виході фільтра  $F(p)$  (див. рис. 3.2) спостерігається не викривлена низькочастотна похибка ГВВ, а на виході другого пристрою віднімання відтворюється точне значення вимірюваного кутового параметра  $x$ .

$$\hat{x} = x + \xi_{ГВВ} - \xi_{ГВВ} = x$$

В існуючих схемах компенсації (наприклад, в інерціально-доплерівській системі) фільтр високих частот має вигляд аперіодичної ланки з передавальною функцією

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

де  $T$  – стала часу фільтра, а передавальна функція фільтра низьких частот

$$[1 - F(p)] = \frac{Tp}{Tp + 1}$$

являє собою так звану ізодромну (реальну диференціувальну) ланку.

Такий фільтр низьких частот ефективний тільки для постійних, не змінних у часі похибок. Однак, навіть наближений аналіз похибок ГВВ, (див. рис.4. 1) показує, що похибки числення параметрів кутової орієнтації з часом зростають. Тому для

такого роду похибок в був запропонований більш складний фільтр третього порядку вигляду:

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

Для такого динамічного фільтра передавальна 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 зневажити 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, забезпечуючи астатизм третього порядку, вже не пропускає не тільки сталу складову похибки ГВВ, але і похибки, 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  $(3Tp + 1)$  трохи підсилює високочастотну складову похибки АВВ, але це з успіхом компенсується потрійним збільшенням його фільтруючих властивостей.

#### **4.2 Дослідження запропонованих алгоритмів комплексуювання**

Дослідження алгоритмів комплексної обробки інформації, що реалізують метод компенсації з різними конфігураціями динамічного фільтра, здійснювалися шляхом математичного моделювання у середовищі Делфі.

Для дослідження запропонованого алгоритму необхідно сформулювати математичні моделі похибок ММА та ММДКШ. В цих моделях враховано багато складових, що формують підсумкові похибки датчиків. Зокрема це й похибки масштабних коефіцієнтів, й похибки юстирування, й квадратичні похибки через нелінійність характеристик датчиків, й систематичні та випадкові (шумові)



складові зсувів нулів, тощо. Проте при розгляданні руху БПЛА зі сталою швидкістю за прямолінійними траєкторіями моделі похибок можна істотно спростувати до вигляду:

$$\Delta a_i = K_{a_i} + Q_{a_i} \varepsilon_{a_i}; \quad \Delta \omega_i = K_{\omega_i} + Q_{\omega_i} \varepsilon_{\omega_i},$$

де  $K_{a_i}, K_{\omega_i}$  – систематичні похибки вимірників (дрейф нуля);  $Q_{a_i}, Q_{\omega_i}$  – інтенсивності випадкових похибок вимірників;  $\varepsilon_{a_i}, \varepsilon_{\omega_i}$  – шуми вимірювань.

Така модель похибок датчиків є найбільш простою, однак у багатьох практичних випадках досить ефективною, що дозволяє вирішувати задачі комплексування цих вимірників.

Результати досліджень схем компенсації з динамічним фільтром першого порядку у вигляді аперіодичної ланки  $F(p) = \frac{1}{(Tp+1)}$  показують

(див. рис.4.4), що похибка оцінювання параметрів кутової орієнтації порівняно менше похибки ГВВ. Однак, у порівнянні зі середньоквадратичною похибкою АВВ має місце зміна похибки схеми компенсації в часі. Фільтр же третього порядку вже не пропускає не тільки сталу складову похибки ГВВ, але і похибки, що змінюються за законами першого і другого порядків,

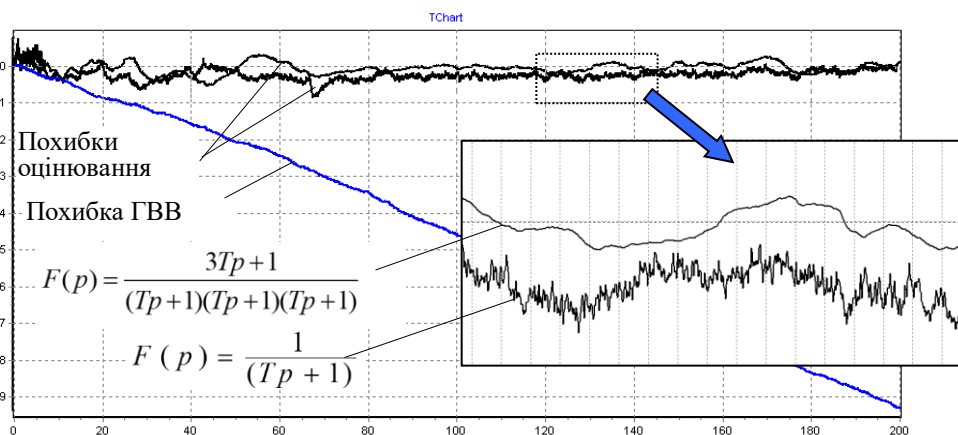


Рис.4.4 Результати досліджень схем компенсації

а також забезпечує гарні фільтруючі властивості схеми комплексування і досить високі точнісні характеристики оцінки параметрів кутової орієнтації не гірше, ніж схема оптимальної калманівської фільтрації.

Складні умови роботи датчиків інформації призводять до появи значних похибок, тому в алгоритмах роботи БІНС бажано здійснити аналітичну компенсацію похибок вимірників (здійснювати їх польотне калібрування), перш ніж ці сигнали будуть використані для розрахунку параметрів орієнтації і для визначення складових уявного прискорення уздовж навігаційних осей.

## 5. ДРУГИЙ РІВЕНЬ КОМПЛЕКСУВАННЯ В ІНЕРЦІАЛЬНО-СУПУТНИКОВІЙ СИСТЕМІ НАВІГАЦІЇ.

Комітет ІКАО з майбутніх навігаційних систем прийняв рішення про обов'язкове використання супутникових навігаційних систем (СНС) в поєднанні з інерціальними системами навігації (ІНС). При побудові інерціально-супутникових систем навігації (ІССН) комплексування інформації ІНС та СНС здійснюється зазвичай на базі оптимальної калманівської фільтрації. Однак при практичній реалізації калманівської фільтрації на борту ЛА виникають певні складності. Головна з них це феномен дивергенції (розбіжності), який виникає при роботі з невідомим стохастичним сигналом, на вході фільтра, що характерно саме для бесплатформних ІНС (БІНС), оскільки в БІНС унаслідок нестационарності матриці перепроєктування сигналів датчиків БІНС в навігаційну систему координат, навіть стаціонарні випадкові процеси основних джерел похибок – дрейфів гіроскопічних датчиків і акселерометрів, стають нестационарними.

Щоб запобігти зазначені труднощі, розроблена ціла серія модифікацій фільтра Калмана, зокрема використання адаптивних та робастних алгоритмів фільтрації, алгоритмів Язвинського, тощо. Для скорочення обчислень використовують редукований фільтр Калмана.

Проте у сучасних бортових комплексах крім алгоритмів оптимального оцінювання, існують більш прості субоптимальні способи обробки однорідної інформації, що добре собі зарекомендували на практиці. Зокрема це метод взаємної компенсації. Доцільність використання методу компенсації при обробці інформації саме в ІССН пояснюється тим, що в даному випадку вимір навігаційних параметрів здійснюються вимірниками, похибки яких лежать у різних частотних діапазонах. А якщо при комплексуванні не стоїть задача оцінювання складових вектора стану, що не спостерігаються (наприклад, параметри орієнтації в БІНС вимірюються з прийнятною точністю й не потребують додаткового оцінювання), то застосування субоптимальних способів обробки навігаційної інформації викликає певний інтерес.

Якість обробки інформації при використанні методу компенсації залежить від якості процедури фільтрації при оцінюванні сигналу похибки БНС, спотвореного високочастотною похибкою СНС, яка може описуватися білим гаусовим шумом. В роботі запропонований фільтр схеми компенсації, який на погляд авторів забезпечує комплексування навігаційних складових вектора стану, які спостерігаються, з якістю що не поступається оптимальної калманівської фільтрації. Але порівняльні характеристики цих двох методів не приводяться.

Тому порівняльний аналіз різних схем комплексування навігаційних складових вектора стану, які спостерігаються, стає вельми актуальною задачею розробки алгоритмів побудови інерціально-супутникових систем навігації.

Задача синтезу алгоритмів оптимального комплексування ІНС і СНС може формулюватися як знаходження найкращої (у смислі мінімуму дисперсії похибки оцінювання) оцінки вектора стану за спостереженнями сигналів інерціальної та супутникової навігаційних систем.

Відомо, що для динамічної системи типу

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{X}} &= \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{B}\xi_x; \\ \mathbf{Z} &= \mathbf{H}\mathbf{X} + \xi_z,\end{aligned}$$

оптимальним фільтром – фільтром Калмана, що забезпечує мінімум дисперсії похибки оцінювання, стає алгоритм, який складається з трьох блоків:

- основного блока

$$\hat{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\hat{\mathbf{X}} + \mathbf{K}_\phi [\mathbf{Z} - \mathbf{H}\hat{\mathbf{X}}];$$

- блока обчислення коефіцієнтів корекції

$$\mathbf{K}_\phi = \mathbf{P}\mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1};$$

- блока розв'язання рівняння коваріацій

$$\dot{\mathbf{P}} = \mathbf{A}\mathbf{P} + \mathbf{P}\mathbf{A}^T - \mathbf{P}\mathbf{H}^T \mathbf{R}_z^{-1} \mathbf{H}\mathbf{P} + \mathbf{B}\mathbf{R}_x \mathbf{B}^T.$$

Тут  $\mathbf{X}$  – вектор стану системи;  $\mathbf{A}$  – матриця коефіцієнтів системи;  $\mathbf{B}$  – матриця збурень, які діють на вході динамічної системи;  $\mathbf{Z}$  – вектор вимірювань;

$\mathbf{H}$  – матриця спостережень;  $\xi_z$  – вектор шумів вимірювань;  $\hat{X}$  – оцінки вектора стану системи;  $\mathbf{K}_\phi$  – матриця коефіцієнтів фільтрації;  $\mathbf{P}$  – коваріаційна матриця похибок оцінювання, яку необхідно обчислювати безперервно в процесі оцінювання або попередньо, якщо це можливо;  $\mathbf{R}_x, \mathbf{R}_z$  – кореляційні матриці, які характеризують зв'язок компонентів вектора збурень  $\xi_x$  (вектора шумів вимірювань  $\xi_z$ ) з випадковими функціями типу білого шуму.

Надалі при аналізі особливостей реалізації алгоритмів оцінювання обмежимося алгоритмами фільтрації в окремих каналах (в поздовжньому або бічному), приймаючи допущення про їхню незалежність.

Структурна схема реалізації методу компенсації представлена на Рис. 5.1.

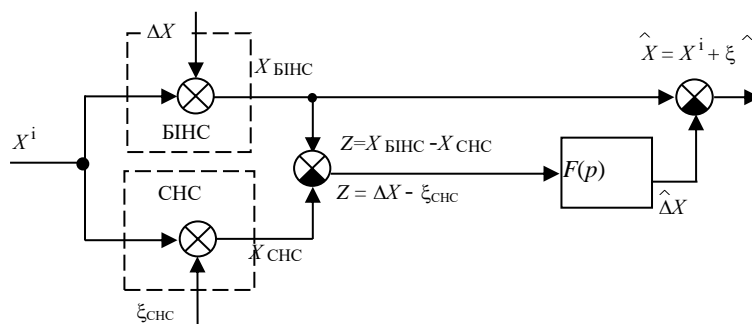


Рис. 5.1

Тут  $F(p)$  – динамічний фільтр схеми компенсації;  $X_{\text{БНС}}, X_{\text{СНС}}$  – навігаційні параметри (координати і складові швидкості) одержувані від БНС і СНС;  $\hat{x}$  – оцінка даного навігаційного параметра;  $X^i$  – істинне значення навігаційного параметру;  $\Delta X$  – похибка БНС;  $\xi_{\text{СНС}}$  – шумова складова похибки СНС;  $Z$  – навігаційні параметри спостереження;  $\hat{\xi} = [1 - F(p)]\Delta X + F(p)\xi_{\text{СНС}}$  – похибка комплексної системи.

Алгоритм комплексної обробки інформації, що використовує метод компенсації, має наступний вигляд:

$$\hat{X} = X_{\text{БНС}} - F(p)Z.$$

Рівняння схеми компенсації (Рис. 5.1) може бути записане у вигляді:

$$\hat{X} = X^i + \Delta X - F(p)(\Delta X - \xi_{\text{СНС}})$$

або

$$\hat{X} = X^i + [1 - F(p)]\Delta X + F(p)\xi_{\text{снс}} = X^i + \hat{\xi}$$

Похибка  $\hat{\xi}$  буде тим менше, ніж сильніше розбіжність у спектральних характеристиках похибок вимірників  $\Delta X$  і  $\xi_{\text{снс}}$ . Якщо вибрати фільтр  $F(p)$  таким, щоб він з мінімальним спотворенням пропускав заваду  $\Delta X$  і заглушував заваду  $\xi_{\text{снс}}$ , то помилка комплексної системи буде мінімальною, тобто помилка  $\hat{\xi}$  зменшується залежно від різниці в спектральних характеристиках завад  $\Delta X$  та  $\xi_{\text{снс}}$ . При значній різниці в частотних характеристиках завад на виході фільтра  $F(p)$  (див. рис.1) повністю буде відтворюватися завада  $\Delta X$ , а на виході схеми компенсації відтворюється точне значення вимірюваного параметра  $X^i$ , оскільки

$$\hat{X} = X^i + \Delta X - \Delta X = X^i.$$

У роботі був синтезований динамічний фільтр схеми компенсації, який являє собою ланку третього порядку з форсуванням

$$F(p) = \frac{3T_{\phi}p+1}{(T_{\phi}p+1)(T_{\phi}p+1)(T_{\phi}p+1)}. \quad (1)$$

Однією з найважливіших характеристик будь-якої схеми комплексування є її збіжність і час збіжності. З метою покращення цих характеристик пропонується використовувати в схемі комплексування фільтр із змінною структурою. Структура фільтра схеми компенсації змінюється в часі й має такий вигляд

$$F(p) = \begin{cases} \frac{1}{T_{\phi 1}p+1} & \text{при } t \leq 3T_{\phi 1}; \\ \frac{3T_{\phi 2}p+1}{(T_{\phi 2}p+1)(T_{\phi 2}p+1)(T_{\phi 2}p+1)} & \text{при } 3T_{\phi 1} < t \leq 3T_{\phi 2}; \\ \frac{3T_{\phi}p+1}{(T_{\phi}p+1)(T_{\phi}p+1)(T_{\phi}p+1)} & \text{при } 3T_{\phi 2} < t. \end{cases}$$

Постановка задачі може бути сформульована наступним чином: провести порівняльний аналіз результатів оцінювання похибок БНС, зокрема похибок числення координат та складових швидкості з використанням алгоритмів редукованого фільтра Калмана та алгоритмів комплексування на основі методу взаємної компенсації.

При порівняльному аналізі методів й алгоритмів фільтрації обмежимося тільки групою алгоритмів лінійної фільтрації інформаційних компонентів типу сигнал / шум, в яких частоти сигналу та шуму не перекриваються, тобто мають значну різницю в частотних характеристиках похибок, і які працюють в системах реального часу. Само до цієї групи відносяться алгоритми схем комплексування ІССН.

У традиційних алгоритмах комплексування ІССН, здійснюється оцінювання похибок числення координат БІНС за допомогою поточної інформації від СНС з подальшою корекцією вихідний інформації БІНС. Ця схема, відома досить давно і в останні роки отримала назву інваріантної схеми комплексування. Особливістю такої схеми є формування вимірювань у вигляді різниць відповідних показань систем числення та коректорів, що забезпечує практичну незалежність (інваріантність) оцінюваних похибок систем числення від властивостей навігаційних параметрів літального апарата (ЛА). З використанням різницевих вимірів вирішується задача оцінювання похибок однієї підсистеми на фоні похибок іншої підсистеми. В інваріантній схемі комплексування в якості моделей еволюції шуканих оцінок похибок систем числення використовуються лінійні рівняння похибок, а для оцінювання похибок застосовуються лінійні фільтри калманівського типу.

При синтезі оптимального фільтру Калмана, обмежуючись алгоритмами фільтрації тільки в поздовжньому каналі, з урахуванням припущення про його незалежність від бічного каналу, модель похибок числення параметрів польоту ЛА зручно представити у вигляді:

$$\Delta \dot{X} = \Delta V_x; \quad \Delta \dot{V}_x = \Delta a_x; \quad \Delta \dot{a}_x = \xi_x$$

де  $\Delta X$ ,  $\Delta V_x$ ,  $\Delta a_x$  – похибки БІНС по координатах та їх похідних;  $\xi_x$  – шум акселерометрів, які задані у вигляді білого шуму з інтенсивністю  $S_{ax}$ .

Модель спостереження запишемо у вигляді

$$\begin{aligned} Z_1 &= X_{\text{інс}} - X_{\text{снс}} = \Delta X + \zeta_x; \\ Z_2 &= V_{\text{інс}} - V_{\text{снс}} = \Delta V + \zeta_v; \\ X_{\text{інс}} &= X^i + \Delta X; \quad V_{\text{інс}} = V^i + \Delta V; \\ X_{\text{снс}} &= X^i + \zeta_x; \quad V_{\text{снс}} = V^i + \zeta_v. \end{aligned}$$

Розв'язком даної задачі є алгоритм редукованого неперервного фільтра Калмана:

$$\begin{aligned}\Delta\hat{X} &= \Delta\hat{V} + K_{\phi 1}(Z_1 - \Delta\hat{X}); \\ \Delta\hat{V} &= \Delta\hat{a} + K_{\phi 2}(Z_2 - \Delta\hat{V}); \\ \Delta\hat{a} &= K_{\phi 3}(Z_1 - \Delta\hat{X});\end{aligned}$$

Тут:  $X_{\text{інс}}, V_{\text{інс}}$  – координата та швидкість, які вимірює БІНС;  $X_{\text{снс}}, V_{\text{снс}}$  – координата та швидкість, що надходять від приймача СНС;  $X^i$  – істинні значення координат;  $\Delta X, \Delta V$  – похибки БІНС, що розглядаються як систематичні похибки, обумовлені відходом гіроскопів і неточністю акселерометрів;  $\zeta_x, \zeta_v$  – шумові складові похибок СНС-приймача, які задані у вигляді білих шумів з інтенсивностями (спектральними щільностями)  $S_x, S_v$  відповідно;  $K_{\phi i}, i = \overline{1,3}$  – коефіцієнти фільтрації, зокрема коефіцієнти  $K_1, K_2$  визначаються як

$$K_1 = \frac{R_{11}}{S_x}, \quad K_2 = \frac{R_{12}}{S_v}$$

Кореляційні моменти  $R_{11}, R_{12}$  визначаються шляхом розв'язання системи диференціальних рівнянь Ріккати третього порядку:

$$\begin{aligned}\dot{R}_{11} &= 2R_{12} - \frac{R_{12}^2}{S_x}, & R_{11}(t_0) &= \sigma_{x_0}; \\ \dot{R}_{12} &= 2R_{22} - \frac{R_{11}R_{12}}{S_x}, & R_{12}(t_0) &= R_{12_0}; \\ \dot{R}_{22} &= S_x - \frac{R_{12}^2}{S_v}, & R_{22}(t_0) &= \sigma_{V_0}^2.\end{aligned}$$

Коефіцієнти фільтрації можна отримати також як константи зі сталого рівняння Ріккати, яке у цьому випадку перетворюється в нелінійне алгебраїчне рівняння.

Аналіз алгоритмів фільтра Калмана, наприклад, першого його рівняння, показує, що при відсутності складової  $\Delta\hat{V}$  це рівняння описує звичайний аперіодичний фільтр – фільтр Батерворта першого порядку, який застосовується, наприклад, у схемах комплексування інерціально-доплеровських систем навігації, побудованих на основі методу компенсації. Природно, що при комплексуванні високоточної СНС і грубої БІНС похибки



такої схеми комплексування хоча й зменшуються у порівнянні з похибкою БНС, але у декілька разів перевищують похибку СНС (див. Рис. 5.2).

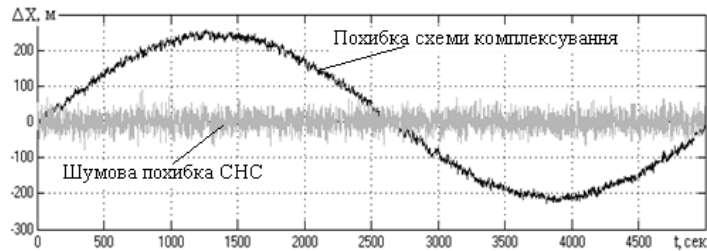


Рис. 5.2

Це пояснюється тим, що при фільтруванні шумової складової похибки СНС викривлюється через інерційність аперіодичного фільтру систематична похибка БНС. Компенсація інерційності аперіодичного фільтру в алгоритмах калманівської фільтрації при оцінюванні похибки  $\Delta X$  й забезпечується саме складовою  $\Delta \hat{V}$ .

В аналізованих динамічних фільтрах (1) схеми компенсації, що побудовані на основі фільтрів Батерворта другого порядку, була синтезована досить проста модель компенсації інерційності, яка являє собою аперіодичний фільтр з форсуванням

$$W_{\text{комп}}(p) = (3T_{\phi}p + 1) / (T_{\phi}p + 1),$$

при цьому передаточна функція фільтра низьких частот має вигляд:

$$[1 - F(p)] = \frac{T_{\phi}^2 p^2 (T_{\phi} p + 3)}{T_{\phi}^3 p^3 + 3T_{\phi}^2 p^2 + 3T_{\phi} p + 1}. \quad (2)$$

Тобто динамічний фільтр (1) без викривлень пропускає сталі, а також низькочастотні складові похибок БНС, які зокрема змінюються у часі за законами першого та другого порядку характерними для шулеровських коливань, ефективно фільтруючи при цьому високочастотні шумові складові похибок СНС.

Для порівняльного аналізу двох схем комплексування були синтезовані коефіцієнти фільтрації  $K_{\phi i}$ ,  $i = \overline{1,3}$ , а також стала часу  $T_{\phi}$  для випадку

інтенсивності білошумних складових похибок СНС ( $S_x = 0,535 \text{ м}^2/\text{с}^3$ ;  $S_v = 0,005 \text{ м}^2/\text{с}$ ) і її середньоквадратичних похибок ( $\sigma_x = 50 \text{ м}$ ;  $\sigma_v = 0,55 \text{ м/с}$ ).

Дослідження характеристик комплексної ІССН проводилися шляхом її математичного моделювання з використанням програми *Simulink*, що входить до складу математичного пакета програмування *MATLAB*.

Для проведення досліджень була створена модель двокомпонентної БІНС, що описує рух ЛА у вертикальній площині. Вхідною інформацією для моделі БІНС є сигнали інерціальних датчиків (з урахуванням їх похибок) та відома інформація про радіус Землі, кутову швидкість обертання Землі, прискорення сили ваги. Вихідна інформація моделі БІНС це обчислені значення пілотажно-навігаційних параметрів: кут тангажа  $\vartheta$ , горизонтальні  $\dot{v}_E$  й вертикальна  $\dot{v}_H$  складові прискорення центра мас ЛА, вертикальна швидкість  $V_H$  і швидкість зміни довготи  $\dot{l}$ , висота  $H$  і географічна довгота  $L$ .

Одночасно моделювалася ідеальна навігаційна система, яка за своєю структурою ідентична моделі БІНС, але для неї вхідними сигналами є сигнали ідеальних датчиків і дійсні значення радіуса Землі, кутової швидкості обертання Землі, прискорення сили ваги. Інформація від ідеальної навігаційної системи використовується при формуванні дійсних, а не обчислених значень навігаційних параметрів, а також для оцінки точнісних характеристик БІНС шляхом порівняння обчислених і дійсних значень навігаційних параметрів.

При моделюванні СНС використовується вихідна інформація ідеальної навігаційної моделі, яка спотворюється білошумними складовими похибок СНС.

При моделюванні інерціальних датчиків, зокрема, датчика кутової швидкості (ДКШ) вважається, що ідеальний ДКШ вимірює: складову кутової швидкості обертання Землі, кутову швидкість, обумовлену обльотом ЛА сферичної Землі, а також складову кутової швидкості, обумовлену маневруванням ЛА за кутом тангажа. При формуванні моделі реального ДКШ використовується модель ідеального ДКШ, вихідна інформація якого

спотворюється систематичною складовою зсуву нуля датчика та випадковою складовою (шумом вимірювань).

Аналогічний підхід застосовується при моделюванні акселерометрів БНС. При проведенні досліджень також моделювалися раніш наведені схеми алгоритмів комплексування.

Результати моделювання, які , наведені на Рис. 5.3 (для більш детального перегляду використовується збільшений масштаб).

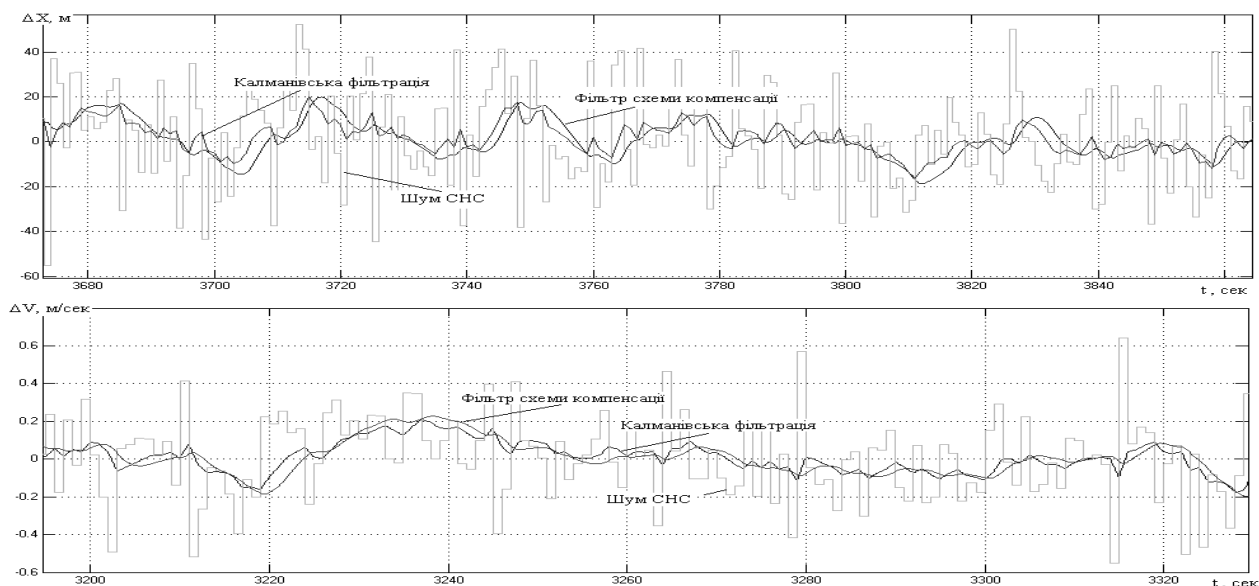


Рис. 5.3

Алгоритми комплексування моделювалися для середньоточної БНС, у якої систематичні похибки, що обумовлені відходом гіроскопів і неточністю акселерометрів, складають:  $\Delta X \approx 70$  км за годину польоту, а  $\Delta V$  досягає 45м/сек. Параметри білошумних складових похибок СНС, що моделювалися, такі ж самі, для яких здійснювався синтез алгоритмів фільтрації.

Аналіз результатів моделювання свідчить про ідентичність двох схем комплексування, хоча наявність в схемі компенсації фільтра Батерворта другого порядку дозволяє здійснювати більш ефективне згладжування шумових складових похибок СНС. Особливо цей ефект спостерігається в каналі швидкості.

Однією з найважливіших характеристик будь-якої схеми комплексування є її збіжність і час збіжності. Природно що час збіжності, , залежить від сталої

часу фільтра. При цьому повинен бути розумний компроміс між фільтруючими властивостями фільтра і часом установаження оцінки.

Перехідні процеси ліквідації початкових похибок зчислення координат схемою компенсації, що використовує фільтр зі змінною структурою, і стаціонарним фільтром Калмана, ілюструються графіками на Рис. 5.4.

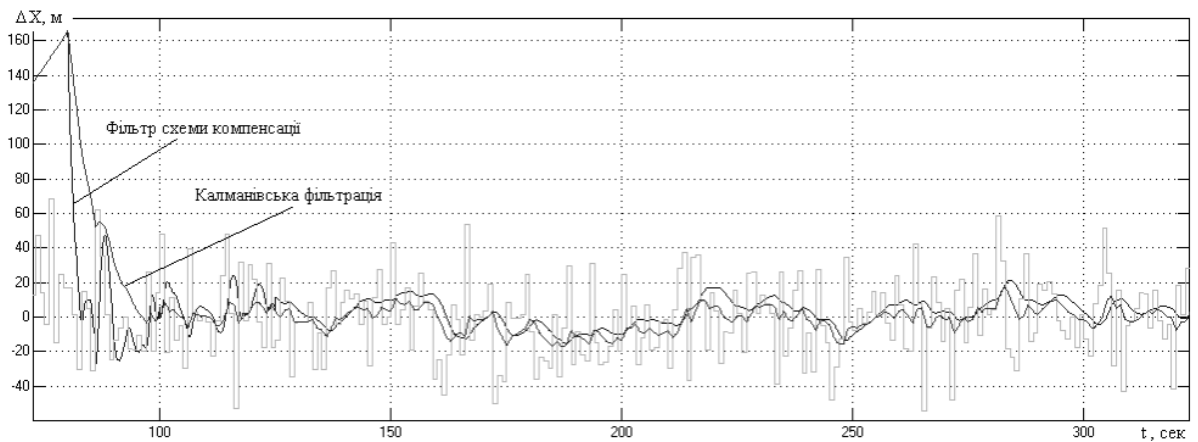


Рис. 5.4

В момент відновлення рішень супутникової навігаційної системи (початок роботи схем комплексування) в алгоритмах схеми компенсації використовується аперіодичний фільтр з малою сталою часу  $T_{\phi 1}$ , який за мінімальний час доводить похибку схеми компенсації до рівня шумів супутникової навігаційної системи. Природно, що фільтруючі властивості такої схеми дуже низькі, тому згодом аперіодичний фільтр замінюється фільтром третього порядку, у якого стала часу послідовно збільшується до рівня сталої часу  $T_{\phi}$  стаціонарного фільтра.

Аналогічний підхід можна реалізувати й в алгоритмах калманівської фільтрації дискретно змінюючи коефіцієнти фільтрації  $K_{\phi 1}, K_{\phi 2}$  в алгоритмах редукованого фільтра.

Алгоритми комплексування моделювалися також для нереальної понад грубої БНС, у якої систематичні похибки, що обумовлені відходом гіроскопів і неточністю акселерометрів, складають:  $\Delta X \approx 25$  км за 10 хвилин польоту, а  $\Delta V$  досягає 600 м/сек.

Результати досліджень свідчать, що в каналі швидкості як і раніше спостерігається досить якісна фільтрація (оцінювання похибок БІНС на фоні надточної СНС) обома алгоритмами комплексування. Проте в каналі координат починає спостерігатися (див. Рис. 5.5) спотворення оцінки похибок координат алгоритмом схеми компенсації, хоча оцінка похибки й не перевищує похибку СНС.

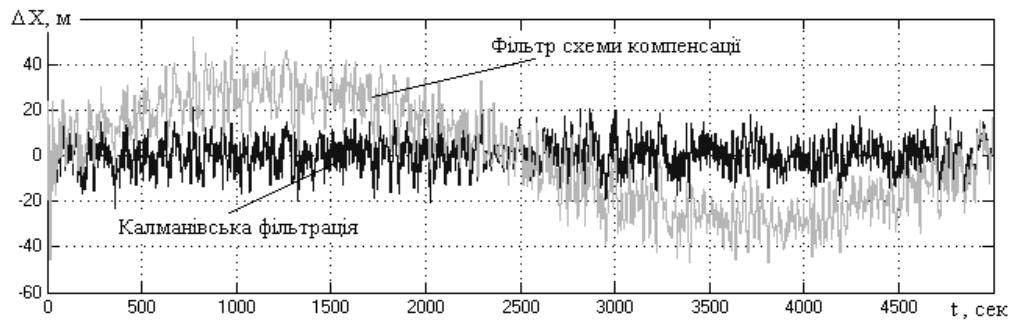


Рис. 5.5

Цей ефект пояснюється тим, що для динамічного фільтра (1) передавальна функція фільтра низьких частот, (2) при досить великих сталих часу  $T$  набуває вигляду

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

Такий фільтр низьких частот, забезпечуючи астатизм третього порядку, не пропускає не тільки сталу складову похибки БІНС, але і похибки, що змінюються за законами першого і другого порядків. Але в похибках грубої БІНС вже починають спостерігатися й похибки, що змінюються за законами третього порядку. Саме це й призводить до спотворення оцінок алгоритмом схеми компенсації.

Для відновлення якості процедуру оцінювання похибки  $\Delta X$  можна повернутися до схеми калманівської фільтрації використовуючи в схемі компенсації аперіодичний фільтр, а компенсацію інерційності цього фільтру здійснювати складовою  $\Delta \hat{v}$  з каналу оцінювання похибки швидкості.

Структура динамічного фільтру  $F_1(p)$  в каналі оцінювання похибки координат схеми компенсації у цьому випадку набуває вигляду (див. Рис. 5.6)

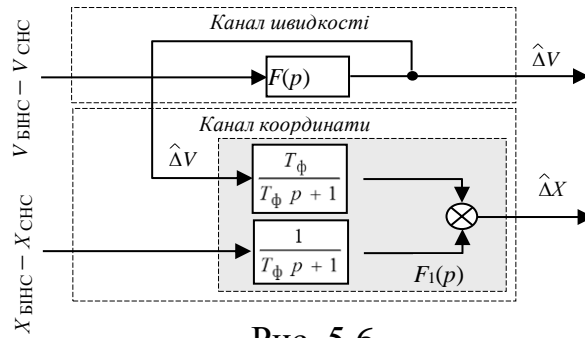


Рис. 5.6

Порівняльний аналіз цієї схеми комплексування з алгоритмами редукованого фільтра Калмана, поведений шляхом математичного моделювання (див. Рис. 5.8) свідчить про їх повну ідентичність.

Але якщо в схемі компенсації як і раніше застосовувати фільтр Батерворта другого порядку, то структура динамічного фільтру  $F_2(p)$ , а саме контур компенсації інерційності в каналі оцінювання похибок координати цьому випадку будуть іншими (див. Рис. 5.7).

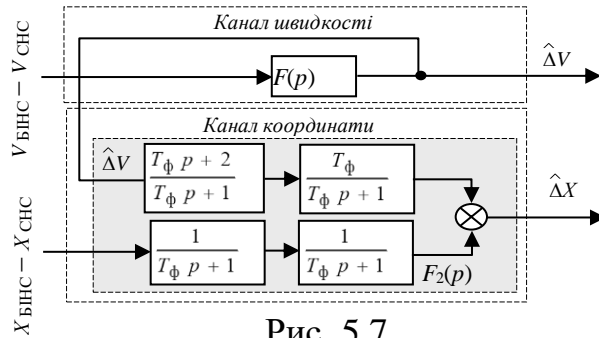


Рис. 5.7

Результати моделювання, які ілюструють похибки оцінювання координат для різних варіантів комплексування на фоні похибок СНС, у збільшеному масштабі наведені на Рис. 5.8.

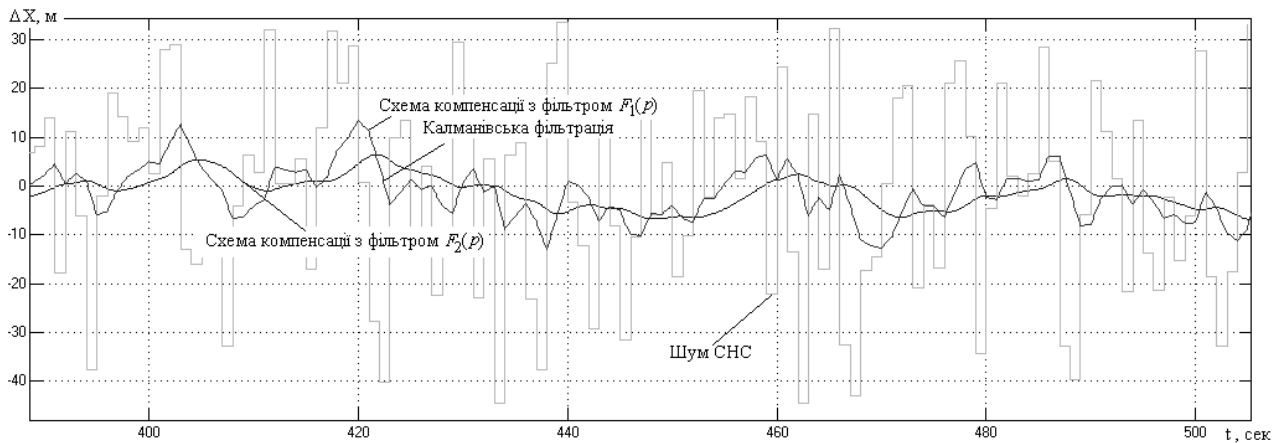


Рис. 5.8

Порівняльний аналіз результатів моделювання показує, що за точністю оцінювання похибок координати пропонується схема компенсації з динамічним фільтром  $F_2(p)$ , що будується на основі фільтра Батерворта другого порядку, не поступається схемі оптимальної калманівської фільтрації, проте за якістю фільтрації шумових складових СНС навіть її перевершує.

Були також проведенні дослідження оцінювання навігаційної інформації при виконанні ЛА різного роду маневрів. Моделювалися маневри типу «Гірка» (нормальне перевантаження не перевищує 5м/сек, поздовжньо – 0,8м/сек, кут тангажа змінюється в діапазоні +15...-8°), а також надзвичайно енергійний маневр не притаманний літакам цивільної авіації (нормальне перевантаження перевищує 2,5g, а кут тангажа досягає 90°).

Результати моделювання, які ілюструють похибки оцінювання координат і складових вектора швидкості двома алгоритмами комплексування для грубої БІНС наведені на Рис. 5.9.

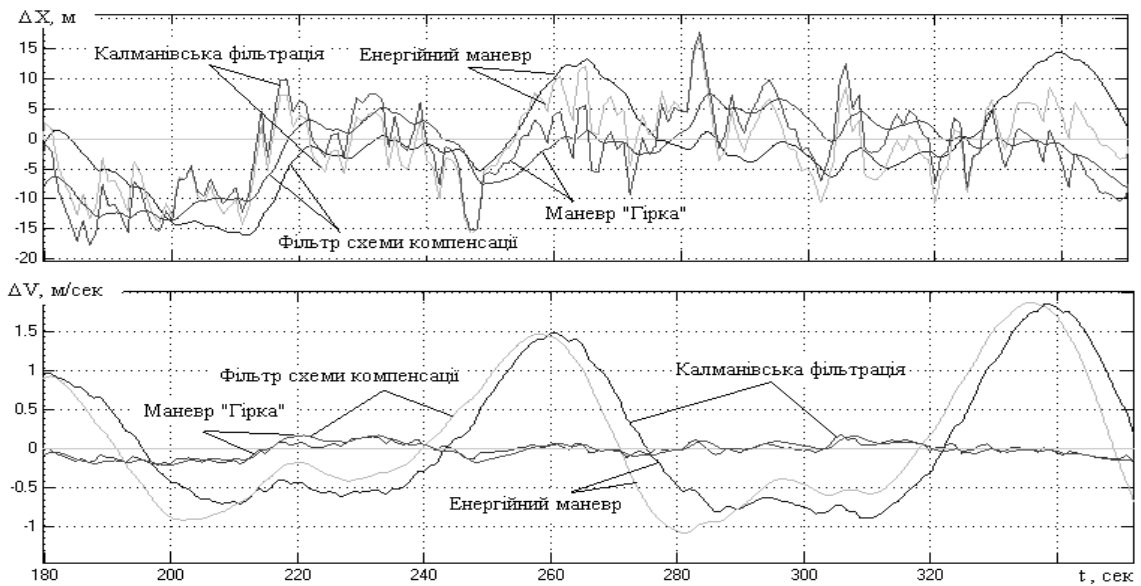


Рис. 5.9

Аналіз результатів моделювання показує, що при виконанні енергійних маневрів в оцінках навігаційних параметрів грубої БІНС обома алгоритмами з'являються динамічні похибки, що найбільш яскраво проявляється в каналі оцінювання швидкості. При виконанні маневрів типа «Гірка» цей ефект практично не проявляється.

Аналогічні дослідження були проведенні для середньо точної БІНС (див. Рис. 5.10).

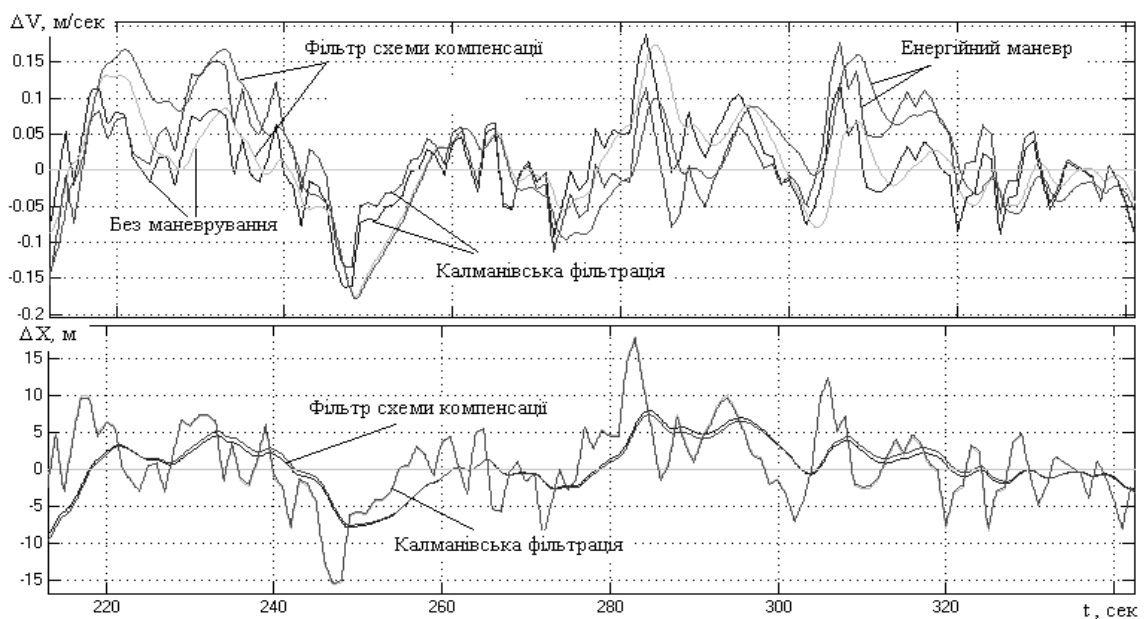


Рис. 5.10



Аналіз результатів дослідження показує, що в каналі координат взагалі не спостерігається різниця в оцінках навігаційних параметрів при польоті без маневрування у порівнянні з енергійним маневром. В каналі швидкості така різниця існує, проте вона не суттєва.

## **6. ОХОРОНА ПРАЦІ**

В дипломному проекті розглядається побудова інерціально-супутникова система навігації з дворівневою схемою комплексування.

На етапі проектування необхідно розробити алгоритми та функціональні схеми, за допомогою комп'ютера, а саме математичного пакета програмування MATLAB. Тому, суб'єктом дипломного проекту є інженер програміст лабораторії, що займається проектуванням даної системи.

До відповідної роботи допускаються працівники, що не мають ніяких медичних протипоказань, які вчасно пройшли періодичний медичний огляд, інструктаж і навчання правилам техніки безпеки і виробничої санітарії.

Основним місцем роботи інженера-програміста є конструкторська лабораторія авіаційного підприємства чи науково-дослідного інституту, що обладнана всією необхідною технікою.

### **6.1 Правила організації робочого місця інженера-програміста**

Відповідно до «Правил охорони праці під час експлуатації електронно-обчислювальних машин» (закон N 65 від 26.03.2010) є наступні вимоги до організації робочого місця оператора:

1. Організація робочого місця оператора повинна забезпечувати відповідність усіх елементів робочого місця та їх розташування ергономічним вимогам ГОСТ 12.2.032-78 "ССБТ. Рабочее место при выполнении работ сидя. Общие эргономические требования".

2. Відстань від екрана до ока працівника визначається згідно з вимогами ДСанПіН 3.3.2.007-98.

3. Розміщення принтера або іншого пристрою введення-виведення інформації на робочому місці має забезпечувати добру видимість екрана ВДТ, зручність ручного керування пристроєм введення-виведення інформації в зоні досяжності моторного поля згідно з вимогами ДСанПіН 3.3.2.007-98.

4. Під матричні принтери потрібно підкладати вібраційні килимки для гасіння вібрації та шуму.

5. За потреби особливої концентрації уваги під час виконання робіт суміжні робочі місця операторів необхідно відділяти одне від одного перегородками висотою 1,5 - 2 м.

6. При організації робочого місця, яке передбачає роботу з ЕОМ з ВДТ і ПП для керування технологічним обладнанням (станки з програмним управлінням, роботизовані технологічні комплекси, обладнання для гнучкого автоматизованого виробництва тощо), слід передбачати:

- достатній простір для оператора ЕОМ з ВДТ і ПП;
- вільну досяжність органів ручного керування в зоні моторного поля (відстань по висоті - 900-1330 мм, по глибині - 400-500 мм);
- розташування екрана ВДТ у робочій зоні, яке буде забезпечувати зручність зорового спостереження у вертикальній площині під кутом  $+30$  град. від лінії зору оператора, а також зручність використання ВДТ під час коригування керуючих програм одночасно з виконанням основних виробничих операцій;
- можливість повертання екрана ВДТ навколо горизонтальної та вертикальної осей.

## **6.2 Організація робочого місця**

Для лабораторії було вибрано приміщення з наступними геометричними параметрами: ширина приміщення – 4м, довжина приміщення – 6.5м, площа приміщення – 26 м<sup>2</sup>, висота стелі – 3 м. Будівля та приміщення спорудженні згідно з вимогами ДБН 2.09.04-87 “Адміністративні та побутові будівлі”.

Приміщення лабораторії обладнане чотирма робочими місцями для інженерів-програмістів. Об'єм виробничого приміщення на одного працівника складає 19,5 м<sup>3</sup>, площа приміщення — 6.5 м<sup>2</sup> з урахуванням максимального числа працівників в одну зміну. План робочого приміщення представлений на рисунку 5.1.

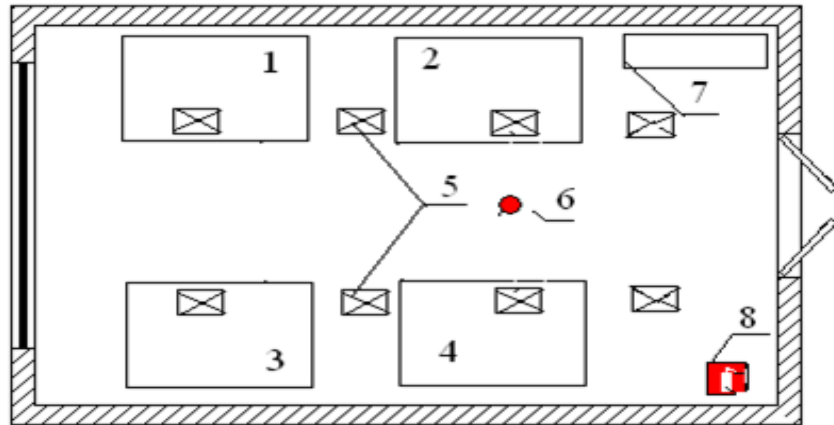


Рис. 5.1 - План робочого приміщення: 1-4-робочі місця, 5-світильники, 6-протипожежні датчики, 7-шафа, 8-вогнегасник

Основний виробничий процес полягає в розробці алгоритмів, технічної документації та написанні програмного забезпечення, що потребує використання комп'ютерної техніки.

В приміщенні розташовані чотири робочих місця. Всі вони обладнані ПК з рідкокристалічними моніторами, а також приєднані до локальної мережі. На столі додатково встановлені телефон та принтер. Освітлення приміщення здійснюється за допомогою люмінесцентних ламп, які не забезпечують належну якість освітлення.

Слід зазначити, що робота інженера-програміста пов'язана з значним зоровим навантаженням, що вимагає забезпечення належного освітлення; пов'язана з використанням комп'ютера, що є джерелом підвищеного рівня шуму на робочому місці, також джерелом неіонізуючих електромагнітних полів та випромінювань. Трудова діяльність програміста пов'язана з постійним перебуванням працівників в приміщенні, тому для комфортних умов праці необхідно створити належний мікроклімат в лабораторії. Праця інженера-програміста є напруженою, так як вимагає рішення складних завдань, тривалого спостереження за відеотерміналами, також працівник несе відповідальність за функціональну якість основної роботи.

### **6.3 Аналіз шкідливих та небезпечних виробничих чинників.**

До шкідливих виробничих чинників, які діють на працівника комп'ютерної лабораторії відносяться:

1. Мікроклімат
2. Недостатній рівень штучного освітлення
3. Підвищений рівень шуму на робочому місці
4. Неіонізуючі електромагнітні поля і випромінювання
5. Напруженість праці

Проведемо аналіз шкідливих виробничих чинників, які негативно впливають на працівника лабораторії.

#### **6.3.1 Мікроклімат робочої зони**

Мікроклімат виробничих приміщень – це сукупність параметрів повітря у виробничому приміщенні, які діють на людину у процесі праці, на його робочому місці, у робочій зоні. Мікроклімат робочої зони – це клімат внутрішнього середовища виробничих приміщень, що визначається сполученнями температури повітря ( $t$ ), відносної вологості повітря, швидкості руху повітря.

Основним нормативним документом, що регламентують параметри мікроклімату виробничих приміщень, є ДСН 3.3.6.042-99 «Санітарні норми мікроклімату виробничих приміщень». Ці параметри нормуються для робочої зони – визначеного простору, в якому знаходяться робочі місця постійного або непостійного (тимчасового) перебування працівників.

В основу принципів нормування параметрів мікроклімату покладено диференційну оцінку оптимальних та допустимих метеорологічних умов у робочій зоні в залежності від категорії робіт, періоду року та виду робочих місць.

Під оптимальними мікрокліматичними умовами розуміють поєднання параметрів мікроклімату, які при тривалому та систематичному впливі на людину забезпечують зберігання нормального теплового стану організму без активізації механізмів терморегуляції. Вони створюють відчуття теплового комфорту та передумови для високого рівня працездатності.

Допустимі мікрокліматичні умови - це поєднання параметрів мікроклімату, які при тривалому та систематичному впливі на людину можуть спричинювати зміни теплового стану організму, що швидко минають і нормалізуються та супроводжуються напруженням механізмів терморегуляції в межах фізіологічної адаптації. При цьому не виникає ушкоджень або порушень стану здоров'я, але можуть спостерігатись дискомфортні тепловідчуття, погіршення самопочуття та зниження працездатності.

Відповідно до ГН 3.3.5-8-6.6.1 2002 «Гігієнічна класифікація праці за показниками шкідливості та небезпечності факторів виробничого середовища, важкості та напруженості трудового процесу» праця інженера-програміста за важкістю відноситься до оптимальної (легке фізичне навантаження).

Значення параметрів оптимальних та допустимих параметрів мікроклімату згідно з ДСН 3.3.6.042-99 « Санітарні норми мікроклімату виробничих приміщень » для приміщень, та фактичних параметрів представленні в табл.6.1

Таблиця 6.1

Період року	Параметр мікроклімату	Значення		
		Оптимальне	Допустиме	фактичне
Холодний	Температура повітря в приміщенні	22-24°C	25-21°C	23°C
	Відносна вологість	60 - 40%	75%	35%
	Швидкість руху повітря	0,1м/с	до 0,1м/с	0,1м/с
Теплий	Температура повітря в приміщенні	23 - 25°C	28-22°C	24°C
	Відносна вологість	60 - 40%	55% при t=28°C	55%
	Швидкість руху повітря	0,1 м/с	0,2-0,1м/с	0,1м/с

Значення фактичної вологості повітря в приміщенні в холодний період - 35%, не потрапляє в діапазон допустимих значень - 22-24°C. Отже, в холодну пору року в приміщенні необхідно використовувати зволожувач повітря, пропонується використання ультразвукового зволожувача Polaris PUN 0407.

### **6.3.2 Недостатній рівень штучного освітлення**

Серед чинників зовнішнього середовища, що впливають на організм людини в процесі праці, світлу відводиться одне із чільних місць.

Недостатня або надмірна освітленість, нерівномірність освітлення в полі зору втомлює очі, призводить до зниження продуктивності праці; при цьому зростає потенційна небезпека помилкових дій і нещасних випадків. Надмірна яскравість джерел світла може спричинити головний біль, різь в очах, розлад гостроти зору; світлові відблиски – тимчасове засліплення.

Для створення сприятливих умов зорової роботи, які б виключали швидку втомлюваність очей, виникнення професійних захворювань, нещасних випадків і сприяли підвищенню продуктивності праці та якості продукції, виробниче освітлення повинно відповідати таким вимогам:

- створювати на робочій поверхні освітленість, що відповідає характеру зорової роботи і не є нижчою за встановлені норми;
- не повинно бути засліплюючої дії як від самих джерел освітлення, так і від інших предметів, що знаходяться в полі зору;
- забезпечити достатню рівномірність та постійність рівня освітленості у виробничих приміщеннях, щоб уникнути частої переадаптації органів зору;
- не створювати на робочій поверхні різких та глибоких тіней (особливо рухомих);
- повинен бути достатній, для розрізнення деталей, контраст поверхонь, що освітлюються;

– не створювати небезпечних та шкідливих виробничих факторів (шум, теплові випромінювання, небезпечне ураження струмом, пожежо- та вибухонебезпеки світильників);

– повинно бути надійним і простим в експлуатації, економічним та естетичним.

Освітлення на робочому місці програміста повинно бути таким, щоб працівник міг без напруги зору виконувати свою роботу. Для забезпечення необхідних характеристик штучного освітлення потрібно встановити необхідну кількість освітлювальних приладів, що забезпечать норми передбаченні в ДБН В.2.5-28-2006 «Природне і штучне освітлення».

Розрахунок освітленості робочого місця зводиться до вибору системи освітлення, визначенню необхідного числа світильників, їхнього типу і розміщення. Процес роботи програміста в таких умовах, коли природне освітлення недостатньо або відсутній. Виходячи з цього, розрахуємо параметри штучного освітлення.

Згідно норм ДБН В.2.5-28-2006 «Природне і штучне освітлення». Роботу програміста, оптимальне значення освітленості складає  $E = 300-500 \text{ Лк}$ , але фактичне освітлення приміщення складає всього 220 лк. Отже, необхідно вжити заходів для збільшення освітленості приміщення.

Для освітлення візьмемо світлодіодні лампи ML-T8-13W. Напруга освітлювальної мережі – 220В, джерело живлення – побутова електромережа

220В, 50Гц.

Згідно з ДБН В.2.5-28-2006 «Природне і штучне освітлення» дане приміщення не відноситься до тих, що потребують аварійного та чергового освітлення.

### **6.3.3 Підвищений рівень шуму на робочому місці**

Підвищений рівень шуму в комп'ютерній лабораторії спричинений чотирма ПК, чотирма телефон-факсами, принтером, а також гудінням пускового



реле світильників. Фактичне значення рівня шуму становить **88-92 дБ**, коли допустимий рівень звуку становить  $\leq$  ГДР, а саме **50 дБ**. Методи вимірювання шуму та допустимі рівні звукового тиску у октавних смугах частот, еквівалентні рівні звуку на робочому місці регламентовані ДСН 3.3.6.037-99.

Шум погіршує умови праці здійснюючи шкідливу дію на організм людини. Працюючі в умовах тривалої шумової дії випробовують дратівливість, головні болі, запаморочення, зниження пам'яті, підвищену стомлюваність, пониження апетиту, болі у вухах і т.д. Такі порушення в роботі ряду органів і систем організму людини можуть викликати негативні зміни в емоційному стані людини аж до стресових ситуацій. Під впливом шуму знижується концентрація уваги, порушуються фізіологічні функції, з'являється стомленість у зв'язку з підвищеними енергетичними витратами і нервово-психічною напругою, погіршується мовна комутація. Все це знижує працездатність людини і її продуктивність, якість і безпеку праці.

Для пониження рівня шуму необхідна додаткова звукоізоляція. У якості звукоізолюючих матеріалів, які застосовують у конструкціях перекриттів для зниження передачі структурного (ударного) звуку переважно використовують мати та плити із скляного та мінерального волокна, м'які плити з деревних стружок, картон, гуму, утеплений лінолеум, а також заміна вікон на звукоізолюючі.

### **6.3.4 Неіонізуючі електромагнітні випромінювання**

Значення напруженості електростатичного поля на робочих місцях, оснащених відео терміналами (ВДТ) (як у зоні екрана дисплея, так і на поверхнях обладнання, клавіатури, комп'ютерного пристрою) не повинні перевищувати гранично допустимих за ГОСТ 12.1,045-84, а значення напруженості електромагнітних полів на робочих місцях мають відповідати нормативним вимогам ГОСТ 12.1.006-84.

Інтенсивність потоків інфрачервоного випромінювання не повинна перевищувати допустимих значень відповідно до ГОСТ 12.1.005-88, а

інтенсивність потоків ультрафіолетового випромінювання повинна не перевищувати допустимих значень відповідно до ДНАОП 0.03-3.17-88 (СН 4557-88).

Потужність експозиційної дози рентгенівського випромінювання на відстані 0,05 м від екрана до корпусу відеотерміналу у будь-яких положеннях регулювальних пристроїв не повинна перевищувати  $7,74 \cdot 10^{-1}$  НкГ, що відповідає еквівалентній дозі 0,1 мбер/год (100 мкР/год).

### **6.3.5 Напруженість праці**

Напруженість праці – це реакція центральної нервової системи на інтелектуальні, сенсорні, емоційні, монотонні чи динамічні режими праці.

Важкість та напруженість праці – це ступінь сукупної дії санітарно-гігієнічних, фізіологічних, естетичних, соціально-психологічних елементів, що формують умови праці та поточні або віддалені в часі зміни функціонального стану організму.

Робота інженера-програміста потребує значного зорового навантаження, адже основний виробничий процес полягає в розробці алгоритмів, технічної документації та написанні програмного забезпечення, що потребує використання комп'ютерної техніки. Для полегшення роботи працівника, важливого значення набуває дотримання вимог до робочого місця, якого слід дотримуватись при організації відповідного робочого місця.

При організації праці, що пов'язана з використанням персональних комп'ютерів, для збереження здоров'я працюючих, запобігання професійним захворюванням і підтримки працездатності слід передбачити внутрішньозмінні регламентовані перерви для відпочинку. Внутрішньозмінні режими праці і відпочинку мають передбачати додаткові нетривалі перерви в періоди, що передують появі об'єктивних і суб'єктивних ознак стомлення і зниження працездатності. За основну роботу з персональним комп'ютером слід вважати таку, що займає не менше 50% часу впродовж робочої зміни. Протягом дня мають передбачатися:

- перерви для відпочинку і вживання їжі (обідні перерви);
- перерви для відпочинку і особистих потреб (згідно з трудовими нормами);
- додаткові перерви, що вводяться для окремих професій з урахуванням особливостей трудової діяльності.

Тривалість обідньої перерви визначається чинним законодавством про працю і Правилами внутрішнього трудового розпорядку.

Встановлюються такі внутрішньозмінні режими праці та відпочинку при роботі з ЕОМ при 8-годинній денній робочій зміні в залежності від характеру праці:

- для розробників програм слід призначати регламентовану перерву для відпочинку тривалістю 15 хвилин через кожну годину роботи за персональним комп'ютером;
- для операторів персональних комп'ютерів слід призначати регламентовані перерви для відпочинку тривалістю 15 хвилин через кожні дві години;

У всіх випадках, коли виробничі обставини не дозволяють застосувати регламентовані перерви, тривалість безперервної роботи з персональним комп'ютером не повинна перевищувати 4 години. При 12-годинній робочій зміні регламентовані перерви повинні встановлюватися в перші 8 годин роботи аналогічно перервам при 8-годинній робочій зміні, а протягом останніх 4-х годин роботи, незалежно від характеру трудової діяльності, через кожну годину тривалістю 15 хвилин.

Для зниження нервово-емоційного напруження, стомлення зорового аналізатору, поліпшення мозкового кровообігу, подолання несприятливих наслідків гіподинамії, запобігання втомі доцільні деякі перерви використовувати для виконання комплексу вправ. В окремих випадках — при хронічних скаргах працюючих на зорове стомлення, незважаючи на дотримання санітарно-гігієнічних вимог до режимів праці і відпочинку, а також застосування засобів локального захисту очей — допускаються індивідуальних підхід до обмеження

часу робіт з персональним комп'ютером, зміни характеру праці, чергування з іншими видами діяльності, не пов'язаними з персональним комп'ютером. Активний відпочинок має полягати у виконанні комплексу гімнастичних вправ, спрямованих на зняття нервового напруження, м'язове розслаблення, відновлення функцій фізіологічних систем, що порушуються протягом трудового процесу, зняття втоми очей, поліпшення мозкового кровообігу і працездатності. За умови високого рівня напруженості робіт з персональним комп'ютером показане психологічне розвантаження у спеціально обладнаних приміщеннях (в кімнатах психологічного розвантаження) під час регламентованих перерв або в кінці робочого дня.

#### **6.4 Покращення рівня штучного освітлення**

Для розрахунку освітлення кімнати скористаємося методом світлового потоку. Для визначення кількості світильників визначимо світловий потік, що падає на поверхню по формулі:

$$F = \frac{EKSZ}{n},$$

де  $F$  - світловий потік, Лм;

$E$  - нормована оптимальна освітленість, Лк,  $E=400$ Лк;

$S$  - площа освітлюваного приміщення (у нашому випадку  $S = 26$  м<sup>2</sup>);

$Z$  - відношення середньої освітленості до мінімальної ( $Z = 1.1$ );

$K$  - коефіцієнт запасу, що враховує зменшення світлового потоку лампи в результаті забруднення світильників у процесі експлуатації (його значення визначається по таблиці коефіцієнтів запасу для різних приміщень і в нашому випадку  $K = 1.5$ );

$n$  - коефіцієнт використання, (виражається відношенням світлового потоку, що падає на розрахункову поверхню, до сумарного потоку всіх ламп і обчислюється в частках одиниці; залежить від характеристик світильника, розмірів приміщення, фарбування стін і стелі, які характеризуються

коефіцієнтами відображення від стін ( $P_c$ ) і стелі ( $P_{п}$ ), значення коефіцієнтів  $P_c$  і  $P_{п}$  визначимо по таблиці залежностей коефіцієнтів відображення від характеру поверхні:  $P_c = 30\%$ ,  $P_{п} = 50\%$ . Значення  $n$  визначимо по таблиці коефіцієнтів використання різних світильників. Для цього обчислимо індекс приміщення по формулі:

$$I = \frac{S}{h(A+B)},$$

Де  $S$  - площа приміщення,  $S = 26 \text{ м}^2$ ;  $h$  - розрахункова висота підвісу,  $h = 2,9 \text{ м}$ ;  $A$  - ширина приміщення,  $A = 4 \text{ м}$ ;  $B$  - довжина приміщення,  $B = 6,5 \text{ м}$ .

Підставивши значення отримаємо:

$$I = \frac{26}{2,9 \cdot (4 + 6,5)} = 0,95$$

Знаючи індекс приміщення  $I$ ,  $P_c$  і  $P_{п}$ , дорівнює  $n = 0,29$

Підставимо всі значення у формулу для визначення світлового потоку  $F$ :

$$I = \frac{400 \cdot 1,5 \cdot 26 \cdot 1,1}{0,29} = 59172 \text{ Лм}$$

Для освітлення вибираємо світлодіодні лампи ML-T8-13W світловий потік яких  $F_{л} = 1950 \text{ лм}$ . Розрахуємо необхідну кількість ламп по формулі:

$$N = \frac{F}{F_{л}},$$

де  $N$  - визначається число ламп;

$F$  - світловий потік,  $F = 59172 \text{ Лм}$ ;

$F_{л}$  - світловий потік лампи,  $F_{л} = 1950 \text{ Лм}$ .

$$N = \frac{59172}{1950} = 30,3 \text{ шт.}$$

Отже, для освітлення використаємо 8 світильників, кожен світильник комплектується чотирма лампами. Розміщуються світильники двома рядами, по чотири в кожному ряду.

Фактичне значення освітленості приміщення складало 220лк, що згідно з ДБН В.2.5-28-2006 «Природне і штучне освітлення» не входить в діапазон оптимальних значень. Для забезпечення оптимальної освітленості в 400лк використано 8 світильників з 4-ма світлодіодними лампами ML-T8-13W кожен.

Фактичне значення вологості повітря в приміщенні в холодний період складає 35%, що згідно з є ДСН 3.3.6.042-99 “ Санітарні норми мікроклімату виробничих приміщень ” не входить в оптимальний діапазон, для нормалізації вологості повітря використано ультразвуковий зволожувач повітря Polaris PUN 0407.

## РОЗДІЛ 7

### ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА. ШЛЯХИ УТИЛІЗАЦІЇ СИСТЕМ НАВІГАЦІЇ

На сьогоднішній день, діяльність, пов'язана зі створенням і використанням авіаційного транспорту та ракетно-космічної техніки є найважливішою сферою застосування інтелектуальних та технічних можливостей людства та однією із найважливіших складових науково-технічного прогресу. Досягнення спрямовані на вирішення оборонних, народногосподарських і наукових проблем.

Однак, негативними наслідками сучасної науково-технічної революції стали пряма і побічна дії на навколишнє природне середовище (НПС), зменшення запасів сировинних та енергетичних ресурсів, негативний вплив на здоров'я людини тощо.

Одним з найважливіших компонентів авіаційної техніки (АТ), без якого не можливо було б провести запуск є паливо. Шкідливими для НПС та людини можуть стати як продукти згоряння палива так і безпосередній контакт (вдихання парів, проникнення через шкіру).

В АТ, що експлуатується, згідно ГОСТ 10227-86 та ГОСТ 4338-91 в залежності від виду двигуна, використовуються такі види палив:

- гідразинові палива – НДМГ, ММГ, «Аерозин-50» та ін.;
- вуглеводневі палива – гас Т-1, РГ-1 (нафтил) та ін.;
- азотні окислювачі – азотний тетроксид, азотна кислота (АК), АК-27;
- кріогенний окислювач – рідкий кисень;
- кріогенне пальне – рідкий водень;
- тверді палива.

Застосування кріогенних компонентів не супроводжується шкідливою дією на об'єкти НПС в районах стартових комплексів і в районі падіння частин, що відокремлюються.

Використання висококиплячих компонентів палив – гідразинового пального і в менших кількостях вуглеводневих палив, шкідливо впливає на НПС.

Гідразин та деякі алкілпохідні – найкращі за енергетичною ефективністю сучасні висококип'ячі палива, що пов'язано з їхньою високою ентальпією і достатньо сприятливим елементним складом. Всі вони самозапалюються у сполученні з азотнокислотними та оксидазотними окислювачами.

У сучасній АТ як паливо застосовуються гідразин, монометилгідразин (ММГ) та несиметричний диметилгідразин (НДМГ).

Загальним і по суті єдиним серйозним недоліком цих палив є їхня надзвичайна токсичність (ГДК =  $10^{-4}$  мг/л); крім того, порівняно висока вартість – приблизно в 20-25 разів вища від вартості палив типу гасу.

Гідразин – безбарвна рідина з різким, дуже неприємним запахом, добре розчиняється у воді, спиртах та інших полярних рідинах, з вуглеводнями практично не змішується.

Як однокомпонентне паливо придатне лише “особливо чистий” гідразин, оскільки технологічні домішки, накопичуючись у ньому, різко знижують активність каталізатора.

Як пальне у двокомпонентних паливах гідразин у чистому вигляді не застосовується через недостатню його термостабільність під час використання для охолодження двигуна, що особливо небезпечно при перехідних режимах двигуна (при виключенні, коли витрат пального різко скорочуються). Певною експлуатаційною незручністю є також висока (+20°C) температура замерзання продукту.

Ці недоліки послаблюються при використанні гідразину у суміші з НДМГ, яка називається “Аерозин-50”, а також у сполученні з азотним тетроксидом.

Вартість НДМГ в 25-30 разів вища вартості вуглеводневих палив.

Як пальне НДМГ широко застосовується в паливах з азотно-кислотними окислювачами, включаючи азотний тетраксид, з якими взаємодіє дуже активно,



з самоzapалюванням, з періодом затримки близько 0,004 с (при  $T = 293$  К). З киснем не самоzapалюється.

Пальне не агресивне до конструкційних матеріалів. Для зберігання і транспортування його застосовують ємкості з маловуглецевої сталі, для баків— із алюмінієвих і титанових сплавів.

Постійний контакт з повітрям недопустимий, так як він активно окислюється киснем повітря з утворенням води, формальдегіду та ін. речовин, змінюючи забарвлення від жовтого до коричневого. Тому продукт зберігають в герметично закритих ємкостях, при максимальному ступені заповнення, під азотною “подушкою” при надлишковому тиску.

Найбільш поширеними вуглеводневими паливами є палива Т-1 і РГ-1 (Росія) та ІР-5 і РР-1 (США).

Паливо Т-1 – це безбарвна або жовтувата рідина з запахом нафтопродуктів; виготовляється прямою перегонкою нафти малосірчаних сортів.

Паливо Т-1 не самоzapалюється з киснем та іншими окислювачами, крім фтору і його сполук. Тому для запуску двигуна застосовують спеціальні піротехнічні пристрої або пускові палива, що самоzapалюються з киснем.

Паливо Т-1 не агресивне до конструкційних матеріалів (вуглецева сталь, алюмінієві сплави). Ємкості для зберігання і транспортування палива виготовляються з вуглецевої сталі.

Порівняно з паливом Т-1 паливо РГ-1 має значно більш високу термоокислюючу стабільність, відповідно кращі охолоджувальні властивості; кращі кінетичні особливості в процесі горіння; вищу температуру спалаху (близько  $60^{\circ}\text{C}$ ); дещо вищу густину. Вартість його приблизно в півтори рази вища.

Азотна кислота – прозора жовтувата рідина, яка “димить” на повітрі у зв’язку з виділенням оксидів азоту.

Азотна кислота – хімічно активний продукт, який з рядом палив (аміак, амін, гідразин та його похідні тощо) дає самоzapалювання з прийнятним

періодом затримки. З вуглеводневими паливами, особливо з парафінами, активність його низька.

Азотнокислі окислювачі – це потрібні системи, що складаються з азотної кислоти (основа), чотириокису азоту (азотний тетраоксид) – до 30% і води до 2% з додаванням невеликої кількості інгібіторів корозії – речовин, що знижують агресивність окислювача по відношенню до конструкційних матеріалів паливних баків. Як інгібітори корозії використовують ортофосфорну кислоту, фтори водню (плавикову кислоту) і йод.

Реально можливі концентрації парів можуть досягати 10–12 мг/л і більше. Запах продукту відчувається при концентрації понад 0,01–0,02 мг/л, а колір (“бурий дим”) – при концентрації понад 1 мг/л.

Нейтралізація азотних окислювачів здійснюється лужними середовищами – водними розчинами каустичної (NaOH) або кальцинованої (Na<sub>2</sub>CO<sub>3</sub>) соди; може використовуватись гашене вапно Ca(OH)<sub>2</sub>.

Азотний тетраоксид – за нормальної температури темно-бура рідина, інтенсивно “димуча” на повітрі. З підвищенням температури бурий колір підсилюється.

Окислювач має більше, ніж у три рази меншу в’язкість порівняно з азотнокислими окислювачами і високу хімічну активність: у сполученні з паливом на основі гідразину і його похідних він забезпечує самозапалювання з  $\tau < 0,004$  с (при T = 293 K).

Навіть не інгібований окислювач азотний тетраоксид практично не агресивний відносно конструкційних матеріалів, якщо вміст технологічних домішок у ньому не перевищує допустимих значень, однак зі збільшенням вмісту домішок агресивність помітно зростає. Нейтралізація окислювача здійснюється лужними середовищами.

Окислювач широко застосовується у сполученні з паливом – несиметричним диметилгідразином (НДМГ).

У сучасній АТ у сполученні з вуглеводневими паливами і рідким воднем як окислювач застосовують рідкий кисень – прозора блакитна рідина. У

сполученні з воднем рідкий кисень використовується також в електрохімічних генераторах бортових енергосистем.

Кисень – найдешевший із застосовуваних компонентів палив.

До криогенних палив відноситься також рідкий водень - безбарвна прозора рідина із своєрідними фізичними характеристиками.

Суттєвою особливістю водню є його підвищена розчинність у металах, яка зростає з підвищенням температури (до 600 K), що негативно впливає на механічні властивості металів, особливо вуглецевої сталі.

Водень самоzapalюється тільки з фтором. Газоподібний водень з додаванням повітря або кисню – це надзвичайно вибухонебезпечна речовина. Горіння відкритих проливів водню порівняно мало небезпечне. Головну вибухову небезпеку несуть суміші з повітрям, які утворюються в закритих або напівзакритих ємкостях, або інших елементах техніки.

Гасіння водню, що горить, можна здійснювати водою, азотом, водяною парою. В спорудах, де виникають потенційно небезпечні воднево-повітряні суміші, застосовують системи газової нейтралізації, наприклад, на основі суміші азоту з хладонами (фреонами).

У двигунах твердопаливної АТ використовуються сумішні тверді палива (СТП) – механічна суміш окислювача, паливозв'язуючої речовини (палива) і металічної домішки. Найпоширенішим окислювачем до цього часу залишається перхлорат амонію. Широке поширення отримали також нітроамінні окислювачі, насамперед октоген (палива з октогеном застосовуються в маршових двигунах).

### **7.1. Правові аспекти охорони навколишнього природного середовища**

На сьогодні практично всі питання, які стосуються світової цивільної авіації вирішує Міжнародна організація цивільної авіації. ІКАО виробляє основні вимоги до роботи цивільної авіації, в тому числі й вимоги щодо сертифікації літаків за рівнем впливу на навколишнє середовище, а також обмежує використання літаків, що не відповідають екологічним вимогам. При

цьому, Міжнародна організація цивільної авіації майже не займається питаннями компенсації екологічних збитків від впливу повітряних суден на навколишнє середовище, віддаючи ці питання на вирішення кожної окремої держави.

Сучасними головними нормативно-правовими актами, що регулюють основи організації охорони навколишнього природного середовища, є такі Закони України: “Про охорону навколишнього природного середовища” від 25 червня 1991 р., “Про охорону атмосферного повітря” від 16 жовтня 1992 р., “Про природно-заповідний фонд України” від 16 червня 1992 р., “Про тваринний світ” від 3 березня 1993 р., “Про карантин рослин” від 30 червня 1993 р. та ін. До того ж деякі відносини у сфері використання та охорони навколишнього природного середовища врегульовано кодексами (земельним, водним, лісовим, про надра), а також Законами України “Про плату за землю” від 3 липня 1992 р. та “Про ветеринарну медицину” від 25 червня 1992 р. Важливе значення у вирішенні цього питання має затверджений постановою Верховної Ради України “Порядок обмеження, тимчасової заборони (зупинення) чи припинення діяльності підприємств, установ, організацій і об'єктів у разі порушення ними законодавства про охорону навколишнього природного середовища” від 29 жовтня 1992 р.

Міністерство охорони навколишнього природного середовища України (Мінекобезпеки України) є центральним органом державної виконавчої влади, підвідомчим Кабінету Міністрів України. Міністерство реалізує державну політику в галузі охорони навколишнього природного середовища, раціонального використання і відтворення природних ресурсів, захисту населення і навколишнього природного середовища, від негативного впливу господарської діяльності шляхом регулювання екологічної, ядерної та радіаційної безпеки на об'єктах усіх форм власності (Витяг з Положення про Міністерство навколишнього природного середовища та ядерної безпеки України, затвердженого Указом Президента України від 10 лютого 1995 року).

Екологічно небезпечна діяльність в транспортній галузі є спеціальною сферою правового регулювання, на яку розповсюджується система міжгалузевих нормативно-правових актів, що встановлюють засоби забезпечення екологічних вимог.

Відповідно до Повітряного кодексу України від 4 травня 1993 року, важливими засобами правової охорони повітряного простору від впливу авіації є додержання авіаційних правил, до яких, зокрема, належать стандарти і норми у галузі охорони навколишнього природного середовища (п. 4 ч. 2 ст. 7), а також запровадження сертифікації різних типів цивільних повітряних суден, їх розробку, виробництво і експлуатацію (статті 5, 16-21).

У багатьох країнах діють економічні механізми компенсації шкідливого впливу цивільної авіації на навколишнє середовище. На жаль, в Україні цим питанням приділяється незначна увага. Майже повністю відсутні теоретичні та методичні підходи до еколого-економічної оцінки впливу цивільної авіації на навколишнє середовище. Потребують подальшого поглиблення та доповнення теоретичні та методичні положення, що пов'язані зі створенням механізму компенсації еколого-економічних збитків від авіатранспортних процесів.

## **7.2. Вплив розробки мікроелектро-механічної БНС на навколишнє середовище та людину**

Безпілотні літальні апарати, завдають найменшу шкоду навколишньому середовищі в порівнянні із іншою авіаційною технікою, тим паче, що в дипломній роботі наголошується використання саме малих БПЛА.

Згідно ГОСТ 17.2.1.01 – 76 викиди компонентів палив характеризуються за чотирма ознаками:

за агрегатним станом:

- газоподібні,

- рідкі,

- тверді;

за хімічним складом:

- сірчистий ангідрид,

- окис вуглецю,

- окиси азоту (в перерахунку на NO<sub>2</sub>),

- фтор і його сполуки (в перерахунку на фтор-іон),

- сірковуглець,

- сірководень,

- хлор,

- синильна кислота і ціаніди (в перерахунку на CN),

- ртуть і її сполуки,

- аміак,

- миш'як і його сполуки,

- сума вуглеводнів,

- вуглеводні граничні,

- вуглеводні неграничні,

- вуглеводні ароматичні,

- кисневмісні органічні сполуки,

- азотовмісні органічні сполуки,

- фенол,

- смолисті речовини,

- кислоти,

- луги,

- свинець і його сполуки (в перерахунку на Pb),

- пил,

- інше;

за розміром часток:

- менш  $0,5 \cdot 10^{-6}$  м,

- від  $0,5 \cdot 10^{-6}$  до  $3 \cdot 10^{-6}$  м включно,

- від 3·10<sup>-6</sup> до 10·10<sup>-6</sup> м включно,
- від 10·10<sup>-6</sup> до 50·10<sup>-6</sup> м включно,
- від 50·10<sup>-6</sup> м;

за масою речовини:

- менш 1 кг/год,
- від 1 до 10 кг/год включно,
- від 10 до 100 кг/год включно,
- від 100 до 1000 кг/год включно,
- від 1000 до 10000 кг/год включно,
- від 10000 кг/год.

Ураження гідразиновим паливом можливе при вдиханні парів і в результаті проникнення через шкіру. Симптомами отруєння НДМГ (після декількох годин прихованої дії) можуть бути:

- при легкому отруєнні – головний біль, нудота, головокружіння, хрипи в легенях, падіння пульсу, підвищення артеріального тиску; через 5-6 днів нормальний стан організму відновлюється;
- при отруєнні середньої важкості – ті самі симптоми у більш різкому прояві, емоційна нестійкість, судомні рухи, явище кисневої недостатності; хворобливі явища минають через 1-2 тижні;
- у важкій формі – сильне збудження центральної нервової системи, багатогодинні часті судоми, загальна гіпоксія (зниження вмісту кисню в тканинах), падіння тиску, втрата свідомості, набряк легенів; у разі не смертельного наслідку покращення здоров'я настає через 3-4 тижні.

Безпосередньо на шкіру НДМГ не чинить руйнівної дії, гідразин же викликає хімічний опік; обидва палива дуже небезпечні при потраплянні в очі у рідкому вигляді.

Токсична дія вуглеводневого палива Т-1 проявляється слабо, що є характерним для нафтопродуктів. Однак при великій концентрації парів у повітрі можуть відчуватися головний біль, нудота, а при хронічному вдиханні

парів можуть розвинути розлади нервової системи, серцевої діяльності. Гранично допустима концентрація парів у повітрі – 0,3 мг/л.

У разі отруєння парами палива рекомендуються вдихання нашатирного спирту, кисню, застосування заспокійливих засобів.

Усі азотнокислі окислювачі – високонебезпечні речовини внаслідок токсичної дії оксидів азоту при їх вдиханні і руйнуючої дії окислювача на шкіру. Пари окислювача при їх вдиханні викликають подразнення слизових оболонок, кашель, головний біль, головокружіння, а при підвищеній дозі (наприклад, при вдиханні протягом 2 годин повітря з концентрацією оксидів азоту приблизно 0,05 мг/л) падає кров'яний тиск, послаблюється пульс, шкіра набуває блідо-сірого кольору, розвивається набряк легенів, стан ядухи; дія окислювача має прихований період протягом декількох годин. Потрапляючи на шкіру, при несвоєчасному видаленні (більше 4–5 с) окислювач викликає сильні теплові опіки, але з наслідками, характерними для хімічних опіків (виразкові утворення, які довго не загоюються).

У разі потрапляння в очі можлива втрата зору.

Систематичне вдихання малих доз оксидів викликає хронічний кашель, руйнування зубів, розлад травлення, сну, пониження опірності хворобам.

Нейтралізація азотних окислювачів здійснюється лужними середовищами – водними розчинами каустичної (NaOH) або кальцинованої (Na<sub>2</sub>CO<sub>3</sub>) соди; може використовуватись гашене вапно Ca(OH)<sub>2</sub>.

Вдихання парів перекису водню спричинює токсичну дію, а також сильне подразнення, аж до руйнування слизових оболонок дихальних шляхів.

Оксид азоту – один із головних компонентів, що сприяють утворенню фотохімічного туману; потрапляючи у верхні шари атмосфери, сприяють руйнуванню озонового шару.

Вуглеводні – основний компонент рідких і газоподібних палив; в основному мають виражену токсичну дію, особливо під час вдихання парів, а також є джерелами забруднень НПС канцерогенними речовинами (хімічними сполуками, здатними при дії на організм людини викликати ракові



захворювання та інші злякисні чи доброякісні новоутворення). Багато канцерогенних речовин можуть викликати стійкі спадкові зміни – мутації.

Забруднюють атмосферу тверді викиди – незгорілі частки твердого палива, сажа та аерозолі мінералізованої частини палива. Їх шкідлива дія виявляється, насамперед, в ураженні верхніх дихальних шляхів, легенів, слизових оболонок очей, носоглотки, ротової порожнини. Крупні фракції твердих частинок швидко осідають, а фракції діаметром менше 10 мкм здатні утримуватись в атмосфері до трьох тижнів, знижуючи прозорість атмосфери, погіршуючи видимість, збільшуючи кількість днів із сильним серпанком, що в свою чергу призводить до зменшення ультрафіолетової радіації Сонця, зміни мікроклімату в містах і регіонах із забрудненою атмосферою.

Слід відмітити, що криогенні палива вважаються найбільш екологічно чистими.

### **7.3. Шляхи утилізації авіаційної техніки, яка виводиться з експлуатації**

Під час утилізації АТ з рідинними реактивними двигунами виконують такі види робіт: нейтралізація і її розбирання; підготовка до утилізації, розбирання АТ і її елементів; утилізація основних елементів; утилізація матеріальної частини; захоронення відходів.

Захоронення відходів утилізації (залишки хімреагентів, продуктів розкладу ракетних палив та ін.) повинно проводитись з врахуванням діючих санітарних норм, вимог конструкторської і технічної документації.

У загальному випадку до складу продуктів згоряння палив входять такі токсичні сполуки: хлористий водень, молекулярний фтор, фосген, алюміній та його оксид, окис вуглецю, окисли азоту, формальдегід, синильна кислота (ціанистий водень), аміак (ГОСТ 17.2.1.01 – 76).

Проблема утилізації та ліквідації виробів АТ в масовому масштабі виникла лише в останні десятиріччя і стала для суспільства дещо несподіваною, що пов'язано з переважно закритим характером робіт в цій області. Екологічно

чистих, вибухобезпечних і економічно доцільних методів утилізації та ліквідації виробів АТ на основі твердих палив в даний час практично не існує в жодній країні.

Реальними є такі способи ліквідації: підриви і механічні руйнування; випалювання зарядів; руйнування за допомогою хімічних реагентів; затоплення. З великою увагою розглядається метод використання енергетичних можливостей твердих палив, які мають детонаційні властивості, при виготовленні штучних алмазів.

#### **7.4. Заходи по зменшенню екологічної небезпеки**

В екологічному відношенні кріогенні палива і пари “вуглеводневе пальне – кріогенний окислювач” суттєво безпечніше, ніж висококип’ячі палива. Роздільні впливи водню та кисню не мають суттєвих екологічних наслідків, крім часткового і локального ураження рослинного покриву в зоні впливу.

При аварії вилив пари “вуглеводневе пальне – кріогенний окислювач” супроводжується утворенням зони пожежі в міру змішування і згорання компонентів палива. При виливах водню в безпосередній близькості від виливів окислювача (кисню) підвищується вірогідність вибуху або пожежі.

Випаровування кисню, водню, вуглеводневого пального не несуть екологічної небезпеки.

Найбільшу екологічну небезпеку викликають ситуації, пов’язані з великими аварійними виливами компонентів токсичних палив у густонаселених місцях, виробничих приміщеннях – виливи гідразинових палив та азотних окислювачів в кількості 50 – 100 кг. За аварійний великий вилив на відкритій місцевості, залізничних перегонах приймається вплив понад 1 тону.

Негативний вплив таких аварій внаслідок високої токсичності “вуглеводневе пальне – кріогенний окислювач” проявляється в локальному зараженні ґрунту, що може бути причиною зараження води річок і відкритих водойм (надходження з талими і зливовими стоками), а також джерелом

забруднення трав, культурних рослин, які є продуктами харчування для тварин і людини.

Ще однією небезпечною ситуацією може бути вибух. Під час вибуху твердого палива утворюється стійка аерозольна хмара, що складається із продуктів вибуху, вихідних компонентів твердого палива і тонкодисперсних часток (декілька тонн) від руйнування корпусу ракети. Аерозольна хмара піднімається на висоту до 2 км і поширюється залежно від метеорологічних умов на декілька кілометрів від зони вибуху.

Необхідно повністю перейти на екологічно чисте паливо в БПЛА. По можливості, варто встановлювати плазмові чи рідкокристалічні монітори, оскільки їх випромінювання значно менші, ніж розповсюджених електронно-променевих моніторів. При покупці монітора необхідно звернути увагу на наявність сертифіката. Системний блок і монітор повинні знаходитися якнайдалі від користувача. Не слід залишати комп'ютер включеним на тривалий час, якщо він не використовується, хоча це і прискорить знос комп'ютера. Так само, рекомендується використовувати «сплячий режим» для монітора.

## **7.5. Висновки**

У даному розділі, розглянувши основні види палив та проаналізувавши рівень екологічних небезпек, які вони несуть, були приведені рекомендації щодо використання найбезпечніших для НПС видів палива – криогенні палива. В екологічному відношенні криогенні палива і пари “вуглеводневе пальне – криогенний окислювач” суттєво безпечніші, ніж висококип'ячі палива. Роздільні впливи водню та кисню не мають суттєвих екологічних наслідків, крім часткового і локального ураження рослинного покриву в зоні впливу.

Випаровування кисню, водню, вуглеводневого пального не несуть екологічної небезпеки.

Реальними є такі способи ліквідації: підриви і механічні руйнування; випалювання зарядів; руйнування за допомогою хімічних реагентів;

затоплення. З великою увагою розглядається метод використання енергетичних можливостей твердих палив, які мають детонаційні властивості, при виготовленні штучних алмазів.

Існують ряд заходів для зниження їх екологічної небезпеки.

Отже, мікроелектро-механічна БНС не завдає шкоди навколишньому середовищу.

## ВИСНОВКИ

1. Проаналізовані варіанти побудови СНС і отримані вимоги до прийомоіндикатору СНС, який пропонується використовувати в комплексній системі.

2. Проаналізовані варіанти побудови БІНС і показано, що на борту БПЛА доцільно використовувати БІНС, що побудована на акселерометрах і вимірниках кутової швидкості.

3. Проаналізовані варіанти інтеграції інерціальної супутникової навігаційної системи і за базовий вибрані жорстко-зв'язані системи, в яких, на відміну від слабо-зв'язаної системи, БІНС неперервно коректується від СНС. При чому, корекція відбувається на основі оцінених параметрів по координаті та швидкості.

4. На основі аналізу варіантів схем комплексної обробки інформації була вибрана дворівнева схема комплексу.

5. Запропоновано покращувати точність автономної роботи інтегрованого навігаційного комплексу, шляхом прогнозування зміни похибок інерціальної системи навігації та передстартовим калібруванням.

6. Проведені дослідження запропонованого гіро- акселерометричного методу вимірювання параметрів кутової орієнтації показують його досить високу точність. Зокрема похибки вимірювання кутів крену та тангажа з використанням грубих МЕМС датчиків не перевищують похибки існуючих прецизійних гіровертикалей. Недоліком запропонованого гіро-акселерометричного методу вимірювання параметрів кутової орієнтації у порівнянні з гіровертикалями є його не автономність. Тому він може застосовуватися тільки в комплексних навігаційних системах малих БПЛА, зокрема в ІССН. Але при цьому значно спрощуються алгоритми комплексування БІНС і СНС оскільки зникає необхідність оцінювання не спостережуваних складових вектора стану.

7. Проведений порівняльний аналіз алгоритмів комплексування БІНС і СНС показує, що за точність 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.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. *Синеглазов В.М. Філяшкін М.К.* Автоматизовані системи управління повітряних суден. – Изд-во К.: НАУ, 2003, 502 с.
2. *Рогожин В.А., Синеглазов В.М. Філяшкін М.К.* Пилотажно-навігаційні комплекси повітряних суден”. – К.: Изд-во НАУ, 2004.
3. *Рогожин В.А., Черных Ю. А.* Пилотажно-навигационные комплексы. – К.: КВВАИУ, 1990. 282 с.
4. *Льїн О.Ю. Філяшкін М.К.* Пилотажно-навігаційні системи та комплекси. – К.: КІ ВПС, 1999. 336 с.
5. *А. Красовский* “Пилотажно-навигационные комплексы”, ВВИА ім. Жуковского, 1981 р.
6. *Бабич О. А.* Обработка информации в навигационных комплексах. – М.: Машиностроение, 1991. - 598 с.
7. *Шкирятов В.В.* Радионавигационные системы и устройства. – Изд-во М.: Радио и связь, 1984.
8. *Решетнев М. Ф.* Развитие спутниковых радионавигационных систем. Инф. бюллетень НТЦ – Изд-во “Интернавигация”. 1992 с. 6—10.
9. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС под ред. Харисова В.Н., Перова А.И., Болдина В.А. – М.: Изд-во ИПРЖР, 19989.
10. *Бимбас В.А., Блохин Л.Н.* “Основы инерциальной навигации.” Учебное пособие – К.: Изд-во, КИИГА, 1990.
11. *Иванченко А.И.* “Бесплатформенные инерциальные системы навигации”. – Изд-во Киев, КВВАИУ, 1988. 222с.
12. *Захарин М.И., Захарин Ф.М.* Кинематика инерциальных систем навигации. – М.: Изд-во Машиностроение, 1968. 236 с.
13. Авиационные приборы и навигационные системы. Под ред. О.А.Бабича – М.: Изд-во ВВИА им. Проф. Н.Е. Жуковского, 1881, 648 с.

14. *Асланян А. Э.* Система автоматического управления полетом летательных аппаратов. - Киевское высшее военное училище авиационное инженерное училище, 1984. Ч. 1
15. ГОСТ 12.0.003-74
16. Франчук Г.М., Ісаєнко В.М. Екологія, авіація і космос: Навч. посіб. – К.: НАУ, 2005. – 456 с.